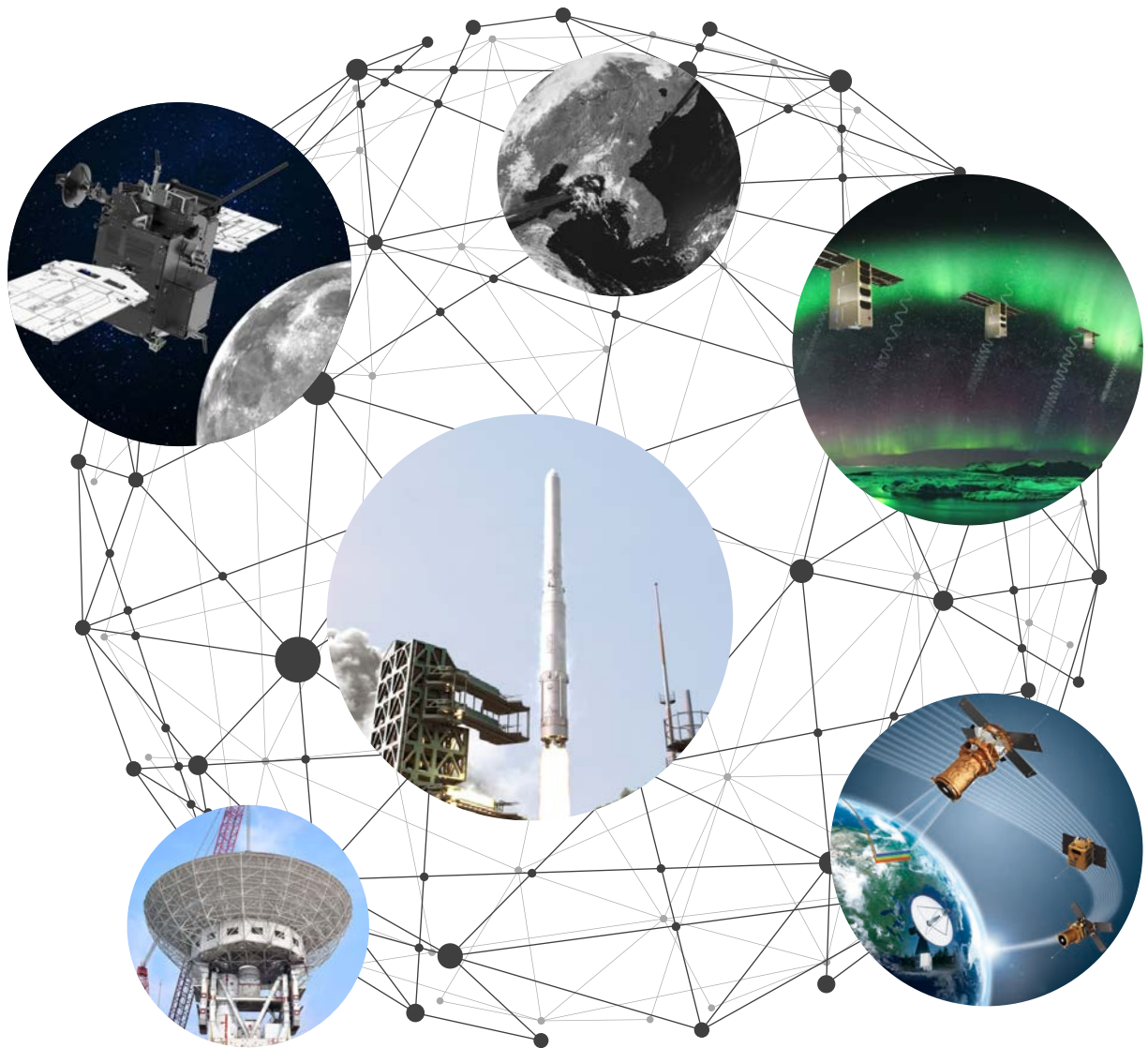


# 우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 3 No. 3 August 2023



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

## 우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 3 Number 3 August 2023

Published by The Korean Space Science Society

Published on August 31, 2023

### Office Address

The Korean Space Science Society

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

Tel: +82-42-865-3391

Fax: +82-42-865-3392

E-mail: [ksss@ksss.or.kr](mailto: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](mailto:jsta@ksss.or.kr)

#### *JSTA* 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: [ksss@ksss.or.kr](mailto:ksss@ksss.or.kr)

## 우주기술과 응용

편집위원회 (2023.01.01 - 2023.12.31)

---

**편집위원장** 김해동 경상국립대학교

---

**편집고문** 민경욱 KAIST  
이 유 충남대학교  
이주희 한국항공우주연구원  
최기혁 한국항공우주연구원

---

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

---

**편집국장** 김숙경 한국우주과학회

---





## 우주기술과 응용 Vol. 3 No. 3 August 2023

### 리뷰논문

- 199 우주 현지자원활용 글로벌 동향 류동영
- 213 행성탐사용 (초)소형 로버 개발 동향 구건우, 김해동

### 연구논문

- 229 차세대 중형 3호의 Magnetic Cleanliness Algorithm 최정림, 이동렬, 이승욱, 최두영, 유광선
- 239 중·저위도 지구 전리권 현상 및 연구 현황 김어진, 김기남
- 257 6U급 초소형 위성 HiREV(High Resolution Video and Image)의 광학 카메라의 열 설계 및 궤도 열 해석  
신한섭, 김해동

### 기술논문

- 280 한국항공우주연구원 우주물체 충돌위험 관리시스템 개발 및 운영현황 성재동, 정옥철, 정유연, 송세한



리뷰논문

# 우주 현지자원활용 글로벌 동향

류동영<sup>†</sup>

한국항공우주연구원

## Global Trends of In-Situ Resource Utilization

Dong Young Rew<sup>†</sup>

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



**Received:** July 15, 2023  
**Revised:** August 12, 2023  
**Accepted:** August 15, 2023

**†Corresponding author :**

Dong Young Rew  
Tel : +82-42-870-3726  
E-mail : dyrew@kari.re.kr

**Copyright** © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**ORCID**

Dong Young Rew  
<https://orcid.org/0000-0002-2450-4313>

### 요약

과거 1970년대까지의 달 표면탐사에서는 단기간 달에서의 임무 특성을 가지는 것에 비해 최근 달 표면탐사는 달에서의 장기체류와 이를 기반으로 궁극적으로 화성까지 탐사 범위를 확장하는 방향으로 진행되고 있다. 인간의 달표면 장기체류를 실현하기 위해서는 탐사 현지 자원을 활용하여 체류에 필요한 소비재나 연료 등의 현지 생산 및 사용이 중요한 전제가 된다. 국제우주탐사협의체(ISECG, International Space Exploration Coordination Group)에서 각국의 우주탐사 계획을 반영하여 제시하는 글로벌 우주탐사 로드맵에는 달표면 탐사로부터 화성탐사로 이어지는 발전 단계가 제시되며 각 단계에서 현지자원활용은 중요한 요소가 되고 있다. 본 논문에서는 국제우주탐사협의체의 현지자원활용(ISRU) 격차분석 보고서를 기반으로 현지자원활용의 기술 분야를 현지 연료 및 소비재 생산, 현지 건설, 우주상 제조, 그리고 생성 결과물의 보관 및 활용, 자원활용에 필요한 전력시스템 등과 같은 연관 분야로 분류하여 주요 분야에서의 기술 개발 및 검증 현황을 분석한다. 다수의 국가는 달 자원 중 극 지역 영구음영지역의 얼음물 이용 그리고 표토에서 산소 등의 추출에 우선 순위를 부여하고, 무인 착륙임무를 통하여 달 남극 영구음영지역 근처에서 물질 및 물 분포 확인을 준비하고 있다. 자원 활용을 위하여 수전해를 이용한 수소, 산소 등 연료 생산, 모사토를 이용한 달 표토에서 산소의 추출 등의 기술을 개발하고 있다. 자원활용 기술의 개발을 위하여 자상에 달표면 모사환경을 구현하고 기술의 개발, 시나리오의 시연 등을 통한 효율적 현지자원활용 구현 방법을 모색하고 있다. 지속 가능한 달 표면 탐사를 위하여 각국은 달 표면 도달, 자원의 조사, 물질의 추출 등에 서비스 구매 등 민간 영역의 능력을 활용하고 발전시키는 노력을 병행하고 있다.

### Abstract

In contrast to the short-term nature of lunar missions in the past, lunar missions in new space era aim to extend the presence on the lunar surface and to use this capability for the Mars exploration. In order to realize extended human presence on the Moon, production and use of consumables and fuels required for the habitation and transportation using in-situ resources is an important prerequisite. The Global Exploration Roadmap presented by the International Space Exploration Coordination Group (ISECG), which reflects the space exploration plans of participating countries, shows the phases of progress from lunar surface exploration to Mars exploration and relates in-situ resource utilization (ISRU) capabilities to each phase. Based on the ISRU Gap Assessment Report from the ISECG, ISRU technology is categorized into in-situ propellant and consumable production, in-situ construction, in-space manufacturing, and related areas such as storage and utilization of products, power systems required for resource utilization. Among the lunar resources, leading countries have prioritized the utilization of ice water existing in the permanent

shadow region near the lunar poles and the extraction of oxygen from the regolith, and are preparing to investigate the distribution of resources and ice water near the lunar south pole through unmanned landing missions. Resource utilization technologies such as producing hydrogen and oxygen from water by hydroelectrolysis and extracting oxygen from the lunar regolith are being developed and tested in relevant lunar surface analogue environments. It is also observed that each government emphasizes the use and development of the private sector capabilities for sustainable lunar surface exploration by purchasing lunar landing services and providing opportunities to participate in resource exploration and material extraction.

**핵심어** : 우주현지자원활용, 달표면 탐사, 문투마스, 달 얼음물, 달 표토, 글로벌 우주탐사 로드맵

**Keywords** : In-site Resource Utilization (ISRU), lunar surface exploration, Moon to Mars, lunar ice water, lunar regolith, global exploration roadmap

## 1. 서론

1960년대부터 미국과 (구)소련을 중심으로 활발하게 진행되던 달 착륙임무는 1976년 (구)소련의 루나24를 마지막으로 수십 년 동안 달표면 탐사가 중단되었다. 한동안 우주탐사의 관심대상에서 멀어져 있었던 달 표면 탐사에 2010년대부터 세계 각국의 관심이 다시 높아지고 있다. 루나24호의 착륙 이후 37년이 지난 2013년 중국의 창어-3호의 달 착륙을 시작으로 인도, 일본, 러시아, 이스라엘 등이 달 착륙을 목적으로 무인 탐사선을 발사하였고, 미국은 2023년 후반을 시작으로 상용 착륙서비스를 이용하는 일련의 무인 달 착륙 임무를 진행 중에 있다. 대한민국 또한 제4차 우주개발진흥 기본계획에 2030년대 초에 자력으로 무인 달 착륙선을 보내는 계획을 포함하고 있다.

1960년대와 1970년대의 달 착륙임무 대비 최근 다시 시작되는 달 착륙임무의 큰 차이점 중의 하나는 대부분의 임무가 달 자원과 직·간접적으로 연관된다는 점이다. 달 자원에 대한 관심은 클레멘타인(Clementine), 찬드라얀-1(Chandrayaan-1), LCROSS(Lunar Crater Observation and Sensing Satellite) 임무 등을 통하여 달의 극지역에 얼음물의 존재가 밝혀진 것과 관련이 있다. 달 극 부근 영구음영지역 얼음물의 존재는 유인탐사에서 필요한 물과 물분해를 통해 산소나 수소와 같은 연료를 지구가 아닌 달에서 조달 가능함을 의미한다. 극지역 물 외에도 극지역 고지대와 중위도, 저위도에도 히토류 등 활용가치가 높은 자원의 분포가 다수의 달탐사 임무를 통하여 확인된 바 있다.

각국의 우주탐사 기관이 참여하는 국제우주탐사협의체(ISECG, International Space Exploration Coordination Group)에서는 참여기관의 우주탐사 계획을 반영하여 글로벌 우주탐사 로드맵(GER, global exploration roadmap)을 발간하고 있다. 2022년 발간된 국제우주탐사 로드맵 보완서에서는 달과 화성에서의 장기거주와 달 표면의 상용시장 가능성 확인 등을 위해 탐사 현지에서의 우주자원 생산 및 활용 기술 시연을 우주탐사 시나리오의 목적 중의 하나로 적시하고 있다[1].

과거 아폴로 프로그램에서는 아폴로 우주인의 활동에 필요한 물자와 장비 그리고 지구로 귀환하기 위해 필요한 연료 등을 모두 지구로부터 가져가는 방법을 사용하였다. 이러한 탐사 방식 기반의 달표면 장기거주를 위해서는 지구로부터 달표면까지 막대한 물류 수송을 필요로 한다. 반면 현지자원활용 기반의 우주탐사를 통하여 탐사 현지에서 필요한 연료나 소비재 중

일부를 현지 조달한다면 물류 수송 수요를 상당히 줄일 수 있을 것으로 기대된다. 미국의 ‘문 투마스’(Moon to Mars) 아키텍처에서도 유인탐사 시나리오에 현지자원 활용 기술 검증을 위한 활동을 포함하고 있다[2].

본 논문에서는 최근 우주탐사 목적 중 중요 이슈인 우주현지자원활용 관련 그 필요성과 현지자원활용 기술분류를 살펴보고, 현지자원활용 실현을 위하여 주요 국가별 진행 사항과 주요 기술에 대한 개발 현황을 기술하고 시사점을 분석한다.

## 2. 국제 우주탐사 로드맵 및 현지자원활용의 목표

국제우주탐사협의체에서 발간한 글로벌 우주탐사 로드맵 최근 발간자료에 의하면 글로벌 우주탐사는 Fig. 1에 요약된 것과 같이 3단계로 구분된다. 그 중 첫 단계에는 인류가 다시 달에 가는 단계로 2명의 우주인을 달 표면에 보내는 것과 유인우주탐사를 지원하기 위한 무인 착륙 임무가 포함된다. 두 번째 단계는 탐사의 확장 및 건설, 세 번째 단계는 지속성 있는 달 탐사를 구현하는 단계이다. 두 번째 단계는 다시 달표면 모빌리티, 탐사 및 과학임무를 중심으로 하는 2A 단계와 달에서의 장기 체류와 화성 탐사를 준비하는 2B 단계로 구분된다. 2A 단계에서는 비가압형 다목적 로버와 소형 가압형 유인로버, 거주시설, 수직태양전지 기반 전력시스템, 기술 시연 및 소규모 생산능력을 갖는 현지자원활용 플랜트가 사용된다. 2B 단계에서는 이전 단계의 구성 요소에 향상된 가압형 로버가 추가되며 장기 거주시설, 원자력 기반의 전력시스템, 본격적인 현지자원활용 플랜트 등이 중요한 요소가 된다. 2B 단계는 2단계의 최종 수준으로 4명의 우주인이 극지역에서 42일간 임무를 수행하는 시나리오가 고려된다. 3단계에 대한 구체적인 정의는 아직 이루어지지 않았다[1,3].

글로벌 우주탐사 로드맵은 각 단계별 구성요소를 반영한 시나리오를 제시하고 있다. 또한 Fig. 2에서 정의된 것과 같이 우주탐사의 목적 항목 별로 탐사 시나리오와 연관된 계량목표가 정의된다. 글로벌 우주탐사 로드맵의 1단계에서는 2명의 우주인이 달에서 임무를 수행하는 것을 시작으로 2단계의 완성에 해당되는 2B단계에서는 4명의 우주인이 누적 체류기간 500일 이상 기간 동안 누적거리 1만 km 이상의 이동을 수행하고, 현지자원을 활용하여 우주인의 이동 및 거주에 필요한 연료를 연간 50톤 이상의 생산을 성능지표로 설정하고 있다.

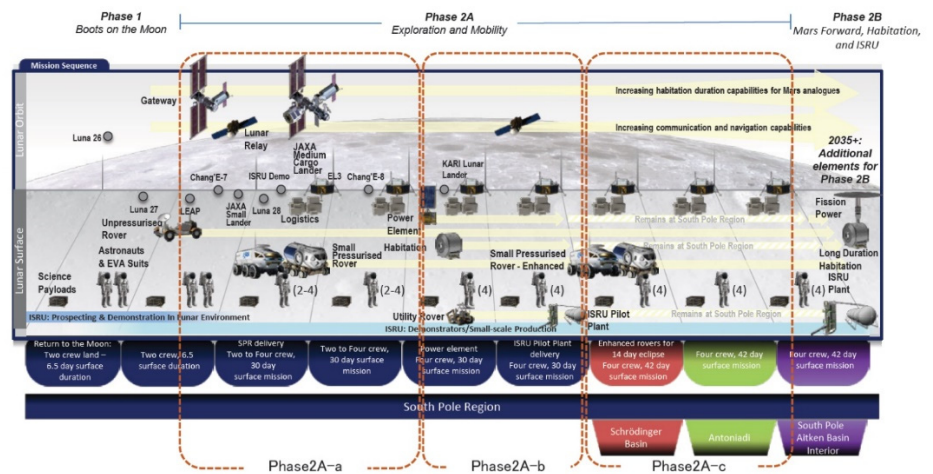


Fig. 1. Mission phase summary of global exploration roadmap [1].

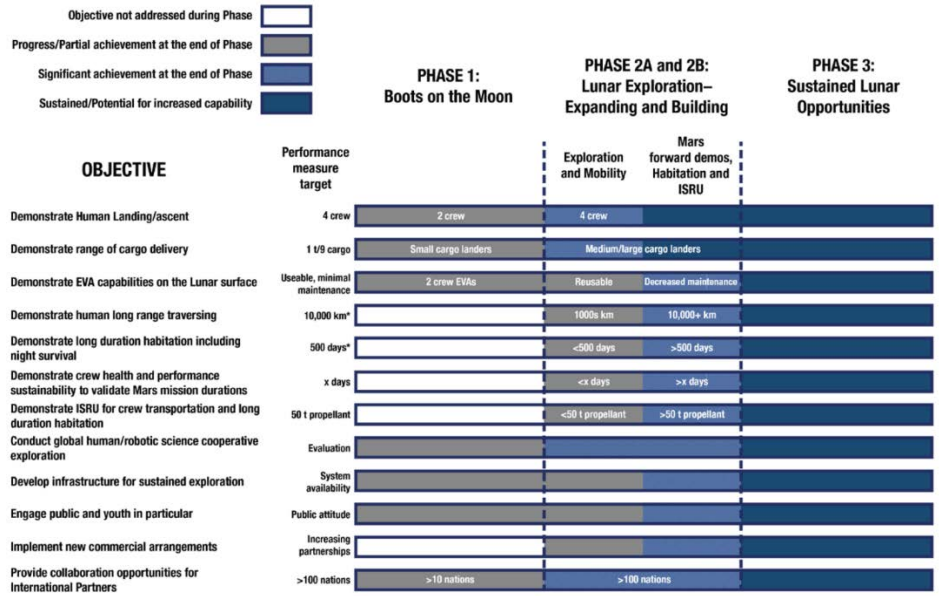


Fig. 2. Objective and performance measure target progress across phase in the global exploration roadmap [1].

국제우주탐사협의체에서 발간한 글로벌 우주탐사 로드맵 검토를 통하여 달표면에서 장기적인 유인 체류와 이동을 위해서 현지자원의 활용이 필수적이며, 국제적으로는 여러 가지 현지 자원 중에 달 극지역의 얼음물로부터 연료의 생성을 우선적으로 고려하고 있음을 알 수 있다.

### 3. 현지자원활용 기술 분류

국제우주탐사협의체의 기술워킹그룹(Technology Working Group)에서는 우주탐사 로드맵의 구현에 필요한 핵심기술 중 중요도가 높은 기술에 대하여 필요기술 대비 각 참여국가의 기술수준 분석 등을 포함하는 기술격차 분석을 수행하고 있다. 우주현지자원활용에 대한 기술격차 분석은 각 회원기관과 관련 분야 전문가로 팀을 구성하여 수행되었으며, 2021년 ISRU 기술 격차분석 보고서가 발간되었다[4].

현지자원활용 격차분석에서는 분석 수행을 위하여 우주자원활용 관련 기술 분류 목록을 제시한다. 우주자원활용 관련 기술은 Fig. 3에서 보는 것과 같이, 현지 연료 및 소비재 생산, 현지 건설, 우주상 제조로 대분류 된다. 우주자원활용에서 생산된 결과를 저장하거나 이용하는 분야까지 확장하여 기술 분류에 포함한다면, 생명유지 및 선외활동 지원장치, 전력시스템, 생산물의 저장 시설, 이착륙선 및 이동용 호퍼(hopper) 등을 포함한 기술 분류도 적용 가능하다. 기술 분류에는 포함되지 않았지만, 우주자원활용 기술을 지구상 유사 환경에서 검증하기 위한 장비나 재료 등도 함께 고려할 필요가 있다. 지상검증을 위한 기술의 대표적인 사례로 달 탐사 지역 표토의 성분 또는 물리적 특성 등을 모사하는 모사토가 있으며, 장비로는 모사토를 포함하여 달의 진공 및 열환경을 모사하기 위한 지반열진공챔버(dirty thermal vacuum chamber)가 있다.

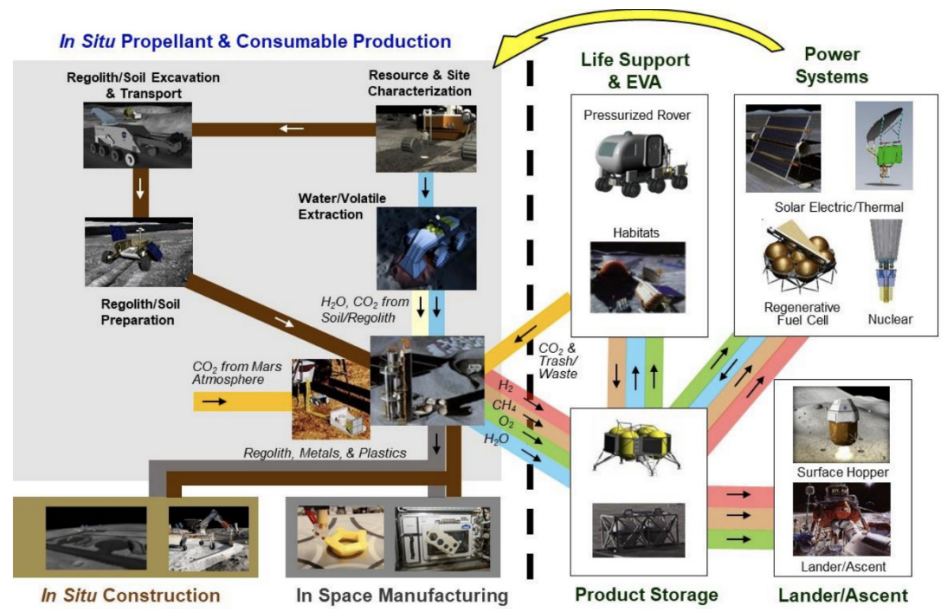


Fig. 3. In-situ resource utilization (ISRU) and connections to surface systems defined in the ISRU gap assessment report [4].

#### 4. 현지자원활용 국가별 주요 동향

미국은 가장 적극적으로 우주자원활용 기술의 개발 및 시연임무를 추진 중인 국가이다. NASA와 같은 국가우주기관이 중심이 되어 기술개발 및 임무를 발굴하고 있으며, 국가 기관에 아닌 민간 기업 등의 참여와 투자가 활발하게 이루어지고 있다. 대형 발사체와 유인 달 착륙선 사업을 추진하고 있는 SpaceX사가 있으며, 무인 달 착륙선 및 로버를 개발하여 상업적으로 무인 달 착륙 및 표면 이동 서비스를 제공을 추진하고 있는 인튜이티브머신즈(Intuitive Machines), 아스트로보틱(Astrobotic) 등이 대표적이다. NASA는 임무 발굴 및 임무 탑재체 개발에 집중하고 달표면 탐사 임무 수행에 필요한 장비의 지구-달표면 구간 이동에 상용 달 탑재 서비스를 이용하는 CLPS(Commercial Lunar Payload Services) 프로그램의 지속적인 운영, 유인 달 착륙 프로그램인 아르테미스(Artemis) 계획에서 우주인의 달 표면 착륙과 이륙에 민간 서비스를 이용, 탐사용 드릴, 수전해 장비와 같이 현지자원활용에 필수 요소 등에 기업체 능력 활용 등의 정책을 추진함으로써 민간영역의 우주탐사 참여 확대을 위한 정책을 추진하고 있다.

미국의 우주자원활용은 달에서의 기술이 궁극적으로 화성 장기체류를 가능하게 하는 능력의 확보로 이어지는 ‘문투마스’(Moon to Mars) 관점에서 추진되고 있다. 달의 현지활용이 가능한 자원은 극지 부근 영구음영지역의 얼음물, 고지대 또는 바다지역의 암석(광물), 태양풍 등으로부터 기인한 휘발성 물질 등 다양하게 존재한다. NASA는 활용자원의 우선 순위를 정하는 데 있어 채굴이 가장 용이한 자원, 인프라를 최소로 필요로 하는 자원, 즉각적으로 현지 활용이 가능한 자원 등의 조건을 고려한다. 이러한 조건을 기반으로 선정된 우선 대상으로는 극지역 고지대 표토에 함유된 자원(예: 산소, 알루미늄, 규소)과 극지역의 물 및 휘발성 물질이다. 다음으로 고려되는 자원으로는 일메나이트, 화산석 등의 자원(예: 철, 티타늄, 태양풍 기원 휘발물질), 희귀원소 및 토륨 등이 있다[5].



일본은 하야부사-1,2(Hayabusa-1,2) 임무를 통한 마이크로 중력 천체인 소행성 샘플리턴을 성공적으로 추진한 것과 같이 중력 천체인 달 표면에 접근할 수 있는 독자기술을 확보하기 위하여 소형 달 착륙선인 SLIM(Smart Lander for Investigating Moon) 프로그램을 진행 중이며, SLIM에서 확보한 정밀 착륙기술을 기반으로 극지역과 같은 협지에서 본격적인 탐사를 수행하기 위한 LUPEX(Lunar Polar EXploration mission) 계획을 인도와의 국제협력 방식으로 추진하고 있다. 유인 우주탐사 영역에서는 국제우주정거장에서의 성과를 기반으로 게이트웨이(Gateway), 아르테미스 등 유인 달 탐사 프로그램에 적극적인 참여와 역할 담당하고 있다. 일본은 국제우주탐사협의체에서 우주선도국의 역할을 수행하고 있으며, 글로벌 우주탐사 로드맵에서 중요한 달 면 요소인 가압형 유인로버 개발을 산업체의 참여로 추진 중이다.

인도는 찬드라얀 달 탐사 임무를 지속적으로 수행하여 우주 강국의 위치를 강화하고 있다. 찬드라얀-1 달 궤도선에는 NASA가 제공하는 레이더 영상 레이다 탑재체인 Mini SAR 및 영상 분광기인 M3(Moon Mineralogical Mapper)를 탑재하여 달에 물의 존재를 규명하는 중요한 정보를 제공하였다[6]. 2023년 8월 23일 두 번의 도전 끝에 달 착륙에 성공한 찬드라얀-3 착륙선은 남위 약 69.3도로 지금까지의 달 착륙 임무 중 남극에 가장 가까운 지역에 착륙하여 지표 근처의 플라즈마 환경, 달표면의 열특성, 지진활동 등을 측정하고, 로버를 이용한 달 표면 화학조성 및 구성원소 분포 등을 조사하는 임무를 수행하였다[7]. 찬드라얀-3는 달 남극 지역에서의 표면탐사의 시작을 알리는 임무로 볼 수 있다.

룩셈부르크는 우주탐사의 다양한 분야 중 우주자원에 집중을 통하여 국제 우주탐사에서의 역할을 확장해 나가고 있다. 매년 Space Resources Week의 개최와 함께 ESRIC(European Space Resources Innovation Centre)의 설립 지원 및 주도적 운영을 통하여 비교적 적은 국가 자원의 투입으로도 우주자원 관련 기술개발, 교육, 정책수립, 기술협력 등에 대한 정보 교류의 허브 역할을 담당하고 있다[8].

우리나라는 제4차 우주개발진흥 기본계획에 달착륙과 함께 현지우주자원활용(ISRU)이 포함되어 있어 우주자원활용 추진의 근거가 확보되었다. 다누리 달 궤도선 탑재체 중 감마선 분광기 및 섀도우캠(ShadowCam)은 각각 달 자원의 분포 및 영구음영지역 영상 등의 확보를 통하여 현지자원활용에 필요한 정보를 제공 등 우주탐사에 기여할 것으로 기대된다. 달 표면 탐사와 우주자원활용에 대한 국가적 관심의 고조에 따라 정부 출연연구기관 및 산업체에서는 각자의 강점 기술 분야와 관심에 따라 달표면 방사선 및 먼지 환경, 분포 자원의 식별, 달 표토로부터 휘발성물질의 추출, 달 표면 모빌리티, 원자력 및 방사선동위원소 기술의 우주활용 등 분야에서의 기술 개발을 진행 중이다.

## 5. 현지자원활용 기술별 주요 동향

### 5.1 현지 자원 및 지역적 특성 분석

현지에서의 연료 및 소비재 생산을 위해 우선적으로 현지 자원 및 지역적 특성을 분석이 수행되어야 한다. 최근에 이루어진 달 궤도선을 이용한 원격탐사와 무인 착륙임무에는 대부분 자원과 지역적 특성 정보를 확보하기 위한 임무가 포함되어 있다.

국제적으로 관심있는 달 자원 활용 방안으로는 극지역 얼음물 추출·활용과 표토로부터 산소 및 금속의 추출·활용 두 가지가 있다. 극지역 얼음 관련한 원격 자원 조사는 한국의 다누



리에 NASA가 제공하여 탑재한 쉐도우캠을 이용한 영구음영지역에 대한 조사가 있다. 달 표면에서의 직접적인 조사로는 NASA에서 추진하고 있는 남극에 있는 영구음영지역 표토의 직접적인 조사를 위한 PRIME-1(Polar Resources Ice-Mining Experiment-1) 임무, 극지역 얼음 및 휘발물질의 분포를 달 표면에서 직접 조사하기 위한 VIPER(Volatiles Investigating Polar Exploration Rover) 임무 등이 있다. 2023년 착륙에 성공한 인도의 찬드라얀-3와 착륙에 실패한 러시아의 루나-25가 남극에 가까운 지역에 착륙을 목표로 하는 것은 남극에서의 현지자원활용 가능성과 이를 기반으로 한 달에서의 활동에 대한 국제적인 관심을 반영한 것이다.

NASA의 PRIME-1 임무는 극지역 자원 및 얼음 채굴 시험 임무로 인튜이티브머신즈사의 상용달탐재서비스(CLPS)를 이용하여 2023년 후반 달 표면에 도달하여 임무를 수행하는 것을 목표로 추진되고 있다. PRIME-1 임무는 드제라쉬 크레이터(de Gerlache Crater)에서 쉐클턴 크레이터(Shackleton Crater)로 이어지는 능선에서 착륙선에 장착된 드릴 TRIDENT(The Regolith and Ice Drill for Exploring New Terrain)를 이용하여 약 1미터 깊이의 토양을 채굴하고, 질량분석기 MSolo(Mass Spectrometer observing lunar operations)를 이용하여 토양에 포함된 휘발성 물질 분석으로 구성된다(Fig. 4) [9,10].

PRIME-1 임무가 영구음영지역 부근 고정된 지점에서의 표토를 조사하는 임무라면 무인 로버를 이용한 이동을 통하여 얼음의 분포를 조사하기 위한 VIPER 임무가 준비되고 있다. VIPER 임무는 아스트로보틱사의 그리핀 착륙선을 이용하여 남극 부근의 노빌레(Nobile) 지역에 착륙하여 100일 동안 영구음영지역을 포함한 20 km 거리를 주행하면서 극지역 얼음의 분포, 물리적인 상태, 성분 등을 조사한다. VIPER 형상 및 임무운영 개념도는 Fig. 5와 같다. 로버는 1.5 m × 1.5 m × 2.5 m 크기에 450 kg의 중량으로 최고 시속 약 720 m의 이동속도를 갖는다. 임무를 위한 탑재체는 PRIME-1에서 사용되어 성능과 신뢰도가 검증된 TRIDENT 드릴과 MSolo 질량분석기를 사용하여 임무 성공 가능성을 높이고 있다[11,12].

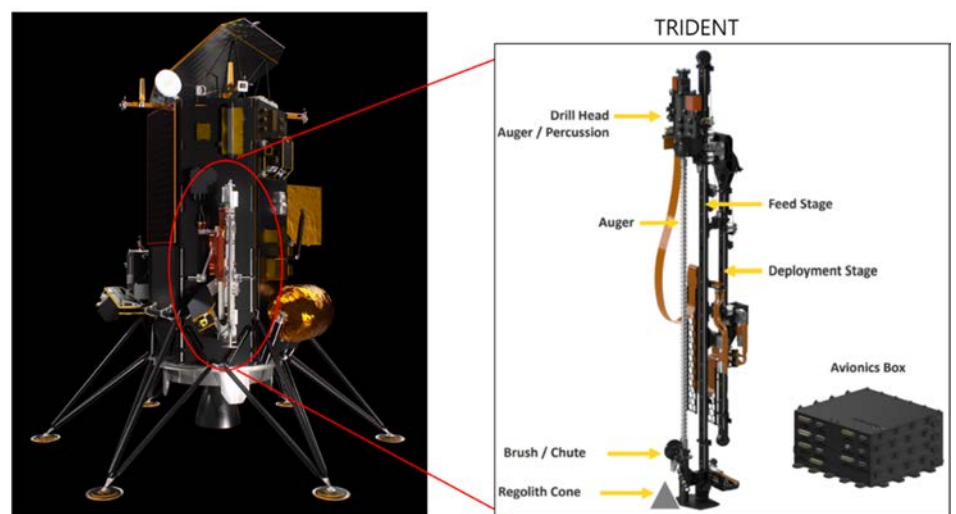


Fig. 4. PRIME-1 payloads on the intuitive machines Nova-C lander (left) and enlarged TRIDENT drill (right) [10,11]. PRIME-1, polar resources ice-mining experiment-1; TRIDENT, the regolith and ice drill for exploring new terrain.



Fig. 5. An artist's concept of the completed design of NASA's volatiles investigating polar exploration rover [12].

## 5.2 자원 추출

우주 현지자원으로부터 연료(추진제)로 사용 가능한 산소를 획득하는 기술은 우주자원활용에서 핵심분야 중 하나이다. NASA는 화성탐사선 퍼시비어런스(Perseverance)의 현지자원활용 검증 탑재체인 MOXIE(Mars OXYgen In-situ resource utilization Experiment)를 이용하여 화성 대기 중 이산화탄소로부터 산소를 추출하는 시험을 성공적으로 수행하고 있다. 17.1 kg의 MOXIE는 탐사 로버 내부에 장착되어 300 W의 전력을 소비하며 시간 당 최대 10 g의 산소를 생산하고 있다[13]. NASA에서는 MOXIE 부품 중 고체 산화물 전기분해 장치(SOEC, Solid Oxide Electrolyzer Cell)의 기술 고도화를 통하여 실사용 수준의 생산 능력을 키우는 기술과 달에서 산소 생산에 적용하기 위하여 화성 대기 대신 달 현지에서 획득한 물에서 산소를 추출하는 기술 개발을 민간기업을 통하여 수행하고 있다. 달에서 기술 시연 수준의 활용을 위한 목표는 시간 당 수소 1.8 kg 생산, 전력 효율 46 kWh/kgH<sub>2</sub>를 목표로 하고 있다[14].

수전해 기술은 이미 지구상에서 많이 사용되는 기술로 우리나라를 비롯한 여러 국가에서 다양한 방식의 수전해 기술이 이미 상용화되어 있는 상황이어서 지구상의 기술을 달의 환경에 적합하게 발전시키기 위한 연구 개발이 필요하다. 고려가 필요한 달 환경으로는 진공 상태의 대기 조건, 우주 방사선 환경, 달의 낮과 밤 기간 100℃ 이상에서 -150℃ 이하로 변동하는 주변온도, 지구 중력의 1/6 수준의 낮은 중력 등이 있으며, 특히 영구음영지역의 얼음을 이용하여 연료를 추출하기 위하여 연료 생산 플랜트를 영구음영지역 부근에 두는 경우 -173℃ 이하의 극한 온도조건에서의 운전을 고려해야 한다. 또한 달에서 생산될 수 있는 전력량을 고려한다면 단기간 대량생산보다는 장기간에 걸친 운전을 통하여 필요한 양의 연료 생산이 적합할 수도 있기 때문에 달 환경에서 장기간 안정적으로 작동을 보장하는 신뢰도 확보가 필요하다. 달에서의 생산된 연료를 액체 수소 추진장치의 연료로 사용 실현 추진 시, 수전해 방식으로 생산된 산소 및 수소 가스를 액화하기 위한 극저온까지의 방열 방법에 대한 고려가 함께 이루어져야 한다.

### 5.3 현지자원활용 기술의 지상검증

우주 현지자원활용의 성공 가능성을 높이기 위해서는 달에 임무 장비를 보내기 전에 지구 상에 달 임무 환경과 유사한 환경을 구축하고 충분한 성능과 신뢰성 등에 대한 검증이 필요하다. 대표적인 달 표면 환경 모사 분야로 표면 토양 모사토, 열 및 진공환경 등이 있으며, 토양의 굴착, 채집된 표토 처리를 위한 호퍼, 건설 관련 기술 시험, 달 중력 모사 장치 등 다양한 종류의 검증 시설이 있다.

달 표면 모사토는 로버 주행, 착륙 안정성 등의 지상시험에서 임무 지형 조건 모사에 사용되기도 하지만 현지자원활용과 관련하여 달 표토에 포함되어 있는 산소나 휘발성 물질, 금속 등의 추출 기술 검증용으로 사용되기도 한다. 활용 목적과 착륙지 환경에 따라 다양한 모사토가 필요하기 때문에 각국의 연구기관 또는 민간 영역에서 다양한 모사토를 개발, 활용하고 있다. 미국의 존스홉킨스대의 응용물리실험실(JHU/APL)에서는 NASA의 위탁으로 매년 달 토양 모사토 분석 보고서를 발간하여 NASA 및 달 관련 커뮤니티에 정보를 제공하고 있다[13]. 우리나라는 한국건설기술연구원에서 달 토양 모사토를 대량으로 생산할 수 있는 기술과 장비를 보유한 상태이다(Fig. 6)[16].

NASA 존슨스페이스센터(Johnson Space Center)에서는 로봇을 사용한 채굴 및 건설 기술을 모사된 달 환경에서 시험하기 위한 일련의 시설을 구축하여 활용 중이다. 채굴 및 건설 기술 시험 시설인 ARGO(Advanced Regolith Ground Operations)는 챔버 내부의 크기가 1.5 m × 1.5 m × 1.5 m 규모의 소형 지반진공챔버 ASSIST, 적층기술을 이용한 건설, 채굴 및 채굴지역 준비 장치의 시연 등을 위한 ARGO 겐트리(gentry), 액체헬륨을 이용하여 최대 25°K 까지 내릴 수 있는 극저온 장치, 유사환경에서 적층 방식의 건설 기술 시험장치인 REACT,

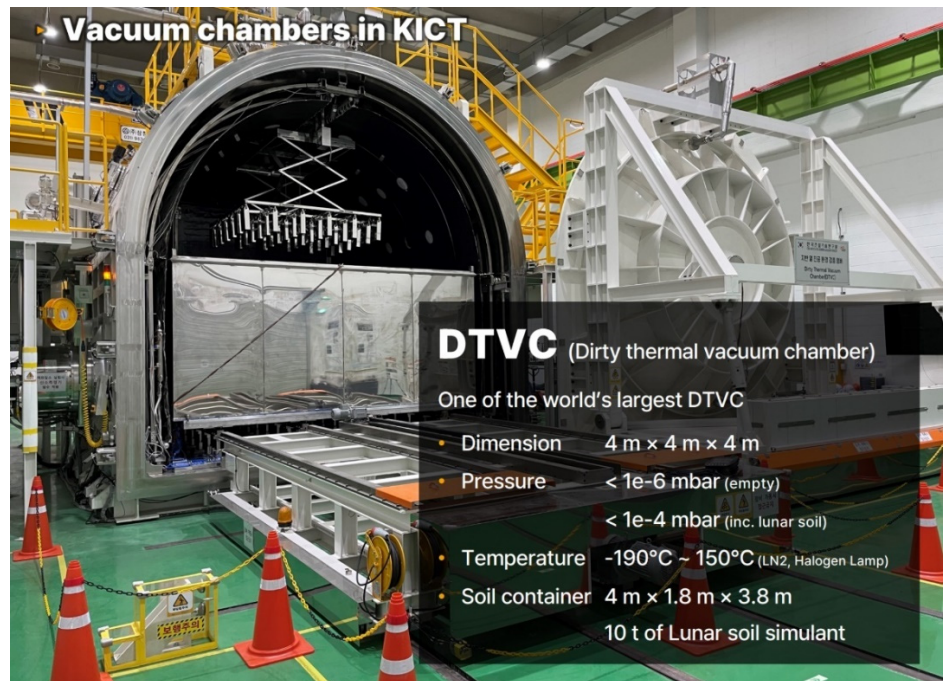


Fig. 6. Dirty thermal vacuum chamber in Korea Institute of Civil Engineering and Building Technology (KICT) [19].

고온조건의 표토 전기분해 방식을 적용하여 표토로부터의 산소 가스 추출 시험장치 GaLORE 등이 포함되어 있다[17].

한국건설기술연구원은 내부 크기가 4 m × 4 m × 4 m, 달 토양을 넣은 조건에서 압력 10<sup>-4</sup> mbar, 온도 조건 -190℃에서 150℃, 모사토 투입 중량 10톤 규모의 대형 지반열진공챔버와 소형 파일럿 지반열진공챔버를 개발하여 달 표면 환경 모사 시험에 활용하고 있다[18,19].

달에서 자원활용을 위한 지형 조성이나 건설 등에 무인으로 운용되는 장비가 이용될 수 있다. 이 경우 무인 장비는 건설이 이루어지는 달 표면 현장에서 멀리 떨어진 지구의 관제소나 달의 유인기지에서 수행될 것으로 예상할 수 있다. JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)는 달에서 물을 생산하는 플랜트 기지를 무인 건설장비를 이용하여 수행하는 상황을 재현하기 별도의 건설 부지와 수송차, 굴삭기 등의 무인 건설장비를 준비하고, 거리가 떨어진 별도의 관제소에서 원격 조정과 자동화 방식으로 물 활용 시설 건설 시나리오를 실행하였다. 이러한 시험을 통하여 원격 조정에 의한 무인 건설이 효율적으로 진행되기 위해서 건설 현장에서 취득된 데이터를 기반으로 장비와 지형에 대한 동적 상황 모사가 실시간으로 이루어질 필요성을 파악하였다[20].

