pISSN 2765-7469
eISSN 2799-3213

# 우주기술과 응용

## Journal of Space Technology and Applications

Vol. 2 No. 2 May 2022

사단법인 한국우주과학회
The Korean Space Science Society

우주기술과 응용 Journal of Space Technology and Applications Vol. 2 No. 2 May 2022 pp.67-186 사단법인 한국우주과학회

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

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
Volume 2 Number 2 May 2022

Published by The Korean Space Science Society
Published on May 31, 2022
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 (2022.01.01 – 2022.12.31)


| | | |
|---|---|---|
| **편집위원장** | 김해동 | 한국항공우주연구원 |
| **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 |
| | 이동헌 | 항공대학교 |
| | 이성희 | (주)컨텍 |
| | 이재진 | 한국천문연구원 |
| | 이주희 | 한국항공우주연구원 |
| | 이창한 | 한국항공우주산업 |
| | 임조령 | 한국항공우주연구원 |
| | 장태성 | KAIST 인공위성연구소 |
| | 조동현 | 부산대학교 |
| | 황정아 | 한국천문연구원 |
| **편집국장** | 김숙경 | 한국우주과학회 |

pISSN 2765-7469
eISSN 2799-3213

우주기술과 응용 Vol. 2 No. 2 May 2022

연구논문

67 정지궤도 기반 발사체 비행 궤적 추정시스템의 시뮬레이터 개발 명환춘

81 초소형위성 SNIPE 본체 설계 및 개발 김해동, 최원섭, 김민기, 김진형, 김기덕, 김지석, 조동현, 이재진

104 우주날씨 관측을 위한 큐브위성 도요샛 임무 이재진, 손종대, 박재흥, 양태용, 송호섭, 황정아, 곽영실, 박원기

기술논문

121 소프트웨어 정의 라디오를 활용한 초소형위성용 선박정보수집장치의 수신시험 김신형, 이창현, 김건우, 조동현

137 Interagency Operations Advisory Group (IOAG) Service Catalog에 따른 국제 표준화 및 국내 적용 방안
이정현, 박덕종, 안상일

기고문

146 도약적 국가 우주력 발전을 선도할 제2 우주센터 구축 필요성 연구 박기태

169 러시아-우크라이나 전쟁(러시아의 우크라이나 침공)의 우주전 분석 및 양상
그리고 우주기술 개발시 고려사항 최성환

J. Space Technol. Appl. 2(2), 67-80 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.67

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

연구논문

# 정지궤도 기반 발사체 비행 궤적 추정시스템의 시뮬레이터 개발

명환춘†

한국항공우주연구원

# Simulator Development for GEO (Geostationary Orbit)-Based Launch Vehicle Flight Trajectory Prediction System

Hwan-Chun Myung

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

**Received:** April 8, 2022
**Revised:** April 18, 2022
**Accepted:** April 24, 2022

†**Corresponding author :**
Hwan-Chun Myung
Tel : +82-42-860-2774
E-mail : mhc@kari.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**
Hwan-Chun Myung
https://orcid.org/0000-0003-0848-6116

## 요 약

최근의 우주개발기술 선진국들은 우주의 평화적 이용이라는 보편적 가치를 넘어서 자국의 이익을 극대화하기 위한 발판으로 우주의 전략적 활용에 더욱 더 집중하고 있으며, 조기경보 위성과 같이 지상에서 발사된 화염 정보를 이용하여 우주로 발사된 발사체의 실시간 감시와 궤적 추적 기능 등을 담당하는 위성들을 지속적으로 개발해 오고 있다. 본 연구에서는 이러한 조기경보 위성에서 발사체의 궤적을 실시간으로 추정할 수 있는 알고리즘을 진화연산이라는 인공지능 기법을 적용하여 제안하고, 이러한 비행 궤적 추정 알고리즘을 비행 궤적 추정 시스템의 시뮬레이터를 통하여 임의의 발사체 비행 궤적에 적용함으로써 제안된 방법의 성능과 특징을 입체적으로 확인하고자 한다.

## Abstract

The missile early-warning satellite systems have been developed and upgraded by some space-developed nations, under the inevitable trend that the space is more strongly considered as another battle field than before. As the key function of such a satellite-based early warning system, the prediction algorithm of the missile flight trajectory is studied in the paper. In particular, the evolution computation, receiving broad attention in the artificial intelligence area, is applied to the proposed prediction method so that the global optimum-like solution is found avoiding disadvantage of the previous non-linear optimization search tools. Moreover, using the prediction simulator of the launch vehicle flight trajectory which is newly developed in C# and Python, the paper verifies the performance and the feature of the proposed algorithm.

**핵심어 :** 정지 궤도, 우주 발사체, 비행 궤적
**Keywords :** GEO (geostationary orbit), LV (launch vehicle), flight trajectory

## 1. 서론

1950년대부터 지상의 미사일 등과 같은 열원의 탐지를 우주에서 수행하기 위하여, 미국과 러시아(구 소련)를 중심으로 군사적 활용 관점에서 조기경보위성의 개발이 지속적으로 진행

되어 왔으며, 최근에는 중국을 포함한 여러 다른 우주 선진국들에서도 관련 위성과 기술 개발에 많은 관심을 보이고 있다[1]. 조기경보위성 시스템의 주된 임무는 지상에서 발생하는 열원의 적외선 정보를 실시간으로 탐지하는 것으로서, 정지궤도 및 타원궤도 등이 주로 이러한 목적을 위하여 활용되고 있다. 최근에는 이러한 열원의 탐지라는 단순한 임무를 넘어서 열원의 궤적을 추적하기 위한 임무도 함께 고려되면서, 저궤도 위성군에 의한 열원 궤적의 추적 기능도 조기경보위성 시스템의 중요한 임무로서 새롭게 포함되고 있다[2,3]. 일반적으로 정지궤도에 위치한 조기경보위성은 열원의 조기탐지와 함께 열원 정보의 지속 시간까지 획득된 적외선 정보를 이용하여 예상되는 비행 궤적과 탄착점을 추정할 수 있으며, 이러한 기능은 복수의 정지궤도 위성군을 통하여 비행 궤적과 탄착지점의 오차 성능을 보다 더 최적화할 수 있는 것으로 알려져 있다[4-6]. 그러나, 조기경보위성과 관련된 기술은 각국의 보안유지로 인하여 관련된 연구가 거의 알려져 있지 않으며, 단지 지상 레이더 기반의 발사체에 대한 궤적 연구가 일부분 공개되어 오고 있는 상황이다. 기존의 지상 레이더 또는 탄도미사일 추적센서 기반의 연구들에서는 정의된 우도함수(likelihood function)의 최대우도추정 방법(maximum likelihood estimation) 등을 통해 최적의 발사체 파라미터 벡터를 실시간으로 도출하는 방법을 이용하여 발사지점과 탄착지점, 비행 궤적 등을 추정하는 방법들에 대한 연구 등이 수행되어 왔다[7]. 본 연구에서는 이처럼 관련 연구가 거의 전무한 조기경보위성의 발사체 궤적 추정 방법을, 지상 추적센서 기반에서 널리 활용되고 있는 전형적인 비선형 최적화 방법과 진화연산으로 알려져 있는 인공지능 기법을 순차적으로 함께 적용하여 기존의 지상 추적센서 기반 연구결과들에 비하여 국부 최소값 문제를 보다 더 효과적으로 극복함으로써, 시뮬레이터의 정지궤도 환경에서 실시간으로 구현하였다는 점에서 연구결과의 의미를 확인할 수 있다.

본 연구는 전체적으로 정지궤도를 기반으로 하여 발사체의 비행 궤적을 추정하는 시스템의 시뮬레이터 개발을 주된 내용으로 하고 있다. 이러한 시뮬레이터는 적용될 비행 궤적 추정 알고리즘의 성능을 보다 더 입체적이고 종합적으로 확인하고 분석할 수 있도록 활용될 수 있다는 이점이 있으며, 실제 비행 궤적 추정 시스템의 개발을 위한 초기 모델의 역할도 수행할 수 있을 것으로 기대된다. 이러한 시뮬레이터는 크게 발사체 비행 궤적을 모사하는 3D 그래픽 부분과 모사된 비행 궤적을 실시간으로 추정하는 알고리즘 부분으로 나뉘어지는데, 각각의 그래픽 부분과 알고리즘 부분 구현에 가장 적합한 컴퓨터 언어들(C#, Python)을 함께 적용하여 개발되었다. 3D 그래픽은 C#의 OpenTK 라이브러리를 활용하여 사실적인 GUI(graphic user interface)를 구현함으로써, 비행 궤적을 다양한 각도에서 입체적으로 확인할 수 있도록 하였으며, 또한 Python의 Basemap 기능을 적용하여 발사체 궤적의 지리적 정보도 함께 제공할 수 있도록 하였다[8,9]. 비행 궤적 추정 알고리즘은 진화연산 방식과 BFGS(Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno)의 준-뉴톤방식(Quasi-Newton method)을 순차적으로 결합하여 최적화 문제에서 발생하기 쉬운 국부 최소값 문제를 보완하면서 발사체의 최적화된 비행 궤적을 추정할 수 있는 방법을 적용하고, 발사체 관측 위성의 개수와 발사체 화염의 관측 방식에 따른 추정 성능의 차이점도 함께 분석한다.

본 논문은 2장에서 시뮬레이터의 구성과 구현 방법을 설명하고, 3장에서는 제안된 비행 궤적 추정 알고리즘과 발사체의 모델을 제시한다. 마지막으로 4장에서는 제안된 알고리즘을 적용한 시뮬레이터의 구현 결과를 확인하고, 시뮬레이션 결과를 통하여 제안된 알고리즘의 성능 분석을 수행한다.

# 2. 시뮬레이터의 개요

## 2.1 시뮬레이터의 구성

본 연구에서 개발한 시뮬레이터는 크게 사용자의 조작 편의성을 위한 GUI 부분과 비행 궤적 추정 알고리즘 부분으로 나뉘어진다. GUI는 사용자의 명령을 전달받고 시뮬레이션의 상황을 종합적이고 입체적으로 보여주기 위한 통합 환경을 의미하며, 발사체의 비행 궤적과 관련한 실시간 정보 제공 및 발사체의 자세와 비행 궤적의 움직임을 2D 그래프와 3D 그래픽을 활용하여 구현함으로써 사용자에게 보다 더 실제적인 정보를 제공하는 기능을 수행한다. 비행 궤적 추정 알고리즘은 발사체의 모델을 바탕으로 비행 궤적을 생성하는 부분과 정지궤도에서 관측된 화염 정보를 바탕으로 비행 궤적을 추정하는 부분으로 구성된다. 일반적으로 C# 언어는 GUI 구성과 3D 그래픽 구현에 있어서 다양하고 유용한 라이브러리들을 활용할 수 있다는 이점이 있는 반면에, Python 언어는 인공 지능 기법을 포함한 폭넓은 수치해석 라이브러리들을 제공함으로써 복잡한 연산과정을 간결하게 구현할 수 있다는 점에서 매우 효과적이라고 알려져 있다. 본 연구에서는 이러한 C#과 Python 언어들의 장점들을 극대화하기 위하여 C#에서 Python 언어와의 통합을 위하여 제공하고 있는 Pythonnet 라이브러리를 활용함으로써, GUI 부분의 구현을 위해서는 주로 C#을 사용하고, 알고리즘과 발사체 동역학의 모사 등과 같은 연산과정에서는 Python을 사용하여 시뮬레이터를 구현하였다. 또한, Python에서 제공하고 있는 Basemap 기능을 활용하여 발사체 궤적의 실제 지리 정보를 제공할 수 있도록 GUI 기능에 추가함으로써, 인터넷 연결을 통한 원격 지도 데이터와의 연동 없이도 자체적으로 내장된 지도 데이터를 이용하여 지표상의 실제 위치에 발사체의 비행 궤적을 투사하여 보여줄 수 있도록 하였다(Fig. 1).

## 2.2 GUI 의 구현

GUI는 Fig. 2에서와 같이 사용자의 명령을 수행하는 부분과 발사체의 자세와 상태 정보를 제공하는 부분, 발사체 궤적을 제공하는 세 부분으로 크게 나눌 수 있으며, 실제로 시뮬레이션이 구현된 모습은 Fig. 3에서 확인할 수 있다.

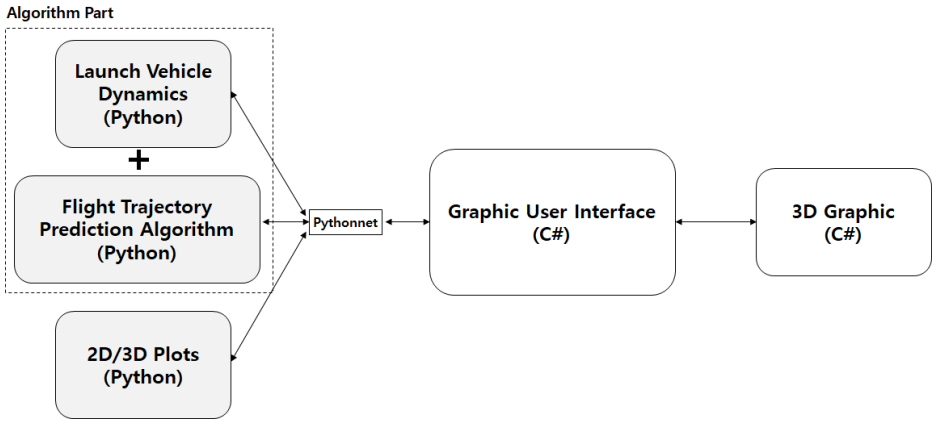



Fig. 1. Architecture of simulator software.

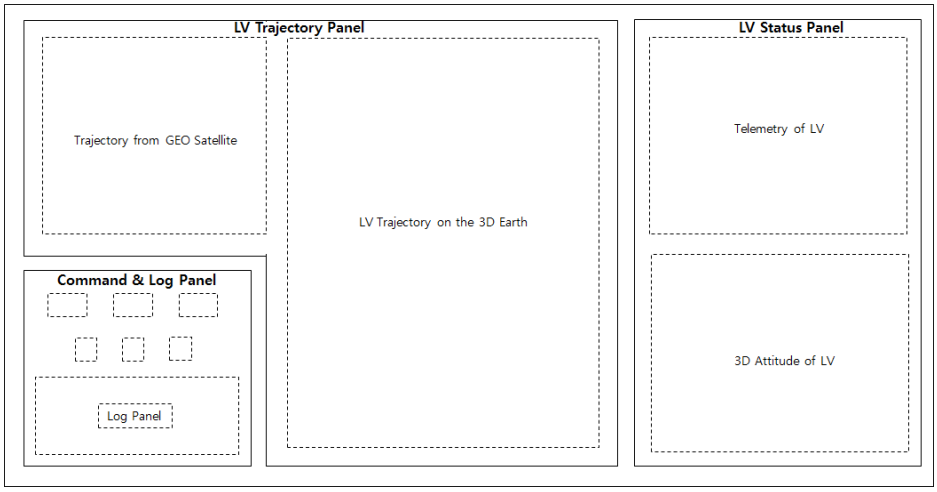



Fig. 2. GUI (graphic user interface) layout: GEO (geostationary orbit), LV (launch vehicle).

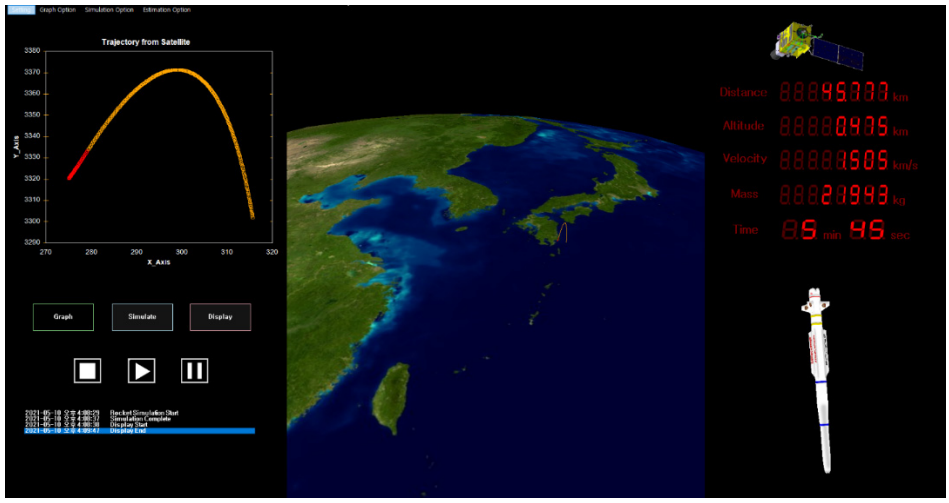
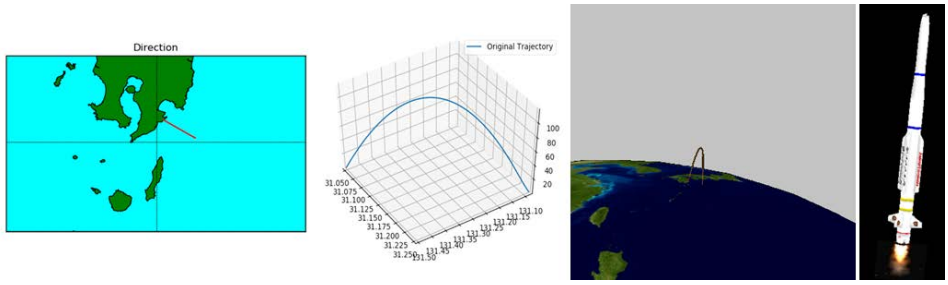



Fig. 3. Simulation example of GUI (graphic user interface).

명령을 수행하는 부분에서는 시뮬레이션의 수행과 결과 확인 등을 선택할 수 있으며, 추가 그래프 선택을 통해서 발사체의 상태정보와 궤적의 시간상의 변화를 별도의 2D/3D 그래프로 확인할 수 있다. Python에서 제공하는 Basemap을 적용한 2D 그래프에서는 발사체의 실제 궤적을 지도상에서 정확히 투영하여 보여줌으로써, 발사체의 이동방향과 발사 및 최종위치 등을 보다 더 실제적으로 확인할 수 있다. 발사체의 상태 정보는 거리, 고도, 속력, 질량, 비행 시간을 보여줄 수 있으며, 특히 발사체의 3D 그래픽을 활용하여 화염의 분사 유무와 자세 및 방향 등의 실시간 변화를 제공한다. 발사체 궤적 부분은 지구의 3D 그래픽 모델을 이용하여 입체적인 궤적의 움직임을 확인할 수 있도록 개발되었으며, 회전 및 확대/축소 등의 기능도 포함되었다. 이와 함께 정지궤도에서의 조기경보 탑재체 검출기에 투사되어 관측되는 발사체의 2D 궤적도 화염구간과 별도로 확인할 수 있게 함으로써, 발사체의 궤적 추적에 활용되는 투사된 2D 화염 데이터의 모습도 실시간 관측이 가능하도록 추가하였다(Fig. 3-4).




(a) (b) (c) (d)

Fig. 4. GUI (graphic user interface) examples: (a) basemap, (b) 3D trajectory with altitude, latitude, and longitude, (c) 3D trajectory on the Earth, and (d) 3D attitude of LV (launch vehicle) with flame.

# 3. 발사체 모델과 최적화 알고리즘

## 3.1 발사체 모델

본 연구에서 대상으로 하는 발사체 모델은 일본 우주과학연구소(ISAS)가 1980년대에 개발하여 과학 위성 발사 등에 활용한 3단식 고체 연료 로켓 M-3S이다. 전체 길이는 약 23.8 m이고, 중량은 48.7 t, 탑재 가능한 위성의 무게는 최대 300 kg 정도로 알려져 있다(Fig. 5) [10].

발사체의 궤적을 결정하는 초기 조건들로는 발사체 자체의 설계 제원은 물론 발사 조건 등 다양한 요소들이 관련되어 있는데, 본 연구에서는 크게 9개의 초기 조건들을 발사체의 궤적을 추정하기 위한 주요 파라미터들로 고려하였으며, Table 1에서는 이러한 파라미터들과 설정값들을 보여주고 있다.

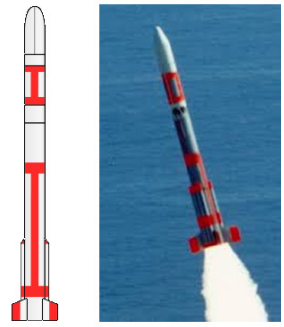


Fig. 5. M-3S rocket.

Table 1. Main parameters and values of launch vehicle [9]: S.I.(specific impulse), L.C.(lift coefficient)

| Parameter | Initial value | Parameter | Initial value | Parameter | Initial value |
|---|---|---|---|---|---|
| S.I. ($\theta_1$) | 255 N-sec/kg | L.C. ($\theta_2$) | 3.5 | Pitch ($\theta_3$) | 85 deg |
| Yaw ($\theta_4$) | 120 deg | Latitude ($\theta_5$) | 31.251 deg | Longitude ($\theta_6$) | 131.08 deg |
| Altitude ($\theta_7$) | 194 m | Mass ($\theta_8$) | 45,247.4 kg | Thrust force ($\theta_9$) | 1,147,000 N |

발사체의 궤적을 결정하는 초기조건들로 구성된 파라미터 벡터는 다음과 같이 정의될 수 있으며,

$$\boldsymbol{\Theta} = [\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5, \theta_6, \theta_7, \theta_8, \theta_9]'. \tag{1}$$

여기서 $\theta_i$의 정의는 Table 1과 동일하다. 발사체 모델의 동역학을 구현하기 위하여 사용된 상태 변수는 모두 14개로서, 발사체의 질량(m)을 포함하여 위치($\boldsymbol{P}$)와 속도($\dot{\boldsymbol{P}}$), 쿼터니온($\boldsymbol{Q}$), 회전축(roll/pitch/yaw)을 중심으로 하는 각속도($\boldsymbol{\Omega}$) 등으로 구성되었다. 이러한 상태 벡터는 오일러 적분 방식을 이용하여 상태값의 변동량을 계산함으로써, 시간에 따른 발사체의 3차원 궤적을 생성하도록 사용되었다. 초기조건을 바탕으로 발사체의 궤적을 나타내는 상태 벡터는

$$\begin{gathered}\boldsymbol{\Psi}(t, \boldsymbol{\Theta}) = [\ \mathrm{m}(\mathrm{t}, \boldsymbol{\Theta}), \boldsymbol{P}(\mathrm{t}, \boldsymbol{\Theta}), \dot{\boldsymbol{P}}(\mathrm{t}, \boldsymbol{\Theta}), \boldsymbol{Q}(\mathrm{t}, \boldsymbol{\Theta}),\ \boldsymbol{\Omega}(\mathrm{t}, \boldsymbol{\Theta})]', \\ \mathrm{m} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}, \boldsymbol{P} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^3, \dot{\boldsymbol{P}} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^3, \boldsymbol{Q} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^4,\ \boldsymbol{\Omega} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^3, \boldsymbol{\Psi} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^{14},\end{gathered} \tag{2}$$

와 같이 나타낼 수 있다. 고려된 발사체의 초기 파라미터들은 크게 발사 위치(latitude, longitude, altitude)와 발사 방향(pitch, yaw), 발사체의 특성(mass, specific impulse, lift coefficient, thrust force) 등으로 구분될 수 있으며, 이러한 초기 파라미터들의 차이는 각 파라미터의 특성에 따라서 다양한 정도로 비행 궤적의 변경을 초래하게 된다. 53초로 설정된 연소 기간동안 발사체는 추진제를 전부 소모하면서 21,943 kg까지 무게가 감소하게 되고, 발사체의 위치와 방향은 최종지점까지 지속적으로 수정되면서 발사체의 전체 비행 궤적을 형성한다. 5분 45초의 전체 비행 시간 동안 발사체는 최대 116 km의 고도까지 상승하게 되며, 최대 이동 거리는 약 45 km에 이른다(Fig. 6).

## 3.2 비행 궤적 추정 알고리즘

본 연구는 비행 궤적을 추정하는 데 있어서 인공지능 및 최적화 기법의 적용과 상대 정밀도 향상 방법에 중점을 두고 있기 때문에, 실제 비행 궤적 관측 상황에서 발생할 수 있는 관측 위성의 지향오차(pointing error) 및 검출기의 공간해상도 제약에 따른 양자화 오류(quantization

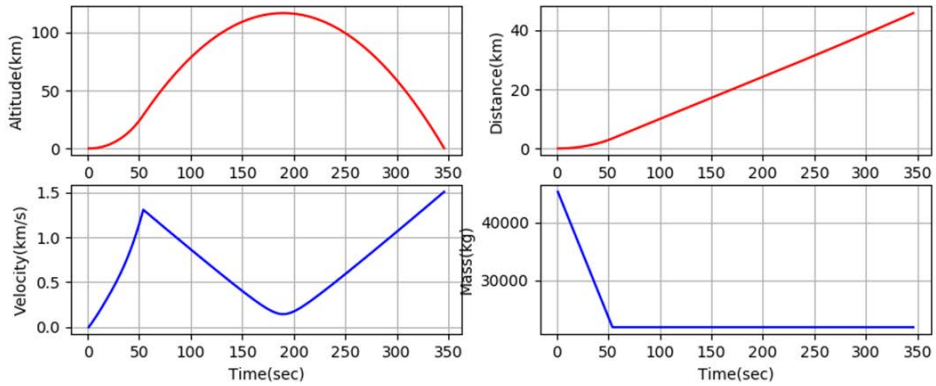



Fig. 6. Flight characteristics of LV (launch vehicle).

error) 등은 추후 과제에서 절대 정밀도 개선 관점에서 검토될 예정이다. 발사체의 관측 벡터는 이전의 상태 벡터와는 달리 발사체의 화염을 관측하는 정지궤도 위성(궤도: ϕ)의 광학 검출기 관점에서 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\boldsymbol{\Psi}_{D1}(\boldsymbol{t},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\phi}) = [\ \boldsymbol{x_D}(\mathbf{t},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\phi}), \boldsymbol{y_D}(\mathbf{t},\boldsymbol{\Theta},\boldsymbol{\phi})]', \quad \boldsymbol{\Psi}_{D1} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^2\ . \tag{3}$$

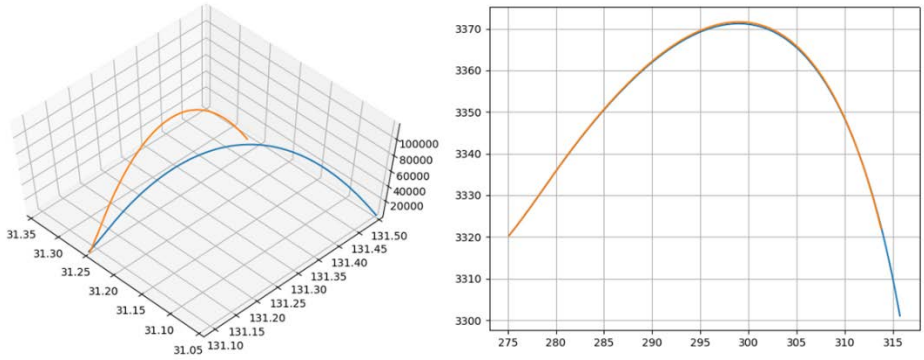
여기서, $x_D$와 $y_D$는 각각 2차원 검출기에서 관측된 화염의 위치를 나타낸다. 이 때, 추정된 초기조건들의 파라미터 벡터($\widetilde{\boldsymbol{\Theta}}$)를 이용한 성능평가 함수는 관측된 발사체의 실제 관측 벡터($\boldsymbol{\Psi}_{D1}(t,\boldsymbol{\Theta},\phi)$)와 알고리즘에 의하여 추정되어 도출된 관측 벡터($\widetilde{\boldsymbol{\Psi}}_{D1}(t,\widetilde{\boldsymbol{\Theta}},\phi)$)를 이용하여 다음과 같이 정의한다.

$$f_1(T_F,\boldsymbol{\Theta},\widetilde{\boldsymbol{\Theta}},\phi) = \sqrt{\sum_{t=0}^{T_F}\{\boldsymbol{\Psi}_{D1}(t,\boldsymbol{\Theta},\phi)\ -\ \widetilde{\boldsymbol{\Psi}}_{D1}(t,\widetilde{\boldsymbol{\Theta}},\phi)\}^2}, t = 0, \Delta T, 2\Delta T, \cdots, T_F. \tag{4}$$

여기서 $\Delta T$는 광학 검출기의 관측 주기를 나타내며, $T_F$는 발사체의 화염이 지속되는 시간을 나타낸다. 이 때, 정의된 성능평가 함수를 이용한 비행 궤적 추정의 최적화 문제는

$$\widetilde{\boldsymbol{\Theta}}_{opt}\ =\ \underset{\widetilde{\boldsymbol{\Theta}}}{\mathbf{arg}}\ \mathbf{min}\ f_1(T_F,\boldsymbol{\Theta},\widetilde{\boldsymbol{\Theta}},\phi)\ , \tag{5}$$

와 같이 표현될 수 있다. 일반적으로 한 대의 정지궤도 위성의 광학 탑재체에서 발사체의 화염 궤적을 관찰할 경우에는, 실제적인 3차원 궤적이 아닌 광학 탑재체의 검출기에 투사된 2차원 궤적만을 관측할 수밖에 없다. Fig. 7에서와 같이 이러한 정보 손실은 결과적으로 발사체 비행 궤적 추정의 오류를 초래할 수밖에 없게 되는데, 이러한 이유로 인하여 손실된 정보를 보정하기 위하여 두 대 이상의 정지궤도 위성 활용이 필수적인 것으로 인식되고 있다. 본 연구에서는 이러한 단일 위성관측의 한계를 개선하기 위해서 발사체의 화염 위치 정보와 함께 속도 정보도 함께 고려하는 방법을 적용하고자 한다. 속도 정보와 같은 추가적인 정보의 고려




(a) (b)

Fig. 7. Limitation of 3D trajectory prediction (case of a single GEO satellite): (a) two different 3D trajectories and (b) 3D trajectories similarly projected on an 2D optical detector in a GEO satellite.

는 광학 탑재체 검출기에서 궤적상으로 동일하게 투사되는 3차원 비행 궤적의 구분을 좀 더 세밀하게 수행하는 데 있어서 도움을 줄 수 있을 것으로 예상할 수 있다.

속도정보를 고려하는 경우에는 검출기 관점의 관측벡터와 성능평가 함수를 다음과 같이 각각 재정의할 수 있다.

$$\boldsymbol{\Psi}_{D2}(t,\boldsymbol{\theta},\phi) = [x_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi), y_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi), \dot{x}_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi), \dot{y}_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi)]' \ , \ \boldsymbol{\Psi}_{D2} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^4, \tag{6}$$

$$f_2(T_F,\boldsymbol{\theta},\widetilde{\boldsymbol{\theta}},\phi) = \sqrt{\sum_{t=0}^{T_F}\{\boldsymbol{\Psi}_{D2}(t,\boldsymbol{\theta},\phi\ ) \ - \ \widetilde{\boldsymbol{\Psi}}_{D2}(t,\widetilde{\boldsymbol{\theta}},\phi)\}^2}. \tag{7}$$

여기서, $\dot{x}_D$와 $\dot{y}_D$는 각각 2차원 검출기에서 관측된 화염의 속도를 나타낸다. 그러나, 이러한 추가적인 정보의 고려도 단일위성에 의한 정보손실의 한계를 완벽히 극복하는 것은 쉽지 않다. 따라서, 요구되는 비행 궤적의 정확도가 매우 정밀한 경우에는 복수위성에 의한 발사체 궤적 추정 방법을 고려할 수밖에 없으며, 이 경우에도 속도 정보와 같은 추가적인 정보의 고려가 비행 궤적을 추정하는 데 있어서 정확도 향상에 동일한 기여를 할 수 있을 것으로 쉽게 예상할 수 있다. 그러나, 복수 위성에 의한 비행 궤적 추정 방법은 정확도 측면에서는 매우 유리한 측면이 있지만, 단일 위성 관측에 비하여 처리해야 할 데이터 양의 증가가 최적화 과정의 소요시간 증가로 이어지게 된다는 문제점이 있을 수 있다. 이러한 추정 소요시간의 증가는 발사체 비행 궤적의 추정은 물론 최종지점의 신속한 예측의 필요성 관점에서도 또 다른 제약 사항으로 고려될 수 있다. 그러므로, 요구되는 비행 궤적 추정의 정확도와 함께 추정에 소요되는 처리시간 등의 주요 요구사항들을 동시에 고려하여 적절한 관측 방식을 선정하는 것이 중요하다. 복수 위성(n개 위성의 궤도: $\phi_1,\cdots,\phi_n$)에 의한 궤적 추정 방법 중에서 속도 정보 활용의 유무에 따라서 다음과 같이 검출기 관점의 발사체 관측 벡터와 성능평가 함수들을 이전과 유사하게 정의할 수 있다. 속도 정보를 고려하지 않는 경우,

$$\boldsymbol{\Psi}_{D3,i}(t,\boldsymbol{\theta},\phi_i) = [x_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi_i), y_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi_i)]', \quad \mathbf{i} = 1,\cdots,n, \quad \boldsymbol{\Psi}_{D3} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^2, \tag{8}$$

$$f_3(T_F,\boldsymbol{\theta},\widetilde{\boldsymbol{\theta}},\boldsymbol{\Phi}) = \sqrt{\sum_{i=1}^{n}\sum_{t=0}^{T_F}\{\boldsymbol{\Psi}_{D3,i}(t,\boldsymbol{\theta},\phi_i\ ) \ - \ \widetilde{\boldsymbol{\Psi}}_{D3,i}(t,\widetilde{\boldsymbol{\theta}},\phi_i)\}^2}, \quad \boldsymbol{\Phi} = [\phi_1,\cdots,\phi_n]', \tag{9}$$

그리고, 속도 정보를 고려하는 경우,

$$\Psi_{D4,i}(t,\boldsymbol{\theta},\phi_i) = [x_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi_i), y_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi_i), \dot{x}_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi_i), \dot{y}_D(\mathrm{t},\boldsymbol{\theta},\phi_i)]', \quad \boldsymbol{\Psi}_{D4} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^4, \tag{10}$$

$$f_4(T_F,\boldsymbol{\theta},\widetilde{\boldsymbol{\theta}},\boldsymbol{\Phi}) = \sqrt{\sum_{i=1}^{n}\sum_{t=0}^{T_F}\{\boldsymbol{\Psi}_{D4,i}(t,\boldsymbol{\theta},\phi_i\ ) \ - \ \widetilde{\boldsymbol{\Psi}}_{D4,i}(t,\widetilde{\boldsymbol{\theta}},\phi_i)\}^2}, \tag{11}$$

와 같이 나타낼 수 있다.

비행 궤적 추정 알고리즘의 핵심은 발사체 모델에서 고려되고 있는 주요 파라미터들의 초기 조건을 화염 정보만으로 추정하는 것으로서, 본 연구에서는 기존의 최적화 기법과 함께 진화연산이라는 인공지능 기법을 병용함으로써 비행 궤적 추정 알고리즘의 초기 설정값에 대한

지나친 의존도를 완화하고자 한다. Fig. 8에서 확인할 수 있는 바와 같이, Phase I에서는 진화 연산 중에서 ES(evolution strategy) 방법을 적용하여, 9개의 파라미터들로 구성된 유전자 공간의 다중(multi-wide) 검색을 수행하게 되며, 이러한 다중검색을 통하여 최적의 파라미터 설정값들의 존재 가능성이 가장 높은 영역을 발견하게 된다. 본 연구에서는 최적의 파라미터 값들을 기준으로 각 파라미터 값의 30%-170%로 확장된 검색영역을 유전자 공간대상으로 선정하였으며, 50개의 부모 유전자로부터 300개의 자손 유전자를 매 세대마다 생성하였고, 60%의 변이확률과 30%의 교배확률을 적용하여 10세대 이후의 최적 결과를 Phase II의 초기값으로 사용하였다. Phase II에서는 비선형 최적화 문제에서 널리 사용되고 있는 BFGS 알고리즘을 적용하여 Phase I에서 발견된 최적화 대상 영역에서 9개의 최적화된 파라미터 값들을 빠르게 도출할 수 있도록 하였다. 이러한 인공지능 기법과 기존의 최적화 방법의 결합 방식은 인공지는 분야에서 오랫동안 폭넓게 연구를 수행해 오고 있으며[11-13], Table 2와 3은 본 연구에서 적용한 알고리즘의 구체적인 개요를 간략히 보여주고 있다.

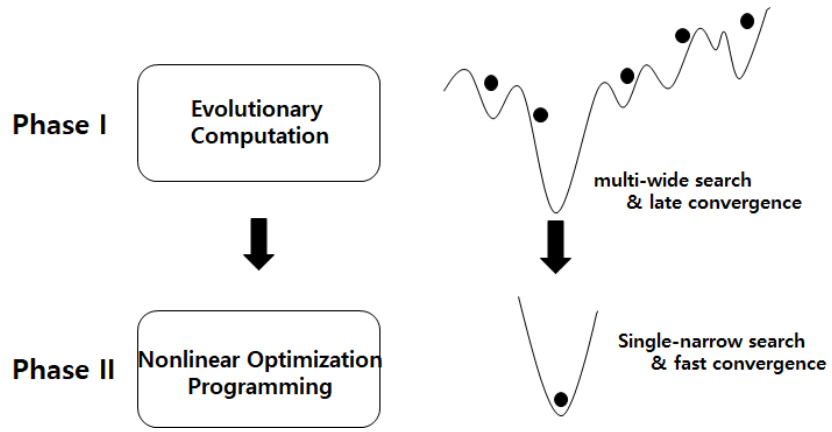



Fig. 8. Multi-phase approach for parameter optimization.

Table 2. Phase I algorithm

| Phase I algorithm: *Evolutionary computation* |
|---|
| Step 1: Initialize population → $\widetilde{\boldsymbol{\theta}}_{j,0} \in \boldsymbol{\mathcal{R}}^9,\ j(parent\ inidicator) = 1, \cdots, 50,$ |
| Step 2: Evaluate population → $\mathbf{Eval}_{\forall j}(f_{\#}(T_F, \boldsymbol{\theta}, \widetilde{\boldsymbol{\theta}}_{j,0}, \boldsymbol{\Phi})),\ \# \in \{1,2,3,4\}$ |
| Step 3: Evolve generation (generation limit: g $\leq 10$) |
| For each generation ($\widetilde{\boldsymbol{\theta}}_{j,g}$) |
| - Select parents |
| - Produce offspring ($P_{crossover} = 0.3, P_{mutation} = 0.6,\ number\ of\ offspring\ =\ 300$) |
| - Evaluate parents and offspring |
| - Select the next generation |
| Step 4: Find the best solution for the optimal region → $\widetilde{\boldsymbol{\theta}}_{p1,10}$ |
| Step 5: Implement Phase II Algorithm for the optical solution, as an initial value of $\widetilde{\boldsymbol{\theta}}_{p1,10}$ |

Table 3. Phase II algorithm

| Phase II algorithm: *BFGS (Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno)* |
|---|
| Step 1: Set the initial value($\tilde{\boldsymbol{\theta}}_0$) with $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{p1,10}$ (without Phase I, randomize the initial value) |
| Step 2: Iterate nonlinear optimization procedure (Convergence limit: Tolerance $\leq 0.00001$) |
| – Obtain the search direction ($\boldsymbol{q}_k$) with Hessian matrix($\boldsymbol{H}_k$, $k$: iteration number): $\boldsymbol{q}_k = -\boldsymbol{H}_{\mathrm{k}}\nabla f_{\#}(T_F, \boldsymbol{\Theta}, \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k, \boldsymbol{\Phi}),\ \ \boldsymbol{q}_k \in \mathcal{R}^9, \boldsymbol{H}_k \in \mathcal{R}^{9x9},\ \nabla f_{\#} \in \mathcal{R}^9$ |
| – Calculate the step size($\alpha_k$) by using golden section search technique: $\alpha_k = \underset{\alpha}{\mathbf{arg}}\ \mathbf{min}\ f_{\#}\ (T_F, \boldsymbol{\Theta}, \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k + \alpha \boldsymbol{q}_k, \boldsymbol{\Phi})$ |
| – Update new solution: $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k+1} = \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k + \alpha_k \boldsymbol{q}_k$ |
| – Update Hessian matrix with the difference of gradients: $\boldsymbol{H}_{\mathrm{k+1}} \leftarrow \boldsymbol{H}_{\mathrm{k}},\ \alpha_k \boldsymbol{q}_k,\ \nabla f_{\#}(T_F, \boldsymbol{\Theta}, \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{k+1}, \boldsymbol{\Phi}) - \nabla f_{\#}(T_F, \boldsymbol{\Theta}, \tilde{\boldsymbol{\theta}}_k, \boldsymbol{\Phi})$ |
| Step 3: Find the optimal solution → $\tilde{\boldsymbol{\theta}}_{opt} = \tilde{\boldsymbol{\theta}}_{p2}$ |

## 4. 시뮬레이션 결과와 분석

발사체 비행 궤적의 추정 시뮬레이션은 Fig. 3에서와 같이 본 연구에서 개발한 시뮬레이터를 통해서 수행되었으며, 위성 개수 및 관측 방법의 선택 등은 GUI의 상단 메뉴에서 선택하여 변경할 수 있도록 하였다. 발사체의 화염 구간 이후부터 추정 알고리즘이 적용되어 추정이 완료된 이후에, 추정된 비행 궤적이 현재 진행 중인 발사체의 비행 궤적과 함께 GUI에 나타냄으로써, 발사체의 향후 비행 궤적은 물론 최종지점의 위치를 사전에 확인할 수 있도록 하였다. 정지궤도 위성들은 단수위성의 경우에 GK2-A/B 위성들이 위치하고 있는 128.2도(ϕ)를 고려하였고, 복수위성의 경우에는 동경 128.2도($\phi_1$)와 함께 미국의 SBIRS 조기경보위성(GEO-4)이 위치하고 있는 것으로 알려져 있는 동경 159.08도($\phi_2$)에 위치하는 것으로 가정하였다. 검출기의 관측주기는 일반적으로 알려진 조기경보위성의 성능을 고려하여 1초($\Delta T$)로 설정하였으며, 화염의 지속주기($T_F$)는 M-3S 발사체를 고려하여 53초로 시뮬레이션을 수행하였다. 또한, 궤적 추정 정확도의 성능평가 지표로서 최종지점의 예측 정확도를 분석하였다.

### 4.1 최적화 알고리즘과 성능 비교

진화연산 기법을 적용한 최적화 알고리즘의 효과를 확인하기 위하여 진화연산 방식의 적용 유무(w/o Evolution Computation: Phase II, w/ Evolution Computation: Phase I + Phase II)에 따른 비행 궤적 추정시험을 수행하였으며, Fig. 9-10은 이러한 비교 성능시험의 결과를 보여주고 있다. 모든 시뮬레이션은 10번씩 임의의 초기 변수값들을 적용하여 반복적으로 수행되었으며, 한 개의 정지궤도 위성과 위치 정보만을 사용하는 것을 가정하였다. 9개 변수들의 값은 편의를 위하여 물리적 특성에 상관없이 모두 '3'이라는 동일한 값으로 정규화되도록 조정되었다. Fig. 9의 왼쪽과 오른쪽은 진화연산 방식을 적용하지 않은 경우와 적용한 경우에 각각 최적화된 9개 변수값들의 분포도를 보여주고 있다. 진화연산에 의한 최적화 방법이 고려되지 않는 경우에는 초기값에 따라서 최적화된 변수값들의 변이가 매우 크다는 사실을 알

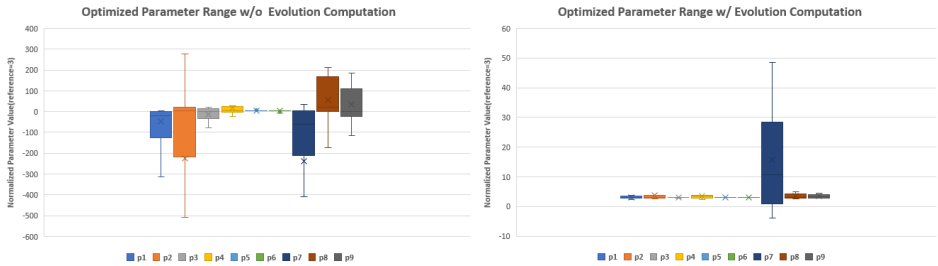



Fig. 9. Comparison of optimized parameter values (w/o and w/ evolution computation, average of 10 iterations): p1 = specific impulse, p2 = lift coefficient, p3 = pitch, p4 = yaw, p5 = latitude, p6 = longitude, p7 = altitude, p8 = mass, p9 = thrust force.

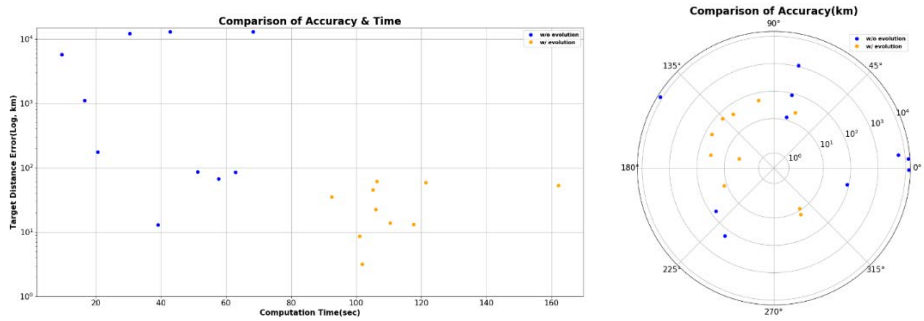



Fig. 10. Comparison of accuracy & time (w/o: blue and w/: orange).

수 있으며, 반면에 진화연산을 적용한 방법에서는 대부분의 변수들이 상대적으로 작은 변이 분포도 안에서 추정되고 있음을 확인할 수 있다. Fig. 10에서는 이러한 두 가지 방법들에 의하여 추정된 최종지점의 위치를 시간과 거리 관점에서 비교하고 있다. 진화연산을 적용하지 않은 경우에는 상대적으로 매우 빠른 추정시간 이내에서 결과를 얻을 수 있지만, 추정된 최종지점의 정확도 분포가 매우 크다는 특징이 있는 반면에, 진화연산을 적용한 방법에서는 더 오랜 추정시간이 요구되지만 정확도의 분포가 상대적으로 일정한 범위 안(<100 km)에서 안정적으로 도출될 수 있음을 알 수 있다.

## 4.2 관측 방식과 성능 비교

관측 방식에 따른 시뮬레이션은 이전의 4.1에서와 동일한 방식과 절차를 통해서 수행되었으며, 본 연구에서는 4가지(Case 1: 단일위성 + 위치정보 → $f_1$ 적용, Case 2: 단일위성 + 위치/속도정보 → $f_2$ 적용, Case 3: 복수위성 + 위치정보 → $f_3$ 적용, Case 4: 복수위성 + 위치/속도정보 → $f_4$ 적용)의 서로 다른 관측 방식을 시뮬레이션에 적용하였다. Case 1의 경우에는 특별히 발사체 엔진의 주요 특성인 양력계수(lift coefficient, p2)와 발사 환경의 주요 요소인 고도(altitude, p5) 변수의 추정에서 상대적으로 큰 변수값 오차분포를 보이고 있음을 Fig. 11에서 알 수 있으며, 이러한 변수들의 오차가 약 3.17-61.06 km 정도의 최종지점 오차를 유도한 것으로 분석된다. 이와 달리, 위치정보와 함께 속도정보도 활용하는 Case 2의 경우에는 양력계수의 추정에서 향상된 결과를 보여준 반면에, 고도 변수의 추정에서는 약간 더 큰 오차분포를 보여주고 있으며, 결과적으로는 Case 1의 경우보다 더 우수한 0.21-1.06 km 정도의 최

종지점 오차를 보여주고 있다. 이러한 결과를 바탕으로 고도 변수보다는 발사체 자체 특성인 양력계수의 특성이 최종지점의 정확도에 더 많은 영향을 미치는 것으로 판단된다. Case 3의 경우는 발사 방향(yaw, p4)을 결정하는 요소의 오차분포가 다른 관측방식의 오차분포보다 상대적으로 큰 결과를 보이고 있으며, 이러한 큰 변수값 오차의 경우에는 최종지점 오차 분포에서도 다른 추정값들에 비하여 큰 최종지점 오차를 보이고 있음을 Fig. 12에서 확인할 수 있다(왼쪽 그림, 초록색 오른쪽 끝 두 지점). 그럼에도 불구하고, Case 3은 5.07–455.11 m 정도의 최종지점 정확도를 보임으로써 복수위성에 의한 궤적 추정 정확도의 향상된 특성을 보여주고 있음을 알 수 있다. 마지막으로 Case 4는 변수값 추정에서 가장 우수한 결과를 보여주고 있음을 Fig. 11에서 확인할 수 있지만, 다른 변수들의 추정 정확도에 비해서 발사 방향(yaw, p4) 변수의 최적화에는 여전히 상대적으로 큰 추정 오차가 존재하고 있음을 알 수 있다. Case 4는 고려된 여러 관측 방식 중에서 가장 우수한 최종지점 관측 정확도를 보여주고 있으며, 그 범위는 약 0.09–78.75 m 정도이다. 결과적으로 Fig. 11과 Fig. 12에서 확인할 수 있는 바와 같이, 궤적의 추적 성능은 단일위성보다는 2D 검출기에 의한 정보손실을 보완할 수 있는 복수

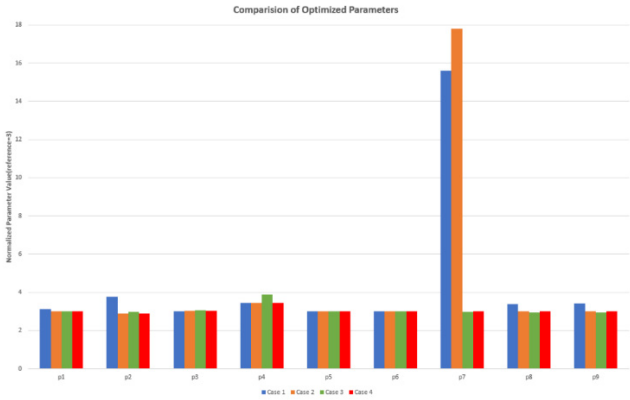



Fig. 11. Comparison of optimized parameter values: Case 1 (blue) = single satellite ($\phi = 128.2°E$) with position, Case 2 (orange) = single satellite with position + velocity, Case 3 (green) = two satellites ($\phi_1 = 128.2°E, \phi_2 = 159.08°E$) with position, Case 4 (red) = two satellites ($\phi_1 = 128.2°E, \phi_2 = 159.08°E$) with position + velocity.

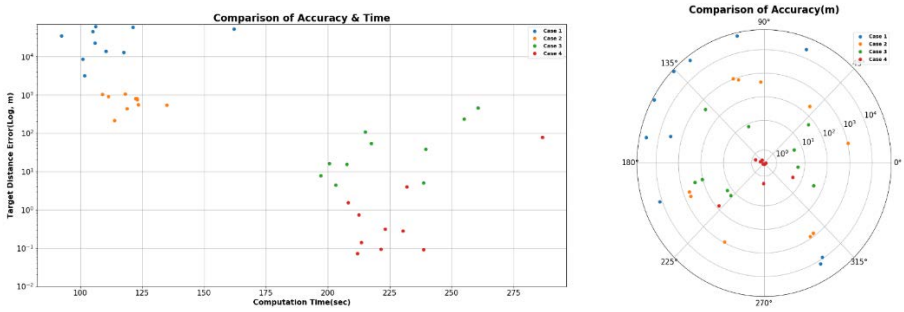



Fig. 12. Comparison of accuracy & time (Case 1:blue, Case 2: orange, Case 3: green, Case 4: red).

위성이 더 우수하고, 위치정보만을 사용하는 경우보다는 위치와 속도정보를 함께 사용하는 경우가 추정된 변수값들과 최종지점의 정확도 측면에서 모두 우위에 있음을 확인할 수 있다. 다만, 복수위성의 경우 2배 이상의 계산 복잡도 증가로 인한 추정 시간의 상대적인 지연(92-162 sec → 197-286 sec)은 불가피한 특성으로 고려될 수밖에 없으며, 구축하고자 하는 시스템의 요구특성(정확도 vs 관측시간)을 파악하여 위성의 개수를 결정하는 것이 필요하다. 속도정보의 활용과 관련해서는 추정시간의 증가와 같은 별도의 성능 저하 없이 추정 정확도의 증가를 구현할 수 있는 방법으로 고려될 수 있음을 알 수 있다.

## 5. 결론

본 연구를 통하여 발사체의 궤적을 실시간으로 추정하기 위한 정지궤도위성 기반의 발사체 비행 궤적 추정 시스템의 시뮬레이터를 개발하였다. 시뮬레이터는 적용된 궤적 추정 알고리즘의 입체적이고 효과적인 분석을 위하여 C#의 2D/3D 그래픽 라이브러리 등을 적극적으로 활용하였으며, 궤도 추정 알고리즘의 효율적인 성능을 위하여 Python에서 제공하는 진화연산 알고리즘을 단계적으로 적용하였다. 본 연구에서는 위성의 개수와 사용 정보의 종류에 따라서 크게 4가지 방식의 궤적 추정 알고리즘을 제안하였으며, 각각의 시뮬레이션을 통하여 성능의 장단점을 비교하였다. 개발된 시뮬레이터와 알고리즘은 실제 정지궤도위성에서 발생할 수 있는 여러 성능 저하 요인들을 동시에 고려하지 않았으며, 따라서 제안된 알고리즘의 성능비교는 상대적인 비교 관점에서만 의미를 가지는 한계가 있다. 이후 연구에서는 실제 정지궤도위성의 자세 제어에서 유발될 수 있는 지향 오차와 검출기의 공간해상도의 한계로부터 발생하는 양자 오차 등을 함께 고려하여, 제안된 알고리즘의 성능에 대한 실제적 활용가능성을 검토할 예정이다.

## 감사의 글

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

## References

1. Myung H, Development trend of early warning satellite, Curr. Ind. Technol. Trends Aerosp. 18, 86-97 (2020).
2. Teague R, SBIRS transformational capability, Space and Missile Systems Center (2006).
3. Andreas NS, Space-based infrared system (SBIRS) system of systems, in 1997 IEEE Aerospace Conference, Snowmass, CO, 13 Feb 1997, 429-438.
4. Danis NJ, Space-based tactical ballistic missile launch parameter estimation, IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 29, 412-424 (1993). https://doi.org/10.1109/7.210079
5. An W, Zhang T, Zhou Y, The track capture of ballistic missile from satellite observations, J. Electron. Inf. Technol. 29, 2676-2678 (2007).

6. Dun L, et al., Tactical parameter estimation of ballistic missile launch with space early warning system, J. Astronaut. 22, 84-101 (2001).
7. Yuan T, Bar-Shalom Y, Willett P, Ben-Dov R, Pollak S, Estimation of thrusting trajectories in 3D from a single fixed passive sensor, IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 50, 2096-2108 (2014). https://doi.org/10.1109/TAES.2014.130418
8. Myung H, Simulator development of launch vehicle flight trajectory, Bull. Korean Space Sci. Soc. 30 (2021).
9. Kenji N, Python for Engineer (Jpub, Paju, Korea, 2017).
10. GlobalSecurity, M-3S (2022) [Internet], viewed viewed 2021 April 1, available from: https://www.globalsecurity.org/space/world/japan/m-3s.htm
11. Yoon YS, Moon Co, Lee SY, A hybrid genetic algorithm for solving nonlinear optimization problems, J. Expert Syst. 3, 11-22 (1997).
12. Nasr SM, El-Shorbagy MA, El-Desoky IM, Hendawy ZM, Mousa AA, Hybrid genetic algorithm for constrained nonlinear optimization problems, Br. J. Math. Comput. Sci. 7, 466-480 (2015). https://doi.org/10.9734/BJMCS/2015/16193
13. Asim M, Khan WM, Yeniay Ö, Jan MA, Tairan N, et al., Hybrid genetic algorithms for global optimization problems, Hacettepe J. Math. Stat. 47, 539-551 (2018). https://doi.org/10.15672/HJMS.2017.473

## Author Information

**명 환 춘** mhc@kari.re.kr

한국과학기술원 전기전자공학과에서 2002년 박사학위를 취득하였고, LG 전자 중앙연구소의 디지털 미디어 사업부를 거쳐서, 2005년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 정지궤도 위성의 탑재체와 관련된 업무를 수행하고 있다.

J. Space Technol. Appl. 2(2), 81-103 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.81

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

연구논문

# 초소형위성 SNIPE 본체 설계 및 개발

김해동[1,2], 최원섭[1], 김민기[1], 김진형[1], 김기덕[1], 김지석[2], 조동현[3], 이재진[4†]

[1] 한국항공우주연구원
[2] 과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학전공
[3] 부산대학교 항공우주공학과
[4] 한국천문연구원

Check for updates

**Received:** April 10, 2022
**Revised:** April 21, 2022
**Accepted:** April 23, 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**
Hae-Dong Kim
https://orcid.org/0000-0001-9772-0562
Won-Sub Choi
https://orcid.org/0000-0002-2369-6210
Min-Ki Kim
https://orcid.org/0000-0003-1167-6658
Jin-Hyung Kim
https://orcid.org/0000-0002-3899-0375
KiDuck Kim
https://orcid.org/0000-0003-1906-2298
Ji-Seok Kim
https://orcid.org/0000-0002-9323-3078
Dong-Hyun Cho
https://orcid.org/0000-0001-7113-1102
Jaejin Lee
https://orcid.org/0000-0002-3367-3346

# Design and Development of the SNIPE Bus System

Hae-Dong Kim[1,2], Won-Sub Choi[1], Min-Ki Kim[1], Jin-Hyung Kim[1], KiDuck Kim[1], Ji-Seok Kim[2], Dong-Hyun Cho[3], Jaejin Lee[4†]

[1]Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea
[2]Department of Aerospace Systems Engineering, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea
[3]Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan 46241, Korea
[4]Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

## 요 약

본 논문에서는 근지구 우주환경을 관측하기 위해 국내 최초로 4기가 편대비행으로 운용되는 6U 초소형위성 SNIPE(국문명 도요샛; small scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment )의 본체(BUS) 설계 내용과 개발 과정에 대해 기술하였다. SNIPE는 지구 주위 우주환경을 입체적으로 관측하기 위해 4기가 편대비행을 수행하며, 전리권에서 우주 플라즈마 밀도 및 온도, 그리고 태양 자기장과 전자파 등의 시간적 변화를 동시에 관측한다. 임무 기간은 최소 6개월 이상으로 신뢰성을 높이기 위해 시험인증모델(EQM)과 비행모델(flight model, FM)으로 나누어 개발하였다. 현재 총 4기의 비행모델의 개발을 완료하고 우주환경시험을 모두 마친 SNIPE는 2023년 발사 예정이다. 본 논문에서는 발사를 앞둔 SNIPE 위성 본체의 설계 내용과 개발 과정을 소개하며, 향후 국내에서도 본격적인 임무 수행을 위한 6U급 초소형위성 개발에 유용한 참고 자료가 되기를 기대한다.

## Abstract

In this paper, the contents of the design and development process of the 6U micro-satellite Snipe (SNIPE, national name Toyosat; small scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment ), which was developed to observe the near-global space environment through polarization flight for the first time in Korea, were described. Snipe performs transversal flight to observe the Earth's surrounding space environment in three dimensions, and aims to simultaneously observe the space plasma density and temperature in the ionosphere, as well as temporal changes in the solar magnetic field and electromagnetic waves. In this way, it was developed by dividing it into a test certification model (EQM) and a flight model (FM) to perform the actual mission for at least six months, away from developing a cube satellite for short-term space technology verification or manpower training. Currently, Snipe, which has completed the development of a total of four FM and completed all space environment tests, is scheduled to launch 2023.

In this paper, we introduce the design contents and development process of the Snipe satellite body ahead of launch, and hope that it will be a useful reference for the development of 6U-class micro-satellite for full-scale mission in Korea.

**핵심어** : 초소형위성, 우주환경, 편대비행
**Keywords** : nanosatellite, space environment, formation flying

# 1. 서론

국내에서는 2006년 한국항공대학교에서 처음으로 학생들의 교육용으로 1U 큐브위성(HAUSAT-1)을 개발, 발사하는 것을 시작으로 2013년 경희대학교에서 3U 큐브위성(KAUSAT-1,2)을 발사한 바 있다. 대학 자체적으로 개발한 큐브위성 이외에 2012년부터 국내 대학(원)생들의 교육과 인력 양성을 목적으로 하는 큐브위성 시범경연대회를 시작으로, 2013년부터 격년으로 본격적인 큐브위성 경연대회가 현재까지 이어지고 있다[1]. 이를 통해 국내에서는 10여 개의 대학에서 1-3U 규모의 큐브위성 개발, 발사 경험을 축적하고 있으나, 일부 통신 및 일부 데이터 수신에 그치며, 당초 계획했던 임무를 완수한 경험은 아쉽게도 아직까지 없는 상황이다.

정부출연 연구기관에서는 한국항공우주연구원(이하 항우연)이 지난 2015년부터 미래 우주기술 개발 및 궤도상 검증을 위한 저비용 테스트베드(test-bed)로써 6U 규모의 초소형위성 개발을 시작하였다. 지구관측용 임무의 HiREV(high resolution image & video nanosatellite), 이를 여러 대 발사하여 지능형 군집위성 임무를 수행하기 위한 A_HiREV(advanced HiREV), 그리고 우주탐사의 핵심기술 중의 하나인 랑데부/도킹 기술 검증 임무를 가진 KARDSAT (Kari Rendezvous/Docking demonstarion SATellite)를 개발하여 왔다[2-4]. 이들 6U 초소형위성 개발 중에 한국천문연구원(이하 천문연)이 지구 주위 우주환경 관측을 위한 초소형위성 편대비행 임무를 구상하여 2016년 위성 개발 협력을 타진하였다. 이를 근거로 2017년 SNIPE(small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment) 위성 개발을 시작하게 되었으며, 2021년까지 총 5년 간 4기의 비행모델(flight model, FM)을 개발을 완료하고 발사를 준비하고 있다. SNIPE 임무는 천문연이 주관기관으로서 탑재체 개발, 지상국 개발, 발사 및 운용의 책임을 맡았으며, 항우연은 위성 본체(BUS) 개발, 시스템 조립 및 우주환경시험을 맡았다.

본 논문에서는 발사를 앞둔 SNIPE 위성 본체의 상세설계 주요 내용과 개발 과정을 소개하며, 향후 국내에서도 본격적인 임무 수행을 위한 6U급 초소형위성 개발에 유용한 참고 자료가 되기를 기대한다.

# 2. SNIPE 본체 설계

## 2.1 본체 시스템 개요

SNIPE는 동일한 규격의 6U 초소형위성 4개로 구성된다. 각 초소형위성은 Fig. 1의 버스 본체 구성을 가진다. 일반적인 초소형위성에서 추력기를 장착하는 경우는 많지 않으나, SNIPE

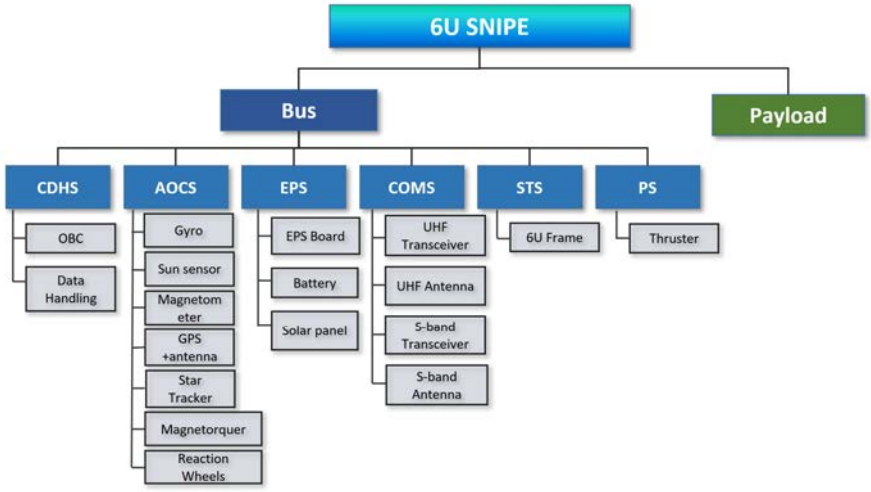



Fig. 1. Bus system architecture. CDHS, command and data handling system; AOCS, attitude and orbit control system; EPS, electrical power system; COMS, communication system; STS, structure system; PS, propulsion system.

위성의 경우 4개의 위성이 횡대 혹은 종대 편대비행을 유지하거나 편대를 변경하기 위한 추력기를 장착한 것을 특징으로 한다. 여기에 총 5가지에 달하는 다양한 형태의 탑재체를 배치가 요구되어 열적, 구조적 문제를 해결하는 것이 중요한 요소가 되었다. SNIPE의 시스템 핵심 설계 인자들은 다음 Table 1과 같다. 위성 중량은 최대 9 kg을 넘지 않도록 설계하였으며, 2개의 전개형 태양전지판을 장착하여 평균 20 W 내외의 전력을 생산할 수 있도록 하였다.

Table 1. System key parameters

| No | Item | Parameter | Remark |
|---|---|---|---|
| 1 | Mission orbit | 500–600 km Sun-Synchronous Orbit | |
| 2 | Mission lifetime | 6 month | Designed for 1 year |
| 3 | Total mass | Max. 9 kg | |
| 4 | Propellant mass | 1,314 g | R-236fa |
| 5 | Size | 100 × 226.3 × 366 mm | 6U cubesat standard |
| 6 | Solar array type | 2 wings (about 200 × 300 mm for each wing) | |
| 7 | Solar cell | Triple Junction Solar Cell (8 × 4 cm) × 50 | AzureSpace |
| 8 | S/A power generation | 20.38 W (@EOL) | Orbit average |
| 9 | Battery | 40 Wh | ClydeSpace |
| 10 | Bus supply voltage | 3.3 V, 5 V, 12 V, BAT | |
| 11 | Battery DOD | 30% | |
| 12 | Thruster total delta-V | ≥ 50 m/s | |

Table 1. Continued

| No | Item | Parameter | Remark |
|---|---|---|---|
| 13 | On-board time accuracy | ~100 ms | |
| 14 | UHF uplink frequency | 436.50 MHz | |
| 15 | UHF downlink frequency | 436.50 MHz | |
| 16 | UHF uplink rate | 9.6 kbps | |
| 17 | UHF downlink frequency | 9.6 kbps | |
| 18 | S-band uplink frequency | 2,097.50 MHz | |
| 19 | S-band downlink frequency | 2,240.84 MHz | |
| 20 | S-band uplink rate | 1 Mbps | |
| 21 | S-band downlink frequency | 1 Mbps | |
| 22 | S/C RF power | 1 W (UHF) / 1 W (S-band) | |
| 23 | Mass memory | ~16 GB | |
| 24 | Pointing accuracy | Less than ± 3 deg (3$\sigma$) | |
| 25 | Pointing knowledge accuracy | Less than ± 0.01 deg (3$\sigma$) for Roll & Yaw<br>± 0.05 deg (3$\sigma$) for Pitch | |
| 26 | Sensor | MEMS Gyro (1 EA),<br>MEMS Mag (1 EA),<br>ASS (3 EA), ST (1 EA) | |
| 27 | Momentum dumping | Within 20 min , Period: 1 day | Normal mode |

## 2.2 CDHS

### 2.2.1 신호 인터페이스

본체 시스템을 구성하는 부품 간의 통신 인터페이스는 CAN, I2C, RS422, UART 등으로 구성된다. CAN은 500 kbps 속도로 1채널, I2C통신은 100 kbps 2채널로 구성되고, RS422는 탑재체 데이터 다운로드(payload data download)를 위한 고속 통신 인터페이스 및 반작용 휠과 추력기의 데이터 인터페이스(data interface)로 사용된다. Table 2는 각 서브시스템별 OBC(On-Board Computer)간 통신 인터페이스(interface)를 정리한 것이고, Fig. 2는 본체 전기 시스템의 블록다이어그램이다.

Table 2. Signal interfaces

| Interface | | Item | Remark |
|---|---|---|---|
| CAN | | 별센서, S-band 송수신기, UHF 송수신기, S-band 안테나, 페이로드 컴퓨터, IRIDIUM 모듈 | 500 kbps |
| I2C | Ch1 | Gyro 센서, 자장센서 | 100 kbps, OBC 내장 센서 |
| | Ch2 | EPS 보드, 배터리, 자장토커, UHF 안테나, 태양전지판 전개보드 | 100 kbps |
| RS422 | | 페이로드 컴퓨터(921.6 kbps), S-band 송수신기(921.6 kbps), 반작용휠(33.6 kbps), 추력기(33.6 kbps), Umbilical port(115.2 kbps) | |
| UART | | GPS 센서(9.6 kbps) | |
| ADC | | 선센서 | 12 채널 |
| Ethernet | | Umbilical port | 100 Mbps |

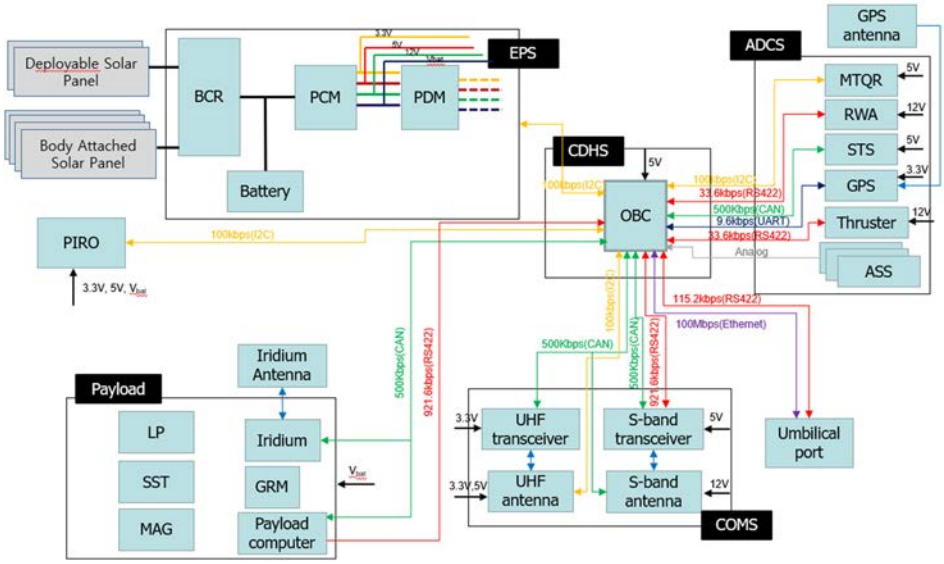



Fig. 2. Electrical block diagram.

### 2.2.2 전력 인터페이스

전력 분배 채널은 총 4채널이 있으며, 각 채널의 전압은 3.3 V, 5 V, $V_{bat}$, 12 V이다. 그리고 각 채널은 상시 전력이 공급되는 채널과 스위칭 명령에 의해 on/off가 제어되는 채널로 나뉜다.

UHF 송수신기, OBC 등 위성이 운영되는 동안 상시 동작을 해야 하는 부품들은 상시 전력 채널에 할당이 되고, 그 외의 부품들은 위성 운영에 따라 전력 공급을 해야 하기 때문에 스위칭 채널에 할당이 된다. 각 전력 채널별 부품의 할당은 Table 3과 같다.

큐브위성의 전력 공급은 큐브위성 보드의 표준인 PC104 스택 컨넥터(connector)를 통해 이루어지나, SNIPE 위성처럼 6U 정도의 크기가 되면 라인이 부족하므로 PC104 스택 컨넥터

Table 3. Power interfaces

| 전력 채널 | | 부품 |
|---|---|---|
| 상시전력 | 3.3 V | UHF 송수신기 |
| | 5 V | OBC, 태양전지판 전개보드 |
| | Vbat | 태양전지판 전개보드 |
| | 12 V | S-band 안테나 |
| 스위칭 전력 | SW1 (12 V) | 추력기 |
| | SW2 (12 V) | - |
| | SW3 (Vbat) | 페이로드 모듈 |
| | SW4 (Vbat) | 반작용 휠 |
| | SW5 (5 V) | 별센서 |
| | SW6 (5 V) | S-band 송수신기, S-band 안테나 |
| | SW7 (5 V) | 자장토커 |
| | SW8 (3.3 V) | GPS 센서 |
| | SW9 (3.3 V) | UHF 안테나 |
| | SW10 (3.3 V) | 인터페이스보드(PIRO 인터페이스) |

만으로는 전체 시스템으로의 전력공급이 용이하지 않다. 이에 SNIPE 위성은 전력 인터페이스를 위한 별도의 인터페이스 보드를 설계 제작하여 전력 공급에 활용하였다. 인터페이스 보드의 역할은 EPS 보드로부터 PC104 스택 컨넥터를 통해 공급받은 전력을 전체 버스시스템에 분배해주는 역할을 한다. 인터페이스 보드를 활용한 시스템 전력 분배는 Fig. 3과 같다.

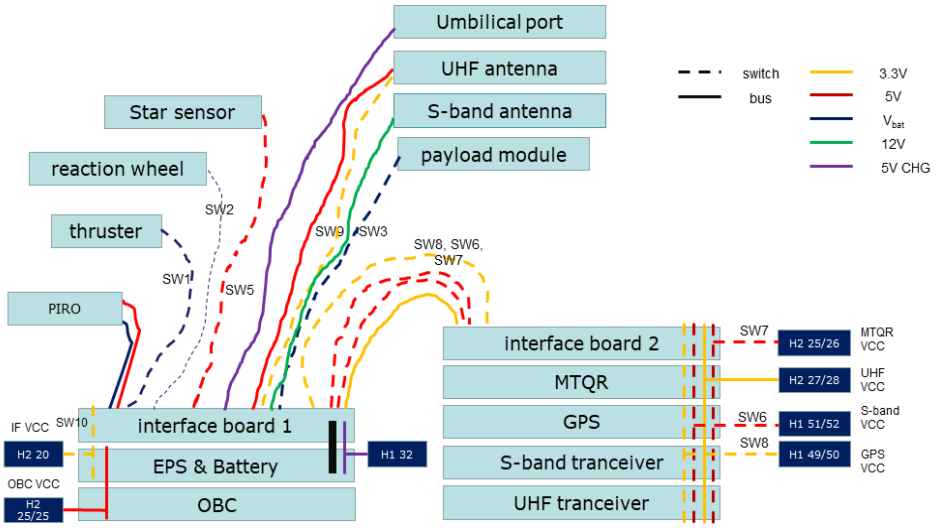



Fig. 3. Power distribution via the interface boards. MTQR, magnetic torquer.

## 2.3 EPS

### 2.3.1 파워 버짓

SNIPE 위성의 최종 파워 버짓(power budget)은 궤도 평균으로 12.5 W이다. Table 4는 각 설계 단계에서 SNIPE 위성의 파워 버짓 변화를 보여준다.

계산된 파워 버짓에 따라 SNIPE 위성의 태양전지판 형상은 Fig. 4와 같이 전개형으로 결정되었으며 태양전지판의 노후화, 온도 등을 감안한 최악의 상황에서의 궤도 평균 전력 생산량이 20.38 W로 계산되어 소비 전력 대비 충분한 전력을 확보하였다.

### 2.3.2 전력 균형 분석(Power Balance Analysis)

위성의 운영 중 전력 안정성을 확인하기 위한 전력 균형 분석을 수행하였다. 큐브위성의 경우, 정상 운영 이전의 단계인 LEOP(발사후 초기운영, launch & early operations phase) 단계에서의 안정성이 매우 중요하므로 사출 직후 텀블링(tumbling) 상황에서의 전력안정성을 우선 확인하였다. 텀블링은 각 축으로 ±5-10°/sec의 속도를 가정하였고 이때의 전력소모량은 OBC, 전력계, UHF 송수신기, 자장토커(magnetic torquer) 등이 동작하는 상황을 가정하여 4.9 W로 계산되었다. 텀블링 속도 및 초기 자세를 무작위로 생성하여 총 100번의 시뮬레이션을 수행하였고, 그 수행 결과는 Fig. 5와 같다. 그래프 중 왼쪽의 그래프는 3축 각속도의

Table 4. System power budget

| 시스템 | Subsystem | Power [W] | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | SRR | SDR | PDR | CDR |
| Bus | EPS | 0.99 | 0.85 | 0.9 | 0.9 |
| | CDHS | 3.3 | 3.63 | 3 | 2.4 |
| | AOCS | 7.37 | 7.92 | 4.64 | 5.31 |
| | COMS | 1.67 | 2.89 | 0.58 | 0.58 |
| Payload | Payload | 9.57 | 6.22 | 3.64 | 3.31 |
| Total | | 22.68 | 21.51 | 12.76 | 12.50 |

SRR, system requirement review; SDR, system design review; PDR, preliminary design review; CDR, critical design review.

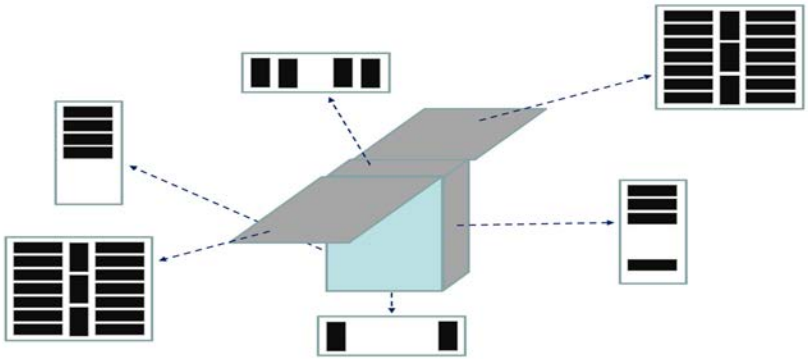


Fig. 4. Configuration of solar panels.

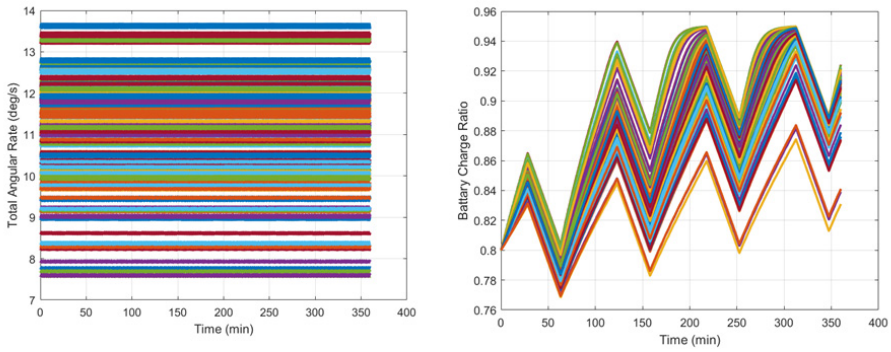



Fig. 5. Result of power balance simulation – tumbling case in LEOP. LEOP, launch & early operations phase.

표준(norm) 값이고, 오른쪽 그래프는 각 경우의 배터리 상태를 보여준다. 그래프에서 모든 경우 배터리가 시간이 지남에 따라 충전되고 있음을 확인할 수 있고, 이는 텀블링 상태에서 소비전력을 초과하는 전력이 생산되고 있음을 의미한다.

그리고 임무수행을 하는 정상적인 운영에 대해서는 각 모드별 전력 소비량을 Table 5와 같이 구한 후, Fig. 6과 같이 하루 동안의 가상 운영시나리오를 생성하여 각 모드별로 전력 소비량을 적용하였다.

Table 5. Power consumption at each modes.

| Mode | Standby | Normal | Normal (eclipse) | SST mission | Ground contact | Momentum dumping | Maneuver |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Power consumption | 9.74 W | 12.65 W | 12.2 W | 13.16 W | 24.2 W | 10.65 W | 11.54 W |

SST, solid state telescope.

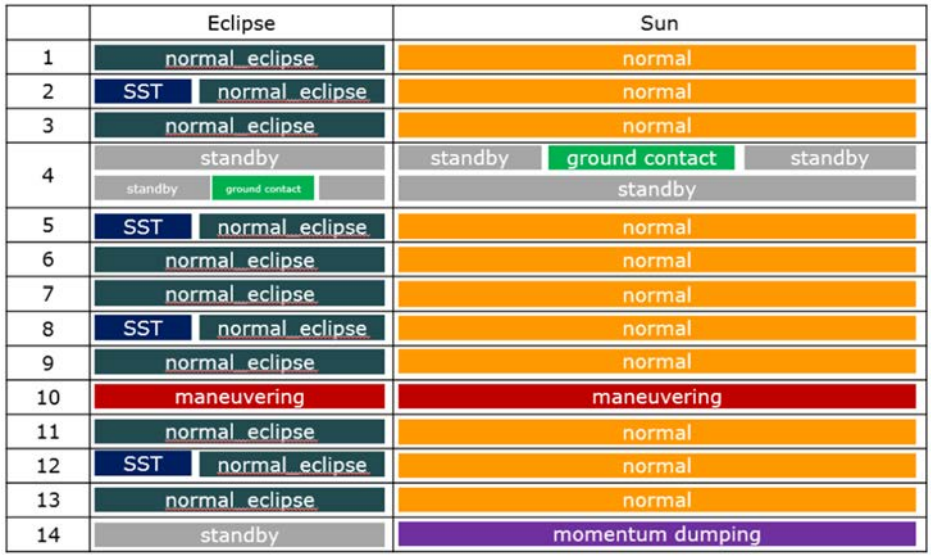



Fig. 6. Operation scenario for power balance simulation.

Fig. 7은 위와 같은 운영시나리오를 적용했을 때의 배터리 충전상태를 보여준다.

그림과 같이 배터리의 충전상태가 일정하게 유지됨을 확인할 수 있고, 최대 DoD(depth of discharge)는 목표했던 수준인 25% 이하임을 확인하였다.

## 2.4 COMS

SNIPE의 통신 시스템은 UHF band와 S-band로 구성된다. UHF 대역은 위성의 운영과 모니터링을 위한 커맨드/텔레메트리의 송수신을 위한 것이고, S-band는 위성 운영 중 저장된 원격측정 상태(housekeeping) 데이터의 playback과 페이로드 모듈에서 생성된 임무데이터의 송신을 위한 것이다. S-band 역시 송신뿐만 아니라 수신도 가능해서 S-band 송수신기는 커맨드 수신을 위한 여분(redundancy) 기능도 수행한다. UHF 대역은 4기의 위성이 각각의 주파수를 사용하지만 S-band는 4기가 동일한 주파수를 사용한다. Table 6과 Fig. 8은 각각 SNIPE 위성의 통신 링크 개요와 통신 시스템의 구성을 보여준다.

## 2.5 AOCS

자세결정 및 제어시스템(attitude and orbit control systems, AOCS)은 초기운영 능력과 함께 미션을 올바르게 수행하기 위한 역할을 담당한다. 초기운영 측면에서는 발사 이후 각속도

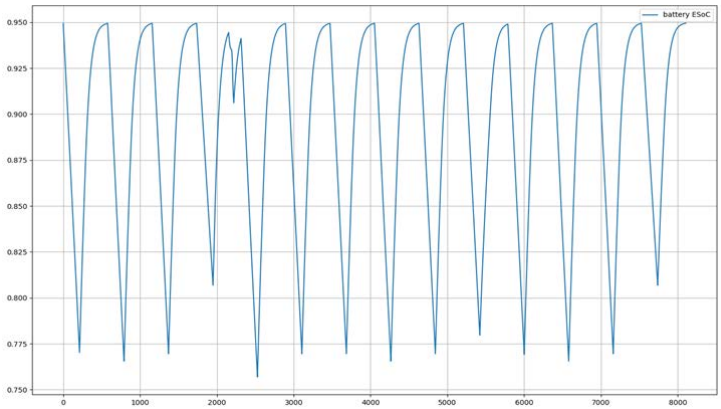



Fig. 7. Result of power balance simulation (charging state of battery).

Table 6. Communication links of SNIPE

| | Downlinks | | Uplinks | |
|---|---|---|---|---|
| Data type | Telemetry | Payload data | Command | Redundancy |
| Band | UHF | S-band | UHF | S-band |
| Frequency | 434.45/436.0/ 436.95/437.8 MHz | 2,240.84 MHz | 434.45/436.0/ 436.95/437.8 MHz | 2,097.5 MHz |
| Data rate | 4.8 kbps (GMSK) | 1 Mbps (QPSK) | 4.8 kbps (GMSK) | 1 Mbps (QPSK) |
| Required link margin | > 3 dB | > 3 dB | > 3 dB | > 3 dB |
| BER | < 1E-5 | < 1E-5 | < 1E-5 | < 1E-5 |

SNIPE, small scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment.

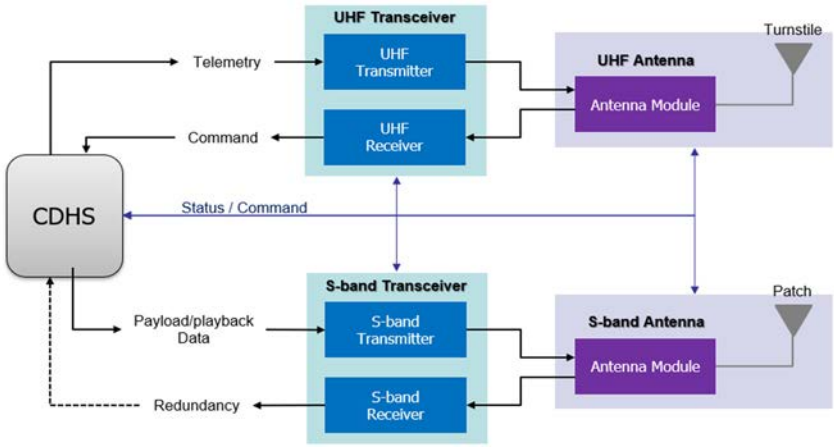



Fig. 8. Configuration of communication system.

감쇠(detumbling)과 함께 전력 생산에 용이하도록 태양지향이 가능해야만 한다. 임무수행 측면에서는 SNIPE의 탑재체 중 하나인 SST를 지구 자기장 벡터와 정렬할 수 있어야 하며, 편대비행을 위하여 추력기의 분사 방향을 원하는 벡터 방향으로 정렬할 수 있어야 한다. 이를 위하여 센서는 아날로그 태양센서, 지자기장 센서, 자이로(Gyro), 별 추적기 및 GPS를 탑재하고 있으며, 구동기로는 자기 토커(magnetic torquer, MTQR)와 반작용 휠(reaction wheel)을 사용한다. Table 7은 SNIPE AOCS에 사용된 센서 및 구동기의 제조사 및 수행한 테스트를 정리하였다.

Table 7. Sensors and actuators of AOCS and test items

| Module | Supplier | Supplier test | KARI test |
|---|---|---|---|
| ASS<br>(Sun sensor) | Domestic<br>(DSW) | – Performance (simulator)<br>– Environment test | – Interface check<br>– Axis test |
| MAG | Domestic<br>(DSW) | – Interface check<br>– Environment test (w/OBC) | – Interface check<br>– 극성 test<br>– Noise analysis |
| Gyro | Domestic<br>(DSW) | – Interface check<br>– Environment test (w/OBC) | – Interface check<br>– 극성 test<br>– Noise analysis |
| GPS | NovAtel | | – Interface check<br>– 극성 test<br>– Simulator test |
| Star tracker | 카이로스페이스 | – Function test (simulator)<br>– Environment test | – Interface check<br>– Field test |
| MTQR | Domestic<br>(DSW) | – Interface check<br>– Performance<br>– Environment test | – Interface check<br>– 극성 test |
| RWA | Domestic<br>(Revoluti) | – Interface check & function test<br>– Performance<br>– Environment test | – Interface check<br>– Function test |

AOCS, attitude and orbit control systems; MTQR, magnetic torquer.

AOCS 모드는 구성은 다음과 같다. 먼저 발사 초기에 각속도 감쇠 모드와 함께 초기 태양지향 모드가 있다. 두 가지 모드의 구동기는 모두 MTQR이며 지구 자기장의 변화를 감소시키는 B-dot 제어를 통한 각속도 감쇠 이후, 아날로그 태양센서의 태양벡터 관측값을 이용해 2축 태양지향을 수행한다.

일반모드에서는 확장칼만필터(extended Kalman filter, EKF)를 활용한 정밀 자세결정을 수행한다. EKF는 자이로의 각속도 값을 기반으로 각 센서의 벡터 관측 결과를 활용하여 보다 정밀한 자세와 각속도 그리고 자이로의 바이어스(bias)를 추정한다. 별 추적기 관측값 유무에 따라 EKF 내에서 활용되는 센서가 Fig. 9와 같이 달라진다.

자세제어는 임무에 따른 지향벡터의 달라짐 이외에는 동일하게 반작용 휠을 통해 제어를 수행한다. 반작용 휠의 토크명령은 기본적인 쿼터니언(quaternion) 비례-미분(propotional-derivative, PD) 제어기 형태로 생성되며, 지향벡터와의 차이를 피드백하여 3축 지향을 수행한다. 추가적으로 외란에 의한 반작용 휠의 속도포화를 방지하기 위하여 MTQR을 통한 모멘텀 덤핑 모드를 가지고 있다. Fig. 10에서 제어 로직 흐름도를 도시하였다.

Table 8은 SNIPE에 구현된 자세제어 모드와 함께 각 모드에서 사용되는 센서 및 구동기를 나타냈다. SNIPE 자세 제어에는 기본적으로 추력기를 사용하지 않기 때문에 Table 9에서 추

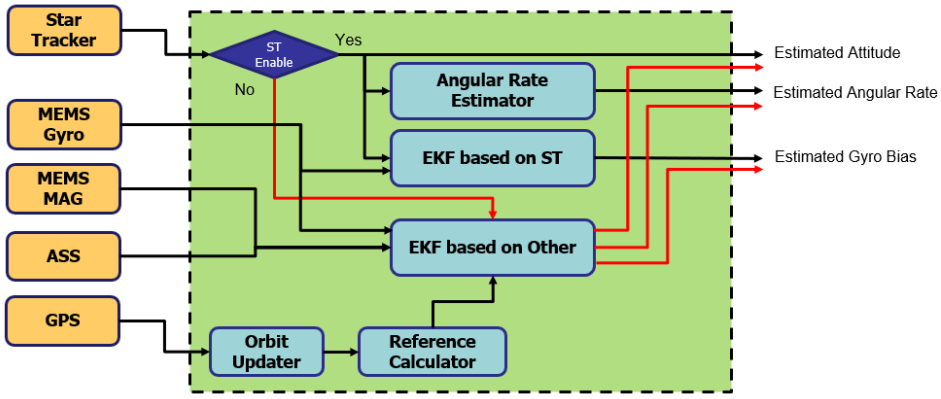



Fig. 9. Flow chart of EKF for normal mode of AD. EKF, extended Kalman filter.

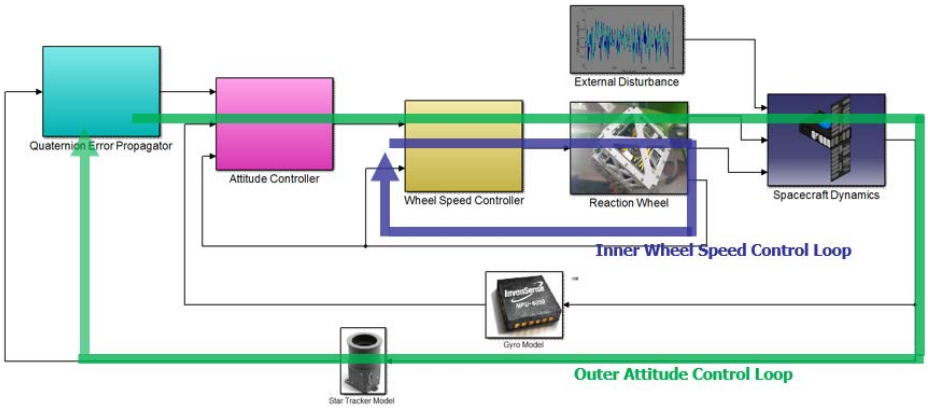



Fig. 10. Flow chart of the attitude control logic of normal mode.

Table 8. Sensors and actuators according to each AOCS mode (1)

| | Detumbling | Initial sun-pointing | Sun-pointing | Ground contact | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | | | Daylight | Eclipse |
| MEMS Gyro | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ |
| MEMS magnetometer | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ |
| Analog sun sensor | △ | ○ | ○ | ○ | △ |
| Star tracker | × | × | × | ○ | ○ |
| GPS | × | × | ○ | ○ | ○ |
| MTQ | ○ | ○ | × | × | × |
| Reaction wheel | × | × | ○ | ○ | ○ |
| Thruster | × | × | × | × | × |
| Attitude determination | B estimator | B estimator | EKF | EKF | EKF |
| Attitude control | P: Gyro feedback<br>B: B-dot | 2-axis | 3-axis | 3-axis | 3-axis |

○, turn on and use it; △, turn on but not use it; ×, turn off.

Table 9. Sensors and actuators according to each AOCS mode (2)

| | Standby | Momentum dumping | SST | Thrust | Safety | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | Detumbling | Sun-pointing |
| MEMS Gyro | ○ | ○ | ○ | ○ | △ | △ |
| MEMS magnetometer | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ | ○ |
| Analog sun sensor | ○ | ○ | △ | ○ | ○ | ○ |
| Star tracker | ○/× | ○ | ○ | ○ | × | × |
| GPS | ○ | ○ | ○ | ○ | × | × |
| MTQ | × | ○ | × | × | ○ | ○ |
| Reaction wheel | ○ | ○ | ○ | ○ | × | × |
| Thruster | × | × | × | ○ | × | × |
| Attitude determination | EKF | B estimator, EKF | EKF | EKF | - | Angular estimator |
| Attitude control | 3-axis | 3-axis | 3-axis | 3-axis | B-dot | 2-axis |

SST, solid state telescope; EKF, extended Kalman filter.