#### 5.4 현지자원활용 임무 시스템 설계

현지자원활용 구현을 위한 개별기술 외에도 현지자원활용 임무 시나리오에 대하여 임무 시스템의 구성과 크기, 필요전력을 산정하기 위한 개념을 도출하는 것은 구현하고자 하는 임무 시스템의 형상을 예측하고 필요한 기술적 요구사항을 사전에 도출하여 기술 개발의 방향성을 설정하는 데 도움이 된다. JAXA는 글로벌 우주탐사 로드맵에 제시된 현지자원활용 기술시연 성능 목표 중 달 표면에서 필요한 연료 생산 목표인 연료 57.6톤을 생산하기 위한 임무 시스템 개념을 제시하고 있다.

개념 도출에 사용한 조건은 다음과 같다: 연료생산 장치는 남극 영구음영지역 근처에 두고 고지대에 태양전지를 높이 세워 연평균 일조율 50% 조건을 가정한다. 연료생산 장치와 전력 장치와의 거리는 20 km이며, 유선 전력전송 방법을 사용한다. 개념설계 대상이 되는 임무 플랜트에는 표토 채굴, 물 추출, 물 농축 및 정제, 수전해, 가스 산소 및 수소의 액화, 액체 연료의 저장 등을 위한 장비 등이 포함된다.

연료 생산 플랜트로 제시된 개념 형상은 전력 요구 조건을 만족하기 위한 태양전지판 면적 2,000 m<sup>2</sup>, 액화에 필요한 방열판 면적 300 m<sup>2</sup>이며, 플랜트 전체 중량은 293톤 등이다. 연료 생산 장치는 20 ft 표준 ISO 컨테이너에 들어갈 수 있을 정도의 크기를 목표로 하고 있다. 전체 플랜트를 구성하는 요소 별로 산정된 무게는 태양전지 관련 및 전력 변환기, 연료전지, 전력 케이블, 방열판 등이 전체 무게의 95% 이상을 차지하는 것으로 나타났다. 이러한 결과를 고려하면 실제 현지자원활용 플랜트 건설 시 전체 플랜트의 무게를 줄이기 위해서는 전력 생산, 전송, 저장 등의 전력 관련 장비와 방열판의 무게를 줄이기 위한 방안 모색이 필요한 것으로 제시되었다[21].

원자력이 아닌 태양에너지 기반의 전력을 영구음영지역 얼음으로부터 연료를 생산하는 과정에 사용하는 경우, 일조율을 높이기 위해 고지대에 위치해야 하는 태양전지와 물의 채취와 액화를 위한 저온 조건을 위해 음영지역 가까이 설치가 필요한 자원활용 플랜트 사이의 거리

가 멀어지는 조건이 발생하게 되어 케이블 방식의 대안으로 무선 전력전송 또는 태양광 반사판 등의 방법 등에 대한 고려가 필요한 것으로 판단된다.

한국항공우주연구원에서도 국내 현지자원활용 관련 관심 연구기관과 기업체 등의 관심 자원을 기반으로 현지자원활용 기술 시연을 위한 소규모 플랜트에 대한 개념연구를 수행 중에 있다.

## 6. 결론

본 논문에서는 달표면 현지자원활용이 달표면 장기 체류와 ‘문투마스’ 계획에 차지하는 의미를 살펴보고, 현지자원활용과 관련된 주요 기술 분야에 대한 국내외의 기술 개발 현황을 살펴보고, 현지자원활용은 탐사 및 우주인의 거주에 필요한 소비재, 연료 등을 탐사 현지에 존재하는 자원을 활용하여 확보하는 것으로 달표면에 다수 우주인의 장기 체류와 달에서의 이동, 지구에서 활용 가능한 자원의 지구로의 송출, 달 또는 우주에서 급유를 통한 화성 탐사 실현을 가능하게 하는 미래 우주탐사의 핵심요소가 됨을 알 수 있었다.

미국을 중심으로 한 우주탐사 선도국에서는 2030년대 중반까지의 달 표면탐사와 장기체류, 이를 기반으로 한 화성탐사에 대하여 이해를 같이 하고, 각 우주기관 독자 또는 협력 관계를 통하여 현지자원활용 관련 기술 개발 추진 중임을 알 수 있었다. 유인 장기 거주를 목표로 하는 우주탐사에 가장 앞선 계획과 기술력을 보유한 NASA는 현지자원활용 관련된 중요 분야 대부분을 자체 또는 산업체와의 협력으로 기술 개발을 진행 중인 것으로 파악되었다. 달 표면까지의 이동, 자원활용에 대한 기술 개발에서 산업체의 참여를 적극적으로 지원하고 확보된 기술 서비스 구매를 통한 산업체의 기회 제공을 통한 지속 가능한 우주탐사의 추진 방식은 우리의 우주탐사 계획 수립에도 참고할 필요가 있다고 생각된다.

다양한 달 표면 자원 중에서도 가장 현실적이고 즉각적인 효과를 거둘 수 있는 극지역 부근의 표토 자원 및 영구음영지역의 물을 우선 활용 대상으로 하고, 점차 중·저위도 표토에 포함된 금속, 휘발성 물질 활용 등으로 확장해 나가는 방법은 우주탐사와 현지자원활용 관련 자원이 제한된 우리나라에서도 참고할 필요가 있다. 일본의 경우 우주탐사를 위한 개별 기술의 독자적 개발과는 별도로 국제적으로 협의된 우주탐사 로드맵의 구현을 위한 구체적인 임무 개념설계 등을 통하여 개념을 보다 분명하게 하고 기술 개발의 방향성 제시 등을 통하여 우주 선도국의 역할을 수행하고 있는 것으로 보인다.

우주현지자원활용은 일회성 임무가 아니고 달에 장기 체류와 연료 생산 활용 등 상용화와 연관되어 있어서 장기적인 국가적 계획하에 치밀하게 준비가 이루어져야 할 우주탐사 분야이다. 가장 단순한 현지자원활용을 고려한다 하여도 원시 자원의 채광 또는 채취, 이송, 필요 자원의 추출, 정제, 보관, 활용 등을 포함하는 전체적인 라이프사이클 구성이 필요하며, 각 단계별로 필요한 전력 플랜트, 이동수단, 저장수단, 제조수단 등의 조달 방법 또한 함께 고려되어야 한다. 각 단계에 필요한 장비도 그 규모가 크며, 물로부터 연료를 생산하는 플랜트 규모가 중량 300톤 정도이다. 따라서 우주자원활용은 한 국가가 독자적 또는 독점적으로 구축하기 보다는 국제협력에 의한 역할 분담이 반드시 필요하며, 글로벌 우주탐사 로드맵, 미국의 ‘문투마스’, 중국의 국제달연구기지(ILRS, International Lunar Research Station) 등의 추진에서 국제협력이 강조되는 이유이다. 우리나라도 독자적인 달 착륙 기술과 병행하여 국제협력을 기반으로 한 현지자원활용 기술의 개발과 달표면에서의 검증 기회 확보가 필요하다. 이를 통

하여 미래에 국제적으로 추진되는 현지 자원활용 플랜트 구축과 장기체류 관련 기여할 수 있는 기회 확보의 효과를 기대할 수 있다.

## 감사의 글

본 논문은 한국항공우주연구원의 자체과제인 ‘우주현지자원활용(ISRU) 기술 시연 시스템 개념설계 연구’의 지원으로 이루어졌습니다.

## References

1. ISECG [International Space Exploration Coordination Group], The global exploration roadmap supplement, ISECG (2022) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: [https://www.globalspaceexploration.org/wp-content/isecg/GER\\_Supplement\\_Update\\_2022.pdf](https://www.globalspaceexploration.org/wp-content/isecg/GER_Supplement_Update_2022.pdf)
2. Moon-to-Mars Architecture Definition Document (ESDMD-001), Exploration systems development mission directorate, NASA/TP-20230002706 (2023).
3. ISECG [International Space Exploration Coordination Group], The global exploration roadmap supplement, ISECG (2020) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: [https://www.globalspaceexploration.org/wp-content/uploads/2020/08/GER\\_2020\\_supplement.pdf](https://www.globalspaceexploration.org/wp-content/uploads/2020/08/GER_2020_supplement.pdf)
4. ISECG [International Space Exploration Coordination Group], In-situ resource utilization gap assessment report, ISECG (2021) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: <https://www.globalspaceexploration.org/wordpress/wp-content/uploads/2021/04/ISECG-ISRU-Technology-Gap-Assessment-Report-Apr-2021.pdf>
5. Sanders G, Kleinhenz J, In situ resource utilization (ISRU): update on strategy, scope, plans, and priorities, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6-9 Jun 2023.
6. Pieters CM, Goswami JN, Clark RN, Annadurai M, Boardman J, et al., Character and spatial distribution of OH/H<sub>2</sub>O on the surface of the Moon seen by M<sub>3</sub> on Chandrayaan-1, Science 326, 568-572 (2009). <https://doi.org/10.1126/science.1178658>
7. ISRO [Indian Space Research Organisation], Chandrayaan-3 (2023) [Internet], viewed 2023 Sep 4, available from: <https://www.isro.gov.in/Chandrayaan3.html>
8. Lamboray B, SpaceResources.lu - recent developments, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6-9 Jun 2023.
9. NASA, Polar resources ice mining experiment-1 (PRIME-1) (2022) [Internet], viewed 2023 Jul 31, available from: [https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/game\\_changing\\_development/projects/PRIME-1](https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/game_changing_development/projects/PRIME-1)
10. Quinn JW, Captain JE, Eichenbaum AS, Aguilar-Ayala R, Kleinhenz JE, et al., Polar resources ice mining experiment-1 (PRIME-1) NASA's first polar drilling and volatiles detection mission, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6-9 Jun 2023.



11. King I, Honeybee robotics, test campaign to baseline flight telemetry for the TRIDENT lunar drill on PRIME-1 and VIPER, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6–9 Jun 2023.
12. NASA, VIPER mission overview (2022) [Internet], viewed 2023 Jul 31, available from: <https://www.nasa.gov/viper/overview>
13. NASA, Mars 2020 mission perseverance rover (2020) [Internet], viewed 2023 Jul 31, available from: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/instruments/moxie/>
14. Hartvigsen J, OxEon Energy, Scale up and coupling of the MOXIE solid oxide electrolyzer for mission-scale lunar and Martian applications, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6–9 Jun 2023.
15. Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Lunar simulants [Internet], viewed 2023 Jul 31, available from: <https://lsic.jhuapl.edu/Our-Work/Working-Groups/Lunar-Simulants.php>
16. Ryu BH, Kim YJ, Jin H, Lee J, Advanced manufacturing process of Korea lunar simulant, *Earth Space* 2021. 222–228 (2021). <https://doi.org/10.1061/9780784483374.022>
17. Bell E, NASA Kennedy Space Center (KSC), Development of the advanced regolith ground operations (ARGO) test bed: a robotic excavation and construction test facility with simulated lunar environments, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6–9 Jun 2023.
18. Yoo Y, Chung HS, Shin EL, Patrick R, Graham GF, et al., The KICT dirty thermal vacuum chamber (DTVC): large-scale space environment simulation of the Moon and Mars, Proceedings of the Lunar and Planetary Science Conference, The Woodlands, TX, 19–23 Mar 2018.
19. Park S, Photoelectric current density measurement for lunar daytime simulation: guiding large-scale experiment design, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6–9 Jun 2023.
20. Sutoh M, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Remote construction experiment for utilizing water resources on the Moon, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6–9 Jun 2023.
21. Shimada J, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), JAXA's concept of a lunar ISRU plant -In-situ production of LOX/LH2 from lunar regolith, Proceedings of the XXIII Space Resources Roundtable, Golden, CO, 6–9 Jun 2023.

## Author Information

**류 동 영** dyrew@kari.re.kr



한국과학기술원에서 1996년 박사학위를 취득한 후, 산업체 및 연구기관에서 인공위성, 항법 등의 기술분야 개발 업무를 수행하였다. 2010년부터 한국항공우주연구원에서 달 탐사 기술 개발에 참여하였고 현재는 달표면 탐사 기술과 우주 현지자원활용 관련 연구를 수행하고 있다.



리뷰논문

# 행성탐사용 (초)소형 로버 개발 동향

구건우, 김해동<sup>†</sup>

경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부

## Trends in Development of Micro Rovers for Planetary Exploration

Keon-Woo Koo, Hae-Dong Kim<sup>†</sup>

Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea



Received: July 9, 2023

Revised: July 28, 2023

Accepted: August 1, 2023

**†Corresponding author :**

Hae-Dong Kim

Tel : +82-55-772-71641

E-mail : haedkim@gnu.ac.kr

**Copyright** © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**ORCID**

Keon-Woo Koo

<https://orcid.org/0000-0001-9468-368X>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

### 요약

무인 탐사로버는 지구가 아닌 타 행성체에서 인간을 대신해 광물자원의 조사와 채굴 또는 여러 가지 과학 미션을 진행하는 도구로써 사용되고 있다. 최근에는 미국이 아닌 일본, 인도, 중국 등 여러 국가에서 우주 개발을 위한 무인 행성 탐사로버의 개발을 시도하거나 실제 타 행성체에서 주행에 성공하는 사례가 생기며 우주로 향한 개발열풍이 가속화되고 있다. 하지만 여전히 행성을 탐사하기 위한 무인 로버의 개발과 운용은 천문학적 비용이 수반되는 위험도가 높은 계획이며, 국가나 정부차원의 주도가 아닌 대학 또는 기업에서 독자적으로 개발을 시도하기에는 현실적인 제약이 크게 따른다. 본 논문에서는 기존의 큐브위성의 개념과 정의를 계승한 큐브로버와 (초)소형 로버의 최근 개발동향을 소개하고 큐브로버 개발의 필요성과 함께 현재 진행되고 있는 행성탐사 사례를 들어 큐브로버의 가능성과 기대사항을 소개하고자 한다.

### Abstract

Unmanned exploration rovers serve as tools for investigating mineral resources, mining, and carrying out various scientific on celestial bodies beyond Earth, acting on behalf of humans. Recently, not only the United States but also other countries such as Japan, India and China have been attempting to develop unmanned planetary exploration rovers for space development or have successfully operated them on other celestial bodies. This has accelerated the enthusiasm for space exploration and development. However, the development and operation of unmanned rovers for planetary exploration still entail significant costs and high risks, making it difficult for universities or companies to undertake such project independently without the guidance of financial backing from government entities. In this paper, we describe the recent development trends of micro-rovers, known as Cube Rovers, which inherit the concepts and definitions of traditional Cube Sat. We also introduce the potential and expectations of Cube Rovers through the necessity of their development and ongoing planetary exploration cases.

**핵심어 :** 행성탐사, 무인 로버, 큐브로버, 초소형 로버

**Keywords :** planetary exploration, unmanned rover, Cube Rover, micro-rover

## 1. 서론

로버(rover)란, 천체 표면을 이동하며 탐사하는 탐사선으로, 사실상 차륜이 존재하기 때문에 차량의 일종이라고 정의할 수 있으며, 이러한 로버는 크게 무인 로버와 유인 로버로 구분이 가능하다[1].

행성 탐사용 로버의 임무는 1970년 11월 17일 소련이 개발한 무인 로버 Lunokhod 1호가 달에 착륙하며 미션을 진행했던 사례를 시작으로, 1971년 7월 26일 미국의 Apollo 15호에 탑재된 유인 로버인 월면차가 달에서 최초로 주행을 성공하면서 유인 로버의 계보가 시작되었다[2].

하지만 이후 1986년 Challenger호와 2003년 Columbia호의 폭발사고로 기존 우주탐사의 고비용, 고위험성에 대해 고민하게 되는 계기가 되었고, 이로 인해 이후의 우주탐사 임무를 무인 로버와 로봇이 행성체에 접근하여 자원을 조사하거나 채광하는 등의 대안을 생각하게 되는 새로운 국면을 맞이하였다[3-5].

이러한 상황 속에서 최근 무인 로버를 개발하는 국가들의 동향으로는 미국을 제외한 인도나 중국에서도 꾸준히 착륙선과 무인 로버를 개발하며 행성체에 접근하는 시도를 하고 있다[6,7].

그러나 여전히 무인 로버를 개발하는 비용은 천문학적인 지원이 있어야 하기 때문에 아직은 대학이나 기업이 독자적으로 무인 로버를 개발하기에는 막대한 위험이 수반된다고 할 수 있다.

따라서 본 논문에서는 이러한 기존의 무인 로버가 갖는 개발과정에서의 고비용으로 인해 발생하는 문제점을 해소하기 위한 (초)소형 로버와 큐브(Cube) 위성의 개념으로부터 출발한 큐브로버의 동향을 다루고자 한다.

## 2. 행성탐사용 초소형 로버 국외 개발 동향

일반적으로 중, 대형 인공위성처럼 기존의 중, 대형 탐사 로버는 개발비용과 기간이 막대하기 때문에 일반적인 대학과 기업에서 개발하기에는 많은 제약사항이 존재한다. 따라서 현재 다양한 연구소와 기업에서는 탐사 로버 자체를 소형화하여 개발비용과 기간에 타협하여 탐사 로버를 개발해야 하는 필요성이 존재한다. 그 중 다양한 초소형 탐사로버 중 큐브위성의 개념을 계승한 큐브로버가 Carnegie Mellon University의 William Red Whittaker 교수팀에 의해 제안되었다[6].

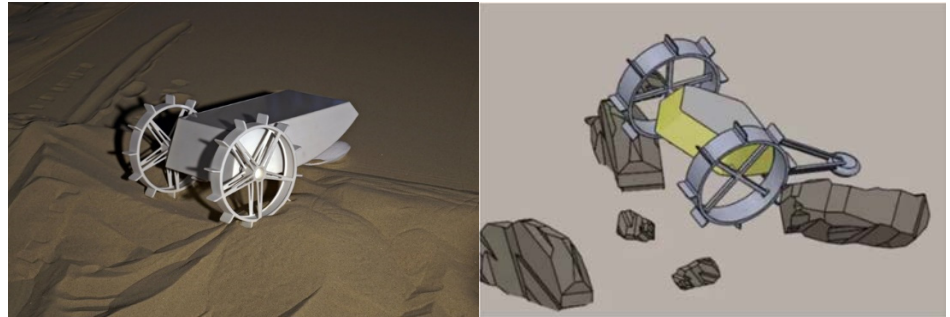
### 2.1 Cube Rover Utilizing Passive Tail

해당 큐브로버는 두 개의 독립적으로 구동되는 차륜 바퀴와 예측할 수 없는 지형에 대해 안정적으로 주행하기 위한 passive tail로 구성되어 있다[7].

Table 1처럼 큐브위성의 개념을 차용하였기 때문에 큐브위성과 같이 2 kg의 목표하중을 초과하지 않도록 설계되었으며, 이후 착륙선에서 전개된 후 20 m 반경까지 나선형 패턴으로 착륙지점을 조사하고 일정 온도 이상에서는 로버가 일시중단 되는 등의 기능을 갖는다[7]. 해당 큐브로버는 두 바퀴로만 주행을 하더라도 안정적인 주행이 가능하도록 후방으로 뻗어 있는 passive tail를 장착하였기 때문에 복잡한 구조의 서스펜션을 사용하지 않아 Fig. 1과 같이 로버의 형상이 단순하다는 특징을 갖는다. 큐브위성의 개념에서 출발된 초창기 큐브로버의 형

**Table 1.** Specifications of the IRIS Cube Rover [7]

Rover name	Cube Rover (passive tail Cube Rover)
Target mass	2 kg
Total mass	1.937 kg

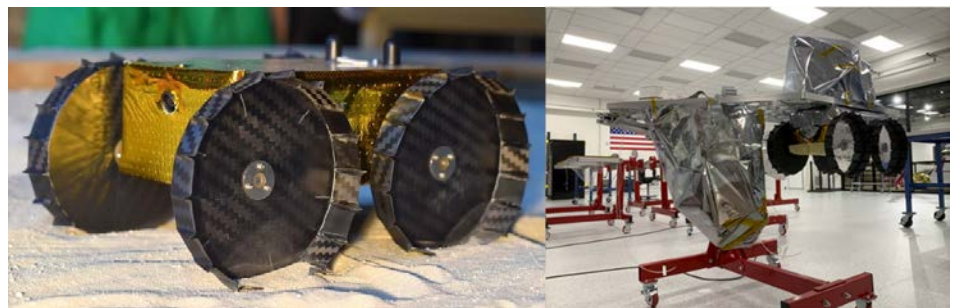


**Fig. 1.** Early Cube Rover Equipped with a Passive Tail. The Passive tail-equipped Cube Rover (Left) and Simulation environment for testing obstacle climbing (Right) [7].

상은 Fig. 1처럼 장착된 서스펜션 대용의 passive tail때문에 큐브위성의 규격과 형상과는 외견상 달라 보이는 것이 특징이다. 또한 passive tail을 사용하는 큐브로버의 관련 기사를 통해 태양전지패널을 제거하여 경량화와 공간절약을 시도했음을 확인할 수 있었으며, 태양전지판이 제거된 이후 대신 더 큰 방열판을 탑재하고자 하는 시도를 확인할 수 있었다[8].

## 2.2 IRIS Cube Rover

Passive tail을 사용하는 큐브로버는 기존의 큐브위성처럼 큐브 형태의 플랫폼을 확장하는 방식을 계승하였다고 보기에 무리가 있다. 하지만 Astrobotic의 Peregrine 달 착륙선에 최종적으로 수납되어질 IRIS 큐브로버는 기존의 passive tail을 사용하는 큐브로버와 달리 독립적으로 움직이는 차륜 바퀴 4개가 존재하며, 그 형태는 Fig. 2와 같고 Table 2에서와 같이 총 2 kg의 질량을 가지고 있다고 알려져 있으며, 큐브형태의 25 cm × 17.5 cm × 10.5 cm 규격을



**Fig. 2.** Carnegie Mellon University's Cube Rover. The first flightworthy IRIS Cube Rover (left) and IRIS Cube Rover installation process (right) [10,11].

**Table 2.** Specifications of the IRIS Cube Rover

Rover name	IRIS Cube Rover
Mass	2 kg (4.4 lb)
Dimensions	250 mm × 175 mm × 105 mm

가지고 있어 초창기 큐브위성과 달리 외견과 형상이 큐브위성과 흡사해 겹침을 확인할 수 있었다[6,9].

Passive tail을 사용하는 기존의 큐브로버는 무거운 차륜 바퀴를 대체하기 위해 고안되었으나, 주행 시 오히려 더 많은 항력을 발생시키는 문제점이 존재했다[6]. 이에 Carnegie Mellon University의 William Red Whittaker 교수팀은 카본복합재료를 활용하여 병뚜껑 형태의 가벼운 차륜 바퀴를 제작하였고, 이후 passive tail을 제거하고 최종적으로 해당 차륜 바퀴를 장착한 큐브로버를 제작했다[6,9-11].

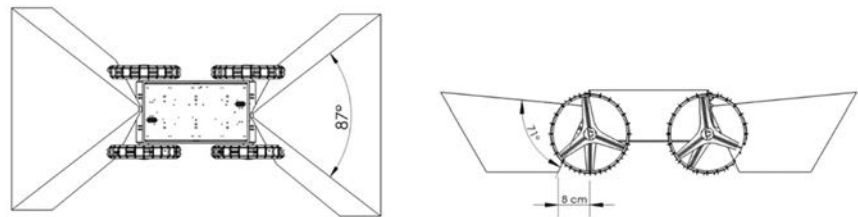
### 2.3 Astrobotic Cube Rover

Astrobotic은 IRIS 큐브로버를 수납하게 될 Peregrine 착륙선을 개발한 회사다[12]. 하지만 Astrobotic은 Peregrine 착륙선 외에도 독자적인 큐브로버 개발을 진행하고 있는데, 그 형상과 개념은 Fig. 3처럼 기존의 큐브위성과 가장 흡사하다.

Astrobotic의 큐브로버는 다양한 제원의 큐브로버가 존재하는데, 본 동향조사에서는 2U, 4U, 6U의 총 세 가지 규격의 큐브로버가 존재함을 확인하였다. 또한 Fig. 4와 Table 3에서 보여주는 것처럼 해당 큐브로버는 두 개의 외부 카메라를 사용하여 큐브로버가 주행할 때마다



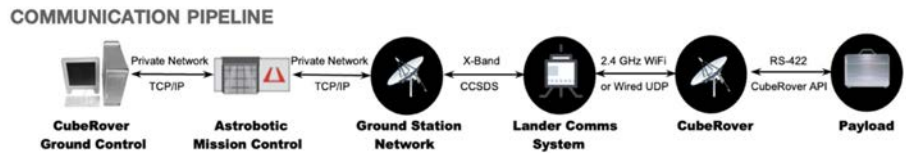
**Fig. 3.** An Introduction to the Cube Rover Developed by Astrobotic [13,14].



**Fig. 4.** Vertical and horizontal fields of view the Astrobotic Cube Rover Camera [15].

**Table 3.** Specifications of the Astrobotic Cube Rover [15]

Rover name	Astrobotic Cube Rover (2U)
Rover mass	Up to 5 kg
Dimensions	40 cm × 50 cm × 28 cm
Payload-rover protocol	Serial RS-422
Rover-lander protocol	2.4 GHz WiFi
Normal speed	4 cm/sec
Camera	Front and rear view, 16-megapixel resolution
Localized precision	0.06 mm/m
Payload loading power	0.5 W/kg, peak: 10 W (2U)
Battery interface	DC 28 V Lithium-ion (2U)



**Fig. 5.** The communication pipeline of Astrobotic Cube Rover [15].

다양한 크기와 압축률을 가진 이미지를 전송할 수 있다. Astrobotic은 navigation과 localization을 위해 16-megapixel 카메라가 사용되고 로버가 움직일 때마다 지상국에서 로버의 주변 상황을 쉽게 인식하도록 할 수 있다[15]. 추가적으로 Astrobotic의 큐브로버는 큐브로버로부터 얻어진 이미지의 특정 영역을 잘라낼 수 있는 기능을 가지고 있어, 전체 해상도 이미지를 전송할 필요 없이 큐브로버의 데이터 전송 효율을 최적화 할 수 있으며 구체적인 지상국과 큐브로버 간의 통신 파이프라인을 Fig. 5와 Table 3과 같이 제시하였다[15].

### 3. 행성탐사용 초소형 로버 국내 개발 동향

#### 3.1 한국원자력연구원 소형 채광로봇

인류의 화성탐사 또는 심우주 탐사의 전진기지 역할을 기대할 수 있는 달 기지의 지속가능한 운영을 위해 달 현지에서 직접 자원을 확보하는 미션은 중요하게 여겨진다[5]. 따라서 Fig. 6과 같이 한국원자력연구원은 달 기지의 운영을 위해 달 표토를 채광할 수 있는 장치를 개발하였으며, 해당 로봇은 달 표토를 채광할 수 있는 장소까지 이동하며 최종적으로 달 표토를



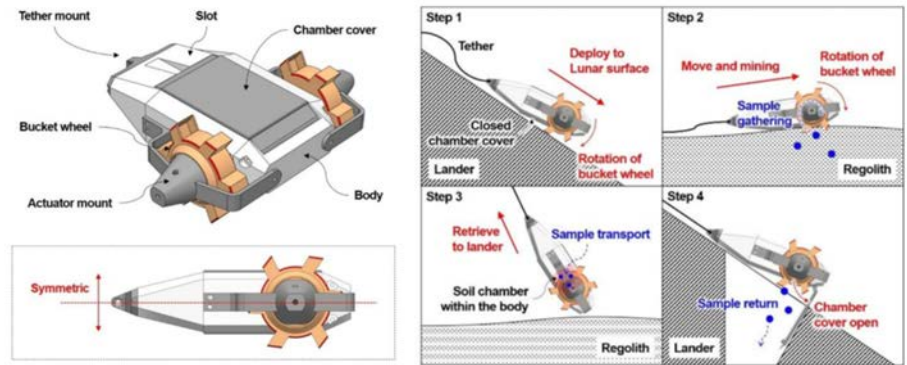


Fig. 6. Small-Scale Mining Robot by the Korea Atomic Energy Research Institute. Mining robot for regolith extraction (left), regolith mining methods of mining robots (right) [5].

채광하는 임무를 갖는다. 해당 로봇의 구동부이자 달 표토를 채광하기 위한 장치인 두 개의 Bucket Wheel는 달 표토를 로봇 내부로 이송하여 보관할 수 있다. 이후 충분한 채광이 완료 되면 해당 채광로봇이 착륙선에 복귀할 때 보관된 달 표토 샘플들을 착륙선 내 수집된 표토를 주입할 수 있는 장치에 떨어뜨리며 임무를 완수하게 된다.

### 3.2 한국과학기술연구원 달 탐사로버

2030년 한국형 달 탐사 임무 완수 미션을 위해 한국과학기술연구원에서 개발된 소형 달 탐사로버의 형상은 Fig. 7과 같다. Fig. 7에서 좌측의 초창기 POC(proof of concept) 모델은 13 kg의 무게를 가지며, Table 4와 같이 500 mm × 700 mm × 250 mm 크기에 4 cm/sec의 속도로 이동할 수 있으며 2015년, 달 환경을 고려한 로버 개발모델(DM)의 1차 버전 개발 이후 Fig. 6에서 우측의 이미지와 같이 기존의 1차 버전의 모터수를 8개에서 4개로 감소시키고 구동부 풀링 메카니즘, FPGA(Field Programmable Gate Array) 기반 로버 주행 모터 제어 시스템을 추가해 최종적으로 로버의 목표 하중과 최적 기구부 조합을 도출하여 현재의 2차 버전으로 발전되었다[16-18]. 현재 개발된 해당 2차 버전의 로버는 총 12.85 kg의 무게를 가지고 있으며, 24 V 50 W DC 모터를 사용하며 지구와 달 탐사 로버 간 원격통신을 가정하여 로버를 원격으로 제어하는 실제 테스트까지 진행되었다[19,20].



Fig. 7. Lunar Exploration Rover developed by KIST [16-18]. KIST, Korea Institute of Science and Technology.

**Table 4.** Specifications of the Lunar Exploration Rover Developed by KIST [19–21]

Rover name	Korea Lunar Exploration Rover (second version)
Mass	12.85 kg
Dimensions	50 cm × 70 cm × 40 cm
Motor	DC 24 V
Normal speed	4 cm/sec

KIST, Korea Instituts of Science and Technology.

또한, 달에서의 우주방사선에 대응하기 위해 내부 전자회로의 피복을 두겹게 만들고 그 위를 납과 같은 차폐재로 감싸는 별도의 보호장치도 제작되어 적용되었다(Table 4)[21].

### 3.3 무인탐사연구소 탐사로버

무인탐사연구소에서 개발한 탐사로버는 소형 탐사로버로 개발되었으며, 그 형상은 Fig. 8과 같다. 해당 Fig. 8과 같이, 무인탐사연구소에서는 각각 차륜이 두 개의 로버인 Scarab과 바퀴가 4개로 구성되어 있는 탐사로버인 Haetae의 프로토타입을 개발하였다[22]. 중, 대형의 탐사로버의 경우 rocker-bogie 타입의 suspension 구조를 가지지만 이와 같은 소형 탐사로버의 경우에는 공간적으로 이를 구현하기가 불리하여 Scarab 탐사로버는 Carnegie Mellon University의 초창기 큐브로버와 유사하게 passive tail처럼 서스펜션 구조를 대체하는 tail stabilizer가 존재하는 것을 확인할 수 있었다. Haetae 탐사로버의 경우 rocker가 연결된 3개의 베벨기어를 통해 이를 서스펜서로 사용해 바퀴마다 토크전달과 접지력을 유지할 수 있도록 설계되었으며, Scarab과 Haetae 탐사로버의 규격과 성능은 Table 5와 같다[22–24].

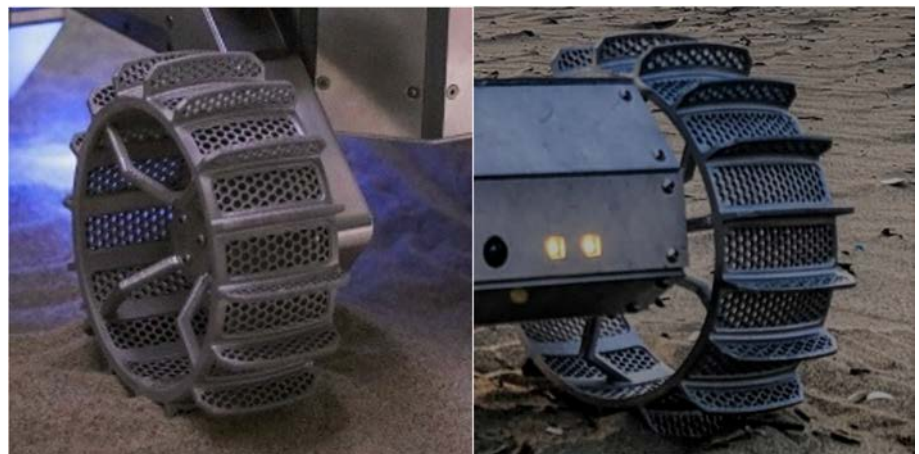


**Fig. 8.** Introducing the Exploration Rover Developed by the UEL [25].

**Table 5.** Specifications of the Exploration Rover developed by the UEL [22]

Rover name	Item	Specification
Scarab	Mass	2–5 kg
	Dimensions	25–45 cm × 15–25 cm × 15–25 cm
	Operational range	150 m/charge
	Maximum speed	200 cm/min
	Camera	800 megapixel camera
Haetae	Mass	10–15 kg
	Operational range	400 m/charge
	Maximum speed	400 cm/min
	Camera_1	IR camera
	Camera_2	Stereo vision camera

또한 소형 탐사로버의 특성상 중, 대형 탐사로버와 달리 바퀴 면적이 작다는 특징을 가지고 있다. 따라서 작은 바퀴를 가지고 있는 소형 탐사로버는 달의 저중력 상태로 인한 수직항력 감소와 부드러운 월면토 위에서 마찰력이 부족하게 되어 바퀴가 헛도는 현상이 발생할 수 있다. 이를 위해 무인탐사연구소는 갈퀴 형태 구조로 설계된 바퀴 안쪽에 월면토가 쌓이는 현상을 방지하고 바퀴의 접지력을 높이기 위해 Fig. 9와 같은 Honeycomb 구조의 mesh를 바퀴에 적용해 주행실험을 진행하고 있다[23–25].



**Fig. 9.** Wheels of UEL's Exploration Rover with Honeycomb structured and mesh [26].



## 4. 경상국립대학교 행성 탐사용 큐브로버 소개

본 논문에서는 앞의 사례와 같이, 경상국립대학교 우주시스템연구실에서는 큐브위성의 규격과 개념을 계승하여 보다 저렴하게 행성체에 접근할 수 있는 큐브로버에 대한 연구 및 개발을 진행하고 있다.

해당 큐브로버는 기존의 큐브로버보다 큐브위성의 규격과 개념에 더욱 유사한 내, 외부 형태를 가지고 있으며 다양한 유체의 1U 규격의 탑재체를 수납할 수 있는 공간이 존재한다.

### 4.1 Gyeongsang National University\_G-NU(Demo) 큐브로버 소개

경상국립대학교 우주시스템연구실(space systems lab, SSL)에서 개발한 G-NU 큐브로버는 3U 규격으로, Fig. 10과 같은 형상과 Table 6와 같은 성능을 가지고 있다.

현재 제작된 G-NU 큐브로버의 최종적인 형상과 구성부품은 추후 변경될 가능성이 있으나 4개의 독립적인 구동이 가능한 주행 Wheel과 사용자의 임무 요구사항에 대응할 수 있도록 1U 규격의 추가적인 탑재체를 수납할 수 있는 내부 공간이 존재한다. 해당 Fig. 10의 큐브로버와 같이 사용자의 임무 요구사항에 대응할 수 있는 1U 규격의 추가적인 탑재체를 모사하기 위해 임의로 장착한 LiDAR 센서처럼, 향후 타 천체에서의 외부 환경을 기록할 수 있는 LiDAR 또는 depth camera 등을 사용하여 자율주행을 구현하는 것을 목표로 하고 있다.

또한, Carnegie Mellon University의 초창기 큐브로버와 IRIS 큐브로버와 같이, 큐브로버의 내부 온도가 적정온도인 약 50°C-60°C 이상의 온도일 때, 극한의 저온 환경인 달의 밤 기간 일 때, 자동으로 운행이 종료되는 등의 기능을 추가하여 달과 같은 타 행성체에서 정상적인 운용을 위한 기초적인 기능을 구현하여 적용할 예정이다[27-29].

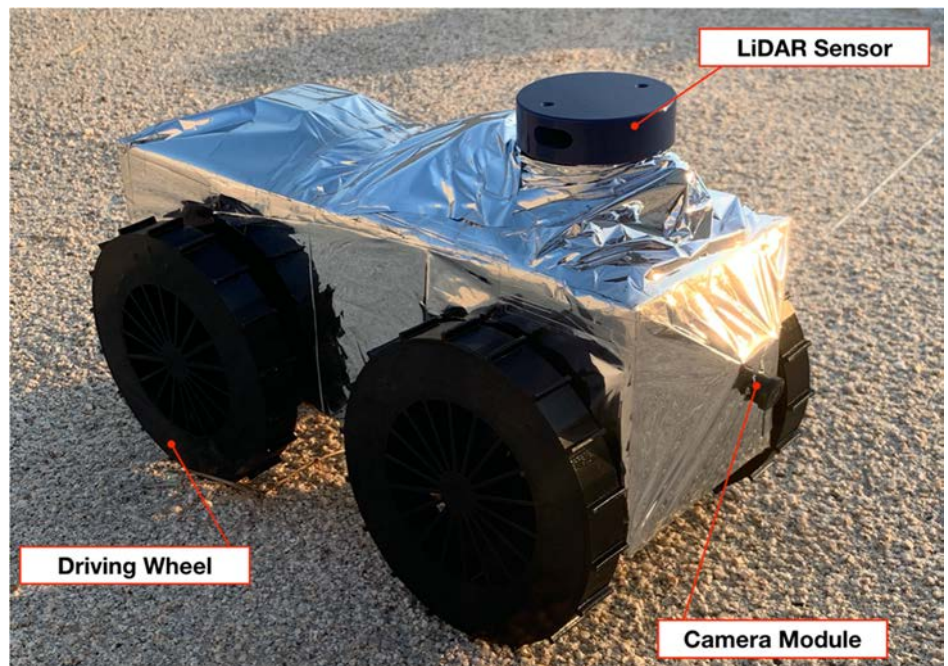
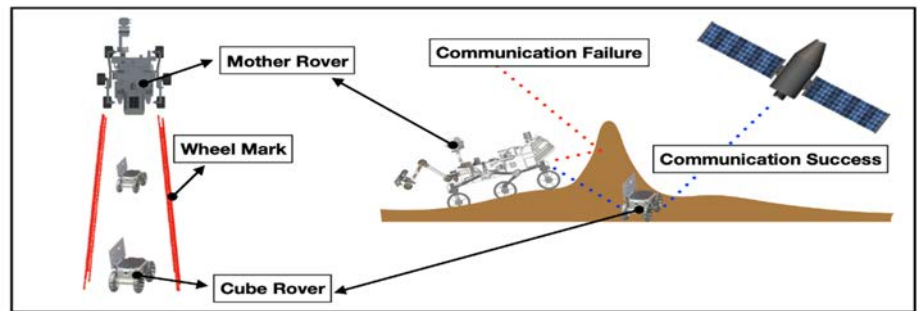


Fig. 10. Introducing the G-NU CubeRover developed by the Gyeongsang National University.

**Table 6.** Specifications of the Lunar Exploration Rover developed by GNU

Rover name	G-NU Cube Rover_3U (Demo)
Mass	Up to 2.8 kg
Dimensions	16 cm × 15 cm × 31 cm
Operational range	2,400 m/charge
Maximum speed	4 cm/sec
Camera	2 megapixel camera
Battery	5,000 mAh, 5 V



**Fig. 11.** Introducing the G-NU CubeRover Mission by the Gyeongsang National University.

G-NU 큐브로버의 특징은 기본적으로 지상국의 제어를 통해 독립적인 주행이 가능하지만, Fig. 11과 같이 외부 카메라 모듈을 통해 앞서가는 중, 대형 또는 소형 탐사로버의 차륜자국을 인식하여 자율주행이 가능하다는 특징을 가지고 있다.

해당 기능은 현재의 큐브위성의 운용과 같이 큐브로버도 중, 대형 또는 소형 탐사로버와 행성체 표면에서 같이 전개되어 독립적 또는 협동 미션을 진행하는 것을 고려한 기능이다.

큐브로버가 앞서가는 주 탐사로버(mother rover)의 차륜자국을 따라 주행할 경우 큐브로버는 안전이 보장된 주행경로를 확보하여 Fig. 11처럼 주 탐사로버(mother rover)와 위성 간 원활한 통신연결을 보조하는 용도로 사용할 수 있다. 또는 주 탐사로버와 지상국간 통신이 두절이 되어 직접적인 제어가 어려운 상황에도 주 탐사로버(mother rover)를 안정적으로 주행할 수 있다는 장점을 기대할 수 있다.

#### 4.2 G-NU 큐브로버 주행실험

제작된 G-NU 큐브로버의 주행성능을 확인하기 위해 임시로 제작한 실험장에서 주행실험을 진행하였다.

가로와 세로의 길이가 5 m 규격인 실험장에서 큐브로버와 같은 네트워크를 공유하는 master PC가 큐브로버에 원격접속해 직진, 좌회전, 우회전과 같은 큐브로버의 주행기능을 실험하였다.

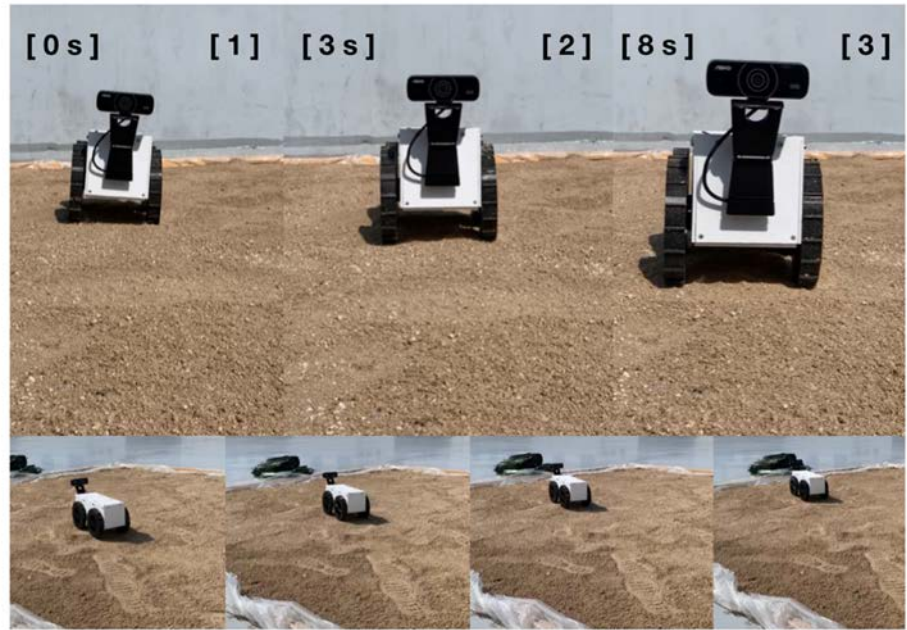


Fig. 12. G-NU CubeRover driving experiment & results.