력기 사용을 위한 정렬 모드(thrust)에서는 추력기가 편대비행을 위해 사용되는 것으로 제어에는 사용되지 않는다.

## 2.6 STS

SNIPE의 열구조계는 표준 6U 큐브샛 규격을 준용하여 모양, 크기, 질량이 표준 6U 큐브샛 규격에 일치하는 형상으로 개발되었다. 내부 서브시스템을 우주 방사선, 발사 하중, 궤도 열 하중으로 보호하기 위한 충분한 여유를 갖고 설계되었고, 발사환경시험으로 그 안전성이 검증되었다. 위성에 탑재되는 공간이 넉넉하지 않으므로 별도의 열제어 장치를 사용하지 않고 구조계 자체가 열 방출기(thermal radiator)의 역할도 겸하게 된다. 그리고 요구 전력을 만족하기 위해 6u 면적의 전개형 태양전지판을 2장 적용하고 있으며, LP(Langmuir probe)의 요청사항을 받아들여 전개형 태양전지판 종단에 LP를 부착하였다.

구조계의 기본 형상은 ISIS의 6U 구조계[5]에 기반하였다. SNIPE 추력기가 본체 중앙에 위치하고 그 크기는 대략 1.5U 정도로서 기반인 ISIS 구조계의 수용 크기를 초과하기에 이에 맞게 대폭적인 형상 개조를 수행하였다. 또한 가장 많은 질량을 차지하는 추력기를 지탱하여 본체의 강성을 높이기 위한 견고한 지지대를 장착하였다. 탑재체는 LP, SST(solid state telescope), magnetometer 및 이들을 처리하는 전장품이 결합된 모듈과 함께 Iridium 통신의 우주환경의 검증 및 통신 백업용도의 모듈이 있다. Fig. 11, 12에서 보는 바와 같이, 위성의 내, 외부 구조도로서 내부 유닛 배치에 고려된 사항과 이유는 다음과 같다.

1. 추력 벡터가 최대한 무게 중심과 일치해야 하므로 추력기가 본체 중앙에 위치하게 된다.
2. 주컴퓨터 및 전력계는 많은 열이 발생하기에 태양을 바라보는 면의 반대쪽에 위치하여 그 온도를 낮추고자 하였다. 또한 이들 모듈과 탑재체 모듈이 타 모듈 대비 무게가 많이 나가기에 해당 배치는 열적 영향성뿐만 아니라 무게중심 측면에서도 타 설계안 대비 유리하다.

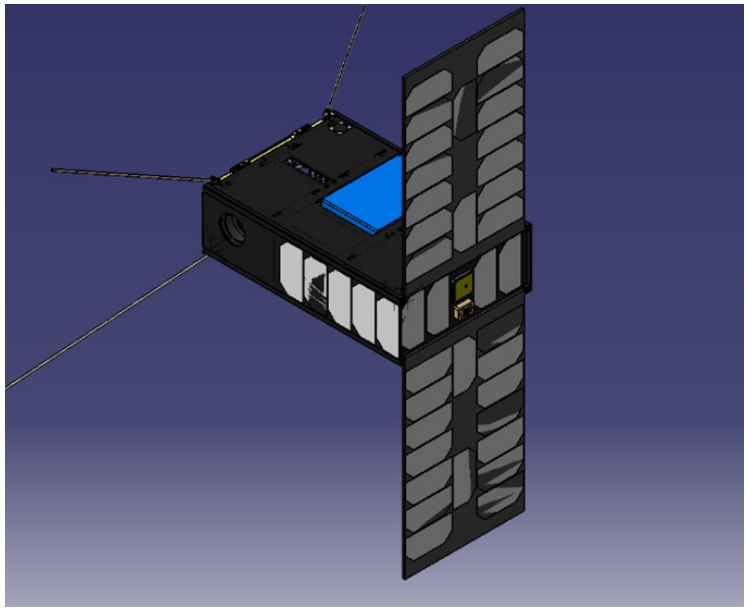


Fig. 11. Configuration of SNIPE. SNIPE, small scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment.

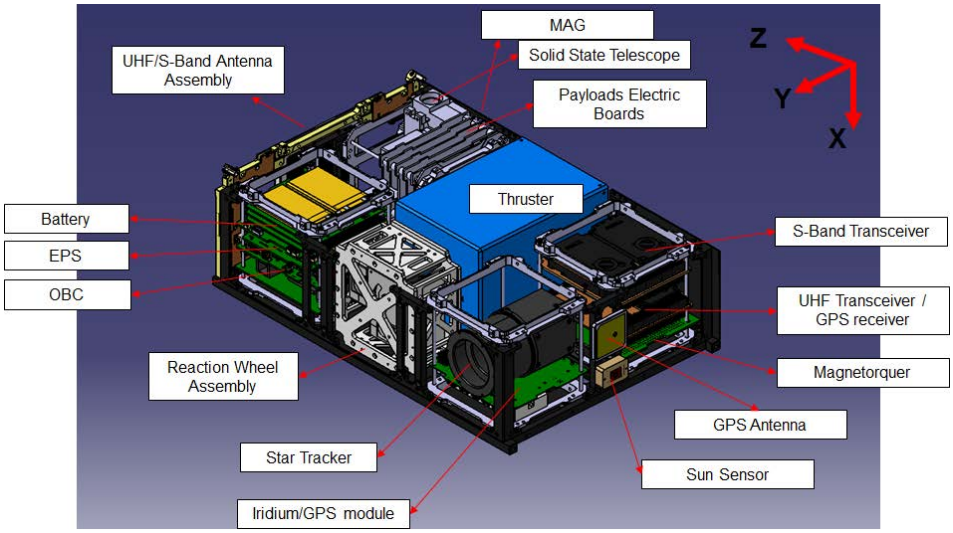



Fig. 12. Figure of SNIPE internal structure.

3. 탑재체 모듈 역시 SST의 시선 중 하나가 태양전지판에 가리지 않고 충분한 시야각(field of view)를 확보하기 위해 태양전지판 반대 유닛에 배치하였다.
4. 반작용 휠이 위치할 수 있는 곳이 추력기 반대쪽 공간이 유일하므로 해당 위치에 배치하였다.
5. 별추적기는 어느 위치에 배치하여도 시선의 제한이 없다.
6. 통신 안테나는 Gomspace 제품으로 6U 위성의 2U면에 맞게 개발되었고, 해당 안테나 모듈에 UHF 및 S-band 대역 안테나를 하나로 결합해서 쓸 수 있기에 공간 활용성 및 조립성이 대단히 좋다. 해당 안테나는 태양전지판 반대면에 부착된다.

본체 열구조계 설계 시점 당시에는 내부 전장을 포함하여 태양전지판의 특성이 알려지지 않아서 본체 자체의 해석을 통해 설계를 수행하였다. 내부 유닛들은 추정되는 질점 질량으로 모델링하고, 이들을 본체와 제약 조건으로 연결하였다. 6U 구조물의 특성상 본체에 수직한 방향의 힘으로 가장 큰 변형이 발생하며, 이때 본체 중앙부에 최대 변형과 최대 응력이 발생하게 된다. 고유진동수 역시 본체의 굽힘 모드가 1차 모드를 포함한 이후의 지배적인 모드가 된다. Table 10에서는 예비설계 초기 시점과 시제인증모델(EQM) 설계 시의 본체 고유진동수를

Table 10. Natural frequencies of SNIPE main structure at the PDR and EQM(Hz)

| Mode | @PDR | @EQM |
|---|---|---|
| 1 | 171 | 315 |
| 2 | 257 | 374 |
| 3 | 416 | 380 |
| 4 | 515 | 468 |

SNIPE, small scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment.

비교한 것이다. 예비설계 시점에 비해 시제인증모델 개발 시에는 추력기 본체 인터페이스를 위한 지지대가 추가되어 본체의 강성이 무척 높아진 것을 알 수 있다. 특히 1, 2차 고유진동수는 기존 모델에 비해 크게 상승하였는데, 이는 추력기 지지대 구조물이 중앙의 굽힘을 억제하기 위해 굽힘 강성을 크게 갖도록 설계하였기 때문이다. 이를 통하여 랜덤진동 시 태양전지판과 본체의 충돌 가능성을 최대한 줄이고자 하였다. 해석 모델에는 추력기 포함 내부 유닛 자체의 강성은 고려되지 않고, 추진제의 감쇠 역시 고려되지 않기에 실제 본체의 고유진동수는 더욱 높을 것으로 생각할 수 있다. 이러한 설계는 상대적으로 약한 강성의 태양전지판 대신 본체의 강성을 높임으로써 진동 시 양자의 충돌을 최소화하고자 함으로 이후의 EQM[6] 및 비행모델(FM) 환경시험을 통해 설계의 유효성이 입증되었다.

통상적인 초소형위성은 별도의 능동적 열제어계를 갖추지 않고 구조계를 통한 수동적 열제어 방식을 채택하는 경우가 대부분이다. SNIPE도 배터리와 추력기의 내장 히터를 제외하고는 모두 본체와의 열교환을 통한 수동적 열제어 방식을 채택하고 있으므로 구조계 설계 시 열적 영향성 역시 고려하여 설계하여야 한다. SNIPE의 경우, 상시 전원 탑재체가 많고 협소한 공간 대비 발열량이 많으므로 본체 외부는 태양반사율(solar reflectivity)과 방사율(emissivity)이 모두 높은 표면 재질을 선택하였다. 그리고 본체와 내부 유닛들 간의 열교환을 원활하게 하기 위하여 흑색 아노다이징(black anodizing) 표면 처리를 적용하였다. 그리고 내부 유닛 배치에도 열적 환경을 고려하여 고발열 상시 유닛들을 태양지향 반대 방향으로 배치하였다.

설계 시 열해석에 적용한 열적 물성치를 얻기 위하여 EQM 및 FM의 열평형시험(thermal balancing test)을 수행하여 이 결과로 열적 물성치를 보정하였다. Table 11은 보정된 수치열모델과 열평형시험 결과를 비교하여 두 온도차가 기준(3℃) 이내와 초과하는 온도 측정점의 개수들을 요약한 것으로서 80% 이상의 온도 측정점이 3℃ 이내의 온도차를 보이므로 열모델 보정이 잘 이루어졌음을 알 수 있다. 보정된 열적 물성치로 임무궤도 환경의 열해석 결과, 열적인 문제없이 임무 수행이 가능함을 확인할 수 있다[7].

# 3. SNIPE 개발 및 시험

## 3.1 EQM 및 FM 개발

SNIPE는 국내에서 실제 임무 수행을 위한 첫 초소형위성으로써 시스템 신뢰성 향상을 위해 시제인증모델(EQM)을 제작하여 사전에 다양한 시험을 수행한 후, 비행모델(FM)을 제작하였다(Fig. 13). 다수의 초소형위성들은 저비용 개발을 위해 상용 부품들을 이용하여 별도의 EQM 제작 없이 비행모델(FM) 또는 준비행모델(PFM)을 제작하여 발사하는 경우가 많았다. EQM은 예비설계의 타당성을 일부 검증하고, 상세설계를 함에 있어서 문제점들을 보완할 수

Table 11. Results of TBT and TMM

| | TBT hot | TBT cold |
|---|---|---|
| ≤3℃ | 22 | 19 |
| > 3℃ | 1 | 4 |
| Criteria | 22/23 = 95.7% | 19/23 = 82.6% |

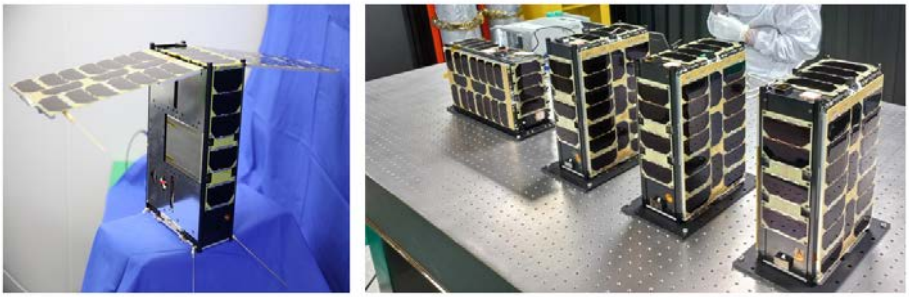


Fig. 13. EQM (left) and FM (right). FM, flight model.

있도록 한다. 실제 국내에서 다수의 탑재체를 장착한 초소형위성으로는 상대적으로 볼륨이 큰 6U 위성을 독자적으로 설계하면서 EQM 제작을 통한 시험은 신뢰성 높은 비행모델을 제작함에 앞서 여러가지 시행착오들을 겪고 보완하는데 큰 도움이 되었다. 특히 초소형위성의 표준화된 구조계를 구매하지 않고, 자체적인 구조계를 설계, 제작하면서 Table 12와 같이 EQM과 FM의 형상 변경이 다수 이루어졌다.

EQM을 기반으로 FM을 구체화하고 최종 조립을 하면서 어려웠던 점은, 50%에 가까운 국산화 부품들을 사용하면서 납품되는 일부 부품의 형상 관리(configuration control)에 어려움이 있었다. 이는 국내 초소형위성 벤처기업들이 소규모로 운영되고 있고, 제품에 대한 체계적인 형상 관리를 위한 별도 인력 운용에 애로사항이 있었기 때문이며, 국산화 개발 품목에 대한 지속적인 버전 관리 및 타 수요기관에 공급이 많지 않았기 때문에 헤리티지를 축적하는데도 어려움이 있었다. 따라서, 앞으로 국내 초소형위성 관련 소규모 벤처 및 스타트기업들은 특히 품질관리에 유의해야 할 것으로 사료된다.

Table 12. Configuration change between EQM and FM

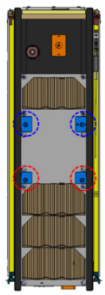
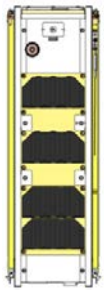
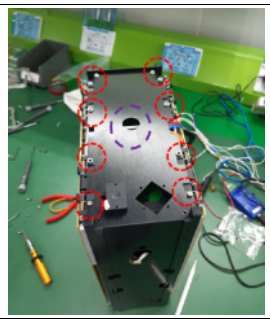
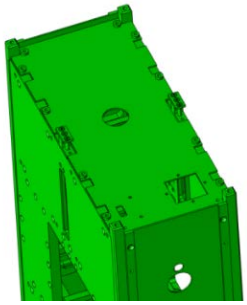
| EQM | FM |
|---|---|
|  |  |
| 추력기 추진 포트 홀 동일하게 수정 | |
|  |  |

Table 12. Continued

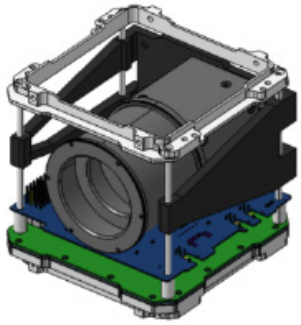
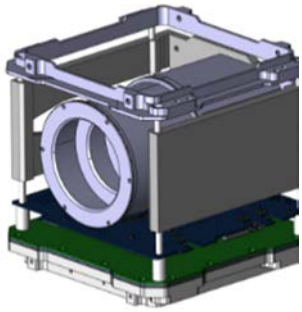
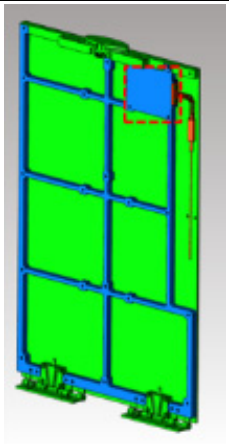
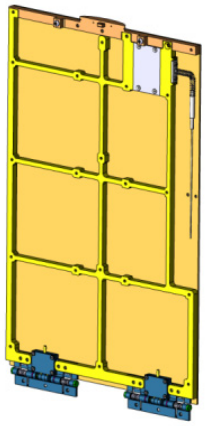
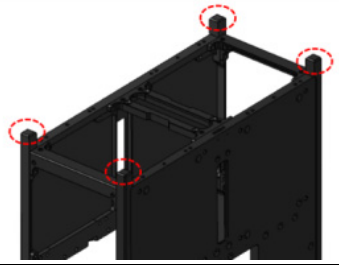
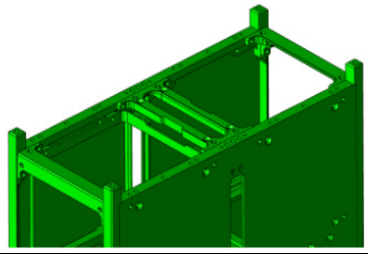
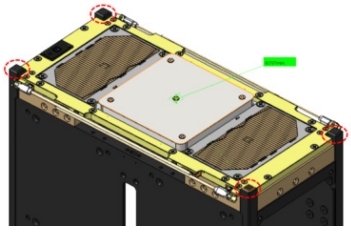
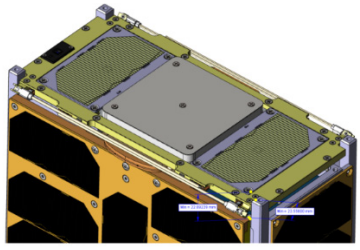
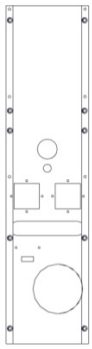
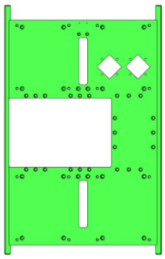
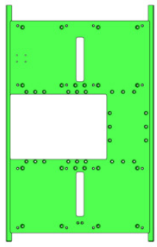
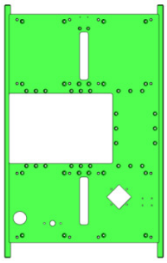
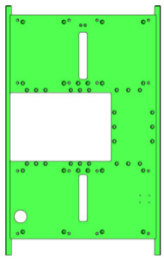
| EQM | FM |
|---|---|
| 태양전지판 조립 편의를 위해 -Z 방향 방사선실드 와셔형 돌출물 추가 | |
|  |  |
| 별추적기 지지대 평형하게 조립할 수 있도록 형상 변경 | |
|  |  |
| 전개형 태양전지판 후면에 LP 붐과 Preamp 모듈의 조립 용이성을 위해 커버 추가 | |
|  |  |
| 취급 용이성을 위해 치구 부착용 나사산 홀을 레일면 종단에 추가 | |
|  |  |
| S-band 안테나 돌출부위를 포함할 수 있도록 레일면 길이 연장 | |

Table 12. Continued

| EQM | FM |
|---|---|
| |  |
| GPS 안테나/Iridium 안테나 이동으로 +Y 방향 방사선실드 형상 변경 | |
|  |  |
| GPS 안테나/Iridium 안테나 이동으로 +X 방향 side frame 형상 변경 | |
|  |  |
| GPS 안테나/Iridium 안테나 이동으로 −X 방향 side frame 형상 변경 | |

FM, flight model.

## 3.2 우주환경 시험

우주환경 시험은 열주기 시험, 열진공 시험, 진동 시험으로 이루어졌다. EQM의 우주환경시험은 2019년 진주 KTL에서 수행하였고, FM에 대한 우주환경시험은 2020년과 2021년에 걸쳐 항우연과 KTL에서 수행하였다. 열주기 시험(Table 13, Fig. 14)은 진공 환경이 아닌 상태에서 열진공 시험에 비해 온도 변화를 상대적으로 신속하게 변경하면서, 온도 변화에 따른 시스템 전체 기능, 각 서브 시스템별 기능, 부품 기능들을 확인할 수 있는데 SNIPE는 EQM만 대상으로 수행하였다. FM은 열진공 시험과 진동 시험을 수행하였다.

FM은 열진공 시험은 MIL-STD-1540을 기반으로 수행하였으며, Fig. 15의 온도 프로파일을 이용하고 기준 유닛을 배터리로 정하여 수행하였다.

Table 13. Test specifications of EQM thermal cycling test and thermal vacuum test

| Items | EQM thermal cycling test | EQM thermal vacuum test |
|---|---|---|
| No. of cycles | 10 | 4 |
| Temperature range | −10℃ to 50℃ | |
| Stabilization condition | ≤ 0.5℃/20 min | ≤ 1℃/1 hr for nominals<br>≤ 0.5℃/4 hr for TBT |
| Tolerance | −0℃/+3℃ at hot<br>−3℃/+0 ℃ at cold | |
| Pressure | Normal pressure | ≤5 × 10E−5 torr (initial)<br>≤1 × 10E−5 torr (nominal) |
| No. of sensors | 8 | 26 |
| Reference temperature | Battery | |

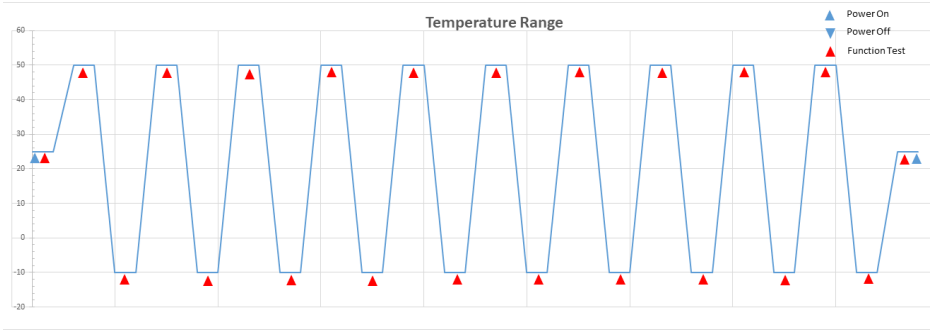



Fig. 14. Temperature profile of thermal cycling test.

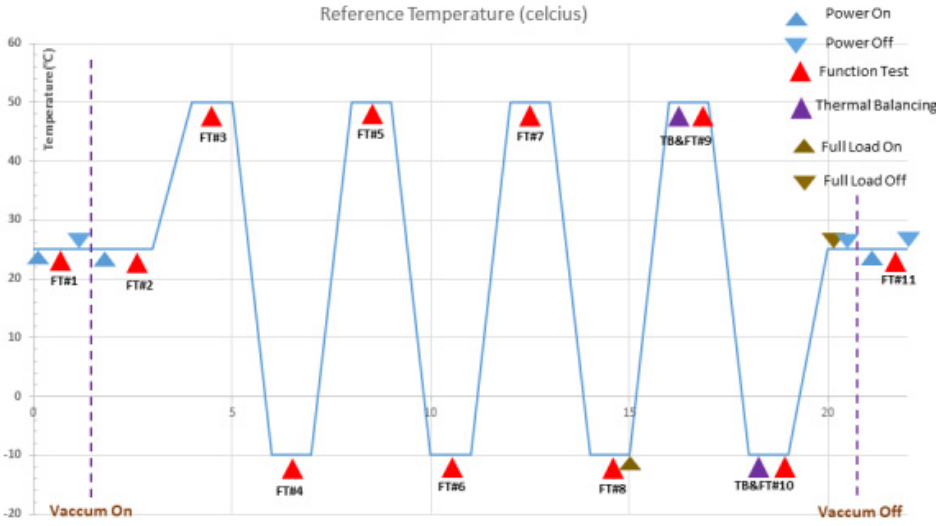



Fig. 15. Temperature profile of thermal vacuum test.

진동시험은 발사 환경에서 위성이 겪는 가속도, 진동, 소음 환경 하에 위성체가 견디는지를 확인하는 시험이다. 통상적인 위성과 달리 초소형위성의 진동시험은 발사관에 담겨 있다가 우주 공간으로 사출되며, 따라서 진동시험도 위성체 단독이 아닌 발사관에 담긴 채로 시험을 수행하게 된다. 이로 인해 외부 가진에 비해 과도한 진동하중이 내부 초소형위성에 가해지게 된다. EQM의 진동시험은 Table 14, Table 15, Fig. 16의 발사 요구조건에 따라 2019년도에 최초로 수행되었으며, 이 때 발생한 일부 문제들의 수정안을 적용하여 실제 발사관에 최종 검증하는 2차 시험은 2021년에 수행되었다.

SNIPE의 우주환경시험의 세부적인 수행 결과와 설계, 제작, 시험 과정에서 겪었던 문제점들, 그리고 대응책 마련, 해결 과정을 통한 초소형위성 개발의 시행착오와 교훈 등은 다음 참고문헌[6,8–12]들을 참고하기 바란다.

Table 14. Vibration test specification for qualification level

| | |
|---|---|
| Quasi static | 10G |
| Sine vibration | Omitted |
| Random vibration | 7.4 Grms, 20–2,000 Hz |
| LLSS | 5–2,000 Hz, 0.15–0.4G |

Table 15. Random vibration specification

| Frequency [Hz] | Amplitude [G^2/Hz] |
|---|---|
| 20 | 0.02 |
| 50 | 0.02 |
| 100 | 0.02 |
| 200 | 0.05 |
| 500 | 0.05 |
| 1,000 | 0.025 |
| 2,000 | 0.013 |
| RMS acceleration [G] | 7.42 |
| Duration [sec/axis] | 120 |
| Directions | X, Y, Z |

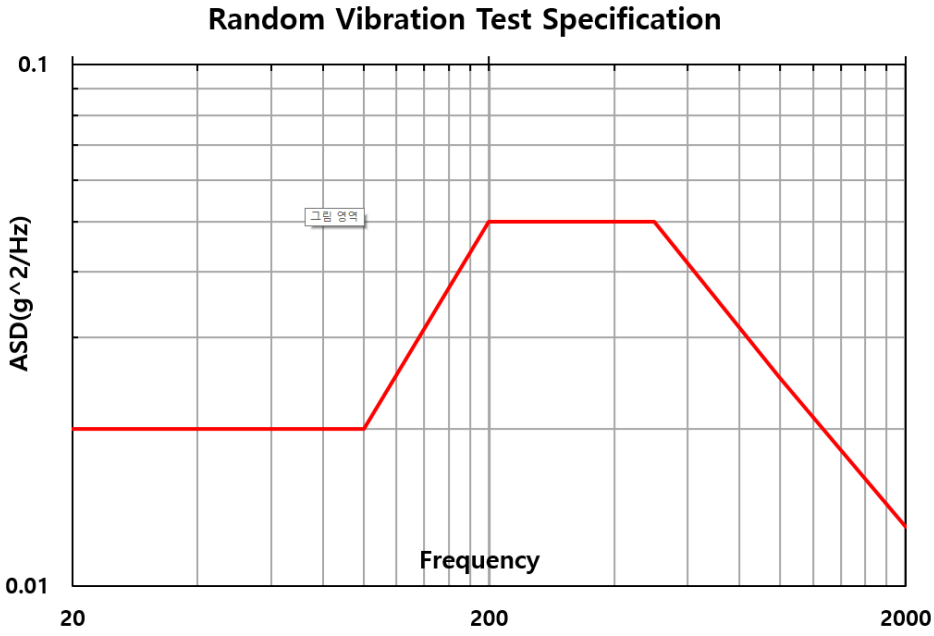



Fig. 16. Chart for random vibration specification.

## 4. 결론

본 논문에서는 2023년 발사 예정인 국내 최초 근지구 우주환경 관측을 위한 SNIPE 위성 본체 상세설계 주요 내용과 개발 과정에 대해 소개하였다. 다수의 탑재체와 추력기를 장착한 6U급 초소형위성 개발은 국내에서는 물론, 세계적으로도 드문 사례로써, 향후 본 논문에서 기술한 설계 주요 내용과 개발 과정들이 유사한 멀티 탑재체를 장착한 6U급 초소형위성 개발에 유용한 참고 자료가 될 것으로 기대한다.

## 감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 위탁과제로 수행한 한국항공우주연구원 '근지구 우주환경 관측용 초소형위성 개발' 사업 연구의 일부이며, 한국천문연구원의 지원에 감사드린다.

## References

1. Han S, Choi Y, Cho DH, Choi WS, Gong HC, et al., Analysis of CubeSat development status in Korea, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 45, 975-988 (2017). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.11.975
2. 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

3. Kim J, Kim HK, Kim M, Kim H, On-orbit thermal analysis for verification of thermal design of 6 U nano-satellite with multiple payloads, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48, 455-466 (2020). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.455
4. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, Byun-San, 17-20 Apr 2019.
5. ISISPACE, 6-Unit CubeSat structure, (2009) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: https://www.isispace.nl/product/6-unit-cubesat-structure/
6. 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
7. Kim JS, Kim HD, Thermal model correlation and validation of a 6U nanosatellite with multiple payloads, Int. J. Aeronaut. Space Sci. 23, 207-220 (2022). https://doi.org/10.1007/s42405-021-00409-4
8. Kim MK, Thermal tests of the engineering qualified model of nanosatellite SNIPE, in KSAS 2020 Spring Conference, Hongcheon, 8-10 Jul 2020.
9. Kim MK, Orbit environment test for nanosatellite SNIPE flight model, in Proceedings of KSAS Fall Conference, Jeju, 17-19 Sep 2021.
10. Kim MK, Second launch environment test for nanosatellite SNIPE engineering qualification model, Proceedings of KSAS Fall Conference, online conference, 2 Sep 2021.
11. Kim HD, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Kim KD, 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
12. 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(6), 423-433 (2022).

## Author Information

**김 해 동** haedkim@kari.re.kr

KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡쳐시스템 지상시험모델, 6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다.

**최 원 섭** wschoi@kari.re.kr

서울대학교에서 2003년 전자공학 학사, POSTECH에서 2008년 기계공학 석사학위를 취득하였다. 2004년부터 2009년까지 원익로보틱스, 2010년부터 2013년까지 현대자동차에서 재직하였고, 2014년부터 한국항공우주연구원에 재직 중이다. 우주쓰레기 캡쳐시스템 지상시험, 지구 관측 초소형위성 개발에 참여하였고, 현재 근지구 우주환경 관측용 초소형위성, 랑데부/도킹 기술 검증용 초소형 위성 등을 개발 중이다.

**김 민 기** mkkim12@kari.re.kr

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

**김 진 형** jinhkim@kari.re.kr

2010년 충남대학교에서 메카트로닉스공학 석사학위를 취득하였고, 2016년 한국항공우주연구원에 입사하여 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다. 관심 연구분야는 비전 기반 궤도상서비싱 기반기술이다.

**김 기 덕** KiduckKim@kari.re.kr

KAIST에서 2013, 2015, 2020 학, 석, 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직 중이다. 현재 초소형위성 자세제어계 개발과 랑데부/도킹 기술 개발을 하고 있다.

**김 지 석** jiskim@kari.re.kr

충북대학교에서 2018년 천문우주학/기계공학 학사학위를 받고, 2018년부터 과학기술연합대학원대학교(UST)의 한국항공우주연구원 캠퍼스에서 항공우주시스템공학 석박사 통합과정에 있다. 현재 초소형위성 열구조 해석 및 우주쓰레기 기술 관련 연구에 참여하고 있다.

**조 동 현** donghyun.cho@pusan.ac.kr

2012년 KAIST 항공우주공학과 박사 졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원에서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어기술 및 군집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적 궤적 설계, 인공위성 궤도제어, 궤도상서비싱 기술이다.

**이 재 진** 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. 과학기술중형로켓 II, 우리별 3호, 다목적실용위성 1호, 과학기술위성 1호, 3호 등 국내 과학 탑재체 개발에 참여하였으며, 우주환경에 대한 연구를 진행하고 있다. 현재 도요샛 프로젝트 연구책임자로 활동하고 있다.

J. Space Technol. Appl. 2(2), 104-120 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.104

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

연구논문

# 우주날씨 관측을 위한 큐브위성 도요샛 임무

이재진[1†], 손종대[1], 박재흥[1,2], 양태용[1], 송호섭[1,3], 황정아[1,2], 곽영실[1,2], 박원기[1]

[1] 한국천문연구원
[2] 과학기술연합대학원대학교 천문우주학과
[3] 충남대학교 우주지질학과

# SNIPE Mission for Space Weather Research

Jaejin Lee[1†], Jongdae Sohn[1], Jaehung Park[1,2], Tae-Yong Yang[1], Ho Sub Song[1,3], Junga Hwang[1,2], Young-Sil Kwak[1,2], Won-Kee Park[1]

[1]Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea
[2]Deperatment of Astronomy and Space Science, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea
[3]Deperatment of Space Science and Geology, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

**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

## 요 약

도요샛(Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment, SNIPE)의 과학임무는 전리권 상층부 소규모 플라즈마 구조의 공간적 시간적 변화를 관찰하는 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. 도요샛에는 입자 검출기, 랑뮈어 탐침, 자력계로 구성된 우주날씨 관측 장비가 각 위성에 탑재된다. 모든 관측기는 10 Hz 이상의 높은 시간 분해능을 가지며 큐브위성에 최적화 설계되었다. 이 외에도 이리디듐 통신 모듈은 지자기 폭풍이 발생할 때 작동 모드를 변경하기 위한 명령을 업로드할 수 있는 기회를 제공한다. 도요샛은 극 지역 플라즈마 밀도 급상승, 필드 정렬 전류, 고에너지 전자의 국소 영역 침투, 적도 및 중위도 플라즈마 거품의 발생 및 시공간적 진화에 대한 관찰을 수행할 예정이며, 이를 통해 태양풍이 우주날씨에 어떠한 영향을 미치는지 탐구하게 된다. 도요샛은 2023년 상반기 러시아 소유즈-2에 의해 카자흐스탄 바이코누르에서 발사될 예정이다.

## Abstract

The Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIPE)'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 SNIPE 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. SNIPE'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, 도요샛, 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. 도요샛 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. 도요샛과 비교적 유사한 관측 위성으로는 유럽 우주국(ESA)에서 발사한 SWARM[6] 위성군이 있다. SWARM 위성은 500 kg급 중형위성으로 3개의 위성으로 구성되며, 도요샛과 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, 도요샛에서 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 1,600여기의 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 운용하고 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], Dellingr[16] 등이 있다. 도요샛은 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

도요샛의 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. 도요샛이 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

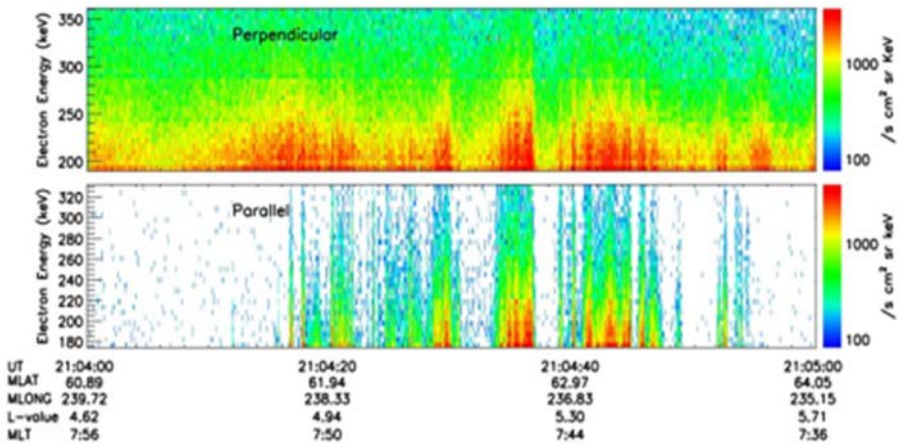



Fig. 2. Electron microburst precipitation observed by STSAT-1[18].

재함으로써 전자 마이크로버스트의 energy dispersion을 측정하고, 이를 통해 전자와 코러스파의 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 ~100-2,000 m/sec인 것으로 알려져 있으며[20], 이런 빠른 속도 때문에 단일 위성으로는 전체적인 형태를 파악하기가 어렵다. 발생 규모는 수평적으로 100-1,000 km까지 확장될 수 있다. 도요샛과 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. 1920 년대 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. 도요샛 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. 도요샛 임무(SNIPE Mission) 시스템

도요샛 임무 목표는 우주날씨를 연구하기 위한 6U 큐브위성 4기를 개발하여 발사하고, 최소 1년의 위성 운용을 지원하는 지상국을 구축하며 초기 관측자료를 분석하는 것이다. Fig. 3은 도요샛의 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.

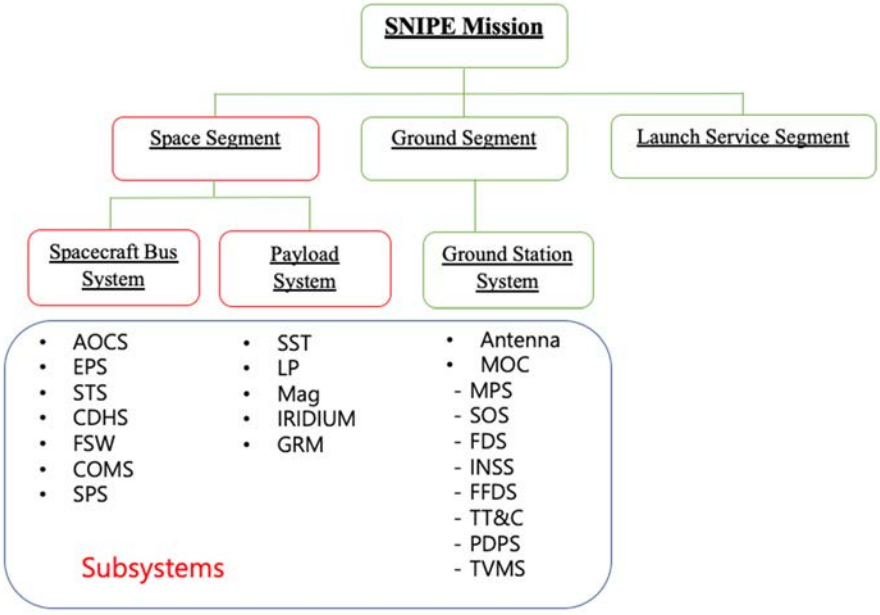



Fig. 3. System configuration of the SNIPE mission.

### 3.1 버스 시스템(Spacecraft Bus System)

Table 1은 도요샛 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 통해서는 44 W의 전력을 생산할 수 있으며, 40 Wh의 리튬 폴리머 베터리를 탑재하였다. 지상과의 통신 링크(link)는 세 개가 마련되었는데, 먼저 명령 전송 및 텔리메트리 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<br>→ Field aligned attitude control during microburst observation<br>Accurate GPS system for position and velocity determination<br>Attitude information from Sun sensor, star tracker, magnetometer, and Gyro<br>Attitude accuracy: < ±1 deg |
| Command and data handling subsystem (CDHS) | Communication between OBC and payloads with CAN BUS protocol<br>Onboard flash memory: 4 Gbyte |
| Electric power subsystem (EPS) | Deployable solar panel (44 W)<br>High capacity Li-polymer batteries (40 Wh) |
| Communication subsystem (COMS) | UHF up/downlink: 437.5 MHz (9.6 kbps)<br>S-band up/downlink: 2,240.84 MHz (1 Mbps)<br>IRIDIUM communication (128 kbps) |
| Satellite propulsion subsystem (SPS) | High performance micro-thruster (Cold Gas Thruster)<br>Del-V: ~50 m/s, Thrust: 20 mN |
| Structure and thermal subsystem (STS) | Dimension: 10 cm × 20 cm × 30 cm<br>Mass: 10 kg |
| Flight software (FSW) | Cfs<br>Linux OS |

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

## 3.2 탑재체 시스템(Payload System)

도요샛의 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 GRM와 IRIDIUM communication module이 있다. SST는 지구 자기장을 따라 침투하는 고에너지 전자를 관측하기 위한 도구이다. LP는 위성 운영 고도의 전리권 전자 밀도와 전자 온도를 관측하기위한 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(IRDIUM 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 도요샛 비행모델 탑재체 형상으로 주요 과학탑재체는 1 unit 안에 SST, LP, MAG을 배치하고, 과학탑재체를 운용하는데 필요한 컨트롤러를 56.95 × 95.90 × 1.6 [$mm^3$]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 $mm^2$, 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 $cm^{-2}$ $sr^{-1}$로 설계하여 관측할 수 있는 최대 전자 플럭

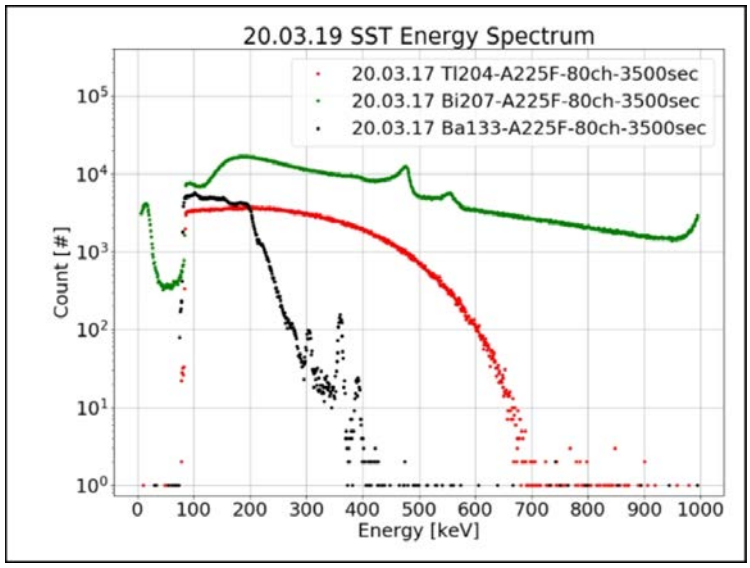



Fig. 5. SST energy spectra are obtained from isotopes, Ti204, Bi207, and Ba133. SST, solid state telescope.

스는 $1.0 \times 10^6$ $cm^{-2}$ $s^{-1}$ $sr^{-1}$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. 도요샛에 탑재되는 랑뮈어 탐침은 10 cm의 도금한 텅스텐을 사용하였으며, $2 \times 10^3 - 2 \times 10^6$ $cm^{-3}$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 도요샛에서는 Fig. 6에서 보인 것과 같이 탐침을 태양전지판 뒤쪽에 장착하고, 태양 전지판이 전개됨과 동시에 탐침이 바깥쪽으로 나와서 플라즈마를 측정할 수 있도록 설계하였다. 탐침과 태양전지판은 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, 도요샛은 특수한 물질(ITO coated silver FEP tape)을 사용하여 열적인 문제를 해결함과 동시에 위성의 도체 표면적을 증가시켰다.

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

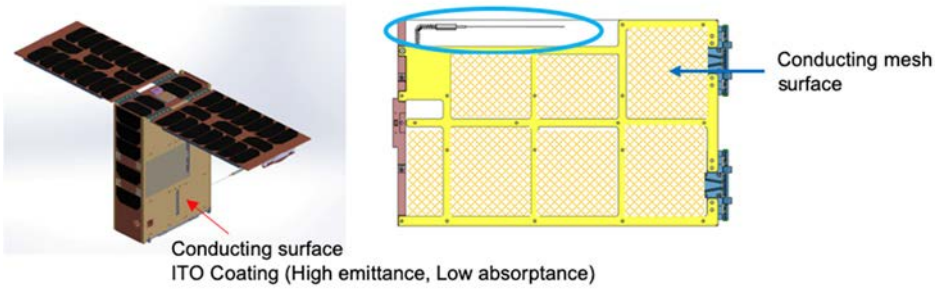



Fig. 6. The Langmuir probe is attached the the backside of the solar panel.

0.05초 동안은 전압을 −2 V에서 +3 V로 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 도요샛 위성에는 3축 플럭스 게이트 자력계가 탑재되었다. 지구 자기장을 측정하기 위해서는 ±70,000 nT의 넓은 범위에서 1 nT 이하(10 Hz에서 노이즈 표준편차) 노이즈를 가져야 한다. Fig. 7은 도요샛 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. 도요샛 자력계에서는 두개의 센서를 배치하여 이러한 문제를 해결하려고 하였다. 도요샛은 큐브위성으로 작기 때문에 위성의 특정 위치에서 발생하는 노이즈를 두 개의 센서로 각각 다르게 측정할 것이다. 이러한 원리를 이용하면 위성체 내부에서 발생한 노이즈원과 외부 자기장 변화를 구분할 수 있고, 노이즈 캔슬링(canceling) 기법을 사용하여 노이즈를 줄일 수 있다.

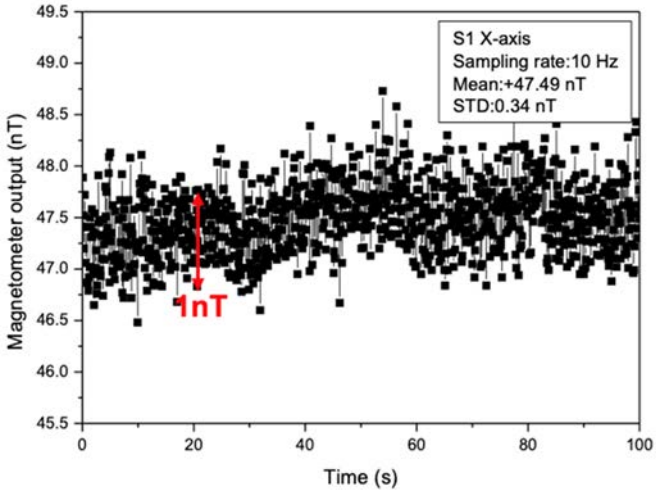



Fig. 7. Noise measurement of SNIPE Mag. The standard deviation of the noise level should be less than 1 nT. SNIPE, Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

### 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. 도요샛은 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 도요샛에 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 얻고자 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 효용성에 의문이 생기기 때문이다. 그럼에도 일부 큐브위성에는 이리디움 통신을 성공적으로 수행했다는 보고가 있다[23]. 도요샛에서는 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 나타낸 것과 같이 도요샛은 주로 S-band를 이용하여 지상국과

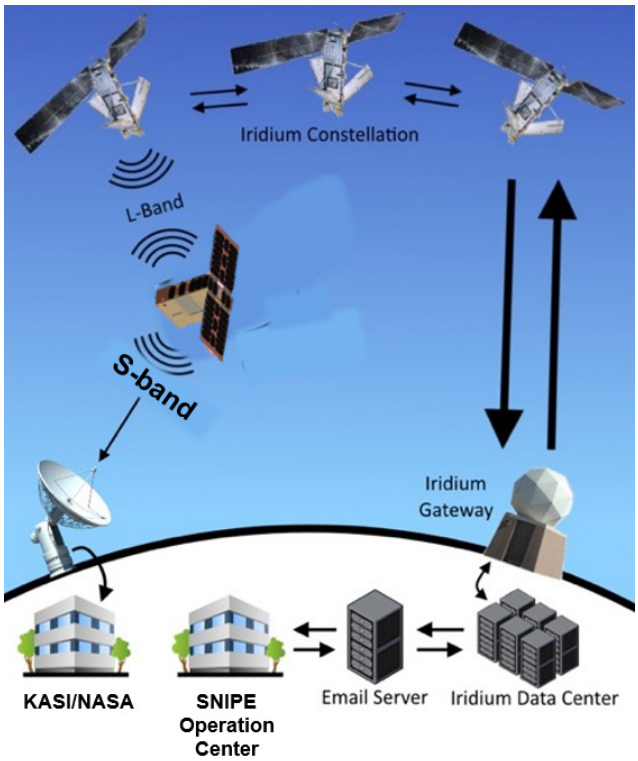



Fig. 8. Concept of the IRIDIUM communication with SNIPE mission. SNIPE, Small Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

교신하지만, L-band를 이용하여 이리디움 위성과 상시 교신할 수 있다. 데이터는 이리디움 통신망을 통해 e-mail 서버로 도요샛 지상국에 전달된다. 예상되는 교신 가능 시간은 하루 70분인데, 도요샛 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)

도요샛 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

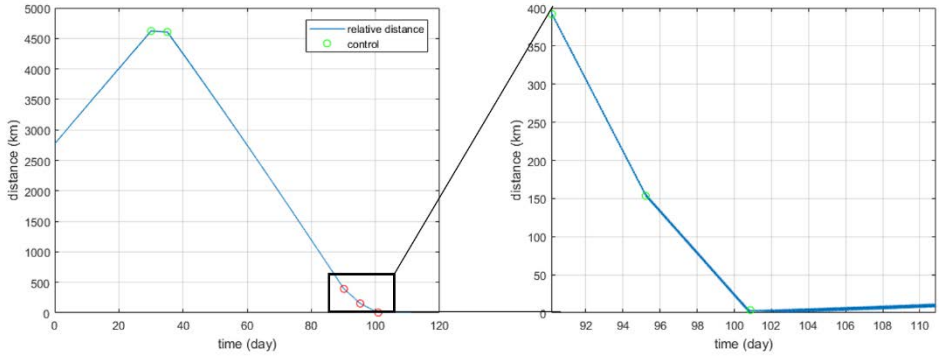



Fig. 9. The distance of the Sat-B with respect to the Sat-D in the along-track formation flying.

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 도요샛 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

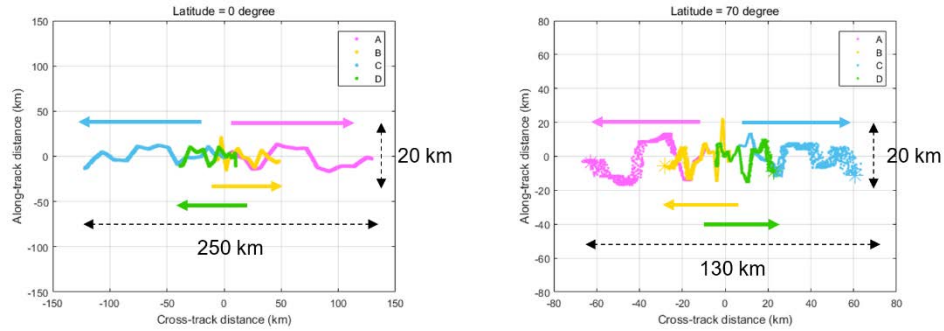



Fig. 10. Relative position with respect to the uncontrolled Sat-A at the equator (left) and latitude 70° (right).

활에 직접적인 영향을 주는 우주날씨 변화가 일어나는 곳이다. 따라서 향후 우주탐사를 위해서는 반드시 선행연구가 진행되어야 할 우주 공간이다. 도요샛은 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. 도요샛 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 큐브위성 편대비행기술은 세계에서 처음 시도되는 것으로 성공할 경우, 큐브위성의 활용도를 높이는데 기여할 것이다.

## 감사의 글

본 연구는 한국천문연구원의 주요 사업인 “근지구 우주환경 관측위성 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, Fehringer 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, Pilinksi M, Stromberg E, Huang C, et al., Scintillation observations and response of the ionoshere 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., Dellingr: 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

**이 재 진** 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. 과학기술중형로켓 II, 우리별 3호, 다목적실용위성 1호, 과학기술위성 1호, 3호 등 국내 과학 탑재체 개발에 참여하였으며, 우주환경에 대한 연구를 진행하고 있다. 현재 도요샛 프로젝트 연구책임자로 활동하고 있다.

**양 태 용** yty16@kasi.re.kr

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

**손 종 대** jdsohn@kasi.re.kr

충남대학교에서 2014년 우주과학 박사학위를 받았다. 2014년부터 2016년까지 한국과학기술원(KAIST) 자연과학연구소.에서 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 도요샛 프로젝트 과학 탑재체를 담당하고 있다.

**송 호 섭** hssong@kasi.re.kr

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

**박 재 흥** 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 도요샛 프로젝트 지상국 구축 및 운용에 참여하고 있다.

**황 정 아** jahwang@kasi.re.kr

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

## Author Information

**곽 영 실** 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 방문연구원으로 근무하였으며, 현재는 한국천문연구원에서 전리권/고층대기를 포함한 우주환경 변화 및 예측 연구를 진행해 오고 있다. 우주과학연구센터장, 천문우주과학데이터센터장을 거쳐, 현재 태양우주환경그룹장으로서 차세대우주환경 연구팀을 이끌고 있다. 더불어 SNIPE(도요샛) 프로젝트와 ROKITS(우주용 광시야 대기광 관측 카메라 개발) 프로젝트에 project scientist로 참여하고 있다.

**박 원 기** 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.

J. Space Technol. Appl. 2(2), 121-136 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.121

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

기술논문

# 소프트웨어 정의 라디오를 활용한 초소형위성용 선박정보수집장치의 수신시험

김신형, 이창현, 김건우, 조동현†

부산대학교 항공우주공학과

# Utilizing Software-Defined Radio, Reception Test of AIS Payload Used in a Cube-Satellite

Shin-Hyung Kim, Chang-Hyun Lee, Gun-Woo Kim, Dong-Hyun Cho†

Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan 46241, Korea

**Received:** April 6, 2022
**Revised:** April 20, 2022
**Accepted:** April 24, 2022

†**Corresponding author :**
Dong-Hyun Cho
Tel : +82-51-510-2309
E-mail : donghyun.cho@pusan.ac.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**
Shin-Hyung Kim
https://orcid.org/0000-0002-5384-3154
Chang-Hyun Lee
https://orcid.org/0000-0002-5252-2527
Gun-Woo Kim
https://orcid.org/0000-0002-6399-284X
Dong-Hyun Cho
https://orcid.org/0000-0001-7113-1102

## 요 약

선박 통신에 있어서 선박자동식별시스템(automatic identification system)은 연안 해역의 선박 운항 모니터링, 선박 간의 항해 안전을 위한 정보 교환뿐만 아니라 해상관제 수단에도 필요하다. 그러나 이는 대략 160 MHz의 very high frequency (VHF) 대역을 사용함과 동시에 지구의 곡률로 인해 통신 거리의 한계가 존재한다. 이를 인공위성을 통해 해결하고 있지만, 저궤도의 초소형 위성에 대해서는 아직 많은 작업이 이루어지지 않았다. 본 논문에서는 소프트웨어 정의 라디오(SDR)를 활용하여 초소형위성용 선박정보수집장치의 수신시험을 증명하였다. R820T2 SDR을 활용하여 부산항에 정박해 있는 선박으로부터 AIS(automatic identification system) 데이터를 수집하였고, Adalm-Pluto와 매트랩 시뮬링크를 활용하여 이를 송신할 수 있는 환경을 구축하였다. 또한 감쇠기를 활용하여 위성까지 신호세기가 약해지는 과정을 모사하였다. 일련의 과정을 통해 AIS 탑재체에서 AIS 데이터의 수신 성공 여부를 시연하였다.

## Abstract

Automatic Identification System used in ship communication is required for marine control way, including monitoring of vessel operation in coastal and exchanging of information for safety navigation between them. But, it uses a very high frequency band of approximately 160 MHz, and at the same time, due to the curvature of Earth, there is a limit to the communication distance. Several demonstrations were made successfully over satellite, but not much work has been done yet through cube-satellite which has low-orbit at 500 km altitude. Here, we demonstrate a reception test of AIS (automatic identification system) receiver for a cube-satellites using software-defined radio (SDR). We collected AIS data from ship at port of Busan, Korea, using R8202T2 SDR and established to transmit them using Adam-Pluto and Matlab Simulink. The process of weakening the signal strength to a satellite was constructed using attenuator. Through above process, we demonstrated whether AIS data was successfully received from the AIS payload.

**핵심어 :** 선박자동식별시스템, 소프트웨어 정의 라디오, 탑재체, 단위시험
**Keywords :** automatic identification system, software defined radio, payload, unit test

# 1. 서론

선박자동식별시스템(automatic identification system, AIS)은 선박의 선명, 제원 등의 선박 정보와 운항 정보, 보안 정보 등을 VHF(very high frequency) 통신으로 선박 또는 육상에 자동으로 송수신하는 장치이다. 2002년 이후로 국제해사기구(International Maritime Organization, IMO)에서는 이 AIS 정보를 활용하여 해상관제 수단으로 사용하고, 선박 정보 수집 및 선박 간의 항해안전, 연안 해역의 선박 운항 모니터링에 활용하기 위해 AIS를 채택하였다[1]. 이후 AIS를 활용하여 타선의 정보를 이용한 선박간 충돌방지 및 선박사고 발생시 수색/구조와 같은 긴급상황에 활용하고 있다[2-5].

AIS는 해양 물류 감시를 위한 경우, 선박-선박 또는 선박-육지 간 통신을 사용하는데, VHF 밴드 영역의 주파수를 사용하며, 이에 따라 LOS(line of sight) 방향의 최대 40 NM(nautical mile)의 통신범위를 갖는다[6]. 따라서 AIS는 선박이 지평선을 넘어 해상을 이동할 때 지구의 곡률로 인하여 전파가 수신되지 않는 거리에 위치하기 때문에 통신 문제가 발생한다. 이에 따라 육지 근처의 선박 AIS 정보는 수신할 수 있으나, 선박의 거리가 멀어지게 되면 통신이 되지 않는다. 이를 해결하기 위해 UAV(unmanned aerial vehicle)를 활용한 연안의 AIS 통신범위를 넓히는 시스템이 제안되었다[7].

부산의 항만은 우리나라의 물류 요충지로서 우리나라의 빼놓을 수 없는 기간 산업이다. 국내에도 최근 빈번하게 발생하는 해양 사고와 해상안전의 중요성이 확대되면서 AIS 수요가 증가하고 있기에 위성을 활용한 선박의 탐지 및 AIS 정보 확보 등을 고려할 필요가 있다. 이러한 수요를 고려하여 부산대학교 항공우주공학과 학생들을 바탕으로 큐브위성 경연대회 참가를 위한 조직이 구성되었고, 초소형 위성에 대하여 선행연구를 진행하였다. 이를 계기로 2020년 초 부산시 및 부산테크노파크 미래해양도시 관련 사업으로서 초소형 위성 개발 협약이 완료되었으며, 선박 정보를 지상으로 전달하는 임무를 수행하는 큐브위성을 개발하고자 하였다. 본 논문에서는 큐브위성에 적용할 예정인 탑재체 장비의 시험을 목적으로 소프트웨어 정의 라디오(software-defined radio, SDR)를 활용하여 위성용 AIS 수신기 모듈을 지상시험 하였던 내용을 다루고자 한다.

# 2. PNUSAT-1

## 2.1 PNUSAT-1 의 임무에 대한 소개

부산대 초소형 위성 PNUSAT-1(Pusan National University Satellite No. 1)은 기존 AIS 통신 거리 한계를 우주상에서 인공위성 운영을 통해 해결하고, 여러 대의 선박 정보를 동시에 획득할 수 있는 큐브위성이다. 국제 선박의 해상 간 이동 시 선박-육지 간 통신이 불가할 경우 Fig. 1과 같이 위성을 이용하여 AIS 정보를 획득할 수 있으며, 약 100 kg에 달하는 기존 인공위성의 1/25에 해당하는 4 kg 미만의 큐브위성을 이용하여 저비용, AIS 위성 실현을 목표로 한다[8].

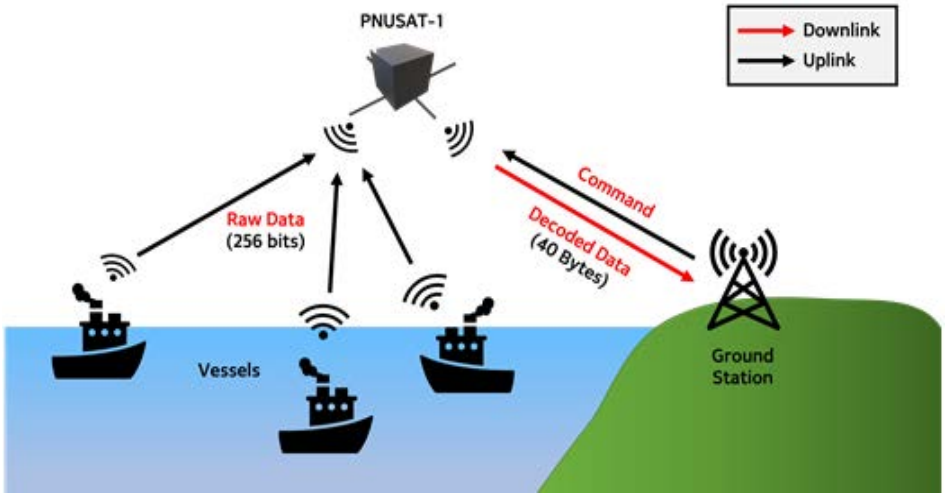



Fig. 1. Concept of operations. PNUSAT-1, Pusan National University Satellite No. 1.

## 2.2 PNUSAT-1 에서 적용할 예정인 AIS 수신기에 대한 소개

Fig. 2와 같이 선박에서 송출하는 AIS 신호를 위성이 우주 공간상에서 수집하기 위해 QubeAIS 모듈을 선정하였다. 이는 1U+ 크기의 큐브위성에 탑재 가능한 크기이며, Satlab 社에서 제작하였다.

QubeAIS 모듈이 수집하게 되는 AIS 신호의 Raw Data는 NMEA(Nation Marine Electronics Association) 표준을 따르며, 예시로 Fig. 3과 같다. 콤마 단위로 구분되며 첫 세그먼트부터 차례로 의미를 분석하면 다음과 같다[9].

Fig. 2. QubeAIS module.

!AIVDM , 1 , 1 , , A , 14eG;o@034o8sd<L9i :a,WF>062D , 0*7D
1) 2) 3) 4) 5) 6) 7)

Fig. 3. AIS raw data. AIS, automatic identification system.

① AIS VDM message
② 전체 문장의 수
③ 전체 문장중의 문장번호
④ 서로 다른 문장으로 구분할 수 있는 순서번호
⑤ “A” or “B”로 나타내어지는 AIS Channel
⑥ 선박 정보 데이터
⑦ CRC Checksum

⑥은 우리가 원하는 선박에 대한 정보를 나타내며 ASCII 6비트 바이너리 형식으로 표현되며, 이를 부호화(encode)되었다고 말한다. 이를 해석하는 방법은 먼저 2진수 형식으로 변환한다. 그 후 만들어진 2진수를 Table 1에 맞게 파싱(parsing)하는 과정을 거치고 각각의 세그먼트들을 10진수로 변환하면 세그먼트에 대응되는 각각의 선박 정보를 구할 수 있다.

QubeAIS 모듈의 제원에 기술된 데이터 처리 과정은 Fig. 4와 같다. 수신기 실행 파일의 주요 부분은 복조기(demodulator)와 복호화(decoder)이며, 샘플링된 데이터를 유효한 AIS 메시지로 변환하는 역할을 맡는다. QubeAIS 모듈 내부 설정에 따라 두 개의 AIS 채널(채널 1 및 2 또는 채널 3 및 4)을 분리하기 위해 채널 필터에 의해 필터링된다. 그런 다음 필터링된 데이터에서 패킷 탐지기가 실행되어 채널에서 가능한 패킷을 검색한다. 우주에서 수신된 AIS 메시지는 최대 ±4 kHz의 도플러 편이를 받을 수 있으므로 복조 알고리즘의 후속 단계를 조정하는 데 중심 주파수 추정기가 사용된다. 패킷 필터의 출력은 GMSK 복조기에 의해 처리되고, 9,600 bps 비트 스트림의 재구성을 위해 시간 및 데이터 복구 블록으로 전달된다. 마지막으로 패킷 검증 과정에 의해 비트 스트림이 올바른 HDLC 프레임 구조와 CRC CheckSum을 검사한다. 이와 같은 과정을 거치면 Table 2와 같은 40 byte의 크기를 가진다. 그 후 SD 카드에 저장된 데이터는 선택적으로 외부로 출력시킬 수 있다[9].

Table 1. Bit field description

| Ship’s information | Bit | Description |
|---|---|---|
| Message ID | 6 | Message identification |
| MMSI number | 30 | Maritime mobile service identity |
| … | … | … |
| Longitude | 28 | 1/10,000 min unit |
| Latitude | 27 | 1/10,000 min unit |
| Direction | 9 | 0–359 degree |

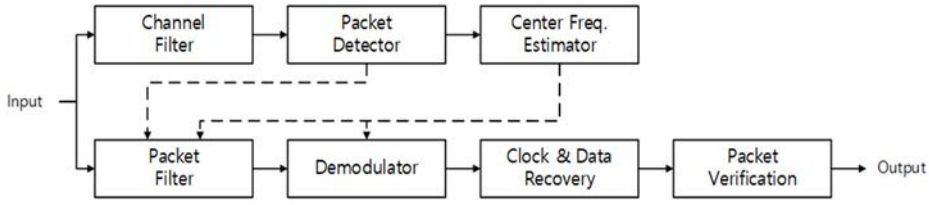



Fig. 4. Overview of the demodulator and frame decoder.

Table 2. Data size

| Data type | Size |
|---|---|
| Raw data | 256 bit |
| Decoded data | 40 byte |

Fig. 5는 QubeAIS 모듈에 전력을 공급하기 위해 자체 제작한 전력 보드를 보여주고 있다. 전력 보드에 공급된 전압은 AIS 리시버 구동에 필요한 3.3 V, 5 V로 분리되어 출력된다. P1 커넥터를 통하여 전력을 공급하고, P2 커넥터를 통하여 AIS 리시버 내부에 진입할 수 있다. 그 후 우분투 운영 체제에서 미니컴(Minicom, 시리얼 통신용 터미널)을 사용하여 연결한다.

Fig. 6은 미니컴을 통해 입력한 명령어를 보여주고 있다. UART 통신을 사용할 것이기 때문에 일반적인 속도인 115,200 bps를 설정해주고, CSP 패킷을 받기 위해 주소와 게이트웨이 값을 각각 지정해 준다.

QubeAIS Receiver와 마더보드 간에 명령 및 데이터를 송수신할 수 있도록 Satctl을 사용한다. Satctl이란 Satlab control의 약자이며 QubeAIS Receiver의 제조사에서 제작한 c언어 소스코드이다. 이를 컴파일하기 위해선 Waf를 사용하는 것이 권장되며, 이는 서로 다른 기종의 운영체제에 대한 Cross-Development Tool로써 빌드 자동화 도구이다. Fig. 7에 실행파일이 도출되는 과정을 나타내었다. 결과적으로 이 실행파일을 통해 QubeAIS Receiver와 명령 및 데이터를 송수신할 수 있다.

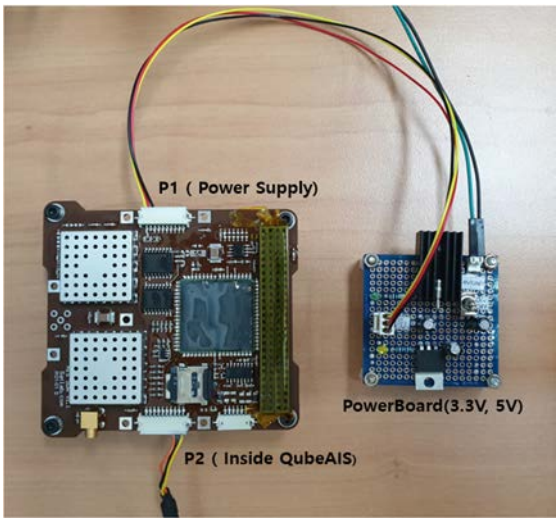



Fig. 5. Power line.

```
root:/> mount -o remount,rw /mnt/rom
root:/> echo 115200 > /mnt/rom/config/uartrate
root:/> echo decault=kiss > /mnt/rom/config/csproutes
root:/> echo 3 > /mnt/rom/config/cspaddress
root:/> echo 4 > /mnt/rom/config/cspgateway
root:/>
```

Fig. 6. Minicom command.

Fig. 7. Build process.

# 3. SDR 기반 위성용 AIS 부품 시험

## 3.1 AIS 시험용 시스템 구성

항구 근처는 습도가 높으며 컨테이너를 다루는 운송 장비로 인하여 먼지가 많은 편이다. 따라서 위성용 부품을 항구에서 직접 수신시험을 한다면 부품을 오염시킬 위험요인이 다분하다. 또한 일반적으로 위성용 부품에 대한 시험은 클린 룸에서 진행되기에 이러한 점을 고려하여 실내에서 선박정보신호를 발생시킬 수 있는 환경을 만들고자 한다.

이를 위한 SDR 송수신기를 활용한 AIS 부품 시험의 구성을 Fig. 8과 같이 구성하였다. 첫 번째 단계로 R820T2 SDR을 활용해 항구 근처에서 AIS 신호를 수집할 수 있고, 두 번째 단계로 수집된 신호를 가지고 실험실 내에서 Adalm-Pluto SDR을 활용하여 송신할 수 있다. 마지막으로 AIS 신호가 위성까지 긴 거리를 나아가며 감쇄되는 신호를 모사하기 위해 감쇄기(attenuator)를 사용하여 구현하였다. 이러한 상황일 때 QubeAIS 모듈에서 AIS 신호 수신이 제대로 되는지에 대한 실험을 진행하였다.

## 3.2 SDR 수신기를 통한 AIS 실제 데이터 획득

기존의 라디오가 각종 전자부품을 납땜하여 고정적인 기능이었다면 SDR은 디바이스에 범용 전자부품을 탑재해 소프트웨어만 바꾸면 라디오 기능이 바뀌는 장치이다. 따라서, 하나의 장비로 다양한 응용이 가능하다는 장점이 있다. 이러한 SDR 수신기를 적용함으로써 얻는 장점은 가격이 상대적으로 저렴하며, 크기가 소형이기에 야외에서 데이터를 수집하기에 용이

Fig. 8. Overall system diagram.

하다. 또한 MATALB의 Support Package를 활용할 수 있어 진입 장벽이 낮기에 쉽게 이용이 가능하며, 이에 적합한 SDR 수신기로서 R820T2 SDR을 선정하였으며, Fig. 9에 나타내었다.

Fig. 10과 같이 노트북에 설치하는 과정을 먼저 진행하였다. 첫 번째 단계로 연안의 선박으로부터 실제 AIS 신호를 저장하고자 한다. 이를 도식화하면 Fig. 11과 같다.

또한 Fig. 12와 같은 MATLAB 에드온(Add-on)에서 제공하는 'Communication Tool Box package for RTL-SDR'를 활용할 수 있도록 진행한다.

Fig. 9. R820T2 SDR. SDR, software-defined radio.

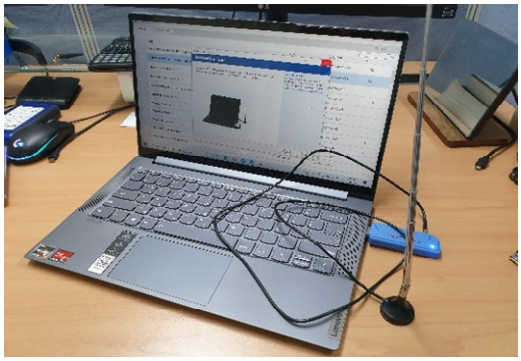


Fig. 10. Installation to laptop.

Fig. 11. First process.

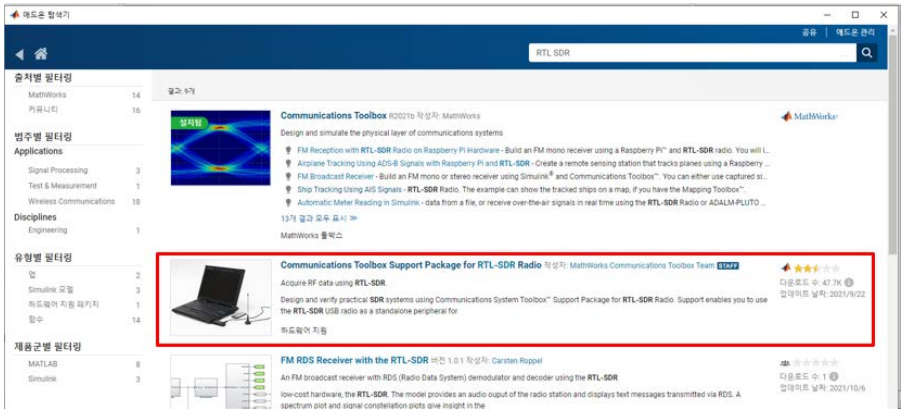



Fig. 12. Add-on communication toolbox.

툴박스 내 'Ship Tracking Using AIS Signal Example.m' 코드를 사용하며, AIS 신호의 주파수는 주로 161.975 MHz, 162.025 MHz이기 때문에 중심주파수(center frequency)를 162 MHz로 설정한다. 실험 장소는 Fig. 13과 같이 많은 선박들이 정박해 있는 '부산항 제 4부두'에서 진행하였다.

약 2분 동안 수신을 진행한 뒤, MATLAB 기능 중 BasebandFileWriter 함수를 이용하여 해당 데이터를 저장하였다. 이때, 지정 변수들은 Table 3과 같이 설정하였다. 이 함수를 통해 복소수 형태의 데이터를 bb 형식의 파일로 저장할 수 있다.

Fig. 14는 이에 대한 결과를 보여주며, AIS 실제 신호를 수집한 파일이다.

Fig. 13. Location.

Table 3. Parameter

| Parameter | Value |
|---|---|
| Baseband sample rate | 230,400 |
| Sample per frame | 262,144 |

Fig. 14. Baseband file.

### 3.3 SDR 송신기를 통한 AIS 데이터 송신

앞서 포착된 AIS 신호를 송신하기 위하여 Fig. 15와 같은 Adalm-Pluto SDR 모듈을 선정하였다. 해당 SDR 송신기는 SDR 송수신기 모듈 중 비교적 저가의 장비인 반면, R820T2 SDR 수신기가 갖지 못한 송신 기능을 제공하고 있다. 또한 관련 전문 지식이 부족하더라도 일반인들이 쉽게 배울 수 있도록 고안되어 있으므로 능동적으로 RF 및 무선 통신 기술에 대한 기초를 탄탄하게 닦을 수 있을 수 있는 장점뿐만 아니라, MATLAB Simulink 소프트웨어 패키지를 지원하기 때문에 그래픽 사용자 인터페이스(GUI)를 통해 친숙하고 빠르게 접근할 수 있는 특징을 갖는다.

또한 SDR 모듈을 쓴 이유는 실제 우주에서 위성이 선박을 향해 접근 및 멀어짐에 따라 발생하는 도플러 시프트 현상을 모사하기 위함이다. 현 논문에서는 적용하지 않았지만, 추후 위성의 움직임에 따른 도플러 시프트 현상의 재현이 가능할 것으로 사료되어 주파수 변경이 가능한 SDR 모듈을 적용하였다(Fig. 16).

두 번째 단계로 Fig. 17과 같이 앞서 포착된 실제 AIS 신호를 송출해 보고자 한다. MATLAB 내 Add-on 메뉴에서 'Communication Toolbox Support Package for Analog Devices ADALM-Pluto Radio'을 추가하면 Simulink 내에서 Adalm-Pluto 블록을 사용할 수 있다.

Fig. 18과 같이 MATLAB 시뮬링크에서 'baseband File Reader' 블록과 'Transmitter' 블록을 결합한다. Reader 블록에는 앞서 얻은 bb파일을, Transmitter 블록 내 지정변수에는 SDR 수신기를 사용했을 때와 똑같은 값으로 설정하여 실행을 하였을 때 결과를 살펴본다.

다음은 Spectral analysis로 살펴본 결과이다. Fig. 19는 AIS 신호를 송신하지 않고 있을 때, Fig. 20은 AIS 신호를 송신하고 있을 때의 결과를 보여준다. Fig. 20에서 AIS 신호의 주파수 영역대인 160 MHz 부근에서 전과 비교하여 변화가 생기는 것으로 볼 때 정상적으로 송출되고 있는 것으로 판단 가능하였다.

Fig. 15. Adalm-Pluto SDR.

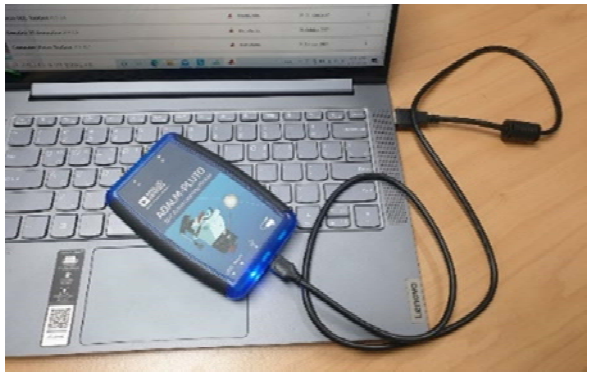



Fig. 16. Installation to laptop.

Fig. 17. Second process.

Fig. 18. Matlab silmulink structure.

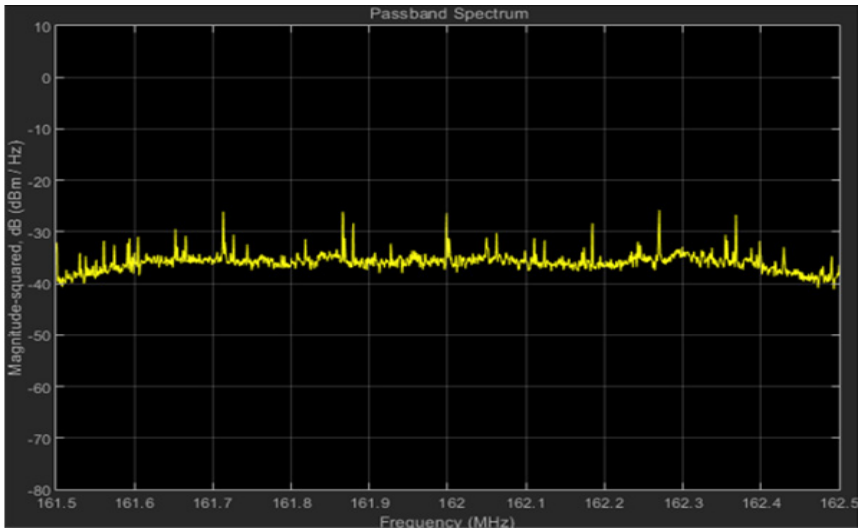



Fig. 19. Normal state.

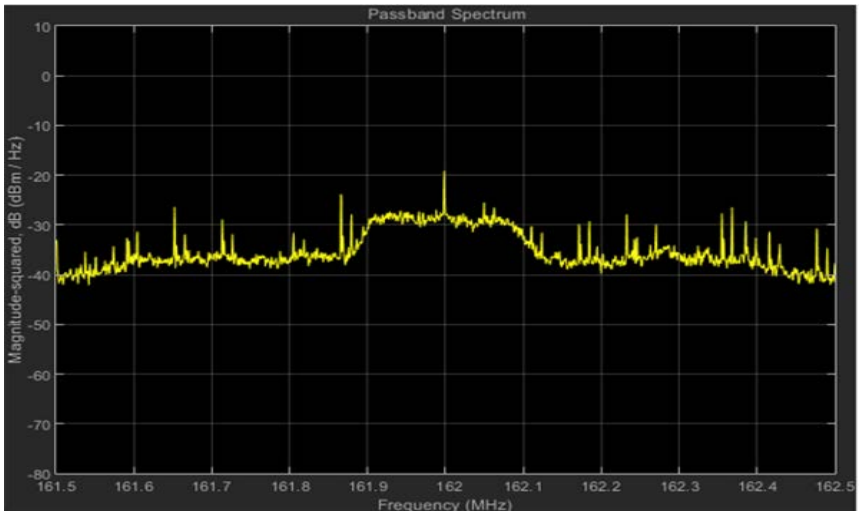



Fig. 20. State using Adalm-Pluto SDR.

### 3.4 신호 감쇠

QubeAIS 모듈은 저궤도 500 km에서 운용된다. Fig. 21과 같이 선박에서 송출된 AIS 신호가 위성(최소 직선거리 500 km, 최대 직선거리 2,100 km)까지 전달되는 과정에서 신호 세기(dB)가 감소하게 되는데, 이러한 과정을 경로 손실(path loss)이라 한다. 이러한 환경을 감쇄기를 사용하여 구현하도록 할 것이다. 이때 신호 세기(dB) 감소량을 자유 공간 경로 손실(free space path loss, FSPL) 계산식을 사용하였으며, 수식은 아래와 같다[10].

$$FSPL = \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 = \left(\frac{4\pi d f}{c}\right)^2 \tag{1}$$

$\lambda$: 신호의 파장(m)
$f$: 신호의 주파수(Hz)
$d$: 통신 거리(m)
$c$: 빛의 속도($3 \times 10^8$ m/s)

FSPL식 양변에 log를 취해 데시벨(dB) 단위로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} FSPL(dB) &= 10\log_{10}\left(\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2\right) \\ &= 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) + 20\log_{10}\left(\frac{4\pi}{c}\right) \\ &= 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) - 147.5 \end{aligned} \tag{2}$$

선박 송신기의 게인 값(G transceiver)과 위성 수신기의 게인 값(G receiver)을 고려한다.

$$FSPL(dB) = 20\log_{10}(d) + 20\log_{10}(f) - 147.5 - G_t - G_r \tag{3}$$

Class A 선박에 대하여 법률로 정해진 AIS 신호 송출 전력이 12.5 W이므로 dB 단위로 표현하면 11 dB이다. 위성 수신기의 게인 값은 0에 근접하므로 0 dB로 가정한다.

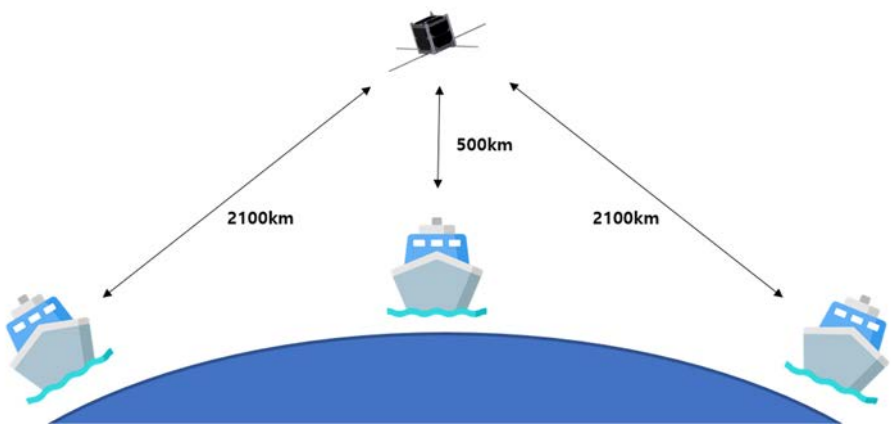



Fig. 21. Distance.

$$G_t = 11 \text{ dB}$$
$$G_r \cong 0 \text{ dB} \tag{4}$$

AIS 주파수 162 MHz에 대하여 최소거리 500 km(위성이 선박 바로 위에 있을 때, 즉 위성 고도), 요구사항에 따른 최대 거리 2,100 km일 때에 계산해 보면 다음과 같다.

$$FSPL(dB) = 20\log_{10}(500 \times 10^3) + 20\log_{10}(162 \times 10^6) - 147.5 - G_t - G_r$$
$$\cong 119.6 \text{ dB}(w)(= 89.6 \text{ dBm}) \tag{5}$$

$$SPL(dB) = 20\log_{10}(2100 \times 10^3) + 20\log_{10}(162 \times 10^6) - 147.5 - G_t - G_r$$
$$\cong 132.1 \text{ dB}(w)(= 102.1 \text{ dBm}) \tag{6}$$

따라서 실제 신호 세기는 120-132 dB(w) (= 90-102 dBm) 정도의 감쇠가 일어난다고 볼 수 있다. 반면 실험에서 사용하는 Adalm-Pluto의 출력 파워는 7 dBm이므로 이를 고려해 127-139 dB(w) (= 97-109 dBm) 감쇄 환경을 만들어주면 실제 신호 세기 감소 환경을 모사할 수 있다.

Fig. 22는 0 dB부터 30 dB까지 10 dB 간격으로 감쇠시킬 수 있는 저가의 고정형 감쇠기이다. 이를 SMA 케이블을 사용해 일렬로 연결하여 120 dB 혹은 130 dB 감쇠 환경을 만들 수 있고, 10 dB 이하의의 수치는 Adalm-Pluto의 시뮬링크 환경에서 게인 값을 수 dB 단위로 입력할 수 있으므로 요구되는 감쇠 환경을 만들 수 있다. Fig. 23은 최종적으로 Adalm-Pluto SDR과 연결한 모습이다.

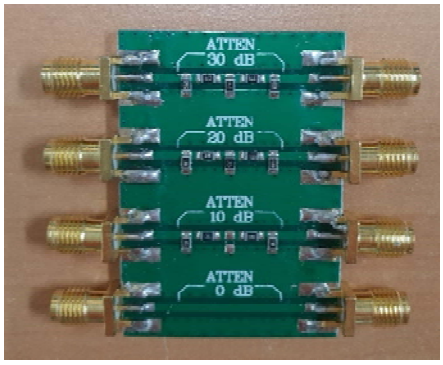



Fig. 22. Fixed attenuator.

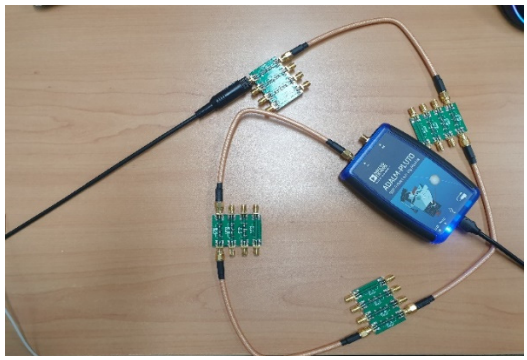


Fig. 23. Connect to Adalm-Pluto SDR.

### 3.5 시험 결과

Fig. 24는 QubeAIS 모듈의 시험 모습을 보여주고 있다. 안테나의 경우, 저가의 VHH 대역의 제품을 사용하였다. 최대거리일 때 나타나는 감쇠량 132 dB를 모사하기 위하여 Fixed Attenuator로 140 dB을 연결하였다. 이러한 상황에서 Fig. 25는 QubeAIS 모듈에서의 수신 결과를 보여준다.

수신 결과로서 정상적으로 데이터를 출력하는 모습을 보여주고 있으며, Channel 1을 통하여 수신했다는 것을 알 수 있다. '04690ea74000000a42c3a094181068d899c601854f3ec7'는 QubeAIS 모듈의 출력 데이터로서 16진수의 형식으로 표현되었다. 이 데이터를 해석하는 방법은 2진수로 먼저 변환 후, 국제적으로 통용되는 ITU-R M.1371-5 부속서에 기술된 AIS 데이터 형식으로 2진수 값들을 파싱(parsing)한다. 그 후 각각의 파싱된 값들을 10진수로 변환하여 선박 정보들을 얻을 수 있다.

이러한 일련의 과정을 COSMOS라는 프로그램 내에서 루비(Ruby) 언어로 구현하였고 그에 따른 결과는 Fig. 26과 같다. 해상이동업무식별번호(MMSI)를 비교해 보니 서로 동일하였고, 정박해 있는 선박들로 실험을 진행하였기 때문에 선회율(rate of trun)과 실제속력(speed of ground)

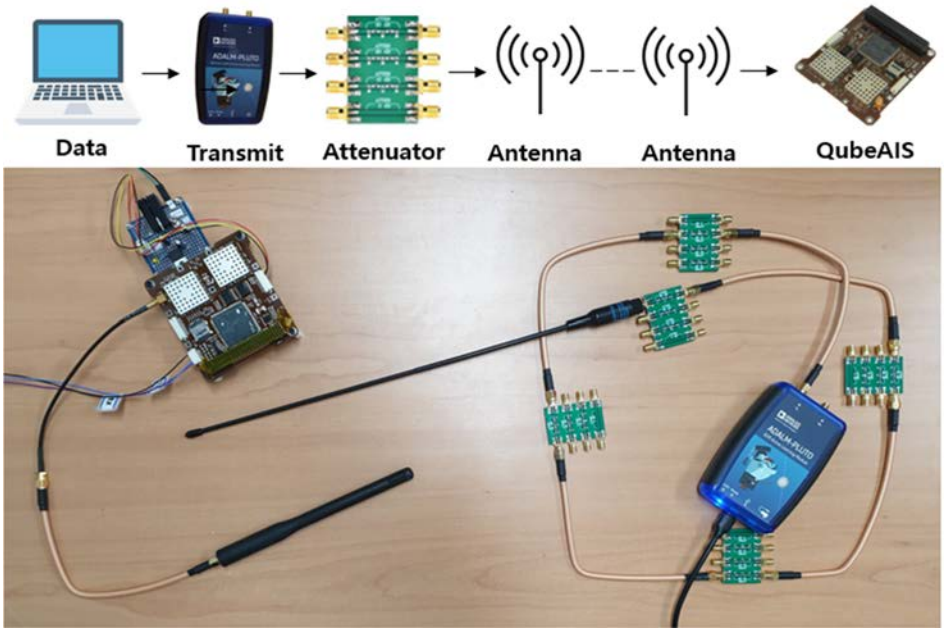



Fig. 24. Experiment.

```
[satctl] ais store read
Dynamic store:
Frame 367 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 366 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 365 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 364 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 363 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 362 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 361 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Frame 360 (MMSI 440642000, type  1, ch1): 04690ea74000000a4ec3a094181068d899c601854f3ec7 [23]
Static store:
```

Fig. 25. Output data in QubeAIS model.

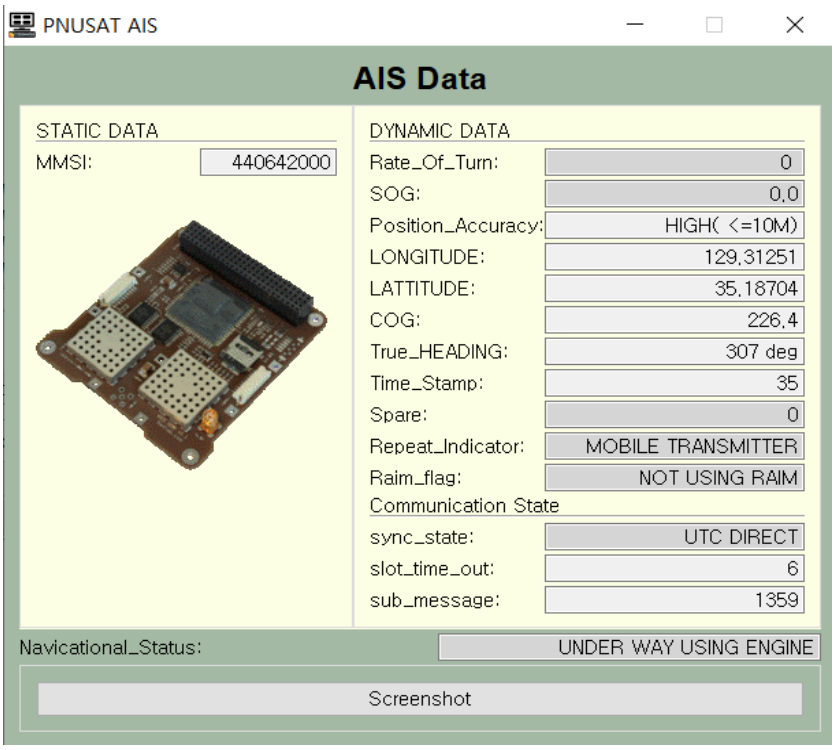



Fig. 26. Decoded output data in COSMOS. AIS, automatic identification system.

이 0임을 보여준다. 또한 경도/위도를 보면 각각 129.31251/35.18704로서 R820T2 SDR로 부산항에서 수집한 위치와 동일함을 알 수 있었다. 따라서 QubeAIS 모듈이 정상적으로 AIS 데이터를 수신한 것으로 판단하였다.

## 4. 결론

본 논문에서는 소프트웨어 정의 라디오를 활용하여 초소형위성용 선박정보수집장치의 수신시험을 진행하였다. 선박에서 송출되는 신호를 수집하기 위해 SDR 수신기(R820T2) 모듈을 사용하였으며, SDR 송신기(Adalm-Pluto) 모듈로 신호 송출 환경을 설계하였다. Attenuator를 이용하여 위성과 선박까지의 경로손실 개념을 적용할 수 있었고, 실험결과 QubeAIS 모듈에서 정상적으로 선박 데이터가 출력됐다는 것을 확인하였다. 이후 추가적인 과제로 위성의 궤도 운동에 따른 도플러 시프트 현상을 반영할 계획이다.

## 감사의 글

본 연구는 부산광역시의 지역발전투자협약 시범사업(미래해양도시 부산의 신산업 혁신성장 생태계 조성)의 지원으로 수행되었습니다.

## References


1. U.S. Coast Guard Navigation Center, Automatic Identification System Overview, viewed 2022 Feb 22, available from: https://navcen.uscg.gov/?pageName=AISmain
2. Lee JS, Heo O, Kim JH, Chung SW, A secure AIS protocol suggestion with analyses of the standard AIS protocol, J. Korea Inst. Inf. Electron. Commun. Technol. 9, 49-57 (2016). https://doi.org/10.17661/jkiiect.2016.9.1.049
3. Kim BS, Hwang HG, Woo YT, A conceptual design of video-composite system for ship collision risk prediction and alarm, in Proceeding of the Korea Institute of Information and Communication Engineering, Gyeongju, 9-11 Jul 2020.
4. Hong SK, Bae YG, Effects of marine officers' situation awareness on ship collision accidents in Korean coast, J. Ergon. Soc. Korea 38, 565-574 (2019). https://doi.org/10.5143/JESK.2019.38.6.565
5. Namgung H, Jeong JS, Kim JS, Inference system of collision risk using ship near-collision data, J. Korean Inst. Intell. Syst. 29, 395-402 (2019). https://doi.org/10.5391/JKIIS.2019.29.5.395
6. Maeng SY, Kim H, AIS data communication method based on ship grouping area, in Proceedings of Symposium of the Korean Institute of Communications and Information Sciences, Jeju, 19-21 Jun 2013.
7. Kim BK, Hong SH, Kang J, The system for UAV to approach to a ship and to monitor via AIS information, J. Korea Inst. Inf. Commun. Eng. 25, 1124-1129 (2021). https://doi.org/10.6109/jkiice.2021.25.8.1124
8. Kim H, Koo I, Lee D, Cho D, Lee S, et al., Preliminary design of PNUSAT-1 CubeSat for vessel monitoring, Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50, 137-146 (2022). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.2.137
9. Lee SJ, Park IH, Database design and implementation for vessel AIS information application, J. Navig. Port Res. 34, 343-348 (2010). https://doi.org/10.5394/KINPR.2010.34.5.343
10. Dembovskis A, AIS message extraction from overlapped AIS signals for SAT-AIS applications, PhD Dissertation, University of Bremen (2015), 1-35.
11. Seo SB, Park JY, Kim YS, Kong JP, Lee SG, et al., Introductions of ruby based COSMOS and its considerations for payload tests, Curr. Ind. Technol. Trends Aerosp. 13, 117-126 (2015).