그 결과, Fig. 12와 같이 약 초속 4 cm의 이동속도를 확인할 수 있었으며, 이는 Astrobotic의 큐브로버의 이동속도와 동등 또는 유사한 결과임을 확인할 수 있었다.

#### 4.3 G-NU 큐브로버 향후연구

G-NU 큐브로버의 최종적인 목표는 행성체 표면에서 지상국간의 통신이 두절되는 상황에서도 자율주행을 통해 이를 극복하고자 하는 것이다.

하지만 큐브위성의 선례와 마찬가지로 큐브로버 또한 독자적으로 운영하는 방식보다는 비용적인 이유로 큐브로버가 중, 대형 또는 소형 탐사로버와 착륙선에 같이 수납되어질 것으로 예상되어진다[30].

착륙선의 착륙 후에는 큐브로버와 중, 대형 또는 소형 탐사로버가 각각 행성체 표면에 전개되어 독립적 또는 협동 미션을 진행하는 방식을 선택할 가능성이 높기 때문에, 타 행성체에서 자율주행을 구현할 때 큐브로버의 주행판단을 위한 주행 데이터를 인지하는 과정에서 안전하고 검증된 좋은 기준이 필요하다.

이러한 이유로 본 G-NU 큐브로버는 같이 타 행성체에 전개된 중, 대형 또는 소형 탐사로버의 주행경로를 기준으로 Fig. 13과 같이 기초적인 컴퓨터비전 기술을 통해 자율주행 기능을 실험적으로 구현하고자 한다.

Fig. 13의 결과와 같이, 행성체 표면에 남겨진 차륜자국을 G-NU의 자율주행 데이터로 사용하기 위한 mask image를 생성하는 과정 중 동일한 조건에서 contour tracing 기법을 사용하는 것이 양질의 차륜자국 mask image를 생성할 수 있었으며, 기타 다른 방법보다 더 높은 FPS(frame per second) 성능을 보여주었음을 확인하였다.

하지만 현재 G-NU 큐브로버의 주행실험을 위해 임시로 제작한 실험장은 타 행성체의 주행환경을 모사하였다고 보기에는 무리가 있다.

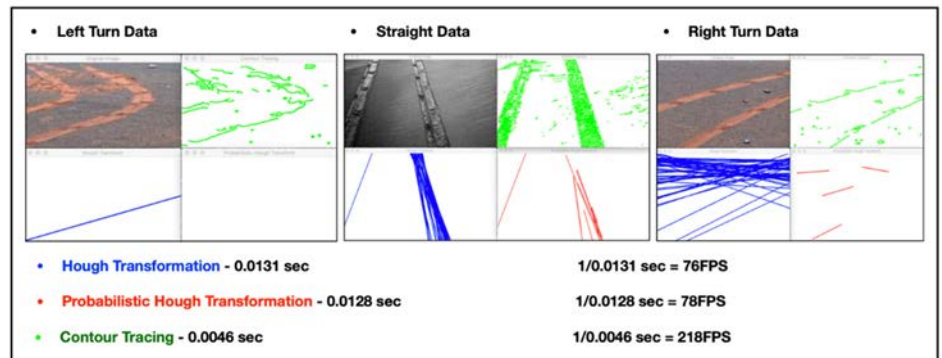


Fig. 13. Wheel mark recognition and tracking demonstration method for G-NU CubeRover.

따라서 추후 연구에서는 달의 저중력 환경 및 표토와 유사한 입자를 가진 토양을 사용하여 실험을 진행할 필요가 있다.

## 5. 결론

본 논문에서는 보다 저렴하게 천체에 접근할 수 있는 초소형 탐사로버 대한 소개와 이와 관련된 현재 큐브로버의 연구 및 개발 동향을 소개하였다.

또한 현재 경상국립대학교 우주시스템연구실(SSL)에서 진행 중인 큐브로버 관련 연구와 향후 연구에서 큐브로버의 자율주행에 대한 필요성을 제시하였다.

추가적으로 현재 연구중인 큐브로버가 지향하는 목표는, 최종적으로 G-NU 큐브로버가 앞선 탐사로버의 차륜자국을 tracking하여 주행하는 기초적인 자율주행뿐 아니라, 차륜자국이 라는 일종의 cheating data가 없는 독립적인 주행환경에서도 LiDAR 또는 depth camera와 같은 센서를 사용하여 안정적인 자율주행을 구현하는 것을 목표로 하고 있다.

이와 유사한 연구 사례로는 Carnegie Mellon University에서 IRIS 큐브로버의 개발을 주도한 William Red Whittaker 교수의 사례가 대표적이며, 추후 발사 예정인 초소형 무인 달 탐사선 MoonRanger에 다양한 기술을 실험적으로 적용해 앞으로 어두운 극지방 그림자 지역을 스스로 통과할 수 있도록 Fig. 14와 같은 navigation 경로 인식 기법 등을 활발하게 연구하고 있는 동향을 파악할 수 있었다[31].

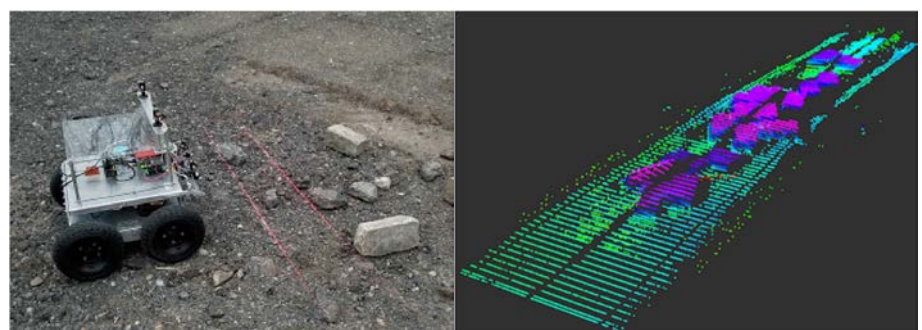


Fig. 14. Introducing about Carnegie Mellon University Rovers: Dual-laser setup on testing on a testing platform (Left) and integrated light striping reconstruction & pose estimator (Right).



이처럼 큐브로버의 다양한 기능 개발로 하여금 큐브위성의 사례와 같이 개발과 운용에 대한 리스크가 상대적으로 낮아짐으로써 앞으로 대학과 기업의 더욱 도전적이고 다양한 미션이 기대된다.

## 감사의 글

본 연구는 경상국립대학교 2022년 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주 교육센터(2022M1A3C2074536)의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

## References

1. Wikipedia, Rover (space exploration) (2022) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://ko.wikipedia.org/wiki/%ED%83%90%EC%82%AC%EC%B0%A8>
2. Ahn SM, Lee YG, Kim SP, Kim TS, Moon SM, Space rover development and domestic technology, *Curr. Ind. Technol. Trends Aerosp.* 6, 27-34 (2008).
3. Seong H, Hong SW, Moon SM, Between individuals and organizations: reinterpretation of the challenger explosion and finding the interface between STS and engineering ethics, *J. Eng. Educ. Res.* 15, 53-60 (2012). <https://doi.org/10.18108/jeer.2012.15.1.53>
4. Lee J and Rew D-Y, A Review of the Candidate Areas and Missions for Lunar Landing Sites based on NASA Workshop & Overseas Landing Missions, *J. Space Technol. Appl.* 1(3), 375-395(2021)
5. Lee WS, Ryu DS, Park JW, Shin HC, Conceptual design of bucket wheel typed compact mining robot for Lunar ISRU mission, *Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2023 Spring Conference*, Jeju, Korea, 19-21 Apr 2023.
6. Carnegie Mellon University News, Iris lunar rover meets milestone for flight (2020) [Internet], viewed 2023 Apr 1, <https://www.cmu.edu/news/stories/archives/2020/may/iris-meets-milestone.html>
7. Spaceflight Insider, Astrobotic spins out CubeRover, opens offices in Luxembourg (2018) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.spaceflightinsider.com/missions/commercial/astrobotic-spins-out-cuberover-opens-offices-in-luxembourg/>
8. Tallaksen A, CubeRover – 2-kg Lunar rover [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://andrewtallaksen.com/2018/02/19/cuberover-2-kg-lunar-rover/>
9. Tallaksen AP, Horchler AD, Bojrum C, Arnett D, Jones H, et al., CubeRovers for lunar exploration, in *Lunar Exploration Analysis Group (LEAG 2017) Conference*, Columbia, MD, 10-12 Oct 2017.
10. BBC News, Iris: student-built robot rover on track to explore the Moon (2022) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.bbc.com/news/science-environment-60231748>

11. Spacelight Insider, Astrobotic spins out CubeRover, opens office in Luxembourg (2018) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.spaceflightinsider.com/missions/commercial/astrobotic-spins-out-cuberover-opens-offices-in-luxembourg/>
12. International Astronautical Federation, John Thornton (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.iafastro.org/biographie/john-thornton.html>
13. Collect Space, Astrobotic awarded more than \$1 million to advance CubeRover payloads (2020) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <http://www.collectspace.com/ubb/Forum35/HTML/001006.html>
14. Rundown R, Astrobotic deliver lunar micro rover to NASA for testing [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://rocketrundown.com/astrobotic-deliver-lunar-micro-rover-to-nasa-for-testing/>
15. Astrobotic Technology, Cuberover payload user's guide (2021) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.astrobotic.com/wp-content/uploads/2021/07/CubeRover-Payload-Users-Guide-v1.7.pdf>
16. HelloDD.com, KIST develops technology verification for Korean lunar exploration rover (2015) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.hellodd.com/news/articleView.html?idxno=52071>
17. Robot Media, Young robotics engineer, Dr. Woo Seob Lee(19) from KIST (2018) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <http://www.irobotnews.com/news/quickViewArticleView.html?idxno=15525>
18. Robot Media, [KRoC 2020] Invited lecture (2) by Dr. Woo Seob Lee and Professor Jung Kim featuring Korean lunar exploration rover and soft-actuated ankle assist device as topics (2020) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <http://www.irobotnews.com/news/articleView.html?idxno=21972>
19. Seo M, Lee W, Study on mobility of planetary rovers and the development of a lunar rover prototype with minimized redundancy of actuators, *J. Korean Soc. Prec. Eng.* 36, 339-348 (2019). <https://doi.org/10.7736/KSPE.2019.36.4.339>
20. KIST Artificial Intelligence and Robotics Institute, [Premium report] Journey into the field of robot development in Korea (2021) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.airi.kist.re.kr/news/activity/peurimieom-ripoteu-hangug-robos-gaebalyi-hyeonjange-gada?lang=ko>
21. Donga Science, [Premium report] Journey into the field of robot development in Korea (2020) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: [https://v.daum.net/v/20200126060042155?s=print\\_news](https://v.daum.net/v/20200126060042155?s=print_news)
22. UEL, Brochure (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <http://www.uel.co.kr/>
23. Physics and Advanced Technology, Crossroads, planetary unmanned exploration and lunar soil experiment (2018) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: [https://webzine.kps.or.kr/?p=5\\_view&idx=16773](https://webzine.kps.or.kr/?p=5_view&idx=16773)

24. Hong IS, Yi Y, Ju G, Lunar exploration employing a quadruped robot on the fault of the rupes recta for investigating the geological formation history of the Mare Nubium, *J. Space Technol. Appl.* 1, 64–75 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.1.64>
25. Science Chosun, [Space K] Part 3: “the era of lunar exploration started again… more opportunities opened for K rover” (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://biz.chosun.com/science-hosun/technology/2023/04/24/QKQIIXAFYBFINO6WGKDELOGFFA>
26. Sankyungtoday, “Let’s go to the Moon”...’Unmanned Exploration Research Institute’ Building the only lunar exploration rover in Korea (2023) [Internet], viewed 2023 Jul 1, available from: <https://m.sankyungtoday.com/news/view/1065597007893783>
27. Brunch story, Fly to the moon interview with Jo Nam-seok, CEO of Unmanned Exploration Research (2021) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://brunch.co.kr/@c73ab1fb244e4d7/10>
28. IT World, “Dangerous if over 90 degrees!” checking CPU temperature and its countermeasures” (2021) [Internet], viewed 2023 Jul 19, available from: <https://www.itworld.co.kr/news/209167>
29. Kempenaar J, Novak K, Redmond M, Farias E, Singh K, et al., Detailed surface thermal design of the Mars 2020 rover, Proceedings of the 48th International Conference on Environmental Systems, Albuquerque, NM, 8–12 Jul 2018.
30. YTN Science, Performance verification satellite, ‘Nuri-ho’ successfully deployed CubeSat … world’s first attempt (2022) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://science.ytn.co.kr/program/view.php?mcd=0082&key=202206301137107354>
31. Jamal H, Gupta V, Khera N, Vijayarangan S, Wettergreen D, et al., Terrain mapping and pose estimation for polar shadowed regions of the moon, Proceedings of International Symposium of Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, Pasadena, CA, 19–21 Oct 2020.

## Author Information

구 건우 rnrjsdinspace@gnu.ac.kr



2020년 경상대학교 기계항공정보융합공학부 항공우주및소프트웨어공학전공으로 입학하였다. 2020년 10월부터 2021년 3월까지, 2021년 10월부터 2022년 2월까지 한국생산기술연구원 서남본부에서 실내 로봇의 자율주행을 위한 컴퓨터비전과 객체인식 딥러닝 연구를 시작하였다. 2023년부터 현재까지, 경상국립대학교 항공우주및소프트웨어공학부 우주시스템연구실 학부생 연구원으로 주로 초소형 탐사로버와 같은 우주로봇의 설계와 구현, 초소형 탐사로버의 타 행성체 오프로드 자율주행 기법 등을 연구하고 있다.

김해동 haedkim@gnu.ac.kr



2009년 KAIST에서 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에 아리랑위성 관제시스템 개발을 시작하였으며, 2000년에 한국항공우주연구원으로 이직하여 2022년 8월까지 22년 동안 아리랑위성 1,2,3,3A,5호 및 천리안 관제시스템 개발, 아리랑 1호, 2호 실무운영 책임자, 이외 초소형위성 개발, 우주쓰레기 충돌위험 분석 및 제거 기술 개발, 궤도상서비스 기술 개발을 위한 연구 책임자를 역임하였다. 2022년 9월부터 경상국립대학교 정교수로 부임하여 군집위성 임무/궤도 설계와 해석, 초소형위성을 이용한 궤도상서비스 및 지구 재진입, 위성폐기 기술들을 연구하고 있다.



연구논문

# 차세대 중형 3호의 Magnetic Cleanliness Algorithm

최정림<sup>1†</sup>, 이동렬<sup>2</sup>, 이승욱<sup>1</sup>, 최두영<sup>1</sup>, 유광선<sup>3</sup>

<sup>1</sup>충북대학교 천문우주학과

<sup>2</sup>국가핵융합에너지연구원

<sup>3</sup>한국과학기술원 인공위성연구소



Received: July 8, 2023

Revised: August 5, 2023

Accepted: August 10, 2023

†Corresponding author :

Cheong Rim Choi

Tel : +82-43-249-1616

E-mail : crchoi@chungbuk.ac.kr

**Copyright** © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

## ORCID

Cheong Rim Choi

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

Tongnyeol Rhee

<https://orcid.org/0000-0002-1552-0426>

Seunguk Lee

<https://orcid.org/0000-0001-8045-6398>

Dooyoung Choi

<https://orcid.org/0000-0002-3393-9060>

Kwangsun Ryu

<https://orcid.org/0000-0001-8550-4213>

## Magnetic Cleanliness Algorithm for Satellite CAS500-3

Cheong Rim Choi<sup>1†</sup>, Tongnyeol Rhee<sup>2</sup>, Seunguk Lee<sup>1</sup>, Dooyoung Choi<sup>1</sup>, Kwangsun Ryu<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

<sup>2</sup>Korea Institute of Fusion Energy, Daejeon 34133, Korea

<sup>3</sup>Satellite Technology Research Center (SaTRec), Korea Advanced Institute of Science and Technology, Deajeon 34141, Korea

## 요약

위성에서 나오는 자기잡음(magnetic noise)을 줄이는 것은 위성탐사에서 자력계의 성능을 향상시키는 중요한 방법 중의 하나이다. 자기잡음(magnetic noise)을 줄이는 방법 중의 하나가 위성에서 붐(boom)을 길게 뻗어내는 것이나, 이것은 높은 비용과 위성 운용 난이도 측면에서 선호하지 않는 방법이다. 그래서 많은 경우, 자기장 데이터 산출 후에 측정 데이터 세트에서 위성 플랫폼의 자기 간섭을 제거하는 것이 널리 사용된다. 본 연구에서는 붐 없이 태양전지판에 2개 그리고 본체 1개씩 각각 설치된 자력계(magnetometer)에서 관측한 자기잡음(magnetic noise)을 제거하는 알고리즘을 소개하고자 한다.

## Abstract

One of the important ways to improve the performance of magnetometers in satellite exploration is to reduce magnetic noise from satellites. One of the methods to decrease magnetic noise is by extending the satellite boom. However, this approach is often not preferred due to its high cost and operational considerations. Therefore, in many cases, removing interference from the satellite platform in the measured dataset is widely utilized after data acquisition. In this study, we would like to introduce an algorithm for removing magnetic noise observed from magnetometers installed on two solar panels and one main body without a boom.

**핵심어** : 우주탐사, 위성 자력계, 자기 청소, 자기 잡음

**Keywords** : space exploration, satellite magnetometer, magnetic cleanliness, magnetic noise

## 1. 서론

2025년에 발사될 한국형 우주발사체인 차세대 중형위성(CAS 500-3)에 전리층 플라즈마 관측 장비인 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer and Plasma-probe)이 탑재되며 IAMMAP은 day side 적도 지역에서 전리층의 플라즈마 역학에 중요한 역할을 하는 EEJ(equatorial electro-jet)와 EIA(equatorial ionization anomaly) 사이의 상관 관계를 이해하기 위해 Impedance Probe, Langmuire Probe, 그리고 magnetometer인 AIMAG(adaptive in-phase magnetometer)로 구성되어 있다[1].

위성탐사에서 자기장관측은 우주환경 변화 및 연구에 매우 중요하다. 우주공간에서 우주환경이 변하는 것은 그곳에서의 플라즈마 상태가 변하는 것을 의미하기 때문에, 그곳에서의 자기장의 현장관측(in situ)이 중요하다. 그래서 많은 위성에서 자력계를 탑재하여 여러 임무들을 수행해 왔다[2-5]. 위성 탐사 초기부터 정확한 자기장 측정을 수행하는 데 있어 주요 한계는 자력계 자체뿐만 아니라 탑재체를 운반하는 우주선에서 생성된 강한 잡음 자기장 때문이다. 이러한 잡음자기장을 줄이거나 제거하기 위하여 두 가지 종류의 자기청소 프로그램(magnetic cleanliness program)을 시행한다. 첫째, 위성 자력계에서 데이터를 얻은 이후, 자기 청소 절차를 거쳐 위성 플랫폼의 간섭과 전자기 방출을 효과적으로 제거할 수 있다. 이러한 방법은 시간과 비용 측면에서 가장 경제적인 방법이다. 둘째, 위성으로부터 붐을 전개하여 위성체 자기잡음의 영향을 줄이는 것이다. 이러한 붐의 전개는 대부분의 위성에서 사용하고, 자기잡음을 줄이기 위해 붐을 12 m까지 길게 전개한 위성[4]도 있지만, 1 m 정도로 짧게 전개한 GK2A(GeoKomsat-2A) 위성[6]도 있다. 뿐만 아니라 지상 자력계도 온도 및 여러 보정을 시행해서 자기 잡음을 줄여야 한다[7]. 이렇게 붐을 전개한 위성들도 소프트웨어적인 자기청소 프로그램(magnetic cleanliness program)을 수행하여야 한다[4-10].

본 연구에서 논할 자기청소 알고리즘(magnetic cleanliness algorithm)은 Constantinescu et al. (2020)[8]이 제시한 알고리즘으로서, Fig. 1과 같이 차세대 중형 3호(CAS500-3)에 붐 없이 태양전지판에 설치된 2개와 본체에 설치된 1개 자력계의 관측 차이를 이용하여 자기청소를 수행할 것이다.

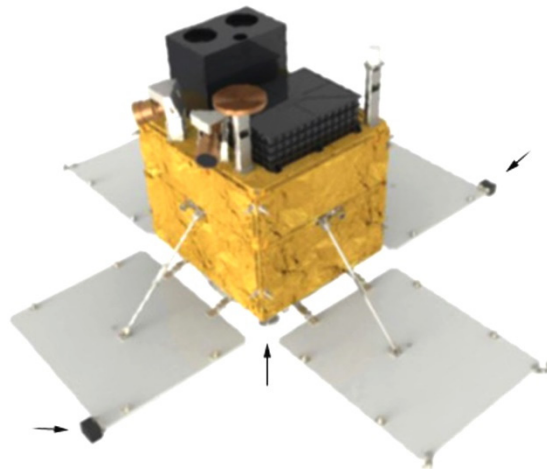


Fig. 1. 차세대 중형 3호의 자력계 위치 개략도.

본 연구의 2장은 AIMAG의 간단한 디자인 및 구성에 관해 간략하게 다루고 있고 3장에서는 자기 청소의 한 방법인 principal component gradiometer algorithm에 관해 간단히 설명하고 4장에서는 1, 2, 3차 보정 matrix를 구하는 방법을 설명한다. 5장에서는 4장에서 구한 1차 및 고차 보정 행렬을 사용하여 인공적인 교란을 제거하는 결과를 간단히 보인다. 6장에서는 요약 및 결론에 관해 논의한다.

## 2. AIMAG(Adaptive In-Phase MAGnetometer) 프로토타입 디자인 (Design)

AIMAG는 링 코어 타입 플럭스게이트 자력계로 DC 자기장을 측정하기 위하여, 위성 태양 패널 양 끝에 각 1개, 그리고 위성 본체에 1개, 총 3개가 탑재될 예정이다[1]. AIMAG 플럭스게이트 자력계의 EQM 모델은 Fig. 2(a)와 같다. 각 유닛에는 3축 자기장 데이터를 얻기 위하여 1개의 링 코어가 2개의 축을 측정할 수 있기 때문에 1개의 자력계에 2개의 링 코어가 구성되어 있다.

태양광 패널과 자력계 사이의 단열을 위해 열전도율이 0.4 W/m·K로 낮은 G10 소재로 만든 단열재를 자력계 지지대와 태양광 패널 사이에 설치한다. 자기장 측정의 성능을 결정하는 노이즈 특성은 주변 자기 교란을 1/1,000로 줄이는 자기 차폐 캔(TLMS-C100)에서 측정하였다[1]. Fig. 2(b)-(d) 215-390 pT/Hz의 잡음 수준으로 프로토타입 자력계에 대한 과학적 요구 사항을 충족하는 잡음 스펙트럼을 보여준다. 그러나 EQM 및 FM 개발 단계를 거쳐 곧 환경 테스트 및 정밀 정렬을 수행하여 성능을 향상시킬 계획이다.

## 3. The Principal Component Gradiometer Algorithm 원리

그라디오미터 기반 교란 청소 방법(gradiometer-based disturbance cleaning method)에 사용되는 일반적인 원칙은 두 개의 자력계를 갖고 서로 다른 지점에서 측정한 자기적인 차이를 이용하여 자기 잡음을 제거하는 것이다. 다시 말해, 위성에서 생성된 자기교란(magnetic disturbance)을 두 개의 자력계를 갖고 서로 다른 지점에서 측정한 자기적인 차이로 표현하는 것이다. 또한 위성에서의 자기교란(magnetic disturbance)이 거리에 따라 감소하고 주변 자기장(ambient magnetic field)을 변화시키지 않는다고 가정하고 자기 쌍극자(magnetic dipole) 기여만 고려한다.

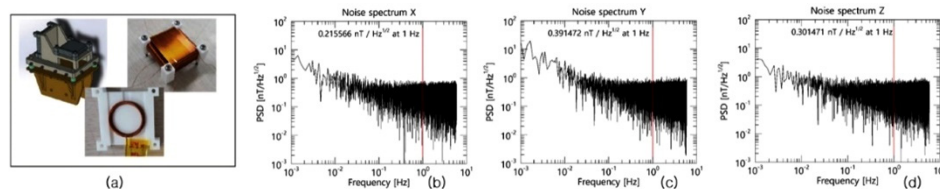


Fig. 2. AIMAG 프로토타입 및 테스트 결과. (a) 플럭스게이트 프로토타입의 설계 사진, (b) X축 노이즈 레벨, (c) Y축 노이즈 레벨, 그리고 (d) Z축 노이즈 레벨. AIMAG, adaptive in-phase magnetometer.

$i$ 번째 자력계에서 측정된 자기장은 주변자기장(ambient magnetic field)  $\vec{B}(t)$ 이고, 위성으로부터의 자기교란은  $\sum \vec{b}_n^i(t)$ 이고, 자기교란이 하나일 경우는  $n = 1$ 이다.  $i$ 번째 자력계의 고유의 교란을  $Z^i(t)$ 라 하면, 다음과 같이 표현할 수 있다[6].

$$\mathbf{B}^{0,i}(t) = \mathbf{B}(t) + \sum \vec{b}_n^i(t) + Z^i(t), \tag{1}$$

여기서 index 0는 초기에 측정된 자기장을 의미한다.

서로 다른 위치에 있는 두 대의 자력계에서 동시에 측정된 식 (1)을 서로 빼서 주변 자기장(ambient magnetic field)을 제거할 수 있다. 즉,

$$\Delta \mathbf{B}^{0,ij}(t) = \mathbf{B}^{0,i}(t) - \mathbf{B}^{0,j}(t) = \sum \Delta b_n^{ij}(t) + \Delta Z^{ij}(t), \tag{2}$$

와 같이 표현할 수 있다. 관측 데이터에서 자기교란장(magnetic disturbance)을 제거하기 위해, 각각의 자력계에서  $\Delta \mathbf{B}^{0,ij}(t)$ 의 선형결합(linear combination)용 교정계수(correct coefficient)  $A_{kl}^{ij}$ 를 구해야 한다. 다시 말해,

$$\mathbf{B}_{corr}^{0,ij}(t) = \mathbf{B}^{0,i}(t) + A^{ij} \Delta \mathbf{B}^{0,ij}(t) \tag{3}$$

가 된다. 만일 자력계의 고유의 교란(specific disturbance)들을 무시하면, 식 (2)는

$$\Delta \mathbf{B}^{0,ij}(t) = \Delta \mathbf{b}^{ij}(t) \tag{4}$$

가 된다. 이것은 자력계와 교란자(disturber)의 정확한 좌표를 알고 교란자(disturber)가 순수한 단일 쌍극자 또는 사중극자인 경우 계산할 수 있지만, 일반적으로는 측정에서 보정 행렬(correction matrix)  $A^{ij}$ 를 직접적으로 구해야 한다.

## 4. 보정행렬

### 4.1 1차 보정(1<sup>st</sup> Order Correction)

1차 보정 계수를 구하기 전에, 식 (2)의 첫째 항은 마지막 항보다 훨씬 크다고 가정한다. 이는 교란 소스 중 하나가 다른 것보다 자력계에 훨씬 더 강하거나 훨씬 더 가까운 경우에 해당된다. 이 경우 식 (4)와 같이 간단히 나타낼 수 있다. 센서 위치에서 교란의 방향을 찾으려면 자력계 위치에서 교란으로 인한 분산이 측정된 자기장의 최대 분산 방향을 결정한다고 가정한다. 이 경우 분산 분석을 통해 두 자력계 센서의 교란 방향을 추정할 수 있으며, 자력계  $j$ 의 측정값을 사용하여 보정된 자력계  $i$ 의 자기장의 구성 요소는 아래와 같이 VPS(variance principal system)에 쓸 수 있다[6].

$$B_x^{1,ij} = B_x^{0,ij} - \alpha^{0,ij} (\Delta B^{0,ij})_x, \tag{5a}$$

$$B_y^{1,ij} = B_y^{0,ij}, \tag{5b}$$

$$B_z^{1,ij} = B_z^{0,ij}, \tag{5c}$$

여기서 윗 첨자 "1"은 1차 보정을 의미한다. 식 (5)의 좌변과 우변의 첫 번째 항은 자력계 센서  $i$ 에서 측정값의 VPS로 표시되는 반면, 식 (5a)의  $(\Delta B^{0,ij})_x$ 는 식 (5a)의  $\Delta B^{0,ij}$ 의 VPS로 표현된다. VPS는 최대 분산을  $x$  축으로 하고 최소 분산은  $z$  축으로 맞추면 된다. 보정인자  $\alpha^{0,ij}$ 의 계산은 측정값의 아래와 같은 분산으로 구할 수 있다. 즉,

$$\alpha^{0,ij} = \pm \sqrt{\frac{\text{Var}((B^{0,i})_x)}{\text{Var}((\Delta B^{0,ij})_x)}}, \tag{6}$$

여기서  $\pm$ 부호는 VPS의  $x$ 축 방향이 분산 분석(variation analysis)에서 결정되지만 임의적이다. 만일  $R^{0,i}$ 가 자력계 센서  $i$ 에서 측정된 VPS까지의 센서 시스템에서 회전 행렬이고,  $R^{0,ij}$ 가  $\Delta B^{0,ij}$ 의 VPS에서 센서 시스템까지의 회전 행렬이면 센서 시스템에서 식 (5)는 다음 표현으로 나타낼 수 있다.

$$B_k^{1,ij} = B_k^{0,i} - \alpha^{0,ij}((R^{0,i})^{-1})_{kx}(R^{0,ij}\Delta B^{0,ij})_x \tag{7}$$

여기서  $k = 1, \dots, 3$ 이다. 이것을 matrix 형태로 나타내면,

$$\mathbf{B}^{1,ij} = \mathbf{B}^{0,i} + A^{0,ij}\Delta \mathbf{B}^{0,ij} \tag{8}$$

가 된다. 여기서  $A$ 는 교정 행렬로써

$$A_{kl}^{0,ij} = -\alpha^{0,ij}((R^{0,i})^{-1})_{kx}(R^{0,ij})_{xl} \tag{9}$$

이다.

#### 4.2 고차 보정(Higher Order Corrections)

만일 식 (2)의 크기가 (혹은 절대값이) 예상한 지자기의 크기보다 일정 수준 이상이면, 추가적으로 보정을 반복적으로 적용할 수 있다. 차수  $n - 1$ 에서 차수  $n$ 까지의 반복적인 되풀이 관계식(iteration relation)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{B}^{n,ij} = \mathbf{B}^{n-1,ij} + A^{n-1,ij}\Delta \mathbf{B}^{n-1,ij}; \mathbf{B}^{0,ij} = \mathbf{B}^{0,i} \tag{10}$$

여기서

$$A_{kl}^{n-1,ij} = -\alpha^{n-1,ij}((R^{n-1,i})^{-1})_{kx}(R^{n-1,ij})_{xl} \tag{11}$$

이다. 계수  $\alpha^{n,ij}$ 는 차수  $n$ 까지 자기장의 분산에서 계산할 수 있고, 회전 행렬  $R^{n,i}$  및  $R^{n,ij}$ 는  $n$ 차 보정된 필드를 나타낸다.

식 (10)과 (11)을 사용하여, 두 개의 자력계 센서에서 측정된 값의 차이를 선형조합으로 표현한 결과, 다음의 2차 및 3차 보정된 자기장을 구할 수 있다.

$$\mathbf{B}^{2,ij} = \mathbf{B}^{0,i} + \left( A^{0,ij} + A^{1,ij} + A^{1,ij}(A^{0,ij} + A^{0,ji}) \right) \Delta \mathbf{B}^{0,ij} \quad (12)$$

그리고

$$\mathbf{B}^{3,ij} = \mathbf{B}^{0,i} + \left( \begin{array}{c} A^{0,ij} + A^{1,ij} + A^{2,ij} \\ + A^{1,ij}(A^{0,ij} + A^{0,ji}) + A^{2,ij}(A^{0,ij} + A^{0,ji} + A^{1,ij} + A^{1,ji}) \\ + A^{2,ij}(A^{1,ij} + A^{1,ji})(A^{0,ij} + A^{0,ji}) \end{array} \right) \Delta \mathbf{B}^{0,ij} \quad (13)$$

센서  $i$ 에 대해 결정된 보정된 자기장  $\mathbf{B}^{n,ij}$ 는 다음 센서를 포함한 비슷한 절차에서 측정된 필드  $\mathbf{B}^{0,i}$ 를 대체할 수 있으며, 이러한 과정을 모든 센서의 측정값이 사용될 때까지 반복할 수 있다. 이상적으로는 하드웨어는 주 센서와 각 주요 간섭 원(major disturbance source) 근처에 위치한 센서로 구성되어야 한다. 그런 다음, 주 센서를 포함하는 각 센서 쌍에 대해서는 1차 보정만으로 데이터를 정제하는 것이 필요하지만 다른 센서 구성에도 사용할 수 있다.

### 5. 자기 잡음 제거

Fig. 3(a)는, 임의의 고도에서의 위성 궤도운동을 각운동량 보존 법칙을 이용하여 계산한 후, 이 궤도에서 Fig. 3(b)처럼 지구 자기장을 순수 dipole 자기장으로 간주할 때, 자력계 센서 1(S1)과 2(S2)에서 관측(계산된)된 자기장이다.

이 자기장에 임의의 자기 모멘트(magnetic moment)의 세기가  $\mathbf{M} = (1, 2, -7)$ , 펄스 주파수가  $f_{\text{pulse}} = 0.01 \text{ Hz}$ , 펄스 duration은 2s, 펄스 세기(pulse amplitude)는 0.1인 spike-like disturbance를 Fig. 4(a)와 같이 생성하여 더해 주었다. Fig. 4(a)와 같은 spike-like 자기 잡음이 주기적으로 들어오는 경우, Fig. 4(b)와 같이 임의의 구간(200-202s)의 spike-like 자기 잡음을 1차 교정 행렬을 이용해서 제거(녹색)한 것이다. 파란색은 센서 1에서 관측한 자기 잡음이고 하늘색은 식 (6)에서 +를 선택하여 얻어진 결과이다.

이렇게 spike-like 자기 잡음도 1차 보정으로 제거되지 않는 경우도 있다. 예를 들어, Fig. 5(a)에서는 1차 보정 후 여전히 남아 있는 잡음을 볼 수 있으며, 이것을 2차 보정을 시행하여 Fig. 5(b)처럼(녹색) 많은 부분을 제거할 수 있다. 또한, 2차 보정을 시행하여 남아 있는 잡음을 3차 보정 시행으로 많은 부분의 잡음을 줄일 수 있다. Fig. 6은 2차 3차 보정의 예로써, 노

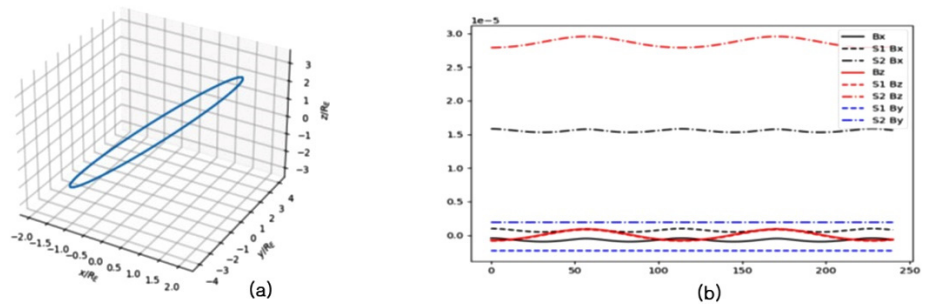


Fig. 3. 지구자기장 시뮬레이션. (a) 임의의 고도에서 (b) 계산한 이상적인 dipole field.

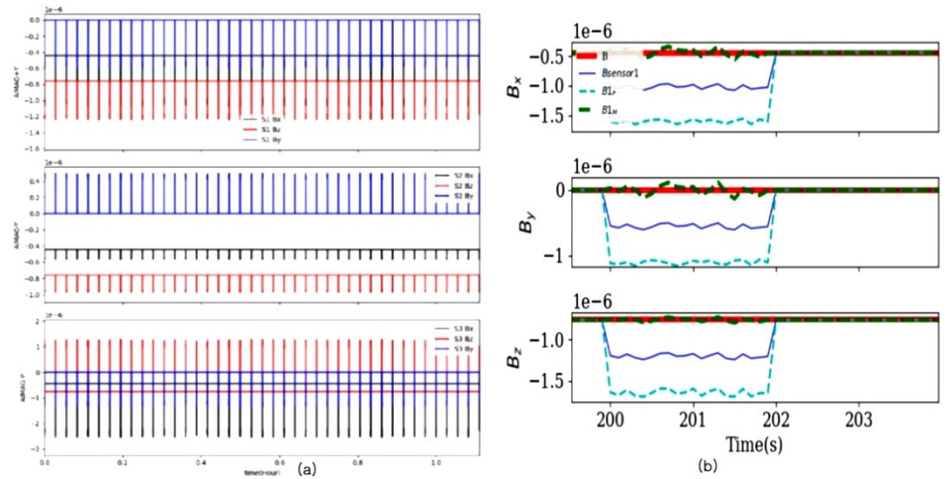


Fig. 4. Spike-like type noise 제거. (a) Pulse 주파수 0.01 Hz, pulse duration 2s 인 spike-like 인공 교란, (b) 199–204s 구간에서 1 차 교정 후 인공 교란 제거한 결과.

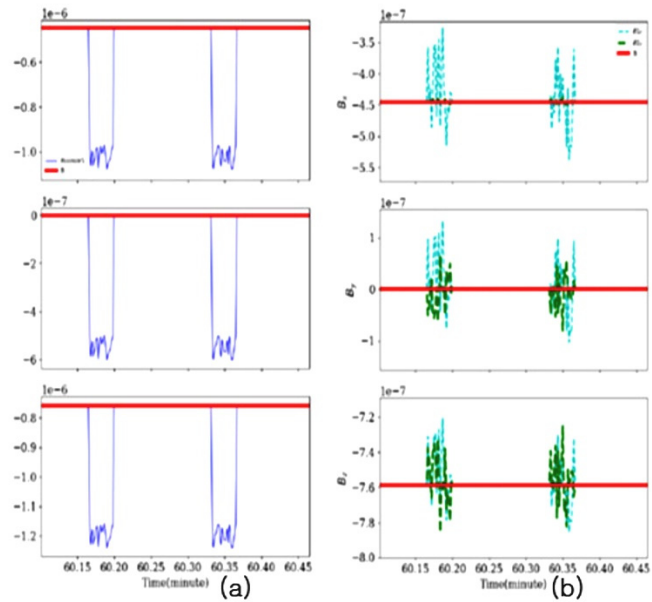


Fig. 5. 2차 보정의 예: (a) 1차 보정 후 남아 있는 노이즈, (b) 2차 보정 후 노이즈 상태. 하늘색은 센서 1에서 관측한 데이터를 식 (6)의 plus로 2차 보정한 결과이고, 녹색은 센서 2에서 관측한 데이터를 식 (6)의 plus로 2차 보정한 결과이다.

이즈 주파수가 0.1 Hz인 step-like 형태의 노이즈를 발생시켰고 9,000s 윈도우로 나타냈다. Fig. 6(a)는 2차 보정을 했지만 여전히 자기 잡음이 남아 있었고, Fig. 6(b)에서 3차 보정 후, 자력계 센서 1에서 관측한 연두색(식 (6)에서 + 적용) 데이터는 잡음이 많이 포함되어 있지만, 센서 2에서 관측한 녹색의 데이터(식 (6)에서 + 적용)는 대부분의 잡음이 제거가 되어 붉은색에 접근함을 볼 수 있다.



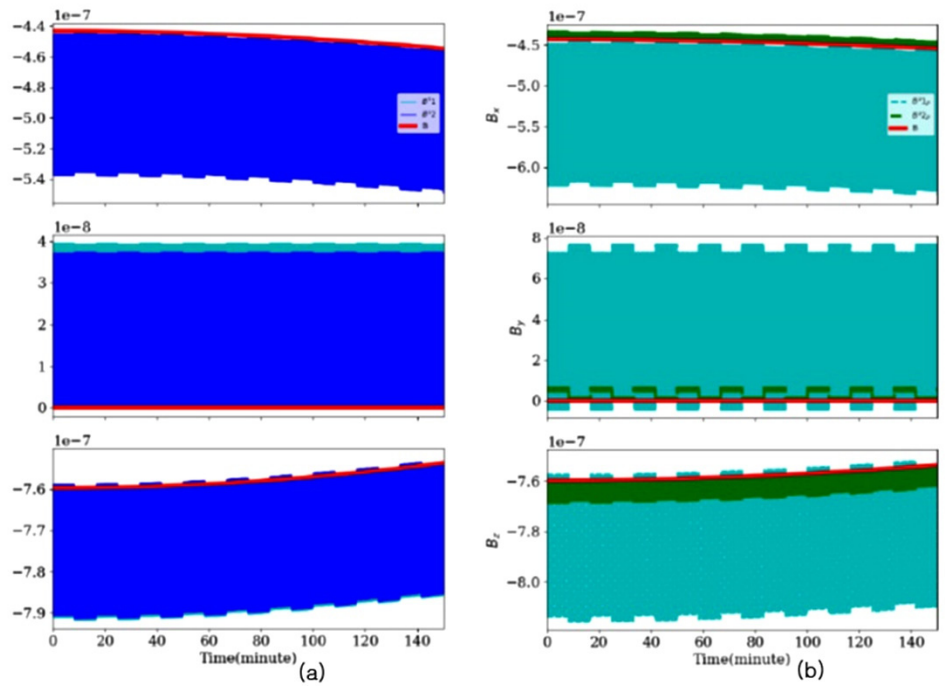


Fig. 6. 3차 보정의 예. (a) 2차 보정 후 데이터, (b) 3차 보정 후 데이터.

## 6. 요약 및 결론

본 연구에서는 Fig. 1에서와 같이 차세대 중형 3호(CAS500-3)에 설치된 3대의 플럭스게이트 타입 자력계를 이용하여 gradiometer 방법으로 자기 청소(magnetic cleanliness) 방법을 연구하였다. 위성에 붙없이 설치된 자력계들의 경우에 유용하게 적용할 수 있다. Fig. 4(a)처럼 인공적인 spike-like 잡음을 주파수 0.01 Hz, duration 2초로 발생시켰다. Fig. 4(b)에서는 (a)에서 만든 인공적인 자기장교란을 1차보정 행렬을 사용하여 제거한 결과이다. 녹색과 붉은색(지구 자기장)이 잘 일치함을 볼 수 있다. 결과적으로 1차 보정만 시행해도 대부분의 spike-like 자기잡음(magnetic noise)는 제거 가능하다. 하지만, Fig. 5, 6과 같은 step-like 형태의 잡음은 2, 3차 등 고차 보정을 해야 대부분의 잡음이 제거됨을 볼 수 있다. 또한 식 (6)에서처럼 보정 행렬의 부호는 임의적이어서 정확한 방향성이 없는 것을 확인하였다. 지금까지의 자기 잡음은 인공적으로 만들어서 제거하였지만, 앞으로 실재적인 자기 잡음이 포함된 위성에서 관측한 자기장 데이터를 갖고 여러 고차 보정까지 시행하여 자기 잡음을 제거할 계획이다.

## 감사의 글

이 연구는 과학기술정보통신부가 지원하는 한국연구재단(NRF)의 위성개발사업(NRF-2021M1A3A4A06086639)의 지원으로 수행되었습니다. 저자들은 CAS500-3 임무와 KSLV 개발에 참여한 엔지니어들에게 특별한 감사를 포함합니다.

## References

1. Ryu K, Lee S, Woo CH, Lee J, Jang E, et al., Technical paper: science objectives and design of ionospheric monitoring instrument ionospheric anomaly monitoring by magnetometer and plasmprobe (IAMMAP) for the CAS500-3 satellite, *J. Astron. Space Sci.* 39, 117-126 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.117>
2. Behannon KW, Acuna MH, Burlaga LF, Lepping RP, Ness NF, et al., Magnetic field experiment for voyagers 1 and 2, *Space Sci. Rev.* 21, 235-257 (1977). <https://doi.org/10.1007/BF00211541>
3. Dougherty MK, Kellock S, Southwood DJ, Balogh A, Smith EJ, et al., The Cassini magnetic field investigation, *Space Sci. Rev.* 114, 331-383 (2004). <https://doi.org/10.1007/s11214-004-1432-2>
4. Escoubet CP, Schmidt R, Goldstein ML, Cluster - science and mission overview, *Space Sci. Rev.* 79, 11-32 (1997). <https://doi.org/10.1023/A:1004923124586>
5. Ludlam M, Angelopoulos V, Taylor E, Snare RC, Means JD, et al., The THEMIS magnetic cleanliness program, *Space Sci. Rev.* 141, 171-184 (2008). <https://doi.org/10.1007/s11214-008-9423-3>
6. Kato M, Sasaki S, Takizawa Y, The Kaguya Project Team, The Kaguya mission overview, *Space Sci. Rev.* 154, 3-19 (2010). <https://doi.org/10.1007/s11214-010-9678-3>
7. Choi D, Lee S, Kim J, Lee DY, Choi KC, et al., Development of thermostat for the fluxgate magnetometer in icheon geomagnetic observatory and stability evaluation after installation, *J. Space Technol. Appl.* 2, 221-229 (2022). <https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.3.221>
8. Constantinescu OC, Auster HU, Delva M, Hillenmaier O, Magnes W, et al., Principal component gradiometer technique for removal of spacecraft-generated disturbances from magnetic field data, *Geosci. Instrum. Methods Data Syst.* (2020). <https://doi.org/10.5194/gi-2020-10>
9. Jo HJ, Jin H, Park H, Kim KH, Jang Y, et al., Analysis of a cubesat magnetic cleanliness for the space science mission, *J. Space Technol. Appl.* 2, 41-51 (2022). <https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.1.41>
10. Lee J, Sohn J, Park J, Yang TY, Song HS, et al. SNIPE mission for space weather research, *J. Space Technol. Appl.* 2, 104-120 (2022). <https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.2.104>

## Author Information

**최정림** crchoi@chungbuk.ac.kr



부산대학교 물리학과에서 2002년에 박사를 취득하여 현재 충북대학교 천문우주학과에서 우주플라스마연구를 하고 있다. 차세대 중형 위성 3호의 위성용 자력계 제작 및 magnetic cleanliness program에도 참여하고 있다.

**최두영** atlas4604@naver.com



충북대학교 천문우주학과에서 2022년 석사학위를 취득하였으며, 2022년부터 충북대학교 박사 과정에 있다. 현재 위성 탑재용 자기장 측정 장비 개발에 참여하고 있으며, inner heliosheath에 대해 연구하고 있다.

**이동렬** trhee@kfe.re.kr



포항공과대학교 물리학과에서 학사, 석사, 박사과정을 마치고 현재 국가 핵융합연구소에서 책임연구원으로 근무하고 있다.

**유광선** kwangsun@kaist.ac.kr



KAIST 물리학과에서 2000년에 박사를 취득하여 현재 KAIST 인공위성연구소에서 우주플라즈마 및 과학탐재체 관련 연구를 수행하고 있다. 2025년 발사예정인 차세대중형위성 3호의 과학탐재체인 IAMMAP(Ionospheric Anomaly Monitoring by Magnetometer And Plasma-probe: 플라스마 관측기 및 자력계)의 연구책임자를 역임하고 있다.

**이승욱** lsu1080@gmail.com



충북대학교에서 2015년 천문우주학 학사학위를 받고, 같은해 동대학원에 석박사통합과정에 입학해 2019년 수료하였다. 현재 차세대 중형 위성 3호 우주과학 탑재체의 플라스마 검출기와 자기장 측정기 개발을 담당하고 있다.

연구논문

## 중·저위도 지구 전리권 현상 및 연구 현황

김어진<sup>1†</sup>, 김기남<sup>2</sup>

<sup>1</sup>충남대학교 자연과학연구소

<sup>2</sup>충남대학교 천문우주과학과

### Mid- and Low-Latitude Earth Ionospheric Phenomena and Current Status of Research

Eojin Kim<sup>1†</sup>, Ki-nam Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Natural Science Research Institute, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

<sup>2</sup>Department of Astronomy & Space Science, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea



Received: July 11, 2023

Revised: July 30, 2023

Accepted: August 4, 2023

†Corresponding author :

Eojin Kim

Tel : +82-42-821-7492

E-mail : jinastro23@cnu.ac.kr

**Copyright** © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

**ORCID**

Eojin Kim

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

Ki-nam Kim

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

#### 요약

지구 전리권은 고층대기의 일부가 이온화되어 전파에 영향을 주는 플라즈마 상태로 존재하는 영역으로 통신과 관련하여 실생활에 직접적으로 영향을 주어 오랜 기간 연구되어온 분야이다. 고도에 따라 전자밀도를 이루는 주된 이온에 따라 D-층, E-층, F-층으로 구분되며, 전자 밀도에 비해 중성대기 밀도가 매우 커서 그 영향을 고려한 플라즈마로 기술되어야 한다. 또한 태양에서 시작되어 지표면에 이르는 영역까지 전리권 외부의 영향이 직접적으로 반영되는 영역으로 복잡하고 다양한 영역의 연구가 연관되는 분야이다. 본 논문에서는 지구 고층대기가 이온화되어 전리권을 형성하는 과정을 설명하고 중·저위도 전리권의 특성에 대해 소개하였다. 또한 현재까지 전리권과 관련하여 국내 연구자들이 참여한 연구를 소개하고 향후 전리권 연구 분야의 교류 활성화에 활용되기를 기대한다.

#### Abstract

The Earth's ionosphere is an area where part of the upper atmosphere is ionized and exists in a plasma state that affects radio waves. It is a field that has been studied for a long time as it directly affects real life in relation to communications. Depending on the altitude, it is divided into D, E, and F layers depending on the main ions that make up the electron density. The density of the neutral atmosphere is very large compared to the electron density, so it should be described as plasma taking that effect into account. It is an area where influences from outside the ionosphere are directly reflected, starting from the sun and extending to the earth's surface, and is a field that involves complex and diverse areas of research. In this paper, we explain the process by which the Earth's upper atmosphere is ionized to form the ionosphere and introduce the characteristics of the ionosphere at low and mid-latitudes. In addition, we introduce the research that domestic researchers have participated in related to the ionosphere to date and hope that it will be used to promote exchange in the field of ionospheric research in the future.

**핵심어** : 전리권, 지구 전리권, 중·저위도 전리권

**Keywords** : ionosphere, Earth's ionosphere, low and middle latitude ionosphere

## 1. 서론

1901년 말 이탈리아의 마르코니(Guglielmo Marconi)가 영국과 캐나다 사이 3,500 km 거리의 대서양 횡단 전파 통신에 최초로 성공하였다. 이를 통해 확인된 지구 전리권(ionosphere)은 오로라를 바라보던 고대부터 지속되었던 그 존재에 대한 궁금증을 넘어 우주시대에 살고 있는 오늘날의 인류에게는 실생활에 직접적으로 영향을 주는 관심과 연구의 대상이다. 현대인의 필수품인 휴대전화를 비롯한 각종 통신 기기 및 항법과 관련된 최첨단 장비가 실생활에 직접적으로 영향을 주는 현대 사회에서 지상국과 지상국 간의 장거리 통신은 물론이고 인공위성과 지상국 간의 통신, 위성파와 위성 간의 통신 등 각종 전파통신에 미치는 전리권에 대한 이해가 요구되는 상황이다.

전리권은 천체의 중성대기 일부가 이온화된 상태로 존재하는 영역으로 이온화된 기체는 플라즈마 물리학으로 설명되지만, 플라즈마 가스에 비해 밀도가 매우 높은 중성 대기의 효과를 무시할 수 없어 고전 유체 역학과 플라즈마 물리학이 모두 고려되어야 하는 영역이다. 또한 우주공간과 행성대기라는 매우 다른 두 동적 매체 사이의 경계면인 전리권이 형성되는 과정과 저층 대기에 의해 어떻게 영향을 받는지 이해하려면, 대기 역학과 심우주 플라즈마 물리학을 포함하여 이온 생산 및 손실 과정을 설명할 이온 및 중성 입자 화학, 광화학에 대한 충분한 지식을 필요로 한다[1].

전리권의 상태를 결정하는 요인으로는 태양에서 출발한 복사 및 고에너지입자로부터 저층 대기(대류권, 성층권, 중간권)의 영향에 이르기까지 다양하다. 태양복사의 낮/밤의 변화, 태양 복사 각도에 따른 위도별 차이, 계절적인 변화, 태양 활동주기에 의한 광이온화 효과로 예측 가능한 전리권 전자밀도 분포에서 벗어난 현상을 이상현상(anomaly)이라고 한다. 중·저위도 지역에서 나타나는 대표적인 이상현상에는 애플턴 이상현상(Appleton anomaly)이 대표적이며, 겨울(winter), 일년(annual), 반년(semi-annual) 이상현상 외에 자기남극 인근 바다인 Weddell sea 이상현상(WSA)이 잘 알려져 있다. 또한 적도/열대/중위도 지역에서 나타나는 이온골짜기(ionization trough) 현상과 경도를 따라 전자밀도가 남·북반구의 비대칭적인 현상 등이 알려져 있다. 이상현상과는 달리 더 작은 규모로 예상치 못하게 일시적이거나 지역적으로 나타나는 현상을 일으키는 섭동(perturbation)들은 지자기 폭풍이나 플라즈마 불안정성에 의해 야기되는데, 지진이나 화산폭발과 같은 지상에서 기인한 요인들도 포함된다. 지자기폭풍 발생으로 전자밀도가 급격하게 변화하거나 플라즈마 불안정으로 위성 고도에서 TID(traveling ionospheric disturbance), 버블(bubbles), 블롭(blobs) 같은 전자밀도 이변이 관측되는데, 자기력선을 따라 자기력선 공액지점(magnetic conjugate point)에도 대칭적으로 나타나고 일시적인 통신 두절과 같은 실생활에 영향을 주게 된다.

전리권 연구에 주로 활용되는 자료로는 장기간 자료축적이 가능한 지상관측(레이더, 이오노존데, GNSS(Global Navigation Satellite System) 신틸레이션 등) 자료와 위성에서 측정한 현상관측(lin-situ(Langmuir Probe 등)) 또는 원격탐사(remote sensing(radio occultation 등)) 방식의 자료를 들 수 있다. 국내 여러 기관에서 보유하고 있는 전리권 및 고층대기 관측 자료는 이오노존데, FPI(Fabry-Perot Interferometer), 전천카메라, 레이더, GNSS 신틸레이션 수신기, 위성관측 등으로 이에 대해 [2]에 소개되었다. 이렇게 관측된 현상의 물리적 과정을 이해하기 위해서나 우주날씨를 예측하기 위해 수치모델(numerical model)이 필요하고 다양한 관측자료는 모델의 고도화에 활용된다. 전리권에 활용되는 수치모델은 경험적 모델

(empirical model), 이론적 모델(theoretical model), 자료 동화 모델(data assimilation model)이 포함된다[3].

국내에서는 1967년 국립전파연구원에 이오노존데가 설치되어 전리권 관측을 처음 시작하였고 본격적인 연구는 2000년대 이후부터 진행된 것으로 볼 수 있다[2]. 이 중 중·저위도 지역의 현상과 관련하여 국내 연구자가 참여한 연구를 살펴보면 지상에서 관측된 자료로 전리권의 전자밀도 장기간 경향 및 이상현상을 분석한 연구[4-14]와 위성자료를 활용하여 애플턴 이상현상에 나타는 LW-4(Longitudinal Wavenumber-4) 파동과 버블, 지진 등에 의한 전리권 현상[15-31]이 연구되었다. 전리권 위층인 플라즈마권과의 상호작용에 대한 연구[32]도 진행되었다. 이 외에도 극지연구소에서 운영하는 세종기지와 장보고 기지의 레이더 및 전천카메라를 포함하여 EISCAT 레이더나 위성자료를 활용한 고위도 전리권 연구[33-40]도 활발히 진행되고 있으나 본문에서는 자세히 다루지 않겠다.

본 논문에서는 이러한 다양한 연구들이 진행되어온 지구 전리권 연구의 역사, 전리권 구조 및 형성과정, 중·저위도 전리권의 특징 및 현상, 그리고 국내 연구자들이 참여한 연구를 소개하고자 한다. 본 논문은 2장 전리권 연구의 역사, 3장 지구 전리권의 구조, 4장 지구 고층대기, 5장 전리권 형성, 6장 전리권 역학, 7장 저위도 및 중위도 전리권 특징, 8장 전리권 연구방법, 9장 중·저위도 전리권, 10장 요약 및 결론으로 구성되었다.

## 2. 전리권 연구의 역사

석기시대부터 그 기록이 남아있는 인류가 최초로 접한 지구의 고층대기 현상은 밤하늘을 수놓은 다양한 형태의 오로라 극광이다. 1800년대에 와서는 이러한 오로라가 지자기 교란 또는 태양흑점과 연관성이 있고, 태양주기(11년)에 따라 변화한다는 것이 밝혀졌다. 19세기 말에 K. Birkeland는 태양에서 방출되어 지구에 도달한 전자빔이 지구 자기장에 영향을 주고 극지방 오로라를 형성한다고 제안하였다.

C. Gauss(1839년)와 B. Stewart(1878년)는 지구 표면에서 자기장이 변화하는 현상을 설명하기 위해 대기중에 전류가 흐른다는 가설을 내놓았다. 1901년 G. Marconi가 대서양 횡단 전파 통신에 성공하면서 지구주위에서 전파를 굴절시키는 전리권의 존재가 밝혀졌고, 1902년 A. E. Kennelly와 O. Heaviside는 고층대기에 존재하는 자유전자가 전파를 반사한다고 제안하였다. 1924년 E. V. Appleton과 M. A. F. Barnett에 의해 간섭 레이더의 초기형태를 발명하여 수평한 전리권 각 층을 측정하였고, 1925년 G. Breit와 M. A. Tuve은 이온존데의 초기형태인 "pulse sounding"를 발명하였다. 1926년 R. A. Watson-Watt에 의해 "ionosphere"라는 용어가 처음 명명되었으나, 실제 전리권에 대한 물리·화학적 이론의 정립은 1950년대 이후에 이루어졌다. 전리권의 D-, E-, F-층은 Appleton이 처음 자신이 발견한 층에서 '전기장이 반사된다' 하여 E-층으로 명명하고 그 후에 발견한 나머지 층은 알파벳 순서로 붙인 것으로 유래되었다.

제 2차 세계대전 이후 고층 대기 및 전리권 연구자들이 로켓 기술을 연구에 활용하기 시작하면서 인공위성을 통한 우주 탐사의 길이 열렸다. 1946년 최초로 V-2 로켓에 랑뮈어 탐침기(Langmuir probe)와 열전자 압력측정기가 탑재되었고, 1957년 최초의 인공위성 스푸트닉(Sputnik) 1호를 시작으로 인공위성을 이용한 고층대기 및 전리권 현장측정(in-situ mea-

surement)이 가능해지면서 지상 관측 기기의 발전과 더불어 전리권 연구에 비약적인 발전을 가져왔다[41,42].

### 3. 지구 전리권의 구조

지구 전리권은 중성대기의 일부가 태양 자외선(UV), 극자외선(EUV) 및 X-선에 의해 광이온화(photoionization) 되거나 자기장을 따라 극지방으로 유입되어 들어오는 고에너지 입자와의 충돌에 의해 이온화되어 존재하는 영역으로 일반적으로 60-1,000 km까지 영역을 의미한다. 전리권은 특정 고도에서 전자밀도가 밀집되어 수평하게 층을 이루는데, 고도에 따라 낮(실선)에는 D층(60-90 km), E-층(100-160 km), F-층(160-600 km)으로 분류되고, 밤(점선)에는 D-층과 E-층이 소멸된다(Fig. 1. right).

전리권, 즉 이온화된 고층대기는 실용적인 면에서 전파통신과 관련하여 중요하고 과학적인 면에서는 전기를 띤 입자이므로 상대적으로 측정이 쉬워 고층대기 연구에 중요한 역할을 한다. 실제 고층대기에 존재하는 하전 입자의 양은 전자밀도가 가장 높은 층에서도 전체 중성대기양의 1% 미만이고(Fig. 2), 이온(양전하)과 전자(음전하)가 쌍으로 생성/소멸되거나 이동하여 중성상태인 플라즈마(plasma) 상태를 유지한다[42].

전리권의 중요 파라미터는 전자밀도이다. Fig. 1의 오른쪽 그림은 조용한 태양 활동 시기에 밤(점선)/낮(실선)의 중위도 지역 전리권의 고도별 전자밀도 분포도를 보여준다. 낮 시간에는 F-층이 F<sub>1</sub>-층과 F<sub>2</sub>-층으로 나뉘며 최대 전자밀도는 10<sup>6</sup> cm<sup>-3</sup> 정도이고, 300 km 근처에서 최대가 된다. 밤에는 D-층과 E-층이 사라지고 F<sub>2</sub>-층만 유지되며, 400 km 부근에서 전자밀도가 최대이다. D-층은 중간권 상층부 영역에서 자외선(121.6 nm 파장)에 의해 생성된 분자와 음이온이 존재한다. E-층은 열권 하부에 자외선(80-103 nm 파장대), X-선(1-20 nm)에 의해 광이온화된 O<sub>2</sub><sup>+</sup>와 NO<sup>+</sup> 분자이온이 주를 이룬다. F-층은 열권에 존재하며 낮 시간에는 F<sub>1</sub>-층과

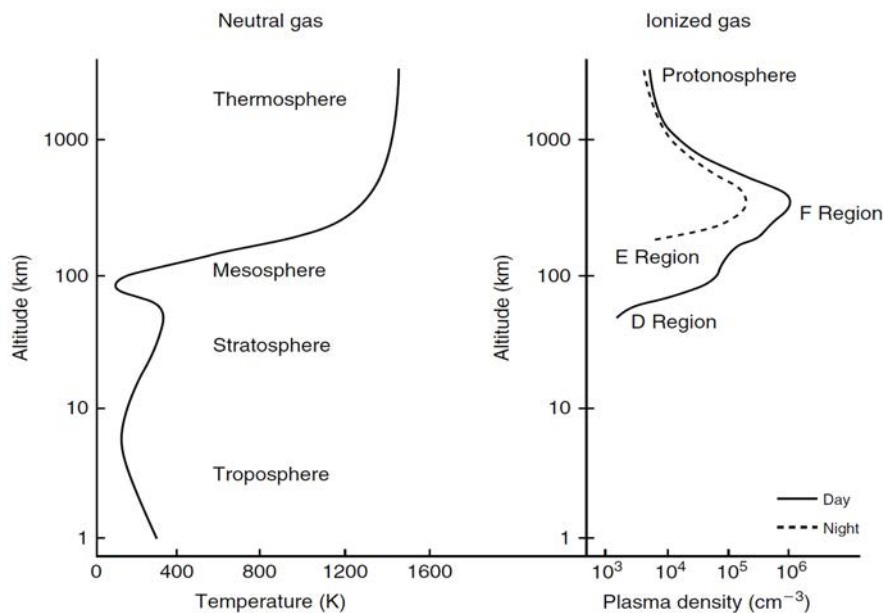


Fig. 1. Altitude profile of neutral atmospheric temperature (left) and ionospheric plasma density with the various layers (right) [1].



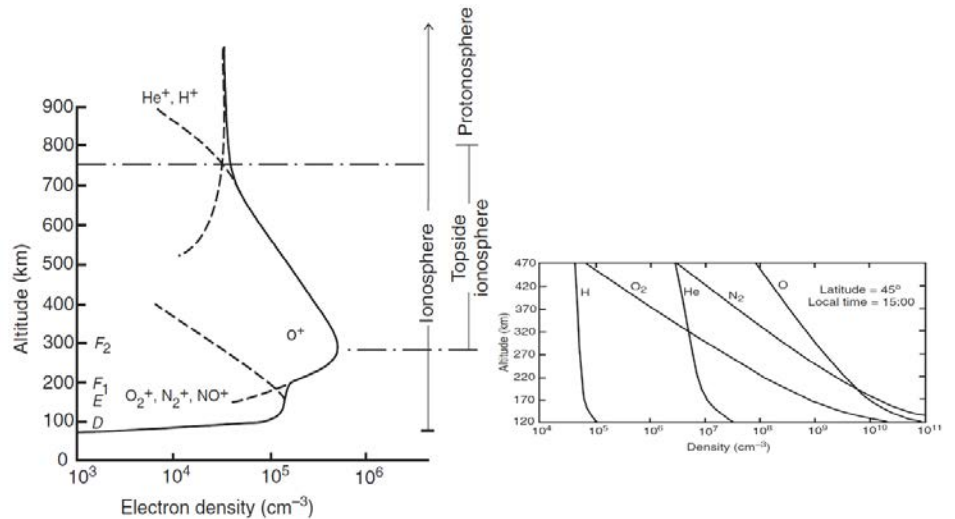


Fig. 2. Ion density profiles for the daytime mid-latitude ionosphere (left) and altitude profiles of the neutral densities in the daytime mid-latitude thermosphere (right) [41].

F<sub>2</sub>-층으로 나뉘고, 자외선(20-80 nm)으로 광이온화된 O<sup>+</sup>가 주된 이온이다. 최대전자밀도가 나타나는 고도 위쪽을 전리권 상부(topside)라고 하고, 천이고도(transition height)인 600-2,000 km에서 플라즈마권과 만나며 이 지역에서 O<sup>+</sup>와 H<sup>+</sup>의 밀도는 거의 같아진다.

#### 4. 지구 고층대기

지구의 대기구조를 고도별 온도 변화로 구분하면 대류권(troposphere), 성층권(stratosphere), 중간권(mesosphere), 열권(thermosphere)으로 분류되며, 층과 층 사이는 계면(-pause)으로 명명한다(Fig. 1. left). 대류권(0-10 km)은 태양 복사에 의해 데워진 지표에서 멀어질수록 기온이 낮아진다. 성층권(10-45 km)은 오존(O<sub>3</sub>)으로 태양 자외선과 지표 방출 적외선을 모두 흡수하여 고도가 높아질수록 기온이 높아진다. 중간권(45-95 km)은 이산화탄소에 의한 열손실로 기온이 낮아지다가 95 km(중간권 계면)에서 기온이 제일 낮다. 열권(98 km)은 극 자외선 또는 X-선에 의해 산소분자(O<sub>2</sub>)가 광분해되거나 중성대기가 이온화되지만, 낮은 밀도로 인해 재결합율이 낮아 열이 방출되지 않고 축적되어 고도가 증가할수록 온도가 급격하게 증가한다[41].

고도별로 대기의 성분 변화로 구분하면 100 km 이하 고도인 균질권(homosphere)에서는 고도에 상관없이 중성대기 성분비가 일정하고 비균질권(heterosphere)(> 100 km)에서는 질량에 따라 대기성분의 고도별 분포가 달라지는데 2,000 km 이상은 수소권(hydrogensphere, geocorona)으로 분류된다[43].

Fig. 3은 100 km 이상에서 지구 중성대기의 고도별 성분 분포와 전리권의 주된 이온 성분의 분포를 보여준다. 100 km 이하 균질권에서는 질소 분자(N<sub>2</sub>)와 산소 분자(O<sub>2</sub>)의 비율(4:1)이 고도에 상관없이 일정하게 유지된다. 100 km 이상에서는 태양 자외선에 의한 산소분자(O<sub>2</sub>)의 광해리로 산소 원자(O)가 생성되고 분자 확산에 의해 N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>보다 가벼운 산소 원자가 더 높은 층까지 남게 된다. 지구 대기의 주된 성분인 N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, O의 밀도는 100 km 근처에서 10<sup>11</sup>-10<sup>12</sup> cm<sup>-3</sup>이고, 고도가 증가함에 따라 각기 다른 비율로 감소한다. 그림에 표시된 전자밀

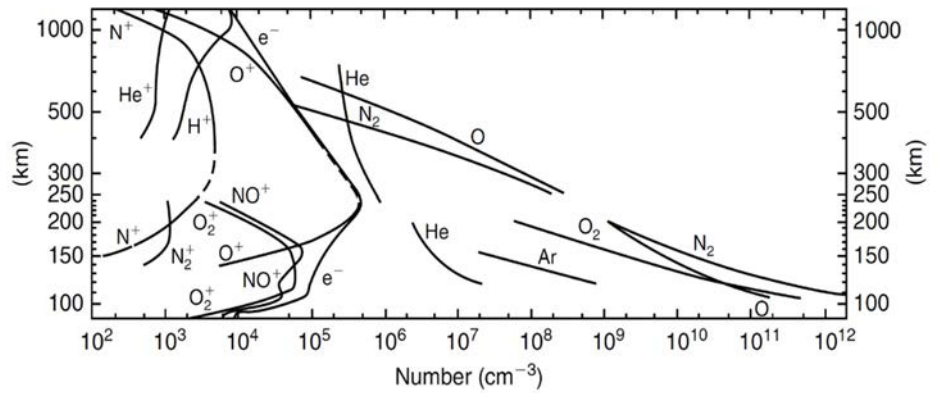


Fig. 3. International Quiet Solar Year (IQSY) daytime atmospheric composition, based on mass spectrometer measurements above White Sands, New Mexico (32°N, 106°W) [1].

도(e)의 분포로 고도별로 전자밀도에 영향을 주는 이온을 확인할 수 있다. 전자밀도는 200–300 km 근처에서 최대인  $N_e=10^6 \text{ cm}^{-3}$ 로 이 고도에서 주를 이루는  $O^+$  이온밀도와 일치하고 이는 중성대기 밀도의 1/1,000에도 못 미친다. 600 km 이상의 외기권에서는 더 가벼운 수소나 헬륨 기체들이 주를 이룬다.

### 5. 전리권의 형성

전리권의 구조는 이온이 생성(q) 또는 소멸(L)되거나 이동(transport)하는 물리적 과정에 의해 결정되는데, 식 (1)의 연속방정식으로 플라즈마의 밀도변화를 계산할 수 있다. 플라즈마의 이동을 고려하지 않는다면 전리권에서 전자와 이온은 동시에 쌍으로 생성·소멸되므로 전자의 생성율과 소멸율이 전리권의 구조를 결정하게 된다(q: 전자 생성률, L: 전자 소멸률,  $\nabla \cdot (NV)$ : 플라즈마 이동에 의한 변화).

$$\frac{\partial N}{\partial t} = q - L - \nabla \cdot (NV) \tag{1}$$

실제 전리권에서 전자의 생성·소멸 과정은 매우 복잡하지만, 이론적으로 태양 극자외선/X-선 복사에 의해 중성대기가 광이온화되어 형성된다고 가정할 수 있다. 이때 단파장의 태양광이 높이척도(scale height)가 일정한 단일 기체종류로 이루어진 평평한 대기면으로 입사된다는 조건(Fig. 4. left) 하에서 광이온화를 계산하는 Chapman 공식은 식 (2)와 같다. 태양 입사각  $\chi=0$ 일 때 전자가 최대 생성되고 생성률이 최대인 고도의 위아래는 생성율이 줄어드는 형태의 Chapman layer를 형성한다(Fig. 4. right).

$$q(z, \chi) = q_0 \exp(1 - z - e^{-z} \sec \chi) \tag{2}$$

지구 전리권 밀도의 수직 분포는 낮에는 D-층, E-층,  $F_1$ -층,  $F_2$ -층이 형성되고, 밤에는 D-층과  $F_1$ -층이 사라진다(Fig. 5). 또한 태양흑점 극대기(실선)일 때와 극소기(점선)일 때 차이를 보인다. 최대 전자밀도 250–400 km 정도 고도(hm $F_2$ )에서 형성되며, 낮보다는 밤에 더 높다. 전리권 최대 전자밀도(Nm $F_2$ )는 태양 극대기일 때 낮에  $10^6 \text{ cm}^{-3}$ , 밤에  $10^5 \text{ cm}^{-3}$  정도이다.

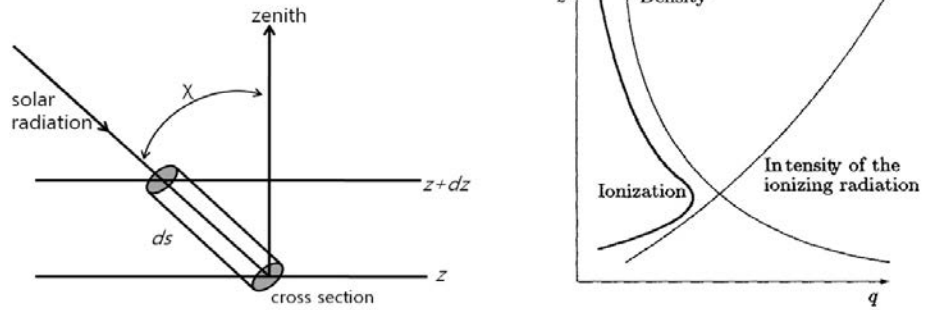


Fig. 4. Atmospheric absorption of solar radiation (left) and the Chapman profile of an ionospheric layer(right) [44].

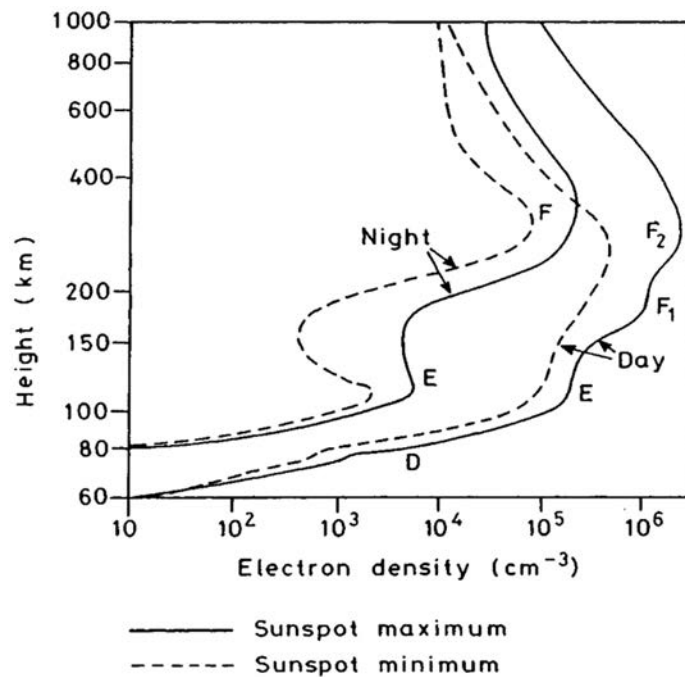
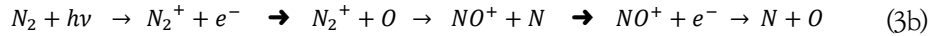
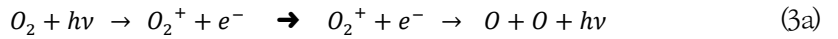


Fig. 5. Typical vertical profiles of electron density in the mid-latitude ionosphere [45].

200–700 km 사이의 전자밀도 분포는 F-층을 이루는 주된 이온인  $O^+$ 와 F-층 상부에는  $H^+$  이온이 전자밀도와 연관이 있다. F-층 하부(bottomside)에 해당하는 100–150 km 사이의 전자밀도는 주된 이온이  $NO^+$ 와  $O_2^+$ 이고, D-층에는 음이온이 존재한다. 전체 이온과 전자의 밀도의 일치로 보아 전리권 전체의 전하(net charge)가 0인 플라즈마 상태이다. 앞에서 언급한 것처럼 고도별로 차등 흡수되는 태양 복사와 분자 확산에 의해 대기 성분의 고도에 따른 분포가 질량에 따라 달라지기 때문에 전체 전자밀도와 연관된 이온의 종류가 다르다(Fig. 3. 참조).

D-, E-, F<sub>1</sub>- 층은 광이온화만을 고려한 채프먼층으로 기술이 가능한 반면, F<sub>2</sub>-층은 전자의 이동이 중요해져서 Chapman 이론으로만 기술되기 어렵다. F-층 고도에서 O, N<sub>2</sub>, O<sub>2</sub> 성분이 광이온화 되면서 생성된 전자는 해리 재결합, 복사 재결합, 전하 교환, 이온-원자 전자교환 과정으로 소멸된다. 여기서 O<sub>2</sub> 성분은 광이온화된 후 빠르게 해리재결합하면서 대기광(6300Å)을 방출한다(식 3a). N<sub>2</sub>의 경우 광이온화된 후 산소원자와 만나 바로  $NO^+$ 와 N로 변

환되고 NO<sup>+</sup>는 빠르게 해리재결합한다(식 3b). 광이온화된 O 성분은 분자 이온에 비해 전자와의 재결합률이 낮고 해리재결합에 비해 반응속도가 느린 복사재결합을 해서 F-층의 주된 전자생성 소스가 된다(식 3c).



산소 원자는 광이온화의 소스를 제공하고 N<sub>2</sub>는 NO<sup>+</sup>의 형태로 바뀌어 빠르게 전자와 재결합하여 소멸시키는 역할을 하므로 결과적으로 O/N<sub>2</sub> 비율이 F-층 광이온화 전자밀도를 결정한다. 광이온화만을 고려하는 경우, X-선/EUV(8-140Å)/UV(796-1,027Å) 흡수로 생성되는 E-층과 UV(140-796Å)를 흡수하여 생성되는 F-층의 총 전자 생성량은 120 km 고도에서 최대로 나타난다. 그러나 전자밀도는 O/N<sub>2</sub> 비율로 결정되고 전자 생성률(~[O])보다 소멸률(~[N<sub>2</sub>]), 즉 재결합률이 높은 E-층이 아닌 F-층에서 최대전자밀도가 나타난다.

전리권을 변화시키는 외부적 요인들은 다양하며 층별로 영향을 주는 주된 요인들이 다르다. 또한 각 층은 다른 고도의 변화에 영향을 받기도 한다(Fig. 6). 열권과 E-층과 F-층은 태양 EUV에 의해 광이온화가 주를 이루며 플라즈마권 이온이 전리권으로 내려오기도 한다. 고위도의 경우 극지방 자기력선을 따라 유입된 고에너지 입자의 충돌로 중성대기가 이온화되거나 가열되어 전지구적 순환을 변화시키기도 한다. 더 낮은 층의 경우 태양 자외선/X-선에 의한 광이온화 외에도 유성이 중간권을 통과할 때 타면서 플라즈마를 형성하거나 극지역 고에너지 입자 유입으로 D-층의 델린저 현상을 일으키기도 한다. 밤/낮의 차이로 태양복사의 일변화에 의한 대기 조석(tide) 현상과 대류권에서 생성되어 전파되는 파동(중량파)의 영향이 전리권에 영향을 준다. 또한 지구 자기권과 전리권이 서로 상호 영향을 준다고 알려져 있다[41].

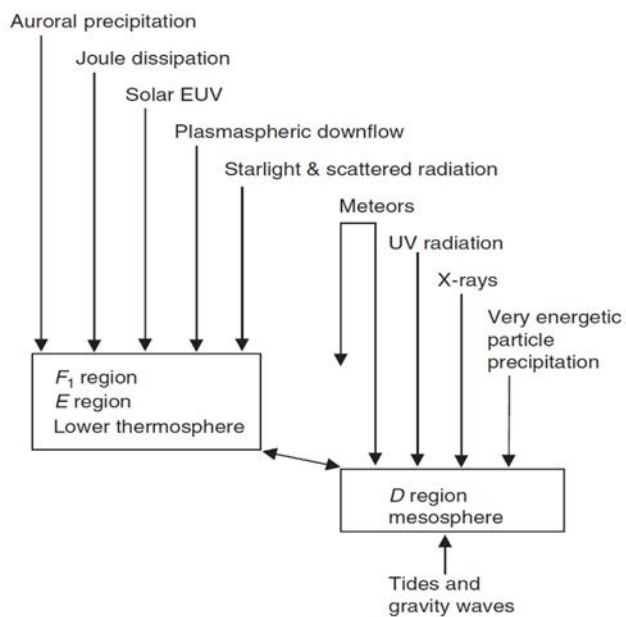


Fig. 6. External process that operate on the terrestrial ionosphere [41].

### 6. 전리권 역학

전리권 플라즈마의 역학은 중력, 압력, 전자기력, 중성대기와의 상호작용과 이온-전자 사이의 상호작용을 고려해야 한다. 이온과 전자의 운동량 보존 법칙을 살펴보면 식 (4)와 식 (5)와 같다( $m_i \vec{g}$ : 중력,  $-\frac{1}{N_i} \nabla N_i k T_i$ : 압력변화,  $e(\vec{E} + \vec{V}_i \times \vec{B})$ : 전자기력,  $-m_i v_{in}(\vec{V}_i - \vec{U})$ : 이온-중성대기 충돌,  $-m_i v_{ie}(\vec{V}_i - \vec{V}_e)$ : 이온-전자 충돌).

$$m_i \frac{\partial \vec{V}_i}{\partial t} = m_i \vec{g} - \frac{1}{N_i} \nabla N_i k T_i + e(\vec{E} + \vec{V}_i \times \vec{B}) - m_i v_{in}(\vec{V}_i - \vec{U}) - m_i v_{ie}(\vec{V}_i - \vec{V}_e) \quad (4)$$

$$m_e \frac{\partial \vec{V}_e}{\partial t} = m_e \vec{g} - \frac{1}{N_e} \nabla N_e k T_e - e(\vec{E} + \vec{V}_e \times \vec{B}) - m_e v_{en}(\vec{V}_e - \vec{U}) - m_e v_{ei}(\vec{V}_e - \vec{V}_i) \quad (5)$$

자기장  $\mathbf{B}$ 에 수직하게 속도  $\mathbf{V}$ 로 입사하는 하전입자의 원심력과 로렌츠 힘이 균형을 이루는 경우 하전입자의 자이로주파수(gyrofrequency,  $\omega$ )는 질량에 반비례하므로 이온보다 전자의  $\omega$ 가 훨씬 크고 두 입자의 회전 방향은 반대 방향이다.

자기장에 수직한 방향으로 전기장이 존재하는 경우 이온과 전자는 전기장과 자기장에 수직 한 방향으로 표류(drift)하는데 이를  $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$  표류라고 한다. Fig. 7에서 자기장( $\mathbf{B}$ )은 지면을 뚫고 들어가는 방향이고 이에 수직 방향으로 전기장( $\mathbf{E}$ )이 존재하는 경우, 이온이 전기장에 의해 가속되다가 자기장에 대해 회전하기 위해 전기장의 반대 방향으로 움직이는 동안 감속된다. 이 경우 전자는 시계 방향으로, 이온은 반시계 방향으로 이 운동이 반복되면서 전자와 이온이 자기장과 전기장에 모두 수직한 방향으로 함께 표류하게 되므로 전기적으로는 변화가 없다.

전리권에서 하전입자의 움직임은 기본적으로 플라즈마와 중성대기의 충돌[충돌주파수( $\nu$ )]과 전기장( $\mathbf{E}$ ) 그리고 자기장( $\mathbf{B}$ )의 방향과 세기에 의해 결정된다. 자기장( $\mathbf{B}$ )에 수직한 방향으로 전기장( $\mathbf{E}$ )과 중성대기 바람( $\mathbf{U}$ )이 존재한다고 가정하면 80 km 고도 아래에서는 플라즈마가 자기력선 주위를 도는 동안 중성대기와의 충돌이 빈번하여 ( $\nu \gg \omega$ ) 자기장 영향보다는 중성대기 바람을 따라 움직이게 된다. E-층은 충돌주파수와 자이로주파수가 거의 비슷해서( $\nu \sim \omega$ ) 플라즈마는 전자기장과 중성대기 바람의 영향을 모두 받아 복잡하고 흥미로운 현상이 존재하는 지역이다. 200 km 이상의 고도에서는 중성대기의 밀도가 낮아 플라즈마와 중성대기의 충돌주파

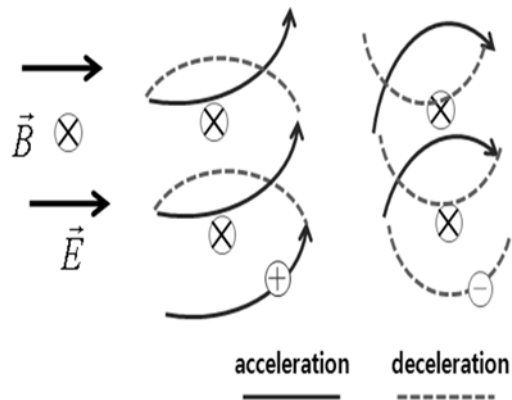


Fig. 7. Perpendicular motion of ion and electron to electric field and magnetic field.