## Author Information

**김 신 형** shinhyung@kaist.ac.kr

부산대학교에서 2022년 항공우주공학과 학사 학위를 받고, 2022년부터 한국과학기술원(KAIST) 초정밀광측정및가공 연구실(UPM2)에서 항공우주공학과 석사과정에 있다. 연구분야로는 THz 대역 레이저 기반의 자유공간(대기) 광통신 기술에 관한 연구이다.

**김 건 우** kkw1943@naver.com

2022년 부산대학교 항공우주공학과 학사졸업하고, LIG넥스원에서 해양 무기 체계의 RAM 분석 및 LSA를 다루는 IPS업무를 수행하고 있다.

**이 창 현** john2604@pusan.ac.kr

2022년 부산대학교 항공우주공학과 학사 졸업 후, 항공우주공학과-항공우주공학전공 석사과정 입학 예정이며, 관심분야로는 위성의 궤도 제어 관련 연구이다.

**조 동 현** donghyun.cho@pusan.ac.kr

2012년 KAIST 항공우주공학과 박사 졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원에서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어 기술 및 군집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적궤적 설계, 인공위성 궤도제어, 궤도상서비싱 기술이다.

J. Space Technol. Appl. 2(2), 137-145 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.137

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

기술논문

# Interagency Operations Advisory Group (IOAG) Service Catalog에 따른 국제 표준화 및 국내 적용 방안

이정현†, 박덕종, 안상일

한국항공우주연구원

# International Standardization and Domestic Application Methods according to Interagency Operations Advisory Group (IOAG) Service Catalog

Junghyun Lee†, Durkjong Park, Sangil Ahn

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

**Received:** April 5, 2022
**Revised:** April 16, 2022
**Accepted:** April 22, 2022

***Corresponding author :**
Junghyun Lee
Tel : +82-42-870-3946
E-mail : jhlee16@kari.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**
Junghyun Lee
https://orcid.org/0000-0002-1342-1758
Durkjong Park
https://orcid.org/0000-0002-6228-3013
Sangil Ahn
https://orcid.org/0000-0002-5589-3083

## 요 약

우주개발은 각국의 우주 기관에 의해 독자적으로 진행되어 왔다. 이는 기능별 중복 개발을 야기하여서 자원의 낭비를 초래한다. 이에, 국제기관 간 상호 합의 하에 표준화, 규격화를 위한 IOAG(Interagency Operations Advisory Group)가 설치되었으며, 상호 기관 간 교차지원(cross support)을 통해 우주 자원을 우주 기관 상호 간에 효율적으로 사용할 수 있다. IOAG는 네트워크 레이어에 따라 Catalog#1, #2, #3으로 각각 정의되어 있다. 본 기술서에서는 IOAG Service catalog의 배경과 주요 내용, 그리고 국내 우주기술 개발에의 적용 방안에 대해 논의하였다.

## Abstract

Space development has been independently performed by space agencies in each country. This causes redundant development for individual function, resulting in waste of space resources. Accordingly, Interagency Operations Advisory Group (IOAG) was established for standardization with mutual agreement between international organizations, and space resources can be used efficiently between space agencies through cross-support. IOAG define Service Catalog#1, #2, and #3, according to the network layer. In this technical paper, the background and main contents of the IOAG Service Catalog, and the application plan for domestic space development will be discussed.

**핵심어 :** IOAG 서비스 카탈로그, 우주데이터시스템 자문 위원회, 상호운용성, 지연허용네트워크, 교차지원

**Keywords :** IOAG service catalog, consultative committee for space data systems (CCSDS), interoperability, communication, delay tolerant network (DTN), cross support

## 1. 서론

초기 우주개발은 각국의 우주 기관에 의해 독립적으로 진행되었고, 독자적인 규격들

을 사용하였다. 상호 협력을 통해 우주 임무 운영을 하고, 상호 교차지원(cross support)을 할 경우 각자 운영하는 것에 비하여 자원의 유휴(Idle) 없이 효과적으로 운영할 수 있다. 이에 기관 간 협력의 필요성을 인식하여 1999년에 프랑스 파리에서 IOP(Inter-Operability Plenary) 회의가 개최되었고, 참여한 6개국 우주 기관은 interoperability를 달성하기 위한 framework에 합의하였다. IOP[1]는 IOAG(Interagency Operations Advisory Group)[2]을 신설하여 우주 기관 간의 interoperability와 관련한 문제들을 해결하도록 하였다. IOAG의 TOR(terms of reference)에는 IOAG의 목적에 대해 정의하고 있는데, 그 중에 상호 협력이 가능한 프로그램 및 이를 위한 임무운영시스템과 서비스를 식별하며 정리한 서비스 카탈로그를 관리하도록 되어 있다. IOAG는 CCSDS(consultative committee for space data systems)[3]와 SFCG(Space Frequency Coordination Group)[4]에서 생성된 표준, 합의, 그리고 기술성과 등의 결과물에 새롭게 추가되거나 보충해야 할 부분에 대한 Feedback을 전달하여 CCSDS와 SFCG에서 추후 Work plan에 반영되도록 한다.

국내의 위성 시스템 구축은 한국항공우주연구원(이하, 항우연)의 주도로 개발되어 왔다. 항우연의 위성 임무 운영 시스템에서는 CCSDS의 표준을 참고하여 개발해 왔으며, 이러한 표준이 지향하는 목표는 상호 기관 간의 interoperability의 완성을 위한 것임을 인식하여 IOAG의 서비스 카탈로그에서 정의한 기능 구현을 위한 정책 및 지원이 뒷받침되어야 하겠다. 본 기술동향서에서는 IOAG 서비스 카탈로그에 대해 기술하고 국내 우주산업에서 국제간 cross support를 통한 효율적인 위성임무운영 방안을 제시한다(Fig. 1).

## 2. IOAG Service Catalog

IOAG의 서비스 카탈로그는 우주기관 간의 Interoperability를 위한 대상 및 형태에 따라 서비스 카탈로그 #1[5], #2[6], #3[7]으로 구분되어 있다. Fig. 2[5-7]는 각 서비스 카탈로그별 운영 시나리오를 도식적으로 표현한 것이다. OSI7 단계에 따른 구분을 적용하면 IOAG

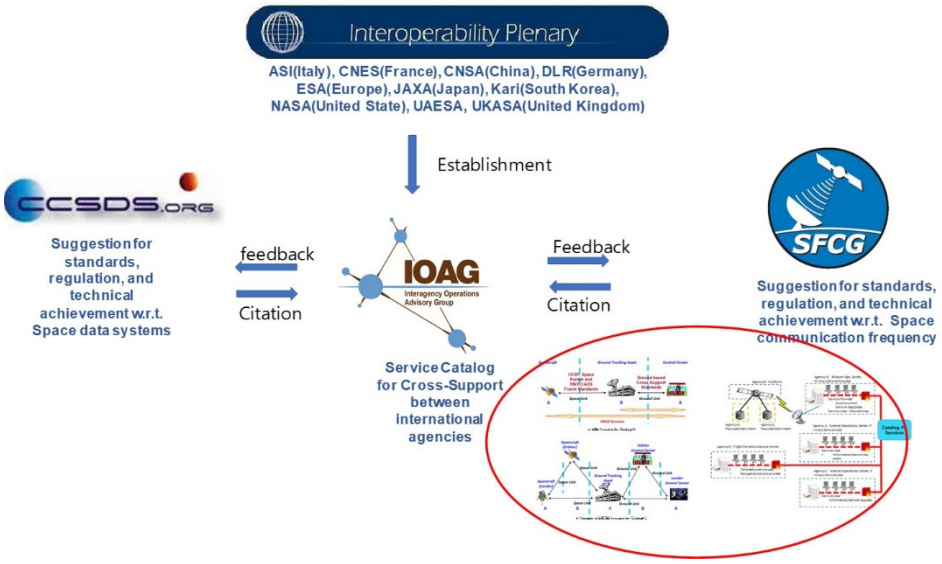



Fig. 1. IOAG work process. CCSDS, consultative committee for space data systems; IOAG, Interagency Operations Advisory Group; SFCG, Space Frequency Coordination Group.

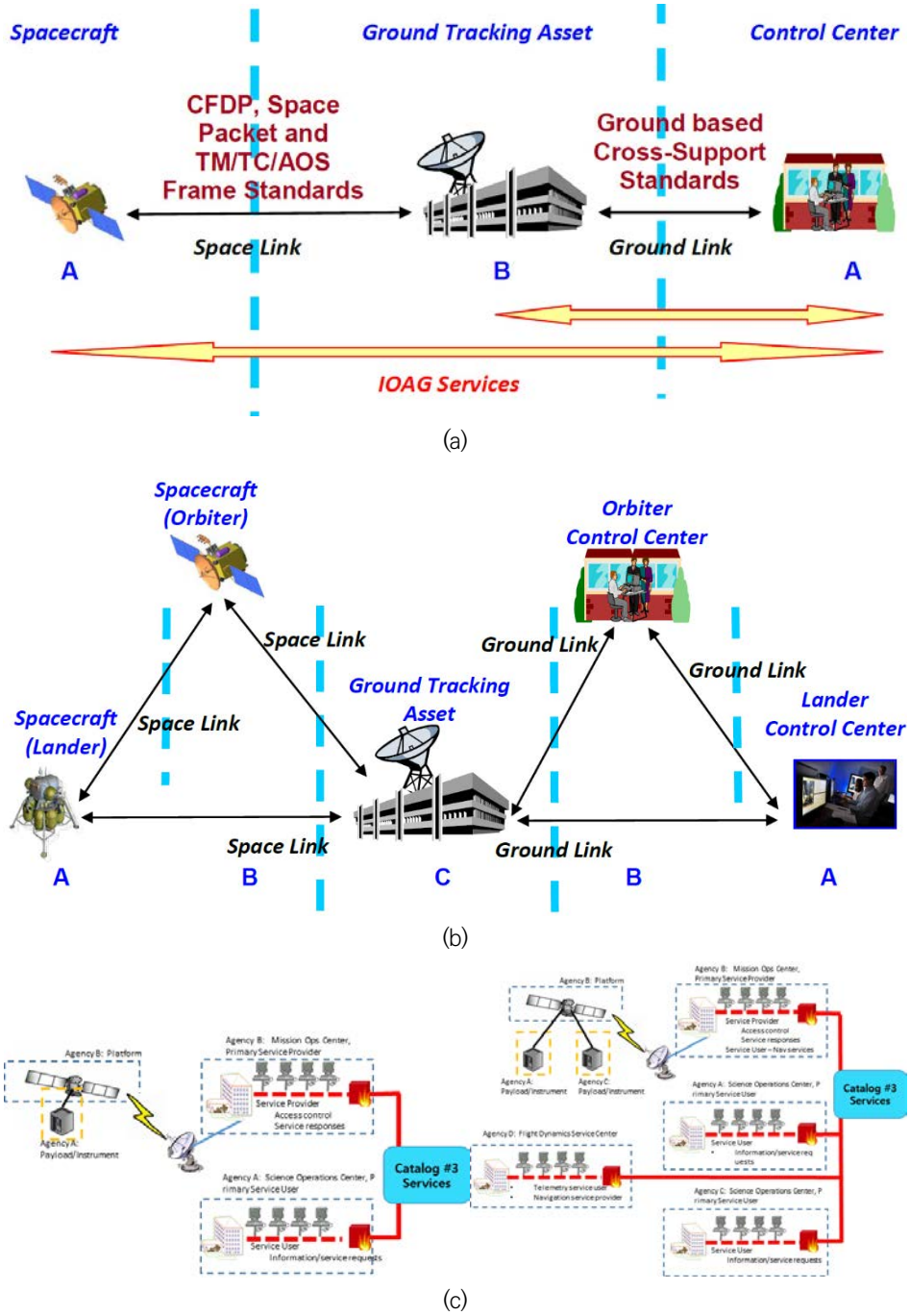



Fig. 2. Operation scenario according to IOAG service catalog [5-7]. IOAG, Interagency Operations Advisory Group; CFDP, CCSDS file delivery protocol.

Service Catalog#1 는 데이터링크 레이어, #2 는 네트워크 레이어, 그리고 #3 는 애플리케이션 레이어 간의 규약(protocol)으로 상위 단계의 Catalog는 이전 단계의 규약 및 Catalog를 전제로 한다.

서비스 카탈로그 #1는 ABA 시나리오 상황에서의 정의이다. 우주 기관 A의 임무 운영을 위한 지상 관제 센터(control center)가 우주 기관 B의 안테나 등의 지상 추적 자원(ground tracking asset)을 통하여 우주 기관 A의 위성체(spacecraft) 운영을 하는 경우에 적용할 수 있다. 지상 센터와 지상 추적 자원 간 통신 및 연결은 ground link로 정의하고 지상 추적 자원과 위성체간에는 space link로 정의한다. 서비스 카탈로그 #2는 ABCBA라고 정의한다. Spacecraft가 orbiter와 lander로 분리되었고 각각의 기관들이 운영한다. Fig. 2(b)와 같이 Lander를 가지고 있는 기관 A와 Orbiter를 가지고 있는 기관 B가 C 기관의 지상 관제소를 활용해서 관제가 가능하도록 하는 규격이다. 이 경우 카탈로그 #1에서 보인 시나리오에서 A 기관의 위성체와 B 기관의 지상 추적 자원이 상호 교신이 되는 시간에 임무 운영을 하는 것과는 다르게 카탈로그 #2에서는 A 기관의 착륙선과 B 기관의 위성체, 그리고 C 기관의 지상 추적 자원이 일시적으로 통신이 되지 않는 경우에도 착륙선 임무 운영이 가능하도록 통신 지연을 허용하는 DTN(delay tolerant network) 기반으로 관련 카탈로그의 기능을 정의하고 있다. 카탈로그 #3은 서비스 카탈로그 #1과 2가 정의된 상태에서 기관 간의 cross support를 위한 내용이다. 임무 운영과 관련된 사항으로써 기관들 간의 임무 운영, FDS(flight dynamic systems), MPS(mission planning system) 등의 서비스를 상호 교류하는 개념이다.

카탈로그에서 정의한 기능에 대한 구현이 되면 해당 서비스를 사용하고자 하는 서비스 사용자(service user)와의 합의(agreement) 및 필요에 따라 서비스 제공자(service provider)의 역할을 수행한다. 마찬가지로, 우리의 위성 프로그램을 위해 필요한 서비스에 대해서는 각 국의 서비스 카탈로그를 검색한 후에 제공이 가능한 우주 기관의 합의에 의한 서비스를 제공받을 수 있다.

## 2.1 IOAG Service Catalog#1

서비스 카탈로그 #1[5]은 데이터 링크 계층에서 정의되는 상호 지원 가능한 서비스로써 위성 명령 전송과 관련한 forward delivery service, 위성 상태 데이터 수신과 관련한 return data delivery service, 그리고 위성 궤도 분석 등을 위한 입력 데이터 생성과 관련한 radio metric service로 구분된다. 상기 서비스의 내부에는 핵심(core) 서비스와 확장(extended) 서비스로 구성되어 있으며 대부분 국제 표준 기구인 CCSDS에서의 표준 문서를 근거하고 있다. Core service는 IOAG를 구축하는 기관에서는 반드시 제공해야 하는 서비스이며 Extended service는 사용자와 제공자 간의 합의에 의한 서비스로 정의하고 있다. 각 서비스 그룹별 core 및 extended service는 아래와 같다.

ⅰ. Forward Data Deliver Service Group
  1. Core: Forward CLTU (channel access data unit)
  2. Extended: Forward Frame Service, Forward Frame Optical Service, Forward Space Packet Service

ⅱ. Return Data Deliver Service Group
  1. Core: Return All Frames Service, Return Channel Frames Service

2. Extended: Return All Frames Optical Service, Return All Channel Frames Optical Service, Return Operational Control Field Service, Return CFDP-File Service, Return Packet-File Service

iii. Radio Metric Service Group

1. Core: Validated Data Radio Metric Service
2. Extended: Raw Data Radio Metric Service, Delta DOR Service

## 2.2 IOAG Service Catalog#2

서비스 카탈로그 #2에 해당되는 네트워크 계층에서 상호 지원 가능한 서비스는 데이터링크에서 구분한 상위서비스는 동일하나 내부적으로는 DTN 기반 서비스를 핵심 서비스로 하고 있으며, IP 기반 서비스는 확장 서비스로 정의하고 있다. 서비스 카탈로그 #2[6]도 총 세 개의 서비스 그룹(forward data delivery, return data delivery, time service) 및 core service / extended service를 제공한다. 각 그룹별 core 및 extended service는 아래와 같다.

i. Forward Data Delivery Services Group

1. Core: Forward Internetworking for DTN
2. Extended: Forward Internetworking for IP, Forward Last Hop Delivery Service

ii. Return Data Delivery Services Group

1. Core: Return Internetworking for DTN
2. Extended: Return Internetworking for IP, Return First Hop Delivery Service

iii. Time service: Time Synchronization Service

서비스 카탈로그 #2는 네트워크 레이어에서 정의되며, 심우주 통신 및 네트워킹을 위해 Node 별 지연을 허용한 DTN 등이 핵심이다. CCSDS와 IETF(internet engineering task force) 등의 국제표준화협의체는 DTN 통신 프로토콜에 대한 국제표준화를 진행하고 있다. 특히, CCSDS는 연 2회 미팅을 통해서 표준화 이슈 관리 및 국제 우주 기관의 DTN 구현 시스템 간의 호환성 시험 등을 지원하고 있다.

## 2.3 IOAG Service Catalog#3

Catalog#3[7]는 Catalog#1과 Catalog#2를 전제로 하며 기관 간의 교차 지원(cross support) 및 임무 운영(mission operations interoperability services, MOIS)을 하기 위한 개념이다. Catalog#3의 개념 및 예시는 Fig. 2(c)에 나타나 있다. 여기서, Agency B는 인공위성의 본체(BUS)에 대한 소유권을 가지고 있으며, 이에 대한 임무 운영 및 관제를 담당한다. 이 때, Agency A와 C는 payload에 대한 소유권을 가지고 있으며, 임무에 따른 활용을 하고자 한다. Agency B, C는 payload의 활용을 위한 mission request를 Agency A에 보내며, Agency A는 요구사항에 따른 임무를 수행하고 결과물을 B, C에 전달한다. 여기서 Agency A와 C는 MOIS의 서비스의 수요자(requester), agency B와 D는 서비스의 공급자(supplier)가 된다. 실시간 운영 외에도 mission planning이나 flight dynamics와 같은 service를 제공해 줄 수 있다. 그림에서 Agency B가 위성 운영을 위한 flight dynamics를 Agency D에 위탁하여 진행한다.

Fig. 2(c)에는 각각의 운용 기관이 서비스를 요청하고 받기 위한 service request, service response 등이 나타나 있다. IOAG SC#3에서는 응용소프트웨어에서의 교차지원을 위한 최소한의 서비스 목록 및 해당 서비스를 제공하기 위한 필요사항 등을 정의하며 다음과 같은 서비스 그룹이 있다.

ⅰ. 원격 계측 데이터에 대해 규정한 Telemetry Services Group
ⅱ. 원격 명령의 상호 이용을 위한 Command Services Group
ⅲ. 원격 명령 이력 검색을 위한 Command History Distribution Service
ⅳ. 데이터 이용을 위한 Data Access Services Group
ⅴ. 임무 계획 상호 이용을 위한 Planning Services Group
ⅵ. 궤도 결정 및 동역학 데이터 상호 이용을 위한 Navigation Services Group
ⅶ. 기타 지원을 위한 Support Services Group
ⅷ. 상기된 서비스 그룹에 공통적으로 적용되는 프레임에 대해 정의한 Interoperability Framework

# 3. 적용 방안

## 3.1 위성 통신을 위한 IOAG SC#1에 따른 국제 표준 서비스 제공

IOAG Service Catalog #1에 따른 국내 위성의 국제표준화 준용 및 활용 방안에 대해 고찰한다. 서비스의 구축을 위해서는 전략적으로 핵심 서비스를 우선으로 개발을 진행해야 할 것으로 판단하며 신규 개발 및 기존 개발된 COTS를 이용하는 방안에 대해 업무 범위, 기간, 비용측면으로 타당성을 검토하여 개발 전략을 결정하는 행위가 필요하다. 사프란社의 CortexTM 제품으로 상당 부분 구현이 되어 있으며, 국제 기관 간 서비스 교류를 위해 서비스 카탈로그를 고려한 검토가 필요하다.

정지궤도위성의 경우는 고정된 지상 추적 자원을 활용하지 않으나, 대부분의 저궤도 위성의 운영 또는 위성 발사 후 초기 운영 등에서는 위성의 예측 궤적에 따라 안테나 등 지상 추적 자원의 배치가 필요하게 된다. 이러한 위성 추적 자원을 국외에 직접 설치를 하는 경우에는 설치 및 유지보수 비용, 일정 등이 문제가 될 수 있다. 따라서, 직접 설치를 하는 것보다는 기존에 타 기관 또는 영리회사에서 보유하고 있는 위성 추적 자원을 활용하여 위성 운영을 수행하는 방안이 대두되고 있다. 이에 해당하는 서비스는 forward data delivery services, return data delivery services, 그리고 radio metric services로 구성하고 있으며, 내부적으로 운영 센터와 지상 추적 자원과의 접속(ground link) 및 지상 추적 자원과 위성과의 접속(space link)으로 구분하여 핵심과 확장 서비스로 정의하고 있다. 서비스별 소요 기술 등은 CCSDS 등의 표준 문서에 정의되어 있으므로 관련 서비스 개발 시에 참고할 수 있다. Ground link에 대해서는 SLE(space link extension) 기반의 접속 방식이 제공하며 안테나 등의 지상 추적 자원은 SLE 서비스 제공자, 운영 센터는 SLE 서비스 사용자의 역할을 각각 담당한다. 현재 진행 중인 한국형 달 궤도선에서는 SLE 접속을 통해 달궤도선 관제운영센터와 국내 심우주 지상 안테나 시스템 및 미국 NASA의 Deep Space Network간의 위성 명령 전송 및 위성 상태 데이터 수신 등에 적용할 예정이며 궤도선 발사 후에는 SLE 접속에 대한 기능 및 운

영 검증을 수행할 예정이다. 한편, 지상 추적 자원과 위성과의 접속 방식은 기존의 전통적인 변복조 방식 외에 CFDP(CCSDS file delivery protocol) 방식을 고려하고 있으며, 또한 Delta DOR, PN Ranging 방식 등은 기존 다목적위성 프로그램에서 적용하지 않은 서비스이기 때문에 해당 서비스에 대한 구현 타당성을 판단할 필요가 있다.

### 3.2 심우주 통신을 위한 IOAG SC#2 에 따른 국제 표준 서비스 제공

IOAG Service Catalog #2에 따른 국제기관과의 상호 운용에 대해 고찰한다. 해당 서비스에 대한 정의 및 소요 기술에 대해서는 CCSDS의 표준 문서에 정리가 되어 있으며, 해당 서비스의 구현은 기존 개발된 COTS에 부가적으로 DTN의 소요 기술을 신규 개발하는 것이 필요하며, 따라서 전략적으로 prototype의 DTN 개발 및 비행 모델을 통한 검증 방안을 수립하는 것이 필요하다.

Extended 기술인 IP 통신은 기존에 국내에서도 많이 이용하고 있으나 CCSDS 규격에 따르는지 혹은 호환 가능한지 여부에 대해서는 추가 분석이 필요하다. SC#2를 적용하기 위해서는 DTN에 대한 확보가 필수적이다. DTN을 이용한 심우주 통신을 위해서는 시작단과 최종단과의 중간에 중계기(node)를 Spacecraft나 소행성 등에 설치해야 하며, 지연 허용을 위한 Data-storage가 필요하다. SC#2의 기술들은 지구궤도 밖의 통신에서 주목되고 있으며, 달-화성 탐사를 위해서는 필수적이다.

### 3.3 위성 임무 운용을 위한 IOAG SC#3에 따른 국제 표준 서비스 제공

IOAG Service Catalog #3에 따른 국제기관과의 상호 운용에 대해 고찰한다. 우리의 위성 및 관제 시스템 개발은 IOAG에 따른 국제 호환성을 고려하지 않고 독립적으로 개발되었다. 국내의 위성 개수는 점진적으로 증가하고 있으며 2030년대에는 약 70대의 국가 위성을 운용할 계획에 있다. 국제 호환성을 고려한다면 다중 위성 운영에 있어 원격 명령이나 원격 계측의 송수신을 타국 기관의 자원을 이용하여 좀 더 효율적으로 운용할 수 있다. 마찬가지로, 우리가 가지고 있는 Flight dynamics나 Mission Planning 기술을 타국에 제공함으로써 국제사회에서 우리나라 우주기술의 위상을 더욱 높일 수 있다. IOAG Service Catalog #3에 있는 Service들은 각각에 대해 요구조건을 명확히 하고 있다. Service Group 및 Service에 대응되는 항목들을 세부과제 및 세부 기술로 하여 기술 전략을 고찰하고자 한다.

SC#3의 시나리오는 국내에서는 천리안 시리즈와 유사하다(Fig. 3). 천리안위성 1호의 BUS 및 임무 관제는 항공우주연구원에서 담당하며, 3개의 임무 탑제체(기상, 해양, 통신)는 각각 국가기상위성센터, 해양조사원, 한국전자통신연구원에서 각각 담당하고 있어서 상호 유기적인 연계가 이루어진다. 탑재체 운영 기관에서 항우연으로 임무요청(mission request)이 보내지고 해당 임무요청에 따라서 임무계획(mission scheduling) 및 명령 전송이 수행된다. BUS 운영을 위한 실시간 운영 및 비행역학(FDS) 등도 함께 수행이 된다.

항우연의 저궤도 위성에서의 FDS와 MPS는 개별 위성에 대한 모듈화, 다중위성 운영에 대한 통합화 등이 이루어졌다. 지상국에서 개별적으로 개발하는 것 또한 가능하다. IOAG Service Catalog #3의 요구사항을 고려한다면 국내의 FDS 및 MPS 서비스를 국제 기관에 제공하는 것 또한 가능해진다.

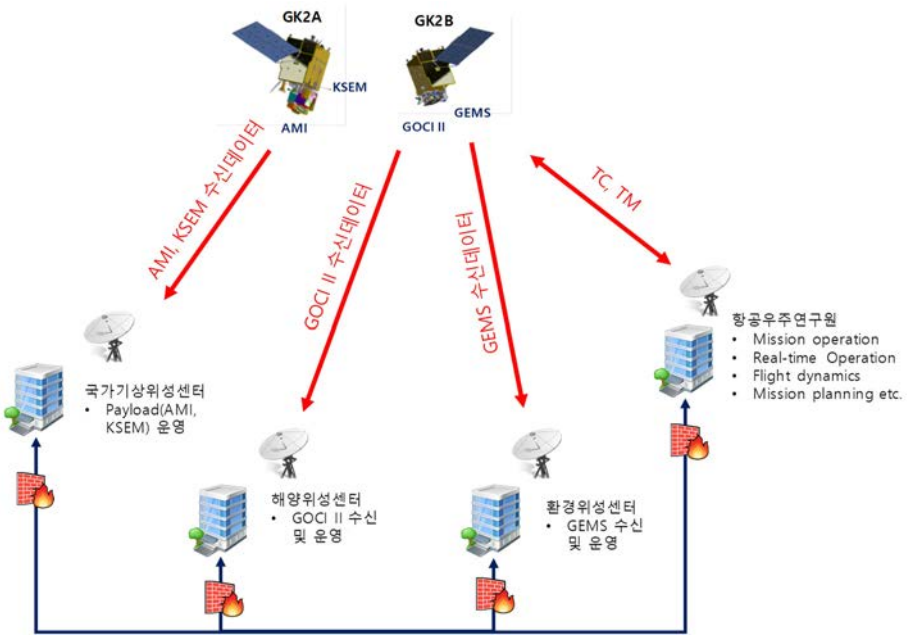



Fig. 3. GK2A/B mission operation concepts.

## 4. 결론 및 제언

IOAG Service Catalog 국제 표준화에 대한 설명 및 catalog를 기반으로 한 우리나라 지상 시스템의 현황, 적용 방안 등에 대해서 논의하였다. 국가 위성의 개수가 기하급수적으로 증가하는 현 시점에서 IOAG Service Catalog에 따른 국제 표준화 및 상호 간 Cross support 개념 도입 및 적용이 필요하다.

## 감사의 글

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

## References

1. Interoperability Plenary [IOP], viewed 2022 Feb 28, available from: https://interoperabilityplenary.org/home.aspx
2. Interagency Operations Advisory Group [IOAG], viewed 2022 Feb 28, available from: https://www.ioag.org/
3. Consultative Committee for Space Data Systems [CCSDS], viewed 2022 Feb 28, available from: http://public.ccsds.org/default.aspx
4. Space Frequency Coordination Group [SFCG], viewed 2022 Feb 28, available from: https://www.sfcgonline.org/home.aspx
5. Interagency Operations Advisory Group [IOAG], IOAG Service Catalog #1, issue 2 revision 4 (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 28, available from: https://www.ioag.org/Public%20Documents/IOAG%20Service%20Catalog%20One.v2.3-20210410withBars.pdf

6. Interagency Operations Advisory Group [IOAG], IOAG Service Catalog #2, issue 1 revision 4 (2121) [Internet], viewed 2022 Feb 28, available from: https://www.ioag.org/Public%20Documents/IOAG%20Service%20Catalog%20Two.v1.4-20210410withBars.pdf
7. Interagency Operations Advisory Group [IOAG], IOAG Service Catalog #3, issue 1 revision 1 (2019) [Internet], viewed 2022 Feb 28, available from: https://www.ioag.org/Public%20Documents/IOAG%20SC%203%20v%201.1.pdf

## Author Information

**이 정 현** jhlee16@kari.re.kr

광주과학기술원 기전공학부에서 2016년 박사 학위를 취득한 후 2019년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직 중에 있다. 주 관심분야 및 전공은 스케줄링 최적화 및 시스템 자동화이며, 현재 천리안위성2A호 및 한국형 달궤도선(KPLO)의 실시간 운영 파트에서 운영 관리 업무 및 시스템 고도화 연구를 수행하고 있다.

**박 덕 종** parkdj@kari.re.kr

충남대학교에서 전파 공학 전공 후 2002년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 위성, 지상국, 달 탐사 분야 기술개발에 참여하고 있다. 주 관심분야는 우주 RF/Optic 통신 및 지상시스템 개발이며 현재 심우주 지상 안테나 시스템 개발 업무를 담당하고 있다.

**안 상 일** siahn@kari.re.kr

한양대학교에서 전자통신공학 전공 후, 1995년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 위성, 지상국, 우주탐사 분야 기술개발에 참여하고 있다. 주 관심분야는 우주분야 통신 및 데이터 표준화이며, SpaceOps, IOAG, SFCG, CCSDS와 같은 국제포럼에 다년간 멤버 활동을 수행하였다.

J. Space Technol. Appl. 2(2), 146-168 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.146

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

기고문

# 도약적 국가 우주력 발전을 선도할 제2 우주센터 구축 필요성 연구

박기태†

대한민국 공군 대령(前 공군본부 우주센터장)

# Research on the Necessity of Building the Second Space Rocket Launching Sites for Breakthrough Development of R.O.K National Space Power

Ki-tae Park†

Air Force Colonel (Former Chief of Space Center, ROKAF), Gyeryong 32831, Korea

**Received:** April 27, 2022
**Revised:** May 2, 2022
**Accepted:** May 10, 2022

†**Corresponding author :**
Ki-tae Park
Tel : +82-10-5088-1011
E-mail : park50881011@gmail.com

**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**
Ki-tae Park
https://orcid.org/0000-0001-7948-0542

## 요 약

미 · 중간 패권경쟁과 최근 미 · 러간 동유럽(우크라이나)에서의 군사적 경쟁에서 증명한 것처럼, 대부분의 안보 전문가들은 21세기 미국의 가장 큰 안보위협은 강대국간 경쟁의 복원이라고 평가하고 있다. 상기 강대국간 패권경쟁의 핵심수단은 군사력이며, 이러한 군사력 운용의 효율과 효과성을 극대화하는 수단은 단연 우주력(space power)이다. 이를 반영하듯 최근 미국과 중 · 러간 우주패권경쟁이 全 분야로 확대되고 있다. 상기한 전략환경하에서 우리나라도 우주에서의 국익을 보호하고 국민의 생명과 재산을 보호하기 위해 도약적인 국가 우주력 발전이 필요하다. 우리나라는 2021년 6월 한 · 미 미사일 지침 해제 및 한국의 '아르테미스' 프로젝트 참가 결정을 계기로 도약적 우주력 발전을 위한 계기가 마련되었다. 반면, 한반도의 지정학적 위치의 제한으로 現 '나로' 우주센터에서 우주 발사체를 활용하여 우주자산을 궤도에 올려놓는 것은 많은 제한사항이 존재한다. 발사방향 제한, 충분한 안전공간확보 불가 및 지원시설 구축 제한 등 선진국 우주센터와 비교해 많은 제한사항이 존재한다. 본고에서는 現 '나로' 우주센터 입지조건을 선진국 우주센터와 비교하고 제한사항을 식별하고, 이를 상쇄할 수 있는 국내 후보지를 제시하는 데 있다.

## Abstract

Witnessing current military conflicts in South China Sea and Eastern Europe, most defense analysts evaluate one of the most serious security threat toward the US is coming from the superpower competitions with Russia and China. The main means for such super power hegemonic competitions is military power and space power is a key enabler to maximize the efficiency and effectiveness of military employment. Reflecting above circumstances, the space hegemonic competition between the Unites States and China is spreading into all aspects of national powers. Under such an environment, R.O.K needs to significantly develop national space power to preserve life and assets of people in space. On the other hand, the R.O.K has a lot of limitations in launching space assets into orbits by land-based space rockets due to its geographic locations. The limitation of rocket launching direction, the failure to secure a significant area enough to secure safety and the limitation to secure open area enough to build associated facilities

are among them. On this paper, I will suggest the need to build the 2nd space rocket launching site after analyzing a lot of short-falls the current 'Naro' space center face, compared to those of advanced space powers around the world.

**핵심어 :** 미 · 중 우주패권경쟁, New Space 시대, 초소형 위성, 우주로켓, 경사궤도, 극궤도 및 정지궤도, 우주센터 입지조건

**Keywords :** US-China Space hegemonic competition, new space era, micro satellite, inclined orbit, polar orbit, geo-stationary orbit, space rocket launch center, requirements for building rocket launching sites

## 1. 서론

2018년 미국의 트럼프 행정부 국가안보전략서(national security strategy, NSS)에서는 강대국간 경쟁 복귀(the return of great power competition)가 미국 및 세계적으로 가장 큰 안보위협이라고 적시하였다[1] [1]. 이를 입증이라도 하듯 아·태지역에서는 미 · 중간 패권경쟁과 동유럽에서는 미 · 러간 군사적 충돌이 세계 질서를 재편하고 있다. 특히, 러시아의 우크라이나 침공은 미국 주도의 NATO(North Atlantic Treaty Organization) 동진과 이를 자국에 대한 안보위협으로 인식한 러시아간 패권경쟁의 산물로 이는 향후 전개되는 미국과 중 · 러간 강대국 경쟁의 서막을 열었다는 평가를 받고 있다. 이러한 패권경쟁의 수단은 여러 요소가 있겠으나, 핵심적인 수단은 첨단 군사력으로 상기한 군사력의 효율성과 효과성을 극대화시켜주는 수단(enabler)은 우주력이다.

압도적인 군사력으로 우크라이나를 침공한 러시아 軍이 고전을 면치 못하는 이유는 무엇일까? 러시아 軍은 막강한 재래식 군사력을 보유하고 있으나, 이를 효율적이고 효과적으로 사용하지 못하고 과거의 전술과 리더쉽에 의존하여 전쟁을 수행하기 때문이라고 많은 군사전문가들은 평가하고 있다. 즉, 신속한 핵심지역 점령을 통해 친러 정권을 수립하여 유리한 조건에서 종전협정을 체결하려는 전쟁목표를 달성하기 위해 병참을 고려하지 않고 탱크를 포함 기계화부대의 신속하고 무리한 진군에서 그 이유를 찾고 있다.

또한, 우크라이나 대비 압도적인 공군력을 전방 기계화부대 지원에만 활용(전술적)하는 등 전략적으로 활용하지 못해 전쟁개시 근 2개월이 경과하였으나 제공권을 장악하지 못하고 고전하고 있다. 반면, 우크라이나 軍은 러시아 대비 지상전력(탱크, 장갑차, 장사정포 등)은 열세이나 미국 및 서방이 지원하는 첨단 방어 무기체계(Javelin Portable Anti-tank Missile and Stinger Portable Anti-aircraft Missile)를 활용하여 러시아의 지상 기갑전력 및 이를 지원하는 헬리콥터 및 전투기를 효과적으로 제압하였으며, 과정에서 미국 및 서방세계에서 제공하는 우주 인터넷 단말기 및 우주기반 정보력(감시정찰 및 통신위성 등)을 최대한 활용하고 있다(Fig. 1).

[1] 2018 NPR에서는 2010 NPR 이후 가장 큰 안보환경 변화는 강대국간 경쟁의 귀환(the return of Great Power competition)으로 정의했다. 자세한 내용은 2018 Nuclear Posture Review (US DOD, 2018.2), pp.6~7을 참조할 것.

Space-X 제공 우주 인터넷 단말기

미국의 감시정찰 위성(Key-hole)

Fig. 1. 서방세계에서 우크라이나에 제공한 첨단 방어무기체계[2].

상기와 같이 재래식 전력을 최대한 효과적으로 활용하기 위해서는 우주에서 제공하는 정보능력이 필요하다. 우주에서 제공하는 각종 항법, 통신, 감시정찰, 신호 및 기상정보는 재래식 전력 운용의 효율과 효과를 극대화한다. 즉, 우주력은 모든 군사력 운용의 핵심적인 enabler로써 상기와 같은 차이점을 유도한 것이다. 모든 군사 강국들은 향후 전쟁에서 위와 같은 우주력의 역할과 활용도를 고려하여 우주력 건설에 국가의 역량을 총 동원하고 있으며, 최근 전개되고 있는 미·중의 우주 패권경쟁은 대표적이다.

현재 미·중을 중심으로 한 세계적 우주패권경쟁 하에서, 우리나라도 우주에서의 국익을 수호하고 국민의 재산과 생명을 보호하기 위해 국가 우주력을 도약적으로 발전시킬 필요가 있다. '21.6월 한·미 미사일 지침 해제 및 대한민국의 '아르테미스' 프로젝트 참여 결정으로 도약적 국가 우주력 발전을 위한 계기가 마련되었다. 추가하여, 국가우주위원회 위상강화와 우주개발진흥법 개정을 통해 도약적 국가 우주력 발전을 위한 국민적 공감대가 형성되었다(Fig. 2).

반면, 우리가 극복해야 할 도전요소도 있다. 대표적인 도전요소는 우주로켓 발사를 위한 인프라를 구축하는 일이다. 기존 '나로' 우주로켓 발사장은 지리적인 제한사항이 많아 다양한 지구궤도로 우주자산(인공위성)을 투사할 수 없다. 이는 독자적 우주기술 개발에 '막대한' 제한사항이다. 우주기술은 국가 전략자산으로 수·출입이 엄격히 통제되어, 타국으로부터 기술협력을 받는 것은 거의 불가능하다. 독자적으로 개발하여 '자기화'할 수밖에 없다. 우주기술은 기본적으로 로켓을 통해 지구궤도 상에 자산을 올려놓아야만 검증 및 성능향상이 가능하

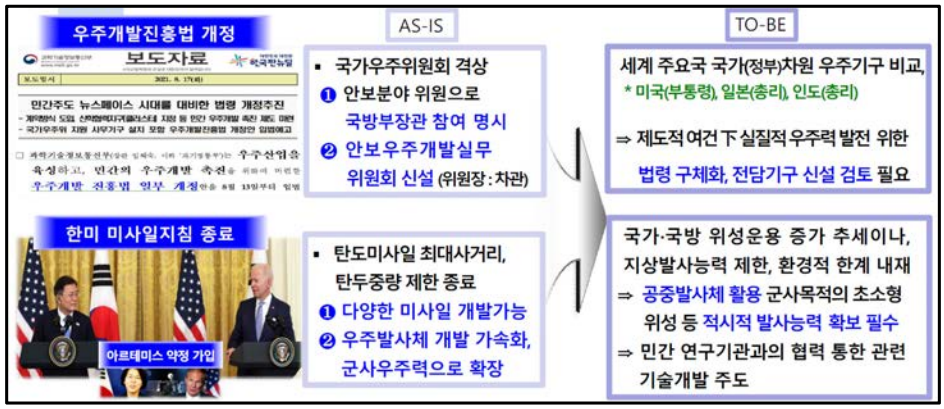



Fig. 2. 대한민국 우주력 발전을 위한 기회 및 도전요인[3].

다. 이를 위해서는 입지조건이 충족된 우주로켓 발사장에서 수시로 발사 및 실험을 통해 개발할 수밖에 없다.

본고에서는 제2의 우주시대를 견인하고 있는 New Space 시대의 특징을 고찰하고, 이와 연계한 국가 우주력 발전 중·장기 발전계획 작성의 타당성을 분석할 것이다. 이후 이를 실현하기 위한 핵심 기반시설인 現 '나로' 우주센터의 운영현황 분석을 통해 제한사항을 식별하고, 그에 대한 대안으로 제2 우주센터 구축 필요성과 예상 후보지를 제안하고자 한다.

## 2. 본론

### 2.1 전략환경

미 · 중의 우주 패권경쟁은 2000년 초로 거슬러 올라간다. 미국이 1969년 7월 아폴로 11호 유인 우주선을 인류 최초로 달에 착륙한 이후 제1차 우주경쟁은 미국의 승리로 종결되었다. 이후 진행된 행성 및 심우주 탐사는 경쟁보다는 협력을 바탕으로 인류의 공공의 이익을 확장하는 방향으로 진행되었다. 국제우주정거장(International Space Station, ISS) 구축 및 운영은 대표적인 미 · 소 및 미 · 러간 우주협력의 사례이다. 소련 및 러시아가 주도하고 미국이 참여하는 방식으로 각자 국가가 보유하고 있는 우주기술을 공유함으로써 우주의 평화적 이용을 위한 인류 공공의 노력을 현시하였다. 미국의 우주왕복선에 러시아 우주인이 탑승하여 국제우주정거장에 도킹하거나, 1990년대 중반 이후 미국의 유인 우주왕복선 운영이 중단된 이후, 미국의 우주인은 러시아의 소유즈 우주선을 탑승하고 국제우주정거장에 도킹하여 임무를 수행하였다.

상기한 우주협력은 2000년 이후 급변한다. 중국과 러시아의 강대국 경쟁 복귀는 우주를 협력이 아닌 경쟁 및 쟁취의 대상으로 변모시켰다. 특히, 2000년 이후 중국이 경제력을 바탕으로 한 강력한 '우주굴기'를 시작했을 때 제2의 우주시대가 도래하게 된다. 이 시기 중국은 독자적인 전 세계적 항법위성체계인 '북두(Beido)'를 완성하여 그간 미국이 도전받지 않고 누려왔던 '우주우세'에 도전하게 된다. 이를 바탕으로 중국은 탄도미사일을 포함하여 각종 첨단무기체계 운영에 있어서 미국과 같은 효율과 효과를 극대화할 수 있게 되었다. 또한, 다양한 '장정' 우주로켓의 성능향상은 대륙간탄도미사일을 포함하여 다양한 장거리 타격자산의 개발로 이어져 미국의 인도-태평양 전략을 무력화할 수 있는 '반접근 및 거부(A2/AD, Anti-access and Anti-denial) 전략' 실현을 지원하였다[4].

중국의 '우주굴기'는 미국으로 하여금 상응한 도전을 유도하였다. 1990년 중반 유인 우주프로그램(Space Shuttle)이 중단된 이후 미국의 우주예산은 급격히 감소하였다. 우주개발은 막대한 투자비용 대비 효과는 미미하고 장기적으로 진행되는 특징이 있다. 미국은 2000년 초부터 근 20여 년간 테러와의 전쟁, 이라크 전쟁 및 아프간 전쟁 수행에 막대한 예산을 투자하였고, 중간중간 경기침체에 따른 여파로 우주개발 예산의 증액은 대중의 설득을 얻기 어려웠다. 이러한 상황하에서 중국의 '우주굴기,' 특히 2010년대 후반부부터 진행된 달 및 행성탐사는 미국으로 하여금 그간 누려온 '우주우세' 및 '우주 주도권' 유지에 큰 위협으로 다가왔다.

미국의 대응은 과거의 방법과는 다른 접근방법을 채택하였다. 정부주도의 우주개발보다는 민간의 기술력을 아웃소싱(out-sourcing)하고 국가는 장기적이고 체계적인 예산을 지원함으

로써 우주개발의 지속성과 경쟁력을 확보하는 접근방법을 채택하였다. 이를 통해 우주개발의 리스크를 민간과 국가가 분담하고, 민간기업의 경쟁을 유도함으로써 혁신적인 우주기술 개발을 유도할 수 있었다. Space-X사의 재사용 로켓 모터, 유인 우주선(Crew Dragon) 및 초소형 통신위성군(Star-link) 개발은 대표적인 민·군 우주협력 사례이다. 즉, 미국은 상기와 같은 New Space 시대로 명명된 모델을 통해 중국의 '우주굴기'에 대응하고 있다(Fig. 3).

우주력 관련 기반시설 구축에 있어서도 양국은 첨예하게 경쟁하고 있다. 우주력은 특성상 지구궤도 상에 전력을 투사했을 때 전력으로써 가치가 있다. 우주전력(인공위성 등)을 지구궤도 상에 투사하기 위해서는 우주로켓이 필요하고, 이를 운영할 수 있는 발사장(우주센터)은 필수 불가결한 능력이다. 양국의 경우 효율적으로 우주로켓을 발사하고 운영할 수 있는 최적의 입지를 갖춘 우주센터를 구축하고 있다. 우주센터 최적의 입지조건은 가급적 적도 근처에 위치하고, 충분한 안전공간을 확보할 수 있고, 여러 지원시설이 근거리에 위치하여 우주로켓 및 탑재체 조립 및 통합이 유기적으로 이루어져야 한다.

미국의 경우, 대표적인 우주로켓 발사장은 플로리다주 남부 연안에 위치한 '케네디' 우주센터이다. 비교적 적도 근처에 위치하여 지구의 자전력을 최대한 활용할 수 있고, 동쪽으로 넓고 광활한 대서양이 위치해 있어 로켓 상승에 따른 단 분리 및 페어링 분리시 충분한 안전공간을 확보할 수 있다. 따라서, 정지궤도 위성을 포함하여 미국 대부분의 우주자산은 케네디 우주센터에서 발사된다. 추가하여 텍사스주 걸프만 연안 및 켈리포니아州 서부 연안도 우주로켓 발사에 최적의 입지조건을 갖추고 있다. 특히, 켈리포니아州 반덴베르그 美 우주군 기지는 지구 자전축을 중심으로 남·북으로 형성된 극궤도 혹은 태양 동기궤도 발사에 최적의 입지조건을 갖추고 있다.