수가 자이로주파수보다 훨씬 작아( $\nu \ll \omega$ ) 플라즈마들은 자기장을 따라 자이로 운동을 한다. 이 영역에서 플라즈마는 전기장의 영향으로  $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$  표류와 더불어 중성바람에 의한 이동( $\mathbf{U} \times \mathbf{B}$ )으로 이온과 전자가 분리(charge separation)됨으로 인해 형성된 전류가 플라즈마에 영향을 미치게 된다.

이처럼 전자의 생성·소멸률과 플라즈마 역학이 결합하여 전리권 전자밀도( $NmF_2$ )의 변화와 관련된 여러 가지 현상들을 야기한다. E-층은 채프만층으로 태양광이 있는 낮 시간에만 존재하고 밤 시간에는 사라진다. 그에 비해 플라즈마의 이동이 중요해지는 F-층은 광이온화가 사라지는 밤 시간에도 유지된다. 낮 시간에는 중성바람이 적도에서 양극 방향으로 분다. Fig. 8처럼 중위도 지역에서 자기력선은 기울기  $I$  를 갖고 기울어진 형태로 극 방향으로 부는 중성바람의 경도 방향 성분( $U_M$ )은 자기력선을 따라 움직이는 플라즈마들을 낮은 고도로 이동하게 만든다. 결과적으로 플라즈마는 중성대기와의 재결합확률이 높은 지역으로 이동하게 되어  $hmF_2$ 는 낮 시간에는 낮아진다. 반대로 밤 시간에는 적도 방향으로 부는 중성바람이 자기장을 따라 움직이는 플라즈마를 높은 고도로 밀어 올려 중성대기와의 재결합확률이 낮은 지역으로 이동시킨다. 이로써 밤 시간에  $hmF_2$ 가 높아지고 F-층 전자밀도가 유지된다(Fig. 8).

지구의 자기 남·북극은 지리적 극과는 기울어져 있고 중심에서도 벗어나 있다. 전지구적으로 지자기의 세기와 기울어진 정도는 지표에서 자기력선이 경도와는 기울어져 있어 자기력선을 따라 움직이는 플라즈마와 중성바람 사이의 관계가 매우 복잡하다. 이런 복잡한 관계에서 다양한 현상들이 발생한다.

### 7. 저위도 및 중위도 전리권 특징

저위도 지역 자기장은 지표면과 수평하게 배열되어 있고 경도풍이 수평 방향으로 불어서 저위도 전리권 플라즈마는 수평 방향으로만 확산한다. 그 결과 적도 부근에서  $hmF_2$ 와  $NmF_2$ 는 지역 시간(local time)별로 변화하며,  $hmF_2$ 는 밤에 중위도 지역과는 달리 밤보다는 낮에 더 높다.

적도지역 E-층에는 중성대기 바람에 의해 생성되는 다이نام오 전기장(dynamo electric field)이 존재하는데(Fig. 9. left), 자기력선에서는 전기전도도가 매우 높아 이 전기장은 자기력선을 따라 F-층까지 전달된다. 낮 지역 E-층에서 생성된 동쪽 방향의 다이نام오 전기장에 의한  $\mathbf{E} \times \mathbf{B}$  표류로 플라즈마가 높은 고도로 이동(upward drift)하고, 밤 지역은 반대로 낮은 고도로 이동하게 된다. 낮 시간 동안 높은 고도로 이동했던 플라즈마는 중력과 기체압력 기울기에 의해 낮

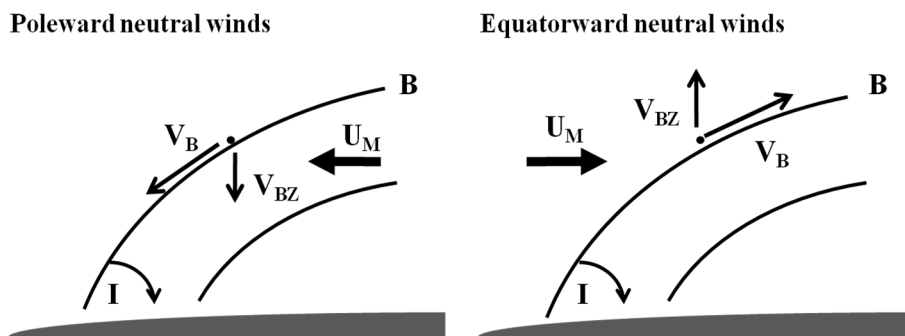


Fig. 8. Neutral wind effect to ionosphere.



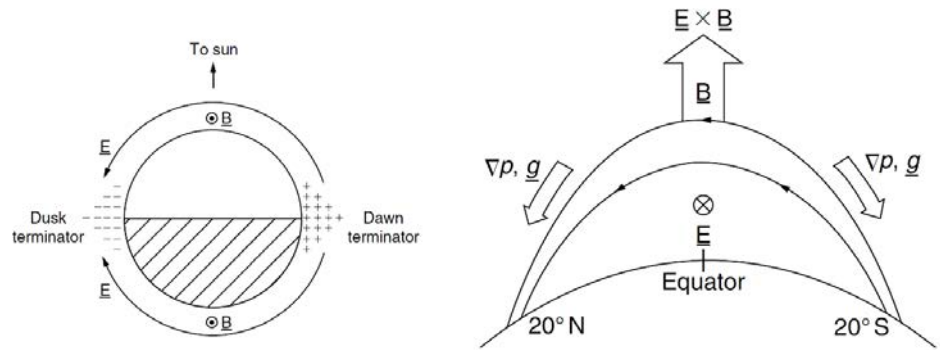


Fig. 9. Schematic diagram showing the zonal electric field component (left) and schematic diagram of how plasma uplift via electric fields transports plasma from equatorial to tropical zones (right) [1].

은 고도로 가라앉게 되는데, 이때 하전입자의 특성상 자기력선을 따라 분산되면서 적도에서 벗어난 지역에 높은 전자밀도를 형성하게 된다(Fig. 9. right). 이처럼 전자기적 표류와 확산 효과가 합쳐져 마치 분수 같은 플라즈마 운동 패턴을 야기하며 이온화 최대치가 자기적도의 양쪽으로 벗어난 지역에 형성되는 현상을 애플턴이상현상(Appleton anomaly)라고 한다. 저위도 전리권 모델은 다이ना모 전기장에 의한 수직플라즈마 표류 성분을 고려하여 구축한다.

수직플라즈마 표류 속도는 10-30 m/sec 범위 정도로 낮에는 높은 고도 방향이고 밤에는 낮은 고도 방향이다. 대부분의 경도지역에서 일몰 명암경계선(~18 LT) 근처에서 플라즈마가 높은 고도 방향으로 급격히 표류하는 현상[PRE(pre-reversal enhancement)]이 일어나는데, 이는 적도지역 F-층 분산현상(equatorial spread F)과 관련된다.

대표적인 플라즈마 불안정인 F-층 분산(spread F; Fig. 10)의 규모는 몇 cm에서 몇 백 km까지의 범위이고 전체 위도에서 나타나지만, 적도지역에서 두드러지게 나타난다. 밤시간에 형성된 F-층 분산(플라즈마 버블)은 밀도가 낮은 플라즈마 덩어리가 F-층 하부부터 고도 1,500 km까지 수직으로 길게 늘어나는 것을 말한다. 이 비어있는 플렉스 튜브는 자기력선을 따라 양쪽 반구로 이동해 부분적으로 전자밀도가 낮은 상태를 만든다.

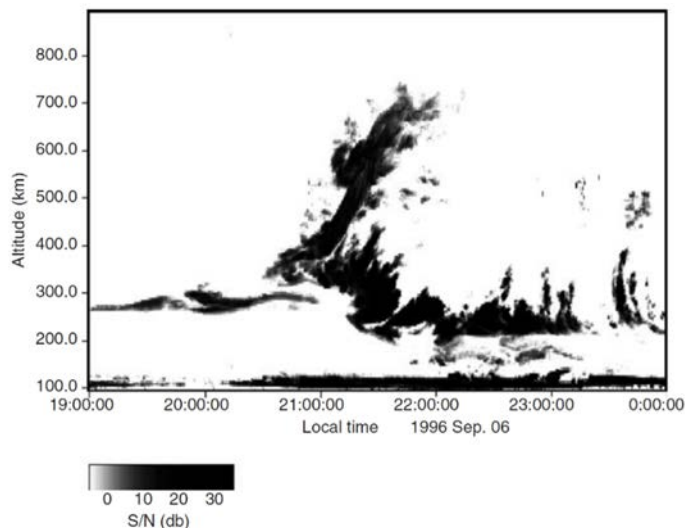


Fig. 10. Spread F event seen by the JULIA coherent scatter radar on September 6, 1996 [41].

F-층 분산과 플라즈마 버블 생성 시나리오는 다음과 같다. 앞에서 낮 시간 적도지역 F-층의 플라즈마  $E \times B$  표류를 설명하였다. 지구와 함께 전리권도 일몰 방향으로 이동하는데 일몰 경계선에서 동쪽 방향으로 증가된 수평바람이 낮-밤 다른 전도도와 관련되어 추가적인 동쪽 방향 전기장이 형성되어  $E \times B$  표류의 증가에 의한 PRE를 야기한다. 밤지역으로 이동할수록 F-층 하부는 빠르게 사라져서 밀도가 낮은 유체 위에 밀도가 높은 유체가 존재해서 발생하는 레이-테일러(Rayleigh-Taylor) 불안정 상태가 된다. 이렇게 F-층 하부에서 발달한 밀도가 낮은 플라즈마가 자기력선을 따라 이동하면서 버블을 형성하고 F-층을 뚫고 위로 올라간다.

중위도에서 특징적으로 나타나는 현상 중 하나로 E-층(90-120 km 고도)에서 이온화가 급격하게 증가하는 스포래딕-E(Sporadic-E) 현상이 있다. 모든 위도에서 간헐적으로 나타나며 주변보다 밀도가 10배 정도 증가한다. 주로 유성이 떨어지는 동안 만들어진 금속성이온( $Fe^+$ ,  $Mg^+$ )이 사라지지 않고 얇은 층을 만들어 형성된다고 알려져 있다.

## 8. 전리권 연구 방법

전리권 연구 방법은 크게 관측을 통해 얻은 자료를 분석하는 방법과 모델링의 방법으로 나뉜다. 전리권 연구를 위한 관측 방법으로는 크게 전파, 광학, 직접 관측 등을 들 수 있다. 전리권 각 층(F, E, D)에서 반사되는 전파(HF, MF, LF)를 지상에서 관측하는 사운드링 방식(이오노존데)이 가장 대표적 전리권 관측 방식으로 F<sub>2</sub>-층 상층부는 topside sounder로 인공위성에서 반대 방향으로 관측할 수 있다. 또한 전파를 활용하는 방식으로는 간섭 산란(coherent scatter), 비간섭 산란(incoherent scatter), GNSS 신호차폐(occultation) 및 신타레이션(scintillation)이 있다. 간섭산란 방식은 전파(HF, VHF, UHF)의 도플러 효과를 이용하여 오로라, 자기적도, 유성 트레일 관측이 가능하다. VHF/UHF 전파를 활용한 비간섭 산란 방식으로는 이온 밀도, 온도, 표류 속도 및 중성대기 관측이 가능하다. 광학관측 방식으로 오로라의 간섭 또는 이미징을 활용하거나 대기광으로 기체의 온도와 속도를 측정한다. 로켓과 인공위성 탑재체를 이용한 현장 측정(in-situ measurements) 방법으로 하전입자 및 중성기체의 밀도, 성분, 온도, 속도, 전자기장이나 공기 밀도에 의한 위성 궤도 변화를 분석 연구를 할 수 있다. 대표적인 탑재체로는 랑뮈어 탐침기(Langmuir probe)와 자력계(magnetometer)가 있다[46,47].

한편 전리권 연구에 쓰이는 모델은 크게 물리적 이론을 기반으로 하는 이론적 모델과 관측된 전리권 파라미터의 경향을 통계적으로 분석하여 예측하는 경험적 모델로 나눌 수 있다. 모델을 통해 고도, 시간, 위·경도에 따른 전자밀도 분포 변화를 예측한다. 대표적인 경험적 모델인 IRI(international reference ionosphere)는 전자밀도, 이온밀도( $O^+$ ,  $H^+$ ,  $He^+$ ,  $NO^+$ ,  $O_2^+$ ), 전자 및 이온 온도, 적도 수직 이온 표류, TEC를 제공한다. 이론적 모델은 연속방정식(전자의 생성 및 소멸, 이동 과정)을 계산하고 운동량과 에너지 보존 법칙의 공식이 추가된다[42]. 전리권 연구에 활용되는 대표적인 이론적 모델로는 IFM(ionosphere forecast model)과 SAMI2/SAMI3 모델을 들 수 있다. 이러한 경험적 모델과 이론적 모델의 한계(외부 기인 요인들의 불명확함, 관측자료 부족)를 극복하기 위해 자료동기모델이 대두되고 있다. 대표적으로 GAIM(Global Assimilation of Ionospheric Measurements), WACCM-X/DART(data assimilation research testbed) 모델을 들 수 있다[3].

## 9. 중·저위도 전리권 국내 연구 현황

이번 장에서는 전리권 연구에 활용되는 다양한 지상 및 위성 관측자료들을 활용하여 국내 연구자가 참여하여 진행된 중·저위도 전리층 연구들을 소개하고자 한다. 국내에서 보유하고 있는 전리권 및 고층대기 관측 자료는 이오노존데, FPI, 전천카메라, 레이더, GNSS 신틸레이션 수신기 등이다[2]. 전리권의 상태를 결정하는 주기적인 요인(태양활동, 낮/밤의 변화, 위도별 차이, 계절적인 변화 등) 외에도 중·저위도 지역의 경우 다양한 이상현상(애플턴 이상현상, 겨울 이상현상, 일년 이상현상, 반년 이상현상, WSA 이상현상)이 있다. 또한 적도/열대/중위도 지역에서 나타나는 이온화골짜기(ionization trough) 현상과 남·북반구의 전자밀도가 비대칭적인 현상 등이 알려져있다. Park et al., Kim et al., Jo et al.에 의해 한반도를 포함한 중·저위도 지역의 장기간 이오노존데 자료를 활용하여 태양활동 및 지자기 활동에 최대 전자밀도(NmF<sub>2</sub>)나 스포래딕-E 층의 특성이 연구되었다[4-6]. Jeong et al.에 의해 제주 이오노존데 관측 자료의 품질 분석 연구도 진행되었다[7] Kam et al.은 전리권 변화에 반영되는 고층대기의 특성(바람)을 관측한 유성레이더 자료를 분석하였다[8]. Kim et al., Kwak et al., Chung et al., Lee et al.는 위성 및 GPS TEC 자료를 통한 EIA hemispheric asymmetry와 trough와 같은 anomaly 현상을 연구하였다[9-13]. Hong et al.은 topside sounding과 ISR 자료를 통해 mid-latitude trough과 플라즈마권과 연계성을 연구하였다[14]. 이런 트렌드 분석은 예측모델의 고도화에 활용될 수 있다.

앞에서 언급한 이상현상과는 달리 지자기 폭풍이나 플라즈마 불안정성에 기인한 전리권 섭동(depletion, TID, bubbles, blobs) 현상들은 일시적인 통신 두절과 같이 실생활에 직접적으로 영향을 주어 활발하게 연구되고 있다. 대표적인 전자밀도 감소현상(depletion)인 적도지역 버블(bubble)에 연구는 발생 기작에 대한 설명에서부터 관측 결과의 분석까지 많은 연구가 이루어져 있다[15-27]. Lee et al.은 BPDs(broad plasma depletions)와 MSTIDs(medium-scale traveling ionospheric disturbances)에 대한 연구를 진행하였다[28,29]. Park & Park은 지진과 같이 지상에서 발생한 일시적인 불안정성이 전리권에 미치는 영향을 살펴보았다[30] Yang et al.은 VHF coherent backscatter 레이더 자료를 통해 FAIs(field-aligned irregularities)를 분석하였다[31].

이 외에도 Lee et al.은 F<sub>2</sub>-층 상층부인 topside 전리권과 플라즈마층과의 상호관계를 연구하였다[32]. 남극의 세종기지과 장보고 기지에서 운영하는 이오노존데, FPI, 전천카메라를 활용하여 남극지역에서 관측 가능한 고층대기 및 전리권 현상을 연구하였고, EISCAT 등 해외 레이더나 위성을 활용한 다양한 연구, 그리고 극지방 이상현상인 Weddell sea anomaly 연구가 있다[33-40].

## 10. 요약 및 결론

지구 전리권은 고층대기의 일부가 이온화되어 전파에 영향을 주는 플라즈마 상태로 존재하는 영역으로 통신과 관련하여 실생활에 직접적으로 영향을 주어 오랜 기간 연구되어온 분야이다. 고도에 따라 전자밀도를 이루는 주된 이온에 따라 D-층, E-층, F-층으로 구분되며, 광이온화가 멈추는 밤에는 F-층만 남는다. 또한 플라즈마 밀도에 비해 중성대기 밀도가 매우

커서 중성대기 영향을 고려한 플라즈마로 다루어져야 한다. 태양에서 시작되어 지표면에 이르는 영역까지 전리권 외부의 영향이 직접적으로 반영되는 영역으로 복잡하고 다양한 영역의 연구가 연관되는 분야이다. 또한 중·저위도와 고위도의 전리권은 전리권 형성과정이나 나타나는 현상이 매우 상이하여 구분되어 이해된다. 본 논문에서는 지구 고층대기가 이온화되어 전리권을 형성하는 과정을 설명하고 광이온화와 자기장 형태와 플라즈마와 중성바람의 상호작용 등에 의해 발생하는 중·저위도의 전리권의 특징적인 현상에 대해 소개하였다. 또한 현재까지 전리권과 관련하여 국내 연구자들이 참여한 연구를 소개하고 이를 통해 향후 전리권 연구 분야의 교류 활성화에 활용되기를 기대한다.

## 감사의 글

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

## References

1. Kelley MC, The Earth's Ionosphere: Plasma Physics & Electrodynamics, 2nd ed. (Elsevier Science, Burlington, VT, 2009).
2. Lee C, Lee W, Ionospheric and upper atmospheric observations in Korea, J. Space Technol. Appl. 1, 199-216 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.2.199>
3. Jee G, Fundamentals of numerical modeling of the mid-latitude ionosphere, J. Astron. Space Sci. 40, 11-18 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.1.11>
4. Park YK, Kwak YS, Ahn BH, Park YD, Cho IH, et al., Ionospheric F2-layer semi-annual variation in middle latitude by solar activity, J. Astron. Space Sci. 27, 319-327 (2010), <https://doi.org/10.5140/JASS.2010.27.4.319>
5. Kim E, Chung JK, Kim YH, Jee G, Hong S, et al., A climatology study on ionospheric F2 peak over Anyang, Korea, Earth Planets Space. 63, 335-349 (2011). <https://doi.org/10.5047/eps.2011.03.011>
6. Jo E, Kim YH, Moon S, Kwak YS, Seasonal and local time variations of sporadic E layer over South Korea, J. Astron. Space Sci. 36, 61-68 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.2.61>
7. Jeong SH, Kim YH, Kim K, Manual scaling of ionograms measured at Jeju (33.4°N, 126.3°E) throughout 2012, J. Astron. Space Sci. 35, 143-149 (2018). <https://doi.org/10.5140/JASS.2018.35.3.143>
8. Kam H, Kwak YS, Yang TY, Kim YH, Kim J, et al., Characteristics of horizontal winds in the mesosphere and lower thermosphere region over Korean peninsula observed from the Korea astronomy and space science institute meteor radar, J. Astron. Space Sci. 38, 229-236 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.4.229>
9. Kim E, Jee G, Kim YH, Seasonal characteristics of the longitudinal wavenumber-4 structure in the equatorial ionospheric anomaly, J. Astron. Space Sci. 25, 335-346 (2008). <https://doi.org/10.5140/JASS.2008.25.4.335>

10. Kwak YS, Kil H, Lee WK, Oh SJ, Ren Z, et al., Nonmigrating tidal characteristics in thermospheric neutral mass density, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 117, A02312 (2012). <https://doi.org/10.1029/2011JA016932>
11. Kwak YS, Kil H, Lee WK, Yang TY, Variation of the hemispheric asymmetry of the equatorial ionization anomaly with solar cycle, *J. Astron. Space Sci.* 36, 159–168 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.159>
12. Chung JK, Yoo SM, Lee W, The first measurement of seasonal trends in the equatorial ionospheric anomaly trough at the CHUK GNSS site during the solar maximum in 2014, *J. Astron. Space Sci.* 33, 287–293 (2016). <https://doi.org/10.5140/JASS.2016.33.4.287>
13. Lee WK, Kil H, Paxton LJ, Tropical ionization trough in the ionosphere seen by swarm-a satellite, *Geophys. Res. Lett.* 45, 12,135–12,141 (2018). <https://doi.org/10.1029/2018GL080286>
14. Hong J, Kim YH, Lee YS, Characteristics of the ionospheric mid-latitude trough measured by topside sounders in 1960–70s, *J. Astron. Space Sci.* 36, 121–131 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.121>
15. Kil H, Lee WK, Are plasma bubbles a prerequisite for the formation of broad plasma depletions in the equatorial F region? *Geophys. Res. Lett.* 40, 3491–3495 (2013). <https://doi.org/10.1002/grl.50693>
16. Kil H, Paxton LJ, Jee G, Nikoukar R, Plasma blobs associated with medium-scale traveling ionospheric disturbances, *Geophys. Res. Lett.* 46, 3575–3581 (2019). <https://doi.org/10.1029/2019GL082026>
17. Kil H, The morphology of equatorial plasma bubbles: a review, *J. Astron. Space Sci.* 32, 13–19 (2015). <https://doi.org/10.5140/JASS.2015.32.1.13>
18. Kil H, The occurrence climatology of equatorial plasma bubbles: a review, *J. Astron. Space Sci.* 39, 23–33 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.2.23>
19. Kil H, Heelis RA, Paxton LJ, Oh SJ, Formation of a plasma depletion shell in the equatorial ionosphere, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 114, A11302 (2009). <https://doi.org/10.1029/2009JA014369>
20. Kil H, Lee WK, Kwak YS, Oh SJ, Paxton LJ, et al., Persistent longitudinal features in the low-latitude ionosphere, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 117, A06315 (2012). <https://doi.org/10.1029/2012JA017570>
21. Kil H, Lee WK, Kwak YS, Zhang Y, Paxton LJ, et al., The zonal motion of equatorial plasma bubbles relative to the background ionosphere, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 119, 5943–5950 (2014). <https://doi.org/10.1002/2014JA019963>
22. Kil H, Kwak YS, Lee WK, Krall J, Huba JD, et al., Nonmigrating tidal signature in the distributions of equatorial plasma bubbles and prereversal enhancement, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 120, 3254–3262 (2015). <https://doi.org/10.1002/2014JA020908>

23. Kil H, Lee WK, Paxton LJ, Origin and distribution of daytime electron density irregularities in the low-latitude F region, *Geophys. Res. Space Phys.* 125, e2020JA028343 (2020). <https://doi.org/10.1029/2020JA028343>
24. Kil H, Paxton LJ, Schaefer RK, Simultaneous detection of signatures of conjugate photoelectrons in the ionosphere and thermosphere, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 127, e2021JA030121 (2022). <https://doi.org/10.1029/2021JA030121>
25. Kil H, Kwak YS, Lee WK, Miller ES, Oh SJ, et al., The causal relationship between plasma bubbles and blobs in the low-latitude F region during a solar minimum, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 120, 3961–3969 (2015). <https://doi.org/10.1002/2014JA020847>
26. Park J, Mende SB, Eastes RW, Frey HU, Climatology of equatorial plasma bubbles in ionospheric connection explorer/far-ultraviolet (ICON/FUV) limb images, *J. Astron. Space Sci.* 39, 87–98 (2022). <https://doi.org/10.5140/JASS.2022.39.3.87>
27. Park J, Min KW, Kim VP, Kil H, Lee JJ, et al., Global distribution of equatorial plasma bubbles in the premidnight sector during solar maximum as observed by KOMPSAT-1 and defense meteorological satellite program F15, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 110, A07308 (2005). <https://doi.org/10.1029/2004JA010817>
28. Lee WK, Kil H, Kwak YS, Paxton LJ, Zhang Y, et al., Equatorial broad plasma depletions associated with the enhanced fountain effect, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 119, 402–410 (2013). <https://doi.org/10.1002/2013JA019137>
29. Lee WK, Kil H, Paxton LJ, Global distribution of nighttime MSTIDs and its association with E region irregularities seen by CHAMP satellite, *Geophys. Res. Space Phys.* 126, e2020JA028836 (2021). <https://doi.org/10.1029/2020JA028836>
30. Park J, Park SM, Investigation of ionospheric earthquake precursors using US-TEC data during the solar maximum of 2013–2015, *J. Astron. Space Sci.* 37, 61–68 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.61>
31. Yang TY, Kwak YS, Lee J, Park J, Choi S, et al., The first report on the afternoon E-region plasma density irregularities in middle latitude, *J. Astron. Space Sci.* 38, 135–143 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.2.135>
32. Lee HB, Kim YH, Kim E, Hong J, Kwak YS, et al., Where does the plasmasphere begin? Revisit to topside ionospheric profiles in comparison with plasmaspheric TEC from Jason-1, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 121, 10,091–10,102 (2016). <https://doi.org/10.1002/2016JA022747>
33. Ham YB, Jee G, Lee C, Kwon HJ, Kim JH, et al., Observations of the polar ionosphere by the vertical incidence pulsed ionospheric radar at Jang Bogo station, Antarctica, *J. Astron. Space Sci.* 37, 143–156 (2020). <https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.2.143>
34. Jee G, Ham YB, Choi Y, Kim E, Lee C, et al., Observations of the aurora by visible all-sky camera at Jang Bogo station, Antarctica, *J. Astron. Space Sci.* 38, 203–215 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.4.203>



35. Park J, Lühr H, Kervalishvili G, Rauberg J, Stolle C, et al., Morphology of high-latitude plasma density perturbations as deduced from the total electron content measurements onboard the Swarm constellation, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 122, 1338–1359 (2017). <https://doi.org/10.1002/2016JA023086>
36. Kwak YS, Richmond A, Ahn BH, Cho KS, Contributions of heating and forcing to the high-latitude lower thermosphere: dependence on the interplanetary magnetic field, *J. Astron. Space Sci.* 27, 205–212 (2010). <https://doi.org/10.5140/JASS.2010.27.3.205>
37. Kwon HJ, Lee C, Jee G, Ham YB, Kim JH, et al., Ground-based observations of the polar region space environment at the Jang Bogo station, Antarctica, *J. Astron. Space Sci.* 35, 185–193 (2018). <https://doi.org/10.5140/JASS.2018.35.3.185>
38. Kim E, Jee G, Ji EY, Kim YH, Lee C, et al., Climatology of polar ionospheric density profile in comparison with mid-latitude ionosphere from long-term observations of incoherent scatter radars: a review, *J. Atmos. Sol. Terres. Phys.* 211, 105449 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2020.105449>
39. Shin Y, Lee E, Lee JJ, Analysis of field-aligned currents in the high-altitude nightside auroral region: cluster observation, *J. Astron. Space Sci.* 36, 1–9 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.1.1>
40. Jee G, Burns AG, Kim YH, Wang W, Seasonal and solar activity variations of the Weddell sea anomaly observed in the TOPEX total electron content measurements, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 114, A04307. <https://doi.org/10.1029/2008JA013801>
41. Schunk R, Nagy A, *Ionospheres: Physics, Plasma Physics, and Chemistry* (Cambridge Atmospheric and Space Science Series, Cambridge, UK, 2009).
42. Rishbeth H, Garriott OK, *Introduction to Ionospheric Physics* (Academic Press, New York, NY, 1969).
43. Prölss GW, *Physics of the Earth's Space Environment: An Introduction* (Springer, Berlin, Germany, 2004).
44. Kallenrode MB, *Space Physics: An Introduction to Plasma and Particles in the Heliosphere and Magnetospheres* (Springer-Verlag, Berlin, Germany, 2004).
45. Hargreaves JK, *The Solar-Terrestrial Environment* (Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1992).
46. Rishbeth H, Basic physics of the ionosphere: a tutorial review, *J. Inst. Electron. Radio Eng.* 58, S207–S223 (1988). <https://doi.org/10.1049/jiere.1988.0060>
47. Kelley MC, *The Earth's Ionosphere, Plasma Physics and Electrodynamics* (Academic Press, San Diego, CA, 1989).

## Author Information

김 여 진 jinastro23@cnu.ac.kr



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

구를 수행하고 있다.

김 기 남 astropacekim@cnu.ac.kr



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

역 연구인력양성에 관심을 갖고 있다.

연구논문

# 6U급 초소형 위성 HiREV(High Resolution Video and Image)의 광학 카메라의 열 설계 및 궤도 열 해석

신한섭<sup>1,2</sup>, 김해동<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부

<sup>2</sup>한국항공우주산업 위성기계팀



Received: July 1, 2023

Revised: July 24, 2023

Accepted: July 31, 2023

†Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-55-772-1641

E-mail : haedkim@gnu.ac.kr

**Copyright** © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

## ORCID

Han-Seop Shin

<https://orcid.org/0009-0002-1235-6939>

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

## Thermal Design and On-Orbit Thermal Analysis of 6U Nano-Satellite High Resolution Video and Image (HiREV)

Han-Seop Shin<sup>1,2</sup>, Hae-Dong Kim<sup>1†</sup>

<sup>1</sup>Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea

<sup>2</sup>Satellite Mechanical Team, Korea Aerospace Industries, Sacheon 52529, Korea

## 요약

한국항공우주연구원에서는 심우주 탐사를 위한 핵심 기술 개발을 위해 6U급 초소형 위성인 HiREV(high resolution video and image)를 개발하였다. 6U HiREV 초소형 위성의 임무는 지구 관측을 위한 고해상도 영상 및 동영상 촬영이며, 임무 수행 시 고온의 카메라 모듈로 인해 렌즈와 모듈 간의 열 지향 오차가 발생할 수 있다. 열 지향 오차는 해상도에 큰 영향을 미치므로, 이를 해결하기 위해 열 설계가 필요하다. 또한 HiREV 광학 카메라는 지상에서 쓰이는 상용제품(COTS, Commercial Off The Shelf)을 이용하여 개발한 것이므로 상온에서 가장 좋은 성능을 가지며, 고온/저온 환경인 우주에서 활용되기 위해 별도의 열 설계가 적용되어야 한다. 본 논문에서는 임무 카메라 탑재체를 위해 3가지의 수동 열 설계가 수행되었으며, 궤도 열 해석을 통하여 열 설계가 효과적임을 확인하였다.

## Abstract

Korea Aerospace Research Institute has developed 6U Nano-Satellite high resolution video and image (HiREV) for the purpose of developing core technology for deep space exploration. The 6U HiREV Nano-Satellite has a mission of high-resolution image and video for earth observation, and the thermal pointing error between the lens and the camera module can occur due to the high temperature in camera module on mission mode. The thermal pointing error has a large effect on the resolution, so thermal design should solve it because the HiREV optical camera is developed based on commercial products that are the industrial level. So, when it operates in space, the thermal design is needed, because it has the best performance at room temperature. In this paper, three passive thermal designs were performed for the camera mission payload, and the thermal design was proved to be effective by performing on-orbit thermal analysis.

**핵심어** : 수동 열 설계, 궤도 열 해석, 6U 초소형 위성, 고해상도 영상 및 이미지(HiREV) 초소형 위성

**Keywords :** passive thermal design, thermal analysis, 6U nano-satellite, high resolution video and image (HiREV) nano-satellite

## 1. 서론

초소형 위성은 1-50 kg 사이의 질량을 갖는 인공위성으로 분류되며, 초소형 위성의 범위에 포함되는 큐브위성은 큐브모양을 기반으로 개발된 위성이다. 큐브위성은  $10 \times 10 \times 10$  cm<sup>3</sup>(1U)를 단위 크기로 가지며 3U, 6U, 12U급 등의 다양한 크기를 가진다.

6U급 초소형 위성은 1U 및 3U급 초소형 위성에 비해서 넓어진 태양전지판을 가지고 있으므로 더 높은 전력을 공급할 수 있는 장점을 가지고 있다. 하지만 높은 전력을 쓰는 부품에 대해서 고온이 발생할 수 있어 부품의 온도가 허용온도범위 내에서 존재하는지를 확인해야 하며[1], 임무 탑재체가 광학 카메라인 경우 열 지향 오차(thermal pointing error) 또는 열적 소음 등을 고려해서 열 설계가 이루어져야 한다. 따라서, 본 논문에서 언급되는 6U급 초소형 위성은 열 해석을 통해 열적 안정성이 검증되어야 한다.

1U 및 3U급 초소형 위성의 경우, 열 설계를 위한 열 해석을 수행한 경우가 많다. 이탈리아에서는 저궤도의 1U급 초소형 위성에 대해 전반적인 열 해석 과정을 소개한 바 있으며[2], 조선대에서는 1U급 초소형 위성 STEP Cube Lab.의 궤도 열 해석을 통해 여러 가지 열 제어 설계를 검증하고자 하였다[3]. 경희대에서는 3U급 초소형 위성 TRIO-CINEMA에 대해 수동 열 제어 시스템을 활용하여 탑재체의 열 제어를 수행하였으며[4], 스웨덴의 왕립 공과 대학 KTH(Kungliga Tekniska Hogskolan)에서는 3U급 초소형 위성 MIST(the Miniature Student satellite)의 다양한 임무 탑재체에 대해 여러 열 제어 시스템을 설계하여 열 설계의 효과를 입증하였다[5].

열 제어를 위한 설계 방식은 전력을 필요로 하는 능동 열 제어 설계(active thermal control design)과 전력을 필요로 하지 않는 수동 열 제어 설계(passive thermal control design) 방식이 존재한다. 초소형 위성은 공급될 수 있는 전력량에 한계가 있으며, 수동 열 제어 설계 방식을 선호하는 편이다[1].

초소형 위성은 내부에 수납될 수 있는 공간에도 제약이 있기 때문에 위성 구조체의 겉 표면을 이용하여 수동 열 제어를 시도하려는 다양한 사례들이 존재한다.

조선대에서는 1U급 초소형 위성에 대해서 태양을 지향하는 구조체 패널에 총 4가지 재료인 anodizing A, black anodizing, MLI(multi layer insulation), white paint으로 열 코팅을 하여 열적 안정성을 비교하였으며[6], 터키의 Sakarya 대학에서는 1U급 초소형 위성에 대해서 겉 표면의 태양전지셀과 구조체 표면의 다양한 재료의 비율을 다르게 하여 분석을 한 사례가 있다[7]. 칠레 공군 및 칠레 대학(Chilean Airforce 및 University of Chile)에서는 유전자 알고리즘을 이용하여 3U급 위성의 겉 표면에 4가지의 다른 재료를 사용하여 면적 결정을 통한 최적 열 설계를 진행하였다[8].

NASA에서는 6U급 초소형 위성의 겉 표면에 새로 개발된 수동 열 제어 시스템 'Louver'를 적용하려는 시도가 있었으며[9], 미 공군(USA Air Force)에서는 6U급 초소형 위성에 대해서 겉 표면에 다양한 열 코팅 설계의 가능성을 입증하였다[10]. Fig. 1과 같이 JAXA에서 달 탐사를 위해 개발 중인 6U급 초소형 위성 EQUULEUS에는 위성의 겉 표면에 MLI를 적용하여 추진

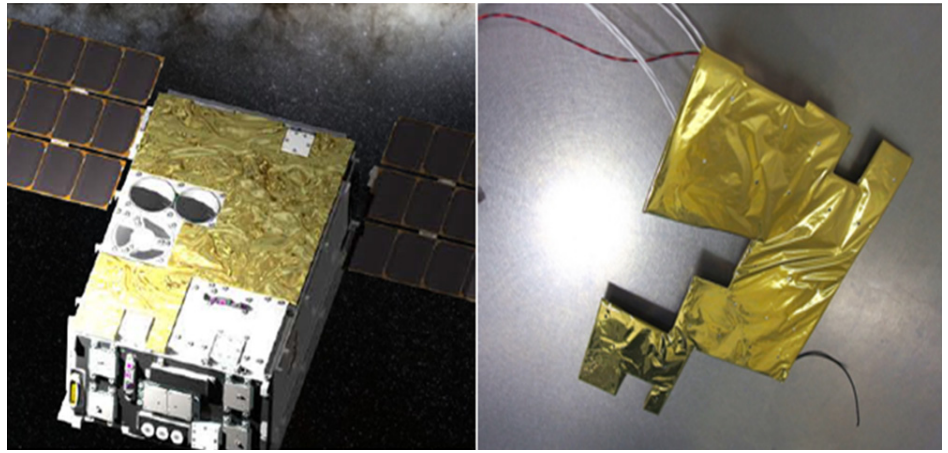


Fig. 1. MLI passive thermal control design on structure for 6U Nano-Spacecraft EQUULEUS [11]. MLI, multi layer insulation.

제 탱크를 열적으로 보호하려 했다[11]. 또한 최적화 알고리즘을 이용하여 MLI로 둘러싸인 위성에 대해 최적의 방열판 면적을 결정하려는 시도가 있었다[12,13].

본 논문에서는 고해상도 영상 및 동영상 촬영 임무를 가지는 6U급 초소형 위성 HiREV(high resolution video and image)의 임무 탑재체 광학 카메라의 성능 향상을 위한 열 설계가 검증되었다. 이를 위해 Thermal Desktop® v5.5(C&R Technologies, Colorado, USA) 및 SINDA/FLUINT® v5.5(C&R Technologies, Colorado, USA) 상용 프로그램을 사용하여 궤도 열 해석을 수행하였으며, 임무 카메라 탑재체의 열 설계 및 겉 표면 MLI 열 코팅 수동 열 설계를 적용하여 해석을 통해 타당성을 입증하였다.

현재까지 6U급 초소형 위성에 대한 열/구조 설계와 해석에 대한 논문은 국내외에서는 찾기 쉽지 않다. 따라서 본 논문은 6U급 초소형 위성을 개발할 때 유용한 참고 자료가 될 것으로 판단된다.

## 2. HiREV(High Resolution Video and Image) 열 설계

### 2.1 임무 탑재체 열 설계

HiREV 임무 탑재체인 광학 카메라는 Fig. 2와 같이 직경 90 mm를 갖는 망원렌즈와 카메라 모듈의 결합형태로 이루어져 있으며, 망원렌즈에서부터 빛을 흡수하여 카메라 모듈의 앞면에 마지막으로 상이 맺혀 관측 데이터를 얻게 된다.

Fig. 3 및 Table 1과 같이 임무 탑재체 카메라의 해상도 테스트 결과, 상온에 가까운 범위인 20°C-30°C에서 가장 높은 해상도인 4 m를 얻었으며, 망원렌즈와 상이 마지막으로 맺히는 카메라 모듈 부분 간의 온도 구배 차이가 낮을수록 높은 해상도를 가짐을 확인하였다.

이를 바탕으로 망원렌즈의 낮은 온도를 극복하기 위해 Fig. 2와 같이 렌즈 구조체의 겉표면에 방사율(emissivity)이 낮은 알루미늄 테이프(aluminum tape)를 감싸 단열 및 온도상승 효과를 얻고자 하였으며, 상이 마지막으로 맺히는 카메라 모듈 부분과 렌즈 구조체부분을 열전도율이 높은 구리로 이루어진 copper bridge를 총 4군데에 적용하여 온도 구배를 감소시켜 카메라의 열 지향 오차를 줄이고자 하였다.

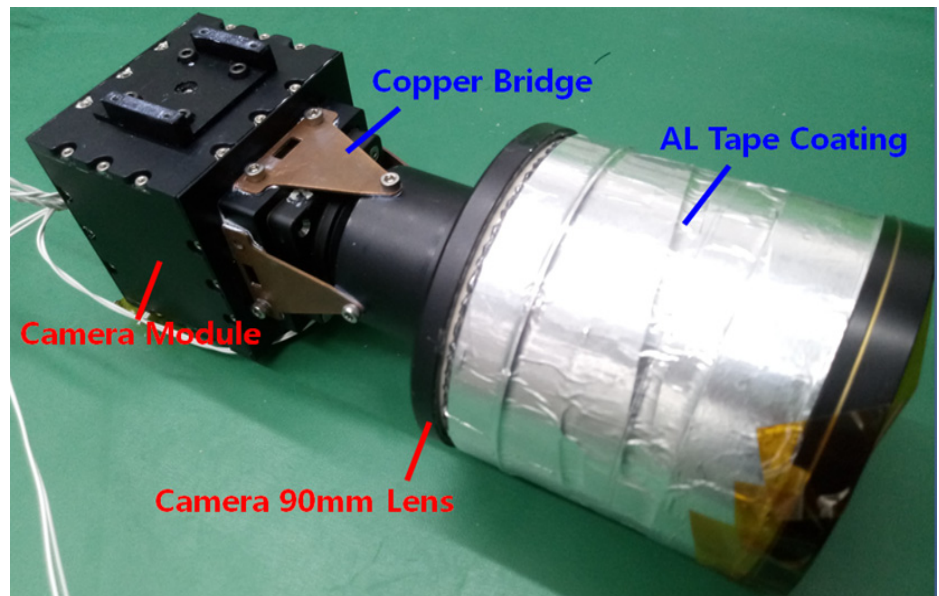


Fig. 2. Thermal design of HiREV optical camera payload. HiREV, high resolution video and image.

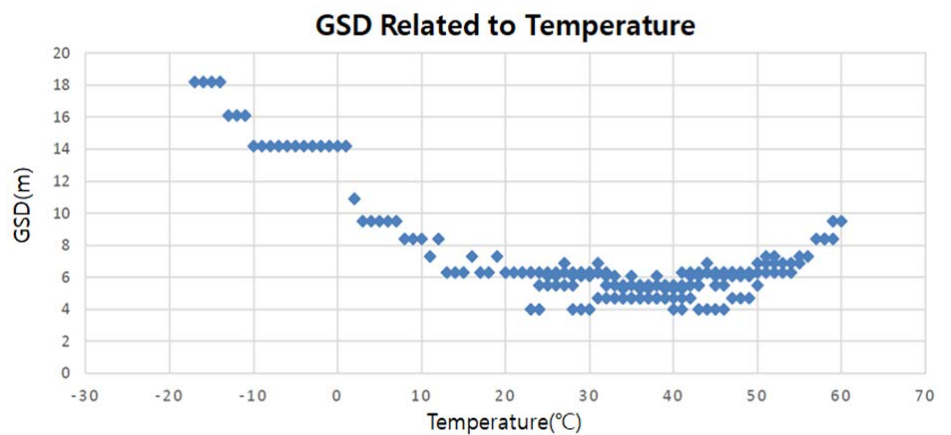


Fig. 3. Temperature vs. ground sample distance (GSD) graph.

Table 1. Temperature vs. ground sample distance (GSD) and resolution table

Temperature range (°C)	Resolution (m)	GSD (m)
-40-0	8.1-	-
0-9	4.1-8.1	8-16
10-19	2.5-4.1	4-8
20-30	-2.5	4
31-60	2.5-4.1	4-8

또한, 카메라 모듈의 내부 공간은 상대적 고전력 5.1 W가 소비되는 4개의 PCB 부품이 탑재되어 있으며, 이로부터 방출되는 열을 흡수하고 외부로 전도 열 전달 및 방출하기 위하여 열충진재를 채워 방열이 잘될 수 있도록 하였다.

## 2.2 HiREV(High Resolution Video and Image) 열 설계

임무 탑재체를 위한 2가지 설계 외에 수동 열 제어 방식인 겔표면의 열 코팅 방식을 이용하여 열 제어를 시도하였다. HiREV 임무 탑재체 광학 카메라는 지상용 상용제품(COTS, Commercial Off The Shelf)이므로 임무 시에 상온에 가까운 온도 범위에서 가장 높은 해상도를 가지며, 온도 상승 효과를 위해 단열재 역할을 하는 MLI를 HiREV 구조체의 외부에 적용하였다.

6U급 초소형 위성은 1U급 및 3U급 초소형 위성과 달리 일반적으로 전개형 태양전지판을 갖는다. 따라서, 위성의 구조체 겔 표면은 수동 열 제어 시스템을 적용하여 열 제어를 하기에 좋은 조건을 갖추고 있다.

6U급 HiREV 초소형 위성의 경우 태양전지판이 전개된 후에는 구조체의 겔 표면에 아무것도 부착이 되지 있지 않은 상황이며, Fig. 4와 같이 블랙 아노다이징(black anodizing) 처리를 하여 위성 내부 부품들의 내부 열원이 열적으로 전달 및 방출이 잘 이루어져 열평형을 이룰 수 있도록 하였다. HiREV 초소형 위성의 경우, 전체 부피에 비해 발열량이 높으므로 구조체를 통해 방열이 잘될 수 있게 black anodizing으로 처리되었다.

Black anodizing으로 처리할 시 버스 시스템 부품들은 허용온도 범위 조건 안에 포함되지만, 임무 탑재체 카메라의 경우 카메라 내부의 열이 심우주 공간으로 쉽게 전달되어 낮은 온도를 가질 수 있다. 따라서, Fig. 5와 같이 임무 탑재체 주변의 구조체 겔 표면의 일부분에 MLI를 적용하여 단열 열 설계 처리하였다.

## 3. 열 수치 해석 기법

위성의 실제 모델은 연속적이고 매우 복잡한 기하학적 형상을 가지고 있으므로 해석을 위해 이산화된(discretized) 유한 요소 모델로 변환할 필요가 있다.

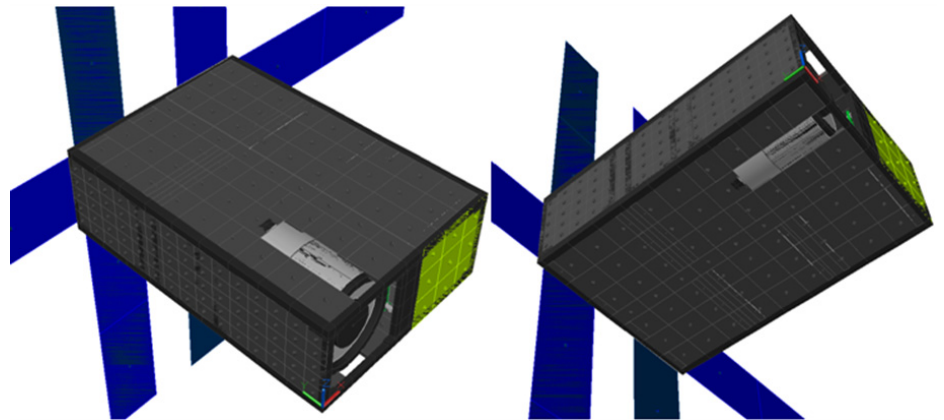


Fig. 4. Black anodizing thermal design of 6U HiREV nano-satellite. HiREV, high resolution video and image.



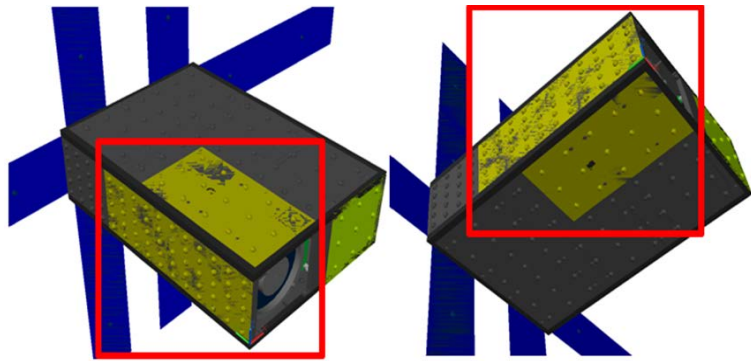


Fig. 5. MLI thermal control design of HiREV 6U nano-satellite. MLI, multi layer insulation; HiREV, high resolution video and image.

연속적인 편미분 방정식을 이산화된 열 모델의 각 노드에 적용하기 위해 이산화된 유한 차분 방정식으로 변환할 수 있으며, 공간에 대해 1차 정확도를 가지고, 시간에 대해 2차 정확도를 갖는 forward-backward 형태의 유한 차분 방정식을 식 (1)과 같이 얻을 수 있다[14,15].

\* Forward – Backward Method :

$$\begin{aligned} \frac{m_i C_{p,i}}{\Delta T} (T_i^{n+1} - T_i^n) &= \sum_{j=1}^N \frac{G_{cond,ij}}{2} [(T_i^{n+1} - T_j^{n+1}) + (T_i^n - T_j^n)] \\ &+ \sum_{j=1}^N \frac{G_{rad,ij}}{2} [(T_i^{n+1})^4 - (T_j^{n+1})^4] + [(T_i^n)^4 - (T_j^n)^4] \\ &+ (Q_{int} + Q_{ext}) \end{aligned} \tag{1}$$

$T_i^n$ : 현재 시간 n에서 노드 i의 온도

$T_{ji}^n$ : 현재 시간 n에서 노드 j의 온도

$T_i^{n+1}$ : 다음 시간 n+1에서 노드 i의 온도

$T_j^{n+1}$ : 다음 시간 n+1에서 노드 j의 온도

$G_{cond,ij}$ : 노드 i와 노드 j 간의 선형 전도 열 컨덕터(e.g.,  $k_i A_i / L_i$ )

$G_{rad,ij}$ : 노드 i와 노드 j 간의 복사열 컨덕터(e.g.,  $\epsilon_i \sigma A_i F_{ij}$ )

$m_i C_{p,i}$ : 노드 i에서의 열용량(e.g.,  $V_i \rho_i C_{p,i}$ )

$Q_{int}, Q_{ext}$ : 노드 i에서의 유입되는 열원(heat source) 또는 유출되는 열원(heat sink)

## 4. HiREV(High Resolution Video and Image) 궤도 열 해석

### 4.1 해석 조건

#### 4.1.1 HiREV(high resolution video and image) 열 모델 구축

우주 비행체의 열 해석을 위한 프로그램인 Thermal Desktop® v5.5을 이용하여 기하학적 인 모델을 Fig. 6과 같이 구축하였다. 열 모델을 구축하기 위해 사용된 node의 수는 정확한 온도 분포의 확인을 위해 비교적 많은 개수인 총 3,127개가 사용되었으며, quad 모양의 3차

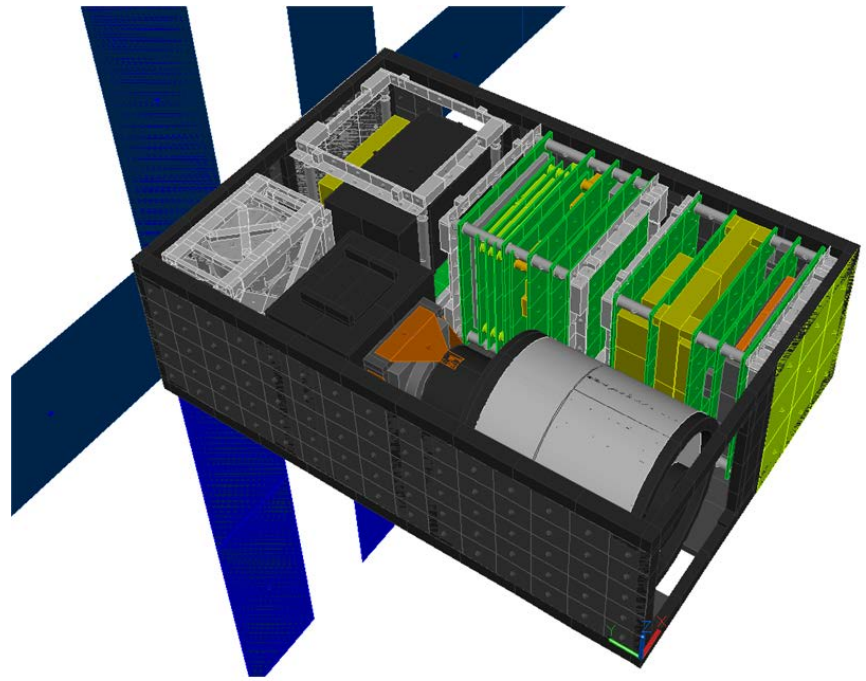


Fig. 6. HiREV nano-satellite thermal model. HiREV, high resolution video and image.

원 고체요소(solid element)는 587개, 2차원 면 요소(surface element)는 583개, 하나의 형상에서의 열전도를 나타내기 위한 conductor는 258개, 다른 형상 간의 열전도를 나타내기 위한 contactor는 184개, 부품의 발열량(heat load)은 17개가 사용되었다.

HiREV 열 모델에서 각 부품의 배치는 Fig. 7과 같이 배치되었으며, 1U 공간에 해당하는 하나의 Stack 안에 부품들이 일정하게 배치가 되었다. Stack A에는 주로 통신계 부품들이 배치

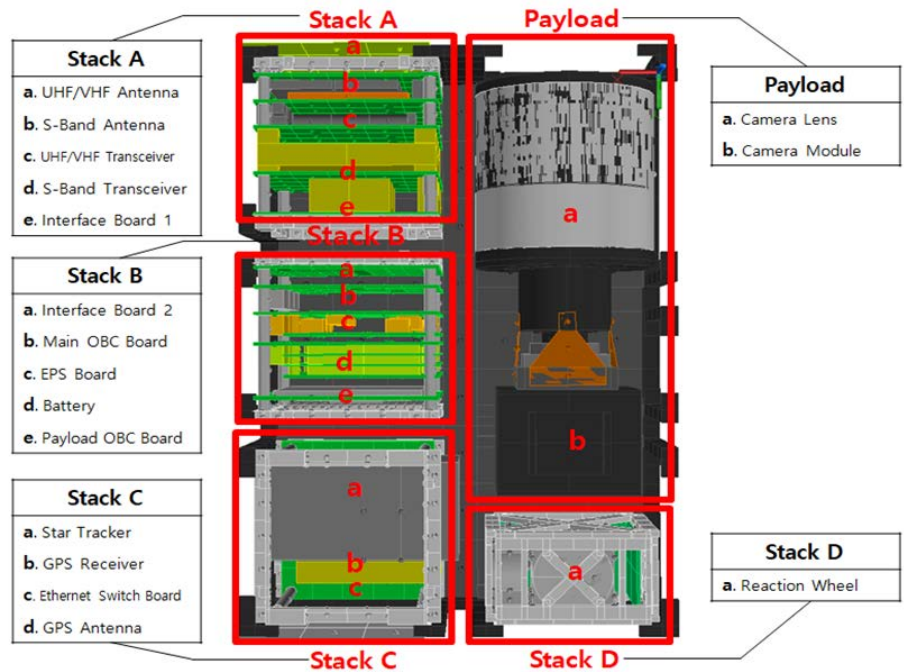


Fig. 7. Components configuration of 6U Hirez thermal model. HiREV, high resolution video and image.

가 되었으며, 열 소음으로부터 통신장애를 피하기 위해 태양전지판으로부터 가장 먼 곳으로 배치하였다. Stack B에는 발열량이 비교적 많은 부품들이 위성의 중앙에 배치가 되었으며, 이를 통해 중앙으로부터 위성의 모든 곳에 열이 전달될 수 있도록 하였다. 또한 배터리(battery)가 최소 허용온도보다 낮게 내려가는 것을 방지하기 위하여 Stack B에서 발열량이 많은 OBC(On Board Computer) 부품들 사이에 배터리 구성품을 배치하였다. Stack C에서는 GPS 부품들과 기타 버스 시스템 부품들이 배치가 되었다. Payload에는 2.5U의 공간을 차지하는 임무 탑재체 카메라가 배치가 되었으며 지구 관측을 하기 위한 방향으로 배치가 되었다.

마지막으로 Stack A, B, C와 payload를 탑재하고 남은 공간인 0.5U의 공간인 Stack D에는 자세 제어를 위한 reaction wheel 부품이 탑재되었다.

#### 4.1.2 물성치 및 열용량 설정

열 모델에 필요한 물성치는 크게 2가지인 '열물리적 물성치(thermophysical property)'와 '광학 물성치(optical property)'로 나누어지며, 열평형 방정식 계산 시 필요한 값들이 포함되어 있다.

열물리적 물성치는 열전도(thermal conductivity) 및 열용량(thermal capacitance)을 위한 값들로서 열 전도율(conductivity), 밀도(density) 및 단위질량당 비열(specific heat,  $C_p$ )로 구성된다. Table 2에 열물리적 물성치 값들을 나타내었다.

또한 FR-4는 PCB 기판의 재료가 되는 물질로서 전기적인 신호가 전달되기 위해 구리층(copper layer)이 얇게 삽입되어 PCB 보드를 구성한다. PCB를 구성하는 FR-4와 copper layer의 두께는 각각 1.5 mm, 0.07 mm으로 가정되었으며, 열전도율은 각각 0.2 W/mK, 398 W/mK이다[16]. 이를 바탕으로 FR-4와 copper layer가 겹쳐진 PCB 기판의 열물리적 물성치를 구하는 과정은 식 (2)와 같다.

$$\begin{aligned}
 K_{Al} \frac{A_{Al}}{L} + K_{Cu} \frac{Cu}{L} &= K_{Al} \frac{at_{Al}}{L} + K_{Cu} \frac{at_{Cu}}{L} = (K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}) \frac{a}{L} \\
 \rightarrow K_{Al+Cu} (t_{Al} + t_{Cu}) \frac{a}{L} &= K_{Al} \frac{A_{Al}}{L} + K_{Cu} \frac{A_{Cu}}{L} = (K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}) \frac{a}{L} \\
 \rightarrow K_{Al+Cu} (t_{Al} + t_{Cu}) \frac{a}{L} &= (K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}) \frac{a}{L} \\
 \therefore K_{Al+Cu} &= \frac{K_{Al}t_{Al} + K_{Cu}t_{Cu}}{t_{Al} + t_{Cu}} = \frac{0.2 \times 1,500 + 398 \times 70}{1,500 + 70} = 18 \text{ W/m}
 \end{aligned} \tag{2}$$

광학 물성치는 복사열전달(thermal radiation)을 계산하기 위한 값들로서 흡수율(absorptivity) 및 방사율(emissivity)로 구성된다. Table 3에 광학 물성치 값들을 나타내었다.

열용량(capacitance)은 단위 질량당 단위 온도를 상승시키는데 필요한 열량으로 정의되며, 열용량이 클수록 온도의 변화가 적으며, 작을수록 온도의 변화가 크다. 따라서 온도 분포 결과를 얻을 때 실제 위성 모델과 열 모델 간의 열용량의 차이가 작을수록 온도 해석 결과 값의 차이가 적게 발생하므로 두 모델 간의 열용량을 맞춰줘야 할 필요가 있다. 본 연구에서는 Table 4와 같이 실제 모델과 열 모델 간 열용량 차이를 5J/K 이하로 맞추어 해석을 진행하였다.

**Table 2.** Thermophysical properties [17]

Materials	Conductivity (W/m·K)	Density (kg/m <sup>3</sup> )	C <sub>p</sub> (J/kg·K)
Al 6061 T6	167.9	2,700	896
Al 7075 T6	130	2,810	960
Copper	398	8,960	385
CFRP	38	1,800	800
PCB (FR-4 + copper layer)	18	1,900	1,200
Material in camera module	1	1,100	1,100

CFRP, carbon fiber reinforced plastics.

**Table 3.** Optical properties [14]

Materials	Absorptivity ( $\alpha$ )	Emissivity ( $\epsilon$ )	$\alpha/\epsilon$
Al 6061 T6	0.15	0.05	3
Al 7075 T6	0.15	0.05	3
Copper	0.3	0.03	10
CFRP	0.86	0.8	1.075
FR-4	0.6	0.6	1
Black anodizing	0.95	0.89	1.067
MLI	0.1	0.04	2.5
Tape, aluminum, 2 mil, BOL	0.1	0.04	2.5

CFRP, carbon fiber reinforced plastics; MLI, multi layer insulation; BOL, Begin of Life.

**Table 4.** Capacitance setting

Components	Capacitance in 3D model (J/K)	Capacitance in thermal model (J/K)	Difference of capacitance (J/K)
Side frame	354.75	353.25	1.5
Bridge	12.57	12.57	0
Edge	13.72	13.72	0
Stack frame	20.87	21.03	0.16
Reaction wheel box	111.2	110.31	0.89
Camera lens structure	637.6	633.63	3.97
Camera module structure	284.67	284.9	0.23

### 4.1.3 허용온도범위

임무 탑재체와 버스 시스템 부품들의 허용온도 범위를 Table 5로 나타내었다. 극한의 온도 조건을 가지는 심우주 공간에서 위성이 안정적으로 운용되기 위해서는 모든 부품들이 허용온도 범위 내에서 운용되어야 한다.

대부분의 부품들이  $-40^{\circ}\text{C}$ 에서  $85^{\circ}\text{C}$ 의 조건을 가지며, 배터리의 경우 온도에 가장 민감하기 때문에  $-10^{\circ}\text{C}$ 에서  $50^{\circ}\text{C}$ 인 가장 좁은 범위의 조건을 가진다.

임무 탑재체의 경우 알루미늄 구조체로 구성되어 있어 구조체의 허용온도범위 조건과 동일하지만 임무 수행 시에는 높은 해상도를 가지기 위해 상온인  $20^{\circ}\text{C}$ – $30^{\circ}\text{C}$ 에서 운용되는 것이 좋다.

**Table 5.** Operating temperature range

Subsystems	Components	MIN. operating T ( $^{\circ}\text{C}$ )	MAX. operating T ( $^{\circ}\text{C}$ )
CDHS (Command Data Handling System)	OBC	-40	85
	Battery	-10	50
EPS (Electrical Power System)	EPS board	-40	85
	Solar panel	-100	125
	GPS antenna	-40	85
AOCS (Attitude Orbit Control System)	GPS receiver	-40	85
	Star tracker	-25	50
	Reaction wheel	-40	85
	Magnetorquer	-40	70
TT & C (Telemetry, Tracking & Command)	S-band antenna	-40	120
	S-band transceiver	-40	50
	UHF/VHF antenna	-40	70
	UHF/VHF transceiver	-40	85
Payload	Camera lens	-40 (mission: $20^{\circ}\text{C}$ )	80 (mission: $30^{\circ}\text{C}$ )
	Camera module	-40 (mission: $20^{\circ}\text{C}$ )	80 (mission: $30^{\circ}\text{C}$ )
	Payload OBC	-40	85
	Ethernet switch board	-40	85
	Structure	-40	80

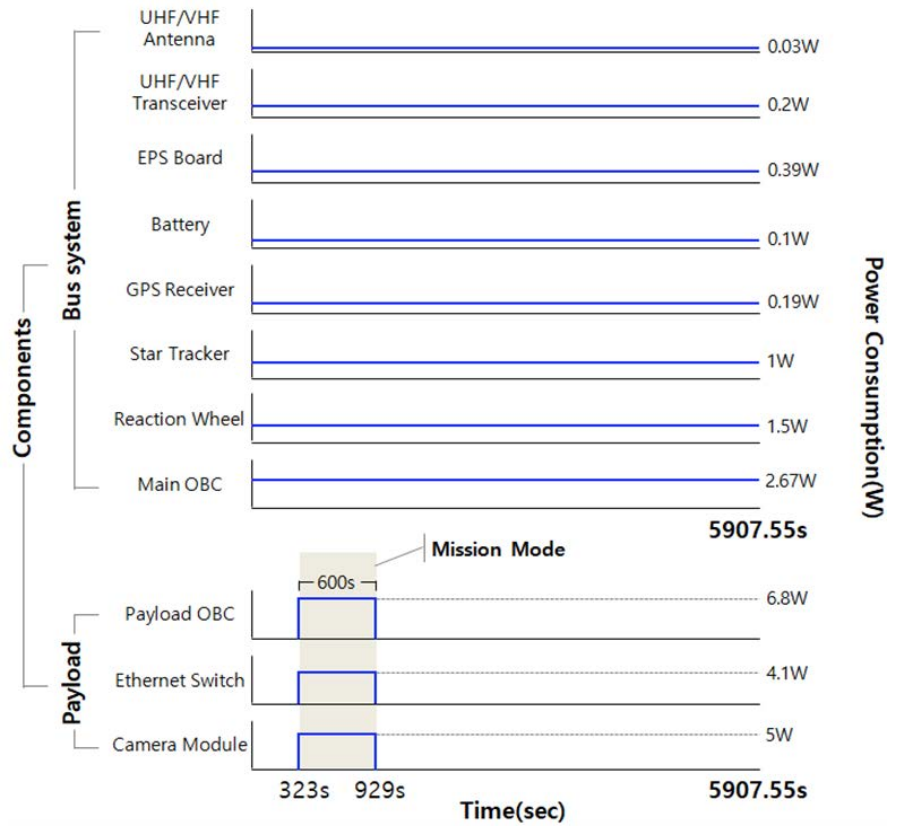


Fig. 8. Power consumption in mission mode.

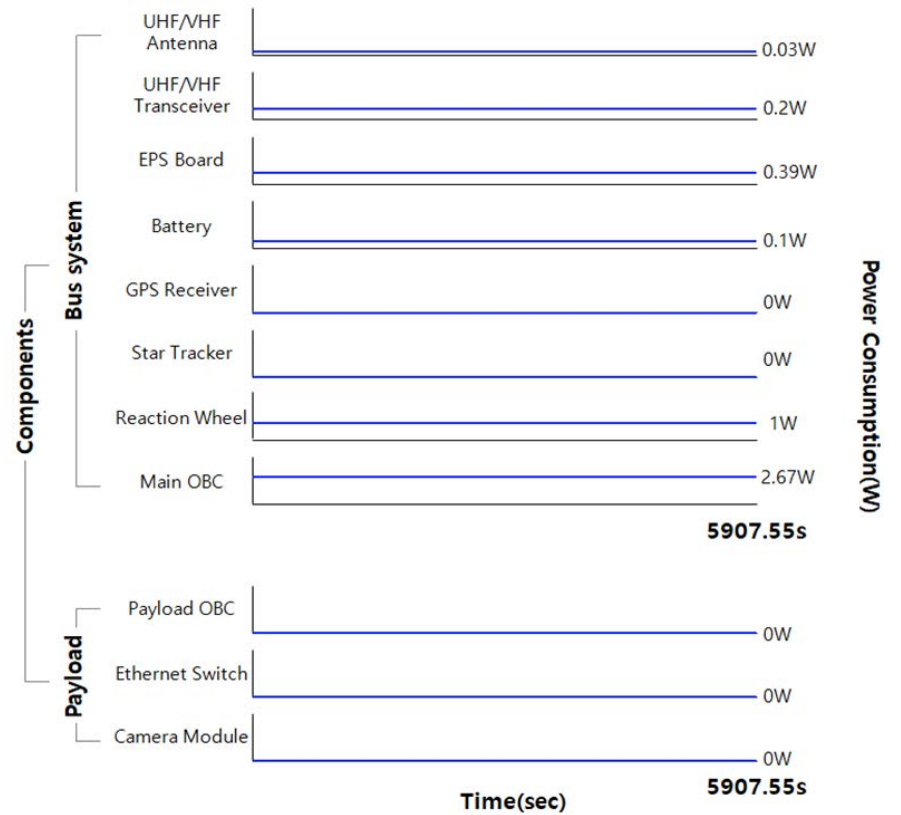


Fig. 9. Power consumption in safe hold mode.

#### 4.1.4 구성품 내부 발열량

각 서브 시스템별 부품들의 발열 조건은 임무를 수행하여 임무 탑재체 부품들이 발열하는 임무 모드(mission mode)에서의 발열량과 임무를 수행하지 않아 임무 탑재체의 발열량이 없는 안전 모드(safe hold mode)로 나누어지며, 각각 Fig. 8 및 Fig. 9와 같이 나타내어진다. 버스 시스템 부품들은 5,907.55초 동안의 한 궤도상에서 모두 일정한 값을 가지며, 임무 탑재체 관련 부품들은 전력량을 고려하였을 시, 대전 지역을 기준으로 평균 교신 시간(10분) 동안인 약 323-929초 사이에 작동한다.

#### 4.1.5 궤도 조건

HiREV가 겪게 되는 궤도 조건은 크게 3가지 궤도로 나누어질 수 있다. 가장 외부 열원이 많고 내부 발열량이 최대 조건인 worst hot orbit(mission mode)의 경우와 외부 열원이 적고 내부 발열량이 최대인 worst cold orbit(mission mode)의 경우, 그리고 외부 열원이 적고 내부 발열량이 최소가 되는 worst cold orbit(safe hold mode)의 경우로 나누어진다.

동지인 경우 태양과 지구 간의 거리가 가장 짧으므로 외부 열원이 최대가 되며, 이때의 RA of SUN 각도는 270°가 된다. 또한 하지의 경우 태양과 지구 간의 거리가 가장 길어지므로 태양 적경(right ascension of SUN) 각도는 90°가 된다. RAAN(right ascension of ascending node) 각도는 춘분점을 가리키는 선과 ascending node를 가리키는 선의 사잇각으로 정의되며, LTAN(local time of ascending node)의 시간을 11:00AM으로 맞추기 위해 30°만큼 각도 차이를 두어 동지일 때는 240°, 하지일 때는 60°로 정의하였다.

HiREV 위성은 태양동기궤도를 가지므로 고도 685 km에 맞는 궤도 경사각인 98.13°로 설정하였으며, 외부 열원인 solar flux, albedo, earth IR을 동지 및 하지 조건에 맞추어 Table 6과 같이 적용하였다.

또한, HiREV 위성은 궤도상에서 상태에 따라 다른 자세를 갖는다. Fig. 10, 11에서와 같이 임무를 수행하는 경우에는 지구 지향(earth pointing) 자세를 가지며, 그렇지 않을 때에는 태양 지향(SUN pointing) 자세를 기준으로 한다. Eclipse 구간에서는 최대 외부 열원 조건을 위해

**Table 6.** Orbit condition

Orbit properties	Worst hot case	Worst cold case
Inclination angle		98.13°
RAAN	240°	60°
RA of SUN	270°	90°
LTAN		AM 11:00
Altitude		685 km
Eccentricity		0
Period		5,907.55 sec
Solar flux	1,420 W/m <sup>2</sup>	1,287 W/m <sup>2</sup>
Albedo	0.35	0.3
Earth IR	248 W/m <sup>2</sup>	227 W/m <sup>2</sup>
Season	Winter	Summer

RAAN, right ascension of ascending node; LTAN, local time of ascending node.



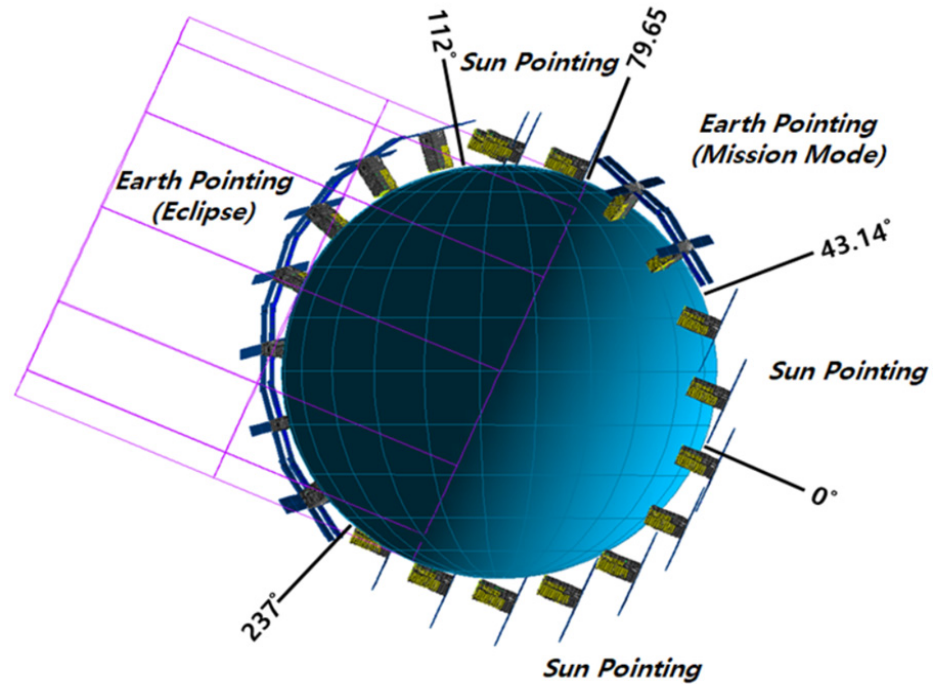


Fig. 10. Worst hot orbit (mission mode).

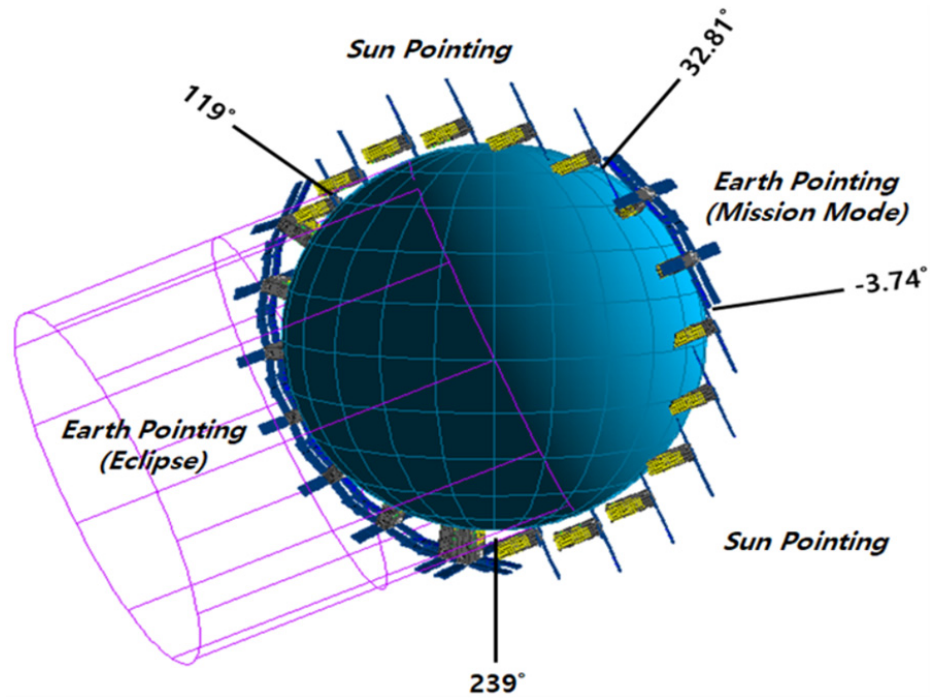


Fig. 11. Worst cold orbit (mission mode).

지구 지향 자세를 취하여 구조체에 지구 복사 에너지가 많이 적용될 수 있도록 하였다. Fig. 12와 같이 안전 모드인 경우는 모든 궤도 상에서 태양 지향 자세를 갖도록 설정하였다.

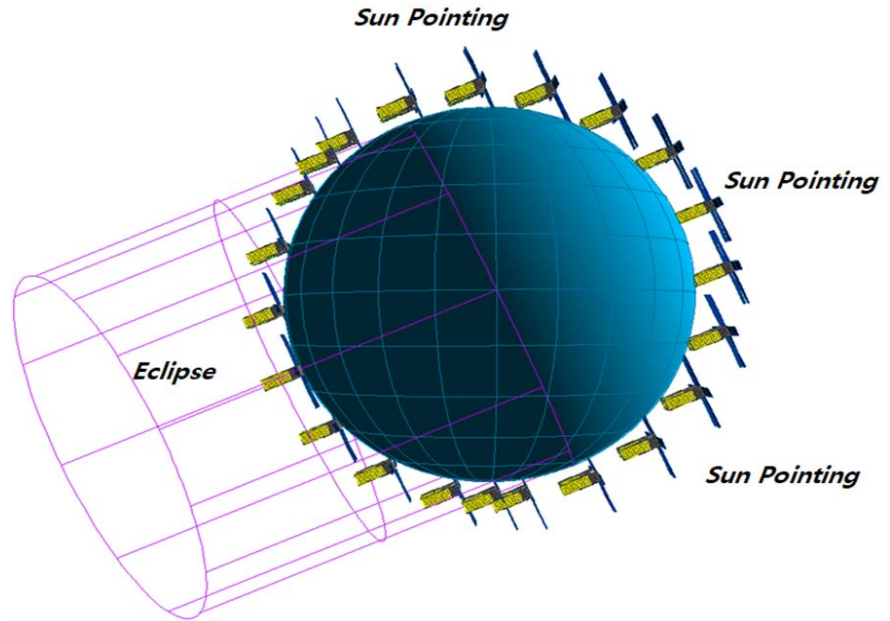


Fig. 12. Worst cold orbit (safe hold mode).

#### 4.2 임무 탑재체 카메라 열 해석 결과

위에서 언급한 것과 같이 임무 탑재체의 2가지 열 설계인 4개의 copper bridge 부착 및 렌즈 구조체 겉 표면의 aluminum tape 적용과 구조체 겉표면의 MLI 열 설계에 대해 case별로 나누어 해석을 통해 그 효과를 검증하였다. 임무 탑재체의 2가지 열 설계는 렌즈와 모듈 간의 온도 차이를 감소시켜 열 지향 오차를 줄이기 위함이며, MLI 열 설계는 임무 탑재체 카메라 자체의 온도를 높여 최대한 상온에 가까운 상태에서 임무를 수행하도록 하는 것에 목적이 있다.

Fig. 13과 같이 Case 1은 대조군 역할을 하기 위해 아무런 열 설계도 포함되지 않은 경우이며, Case 2는 4개의 copper bridge만 적용된 경우이고, Case 3은 렌즈의 구조체에 Al tape만 적용된 경우, Case 4는 2가지의 모든 열 설계가 적용된 경우이다. Case 5는 Case 4에 추가적으로 MLI 열 설계를 적용한 경우이다.

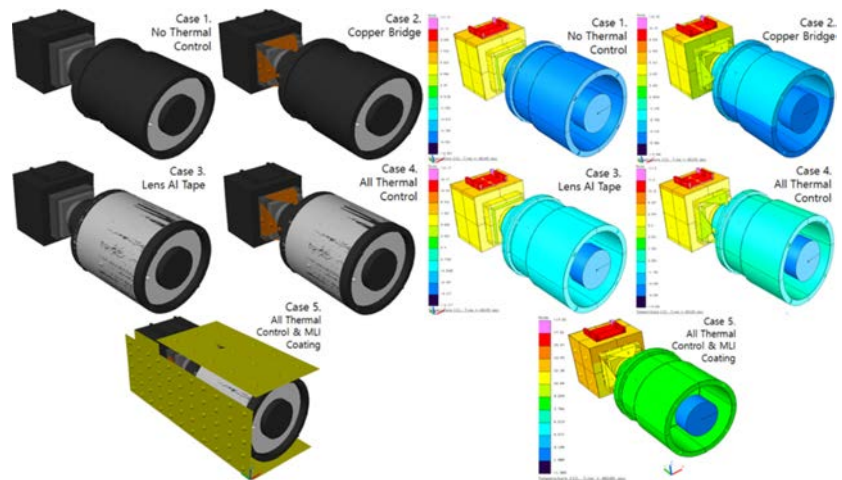


Fig. 13. Thermal design (L) & analysis (R) result of HiREV optical camera payload. HiREV, high resolution video and image.

**Table 7.** Thermal analysis results of HiREV optical camera payload

	Temp (°C)	Lens	Module	$\Delta T$
Case 1	Temp Min.	-9.3	-5.3	4
	Temp Max.	-1.75	13	14.75
Case 2	Temp Min.	-7.8	-6	1.8
	Temp Max.	0.65	11.35	10.7
Case 3	Temp Min.	-1.68	-4.5	2.82
	Temp Max.	1.26	14	12.74
Case 4	Temp Min.	-0.5	-4	3.5
	Temp Max.	4	13.5	9.5
Case 5	Temp Min.	7.3	4.65	2.65
	Temp Max.	10.85	17.5	6.65

HiREV, high resolution video and image.

해석 결과, Fig. 13와 같이 온도 분포가 결정되었으며, Case 1는 다른 경우들보다 렌즈 및 모듈의 온도가 전체적으로 낮고, Case 5의 경우 온도가 높음을 시각적으로도 확인할 수 있다.

Table 7에 이러한 온도 분포 해석 결과에 대한 수치적 결과 값들을 나타내었다. Case 1은 렌즈와 모듈 간에 가장 큰 온도 차이로 14.75°C만큼 차이가 있었으며, Case 2는 10.7°C, Case 3은 12.74°C, Case 4는 9.5°C, 그리고 모든 열 제어가 실시된 Case 5는 가장 작은 온도 차이 값인 6.65°C의 값 차이를 보여주었다. 또한 Case 5의 경우는 단열재 역할을 하는 MLI의 영향으로 인해 렌즈와 모듈의 두 온도가 다른 경우들보다 증가한 것을 확인할 수 있으며, 이는 상온에 가까운 온도이므로 더 좋은 해상도를 얻을 수 있음을 나타낸다.

결론적으로 임무 탑재체에 적용된 2가지의 열 설계와 MLI를 이용한 단열 설계가 임무 탑재체에 대하여 임무를 수행하기 위해 더 나은 열적 환경을 제공함을 해석을 통하여 검증하였다.

### 4.3 HiREV(High Resolution Video and Image) 궤도 열 해석 결과

현재, 6U HiREV 초소형 위성은 부착형 태양전지판이 아닌 전개형 태양전지판을 가짐으로써 위성의 구조체 겉 표면에 별도로 부착된 부품이 별도로 존재하지 않으며, 모두 black Anodizing으로 열 코팅 처리가 되어 있다. 따라서, 구조체 겉 표면에 MLI 적용이 가능한 조건을 가지고 있으며, 본 내용에서는 MLI를 이용하여 임무 수행 시에 임무 카메라 탑재체의 온도 범위를 최대한 상온에 가까운 온도범위로 만들 수 있도록 하는 수동 열 설계를 진행하였다.

해석 결과들은 크게 black anodizing 처리만 이루어진 경우와 MLI 열 설계가 이루어진 경우로 나뉘어지며, 각각의 경우는 위에서 언급되었듯 총 3가지의 궤도 조건에 대해서 해석이 수행되었다.

결론적으로, MLI 열 설계를 실시한 결과, 대부분의 버스 시스템 부품들의 온도가 소폭 증가하였지만 허용온도범위 내에 존재하였으며, 임무 탑재체의 온도는 black anodizing으로만 처리한 경우보다 온도가 상승하여 상온에 가까워진 온도 분포를 가지게 되어 효과적인 열 설계임을 확인하였다.

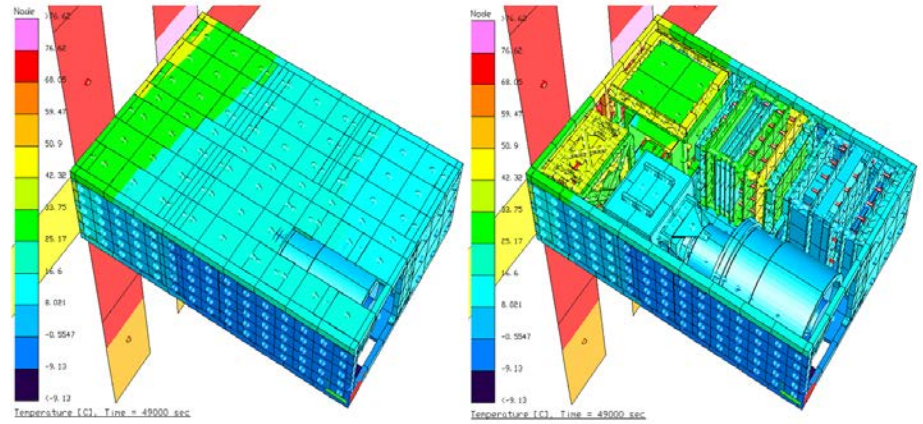


Fig. 14. Thermal analysis result of 6U HiREV designed by black anodizing on worst hot orbit (mission mode). HiREV, high resolution video and image.

### 4.3.1 Worst hot orbit (mission mode)

Fig. 14는 가장 뜨거운 조건인 worst hot orbit(mission mode)의 경우에 대한 온도 분포 해석 결과이며, 위성의 전체적인 온도가 제일 높은 시간 때의 온도 분포이다. 온도 그래프의 수렴성을 위해 8바퀴를 돌고 난 후 1,740초 후인 49,000초에서 결과를 도출하였다. 태양으로부터 직접적으로 열을 받으므로 태양전지판이 위성의 구조체보다 상대적으로 가장 뜨거운 온도를 가지며 시각적으로도 확인할 수 있다.

Table 8은 black anodizing 처리된 경우의 해석 결과이며, 모든 부품들의 해석 결과 온도가 허용 온도 범위를 만족하였다. 또한, 허용온도와 해석 온도와의 차이를 margin  $\Delta T$ 로 표현하였으며, 모든 부품들이 0°C 이상의 margin  $\Delta T$ 값을 보이므로 열적으로 안정함을 확인하였다. Table 9는 MLI 열 설계가 적용된 경우이며, black anodizing 처리의 경우보다 모든 부품들이 소폭 상승하였으나 모두 허용온도범위를 만족하였으며, 임무 탑재체의 온도도 상온에 더 가까운 10°C 이상의 온도를 가지므로 더 좋은 해상도를 가짐을 확인하였다.