중국은 미국과 비교해 우주로켓 발사에 다소 제한사항(넓은 해상 안전공간 제한 등)이 존재하나 위성 궤도에 맞는 내륙 발사장을 구축하고 있다. 적도 근처에 위치하지도 않고, 넓은 공해를 확보하고 있지도 않다. 반면, 인적이 드문 넓은 내륙의 안전구역을 확보해 우주로켓 발사장으로 활용하고 있다. 중국 북부 내륙에는 대원 및 주천 우주센터, 서부 내륙에는 시창 우주센터 그리고 남부 하이난 지역에 원창 우주센터를 구축하여 운영하고 있다. 북부와 서부 우주센터에서는 경사궤도 및 극궤도에 위성을 투사할 때 주로 사용하고, 남부 우주센터에서는 적도와 가까워 정지궤도 위성을 주로 발사하고 있다(Fig. 4).

재사용 로켓 부스터 | Crew Dragon 우주선 | Star-link 초소형 위성군

**Fig. 3.** New Space 시대를 선도하는 Space-X 사의 우주개발[5-7].

미국 본토의 우주로켓 발사장

중국 본토의 우주로켓 발사장

Fig. 4. 미국과 중국의 우주로켓 발사장 비교[8].

서두에서 언급한 것처럼, 우리나라의 경우 최근 도약적 국가 우주력 발전을 위한 여러 계기가 마련되었다. 반면, 이를 가로막는 도전요소가 많다. 우주력은 국가의 전략자산으로 국제협력을 통해 획득하기에는 많은 제약이 존재한다. 따라서, 독자적인 기술개발이 필요하고 이를 위해서는 다양한 우주기술을 우주 공간에서 실증을 통해 발전시켜야 한다. 이를 지원하는 핵심 기반시설이 우주로켓 발사장이다. 우리나라의 경우 '나로' 우주센터가 2000년대 초반 구축이 되어 '나로호'와 '누리호' 발사가 이곳에서 진행되었다. 아쉽게도 성공보다 실패의 횟수가 많았다. '나로호'의 경우 2차례 실패(2009, 2010)하고 3차에 성공(2013)하였고, '누리호'의 경우 지난해(2021.10) 첫 발사시 모든 단계는 성공적이었으나 마지막 계획된 궤도에 올리지는 못했다. 여러 원인이 있겠으나, 발사 방향의 제한도 한 원인으로 작용하였을 것이다.

우리나라의 지정학적 위치로 '나로' 우주센터에서는 지구 자전축을 중심으로 남북으로 형성된 극궤도에만 우주자산을 투사할 수 있다. 앞서 언급한 것처럼, 로켓 상승시 단 분리 및 페어링 분리시 충분한 안전공간을 확보하고 100 km 미만에 형성된 타국 영공을 우회하는 것은 우주로켓 발사시 필수적인 요구조건이다. '나로' 우주센터에서 상기 요구조건을 충족시키기 위해서는 170±5도의 발사방향 윈도우를 확보할 수밖에 없다. 따라서 지구 자전력을 전혀 활용할 수 없고 오직 로켓 추진력만을 활용하여 payload를 계획된 궤도에 투사한다. 결과적으로, 우주발사체 대비 소형의 payload만을 궤도에 올릴 수밖에 없고, 이는 인공위성 수명의 단축과 제공하는 서비스의 질적 저하를 유도할 수밖에 없다.

따라서, 현재 유지하고 있는 '나로' 우주센터의 기능을 보강할 수 있는 제2 우주센터 구축은 도약적 국가 우주력 발전을 선도하는 필수적인 요구능력이다. 정부는 2018년 제3차 우주개발 진흥 기본계획을 확정하였고, 현재(2022년)는 3차 기본계획을 수정한 제4차 기본계획을 작성하고 있는 것으로 알려지고 있다. 이를 지원하기 위해서는 독자적인 우주발사체 개발 성공은 필수적이며, 이를 실현하기 위해서는 수십 차례의 우주로켓 시험발사가 이루어져야 하고, 제2 우주센터 구축은 이를 지원하는 핵심 기반시설이 될 것이다.

## 2.2 국가 우주력 발전 중장기 계획

2021년은 국가 우주개발 발전에 있어서 제도적으로 큰 도약이 이루어진 해이다. 국가 우주개발 관련 최고 의사결정기관인 국가우주위원회 위상이 강화되었고, 관련 실무위원회가 보강되는 등 운영에 있어서 큰 변화가 있었기 때문이다. 2005년 우주개발 진흥법 제정 이후 국가우주위원회는 과거 20여년간 국가 우주력 발전 관련 최고의 의사결정기관으로 기능하였다. 국가우주위원회는 국가 우주자산 중장기 발전계획, 우주자산 건설관련 우선순위 결정, 우주자산 건설시 중복투자 여부 등을 심의 및 결정함으로써 제한된 우주예산을 최대한 효율적 운영을 통해 최대의 효과를 달성하는 데 기여하였다.

국가우주위원회 운영 관련 대표적 변경사항은 위상이 강화되었다는 데 있다. 2021년 11월 법률개정을 통해 국가우주위원장은 과기부장관에서 국무총리로 변경되었다. 그간 우리나라는 국가우주위원장을 과기부장관이 담당하였다. 다른 우주선진국과 대비해 위상이 낮아 국가 중장기 우주개발 관련 유관부서의 업무조정 및 통제에 제한사항이 존재한다는 의견이 우주관련 단체에서 지속적으로 제기되었다. 국가 우주자산은 과기부를 포함하여 국방부, 국정원, 산업통산자원부, 국토교통부, 외교부, 해양경찰 등 다양한 국가 기관이 관여하여 개발하고 관련 서비스를 공유하고 있다. 과기부 장관이 타 부처 장관과의 업무조정 및 통제에 있어서 지휘계선상 동급이어서 권위를 가지고 '일사분란'하게 의사결정할 수 없는 구조였다.

상기한 의사결정 구조로 인해 대형 국책 우주자산 개발 결정은 지연된 사례가 많았다. 국방 및 안보 관련 우주자산 건설은 특히 어려움이 많았다. 대부분의 국가 우주자산 건설은 민간 및 공공의 우주 관련 서비스 제공 위주로 개발되다보니 軍 및 국방 우주자산 건설은 '22년 3월 현재까지 발전이 '걸음마' 수준을 벗어나지 못하고 있다. 국가우주위원회 예하 실무위원회 구성도 軍 및 국방 우주자산 건설을 지원하는 위원회도 존재하지 않았었다. 이는 우리 군이 그간 대부분의 감시정찰 및 항법 정보를 주한미군 혹은 미군을 통해 의존하여 받아 독자적 우주자산 건설에 큰 관심을 두지 않았던 것이 큰 원인이었다고 판단된다(Fig. 5).

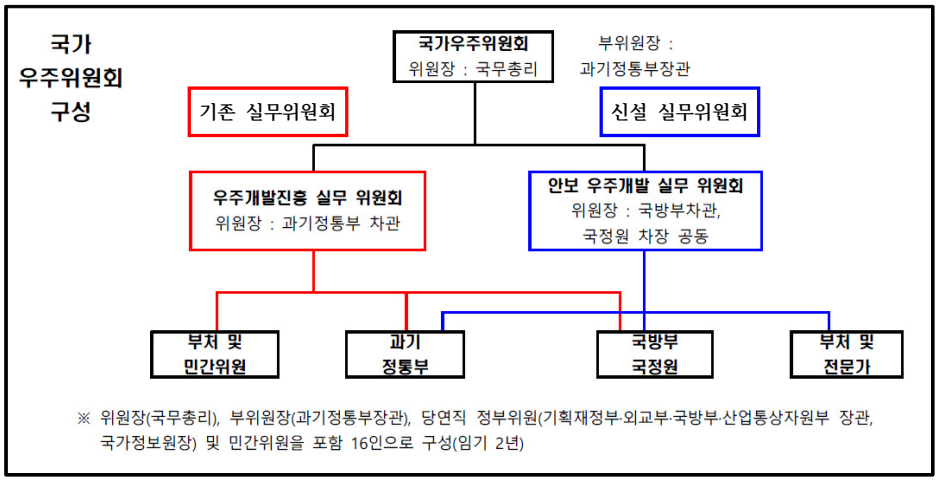



Fig. 5. 국가우주위원회 위상강화 및 안보실무위원회 신설[9,10].

최근 New Space 시대를 맞이하여 민·군 우주협력은 도약적 국가/국방우주력 발전에 핵심적인 요구능력이다. 과거 Old Space 시대의 발전모델로는 현재와 같은 제2 우주시대에 경쟁력과 지속성을 확보할 수 없다. 민·군 협력을 통해 제한된 우주예산를 효율적으로 활용하여 최대의 효과를 제고할 수 있는 것이다. 우주자산 건설시 피할 수 없는 개발 실패의 '리스크'도 분담할 수 있다. 경쟁을 통해 민간기업으로 하여금 기술혁신 및 관련 기술 융·복합을 유도할 수도 있다[11]. 상기한 목적을 달성하기 위해 국가우주위원회는 국방 · 안보 실무위원회를 신설하였다. 국무총리가 유관부서 장관을 통솔하여 국가 우주자산 건설 관련 의사결정을 신속하게 주도하고, 결정된 정책을 권위 있게 장기적으로 추진할 수 있는 발판이 마련된 것이다.

국가 우주개발 중·장기 개발은 유관부서 협의를 통해 계획으로 작성되고, 이를 최종 국가우주위원회에서 결정하여 시행하게 된다. 먼저, 우주발사체 개발은 가장 중요한 국가 우주자산이다. 우주자산은 특성상 제작 후 지구궤도에 투사되어야만 가치가 있다. 아무리 많이 제작되고 개발되어도 지구궤도 상에 올려놓지 못하면 의미가 없다. 지구궤도에 올려놓기 위해서는 지구 중력장을 벗어나 우주 공간상으로 진입할 수 있는 우주로켓이 개발되어야 한다. 따라서, 독자적인 우주발사체 혹은 우주로켓은 개발은 우주력 건설에 가장 근간이 되는 능력이다.

우리나라의 우주로켓 개발은 1990년 초로 거슬러 올라간다. 초기에는 과학로켓으로 액체추진제를 사용한 1단 로켓을 개발하였고, 기술력을 확보하면서 점차 단수를 늘리고 고체로켓으로 발전시켰다. 우주로켓은 탄도미사일 개발로 바로 전용될 수 있어 여러 우주 선진국에서는 국가 전략자산으로 관리되고 있다. 따라서, 엄격히 수출이 통제되어 우리나라의 초기 우주로켓 개발과정에서 해외 협력을 받는 것은 거의 불가능했다. 자체적인 노력으로 기술을 개발하여 그만큼 발전속도가 더디게 진행되었으며, 국가 과학기술 우선순위에서 밀려 기술개발을 위한 장기적인 예산지원도 확보할 수 없었다.

과학 목적의 로켓연구에서 벗어나 실질적이고 독자적인 우주발사체 개발은 2000년 초로 거슬러 올라간다. 우리의 우주발사체 개발은 북한의 탄도미사일 위협에 따른 반작용으로 시작된 측면이 있다. 1993년 중반 북한에 의한 1차 한반도 핵 위기, 1998년 북한의 노동 미사일 발사, 2002년 북한의 1994년 제네바 핵 합의 파기와 우라늄 농축 활동 발각 및 제1차 핵실험(2003)으로 인한 2차 한반도 핵 위기는 독자적인 우주발사체 개발을 위한 국민적인 공감대 형성에 큰 '기여'를 하였다. 초기 한국형 발사체 기술은 러시아와 우크라이나의 협력을 바탕으로 '나로호' 발사체를 통해 단계적으로 획득된다. '나로호' 발사는 순탄하지 않았으나(2009년 1차 발사 실패, 2010년 2차 발사 실패, 2013년 3차 성공) 다양한 시행착오를 통해 우리는 독자적인 액체로켓 개발 완료에 성큼 다가설 수 있었다.

2013년 '나로호' 발사 성공과 획득한 액체로켓 기술을 활용하여 한국은 액체로켓 개발 10여년 만에 2018년 독자적인 한국형 1단 액체로켓을 최초로 실험하여 성공한다. 2021년 10월에는 75톤 액체로켓 4기를 Clustering하여 300톤 규모의 1단, 75톤 액체로켓을 2단, 7톤 액체로켓을 3단으로 구성한 독자적인 한국형 발사체 '누리호'를 발사하게 된다. 모든 과정은 순탄하게 진행되었으나, 3단 액체로켓 작동 지속시간이 부족하여 충분한 궤도속도를 확보하지 못해 결국 궤도진입은 실패하게 된다. 2022년 6월에는 식별된 문제점을 보완하여 2차 추가 발사를 계획하고 있다(Fig. 6).

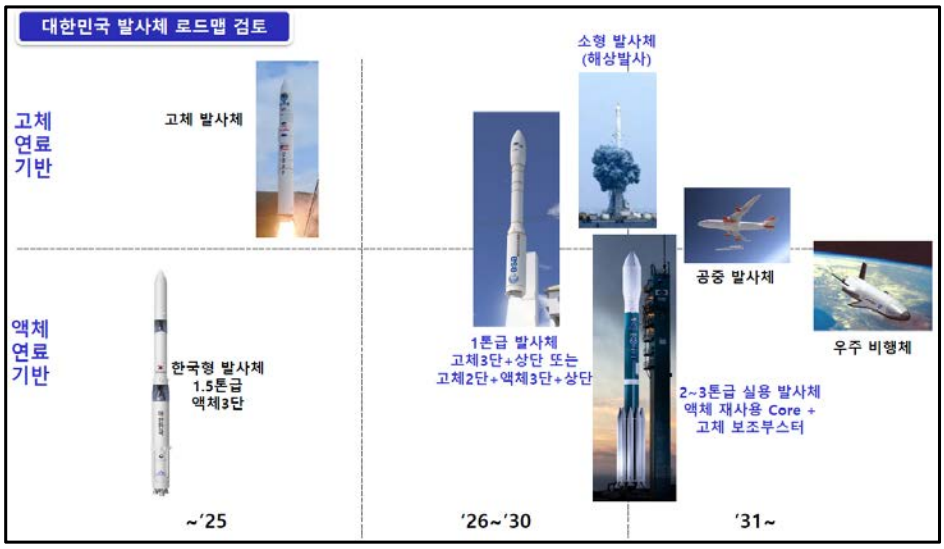



Fig. 6. 대한민국 우주발사체 개발전망[12].

2022년 6월, 2차 발사가 성공한다면 이후 이를 기반으로 계획된 다양한 우주로켓 개발이 본 궤도에 오를 수 있을 것이다. 먼저, 2025년까지는 소형 발사체 개발이 진행될 것이다. New Space 시대에 경쟁력과 지속성을 유지하기 위해서는 다양한 소형 인공위성 개발과 궤도 투입은 필수적인 요구사항이다[13]. 이를 위해서는 '누리호'와 같은 대형 발사체도 필요하지만, 500 kg 미만의 payload 질량을 가진 소형 위성을 저궤도 올리기 위해서는 비용대 효과 차원에서 유리한 소형 발사체가 필요하다. 우리는 과거 20여년간 중형 액체로켓 개발에 모든 역량을 투자한 결과 New Space 시대의 추세를 제대로 추적하지 못하여 세계 우주발사체 시장에서 낙오하고 있다는 비판을 겸허히 수용할 필요가 있다. 발사체의 다양화(액체, 고체, 하이브리드)와 다양한 규모(소형, 중형, 대형 발사체)는 향후 우주발사체 시장의 경쟁력 확보의 핵심적인 요구사항이다.

우리나라는 액체 및 고체 추진제를 활용한 다양한 소형 발사체 개발이 성공할 경우 2030년까지 중형 발사체를 개발하고, 이후 관련 기술을 종합하여 2040년까지 대형 발사체를 개발한다는 중장기 발사체 개발계획을 가지고 있다. 상기한 독자적인 소형, 중형 및 대형 발사체 개발은 국가 인공위성 개발 계획과도 밀접한 관계가 있다. 모든 국가 인공위성을 외국의 발사체를 활용하여 발사하는 것은 비용대 효과 차원에서, 국가 인공위성 운영의 완전성과 지속성 차원에서, 그리고 중장기 우주자산 운용계획 이행 차원에서도 수용이 제한되는 옵션이다. 왜냐하면, 2030년까지 차세대 소형 및 중형 위성은 지속적으로 발사되기 때문이다.

국가 우주개발 중장기 계획에 의하면 초소형 및 중형 위성은 2040년까지 지속적으로 발사되며 규모 측면에서도 과거와 비교할 때 압도적으로 대규모이다. 총 70여기의 소형 및 중형 위성이 발사되며, 이후 지속적으로 유지된다. 대형 위성(지구관측, 기상 및 해양감시 등)도 주기적으로 발사되어 현재와 같은 공공 서비스를 지속적으로 지원할 예정이다. 상기와 같이 계획된 국가 인공위성 발사를 지원하기 위해서는 독자적인 다양한 발사체 개발은 필수적이다. 또한, 우리가 국제적인 '아르테미스' 프로젝트에 참가를 결정한 만큼 모든 우주자산을 외국의 발사체에 실어 투사할 수는 없을 것이다(Fig. 7).

425 軍 정찰위성 사업　　초소형위성군을 활용한 4D 작전 수행개념

Fig. 7. 軍 정찰위성체계와 초소형위성체계를 활용한 4D 작전개념[14,15].

국방 우주자산도 향후 지속적으로 궤도상에 투사될 것이다. 먼저, 425 軍 정찰위성은 '25년까지 저궤도에 투사될 것이다. 이는 기존 국가 지구관측 위성(아리랑)을 보완하여 한반도 및 주변국 군사력 위협 징후를 사전 식별하여 대응에 활용될 것이다. 추가하여, 공군은 북한의 핵미사일 위협에 효과적으로 대응하기 위해 초소형 위성체계를 20년대 말까지 전력화하게 된다. 이는 425 軍 정찰위성 체계와 상호 보완적으로 활용되어 북한의 핵미사일 위협에 대응하는 4D 작전 수행의 완전성 제고에 기여할 것이다. 즉, 1시간 이내의 짧은 재방문 주기를 보유한 공군의 초소형 위성체계를 통해 획득된 북한의 핵미사일 목표물 정보를 425 軍 정찰위성은 고성능 센서를 통해 더욱 구체화하게 된다. 이는 4D 작전 수행에서 가장 많은 시간을 요하는 초기 탐지(detection), 추적(tracking) 및 표적화(targetting)가 두 가지 국방 우주자산을 보완적으로 활용함으로써 가능하게 된다.

추가하여, 한국형 항법위성체계(Korean positioning system, KPS) 사업은 민군의 협력사업으로 도약적 국가 우주력 개발을 선도하는 핵심적인 능력이 될 것이다. 항법위성에서 제공하는 핵심적인 정보(positioning, navigation, timing, PNT)는 군용 및 민간용으로 사용되며 자율주행차 및 IoT 산업 구현에 필수적인 능력이다. 세계적 차원의 항법위성체계는 미국을 포함하여 주요 우주강국들의 전유물이다. 이는 국가 전략자산으로 해당 패권국들은 필요시 해당 서비스 송출을 중단함으로써 정치적 및 군사적 목적을 달성하고자 한다. 따라서, 우리나라는 해당 패권국의 선의에 일방적으로 국가의 이익을 의탁할 수 없다. 이를 위해 독자적인 항법위성체계 구축은 국가이익과 국민의 생명과 재산을 보호하기 위한 최소한의 조치인 것이다. 2030년대 중반까지 상기한 독자적인 한국형 항법위성체계(7기)가 구축될 때, 마침내 우리나라는 독자적이며 도약적 국가/국방우주력을 완성할 수 있게 될 것이다.

전술한 바와 같이 2030년대까지 구축할 국가/국방 우주자산은 다양하고 규모 차원에서도 과거와 비교할 수 없을 만큼 대규모로 성장할 것이다. 상기한 우주자산은 지구궤도상에 투사되었을 때만 가치가 있는 것이다. 이러한 모든 우주자산을 해외 발사체에 탑재하여 해외에서 발사하는 것은 불가능에 가깝고, 비용대 효과 차원 및 보안상 수용할 수 없는 옵션이다. 결국

은 국내 발사체를 활용하여 국내에서 발사할 수밖에 없는 상황이다. 발사체는 전술한 바와 같이 현재 국가 기술력을 총 동원하여 개발하고 있기 때문에, 본 논문에서 자세한 언급은 자제하고, 대신 우주로켓 발사장 관련하여 제한사항을 주로 언급하고자 한다. 즉, 현재 운영하고 있는 '나로' 우주센터 운영관련 제한사항을 식별하고, 그 대안으로 국내에 제2 우주센터 구축 필요성을 제시하고자 한다(Fig. 8).

## 2.3 '나로' 우주센터 입지조건 분석

우주로켓을 발사하는 우주센터는 다양한 입지조건을 요구한다. 우주자산을 로켓에 실어 지구궤도에 올려놓기 위해서는 물리학적으로 지구 중력장을 벗어나야 한다. 이를 위해서는 먼저 강력한 우주로켓이 필요하지만 지구의 자전력을 최대한 활용할 수 있는 위치는 중요하다. 지구는 동에서 서쪽으로 매우 빠른 속도로 자전하고 있다. 해당 자전력은 적도 부근에서 최대이며 남극과 북극에서는 최소이다. 즉, 적도상에서 동쪽으로 우주로켓을 발사한다면 추가적인 ΔV 획득에 가장 유리한 것이다. 상기한 사유로 주요 우주 강국들의 주요 우주센터는 적도 인근 지역(미국의 케네디 우주센터, 프랑스의 기아나 우주센터 등)에 위치한다.

두 번째는 발사체 주요 단이 분리될 시 민가 지역을 회피할 수 충분한 안전구역이 존재하여야 한다. 통상 우주로켓 1단은 발사장에서 직선거리로 50 km 지점, 2단은 500 km, 그리고 3단은 3,500 km 지점에 낙하하게 된다. 따라서, 대부분의 우주센터는 넓은 공해상 인근에 위치한다. 미국의 경우, 플로리다 州 남부에 위치한 케네디 우주센터와 켈리포니아 州 서부 끝단에 위치한 美 우주군 기지인 반덴베르그 우주센터는 동쪽과 서쪽으로 넓은 대서양과 태평양상 공해가 존재한다. 일본의 다네가시마 우주센터와 프랑스 기아나 우주센터의 경우도 넓은 공해가 넓게 펼쳐져 있다. 반면, 넓은 공해를 확보하지 못한 국가들은 인적이 드문 내륙의 넓은 공간을 활용하여 우주발사체를 발사한다. 중국과 러시아의 경우가 대표적이다.

Fig. 8. 국가 우주력 현황 및 향후 전망[16].

우주로켓과 탑재체를 조립하고 실험할 수 있는 넓은 공간 확보는 필수적이다. 우주로켓 제작은 국가 우주과학기술의 '총화'로 여러 관련 기술이 연계되어 있다. 따라서, 다양한 우주기술 업체들이 인근에 위치하여야 하고, 이를 지원할 수 있는 기반시설도 발사장 인근에 위치하여야 한다. 우주로켓 조립장, 로켓 시험장, 탑재체 조립장, 우주로켓과 탑재체 통합 및 실험장, 발사장까지의 이동하는 철도, 관제타워 등 모든 관련 시설이 유기적으로 통합되어 '일사분란' 하게 움직일 때 성공적인 로켓발사가 가능하다(Fig. 9).

따라서, 상기한 기반시설을 구축할 수 있는 넓은 공간이 필요하다. 필요한 경우, 해외에서 신속한 부품 및 발사체 운송을 위해 항구와 비행장을 인근에 설치하는 우주강국도 있다. 프랑스 '기아나' 우주센터의 경우 인근에 항구가 있어 '제임스 웹 '우주망원경을 탑재한 발사체를 발사했을 때, 항구를 통해 탑재체를 수송했다. 미국의 케네디 우주센터와 반덴베르그 우주군 기지의 경우, 우주센터 내에 넓은 비행장이 있어 우주왕복선을 수송하거나 착륙시킴으로써 우주개발의 효율성과 효과성을 제고하고 있다.

주변국과의 군사적 및 정치적 논란도 피해야 한다. 통상, 해당 국가의 주권이 적용되는 영공은 100 km까지 인정되고 있다. 우주로켓 발사시 주변국의 영공을 침범해서는 안 된다. 이를 위해서는 주변국 영공을 100 km 이상으로 통과해야 한다. 단 분리시 낙하물이 주변국의 영해에 떨어져서도 안 된다. 우주로켓이 주변국의 영공인 100 km 이상으로 비행하더라도 안전을 고려하여 주변국 영토(영해 및 영공 포함) 직 상공으로 발사할 수 없다. 대부분의 우주강국들이 운영하고 있는 우주센터는 상기한 요구조건을 만족하고 있다.

프랑스 기아나 우주센터(남미 적도 부근)

미국 케네디 우주센터(플로리다 남부)

일본 다네가시마 우주센터(큐슈우 남단)

중국 원창 우주센터(중국 남부 하이난)

Fig. 9. 국가별 우주센터 위치 비교[2].

[2] 미국을 포함한 서방세계 위성 발사장은 적도 근처에 위치하여 정지궤도를 포함한 모든 종류의 위성 발사에 유리한 반면, 러시아 및 중국의 발사장은 고위도 내륙에 위치하여 상대적으로 위성 발사에 불리할 것으로 판단된다.

마지막으로, 기상제한을 해소할 수 있는 입지조건이 필요하다. 우주로켓은 고가의 자산으로 이륙 초기단계에서 기상(뇌우, 바람, 구름 등)으로 인한 제한사항을 많이 받는다. 구체적으로, 로켓 예정 비행경로 18 km 이내에 낙뢰 및 뇌우가 발생하지 않아야 한다. 발사 15분 前 고도 약 9 km 상공의 전압계 강도가 1 kv/m 이내여야 하고, 로켓 비행 경로상 구름의 속도는 12.35 m/sec 이하여야 로켓 본체에 구조적인 스트레스를 예방할 수 있다. 종합하면, 뇌우 및 낙뢰 발생지역을 가급적 피해야 하며, 이는 산악지형보다는 넓은 평지가 유리함을 의미한다. 미국, 프랑스, 중국 및 러시아의 우주센터가 산악이 없는 넓은 평야 지역에 위치함이 이를 증명하고 있다.

상기한 해외 우주센터를 기준으로 우리나라 '나로' 우주센터의 운영 환경을 분석하면 다음과 같다. 먼저, 위치상 고위도에 위치하여 지구 자전력을 최대한 활용하기에는 제한사항이 존재한다. 따라서, 주변국의 위치도 문제이나 '나로' 우주센터에서 적도 직상공에 존재하는 정지궤도에 위성을 쏘아 올리는 것은 불가능에 가깝다.

단 분리에 따른 안전공간 확보에도 제한사항이 존재한다. 따라서, 각 단 분리 및 낙하지역에 안전공간을 확보하기 위해서 발사 방향이 제한될 수밖에 없다. 현재는 170도 방향으로 발사하여 지구 자전축을 중심으로 남북으로 형성된 극궤도로만 위성을 발사할 수밖에 없다. 170도 방향에서 서쪽으로는 서남해 다도해 섬들과 제주도가 위치해 있고, 동쪽으로는 한려해상 국립공원과 일본열도가 넓게 펼쳐져 있다. 이들 유인 섬들과 도시를 피하기 위해서는 170±5도 이내의 좁은 발사방향 윈도우를 유지할 수밖에 없다.

나로 우주센터는 로켓 조립장을 포함하여 다양한 탑재체 통합 및 실험시설을 인근에 구축하기에도 제한사항이 존재한다. 고흥반도 남단 섬 산악 끝자락에 위치하여 넓은 평야지역 공간을 확보할 수 없다. 따라서, 항구 및 비행장 건설은 불가능하고, 인근 항공우주 민간 업체 구축에도 제한사항이 있다. 산악지형에 위치하여 기상제한 사항을 회피하기에도 불리하다. 여름철 대류운이 쉽게 발생하여 뇌우 및 낙뢰 발생 가능성이 높다. 이는 로켓 발사 스케줄은 대부분 여름철을 피하여 가을철 및 겨울철에만 설정할 수밖에 없는 상황에 직면할 수 있을 것이다.

마지막으로, 발사 직전 및 단 분리시 안전공간 확보에도 애로사항이 존재한다. 로켓 발사는 많은 안전 저해요소가 존재하다. 선진국의 우주로켓 개발 역사를 살펴보면 발사 직전 폭발사례가 많다. 발사 이후 저고도에서 폭발사례도 종종 있다. 이를 고려하면, 발사장 중심 1~2 km 안전공간 확보는 필수적이며, 추가하여 단 분리 및 낙하시에도 충분한 안전공간이 필요하다. 현재 나로 우주센터에서는 상기한 안전공간 확보에 제한사항이 존재한다. 만일, 우주로켓이 계획된 비행경로를 이탈할 경우 단 분리 및 낙하물은 민가에 낙하할 수 있으며, 이를 보상하기 위해 추가적인 안전구역 획정이 필요하나 현재의 '나로' 우주센터 위치상 이를 실현시키기에는 제한사항이 존재한다.

상기한 우주 선진국의 우주센터 입지조건을 기준으로 현 '나로' 우주센터 운영을 종합적으로 분석하면 여러 가지 제한사항이 존재함을 확인하였다. 발사방향 제한으로 다양한 궤도로의 우주자산 투사는 불가능하다. 이는 독자적인 우주기술 검증 및 확보에 어려움으로 작용한다. 충분한 안전구역 확보가 불가능하여 매 발사시 안전 저해요소가 존재하고, 주변국과의 영공 및 영해 침범 관련 정치적 및 군사적 논란을 발생시킬 수 있다. 또한, 현재의 나로 우주센터 운영 능력으로는 상기한 국가 우주력 발전을 지원하기 위한 발사 서비스를 지원하는 데

어려움이 있을 것이다. 따라서, 도약적 국가/국방 우주력 발전을 위해서는 가장 중요하고 기본적인 기반시설인 제2 국가 우주센터 구축을 심각하게 고민할 필요가 있다고 판단된다(Fig. 10).

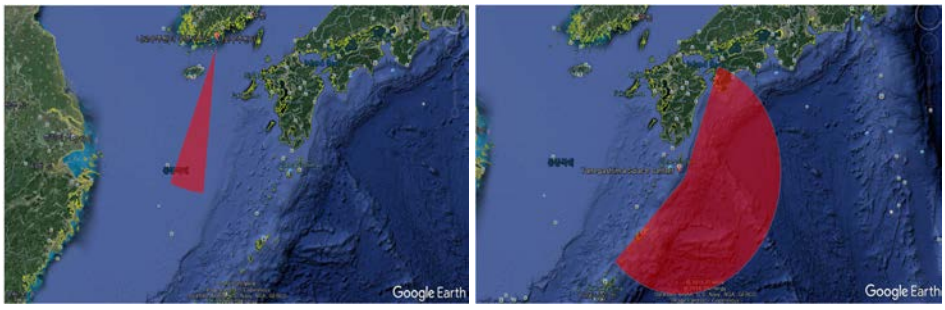
## 2.4 제2 우주센터 구축 필요성 및 예상 후보지

### 2.4.1 제2 우주센터 구축 필요성

우주력은 기본적으로 지구 궤도상에 전력을 투사하고 운영할 때만 의미가 있다. 이를 위해서는 발사체 개발과 함께 이를 발사하는 발사장 구축은 가장 중요한 기반 능력이다. 즉, 발사장은 다양한 우주기술을 독자적으로 발전시키기 위해 필수적인 요소이다. 그러나, 현 '나로' 우주센터의 경우 극단적인 로켓 발사 방향 제한이라는 '심각한' 문제에 봉착해 있다. 이러한 상황에서는 독자적인 우주기술을 확보할 수 없다.

먼저 다양한 발사체 개발이 제한된다. 現 '나로' 우주센터는 액체 발사체 위주로 구축되었다. 지원시설도 이에 맞게 구축되었다. 액체 추진제 보관함, 액체 로켓 점화시험장, 액체 추진제 주입 체계 등 모든 기반시설이 액체 발사체 발사에 최적화되어 구축되었다. New Space 시대를 맞이하여 다양한 소형 인공위성 발사 요구는 지속적으로 증가하고 있다. 소형 인공위성 발사에는 고체 소형 혹은 중형 발사체를 활용함이 비용대 효과 차원에서 유리하다. 세계 여러 우주 강국들은 이를 위해 대형 발사체를 포함하여 다양한 고체 혹은 액체 소형 발사체를 경쟁적으로 개발하고 있다. 우리도 2021년 6월 한·미 미사일 협정이 종료되어 고체발사체 개발을 위한 계기가 마련되었다. 고체 발사체 개발을 위한 특화된 발사장 구축이 필요한 이유이다.

또한, 국가 및 국방 우주력 구축을 위해서는 다양한 궤도에 자산을 투사할 수 있어야 한다. 현재의 나로 우주센터에서는 극궤도상으로만 우주력을 투사할 수밖에 없어, 다양한 우주력 투사 및 운영이 불가능하다. 국가안보를 위한 감시정찰을 위해서는 재방문 주기 단축이 중요한 고려요소인데, 이를 극대화하기 위해서는 경사궤도 운영이 필요하다. 대부분의 군사 우주




'나로' 우주센터 발사방향 및 안전구역　　다네가시마 우주센터 발사방향 및 안전구역

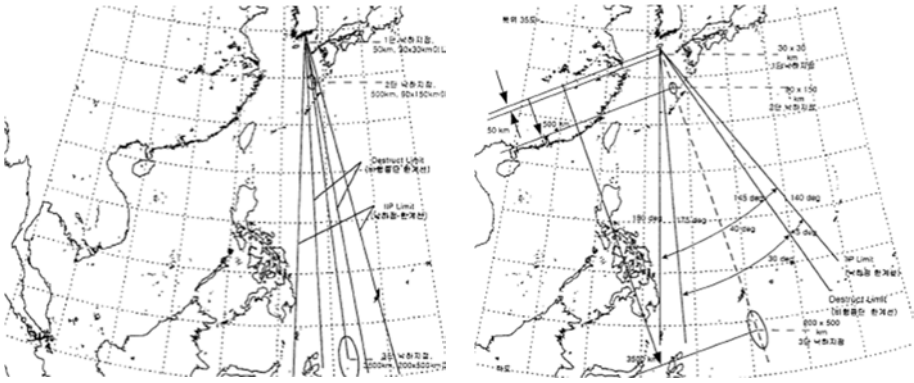
Fig. 10. '나로' 우주센터와 일본 다네가시마 우주센터 발사방향 윈도우 비교[3].

[3] "우주개발에 최악의 입지 조건을 가진 우리나라의 위치," https://wizardiron.tistory.com에서 그래픽을 저자의 의도에 맞게 편집함. 일본의 다네가시마 발사장은 모든 궤도로 위성 발사가 가능하다.

강국들이 경사궤도를 이용하여 감시정찰 및 항법위성을 운영하는 이유이다. 우리나라의 위치상 정지궤도 위성 투사는 불가능에 가까우나, 경사궤도로의 투사는 입지조건을 만족하는 후보지를 충분히 식별할 수 있을 것으로 판단된다.

제2 우주센터 후보지 선정을 위해서는 現 '나로' 우주센터 선정시 진행된 2000년대 초 진행된 정책연구 결과를 활용할 수 있을 것이다. 당시 전술한 우주센터 입지조건 충족을 위한 4곳의 후보지가 검토되었다. 대부분이 발사 직전 안전공간 확보를 위해 해안을 끼고 있는 지역이 후보지로 선정되었다. 제1 후보지는 제주도 서남방에 위치한 공군 대정리 관제부대가 선정되었다. 그 이외에 現 '나로' 우주센터, 전남 서남해, 그리고 서해안이 후보지로 선정되었다. 여러 발사방향 가능성, 충분한 안전공간 확보 및 넓은 평지공간 확보 차원에서 제주도가 최적의 위치로 고려되었다. 아쉽게도 당시 불거진 제주도 강정 해군기지 건설 논란과 부지확보 비용 과다로 인해서 제2 후보지였던 現 '나로' 우주센터가 최종 선정되었다(Fig. 11).

2000년 초와 비교해 현재 우주센터 구축 관련 해당 지자체의 인식에 많은 변화가 일고 있다. 우주센터는 군사시설과 같은 '혐오' 시설보다는 첨단 우주산업을 주도하는 핵심시설로 인식되고 있다. 이와 연계하여 많은 우주 관련 민간기업이 인근에 새로이 구축됨으로써 지역 경제 활성화에 도움이 된다는 인식이 점차 확산되고 있다. 또한, 지역 핵심 관광자원으로서 기능함으로써 역시 지역 경제 활성화에도 기여하고 있다. 미국의 케네디 우주센터는 미국의 대표적인 우주산업의 '메카'로서 기능하고 있으며, 해마다 全 세계에서 몰려드는 관광객으로 지역 경제에도 큰 기여를 하고 있다. 우리나라의 '나로' 우주센터의 경우에도 대동소이하다. 과거 낙후된 지역이었으나 나로 우주센터 구축 이후 고흥은 남해안의 주요 관광 명소가 되고 있다.



現 '나로' 우주센터에서 발사방향 및 안전구역　　제주에서 발사시 발사방향 및 안전구역

Fig. 11. '나로' 우주센터 및 제주도에서 로켓 발사방향 비교[4].

[4] 2000년 초에 진행된 우주센터 구축 연구용역에서 제주도 대정리 공군 관제부대에서의 로켓 발사방향 및 안전구역을 제시한 내용임. 現 '나로' 우주센터 대비 제주도 대정리 공군 관제부대는 발사방향 및 안전구역 확보 차원에서 유리함을 확인할 수 있다. 추가하여, 제주도는 극궤도 뿐만 아니라 감시정찰 위성 운용에 유리한 경사궤도로의 발사가 가능할 것으로 판단된다.

### 2.4.2 예상 후보지 입지조건 분석

앞서 언급한 우주센터 입지조건을 고려할 때, 제주도 공군 대정리 관제부대, 전남 진도 서남부 해안, 충남 서해안에 위치한 안흥 고체발사 미사일 시험장은 대표적인 후보지가 될 수 있을 것이다. 먼저, 제주도 서남해안 끝자락에 위치한 대정리 공군 관제부대의 경우, 일본이 일제 강점기간 중국 대륙 침략을 위해 건설한 비행장 부지로 현재는 국방부에서 관리하는 국유지이다. 비행장 부지로 활용되어 넓은 개활지를 확보할 수 있으며 반경 1~2 km 이내에 민간의 밀집도는 낮다. 평평한 넓은 부지를 활용하여 발사장(launching pad)을 포함하여 여러 지원시설(로켓 조립동, 인공위성 조립동, 로켓엔진 시험동 등)을 인근에 구축할 수 있다.

대정리 공군 관제부대는 넓은 평지를 보유하여 철로 운송체계 구축이 가능하다. 이는 무거운 로켓 엔진 및 인공위성 payload를 손쉽게 인근 지원시설로 운송하여 로켓 발사 前 다양한 실험이 가능함을 의미한다. 이를 통해 로켓 발사 성공의 신뢰성을 높일 수 있다. 現 '나로' 우주센터의 경우, 발사장은 야산 정상에 위치하고 나머지 지원시설은 굴곡이 심한 낮은 지역에 산재되어 있어 로켓 최종 발사 前 다양한 실험 및 조립에 많은 노력(시간)과 예산이 소모되고 있다. 지리적인 제한사항으로 소모하지 않아도 될 소중한 시간 및 예산이 낭비되고 있는 것이다.

제주도 서남해안에 인접하여 발사 직후 충분한 안전공간 확보에도 유리하다. 로켓 발사 직후 예기치 못한 폭발로 인한 피해 최소화를 위해 통상 발사장(launching pad)을 중심으로 1~2 km 안전공간이 필요하다. 대정리 부지의 경우 발사 방향을 고려할 때 안전거리는 대부분 서남해안 바다상에 설정되어 충분한 안전공간을 확보할 수 있다. 이후 로켓 비행경로상 거리별로 단 분리가 이루어져 로켓 엔진이 낙하하게 되는데 이때 지상 안전구역이 설정되게 된다.

1단 로켓 엔진 낙하는 발사장으로부터 직선거리로 50 km 부근이고 안전구역은 30×30 km으로 설정되며, 2단은 500 km 근처에 낙하하게 되고 안전구역은 60×150 km이며, 마지막 3단 로켓 엔진은 3,500 km 거리에 낙하하게 되며 안전구역은 가장 넓은 200×500 km에 이른다.

대정리 공군부대에서 로켓을 극궤도 혹은 경사궤도로 발사할 경우 비행경로상 상기한 안전구역 설정에 전혀 문제가 없다. 즉, 설정될 안전구역은 우리의 영해, 관할수역 혹은 국제 해상공역으로서 사전 발사경로 및 시각을 국제적으로 고지시 해상안전을 충분히 확보할 수 있다. 따라서, 주변국과의 영해, 관할수역 및 영공 침범 관련 국제적 논란을 회피할 수 있다.

공군 관제부대 인근에는 항구 및 공항이 위치해 있어 로켓 및 인공위성 payload 부품 및 각종 지원물품 보급에 유리하다. 북동쪽 20 km 이내에 제주 국제공항과 제주항이 위치해 있고, 동쪽 20 km 이내에 서귀포항과 정석 대한항공 운영 소형 비행장이 위치해 있다. 동쪽 10 km 이내에 해군 제주기지가 위치해 있어 상기 인프라를 통해 필요한 부품 및 보급을 지원받을 시 막대한 예산을 절감할 수도 있다. 상기한 지원 기반시설을 활용하여 국내 및 국제적 우주 관련 기술협력 수행에도 유리할 것으로 판단된다. 이는 우주센터를 중심으로 발전하게 될 민간 우주기업의 활동과 성장에도 중요한 인프라가 될 것이다(Fig. 12).

제주도 대정리 공군 관제부대 위치　　대정리 공군 관제부대 전경

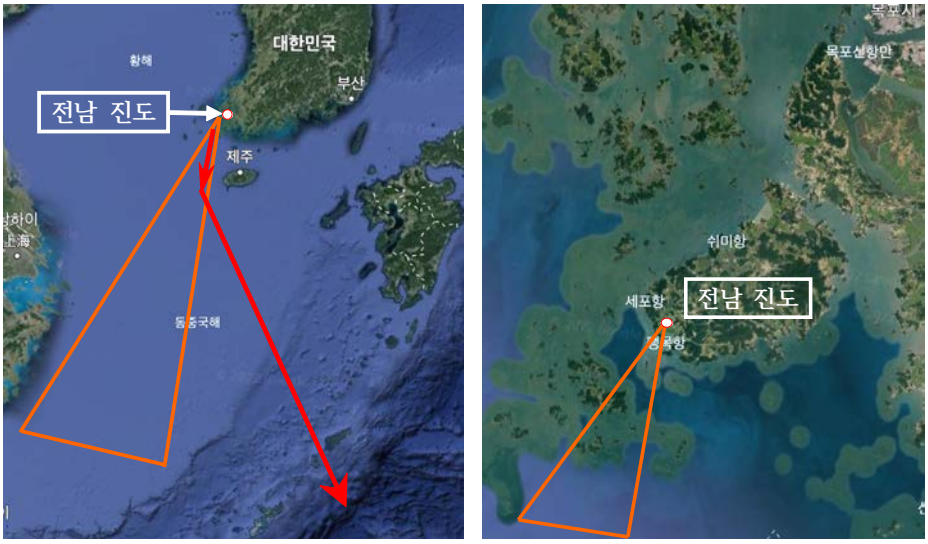
Fig. 12. 제주도 대정리 공군 관제부대 위치 및 전경.

마지막으로, 대정리 공군 관제부대는 구축 비용 차원에서도 유리할 것으로 판단된다. 현재 공군 관제부대가 운영하고 있는 부지로 국방부가 소유권을 행사하는 국유지라서 막대한 매입 비용으로 인한 제한사항을 해소할 수 있다. 예전 비행장 부지로 이미 평탄화가 완료되어 시설물 기반조성에 필요한 막대한 토목공사비를 절감할 수도 있다. 소형 고정익 항공기 및 헬기 착륙을 위한 헬리패드 구축도 손쉬울 것으로 판단된다. 상기한 인프라 구축 관련해서는 현 '나로' 우주센터와 비교해 공군 대정리 관제부대는 장점이 많을 것으로 판단된다.

두 번째 후보지로 전남 진도 서남단 해안을 고려할 수 있다. 로켓 발사 초기 안전구역 확보와 발사이후 비행경로상 안전구역 확보 차원에서 해당 지역은 현 '나로' 우주센터보다 융통성이 있을 것으로 판단된다. 진도 서남해안 끝자락은 바다와 인접해 있어 발사 직후 안전구역 1~2 km 확보에는 문제점이 없을 것으로 판단된다. 발사방향을 남쪽 및 서남쪽 방향으로 설정할 경우 비행경로상 설정되는 안전구역은 서남해상에 위치한 우리의 영해, 관할수역 혹은 KADIZ 상에 설정이 된다. 반면, 3단 로켓 엔진이 낙하하게 되는 3,500 km 근처에는 최근 논란이 되고 있는 중국의 남지나해 인공섬들이 넓게 펼쳐져 있어 3단 이상의 우주로켓을 발사할 경우 국제적 분쟁의 소지가 있을 수 있다.

따라서, 전남 진도 서남해안에서는 2단 이내로 구성된 소형 고체로켓 발사장으로 활용될 수 있을 것이다. 저궤도(500 km 이내) 초소형 위성을 발사할 경우 2단 로켓으로도 충분한 추력을 확보할 수 있다. 전남 진도에서 서남향(경사궤도) 방향으로 2단 로켓을 발사할 경우 1단 로켓 잔해는 발사장에서 직선거리로 50 km, 2단 로켓은 500 km 이내에 낙하하게 된다. 이 경우 단 분리에 따른 낙하물은 서남해상 우리의 영해와 KADIZ 외곽 서남향 지역으로 우리의 해상 관할지역이다. 우주로켓 발사로 인한 주변국과 마찰을 회피할 수 있다. 또한, 발사방향이 서남향 방향으로 경사궤도로의 우주자산 투사도 가능할 것으로 판단된다(Fig. 13).