Table 8. Analysis result of HiREV designed by black anodizing on hot case (mission mode)

Components	Worst hot case – mission mode (black anodizing)						
	Results (°C)	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin	Limit $T_{max}$
OBC		-40	71.5	31.5	51.5	33.5	85
Solar panel		-100	36.5	-63.5	97	28	125
EPS board		-40	57	17	33	52	85
Battery		-10	25	15	25	25	50
Reaction wheel		-40	56	16	37.5	47.5	85
Star tracker		-25	36.5	11.5	41	9	50
GPS R		-40	56	16	33	52	85
GPS A		-40	15	-25	45	40	85
Magnetorquer		-40	36	-4	9	61	70

**Table 8.** (Continued)

Results (°C)		Worst hot case – mission mode (black anodizing)				
Components	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin	Limit $T_{max}$
UV transceiver	-40	35	-5	5	80	85
UV antenna	-40	15	-25	30	40	70
S-band transceiver	-40	35.5	-4.5	2.5	47.5	50
S-band antenna	-40	15	-25	30	90	120
Camera lens	-40	39.5	-0.5	4	76	80
Camera module	-40	36	-4	13.5	66.5	80
Payload OBC	-40	52	12	40	45	85
Ethernet switch	-40	34	-6	56	29	85

HiREV, high resolution video and image.

**Table 9.** Analysis result of HiREV designed by MLI coating on hot case (mission mode)

Results (°C)		Worst hot case – mission mode (MLI coating)				
Components	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin	Limit $T_{max}$
OBC	-40	77	37	55	30	85
Solar panel	-100	37	-63	97.5	27.5	125
EPS board	-40	62	22	37	48	85
Battery	-10	30.5	20.5	29.5	20.5	50
Reaction wheel	-40	62	22	41.5	43.5	85
Star tracker	-25	42	17	44	6	50
GPS R	-40	61	21	36	49	85
GPS A	-40	21.5	-18.5	46	39	85
Magnetorquer	-40	42.5	2.5	14.5	55.5	70
UV transceiver	-40	42	2	10	75	85
UV antenna	-40	24.5	-15.5	28	42	70
S-band transceiver	-40	42.5	2.5	8	42	50
S-band antenna	-40	24.5	-15.5	28	92	120
Camera lens	-40	47.3	7.3	10.85	69.15	80
Camera module	-40	44.65	4.65	17.5	62.5	80
Payload OBC	-40	58	18	45	40	85
Ethernet switch	-40	50	10	59	26	85

HiREV, high resolution video and image.

#### 4.3.2 Worst cold orbit (mission mode)

Table 10과 Table 11의 경우 각각 black anodizing 처리 및 MLI 열 설계 처리가 된 경우이며, 두 경우 모두 모든 부품들의 온도가 허용온도범위를 만족함을 확인하였다.

#### 4.3.3 Worst cold orbit (safe hold mode)

Table 12의 경우 black anodizing 처리가 되어 있으며, worst cold orbit(safe hold mode)의 경우 심우주 공간에 직접적으로 노출되어 있는 UV antenna와 S-band antenna가 허용온도범위보다 낮은 온도를 가짐을 확인하였다.

Table 13에서 MLI 열 설계를 수행한 경우, UV antenna와 S-band antenna의 온도가 높아짐에 따라 허용온도범위를 만족하여 모든 부품이 허용온도범위를 만족함을 확인하였다.

**Table 10.** Analysis result of HiREV designed by black anodizing on cold case (mission mode)

Results (°C)	Worst cold case – mission mode (black anodizing)					
	Components	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin
OBC	-40	62.7	22.7	37.5	47.5	85
Solar panel	-100	33.5	-66.5	84.5	40.5	125
EPS Board	-40	47	7	20	65	85
Battery	-10	15.7	5.7	11	39	50
Reaction wheel	-40	50	10	32	53	85
Star tracker	-25	32	7	29	21	50
GPS R	-40	48	8	20	65	85
GPS A	-40	7.5	-32.5	28	57	85
Magnetorquer	-40	23.5	-16.5	-6	76	70
UV transceiver	-40	23.5	-16.5	-9.5	94.5	85
UV antenna	-40	6.5	-33.5	-1	71	70
S-band transceiver	-40	23	-17	-12.5	62.5	50
S-band antenna	-40	6.5	-33.5	-1	121	120
Camera lens	-40	28	-12	-8.8	88.8	80
Camera module	-40	25.5	-14.5	-1.7	81.7	80
Payload OBC	-40	42.8	2.8	30	55	85
Ethernet switch	-40	35.4	-4.6	54.6	30.4	85

HiREV, high resolution video and image.

**Table 11.** Analysis result of HiREV designed by mli coating on cold case (mission mode)

Components	Worst cold case – mission mode (MLI coating)					
	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin	Limit $T_{max}$
OBC	-40	68.5	28.5	42.3	42.7	85
Solar panel	-100	34	-66	82	43	125
EPS board	-40	53	13	25.4	59.6	85
Battery	-10	21.45	11.45	18.2	31.8	50
Reaction wheel	-40	56	16	36.5	48.5	85
Star tracker	-25	35	10	34	16	50
GPS R	-40	53	13	25	60	85
GPS A	-40	15	-25	31	54	85
Magnetorquer	-40	31.5	-8.5	1	69	70
UV transceiver	-40	31	-9	-2.75	87.75	85
UV antenna	-40	16	-24	3.5	66.5	70
S-band transceiver	-40	31	-9	-5.1	55.1	50
S-band antenna	-40	16	-24	3.5	116.5	120
Camera lens	-40	36.6	-3.4	-0.7	80.7	80
Camera module	-40	34.5	-5.5	4.3	75.7	80
Payload OBC	-40	48.8	8.8	35.5	49.5	85
Ethernet switch	-40	42.8	2.8	49	36	85

HiREV, high resolution video and image.

**Table 12.** Analysis result of HiREV designed by black anodizing on cold case (safe hold mode)

Components	Worst cold case – safe hold mode (black anodizing)					
	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin	Limit $T_{max}$
OBC	-40	56	16	30.5	54.5	85
Solar panel	-100	28	-72	84	41	125
EPS board	-40	39.5	-0.5	11.3	73.7	85
Battery	-10	8.5	-1.5	3.1	46.9	50
Reaction wheel	-40	42	2	21	64	85
Star tracker	-25	12.8	-12.2	0.7	49.3	50
GPS R	-40	30	-10	0.6	84.4	85
GPS A	-40	2	-38	22	63	85
Magnetorquer	-40	15	-25	-14	84	70
UV transceiver	-40	15.5	-24.5	-18.5	103.5	85
UV antenna	-40	-5	-45	-13.1	83.1	70
S-band transceiver	-40	15	-25	-21	71	50



**Table 12.** (Continued)

Results (°C)	Worst cold case – safe hold mode (black anodizing)					
	Components	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin
S-band antenna	-40	-5	-45	-13.4	133.4	120
Camera lens	-40	20	-20	-17.3	97.3	80
Camera module	-40	17.5	-22.5	-11.5	91.5	80
Payload OBC	-40	33	-7	0.5	84.5	85
Ethernet switch	-40	25.5	-14.5	7	78	85

HiREV, high resolution video and image.

**Table 13.** Analysis result of HiREV designed by mli coating on cold case (safe hold mode)

Results (°C)	Worst cold case – safe hold mode (mli coating)					
	Components	Limit $T_{min}$	Margin	Analysis $T_{min}$	Analysis $T_{max}$	Margin
OBC	-40	61	21	35	50	85
Solar panel	-100	27	-73	85	40	125
EPS board	-40	45	5	15.5	69.5	85
Battery	-10	12.3	2	6.9	43.1	50
Reaction wheel	-40	48	8	26	59	85
Star tracker	-25	18	-7	7	43	50
GPS R	-40	36	-4	6.5	78.5	85
GPS A	-40	10	-30	25	60	85
Magnetorquer	-40	23.5	-16.5	-6.9	76.9	70
UV transceiver	-40	23.5	-16.5	-11.5	96.5	85
UV antenna	-40	5	-35	-8	78	70
S-band transceiver	-40	23	-17	-13.6	63.6	50
S-band antenna	-40	5	-35	-8	128	120
Camera lens	-40	28.5	-11.5	-9.3	89.3	80
Camera module	-40	26.5	-13.5	-5.1	85.1	80
Payload OBC	-40	38.8	-1.2	5	80	85
Ethernet switch	-40	31	-9	12.5	72.5	85

HiREV, high resolution video and image.

## 5. 결론

본 논문에서는 6U급 HiREV 초소형 위성은 고해상도 이미지 및 동영상 촬영이라는 임무를 위해 직경 90 mm 망원렌즈가 결합된 2.5U 크기의 광학 카메라가 탑재되며 임무의 성능을 보장하기 위해 열 제어 시스템 설계가 이루어졌다.

열 제어 시스템의 설계 사항에 따른 결과는 다음과 같다.

1. 임무 탑재체 카메라 렌즈 구조체에 aluminum tape를 적용하여 카메라 렌즈의 온도가 상승하였고, 카메라 렌즈 - 카메라 모듈 간 온도차가 감소하였다.
2. 상이 마지막으로 맺히는 카메라 모듈과 카메라 렌즈 사이에 열전도율이 높은 구리재질로 된 형상인 copper bridge 4개를 부착함으로써 모듈과 렌즈 간의 온도차가 감소하였다.
3. HiREV 초소형 위성 구조체의 겉 표면에 MLI를 적용함으로써 임무 탑재체의 온도가 전체적으로 상온에 가까운 온도까지 상승하였으며, UHF/VHF(Ultra High Frequency /very High Frequency) antenna 및 S-band antenna의 허용온도범위가 만족되었다.

해석을 수행한 결과, 임무 탑재체에 적용된 aluminum tape 및 copper bridge의 2가지 열 설계를 통해 카메라 모듈과 렌즈 간의 온도차 감소 효과를 확인하였다. MLI 열 설계는 임무 탑재체 카메라의 렌즈의 온도를 상승시켜 상온에 가깝게 하였으며, UHF/VHF antenna 및 S-band antenna의 허용온도범위를 만족시켰다.

본 논문에서는 국내에서 최초로 개발된 6U급 초소형 위성 HiREV에 대해서 다양한 열 해석을 수행함으로써 임무 탑재체를 위한 열 제어 시스템 설계가 잘 이루어졌음을 확인하였다.

6U급 초소형 위성은 1U 및 3U급 초소형 위성에 비하여 부피가 크고 고전력을 사용할 수 있어 미래의 우주 개발 및 탐사를 위한 복잡하고 다양한 임무를 수행할 수 있는 가능성을 내재하고 있다. 따라서 앞으로 6U급 초소형 위성의 개발이 더욱 많이 이루어질 것으로 판단된다.

본 논문의 내용은 향후에 국내 및 해외에서 더 다양하고 복잡한 임무 탑재체를 탑재한 6U급 초소형 위성을 개발할 때에 유용한 자료로 활용될 것으로 기대된다.

## 감사의 글

본 연구는 경상국립대학교 2022년 과학기술통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2074536)의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

## References

1. Shin HS, Shin HS, Kim MK, Kim HK, Kim HD, On-orbit thermal analysis and design of 6U HiREV Nano-Satellite, Proceedings of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2018 Spring Conference, Apr 2018.
2. Corpino S, Caldera M, Nichele F, Masoero M, Viola N, Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit, Acta Astronaut. 115, 247-261 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.05.012>
3. Kang SJ, Ha HW, Oh HU, On-orbit thermal analysis of pico-class satellite STEP Cube Lab for verification of fundamental space technology, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 42, 795-801 (2014). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.9.795>

4. Yoo JG, Jin H, Seon JH, Jeong YH, Glaser D, Lee DH, et al., Thermal analysis of TRIO-CINEMA mission, *J. Astron. Space Sci.* 29, 23-31 (2012). <https://doi.org/10.5140/JASS.2012.29.1.023>
5. Chandrashekar S, Thermal analysis and control of MIST CubeSat, Master Thesis, KTH Royal Institute of Technology School of Electrical Engineering (2016).
6. Oh HU, Park TY, Numerical investigation of on-orbit thermal characteristics for cube satellite with passive attitude stabilization method, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 42, 423-429 (2014). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.423>
7. Bulut M, Sozbir N, Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations, *Appl. Therm. Eng.* 75, 1076-1083 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2014.10.059>
8. Escobar E, Diaz M, Cristóbal Zagal J, Evolutionary design of a satellite thermal control system: real experiments for a CubeSat mission, *Appl. Therm. Eng.* 105, 490-500 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2016.03.024>
9. NASA, NASA repurposes passive thermal-control technology for CubeSats (2016) [Internet], viewed 2023 Jun 20, Available from: <http://www.nasa.gov/feature/goddard/2016/nasa-repurposes-passive-thermal-control-technology-for-cubesats>
10. Eken M, Modular heat dissipation technique for a CubeSats, No. AFIT-ENY-15-S-73, Theses and Dissertations, Air Force Institute of Technology Wright-Patterson AFB OH Graduate School of Engineering and Management (2015).
11. Funase R, Ikari S, Miyoshi K, Kawabata Y, Nakajima S, et al., Mission to earth-moon lagrange point by a 6U cubeSat: EQUULEUS, *IEEE Aerospa. Electron. Syst. Mag.* 35, 30-44 (2020). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2955577>
12. Kim HK, Jo Y, Choi S, Multi-objective optimization of node-based spacecraft radiator design, *J. Spacecr. Rockets.* 51, 1695-1708 (2014). <https://doi.org/10.2514/1.A32763>
13. Kim HK, Choi S, Park SO, Lee KH, Node-based spacecraft radiator design optimization, *Adv. Space Res.* 55, 1445-1469 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.09.007>
14. Gilmore DG, *Spacecraft Thermal Control Handbook*, 2nd ed. (Aerospace Press, El Segundo, CA, 2002).
15. C&R Technologies, Sinda/Fluint Manual (1993) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: <https://usermanual.wiki/Document/SINDAFLUINTUSERSMANUAL.1284231692>
16. Lee SI, Lee SM, Park DH, Analysis of thermal properties in LED package by via hole of FR4 PCB, *J. Korean Inst. Illum. Electr. Install. Eng.* 24, 57-63 (2010). <https://doi.org/10.5207/JIEIE.2010.24.12.057>
17. MatWeb, Your Source for Materials Information (nd) [Internet], viewed 2023 Jun 20, available from: <http://www.matweb.com>

## Author Information

**신 한 섭** h0611s@naver.com



과학기술연합대학원에서 2018년 석사학위를 취득하였다. 2018년부터 한국항공우주산업(주)에서 선임연구원으로 재직하고 있으며, 현재는 425SAR 군정찰 위성, L4 태양권 미션 위성 등의 열 제어 시스템 업무를 수행하고 있다. 경상국립대학교에서 박사과정 중에 있으며, 궤도상 서비싱, 로봇 위성의 열/구조 시스템 등의 연구를 수행하고 있다.

**김 해 동** haedkim@gnu.ac.kr



2009년 KAIST에서 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 아리랑위성 관제시스템 개발을 시작하였으며, 2000년에 한국항공우주연구원으로 이직하여 2022년 8월까지 22년 동안 아리랑 위성 1, 2, 3, 3A, 5호 및 천리안 관제시스템 개발, 아리랑 1, 2호 실무운영 책임자, 이외 초소형위성 개발, 우주쓰레기 충돌위험 분석 및 제거 기술 개발, 궤도상 서비싱 기술 개발을 위한 연구책임자를 역임하였다. 2022년 9월부터 경상국립대학교 정교수로 부임하여 군집위성 임무/궤도 설계와 해석, 초소형위성 임무 개발, 궤도상 서비싱 및 지구 재진입, 위성폐기 기술들을 연구하고 있다.

기술논문

# 한국항공우주연구원 우주물체 충돌위험 관리시스템 개발 및 운영현황

성재동<sup>†</sup>, 정옥철, 정유연, 송새한

한국항공우주연구원

## Development and Operation Status of Space Object Collision Risk Management System for Korea Aerospace Research Institute (KARI)

Jaedong Seong<sup>†</sup>, Okchul Jung, Youeyun Jung, Saehan Song

Korea Aerospace Research Institute (KARI), Daejeon 34133, Korea



Received: July 8, 2023

Revised: August 1, 2023

Accepted: August 8, 2023

<sup>†</sup>Corresponding author :

Jaedong Seong

Tel : +82-42-870-3933

E-mail : acestars@kari.re.kr

**Copyright** © 2023 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

### ORCID

Jaedong Seong

<https://orcid.org/0000-0003-2042-2422>

Okchul Jung

<https://orcid.org/0000-0002-1310-1148>

Youeyun Jung

<https://orcid.org/0000-0002-5268-7217>

Saehan Song

<https://orcid.org/0009-0005-5791-4369>

### 요약

본 논문은 한국항공우주연구원에서 운영 중인 우주물체 충돌위험 관리시스템의 개발 및 운영 현황을 포함하고 있다. 현재 저궤도위성 6기, 정지궤도위성 3기에 대해 24시간 충돌위험을 모니터링하고 있으며, 필요시 충돌회피기동을 통해 충돌위험을 완화하여 안전하고 안정적으로 운영하고 있다. 2007년 중국의 자국위성 요격실험 이후 본격적으로 우주물체와 운영위성 간 충돌위험을 모니터링하고 있으며, 신속하고 효율적으로 상황에 대처하기 위해 다양한 충돌위험 관리시스템을 개발해왔다. 본 논문에서는 2007년 이후 현재까지 개발된 우주물체 충돌위험 관리시스템에 대한 소개, 현재 지구주변의 인공우주물체 현황, 현재 운영 중인 시스템에 대해 기술하였으며, 나아가 앞으로의 전망과 향후 계획에 대해 소개하였다.

### Abstract

This paper includes the development and operational status of the space object collision risk management system operated by the Korea Aerospace Research Institute. Currently, it monitors 6 low-orbit satellites and 3 geostationary satellites for collision risks 24 hours, enabling prompt collision avoidance maneuvers to ensure safe and stable operations. Since Chinese anti-satellite test (ASAT) in 2007, the monitoring of collision risks between space objects and operational satellites has been taken seriously, leading to the development of various collision risk management systems to respond quickly and efficiently to such situations. This paper provides an introduction to the space object collision risk management system developed from 2007 to the present, the current status of artificial space objects around Earth, and the system currently in operation. Additionally, it outlines future prospects and plans for the system.

**핵심어** : 우주파편, 우주상황인식, 충돌위험, 충돌회피기동, 위험관리시스템

**Keywords** : space debris, space situational awareness, collision probability, collision avoidance maneuver, risk management system

## 1. 서론

지난 60여 년간 인류의 활발한 우주개발로 인해 지구주위 궤도상에 수많은 인공우주물체가 존재하게 되었다. 지금까지 발사된 지름 10 cm 이상의 우주물체는 57,300여 개로 집계되며, 이 중 대기권 재진입하여 소각된 29,600여 개 물체를 제외한 27,700여 개의 물체가 여전히 지구 주변 궤도상에 존재하고 있다[1]. 특히 다목적실용위성이나 차세대중형위성 등 고도 2,000 km 이하의 저궤도 영역에 많은 우주물체가 밀집되어 있는데, 초속 7-8 km의 빠른 속도로 움직이는 물체와 충돌할 경우 부분손상이나 영구손상뿐 아니라 수많은 충돌파편을 양산하여 다른 위성들에게 심각한 위협이 될 수 있다. 2009년 미국 이리듐 33 위성과 러시아 코스모스 2251 위성이 궤도상에서 충돌하여 약 2,500여 개 파편을 양산하기도 하였으며, 2016년 유럽우주국 센티넬 1A의 경우 우주물체와의 충돌로 인해 태양전지판이 손상되는 등 우주물체와의 충돌로 심각한 피해를 받는 상황이 지속적으로 발생하고 있다[2].

향후 이와 같은 상황은 더욱 악화될 것으로 전망된다. 뉴스페이스 시대의 본격화에 따라 기존 소수의 대형위성보다는 다수의 소형위성 운영이 늘어나고, 다양한 민간기업에서도 우주개발에 참여하기 시작함에 따라 10년 전인 2003년 신규 우주물체 126개에서 2022년 3,100여 개로 23배 이상 급격히 우주물체가 증가하였다. 올해 상반기까지 등록된 신규 우주물체가 약 1,900여 개로 향후 3,000-4,000여 개 우주물체가 매년 생겨날 것으로 예상된다. 한편, 2020년부터 운영이 시작된 미우주군 스페이스팬스는 기존에 추적하지 못했던 지름 3-5 cm의 물체까지 추적이 가능해졌고, 상대적으로 크기는 작지만 위성에 주요한 손상을 야기하기에는 충분하기에 위성을 안전하게 운영해야 하는 지상국은 기존 27,700여 개 물체뿐 아니라, 100,000개에 가까운 우주물체를 고려해야 하는 상황이 되었다[3].

한국항공우주연구원에서는 저궤도위성 5기, 정지궤도위성 3기, 달탐사선 1기를 운영하고 있으며, 운영위성들에 근접하는 우주물체를 24시간 모니터링하고 주요한 물체들과의 충돌위험을 관리하고 있다[4]. 장기적 국가계획에 따라 2030년 이후 국가우주자산의 수가 80기 이상이 될 것으로 예상됨에 따라 현 시스템의 자동화 비율 상향이나 분석용량 증대, 새로운 환경에 대한 분석 기능 추가 등 지속적으로 시스템을 고도화하고 있다.

본 논문의 2장에서는 현 시점의 저궤도, 정지궤도 우주물체의 현황에 대해 분석하였고, 3장에서는 ACAS(automated conjunction analysis system), KARISMA(KARI space debris collision risk management system), CAFAST(conjunction assessment flow automation support tool), CAFAST II와 같은 한국항공우주연구원의 우주물체 충돌위험 관리시스템의 발전과정에 대해 소개하였다. 4장에서는 현재 운영 중인 CA-FAST II 주요기능들에 대해 소개하였고, 5장에서는 앞으로의 전망, 발전방향들에 대해 고찰하였다.

## 2. 저궤도, 정지궤도 우주물체의 현황

Fig. 1은 SATCAT(satellite catalog)에 포함된 정보를 바탕으로 궤도영역 및 기능에 따라 분류한 결과이다[5]. 지금까지 총 55,438개 물체가 발사되었으며, 이 중 28,529개의 물체는 대기권 재진입하여 소멸되었다. 재진입한 물체의 경우 저궤도상에 발사되어 임무 후 고도하강하여 재진입하거나 오랜 기간 방치된 상태에서 서서히 고도가 낮아져 재진입하는 것이 일반적인 과정이다. 현재 궤도상에 존재하는 물체는 총 26,909개이며, 저궤도에 78%, 중궤도에

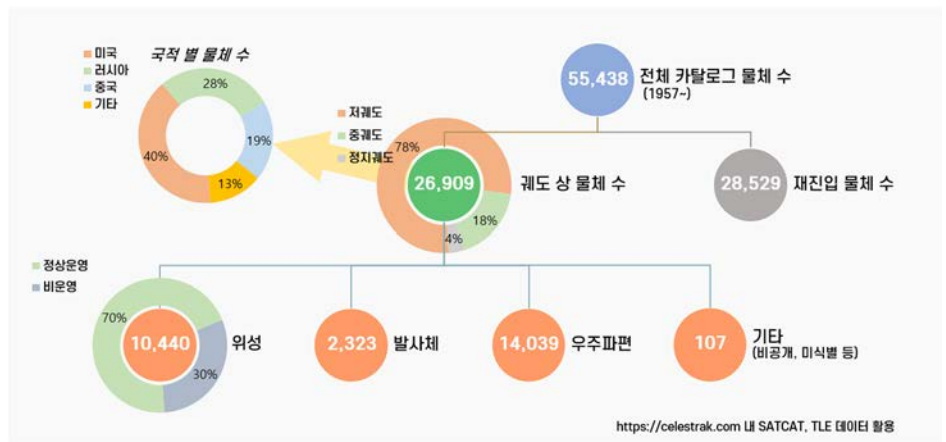


Fig. 1. SATCAT catalog data statistics. SATCAT, satellite catalog.

18%, 정지궤도에 4%의 물체가 존재하는 것으로 나타나 저궤도 영역에 우주물체들이 집중적으로 분포하고 있음을 알 수 있다. 국적별 비율을 살펴보면 미국이 40%, 러시아(소련)이 28%, 중국이 19%를 차지하여 세 국가의 우주물체가 전체 87%를 차지하는 것으로 나타났다. 이는 실제 우주개발이 활발하기도 하지만 궤도상 충돌, 위성요격실험, 고의적 분열 등으로 많은 우주파편이 생성된 것이 주요한 원인으로 볼 수 있다.

물체의 종류별 분류의 경우, 위성이 39%, 발사체가 9%, 우주파편이 52%를 차지하였고, 위성의 경우 전체 10,440개 중 70%가 정상운영 중인 위성으로 높은 비중을 차지하고 있는데, 이는 스타링크 초대형 군집위성군의 영향으로 볼 수 있고, 뉴스페이스 영향에 따라 향후 지속적으로 증가할 것으로 예측된다.

Fig. 2는 SATCAT 데이터에 포함된 임무고도 정보를 이용하여 고도별 우주물체의 집중도를 확인한 결과로 동시에 현재 운영 중이거나, 운영 예정인 국가위성의 임무고도를 함께 표기하여 상대적인 위험도를 확인해보고자 하였다. 운영위성 중 스타링크 초대형군집 위성군과 동일한 고도에서 임무를 수행하고 있는 다목적실용위성 5호의 고도영역에서 압도적으로 높은 집중도를 보여주었다. 이는 실제 충돌위험 관리업무를 수행하면서 발견되었던 근접빈도의 폭발적 증가추세와도 일맥상통한 결과이다. 고도 550 km 이상의 구역에서는 고도가 높아질수

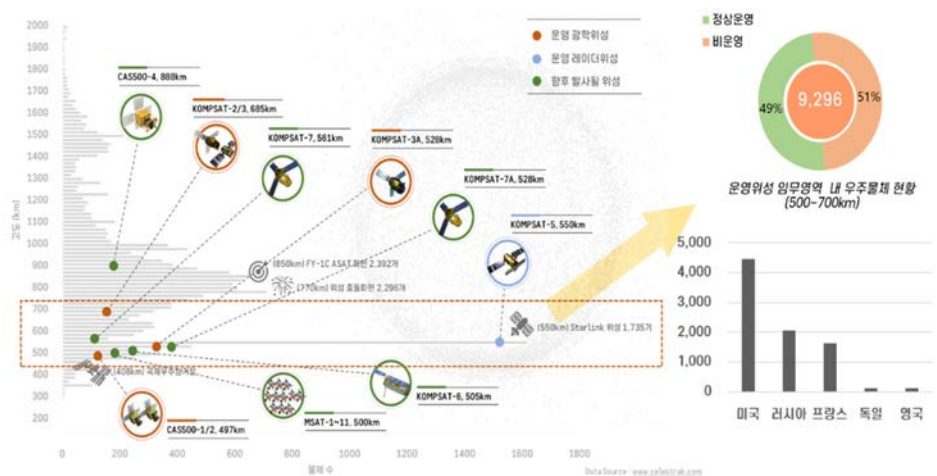


Fig. 2. Space environment analysis for the low orbit operational satellite.



록 물체의 집중도가 높아지는데 이는 고도 770 km에서 발생한 미-러 위성충돌과 고도 850 km에서 발생한 중국의 자국위성요격실험의 영향으로 볼 수 있다[6,7]. 향후 발사될 차세대중형위성 4호의 경우, 고도 888 km에 위치할 것으로 예상되기에 발사 후 언급한 2건의 분열과편파 근접상황이 자주 발생할 것으로 예상할 수 있다. 한편, 고도 500 km 이하의 영역에서는 대기항력으로 인해 궤도수명이 짧아 물체의 집중도가 낮게 나타난다. 대부분의 국가위성이 고도 500-700 km 범위 내 위치하거나 할 예정이기에 해당 영역에 대한 현황을 살펴보면, 9,296개 물체 가운데 절반이 운영 중인 미국, 러시아, 프랑스 위성들인 것으로 나타났다. 이를 통해 우주교통관제의 측면에서 위성운영국이나 중앙관리기관과의 데이터 공유체계를 마련하고 상호 간 소통할 수 있는 정책적, 기술적 방안 마련이 시급함을 알 수 있다.

정지궤도의 경우, 국제전기연합(ITU, International Telecommunication Union)의 승인을 받아 주파수와 기준경도 범위를 발사전에 할당받는다. Fig. 3은 한국항공우주연구원에서 운영 중인 3기 정지궤도위성과 주변 위성들을 나타낸다. 천리안 위성의 경우, 경도 128.15도를 기준으로 0.1도 범위 내에서 운영 중이며, 정지궤도복합위성 2A, 2B는 128.25도를 기준으로 0.1도 범위 내에서 운영하고 있다. 특히 정지궤도복합위성의 경우, 동일한 궤도유지박스(station keeping box)에 머무르면서 서로 충돌하지 않도록 동시운영(co-location) 전략을 사용하고 있다. 인근에 위치한 위성들로는 러시아, 일본, 라오스 위성이 있으며, 장기 경도변화를 관찰해보면 천리안 위성들을 포함하여 일본과 라오스의 경우, 주어진 운영범위 내에서 잘 유지되고 있었다. 이를 위해 천리안 위성들의 경우, 각각 매주 2회씩 좌우 영역유지, 상하 영역유지를 위한 궤도조정을 실시하고 있다. 정지궤도영역의 경우, 정상적으로 운영 중인 위성의 비율이 높은 편이기에 대부분 주어진 영역을 잘 유지하고 있으나, 갑작스러운 고장이나 폐기임무 실패 등으로 정지궤도 영역에 머무르는 경우, 다른 정지궤도위성의 운영영역으로 표류하는 경우가 발생하고, 이는 많은 위성의 심각한 영향을 미칠 수 있다. Fig. 4에서는 RADUGA 1-7이나 EUTE 25C가 대표적인 예시로 볼 수 있다.

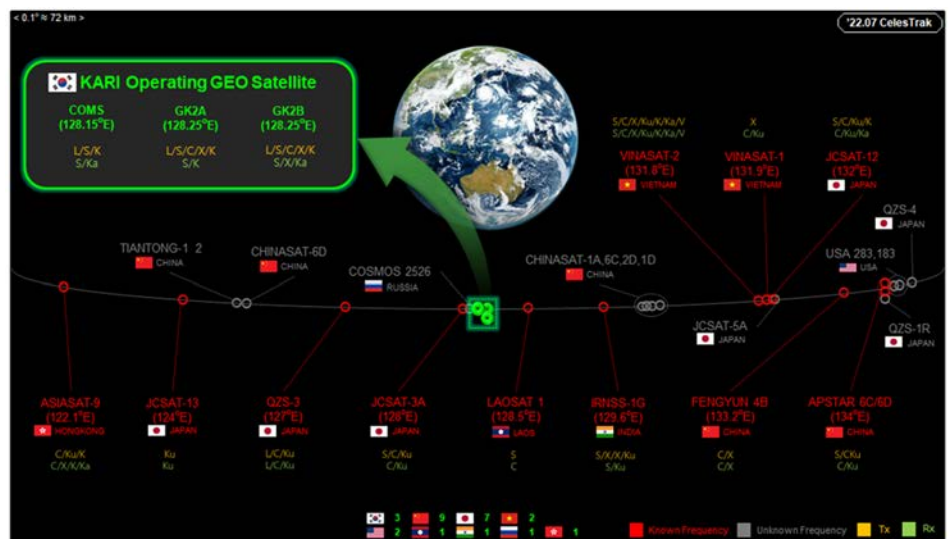


Fig. 3. Space environment analysis for the geostationary orbit operational satellite. KARI, Korea Aerospace Research Institute.

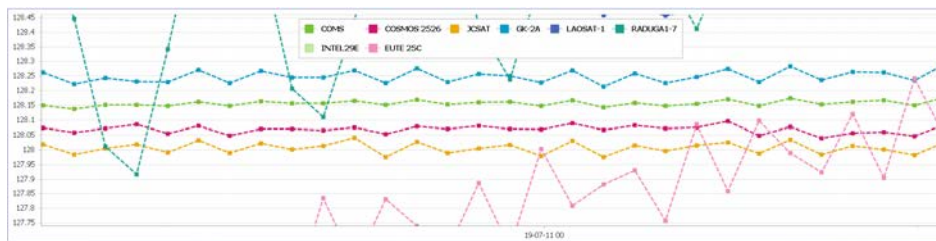


Fig. 4. Longitude trend for geostationary orbit satellites.

### 3. 한국항공우주연구원 우주물체 충돌위험 관리시스템 발전과정

한국항공우주연구원에서 본격적으로 운영위성과 근접우주물체 간 충돌위험 분석 및 관리를 수행한 시점은 중국의 자국위성 요격실험이 수행된 2007년부터였다. Fig. 5는 FENGYUN 1C 위성요격실험 결과 발생한 파편들의 고도분포를 나타낸다. 880 km 고도에서 충돌 및 폭발이 발생하였지만 Fig. 5와 같이 200 km에서 1,500 km까지 분열파편이 넓은 고도영역에 분포하여 저궤도 대다수 운영위성에 영향을 주었다.

당시 한국항공우주연구원에서는 다목적실용위성 1호, 2호를 운영하고 있었고, 매일 운영위성의 궤도와 FENGYUN 1C 파편 간 충돌위험 분석을 운영자가 수동으로 분석하였다. 북미항공우주방위사령부(NORAD, North American Aerospace Defence Command)에서 배포하는

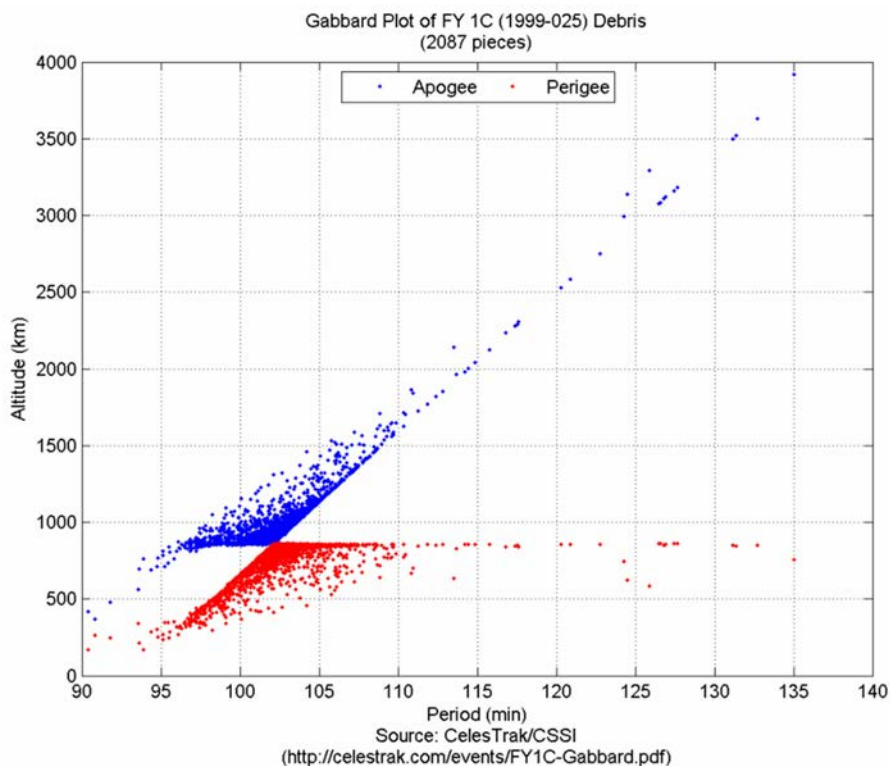


Fig. 5. Gabbard Plot of FENGYUN 1C Debris. Plot shows the apogee and perigee of each piece plotted against its orbital period [7].

**중국 FY-1C 파편 감시 및 분석 결과**

○ **7월 1일자** NORAD에서 공개한 FY-1C 파편들의 궤도데이터 개수는 총 **2,069개입**.

\* 1월 30일 최초로 NORAD에서 공개 시 517개 (10cm이상)

\*\* NORAD에서 FY-1C 파편 궤도데이터를 추가적으로 추적하여 갱신하는 주기는 3-5일로 불규칙함.

○ **7월 1일자** FY-1C 파편 NORAD 궤도 분석 결과

(향후 1개월, 7/1 ~ 7/31)

위성/근접범위	<반경 5km	<반경 1km	비고
아리랑 2호	4	0	-

\* 반경 내 접근 개수는 아리랑 2호, FY-1C 궤도데이터의 갱신에 따라 변경되어질 수 있음.

\*\* 5km 근접 시 충돌 확률 = 1/100,000,000 (1.0E-8)

1km 근접 시 충돌 확률 = 1/1,000,000 (1.0E-6)

Fig. 6. Example daily report for conjunction analysis of FENGYUN 1C DEB.

TLE(two line element) 데이터를 이용하여 향후 7일 혹은 30일 동안 운영위성과 분열파편의 근접상황과 충돌위험을 예측하였고, Fig. 6과 같은 보고서를 작성하여 유관기관에 전파하였다. 초기에는 FENGYUN 1C 파편에 대한 분석을 주로 수행하였으나, 점차 다른 궤도상 분열상황으로 발생한 파편까지 분석의 범주에 포함하여 분석의 범위를 확장하였다. 동시에 데이터 일관성 분석, 충돌위험 상세분석, 충돌회피기동에 대한 개념수립, 절차 및 업무의 명세화와 같이 위성의 운영과 충돌위험 관리업무에 대한 개념이 정립되기 시작하였다.

2009년 미국과 러시아 위성의 궤도상 충돌로 2,000개 이상 파편이 다시 발생하였고, 기존 대비 많은 충돌위험이 발생하였기에 자동화 개념이 포함된 충돌위험 관리업무의 체계가 Fig. 7과 같이 마련되었다. 1단계(자동예측)에서는 NORAD 데이터를 자동으로 획득하고 향후 7일간 근접상황을 모니터링하며, 그 결과 근접거리가 1 km 이내인 물체가 있을 경우 2단계로 전

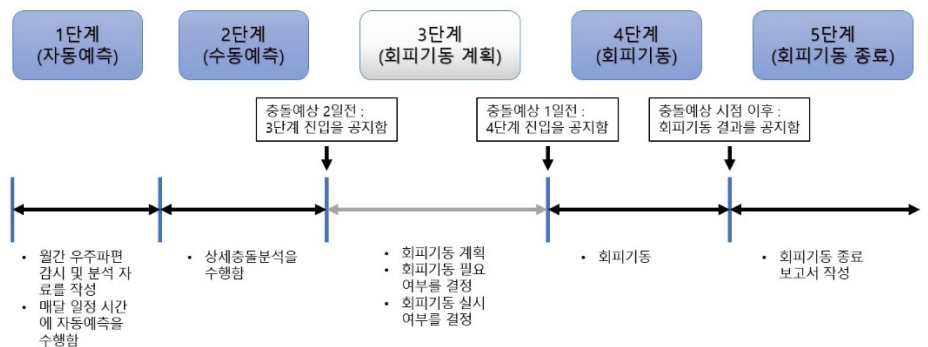


Fig. 7. Workflow diagram over time [8].

환된다. 2단계(수동예측)은 수시로 갱신되는 운영위성과 근접물체의 궤도정보를 이용하여 반복적으로 충돌위험을 분석하며, 그 결과 근접거리 100 m 이내이거나 충돌확률이 1/1,000 이상인 경우 다음 단계로 진입한다. 3단계(회피기동 계획단계)는 반복적인 수동예측을 수행하여 충돌회피기동 여부를 결정하고, 위성의 촬영임무나 운영 상 제한사항을 고려하여 충돌회피기동 계획을 수립한다. 4단계(회피기동 수행)에서는 수립된 충돌회피기동 계획을 위성명령으로 변환하여 위성에 업로드하고 위성기동 전반의 과정을 관리한다. 마지막 5단계(회피기동 종료)에서는 기동 후 궤도정보를 이용하여 충돌회피기동 평가를 수행하며, 유관기관에 결과를 공지한다.

지속적인 우주개발과 궤도상 분열상황이 발생함에 따라 우주물체의 수가 증가하였고, 이로 인해 우주물체 충돌위험 관리업무의 부담 또한 계속 증가하였다. 이에 Fig. 8과 같이 2010년 우주파편 충돌분석 자동화시스템(ACAS)를 개발하여 운영에 활용하기 시작하였다. 매일 2번씩 NORAD의 데이터를 자동으로 획득하고 상용 S/W인 STK(satellite tool kit)과 연동하여 충돌위험분석을 수행하고 특정 기준을 만족하는 상황 발생시 담당자에게 이메일을 전송하는 기능이 구현되었다. 또한 기존 TLE 데이터 기반의 분석뿐 아니라 충돌분석에 특화된 CSM(conjunction summary message) 데이터도 처리할 수 있도록 개발되어 운영에 활용되기 시작하였다.

2010년 정지궤도위성인 천리안위성과 2012년 다목적실용위성 3호 위성이 성공적으로 발사됨에 따라 늘어난 위성들의 임무운영 안정성에 관심이 커져갔다. 이에 한국항공 우주연구원은 2010년부터 국가현안문제해결형(NAP, national agenda project) 협동연구과제인 “우주 파편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주파편 제거시스템 연구”를 수행하여 2013년 KARISMA 개발을 완료하였고, 2014년부터 정상운영하기 시작하였다[9]. KARISMA는 충돌위험을 분석하는 기본적 기능에 궤도결정 기능이나 충돌회피기동 수립계획을 추가하여 충돌위험 관리를 위한 업무들을 하나의 시스템에서 모두 수행할 수 있도록 개발되었다. 또한 Fig. 9와 같이 근접상황에 대한 이해를 증진시키는 시각화 기능도 강조하였다.

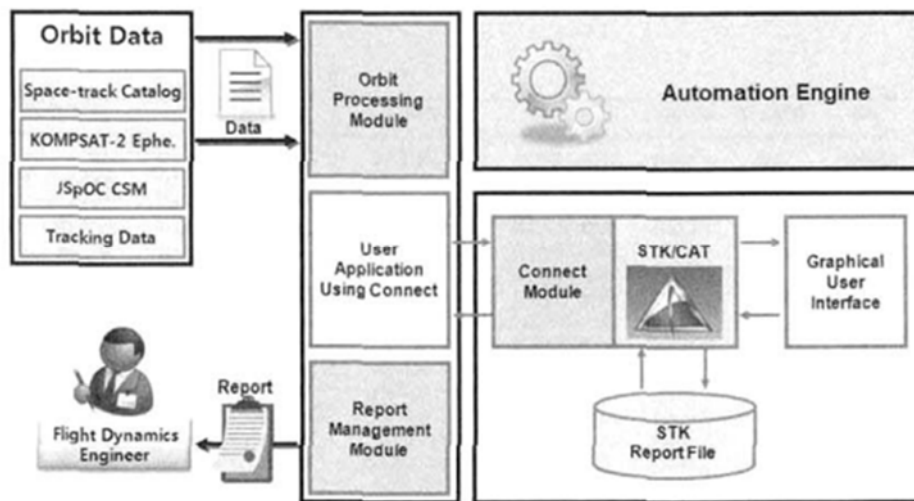


Fig. 8. ACAS system architecture [8]. ACAS, automated conjunction analysis system.