반면, 로켓엔진 성능 개량을 통해 충분한 추력을 확보할 수 있다면 모든 종류의 로켓을 운용할 수 있을 것이다. 예를 들어, 발사 직후에는 비행경로를 남쪽방향으로 설정하여 일정 고도 및 거리를 비행 이후(1단 로켓 낙하, 50 km) 제주도를 회피한 이후 비행경로를 남동방향으로 변경할 수 있을 것이다. 이후 남동방향으로 지속 비행하면서 2단과 3단 로켓 엔진을 분리하면 경로상 안전구역 확보에는 문제가 없고 주변 국가의 영해, 영공 및 관할수역을 회피할




진도 서남해안에서 발사시 발사방향 윈도우　　진도 서남해안 세부 전경

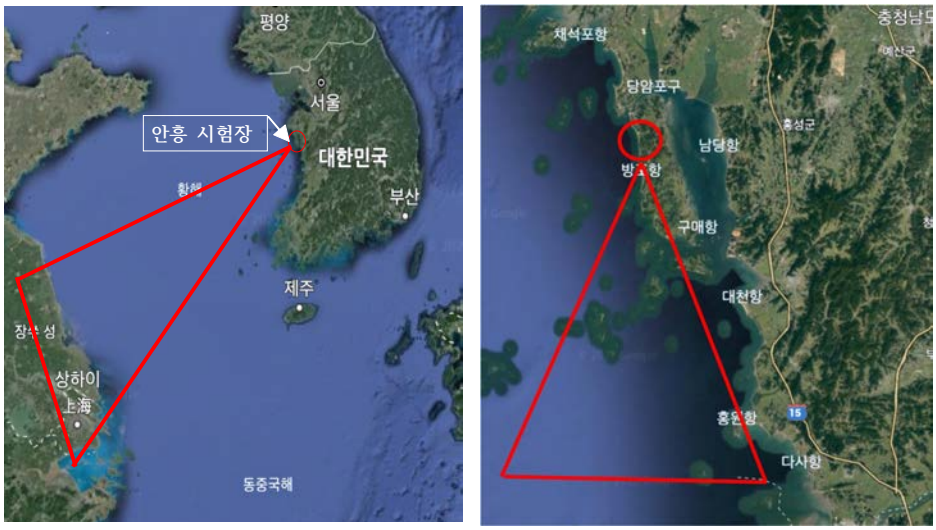
Fig. 13. 전남 진도군 서남부 해안에 위치한 우주센터 후보지.

수 있을 것이다. 다만, 비행경로를 변경하면서 발생하는 steering loss를 감안하여 로켓 엔진 및 추진제 성능향상이 필요할 것으로 판단된다.

로켓 발사장을 포함하여 인근에 조성될 지원시설 구축에 있어서 진도 서남해안은 현 '나로' 우주센터에 비해 장점이 있을 수 있을 것이다. 지형상 해당 지역은 해안에 인접한 평지가 넓게 분포되어 있어 지원시설 구축에 소모되는 막대한 토목공사 비용을 절감할 수 있을 것이다. 평지라서 지원시설간 철로 교통체계 구축이 가능하여 운용의 효율과 효과를 제고할 수 있을 것으로 판단된다. 주변에 '팽목' 및 '서망' 항구가 조성되어 있어 해상을 통한 부품 및 보급 수급에 유리할 것이다. 다만, 주변에 공항이 없어 제주도 대정리 공군 관제부대 대비 인프라 구축에는 비용이 더 소모될 것이다.

세 번째 후보지로 충남 태안군 서해안에 위치한 안흥 고체로켓 시험장을 고려할 수 있을 것이다. 안흥 시험장은 과거 수십년간 국방과학연구소(Agency for Defense Development, ADD)에서 고체기반 지대지 미사일 시험발사장으로 운영되고 있어 관련 기반시설이 이미 구축되었다는 장점이 있다. 확장을 위한 추가 부지매입에 따른 예산을 고려할 수 있으나, 타 후보지 대비 장점이 있을 수 있다. 기반시설 구축에도 넓은 개활지를 확보하여 토목공사비를 절감할 수 있을 것으로 판단된다. 외곽 경제 펜스 설치 및 보안시설은 이미 설치되어 있으므로 보안시설 구축관련 예산도 절감할 수 있을 것으로 판단된다(Fig. 14).

다만, 발사 초기 안전구역 및 로켓 단 분리에 따른 안전구역 확보가 제한된다. 사정거리가 짧은 고체로켓 기반 지대지 미사일 시험발사는 대부분 서쪽 혹은 서남쪽으로 발사하게 된다. 지대지 미사일의 경우 200~300 km 이내 비행 후 낙하함으로 넓게 형성된 서남해상 영해 및 관할수역은 최고의 안전구역이다. 사정거리가 짧은 지대지 미사일 시험발사에는 전혀 문제가 없다. 반면, 우주로켓 시험은 최소한 1,000 km 이상의 비행거리(사정거리)가 필요함으로 안흥 시험장에서 우주로켓을 발사할 경우 중국 본토 서해안 혹은 관할수역에 낙하하게 된다. 주변국과 심각한 영해 및 관할수역 침범 관련 외교 및 군사문제에 휘말릴 수 있다.




충남 태안에 위치한 안흥 시험장 위치　　안흥에서 남쪽으로 발사시 발사방향 위도우

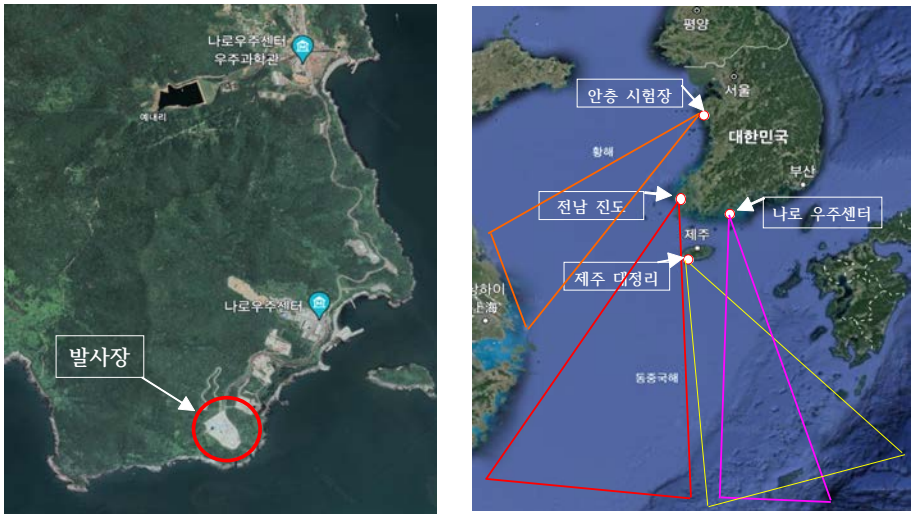
Fig. 14. 충남 태안 안흥시험장 위치 및 로켓 발사방향.

이를 회피하기 위해 비행경로를 남쪽 방향으로 설정시 1단 및 2단 분리가 우리나라 서남해안 및 넓게 형성된 해상 국립공원상에서 발생하여 수용할 수 없는 옵션이다. 다만, 인근에 서산 공항 및 서해안에 위치한 많은 항구를 통해 보급 및 부품 수급에는 유리할 것이다. 충청남도 인근에 항공우주기업 및 연구소들이 많이 위치해 있어 로켓 시험발사 및 부품조립 관련 협업에도 유리할 것이다.

## 3. 결론(정책제언)

2021년 도약적 국가 우주력 발전의 원년이다. 정책적으로 국가우주개발위원회의 위상강화와 국방/안보실무위원회를 신설하여 민·군 우주협력의 계기를 마련하였다. 대외적으로는, 과거 30여년간 독자적 고체 우주발사체 개발에 '족쇄'로 작용했던 한·미 미사일 협력 지침이 종료되었다. 국제적으로는, 대한민국이 국제 유인 달 탐사 프로그램인 '아르테미스'에 10번째 참여국으로 등록하였다. 2021년 10월에는 한국형 발사체인 '누리호'를 시험발사함으로써 독자적 우주발사체 확보에도 성큼 다가서게 되었다. 국가안보 및 국방목표 달성에 핵심적인 역할을 수행할 한국형 위성항법체계(KPS)와 초소형위성체계 사업에 예산이 반영되어 본격적인 전력화를 위한 기틀이 마련되었다. 과거 30여년간의 우주개발 역사를 돌이켜볼 때 2021년만큼 큰 도약을 달성한 해는 없었다.

상기한 많은 성과 및 기대에도 불구하고 우리 앞에는 많은 도전이 놓여 있다. 우주기술은 첨단 국가 전략자산으로 해외 협력을 통해 획득하기는 거의 불가능에 가깝다. 결국, 독자적인 국내개발을 통해 '자기화' 할 수 밖에 없다. 수많은 시행착오 및 실험을 통해 점진적으로 발전시킬 수 밖에 없다. 이를 위해서 가장 중요한 기반시설이 우주로켓 발사장이다. 우주기술은 특성상 지구궤도상에 자산을 올려놓아야만 기술검증을 통해 '자기화'할 수 있다. 따라서, 여러 우주궤도상에 우주자산을 투사할 수 있는 우주로켓 발사장 구축이야말로 도약적 국가 우주력 발전의 필수적인 요구조건인 것이다(Fig. 15).




現 '나로' 우주센터 전경　　제2 우주센터 예상 후보지 위치

Fig. 15. 나로 우주센터 전경 및 제2 우주센터 예상 후보지 종합.

아쉽게도 현재 운용 중인 '나로' 우주센터의 운영여건을 고려할 때 독자적인 우주기술 획득에 많은 제한사항이 있을 것으로 판단된다. 발사방향 제한, 안전구역 확보 애로, 종합적인 지원시설 구축을 위한 공간 확보 불가 등 해외 선진국의 발사장과 비교해 제한사항이 많다. 또한, 국가 중장기 우주력 발전계획에 따른 우주자산 발사 서비스 지원에도 현 능력을 초과하는 부분이 있다. 모든 지원시설이 액체로켓 발사를 위해 최적화되어 있어서 New Space 시대의 우주전력 발전 트렌드(소형 및 중형 발사체, 고체 및 하이브리드 발사체 등)를 지원하는 데에도 한계가 있다. 제2 우주센터 구축이 필요한 대목이다.

우리나라의 지정학적 위치로 인해 우주 선진국과 같은 우주센터를 구축하는 데는 한계가 있다. 그럼에도 불구하고, 現 '나로' 우주센터의 제한사항을 상쇄할 수 있는 후보지를 선정할 수 있을 것이다. 다양한 발사방향 및 궤도 운영 차원에서는 제주도 공군 관제부대가 전남 진도 및 충남 태안의 후보지보다는 유리할 것으로 판단된다. 넓은 개활지 확보를 통한 유관 지원시설 구축 가능성 및 주변 인프라(항구, 항만 및 교통시설 등) 연계 이용 가능성 차원에서도 제주도 공군 관제부대 국유지가 가장 우수한 후보지로 분석된다. 다만, 여러 가지 요인들(지자체 반대, 주민 동의 및 정치적 판단 등)에 의해 제주도 공군 관제부대가 후보지로 선정될 수 없다면 전남 진도 서남부 해안 지역도 대안이 될 수 있을 것이다(Table 1).

향후, 전문가들로 구성된 연구팀에 의해 제2 우주센터 구축을 위한 정책연구가 진행되어야 한다. 2000년 초에 現 '나로' 우주센터 구축시 수행한 후보지 정책연구를 활용하면 시간과 예산을 절약할 수 있을 것으로 판단된다. 당시에는 여러 사회적인 갈등상황으로 최적의 우주센터 후보지가 아닌 제2의 후보지가 선정된 '뼈아픈' 사례가 있다. 최근 미국과 중·러간 우주패권경쟁에 따른 국가 우주력 발전의 필요성이 증가하고, 우주센터는 '혐오' 군사시설이 아닌 첨단 과학기술의 '매카'로써 기능함으로써 지역 경제발전 및 일자리 창출에 기여한다는 공감대가 형성되고 있다. 본 논문을 통해, 상기한 전략환경의 변화를 고려하여 도약적 국가 우주력 발전을 선도할 제2 우주센터 구축을 위한 본격적인 연구가 진행되었으면 하는 바람이다.

Table 1. 예상 후보지별 평가항목 평가 결과

| 평가 항목 | 제주도<br>공군 관제부대 | 전남 진도<br>서남부 해안 | 충남 태안<br>안흥 발사장 |
|---|---|---|---|
| 발사방향 융통성 | ◎ | ◎ | △ |
| 다양한 궤도투사 가능성 | ◎ | ◎ | × |
| 안전구역 확보 가능성 | ◎ | ◎ | △ |
| 주변 인프라 활용 가능성 | ◎ | ○ | ○ |
| 부지 매입 예산 절감 | ◎ | △ | ○ |
| 지자체 및 주민 동의* | × | ? | ? |

* 제주도의 경우 강정 해군기지 건설시 지자체 및 주민 반대를 고려하였으며, 진도 및 안흥 발사장의 경우 최근 관련 이슈에 대한 주민 여론조사가 없었음을 반영한 평가결과임.

* 본 평가결과는 저자 개인의 정성적 판단에 의한 분석결과로 향후 관련 전문가들로 구성된 평가단에 의해 정량적이고 과학적인 평가가 필요할 것으로 판단함.

## 감사의 글

부족한 논문을 성심어린 논평과 편집으로 이렇게 훌륭한 논문으로 탈바꿈시켜주신 편집진과 거목 출판사에 감사를 드립니다. 특히, 김숙경 국장님께 감사드립니다. 저의 논문이 국가 우주력 발전에 조그마한 밀알의 역할이 되었으면 하는 바램입니다. 감사합니다.

## References

1. Office of the Secretary of Defense. Nuclear posture review (2018) [Internet], viewed 2021 Nov 8, available from: https://media.defense.gov/2018/Feb/02/2001872886/-1/-1/1/2018-NUCLEAR-POSTURE-REVIEW-FINAL-REPORT.PDF
2. Sheetz M, Elon Musk's SpaceX sent thousands of Star-link satellite internet dishes to Ukraine, company's president says (2022) [Internet], viewed 2022 Apr 8, available from: https://www.cnbc.com/2022/03/22/elon-musk-spacex-thousands-of-starlink-satellite-dishes-sent-to-ukraine.html
3. Hwang YM, ROK Air Force's development strategy for strengthening national defense space power, presentation of the second seminar for futuristic national defense technology and strategy, Yeonsei University Air and Space Strategy Institution (2021).
4. Park KT, Space hegemonic competition between the US and China and the development direction for national defense space power, National Defense Space Power in the era of a great change, Yeonsei University Air and Space Power Research Book No.20 (2021).
5. Medialist Innovation, Innovation, explained: Reusable rockets (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://medialist.info/en/2021/02/08

6. Spacenews, Axiom to fly crew dragon mission to the space station (2000) [Internet], viewed 2022 Mar 12, available from: https://spacenews.com/axiom-to-fly-crew-dragon-mission-to-the-space-station/
7. Koziol M, Amazon's project kuiper is more than the company's response to Space X (2000) [Internet], viewed 2022 Apr 10, available from: https://spectrum.ieee.org/amazons-project-kuiper-is-more-than-the-companys-response-to-spacex
8. Economist, Hainan aims high, China's ambitions in space are growing (2000) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: https://www.economist.com/china/2018/01/20/chinas-ambitions-in-space-are-growing
9. Jo SJ, A Korean version NASA is a long way to go for building, a first step for National Space Committee led by prime minister (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://m.hankookilbo.com/News/Read/A2021111516580001651
10. Yoo YH, Holding the first national space committee with prime minister presiding it (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://www.seoul.co.kr/news/newsView.php?id=20211115500069
11. Yang TH, The development direction of low earth orbit micro-satellites applied by New Space paradigm, presentation of the second seminar for futuristic national defense technology and strategy, Yeonsei University Air and Space Strategy Institution (2021).
12. Kim KK, A opinion on the development direction of national space security and defense, presentation of the seminar for the development direction of national defense space power, National Defense Space Academy (2021).
13. Yang SS, The Strategy for building space rocket development by advanced space powers and ROK's strategy, presentation of the second seminar for futuristic national defense technology and strategy, Yeonsei University Air and Space Strategy Institution (2021).
14. Ban JB, Kill Chain, the planning for building military reconnaissance satellites to support major military powers (2016) [Internet], viewed 2022 Jan 20, available from: https://www.yna.co.kr/view/GYH20160808000700044
15. Choi HS, 4D operation aimed at destroying North Korea's nuclear and missile capabilities, the first drill in March, … the ROK-US is reviewing an early implementation (2016) [Internet], viewed 2022 Jan 20, available from: http://news.kmib.co.kr/article/view.asp?arcid=0923390693
16. ROK Ministry of Science and ICT, The third basic planning of space development and promotion (2018) [Internet], viewed 2022 Jan 21, available from: https://www.kari.re.kr/cmm/fms/FileDown.do?atchFileId=FILE_000000000005429&fileSn=0

## Author Information

**박 기 태** park50881011@gmail.com

공군사관학교 항공공학 학사, 국방대학교 국제관계 석사, 미국 랜드(RAND)연구소 정책분석학 석사 및 박사학위를 취득하였다. 전 공군본부 전략기획과장 및 차장, 우주처장 및 센터장을 역임하였고, 현재 공군본부에 근무하고 있다. 주요 관심분야는 국가 우주정책, 국방우주력 건설, 우주전략 및 작전운영 개념 정립 등 우주분야 전반이다.

J. Space Technol. Appl. 2(2), 169-186 (2022)
https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.169

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

기고문

# 러시아-우크라이나 전쟁(러시아의 우크라이나 침공)의 우주전 분석 및 양상 그리고 우주기술 개발시 고려사항

최성환†

대한민국 공군본부 우주센터

# Analysis and Aspects of Space Warfare in the Russia-Ukraine War (Russian Invasion of Ukraine) and Considerations for Space Technology Development

Seonghwan Choi†

[1]R.O.K Air Force H.Q. Space Center, Gyerong 32800, Korea

**Received:** April 29, 2022
**Revised:** May 6, 2022
**Accepted:** May 10, 2022

†**Corresponding author :**
Seonghwan Choi
Tel : +82-10-5082-9248
E-mail : kf2020@hanmail.net

**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**
Seonghwan Choi
https://orcid.org/0000-0002-5674-4207

**요 약**

본 글에서는 러시아의 우주위협 평가와 러시아-우크라이나 전쟁(러시아의 우크라이나 침공)의 우주전을 분석하고 양상에 대해 정리하였다. 우주전의 양상이 상용위성 또한 잠재적인 공격 대상이 될 개연성을 고려하여 우주기술 개발시 군용위성뿐만 아니라, 상용위성도 우주위협에 대비할 수 있는 우주기술을 개발하고 동일하게 적용해야 함을 제언하고 적용이 필요한 우주기술에 대해 열거하였다.

**Abstract**

In this article, Russia's space threat assessment and space warfare in the Russia-Ukraine war (Russian invasion of Ukraine) were analyzed and summarized. Considering the probability that commercial satellites will also be potential targets of space warfare, it is suggested that not only military satellites but also commercial satellites develop and apply space technology that can be applied equally to space threats when developing space technology. Necessary space technologies is listed.

**핵심어 :** 우주전, 우주기술, 우주위협, GPS 재밍, 사이버 공격, 인터넷 위성통신
**Keywords :** space warfare, space technology, space threats, GPS jamming, cyber attack, internet satellite communication

## 1. 서론

러시아-우크라이나 전쟁(러시아의 우크라이나 침공)은 지난 100년간 일어났던 전쟁의 종합판이다. 과거 전쟁에서 나타났던 모습들이 모두 등장해서다. 1940년대 제2차 세계대전 당시 독일이 기갑부대로 유럽 전역을 휩쓸었던 '전격전'과 양 진영 전투기간에 치열하게 벌어졌던 '공중전', 1970년대 캄보디아에서 자행된 '민간인 학살'과 미군이 베트남전에서 겪었던 '게릴라전', 그리고 1990년대 체첸전쟁에서의 격렬했던 '시가전' 등 20세기 전쟁 양상과 함께

2000년대 이라크전에서 등장한 압도적인 '정밀폭격'과 조지아전쟁에서 활발히 진행됐던 '심리전', 이스라엘의 시리아 폭격 당시 벌어졌던 '사이버전', 2010년대 미군이 오사마 빈라덴(Osama bin Laden) 제거를 위해 실시했던 '특수전'과 10년 후 가셈 솔레이마니(Qasem Soleimani) 제거를 위해 드론을 활용한 '유·무인 복합전'의 모습과 같은 현대전 양상도 보인다. 21세기 초반, 러시아는 '하이브리드전(Hybrid War)'이라는 군사적·비군사적 수단의 조합을 통해 목적을 달성하는 새로운 전쟁개념을 선보였고 이번 전쟁에서도 이 개념을 바탕으로 다양한 '작전'을 수행하고 있다. 이러한 시점에 우주위협에 대비할 수 있게 러시아의 우주위협 평가와 러시아-우크라이나 전쟁의 우주전을 분석하고 양상에 대해 정리하였다. 우주전의 양상이 상용위성 또한 잠재적인 공격 대상이 될 개연성을 고려하여 우주기술 개발시 군용위성뿐만 아니라, 상용위성도 우주위협에 대비할 수 있는 우주기술을 개발하고, 동일하게 적용해야 함을 제언하고 적용이 필요한 우주기술에 대해 열거하였다[1].

## 2. 러시아의 우주위협 평가

미 국방부 산하 국방정보국(Defence Intelligence Agency, DIA)이 최근 발간한 '2022년 우주안보도전(2022 Challenges to Security In Space)' 보고서에는 러시아는 미국의 위성 기술이 발전하고 위성에 대한 의존도가 높아지는 걸 역이용하려는 움직임이 있다고 분석했다. 보다 구체적으로 2020년대 중반에는 위성에 직접 타격을 가할 수 있는 지상기반 레이저를 사용할 가능성을 열어뒀다. DIA에 따르면 "러시아는 2018년 자국 우주군에 배치한 시스템을 포함해 이미 다양한 지상기반 레이저를 보유하고 있다고 밝혔고, 이중엔 위성 센서를 dazzling(눈부심, 촬영 거부)할 수 있는 장비도 있다."고 발표했다. 또한, 보고서는 "2030년이면 러시아는 이보다 고출력인 시스템을 배치할 수도 있다"면서 "이러한 경우 위협은 전기광학 센서뿐만 아니라 모든 위성의 구조물로 확장된다"고 했다. 그리고, 미국 국제전략문제연구(Center for Strategic & International Studies, CSIS)가 최근 펴낸 '우주위협 평가 2022(Space Threat Assessment 2022)' 보고서에 따르면 러시아는 우크라이나 침공시 GPS 재밍(jamming) 및 위성통신 전파방해가 계속되거나, 전쟁이 진행됨에 따라 증가하였다고 분석했다[2,3](Fig. 1).

Fig. 1. Up-to date space security / space threat analysis materials.

'우주위협 평가 2022'에 의하면 러시아는 2021년 저궤도(low earth orbit, LEO)에 대한 DA (Direct Ascnt)-ASAT(Anti-Satellite) 요격시험을 성공적으로 수행했으며, 지상기반 위성레이저거리측정(satellite laser ranging, SLR) 시설은 광학 이미지 위성의 센서를 dazzling시키는데 사용될 수 있으며, 전자전(electronic warfare, EW) 분야에서도 통신위성 및 GPS 수신기를 방해할 수 있는 다양한 시스템을 보유하고 있다고 평가하고 있다[4](Fig. 2).

## 3. 러시아-우크라이나 전쟁의 우주전 분석

### 3.1 통신분야: 러시아, 우크라이나 통신 · 인터넷 네트워크 물리적공격 자제

러시아-우크라이나 전쟁의 우주전 분석 중 통신 분야로 러시아군의 우크라이나 침공이 7주가 지나도록, 소셜미디어에선 파괴된 러시아군 탱크와 중화기에서부터 길거리의 수많은 민간인 시신들, 학살 현장, 병원·주거 단지 파괴 등 러시아군이 우크라이나에서 벌인 전쟁범죄의 모습들이 생생하게 전달됐다. 그래서 우크라이나가 군사력 열세에도 불구하고, 국제사회의 공분을 초래하는 소셜미디어 전쟁에선 압승했다고들 한다. 더 나아가, 우크라이나군은 인터넷으로 드론을 조종해 폭탄을 러시아군 장갑차·탱크 · 트럭에 투하하고, 볼로디미르 젤렌스키(Volodymyr Zelenskyy) 우크라이나 대통령은 텔레그램(telegram)으로 계속 국민에게 항전을 독려했다[5](Fig. 3).

하지만, 현대 전쟁에서 상대국 군대의 지휘·통신 체계를 마비시키기 위해, 전쟁 초기에 통신 · 전력 네트워크를 파괴하는 것은 상식이다. 게다가 러시아는 우크라이나의 통신·인터넷 서비스를 차단·교란할 수 있는 가공할 해킹 능력과 폭격 능력을 갖추고 있다. 실제로, 전쟁 초기에 러시아는 우크라이나 정부 시스템을 파괴하는 '와이퍼웨어(wiper malware)' 공격을 했고, 웹사이트 접속을 막는 디도스(Ddos) 공격도 했다. 또한 미국의 민간 통신위성인 비아샛(Viasat)을 사이버 공격해 서비스에 일부 지장을 초래했으나 제한적이었다. 그러나, 러시아군은 통신 · 인터넷 · 전력 네트워크를 근본적으로 파괴하는 물리적 공격은 자제했다. 러시아군은 자체 통신을 우크라이나 민간 통신 네트워크를 사용하고 있었고 러시아군의 작전에 우크라이나의 민간 통신 네트워크가 필요하기 때문이었다. 서방 군사 전문가들은 러시아군이 대부분

| | R&D | TESTING | OPERATIONAL | USE IN CONFLICT |
|---|---|---|---|---|
| LEO Direct Ascent | ▲ | ▲ | ? | ● |
| MEO/GEO Direct Ascent | ■ | – | – | ● |
| LEO Co-Orbital | ▲ | ▲ | – | ● |
| MEO/GEO Co-Orbital | ■ | – | – | ● |
| Directed Energy | ▲ | ■ | ? | ● |
| Electronic Warfare | ▲ | ▲ | ▲ | ▲ |
| Space Situational Awareness | ▲ | ▲ | ▲ | ? |

LEGEND: NONE ● SOME ■ SIGNIFICANT ▲ UNCERTAIN ? NO DATA –

Fig. 2. Russia space threat assessment [2].

Fig. 3. Ukrainian soldier is controlling a drone that will drop bombs on the Russian army while watching the screen through the Internet connected to a civilian news agency and Starlink [5].

특정 주파수 대역에서 암호화하지 않은 통신을 주고 받는다는 사실에 크게 놀랐다. 러시아군은 심지어 저가(低價)의 워키토키로 송수신했는데, 현대적인 군용(軍用) 통신 장비는 1초에도 수시로 주파수를 바꾸고 신호를 암호화한다. 우크라이나군은 전투 중에 열악한 러시아군 통신 주파수 대역에 헤비메탈 음악을 틀어 통신을 방해하거나, 통신 내용을 엿들었다. 러시아군의 작전 내용과 위치는 그대로 노출됐고, 지금까지 7명의 러시아 장군이 최전선에서 지휘하다가 숨진 배경엔 이 허술한 통신 탓도 있었다[6,7]. 그러다 보니, 러시아군은 민간 통신 네트워크에 의존하는 핸드폰에 매달렸다. 구글의 '위협분석그룹' 장인 셰인 헌틀리(Shane Huntley)는 폴리티코(Politico)에 "러시아군의 의도는 알 수 없지만, 작전을 하기 위해서라도 우크라이나의 민간 통신 네트워크가 필요했다"고 말했다[8].

### 3.2 인터넷 분야: 우크라이나, 미국 스타링크 서비스로 위성 인터넷 사용

러시아-우크라이나 전쟁의 우주전 분석 중 인터넷 분야로 우크라이나의 디지털 장관인 미하일로 페도로프(Mykhailo Fedorov)는 2월 26일 일론 머스크(Elon Musk)에게 트위터로 "당신이 화성을 식민지화하려는 동안, 러시아가 우크라이나를 점령하려고 한다고! 당신의 왕복 로켓이 우주에서 지상에 착륙하는 동안, 러시아 로켓이 우크라이나 민간인들에게 쏟아지고! 우크라이나에 스타링크 서비스를 제공하고, 제정신인 러시아인들도 푸틴(블라디미르 블라디미로비치 푸틴, Vladimir Vladimirovich Putin)에게 맞서게 좀 해주시오"라고 요청했다[9-11]. 다음날 머스크는 "스타링크 서비스는 이제 우크라이나에서 사용 가능하고, 더 많은 (수신기) 터미널이 가고 있소"라고 트윗했다. 이후 5,000개의 인터넷 수신을 위한 안테나 접시 모양의 터미널이 우크라이나에 제공됐고, 이 중 1,330개의 터미널 비용을 바이든 행정부가

Fig. 4. Terrestrial reception terminal/Starlink for Starlink satellite internet service provided by Elon Musk.

지불했다. 민간 통신서비스가 차단돼도, 통신 단절이 일어나지 않도록 한 것이다. 이처럼 우크라이나는 미국 스타링크 서비스로 위성 인터넷을 사용하여 우주정보지원을 받고 있다[5,12](Fig. 4).

### 3.3 GPS 재밍: 러시아, 우크라이나 침공일부터 본격적인 GPS 재밍공격 실시

2022년 2월 23일, NSSA(National Sequrity Space Association) 주최의 Defense And Intelligence Space Conference에서 크리스토퍼 스콜스(Dr. Christopher Scolese) 미국 국가정찰국(National Reconnaissance Office, NRO) 장관이 “러시아가 우크라이나 침공을 위해 위성을 과녁에 두고 통신 및 GPS 재밍(jamming) 공격을 가할 수 있다”고 경고했다. 스콜스 장관은 러시아가 구체적으로 어떤 행위를 할지는 언급하지 않았지만, 과거의 행동을 토대로 추측하기가 쉽다며, “예를 들어, 러시아는 이미 위성에 GPS 재밍 행위를 하고 있습니다”라고 언급하고 있고, GPS 재밍 가능성이 제기되고 있다. 스콜스 장관은 정부가 운용하고 있는 인공위성뿐만이 아니라, 민간의 위성도 러시아에 의한 공격의 표적이 될 가능성이 있다고 지적하고 있어, “중요한 것은 러시아가 효과적인 사이버 공격자인 것을 알고, 시스템을 안전하게 보호해, 주의 깊게 감시하는 것입니다”라고 위성 운영자에게 경고했다. 이처럼 러시아는 GPS 재밍으로 GPS 시스템 혼란은 물론, 위조된 위치 확인, 항법, 타이밍(PNT) 데이터를 이용해 미국 GPS 사용자를 속일 수도 있는데, GPS가 완전히 정지해 버리면 항공기, 배, 군수품, 육상 차량, 지상 부대를 포함한 모든 군사 활동에 대혼란을 초래할 수 있다. 최근 러시아는 우크라이나에 대해 몇 년 동안 GPS 재밍을 실시했고, 러시아가 우크라이나를 침공한 날부터 본격적인 GPS 재밍공격을 했다[6](Fig. 5).

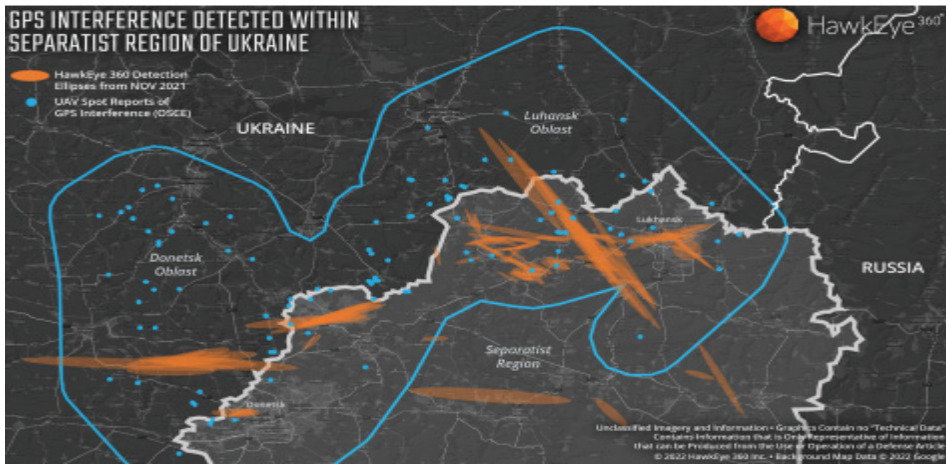



Fig. 5. Russia jammed GPS for NATO.

### 3.4 사이버공격: 러시아, GPS/상업위성통신 신호교란용 사이버 공격 시도

러시아와 우크라이나 전쟁을 계기로 인공위성과 이를 기반으로 하는 통신망의 보안과 복원력의 강화가 필요하다는 주장이 힘을 얻고 있다. 러시아의 침공 전후로 우크라이나와 주변 지역에 공급되는 GPS와 상업 위성통신의 신호를 교란하는 사이버 공격이 있었고, 그 배후에 러시아의 사주를 받은 해커집단이 있다는 주장이 제기되었다. 실제로 개전 초반 미국의 통신기업 비아샛이 운용하는 통신위성 KA-샛(KA-SAT)의 기능이 한동안 마비됐고, 그 결과 이 위성과 연결되어 우크라이나와 주변 나라에 설치된 다수의 위성통신용 모뎀이 먹통이 됐다. 그리고 해당 위성을 이용해 풍력 발전용 터빈을 작동시키는 독일의 에너지 회사 에너콘도 피해를 본 것으로 알려졌다. 또한, 스페이스X의 '스타링크' 우주 인터넷도 공격의 대상이 됐다. 러시아의 공격으로 파괴된 우크라이나의 통신망 복원을 위해 스타링크 서비스를 무상으로 제공한 일론 머스크는 5일 트위터를 통해 "(우크라이나) 전투 지역 근처의 몇몇 스타링크 단말기들이 몇 시간 동안 동시에 전파 방해를 받았다"면서 "전파 방해를 피할 수 있도록 최신 소프트웨어 업그레이드를 했다."고 전했다[6,12](Fig. 6).

Fig. 6. Russian cyberattacks.

# 4. 러시아-우크라이나 전쟁의 우주전 양상

## 4.1 러시아, 우크라이나 접경지역 정찰위성에 대한 재밍으로 탐지마비 시도

지난 '21년 7월 25일, 다수의 러시아 언론은 ESA의 센티널-1 위성이 우크라이나 인근 로스토프 온 돈(Rostov-on-Don) 남부지역을 스캔하던 중 반복적으로 전자전 공격을 받았다고 보도했다. 그동안 러시아는 인공위성을 활용한 서방세계의 첩보 활동에 대해 민감하게 반응한 것은 물론 정보수집 활동을 방해하기 위해 다양한 방법을 동원해 왔다. 하지만, 여러 정보를 교차 검증한 결과 이번 ESA의 센티널-1 위성에 대한 러시아의 전파 교란(SAR 위성 재밍)은 지금까지와는 비교 불가능한, 가장 강력하고 독특한 형태인 것으로 일시적으로 위성의 탐지능력을 마비시켰기 때문이다. 국적을 초월한 집단지성을 추구하는 트위터 OSINT(Open Source INTelligence: 공개출처정보) 전문가들은 러시아가 5.405 GHz 대역의 새로운 위성교란 전자전 시스템을 시험하고 있으며, 구체적 성과를 거두고 있다는 데 의견을 일치했다. 이제 러시아가 마음만 먹으면, 언제든 러시아 영공을 통과하는 서방세계 인공위성을 무력화시킬 수 있는 능력을 갖추게 됐다는 것을 증명하는 것으로, 특히 전파 교란이 일어난 우크라이나 인근 로스토브 온 돈 남부지역은 최근 러시아군의 대규모 이동과 재배치로 인해 군사적 긴장감이 고조되고 있는 지역이다. 이 때문에 일부 군사전문가들은 러시아가 본격적인 군사행동에 앞서 인공위성을 활용한 서방세계의 조기경보 및 감시체계를 무력화하려는 단계적 도발이 아닌지 의심하고 있다[7](Fig. 7).

## 4.2 우크라이나, 미국의 위성 지원을 받아 우주기반 영상정보 수신

미국 '워싱턴포스트(The Washington Post)'에 따르면 미하일로 페도로프(Mykhailo Fedorov) 우크라이나 부총리(디지털혁신부 장관)가 실시간 고해상도 위성 이미지를 요청한 업체 가운데 미국과 유럽 기업 총 5곳이 위성 영상을 공개하고 있다. 영상 이미지를 촬영하는 위성은

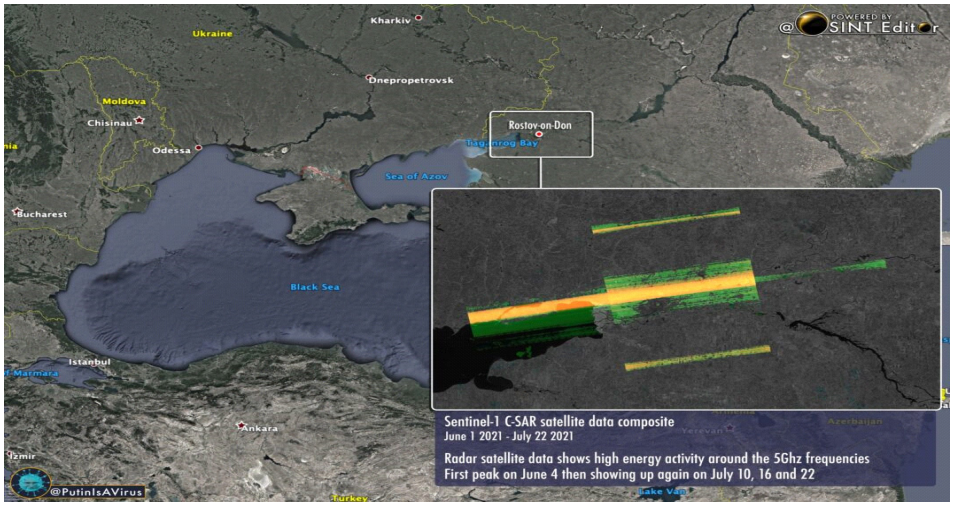



Fig. 7. Russian jamming evidence of the European Space Agency's Sentinel-1 radar imaging satellite released by Russian scientists and the media.

크게 두 가지로 분류할 수 있다. 합성 개구면 레이더(synthetic aperture radar, SAR) 위성은 물리적 특성을 감지하기 위해 지구 표면에 마이크로파 레이더 신호를 보낸다. 마치 박쥐가 어둠 속에서 탐색하는 것과 유사한 방식으로, 신호를 보내고 반사돼 돌아오는 신호를 통해 지구 표면의 소규모 움직임을 포착하고 매핑(mapping)하는 기술이다. 광학영상으로는 불가능한 야간은 물론, 구름과 연기도 꿰뚫고 촬영할 수 있어 구름이 자주 끼는 우크라이나 기상 조건에서 특히 요긴하다. 군사적 이동이나 장비 활동, 연료 보급 작업과 관련된 정보를 수집할 수 있다. 카펠라스페이스(Capella Space), 아이스아이(ICEYE), 에어버스(Airbus) 등이 SAR 위성을 사용하고 있다. 기존 광학영상 위성은 가시광선, 근적외선, 단파장 적외선 센서를 사용해 이미지를 생성한다. 플래닛랩스(Planet Labs)와 맥사테크놀로지스(MAXAR Technologies) 위성이 여기에 해당한다. 우크라이나 상황을 관측 중인 월드뷰(WorldView)-1, 2, 3 위성은 2007년 이후 발사돼 고도 496~770 km에서 작동하고 있으며, 지표면에 있는 약 30 cm 크기의 물체까지 구별할 수 있다[8](Fig. 8).

### 4.3 러시아, 우크라이나에서 GPS 재밍, 위성통신방해, 인터넷폐쇄, 전자공격 감행

러시아군은 GPS 재밍(jamming) 및 기타 형태의 전자 공격을 전쟁 초기 적극적으로 수행했는데, 특히, 전파방해 장비를 군대가 먼저 집결하는 지역에 배치하여 운영하기도 했다. 구체적으로 알아보면 러시아는 우크라이나 침공이 시작되기 전인 2022년 2월 24일에는 우크라이나 지역 전체에 GPS 신호 재밍을 실시한 바 있고, 러시아군이 조기경보통제기나 정찰 위성과 같은 정찰감시 수단의 SAR 레이다를 재밍하기 위해 개발한 크라슈하(Krasukha)-4와 통신 방해를 위해 개발된 R-330ZH 지텔(Zhitel)을 우크라이나 접경에 배치하였다. 또한, 러시아군에 2015년부터 배치되기 시작한 보리소글렙스크(Borisoglebsk)-2 다목적 전자전 차량도 배치해 운용했다[9](Fig. 9 and 10).

Fig. 8. Worldview-2 satellite image of Ukraine's Antonov Airport, with buildings and fuel tanks engulfed in flames [Maxa Technologies].

Fig. 9. Russian Electronic Warfare Assets. Russian SATCOM (Satellite Communication) jammer (left) Krashuka-4 jammer (right).

Fig. 10. Russian Army's newest Borisoglebsk-2 electronic warfare vehicle.

### 4.4 스타링크를 중심으로 한 저궤도 위성인터넷 서비스 효과성에 주목

그동안 스타링크 위성들은 밤하늘의 천문 관측에 방해가 된다는 이유로 천문학자들의 우려를 샀던 것이 사실이다. 하지만, 위급한 상황에는 위성 인터넷이 효과적일 수 있다는 것을 이번에 제대로 보여준 것이다. 스타링크 위성의 무게는 227 kg으로 1만 2,000여 개의 위성을 지구 저궤도인 550 km에 띄워 전 세계의 인터넷망을 촘촘히 연결하는 것을 목표로 한다. 현재까지 약 2,000여 개의 위성을 지구 저궤도에 쏘아 올렸으며, 서비스를 이용하려면 위성의 통신 신호를 받을 수 있도록 소형 안테나와 무선 인터넷 액세스포인트(AP) 역할을 하는 셋톱박스가 있어야 한다. 안테나와 셋톱박스만 있으면, 광통신망이나 기지국, 중계기 등의 인프라 없이도 전 세계 어디에서도 무선 통신이 가능해진다. 2020년 10월 베타 서비스를 시작한 이후 올해 1월 기준으로 14만 5,000명이 스타링크 서비스를 이용하고 있다. 이번 우크라이나 전쟁으로 스타링크를 중심으로 한 저궤도 위성 인터넷 서비스가 더욱 주목받게 되었고, 위성 인터넷의 등장으로 현대전에서 외부와의 연결은 이제 더 이상은 막을 수 없는 일이 되었다 [10](Fig. 11).

Fig. 11. Low Orbit Satellite Internet Service. (left) Destroyed Ukrainian telecommunication facility (right) Starlink satellite dish.

### 4.5 민간 지구관측위성으로 촬영한 러시아군 관련 고해상도 사진 일반공개

우크라이나의 부총리 겸 디지털혁신부 장관인 미하일로 페도로프는 러시아의 침공이 시작되자 플래닛랩스(Planet Labs), 맥사테크놀로지스(Maxar Technologies), 에어버스SAS(Airbus SAS), SI이미징서비스(SI Imaging Services, SIIS), 블랙스카이글로벌(BlackSky Global), 아이스아이(Iceeye), 스페이스뷰(SpaceView), 카펠라스페이스(Capella Space) 등 위성기술을 보유한 민간기업들에 위성 이미지 공유를 촉구하는 탄원서를 보냈다. 적시에 자료를 제공받아 전략적으로 활용하기 위해서다. 실시간으로 전체 상황을 들여다볼 수 있다면 군대 이동이나 증강, 난민 흐름 등을 파악하는 주요한 정보원으로 활용이 가능하다. 특히 불빛이 없는 야간에는 위성 이미지를 통해 러시아군의 이동과 전황을 파악하는 것이 필요하다. 민간 위성기업들은 지구관측 위성으로 촬영한 러시아군 관련 고해상도 사진을 연이어 공개하고 있는데, 이 이미지가 일반에 공개되고 인터넷에 게시되면서 전쟁에 관한 실시간 미디어가 형성됐다. 러시아의 공격으로 우크라이나 수도 키이우가 무참히 폭격당한 모습이 위성사진으로 생생히 포착되거나, 도심 곳곳은 물론, 국경지대에서도 화염과 연기가 피어오르는 위태로운 상황이 일반에 공개되었다. 과거에는 이러한 장면을 미국 CIA(중앙정보국) 같은 국가정찰국이 비밀리에 촬영했다면 이제는 위성기술을 보유한 민간기업이 고화질 이미지로 촬영하고 있다. 사실상 전쟁상황이 생중계되는 셈이다(Fig. 12).

이번 러시아-우크라이나 전쟁에서는 구글맵으로 우크라이나 국경지역에서 러시아군의 대규모 차량이동을 확인하고, 민간 소형위성군을 활용하여 24시간 우크라이나에 대한 위성감시가 가능했다. 특히, 민간 소비자에게 90분 이내 해당 영상 이미지 제공이 가능할 정도로 인공지능 기술 발전으로 위성 이미지를 근실시간으로 분석지원되었다. 특히, 이번 러시아-우크라이나 전쟁에서 특이한 점은 기존의 군사용으로만 사용되었던 SAR 위성이 민간분야에도 활용되면서 우크라이나의 기상이 좋지않은 낮(80%가 구름에 덮여 있는 상황)과 야간에도 러시아군대의 이동을 감시할 수 있게 SAR 위성영상이 활용되었다는 점이다(Fig. 13 and 14).

Fig. 12. SAR high resolution satellite image of Ukraine. SAR, synthetic aperture radar.

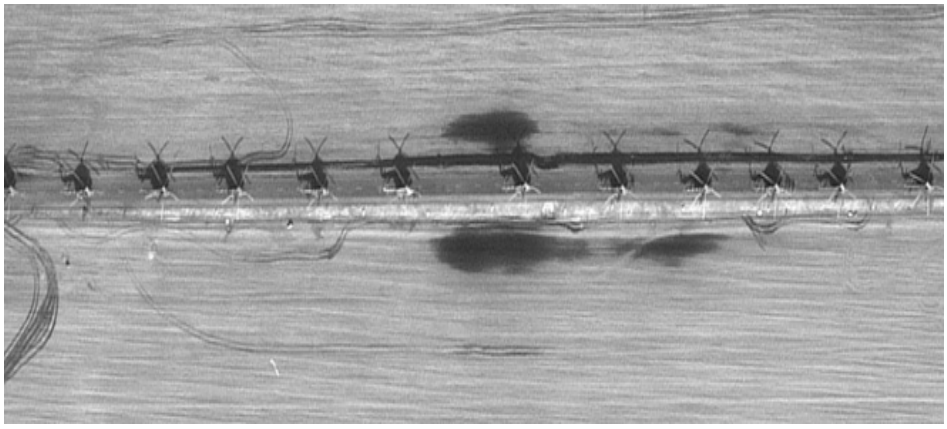


Fig. 13. SAR satellite sensor image (exhibits Russian military movement status). SAR, synthetic aperture radar.

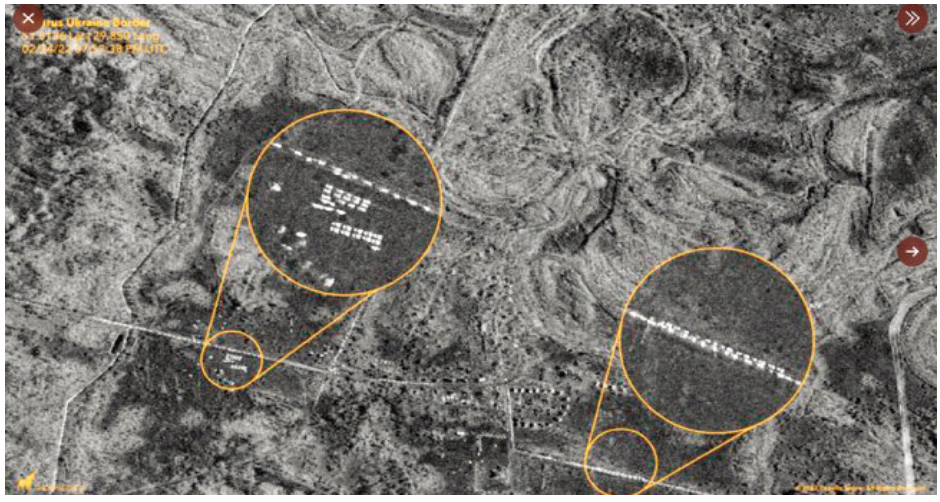


Fig. 14. Synthetic aperture radar (SAR) image of the Belarus–Ukraine border released on February 24 by Capellaspace [Capella Space].

## 5. 결론

지금까지 본 글에서는 러시아-우크라이나 전쟁(러시아의 우크라이나 침공)의 우주전 분석 및 양상에 대해 알아 보았다. 본인은 우주전의 양상이 상용위성 또한 잠재적인 공격 대상이 될 개연성을 고려하여 우주기술 개발시 군용위성뿐만 아니라, 상용위성도 우주위협에 대비할 수 있는 우주기술을 개발하고 동일하게 적용해야 함을 제언하고, 적용이 필요한 우주기술에 대해 열거하였다.

### 5.1 잠재적 우주위협에 대응가능 위성 자체방어 우주기술 개발적용 필요

최근 우주위협 사례로 러시아는 지상형 SAR 재머로 우크라이나 정부군/나토군 C4I 체계 교란(2015~16년)하거나, 유럽(ESA) 정찰위성을 재밍(jamming)하여 촬영을 거부(2022년)하였으며, 중국은 위성레이저 거리측정기(지상 레이저 시스템)로 중국본토 상공을 통과하는 미국과 프랑스 위성에 대한 재밍(dazzling: 눈부심, 촬영거부)을 시도(2005~6년)하였다. 또한, 인도-중국 위기 상황간 중국 지상군 이동상황을 촬영 거부하기 위해 지상 이동형 위성 재머를 인도 접경지역에 배치(2020년)하기도 했다. 이러한 배경에 미 정보국(DIA)은 “중국은 2020년대 중반에서 후반에 이르기까지 미국 위성에 대한 위협을 확대하기 위해 더 높은 전력의 지상 레이저 시스템을 배치할 수 있다”고 경고했고, 나아가 “정찰위성도 계속 우주로 발사해 1월 현재 250개 이상의 위성이 구축돼 있다”며 “이는 미국에 이어 세계에서 두 번째로 큰 규모”라고 설명했다. 이어 “특히 정찰위성 대부분은 인도 태평양 지역 전역에서 미군과 연합군을 감시하고 한반도와 대만, 남중국해를 비롯한 분쟁 잠재지역을 감시할 수 있다”고 덧붙였다. 러시아의 경우는 미국이 우주 산업과 관련해 자신들에게 의존하는 것을 아킬레스건으로 삼는 상황으로, 당장 우크라이나 전쟁에 대러 제재가 이행되는 상황에서 미국 우주인이 지구로 귀환할 때 러시아 소유스선을 타고 돌아오는 등 미국은 러시아의 도움이 필요한 상황으로, DIA는 “러시아는 미국의 우주 기반 서비스를 무력화하거나 미국 요청을 거부하기 위한 우주 시스템을 구상하고 있다”며 “러시아도 2020년대 중후반 미국 위성에 큰 피해를 줄 수 있는 지상 레이저를 활용할 것”이라고 전망했다. 이어 “2030년까지 모든 인공위성에 위협을 가하는 고출력 레이저 무기를 배치할 수도 있다”고 덧붙였다[10]. 이처럼 중국과 러시아의 우주위협은 가까운 미래에 우리의 우주자산에게 위협이 될 수 있다. 즉, 분쟁국 상공을 통과하는 아측 위성(SAR/EO 정찰위성)에 대한 추적 및 지상 SAR 재머 공격 혹은 레이저 공격(dazzling 눈부심, blinding 눈을 멀게 함)으로 아측 위성의 적성국 정찰에 대해 거부 개연성이 상존한다. 아래 그림은 가장 가능성이 높은 우주위협 유형으로 재밍(jamming)에 의한 공격 가능성이 높을 것을 확인할 수 있다(Fig. 15).

지상에서 우주공간으로 공격에 대한 대응 시나리오를 상정해 지상 고출력 레이저로 위성의 센서를 dazzling(눈부심)/ blinding(눈을 멀게 함)하여 촬영거부를 시도할 시 방어할 수 있는 우주기술의 개발적용이 필요하다. 이에 대한 방어기술은 탑재체 센서에 대한 필터링, 차단막 작동(filtering & shuttering)기 설치가 있고, SAR 재밍(jamming)의 경우 재밍신호 차폐를 위해 안테나 빔 패턴의 Nulling(널링, null-steering 기법), 적응 필터링과 위성본체에 대한 전자기 차폐(shieldling) 등의 방안이 있겠다. 대위성 미사일(ASAT)의 최종요격 접근시에는 최종적으로 추력기를 사용하여 공격을 회피하는 우주기술 적용도 필요하다(Fig. 16).

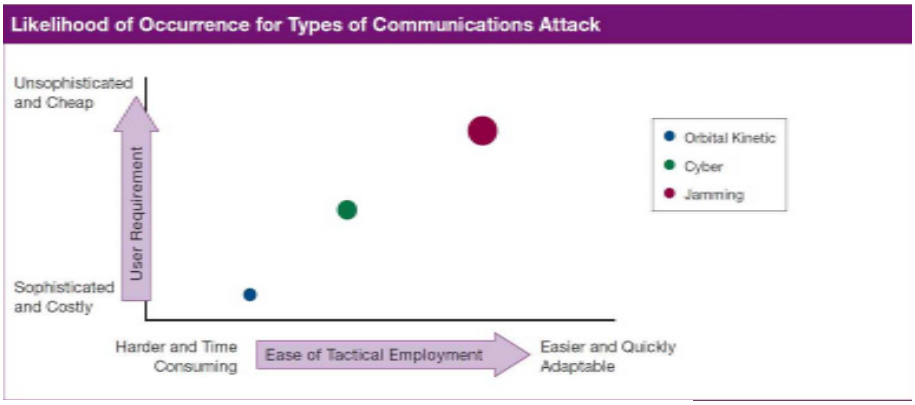



Fig. 15. Likelihood of occurrence for types of communications attack.

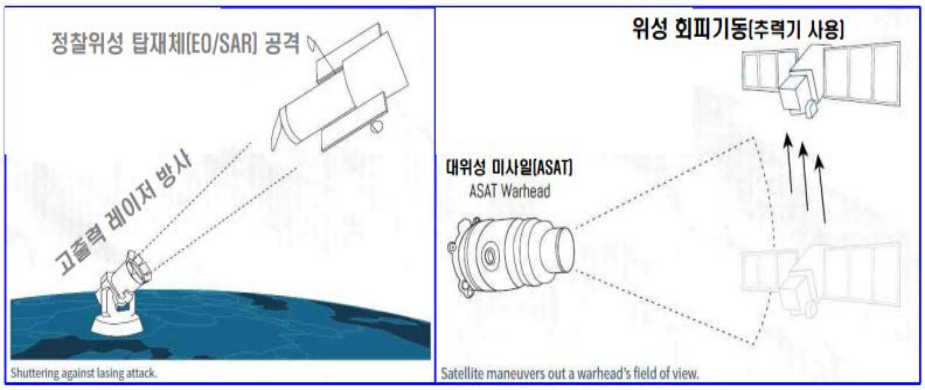



Fig. 16. Response scenarios for attacks from ground to orbiting satellite.

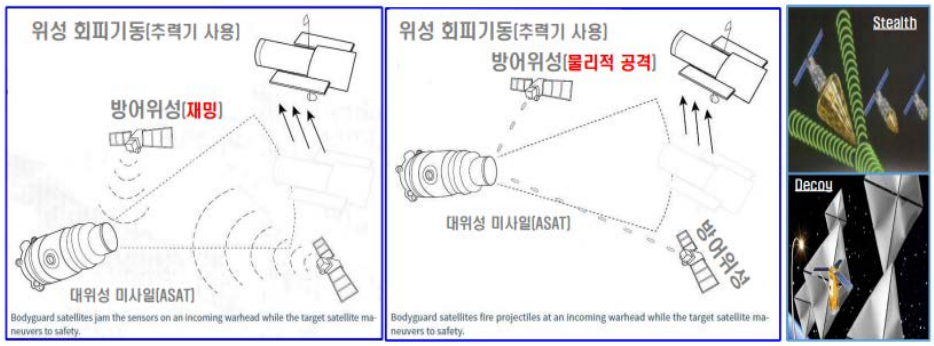



Fig. 17. Response scenarios for attacks from orbital warfare.

우주 공간 上 공격에 대한 대응 시나리오로 我 위성 활동 탐지/추적 시에는 위성을 최대한 RF/IR 센서에 발견되지 않게 Stealth 기술을 적용하여 설계하고, 궤도 정보 등을 비공개하거나, 궤도를 수시로 변경하는 등 기만(deception) 기법을 적용하여 운영하는 것을 고려해야 한다. 또한, 물리적인 대위성미사일(anti-satellite, ASAT)로 위성요격에 대비하여 전자기 기만기(Electro-magnetic Decoy) 탑재도 고려해 볼 필요가 있다. 최악의 경우, 대위성 미사일(ASAT)로 위성 요격 시에는 방어위성에 의한 ASAT 재밍(jamming)이나 목표위성이 직접 추력기를 사용해 회피기동을 실시하는 상황까지 고려해야 한다(Fig. 17).

### 5.2 전자공격/GPS 재밍/사이버공격에 대비가능 보안기술 적용필요(지상체)

우크라이나 전쟁 발발 이후 미국은 자국 인공위성의 보안 강화를 위해 적극적으로 움직였다. 국토안보부 내에서 사이버 보안을 담당하는 '사이버 보안 및 인프라 보안국'(Cybersecurity & Infrastructure Security Agency, CISA)은 지난 17일 자국 인공위성 운영사들에 보낸 공개 협조문에서 "평상시보다 더욱 민감하게 통신망의 상태를 관찰해달라"며 "아주 작은 이상 징후라고 발견되면 바로 상황을 공유해 달라", "접수된 내용에 대해서는 미 CISA와 FBI(Federal Bureau of Investigation)가 공동으로 사이버 보안 경보를 발령해 다른 업체들이 이에 신속히 대처할 수 있도록 하겠다"라고 했다. CISA는 업체들이 각별히 주의해서 지켜봐야 하는 '이상 징후'도 공유했다. 여기에는 FTP(file transfer protocol)처럼 보안이 취약한 프로그램을 통해 위성통신망에 접속하는 경우와 위성통신망을 통해 통상적으로 예상외로 네트워크를 접속하는 경우, 위성통신망을 통해 비공개된 그룹의 위성통신 네트워크를 접속하는 경우, 통신위성 네트워크에 강제적인 접속을 시도하는 경우가 포함됐다. 러시아-우크라이나 전쟁 이전에도 미국은 민간 인공위성의 보안을 강화하기 위해 다양한 정책을 추진해왔다. 대표적인 것이 미 우주군이 올해 1월부터 시행한 '인프라 자산에 대한 사전평가 프로그램'(Infrastructure Asset Pre-Assessment Program, IA-PRE)이다. 이 제도에 따르면 미국 연방정부 및 군은 자신들에게 적용되는 최고 수준의 사이버 보안력을 인증받은 인공위성 운영사와만 거래를 할 수 있다. 철저한 검증을 위해 18개 분야에 900개 이상의 세부 평가대상을 지정했다. 미 우주군이 자국 인공위성이 적국에 의해 공격당한 상황을 가정한 시뮬레이션 훈련도 정기적으로 실시하고 있다. 이를 통해 미군의 위성이 누군가에 의해 격추되거나 원하는 대로 작동하지 않는 경우 어떻게 대응할지에 대해 훈련하고 있다[11]. 이와 관련 한반도 분쟁시 적성국의 전자전 무기에 의한 아측 위성에 대한 전자/통신공격의 양상을 고려해 아측 위성(up/downlink 신호)에 대한 재밍(jamming) 등에 대비할 수 있는 보안기술 개발에 꾸준한 투자가 필요하다[13](Fig. 18).

또한, GPS 재밍(jamming)과 한국 우주체계의 위성-지상통제소에 대한 사이버(해킹 등) 공격대비를 위한 기술적인 투자를 철저히 해야 한다. 인공위성에 대한 보안 강화가 필요한 이유는 크게 세 가지다. 우선 뉴스페이스 시대의 도래와 함께 우주로 발사된 인공위성의 수가 최근 몇 년 새 급격히 증가했고, 이것이 국가안보와 산업에 미치는 영향도 커졌기 때문이다. 두 번째 이유는 경제성과 효율성 등의 이유로 정부와 군의 민간 위성 사용이 증가하고 있다는

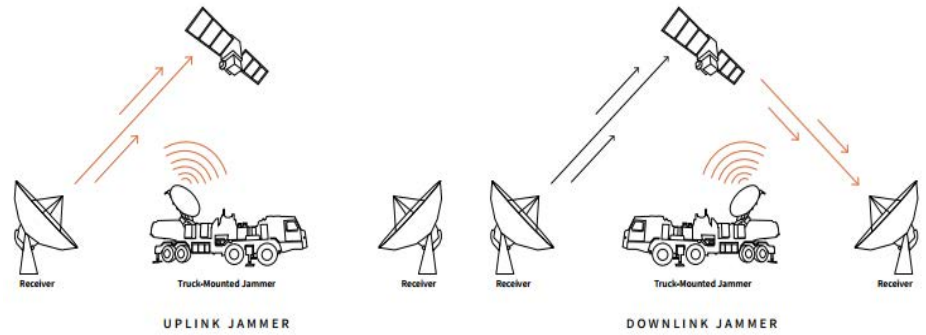



Fig. 18. Uplink and downlink jamming are two forms of electronic counterspace attack [2].

것이다. 군사위성과 민간 위성을 통합 운용하는 '하이브리드 전략'을 통해 지구관측과 통신, 첩보의 정확도를 높이려는 국가와 기관이 늘어나고 있다. 이러한 상황에서 정부나 군 위성보다 상대적으로 보안성이 취약한 민간 위성에 문제가 발생하면 그 피해는 공공 시스템으로 확대될 수밖에 없다. 마지막 이유는 인공위성이 '무기화' 될 수 있다는 우려 때문이다. 만약 누군가 악의를 갖고 특정 국가의 인공위성을 해킹해 통제권을 확보한 후 고의로 경쟁국의 위성과 충돌시키면 이는 최악의 경우 양국 간 외교·군사적 갈등의 단초가 될 수 있다. 더불어 불필요한 우주 쓰레기를 만들어 전 세계에 민폐를 끼칠 수도 있다[6,12](Table 1).

### 5.3 군용 위성, 생존성 향상 우주장치 개발탑재 필요

러시아는 우크라이나 침공에 NATO가 전쟁에 개입시, EU GPS 위성체계(Galileo)에 대한 공격을 경고하였다. 이러한 러시아의 사이버 공격은 NATO 국가들의 위성통신체계에 손상을 유발시킬 수 있다. 이와 관련 잠재적인 우주위협에 대비하기 위해 군 위성에는 공격받은 상황을 기록하는 장치 탑재를 고려할 필요가 있다. 또한, 우주공간에서 킬러위성의 접근이나 공격 의도를 사전에 인지할 수 있게 SAR 재밍(jamming)이나 고출력 마이크로웨이브 공격을 경보하기 위한 위성탑재 레이더경보수신기(radar warning receiver, RWR)와 고출력 레이저에 의한 SAR 정찰위성 EO/IR 재밍(jamming) 등의 경보를 위한 위성탑재 레이저경보수신기(laser warning receiver, LWR)를 장착하여 생존성을 향상할 필요가 있다. 또한, 군 위성은 평시 궤도정보 노출을 최소화하기 위해 위성 추적시에만 활성화(잠망경)하는 위성용 레이저 반사경을 개발하여 운영하는 것도 제안해 본다(Fig. 19).

Table 1. Examples of cyber attacks on space systems

| 연도 | 주요 내용 | 피해 기관 |
|---|---|---|
| 07/08년 | 미국 랜드샛-7 지형분석 위성 사이버 공격시도 (12분 이상 간섭) | 노르웨이 지상통제소 |
| 08년 | 미 항공우주국(NASA)의 지형감시위성 사이버 공격(관제권 획득) | 미 항공우주국(NASA) |
| 09/11년 | 22 GB 용량의 데이터가 중국 IP로 전송('09년)/18개 서버 접근('11년) | 미 제트추진연구소(JPL) |
| 14년 | 위성정보 및 기상체계 사이버 공격(이틀간 체계 다운) | 미 국립해양대기국(NOAA) |
| 17년 | 정부 고위급 화상회의가 중국 해커의 공격에 노출 (4-5분간) | 인도의 사이버 보안대 |
| 18년 | 위성을 관제하는 컴퓨터를 감염 | 미국 소프트웨어 기업 |

Fig. 19. Radar warning receiver & laser warning receiver for satellite.

## 5.4 위성통신의 군사적 활용증대에 따른 복원력 방안 우주기술 발전 필요

스타링크는 러시아의 침략 전에 우크라이나에서 서비스를 하고 있지 않았다. 하지만, 민간인 보호를 위한 통신수단이 필요하다는 우크라이나 정부의 요청을 받아들여 스페이스X는 우크라이나에서 서비스를 긴급하게 시작했다. 우크라이나에서 스타링크 서비스를 요청한 이유는 통신 인프라 시설의 파괴로 전쟁에서 민간인이 위급 상황에 제때 대처하는 것이 어려워졌기 때문이다. 평상시에도 개인과 세상을 연결해 주는 인터넷은 중요하지만, 전장에서 인터넷 연결과 통신망 제공은 헤어진 가족, 부상자를 찾거나 전쟁의 진행 상황을 실시간으로 국민들이 공유하고, 올바른 정보를 전 세계에 알리기 위해서 반드시 필요하다. 사실, 이번 전쟁이 길어지고 있는 큰 원인 중 하나는, 러시아의 의도대로 초기에 통신망을 마비시켜서, 전장의 실상을 외부에 알리지 못하도록 하는 것에 실패한 까닭도 있을 것이다[7]. 앞으로 전쟁에서 인터넷 위성통신의 군사적 활용 증대가 예상됨에 따라 인터넷 서비스를 지속적으로 제공하기 위한 안테나와 셋톱박스에 공급할 전력이 필요하다. 전장에서 안정적인 전원을 확보하는 일은 쉬운 일이 아니다. 전력을 얻기 위해서 이동형 태양광 패널과 배터리 팩, 디젤엔진을 사용하는 이동형 발전기 등을 활용하는 대안을 생각해 볼 필요가 있다. 이처럼 향후 한국도 저궤도 인터넷 통신위성 구축시 적 공격에 손실하게 될 경우에 대비한 복원력 방안을 강구하는 우주기술 발전도 필요해 보인다. 이러한 복원력 방안은 신속하게 위성을 우주공간에 투입할 수 있는 것으로 한반도의 지리적 여건(발사각 및 발사장소 제한)을 고려시 공중 및 해상발사체에 대한 투자가 필요함을 강조한다(Fig. 20).

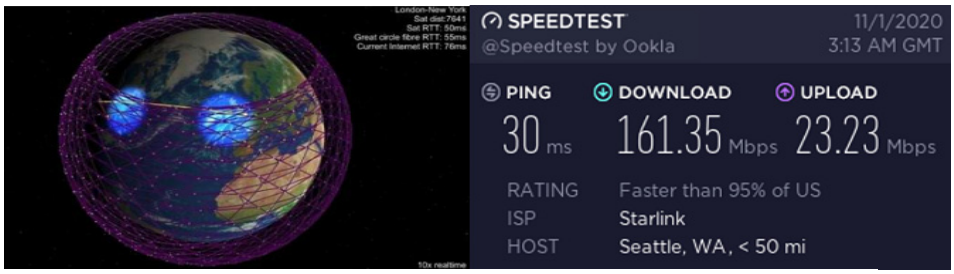



Fig. 20. Starlink Internet Servive. Starlink orbit (left) and internet service speed (right).

## 감사의 글

본 글은 우주산업 분야 민 · 군 협력 체제 강화의 필요성에 대한 공감대를 형성하기 위해 작성하였으며, 공군 우주전력 소요를 구상하거나 우주전력 소요제안서 작성간 도움이 되는 '우주기술과 응용' 저널지에 감사하고자 한다.

## References

1. Weeden B, Samson V, Global counterspace capabilities 2022 (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://swfound.org/counterspace/
2. Harrison T, Johnson K, Young M, Space threat assessment 2022 (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://www.csis.org/analysis/space-threat-assessment-2022
3. Defense Inteligence Agency, 2022 Challenges to security in space, space reliance in an era of competition and expansion (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://www.dia.mil/Military-Power-Publications/
4. Yoo SK, Russia-Ukraine war from the perspective of military operations (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://kookbang.dema.mil.kr/newsWeb/20220413/7/BBSMSTR_000000010026/view.do
5. Lee CM, Drone bombing, live broadcast of massacre... Why are Ukrainian telecommunication services working? (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://www.chosun.com/international/europe/2022/04/13/DMQ4L5PHFBEX7OBYE3VKSVJ37E/?utm_source=daum&utm_medium=referral&utm_campaign=daum-news
6. Eyefun, It could even attack satellites for Russia's invasion of Ukraine... (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://eyefun.tistory.com/667
7. Hwang JA, Satellite internet 'Starlink' shines on the battlefield in Ukraine (2020) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://news.v.daum.net/v/20220328190024530
8. Park SS, Cyberattacks targeting artificial satellites are becoming a reality (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://news.v.daum.net/v/20220325091752213
9. Kookbangilbo, Universe! Are you okay··· (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://kookbang.dema.mil.kr/newsWeb/20211222/1/BBSMSTR_000000010443/view.do
10. Lee JR, Satellite image to broadcast live Ukrainian tragedy: Planet Labs, Maxa Technologies, SpaceX··· Modern warfare is a satellite technology war (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://weekly.donga.com/3/all/11/3272350/1
11. Go DY, U.S., China, Russia Star Wars intensify in Ukraine war... "Deployment of satellite attack weapons" [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://m.etoday.co.kr/view.php?idxno=2123618
12. Guk NP, Musk's Ukrainian space internet emergency support 'behind the scenes' (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://news.v.daum.net/v/20220314100605782

13. Hill J, Jewett R, Cybersecurity US Space Force to kick off IA-PRE program in January 2022, via satellite news (2021) [Internet], viewed 2022 Feb 8, available from: https://www.satellitetoday.com/cybersecurity/2021/10/07/us-space-force-to-kick-off-ia- pre-program-in-january-2022/

## Author Information

**최 성 환** Kf2020@hanmail.net

공군사관학교에서 1994년도에 외국어학 학사학위를 취득하였으며, 2015~2017년 동안 합참 전력기획부에서 근무하면서 군정찰위성 사업을 담당하였다. 2017~ 2021년 공군본부 우주센터에서 우주전력발전과장으로서 초소형위성체계, 한국형위성항법체계(KPS) 등 우주전력 소요를 제안하였고, 우주정보상황실장으로서 중국 창정5B 로켓 추락과 같은 우주위험 상황에 대응하였다. 2021년부터 현재까지 우주센터장 직을 수행하며, 공군 우주력 발전을 위해 노력 중이다.

# *JSTA* 투고규정

1. *JSTA* 는 연간 4회 (2월, 5월, 8월, 11월 말일) 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

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
https://www.jstna.org

# 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.

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
https://www.jstna.org

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

**Manuscript Title**: _____

_____

## COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

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

## DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

## DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

**Corresponding Author** E-mail: _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

## 우주기술과 응용 배포기관

1 가스로드
2 경희대학교
3 공군 우주발전처원
4 공군사관학교
5 공군우주처
6 과학기술정보통신부
7 과학기술정책연구원
8 국립외교원
9 국립전파연구원
10 국립환경과학원
11 국민대학교
12 국방과학연구소
13 국방기술진흥연구소
14 국방기술품질원
15 국방우주학회
16 국토지리정보원
17 나라스페이스테크놀로지
18 네오스펙
19 넥스트폼
20 노스롭그루만
21 단암시스템즈
22 담스테크
23 동진커뮤니케이션시스템
24 두시텍
25 두원중공업
26 드림스페이스월드
27 디에스테크놀러지
28 레볼루띠
29 레이다앤스페이스
30 롤스로이스
31 루미르
32 마스텍
33 바로텍시너지
34 방위사업청
35 부경대학교
36 부산대학교
37 부산테크노파크
38 뷰웍스
39 비츠로넥스텍
40 샘트라인터내셔널
41 서울대학교
42 세종대학교
43 솔탑
44 스마트코리아피씨비
45 스페이스솔루션
46 실텍
47 쎄트렉아이
48 아이엠티
49 아이파이브
50 알에스피
51 에스티아이
52 엘테크
53 엠아이디
54 연세대학교
55 우성테크
56 우주기술진흥협회
57 우주전파센터
58 웨이브온
59 위성전파감시센터
60 이노스페이스
61 이엘엠
62 이오에스
63 인스페이스
64 인터콤전자
65 인하대학교
66 저스텍
67 전략물자관리원
68 전북대학교
69 제노코
70 제이엔티
71 조선대학교
72 지솔루션
73 지아이이앤에스
74 지오스토리
75 카이로스페이스
76 컨택
77 캠틱종합기술원
78 컨텍
79 코리아테스팅
80 코마틱코리아
81 큐니온
82 텔레픽스주식회사
83 페리지항공우주
84 하이리움산업
85 하이퍼센싱
86 한국국방연구원
87 한국과학기술기획평가원
88 한국과학기술연구원
89 한국과학우주청소년단
90 한국기초과학지원연구원
91 한국마이크로칩테크놀로지
92 한국연구재단
93 한국전기연구원
94 한국전자통신연구원
95 한국천문연구원
96 한국항공우주산업
97 한국항공우주연구원
98 한국항공정책연구소
99 한국해양과학기술원
100 한밭대학교
101 한양이엔지
102 한컴인스페이스
103 한화
104 한화시스템
105 한화에어로스페이스
106 항공대학교
107 해군본부
108 해양경찰청
109 현대로템
110 현대중공업
111 AP 위성
112 Aurora Propulsion Tech.
113 KAIST 인공위성연구소
114 KT sat
115 KTL
116 LIG 넥스원
117 S&K 항공
118 SM 인스트루먼트
119 Space K
120 Thales Korea

# 우주기술과 응용

**제2권 2호**

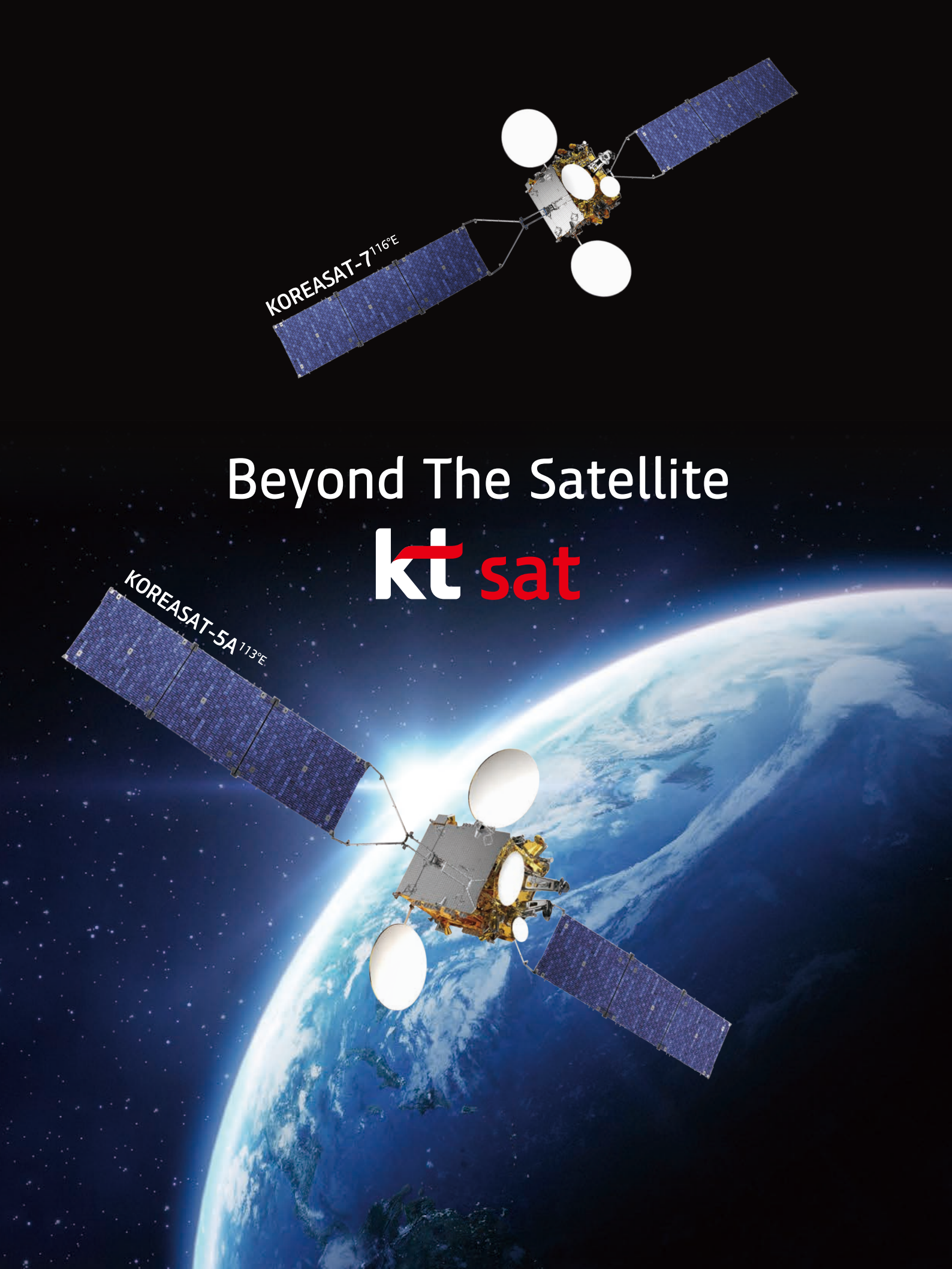
등 록 일 | 2021년 5월 31일
발 행 일 | 2022년 5월 31일
발 행 인 | 이 유
편 집 인 | 김해동 · 김숙경
발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회
대전광역시 유성구 대덕대로 776
TEL : 042-865-3391
E-mail : ksss@ksss.or.kr
Homepage : http://ksss.or.kr
편집 · 인쇄 | 거목문화사 · 거목인포
TEL : 02-2277-3324
E-mail : guhmok@guhmok.com

# 한국형 위성항법시스템 KPS
# LIG넥스원이 시작합니다

국방분야 위성항법시스템 개발의 개척자
민/군분야의 위성탑재체 국내개발 선두주자

LIG

LIG Nex1


KOREASAT-7 116°E
Beyond The Satellite
kt sat
KOREASAT-5A 113°E

부산광역시 BUSAN METROPOLITAN CITY | 재단법인 부산테크노파크 BUSAN TECHNO PARK | 부산대학교 PUSAN NATIONAL UNIVERSITY

2022.07.06

# 초소형위성 기술 교육 및 전문가 네트워킹 세미나

**신청기한** ~ 2022. 06. 30 (선착순 마감)

등록 | 부산 해양신산업 오픈플랫폼 홈페이지 (http://www.bsnewocean.or.kr/)
프로그램 참여하기 > 참가신청

신청 홈페이지

## 교육 일정

- 일시: 2022. 07. 06 (수) 13:00 ~ 18:00
- 교육일정 (안)

| 시간 | 주제 | 발표자 |
|---|---|---|
| 12:30 – 13:00 | 등록 | |
| 13:00 – 13:10 | 개회 | |
| 13:10 – 14:10 | SDR을 활용한 PNUSAT-1의 AIS 수신기의 지상실험<br>(AIS 수신기 실험은 어떻게 할까?) | 조동현<br>(부산대학교) |
| 14:10 – 15:10 | 우주환경 시험 규격 작성<br>(우주환경 실험은 알겠는데.. 시험을 하려면 규격서를 어떻게 쓰지?) | 박재필<br>(㈜나라스페이스테크놀러로지) |
| 15:10 – 15:50 | 부산광역시의 우주융합 해양신산업 육성 동향<br>및 부산 해양신산업 오픈플랫폼 둘러보기 | (재)부산테크노파크<br>& ㈜나라스페이스테크놀로지 |
| 15:50 – 16:00 | 휴식 | |
| 16:00 – 17:00 | 오픈소스 기반 초소형위성 비행소프트웨어 개발<br>(cFS 시작은 어떻게 해야될까?) | 최원섭<br>(한국항공우주연구원) |
| 17:00 – 18:00 | Digital engineering to accelerate space systems design)<br>(MATLAB 어디까지 써봤니?) | Satish Thokala (화상세미나)<br>(The mathworks India) |

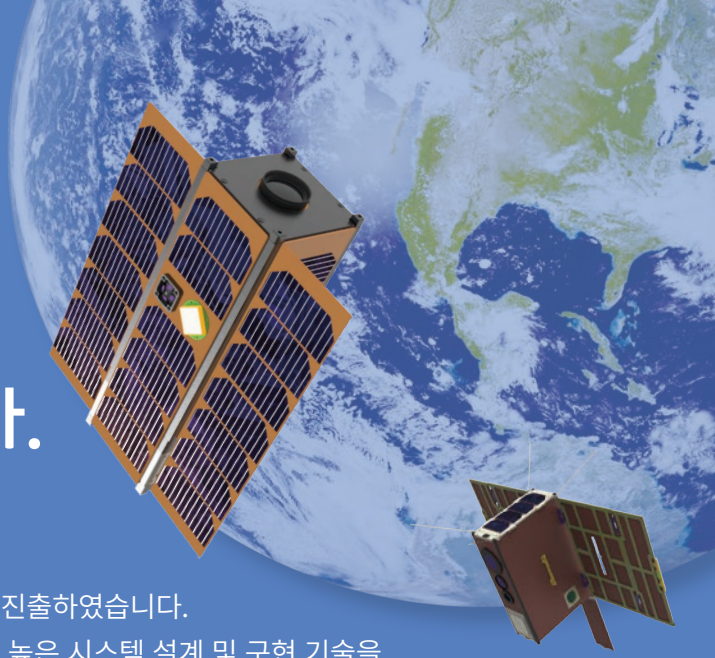
## 교육 장소 및 교통편

- **교육장소 : 부산 해양신산업 오픈플랫폼**
  ((재)부산테크노파크, 부산광역시 영도구 해양로 435-1 (동삼동))

- **교통편 지원 : 부산역 -> 교육장까지 무료셔틀 운행** ※ 편도 약 20분 소요
  교육 종료 후 (재)부산테크노파크 -> 해운대 하차 가능

SOLETOP
Remote sensing & Telepresence

# 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

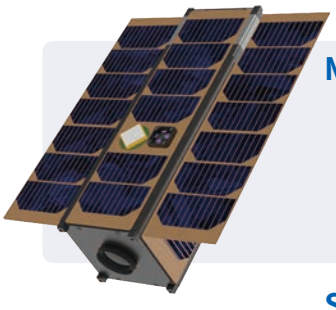
위성관제

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

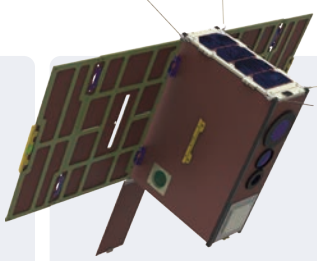
**Specifications**

- 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

Griffith UNIVERSITY　bright ascension　SPACEFLIGHT　a.i. solutions

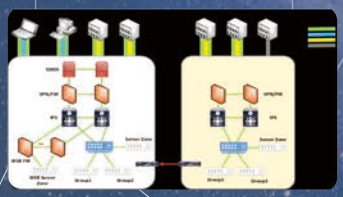
# Best Partner for Satellite Operations

## (주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

## 위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공

### 위성 지상시스템 운용

### 시스템 네트워크 구축 및 유지보수



### 인공위성 지상소프트웨어 개발

IOPS
INTELLIGENT OPERATIONS

아이옵스는 **위성관제 및 위성지상시스템에 대한 독보적인 전문성**을 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

ktl 한국산업기술시험원
Korea Testing Laboratory

" Beyond Korea No.1"
대한민국을 넘어 세계로 도약하는 KTL

# 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

궤도환경시험_**배원기** 책임연구원
wkbae@ktl.re.kr, 055-791-3677

발사환경시험_**길민형** 선임연구원
kmins017@ktl.re.kr, 055-791-3681

전자파환경시험_**이은국** 선임연구원
eglee5@ktl.re.kr, 055-791-3481

EEE Parts(소자급)시험_**한우제** 주임연구원
wooje@ktl.re.kr, 055-791-3680

우주를 향한
KAI의 도전과 열정은
진행형입니다
KAI 한국항공우주산업(주)
KOREA AEROSPACE INDUSTRIES, LTD.

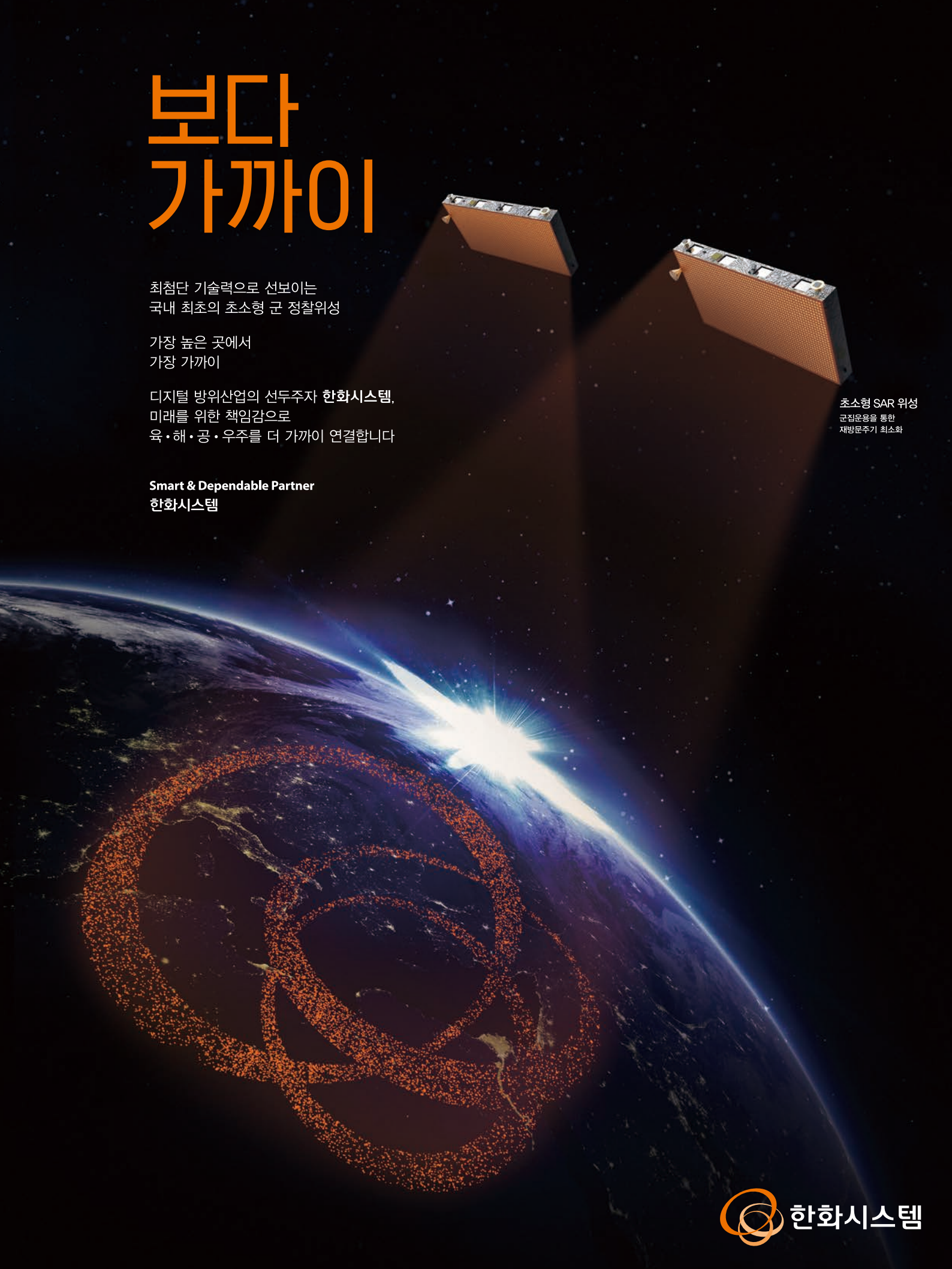
# 보다 가까이

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**

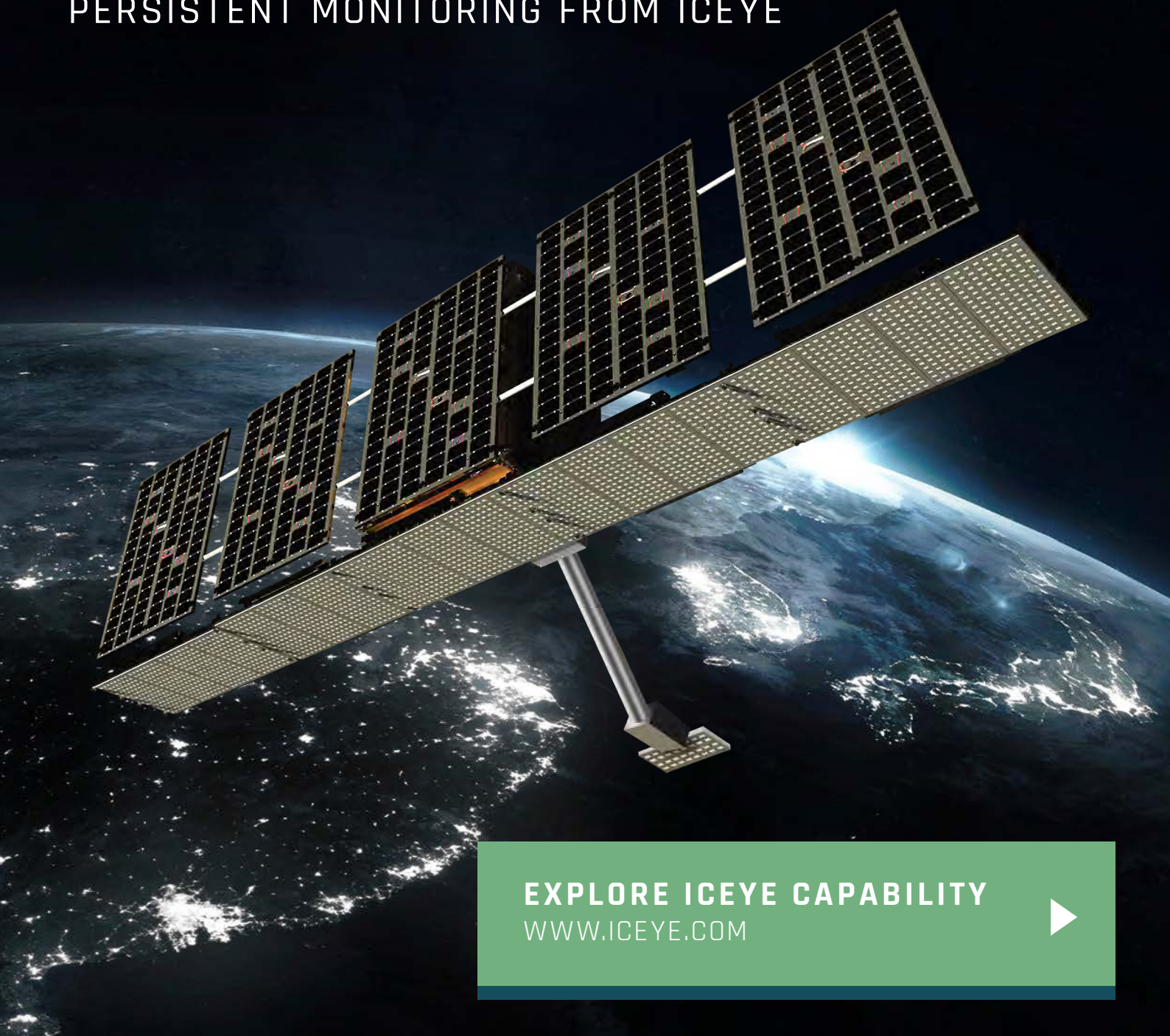



한화시스템

ICEYE

# A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

## PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



**EXPLORE ICEYE CAPABILITY**

WWW.ICEYE.COM

JSTA Vol. 2 No. 2 May 2022 https://www.jstna.org

## RESEARCH PAPERS

67 Simulator Development for GEO (Geostationary Orbit)-Based Launch Vehicle Flight Trajectory Prediction System
Hwan-Chun Myung

81 Design and Development of the SNIPE Bus System
Hae-Dong Kim, Won-Sub Choi, Min-Ki Kim, Jin-Hyung Kim, KiDuck Kim, Ji-Seok Kim, Dong-Hyun Cho, Jaejin Lee

104 SNIPE Mission for Space Weather Research
Jaejin Lee, Jongdae Sohn, Jaehung Park, Tae-Yong Yang, Ho Sub Song, Junga Hwang, Young-Sil Kwak, Won-Kee Park

## TECHNICAL PAPERS

121 Utilizing Software-Defined Radio, Reception Test of AIS Payload Used in a Cube-Satellite
Shin-Hyung Kim, Chang-Hyun Lee, Gun-Woo Kim, Dong-Hyun Cho

137 International Standardization and Domestic Application Methods according to Interagency Operations Advisory Group (IOAG) Service Catalog
Junghyun Lee, Durkjong Park, Sangil Ahn

## CONTRIBUTION

146 Research on the Necessity of Building the Second Space Rocket Launching Sites for Breakthrough Development of R.O.K National Space Power
Ki-tae Park

169 Analysis and Aspects of Space Warfare in the Russia-Ukraine War (Russian Invasion of Ukraine) and Considerations for Space Technology Development
Seonghwan Choi

사단법인 한국우주과학회
The Korean Space Science Society