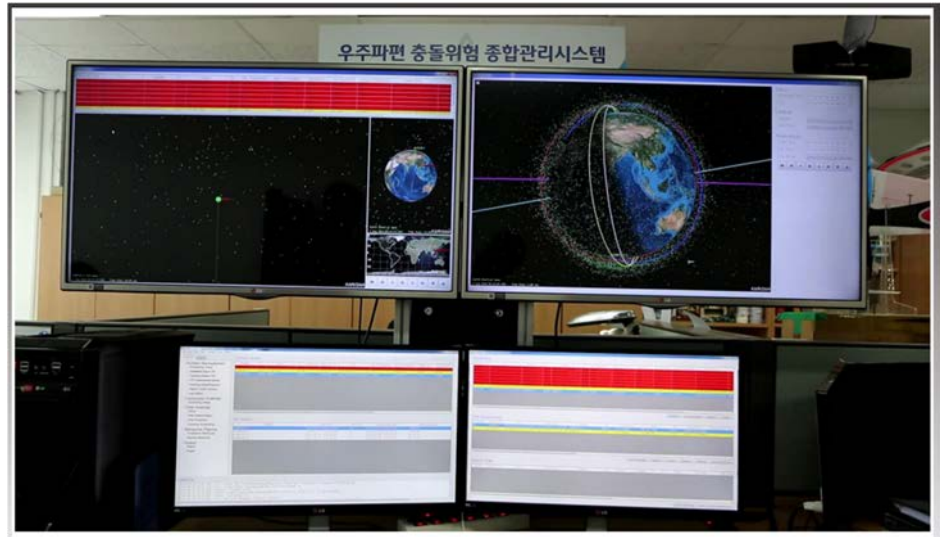


Fig. 9. KARISMA System in KARI. KARISMA, KARI space debris collision risk management system.

Fig. 10은 KARISMA 주요 모듈과 데이터 인터페이스를 나타낸다. SMM(system management module)은 외부기관과 데이터를 송수신하고, 각 모듈의 결과물들을 저장 및 관리하는 기능을 담당한다. CAM(conjunction assessment module)은 연합우주작전센터(CSpOC, Combined Space Operation Center, 과거명칭 JSpOC)로부터 획득한 TLE, CSM 데이터를 이용하여 운영위성과 충돌위험을 분석하고 결과를 나타내는 역할을 담당한다. 다수의 근접상황을 표 형태로 요약하여 수치적 정보를 나타내고, 사용자가 지정한 상황에 대한 3차원 근접상황 디스플레이 기능도 제공한다. 우주물체 추적이 가능한 레이더나 망원경이 가능한 경우, 획득한 추적데이터로부터 우주물체의 정밀한 궤도를 결정하는 ODM(orbit determination module)은 광학추적데이터, 레이더추적데이터, 위성 GPS 수신기 항행해 등의 관측데이터를 처리할 수 있으며, 처리된 궤도데이터는 CAM에 전달되어 상세분석에 활용된다. AMM(avoidance maneuver module)은 충돌회피기동 계획을 수립하는 기능으로 일반적으로 많이 사용하는 기동전략을 적용하거나 연료나 기동주기를 최적화하는 전략을 적용하여 충돌회피기동 계획을 수립할 수 있으며, 초기궤도 및 추력기 사용시 발생하는 오차를 고려한 몬테칼로 시뮬레이션 기능도 구현되었다[10].

Fig. 11의 CA-FAST은 KARISMA 개발경험을 바탕으로 업무의 자동화 비율 향상을 목표로 2016년 개발되었다[11]. KARISMA의 경우, 충돌위험 관리 전반에 대한 내용을 포괄하는 한편, CA-FAST의 경우 충돌위험 관리 실무담당자의 업무 흐름에 맞도록 개발되었다. 정의된 시간마다 CSpOC 데이터를 획득하여 데이터베이스에 저장하고 결과를 전시하는 주요 기능은 KARISMA와 유사하며, 정해진 기준을 만족할 경우 문자메시지를 운영자에게 발송하여 상황을 전파하는 기능과 근접상황 발생하거나 운영위성의 기동을 수행한 경우, 사전에 CSpOC에 공유하여 갱신된 충돌위험분석 결과를 제공받는 기능, 통계기능의 보완, 정지궤도 위성에 대한 모니터링 강화 등의 개선되었다. 뿐만 아니라 매일 작성하는 상세분석 보고서를 자동으로 작성해주는 기능도 추가되어 운영자의 업무 부담을 경감시켜주었다. CA-FAST는 이후 우주상황인식 및 위성운영 유관기관에도 전달되어 관련 업무에 활용되기도 하였다.



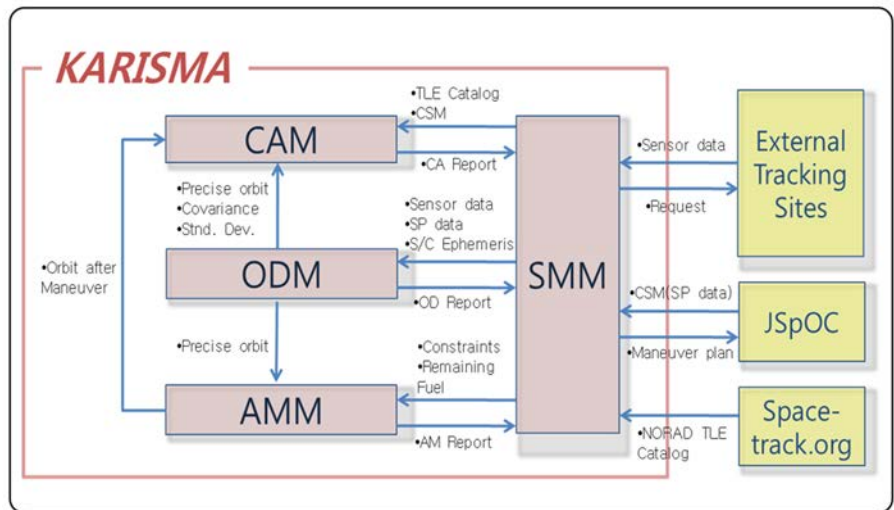


Fig. 10. KARISMA system architecture. CAM, conjunction assessment module; ODM, orbit determination module; AMM, avoidance maneuver module; SMM, system management module; TLE, two line element; CSM, command/service module; KARISMA, KARI space debris collision risk management system.

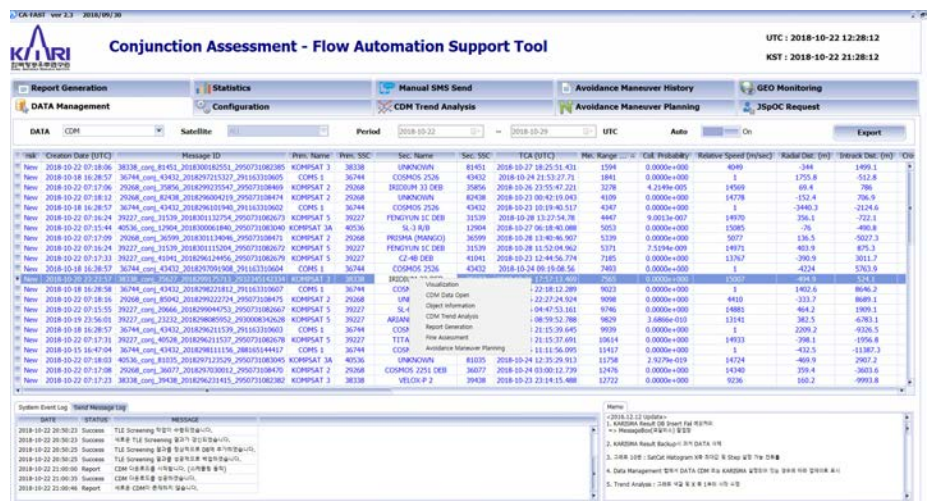


Fig. 11. CA-FAST main window. CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool.

우주교통관제의 중요성이 대두됨에 따라 여러 우주운영기관과의 인터페이스 보완의 필요성, 우주물체 및 운영위성의 급증에 따른 분석용량 확장의 필요성, 우주물체 분열과 같은 돌발적 우주상황에 대응하기 위한 목적으로 2022년 CA-FAST의 고도화 버전인 CA-FAST II가 Fig. 12와 같이 개발되어 지금까지 운영에 활용되고 있다(Fig. 13). CA-FAST II에 대한 추가 내용은 4장에서 소개하였다.

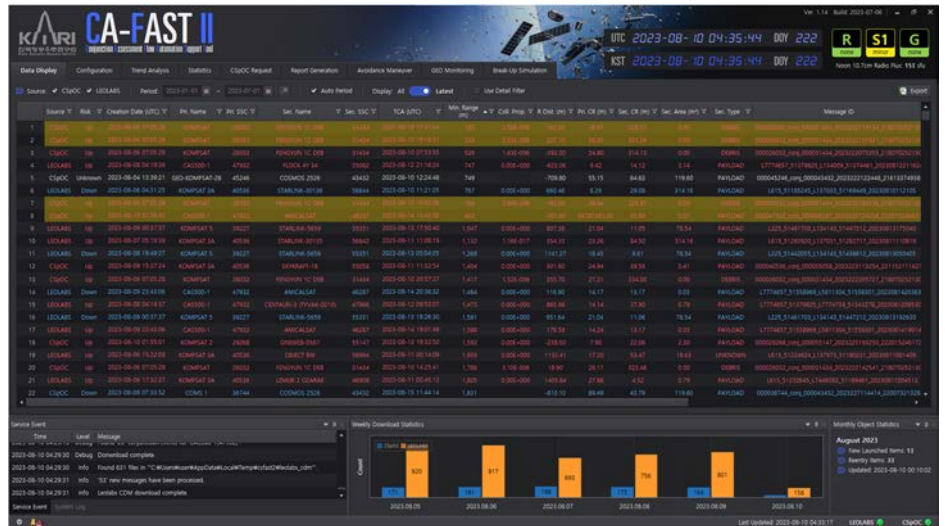


Fig. 12. CA-FAST II main window. CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool.

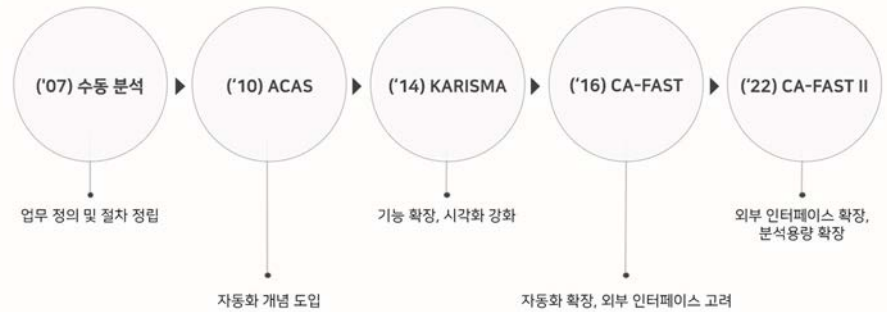


Fig. 13. Development history of conjunction assessment tool for KARI. ACAS, automated conjunction analysis system; KARISMA, KARI space debris collision risk management system; CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool; KARI, Korea Aerospace Research Institute.

#### 4. 근접 우주물체 대응업무 자동화 지원 툴(CA-FAST II, Conjunction Assessment Flow Automation Support Tool-II)

한국항공우주연구원에서는 Fig. 14와 같이 운영위성에 근접하는 물체와 충돌위험을 관리하고 있다. CSpOC이나 LEOLABS로부터 CDM(근접데이터메시지, conjunction data message)를 수신하여 기준에 따라 관심단계, 주의단계, 경계 및 심각단계로 대응하고 있으며, 충돌회피 기동에 해당하는 주의단계는 지금까지 11회 있었고, 운영위성이 모두 기동능력이 있기 때문에 경계 혹은 심각단계 진입은 없었다.

CA-FAST II는 이상의 절차를 신속하고 효율적으로 수행하는데 초점을 맞추어 개발되었다. 2022년 1차 개발이 완료되어 운영을 시작하였으며, 2023년 신규기능 개발을 지속적으로



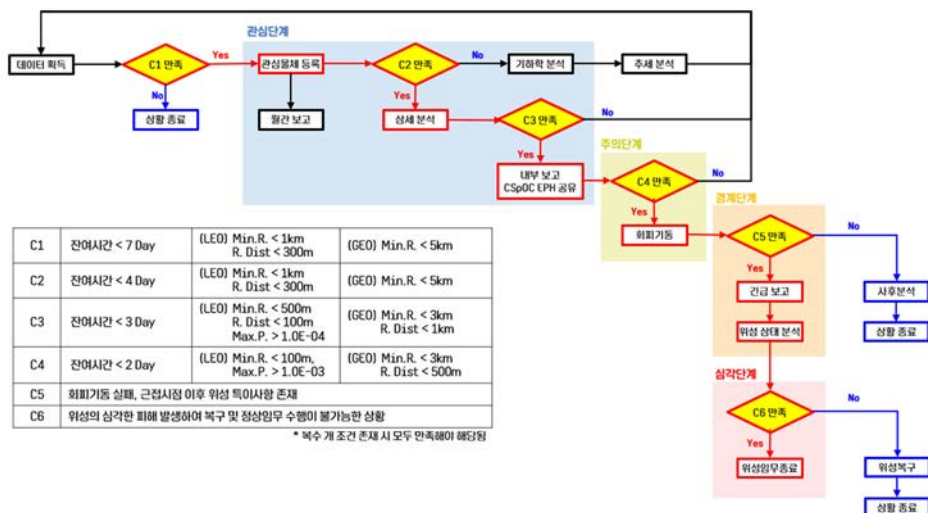


Fig. 14. KARI collision risk management process. KARI, Korea Aerospace Research Institute.

진행하고 있다. 시스템의 주요 기능은 아래와 같다.

- 우주상황인식 데이터 획득 및 관리 기능
- 충돌위험 시각화 및 상세분석 기능
- 외부기관 인터페이스 기능
- 통계분석 기능
- 충돌회피기동 계획 기능
- 우주물체분열 분석 기능

#### 4.1 우주상황인식 데이터 획득 및 관리 기능

우주상황인식 데이터에는 우주기상정보, CSpOC에서 제공하는 TLE 데이터, CDM 데이터, LEOLABS에서 제공해주는 CDM 데이터가 있으며, 정해진 시간 간격에 따라 자동으로 데이터를 획득하고 SQL 데이터베이스에 저장하게 된다. 한 주간 수신한 데이터의 간단한 통계를 확인할 수 있도록 구현하였으며, Fig. 15와 같이 표 형태로 근접상황을 표시하여 각 필드의 조건을 적용하여 원하는 근접상황들만 확인할 수 있다. 2022년 1년 동안 획득한 CSpOC CDM과 LEOLABS CDM의 수는 약 10만 건 이상이며, 향후 운영위성 증가에 따라 2030년 이후에는 연간 100만 건 이상의 정보들이 획득되어 활용될 것으로 예측된다.

획득한 정보 중 Fig. 14의 “C1”의 조건을 만족하는 경우, Fig. 16과 같이 텔레그램 메시지를 관계자에서 전달하도록 구현되어 있으며, 메시지를 수신한 그룹에서는 즉각적으로 상황에 대해 논의하여 대응할 수 있다. 근접물체의 이름, 근접시점, 거리, 반경방향의 거리, 충돌확률, 반경방향에 대한 궤도불확실성에 대한 정보를 포함하며, 동일한 근접상황에 대해 여러 건의 CDM 데이터가 수신되기 때문에 근접거리에 대한 변화를 나타내도록 구현하였다. 이를 통해 24시간 모니터링 및 대응 체계를 유지할 수 있다.

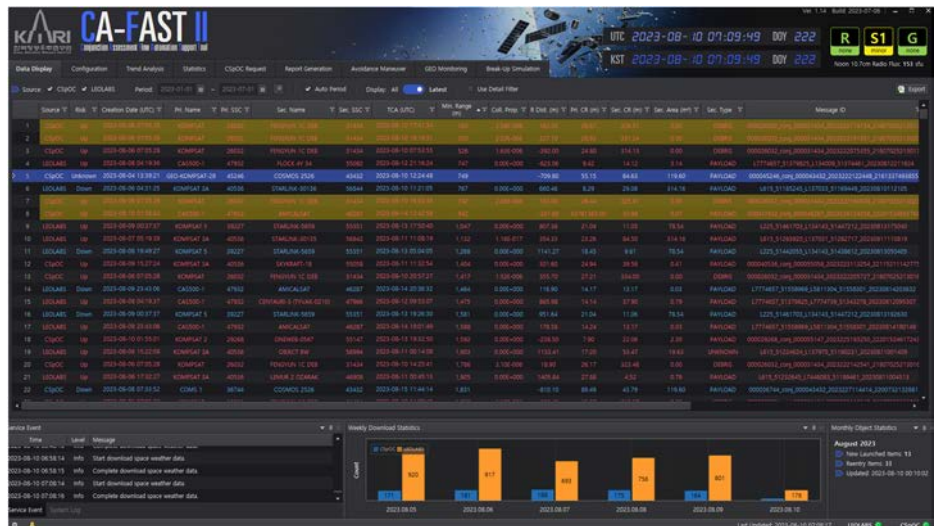


Fig. 15. CA-FAST II data display window. CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool.

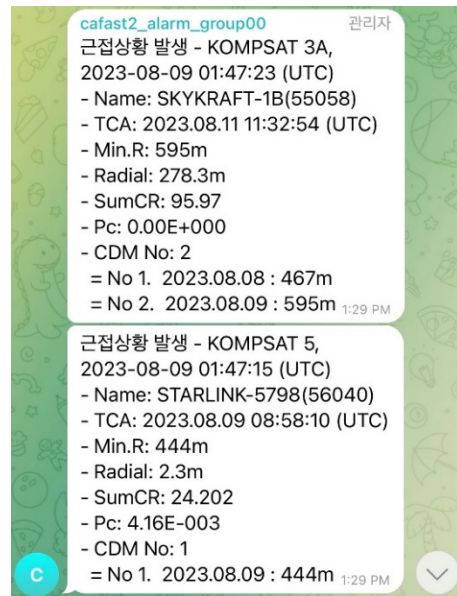


Fig. 16. CA-FAST II event alarm function. CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool.

### 4.2 충돌위험 시각화 및 상세분석 기능

특정 이벤트에 대한 정보 확인을 위해 Fig. 17과 같이 2차원, 3차원 그래픽 디스플레이를 확인할 수 있다. CDM 데이터 내 포함된 운영위성과 근접물체의 궤도정보, 궤도정보에 대한 공분산 정보를 이용하여 궤도 및 궤도불확실성을 모사하였다.

그림에서 운영위성과 근접물체 주변에 녹색 및 적색으로 표현된 타원체가 궤도의 불확실성을 의미하는 것으로 타원체가 큰 경우 그만큼 궤도의 불확실성이 크다는 것을 의미한다. 이는 두 물체 간 충돌확률과도 연관된 수치이며, 직관적으로 불확실성에 대해 파악할 수 있다는 장

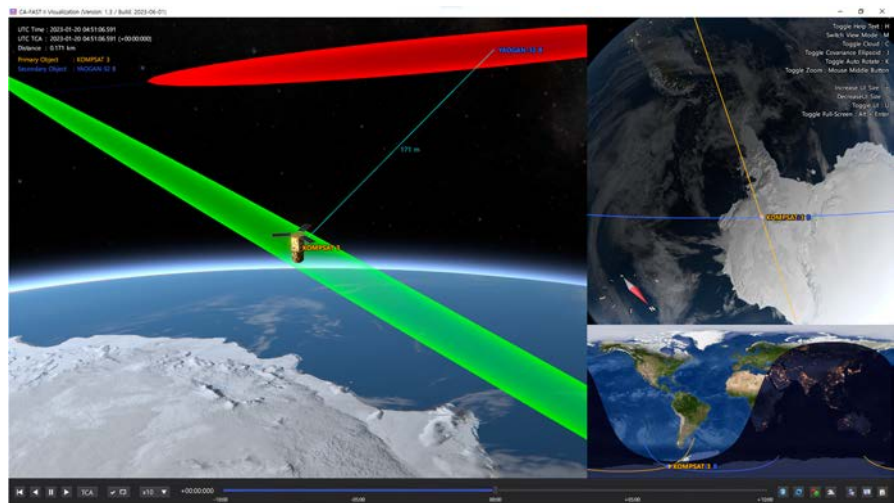


Fig. 17. CA-FAST II visualization window. CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool.

점이 있다. 시간에 따른 상대위치의 변화를 동영상 및 사진으로 저장할 수 있는 기능이 있고, 운영위성 중심으로 관점을 자유롭게 변경할 수 있도록 구현하였다. 해당 기능은 유니티 그래픽엔진을 이용하여 개발되었고, 현재 지속적으로 고도화 중이다.

CDM 데이터는 미래시점의 근접상황에 대한 정보를 포함하기에 궤도예측 과정이 필요하며, 궤도예측 기간이 길어질수록 그 오차는 커지는 특징이 있기 때문에 특정 근접상황에 대해 최초 CDM 배포 후 업데이트되는 관측데이터를 처리하여 CDM 데이터를 갱신하여 배포한다. 따라서 동일한 근접상황에 대한 CDM에 대한 추이를 살펴보면 데이터의 일관성과 신뢰성을 확인할 수 있다. Fig. 18은 추세분석 예시를 나타내는 것으로 다목적실용위성 5호와 PSLB DEB와의 근접상황에 대해 총 14개의 CDM 데이터가 생성되었으며, 갱신에 따른 근접거리, 반경방향거리, 충돌확률의 변화 추이를 확인할 수 있다. 데이터 갱신에 따라 해당 값들의 변화폭이 크다면 데이터의 일관성을 의심해볼 수 있다. Fig. 18의 경우, 1-6번 데이터에서 일관적인 경향을 볼 수 있고, 7-14번 데이터에서 일관적인 경향을 확인할 수 있다. 이 경우는 다목적실용위성 5호의 궤도조정이 7/11에 수행된 영향으로 데이터의 일관성 측면에서 양호하다고 할 수 있다.

시각화 기능과 추세분석을 통해 근접상황과 데이터 일관성에 대해 파악한 이후에는 운영위성의 정밀궤도정보를 이용하여 상세분석을 수행할 수 있다. CDM 데이터에 포함된 운영위성과 근접물체의 궤도정보 중 운영위성의 궤도정보의 경우, 위성을 직접 운영하는 운영국이 보유한 정보가 더 정밀하기 때문에 이로 대체하여 분석을 수행할 수 있다. 상세분석에는 근접물체에 대한 상세정보, CDM 갱신에 따른 근접거리, 반경방향거리, 충돌확률에 대한 추세 분석, CDM에 포함된 두 물체의 위치불확실성의 변화 추세 분석, 운영위성의 궤도를 운영국이 보유한 정밀궤도정보로 대체했을 때 충돌위험분석 등이 포함된다.

Fig. 19는 CA-FAST II를 이용하여 자동으로 생성된 상세분석보고서의 예시로 내부 관계자들에게 전달되어 충돌회피기동 수행여부에 대한 결정 등 상황전파 및 의사결정의 주요자료로 활용된다.

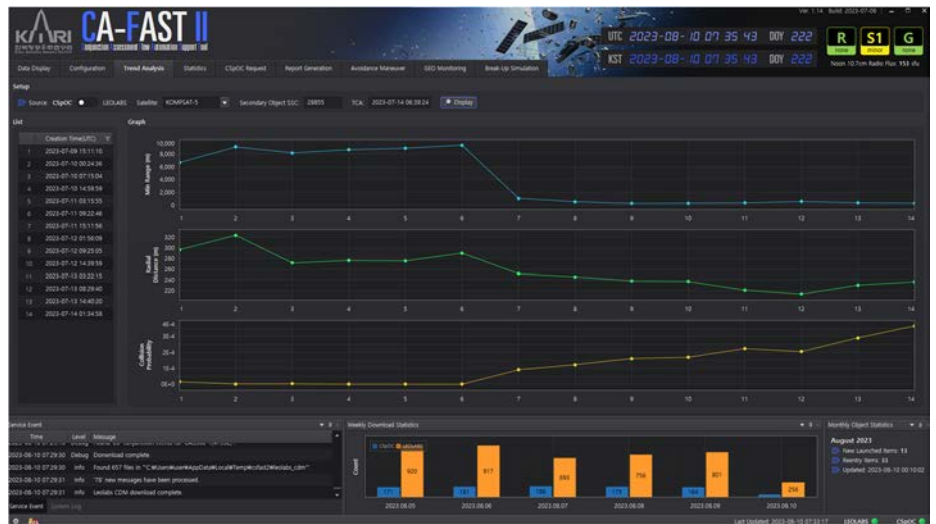


Fig. 18. CA-FAST II trend analysis window. CA-FAST, conjunction assessment flow automation support tool.

작성시간 : 2021-02-09 06:17:50 (UTC) 한국항공우주연구원 SSA연구소

## 우주물체 충돌예측 상세분석 결과

### ○ 개요

- 우주물체가 아리랑위성 3A호 (S/C ID : 40536)에 가까이 접근함
- 물체 종류 : OBJECT BY (Catalog ID : 47483)

소유국	TBD	발사일	2021-01-24
궤도 장반경 (km)	6907	원지점 고도 (km)	543.4
궤도 경사각 (deg)	97.5	근지점 고도 (km)	529.5
궤도 주기 (min)	95.2	RCS (m)	Unknown

표 1 근접물체 정보

TCA (UTC)	2021-02-10 02:16:43	CDM Prop.	0
Time to TCA (Hr)	20.0	Max Prop.	7.9456e-05
Min. Range (m)	241	Chan's Prop.	2.766e-80
Radial Dist. (m)	234.5	Alfano's Prop.	4.2299e-80
In-track Dist. (m)	-30.9	Patera's Prop.	1.9413e-20
Cross-track Dist. (m)	-50.4	Non-linear Prop.	2.7347e-21
Relative Vel. (m/s)	13078		

표 2 충돌위험 분석 결과 (CDM Epoch: 2021-02-08 23:43:21)

Fig. 19. Fine assessment example for KOMPSAT-3A.

### 4.3 외부기관 인터페이스 기능

한국항공우주연구원에서는 운영위성들의 궤도정보를 CSpOC에 매일 정기적으로 업로드하고 있다. CSpOC은 전세계에 위치한 지상관측 인프라를 이용하여 우주물체를 식별하고 추적하고 있지만 사전에 예고되지 않은 궤도기동의 경우, 이를 식별하여 업데이트하는데 상대적



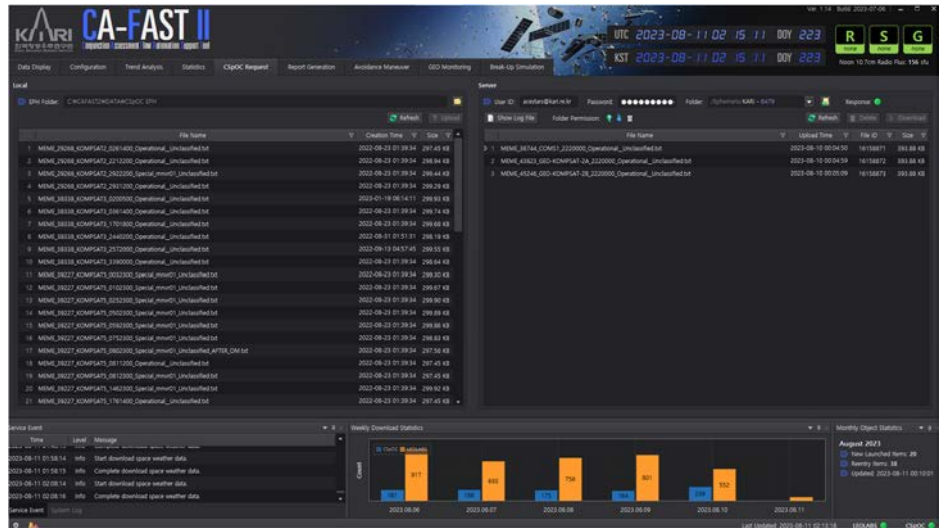


Fig. 20. CSpOC request window. CSpOC, Combined Space Operation Center.

으로 오랜 시간이 걸리는 문제가 있다. 위성을 운영하는 기관의 입장에서라도 기동 이후 달라지는 궤도에서 새로운 근접상황이 발생할 가능성이 존재하기에 궤도기동을 계획하는 경우, CSpOC에 기동에 대한 정보나 기동 후 예상궤도를 전달하여 운영의 안정성과 효율성을 추구하고 있다. 이미 CNES, ESA, IRIDIUM, OneWeb, SpaceX, Telesatm Planet 등의 운영기관에서는 매일 운영위성들의 궤도를 CSpOC에 업로드하고 있다.

Fig. 20은 CSpOC에 궤도데이터를 업로드하거나 다운로드할 수 있는 기능을 나타낸다. 왼쪽의 로컬 드라이브의 정보를 오른쪽 CSpOC 서버에 업로드하거나 반대로 CSpOC 서버에 공개된 다른 위성들의 정밀궤도데이터를 다운받아 분석에 활용할 수 있다. 그림에서 한국항공우주연구원이 운영하는 정지궤도 3기의 정밀궤도데이터가 업로드되어 있는 모습을 볼 수 있는데, 정지궤도위성의 경우 운영범위 내에 머무르기 위해 빈번하게 궤도기동을 수행하기 때문에 매일 CSpOC에 정밀궤도데이터를 자동으로 업로드하고 있다.

한편, CSpOC이나 LEOLABS처럼 운영위성에 근접하는 물체에 대한 정보를 획득하고 싶다면 독자적인 정밀추적인프라를 구축해야 한다. 국내에서 우주상황인식 용도로 운영되는 레이더시스템은 없지만 일부 기관에서 우주물체 추적용 광학망원경을 운영하고 있어, 현재 한국항공우주연구원에서는 관심단계의 우주물체가 식별되면 추적기관에 추적을 요청하고 있다. 추적된 우주물체의 궤도정보를 이용하여 상세분석에 활용할 수 있기 때문에 식별 즉시 추적요청을 할 수 있도록 자동화 기능을 구현하여 운영 중이다. Fig. 21은 추적요청기능에 대한 사항으로 관심우주물체가 식별되면 표에 기록되며, 사전 협의된 요청양식으로 문서가 자동 생성되어 유관기관 담당자에게 메일을 통해 전달된다. 추적가능여부, 추적데이터가 있는 경우 이력 관리를 위해 결과를 해당 화면에서 기록하고 있다.

이는 향후 개발되어 운영될 국가 차원의 우주상황인식 인프라와의 인터페이스로도 연결될 수 있다. 추가적으로 추적이 실패한 경우에 대한 원인 분석 등 각종 통계 분석에 활용될 수 있다.

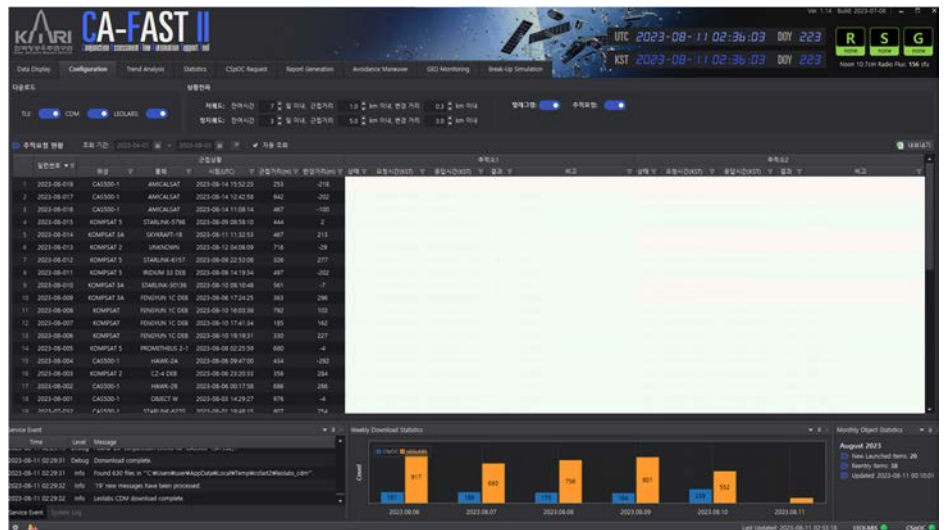


Fig. 21. Tracking request window.

### 4.4 통계분석 기능

특정 근접상황에 대한 상세분석뿐 아니라 장기적으로 추적된 충돌위험상황들의 정보를 이용하여 충돌위험상황의 추이를 이해할 수 있으며, 상승적으로 근접하는 물체를 식별하거나 충돌위험상황의 빈도가 높은 위성임무궤도를 파악하여 향후 위성개발에 활용하는 등 다양한 형태로 통계분석 결과를 이용할 수 있다. CA-FAST가 처음 운영되기 시작한 2016년부터 현재까지 약 7년간의 정보가 데이터베이스에 저장되어 있으며, 신규 콘텐츠에 대한 업데이트 및 마이그레이션을 지속적으로 수행하고 있다.

Fig. 22는 2023년 1월부터 8월까지 운영위성 별 근접상황 발생빈도를 나타내며, Fig. 23은 동일 기간 모든 운영위성에 대한 근접상황에서 상대 접근물체의 종류에 대한 비율을 나타낸다. 스타링크 대규모위성군의 영향에 따라 유사고도인 다목적실용위성 5호, 3A호와 차세대중형위성 1호의 근접상황 발생빈도가 두드러지게 높고, 스타링크나 원웹 등 운영 중인 군집위



Fig. 22. Statistics window – number of conjunction event w.r.t satellite.



Fig. 23. Statistics window – conjunction event ratio w.r.t operation status.

성공과의 근접빈도가 높기에 위성체를 의미하는 Payload의 비율이 70% 이상으로 나타나고 있다.

통계분석 기능에서는 근접거리에 대한 히스토그램, 연도별 위성별 근접이벤트 수, 근접물체 종류 별 근접이벤트 비율, 소유국에 대한 비율, 운영상태에 대한 비율, 고도별 우주물체 공간 밀도 분석 등을 분석할 수 있으며, 새로운 지표 분석 필요성에 따라 지속적으로 기능을 확장하고 있다.

#### 4.5 충돌회피기동 계획 기능

특정 근접상황에 대해 상세분석 결과를 검토하여 근접시점으로부터 약 48시간 전에 충돌 회피기동 수행여부를 결정하고 있다. 충돌회피기동 수행이 결정되면 기동계획을 수립해야 하는데 충돌회피기동의 핵심요소는 언제, 어떤 방향으로 얼마만큼 추력을 사용할 것인지 결정하는 것이다. 충돌회피기동의 목표는 근접거리나 충돌확률 등의 충돌위험지표를 안전한 상태로 판단되는 수준까지 경감하는 것이다. 시간, 방향, 크기 조합에 따라 무수히 많은 충돌회피 기동 계획 수립이 가능하기에 한눈에 빠르게 충돌회피기동 계획을 결정하도록 기능이 구현되어야 한다.

Fig. 24는 충돌회피기동 시간과 추력기 사용시간, 방향에 따른 근접거리의 변화를 히트맵 형태로 구현한 결과이다. 특정 시간, 특정 방향으로 기동하는 경우 어두운 영역으로 표시되는 경우도 있고, 반대로 밝은 영역으로 표시되는 경우도 있다. 색깔이 어두울수록 두 물체 간 근접거리가 가까워지며, 이는 충돌위험이 높아짐을 의미하기에 충돌회피기동 목표기준을 만족할 수 있는 영역을 탐색하여 충돌회피기동 계획을 수립할 수 있다. 기동 수행 후 운영위성의 궤도를 모사할 수 있어야 하기에 위성의 물성치, 추력기 성능 등이 종합적으로 반영되어야 정상적인 충돌회피기동 계획을 수립할 수 있다. 해당 분석 결과를 CSpOC에 전달하고, 피드백 결과를 확인하여 최종적으로 위성명령 생성 및 업로드하여 기동을 수행하게 된다.

운영위성은 충돌회피기동 이후 계속 정상임무를 수행해야 하기 때문에 정상임무에 되도록 영향을 주지 않으면서 동시에 충돌회피기동 목표를 달성하는 최적의 계획수립이 중요하며,



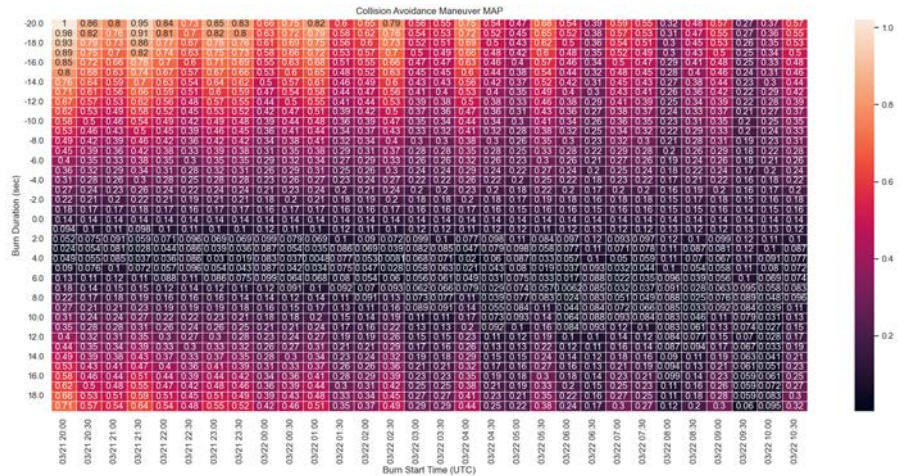


Fig. 24. Collision avoidance maneuver map for minimum range.

위성 별로 제한조건 등이 상이하기에 관련 담당자들과 협업을 통해 충돌회피기동 계획수립을 수행하고 있다. 충돌회피기동 수행 및 근접시점이 지나면 위성의 상태를 점검하고 충돌회피 기동의 성능을 평가하는 분석을 수행한다.

### 4.6 우주물체분열 분석 기능

우주물체분열 분석 기능은 지난 2021년 러시아 위성요격실험과 같이 궤도상에서 발생한 충돌이나 분열로 다수 파편이 생성된 경우, 운영위성에 대한 영향성 분석을 수행하는 것으로 분열모체의 궤도정보와 분열에 대한 개략적인 정보를 입력했을 때 NASA EVOLVE 분열모델에 따른 분열파편의 수, 파편의 분포를 예측하여 시각화하고 운영위성과의 충돌가능성을 분석하는 것이 주요 기능이다. 해당 기능은 독립된 프로그램으로 개발된 이후 개선작업을 통해 CA-FAST II 내 기능으로 추가되어 운영될 예정이다. Fig. 25는 차세대중형위성 1호와 러시아 자국위성 요격실험 파편(COSMOS 1408 DEB) 간 충돌위험분석 수행 화면을 나타낸다.

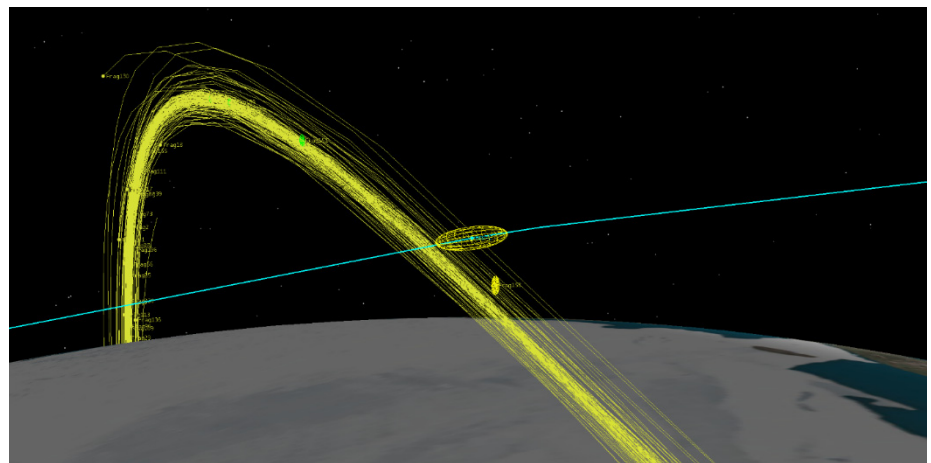


Fig. 25. Conjunction assessment for CAS-1 for COSMOS 1408 breakup debris.

## 5. 정리 및 향후계획

본 논문에서는 한국항공우주연구원의 우주물체 충돌위험 관리시스템 개발 및 운영현황에 대해 소개하였다. Table 1은 2020년부터 현재까지 한국항공우주연구원 운영위성에 대한 근접분석데이터 수, 근접이벤트 수, 관심단계 및 주의단계 진입 빈도를 나타내는 것으로 시간에 따라 수집되는 데이터의 수와 이벤트 숫자가 빠르게 증가하는 것을 볼 수 있다.

민간주도 우주개발 및 대규모 근접위성 운영 등의 요인으로 향후 우주물체의 개체수는 빠르게 증가할 것으로 예상되며, 우주물체를 추적하는 지상관측 인프라 기술발달에 따라 지금 보다 더 작은, 하지만 여전히 위협적인 우주물체 관측이 가능하여 앞으로 운영위성을 위협하는 식별가능한 우주물체의 수는 폭발적으로 증가할 것으로 예상된다.

한국항공우주연구원은 2007년부터 본격적으로 운영위성을 안전하게 운영하기 위한 충돌위험 관리업무를 수행하였으며, 우주환경의 변화, 운영위성의 증가, 충돌위험 관리절차의 고도화에 따라 지속적으로 분석시스템을 고도화하고 있다.

향후 우주상황인식의 일부분으로써 충돌위험 관리 개념으로부터 우주자산의 안전하고 효율적인 운영을 보장하는 정책, 규정, 기술을 포괄하는 우주교통관제(STM, space traffic management) 차원의 활동으로 확장되어야 하며, 이를 위해 여러 위성운영국과의 데이터 공유 및 조정, 분석용량 확장, 자동화 기능의 확장, 상황전파체계 개선 등의 고도화가 지속적으로 수행될 예정이다.

**Table 1.** Recent statistics on conjunction assessments

	2020	2021	2022	2023. 07
Number of data	50,630	25,744	96,064	145,269
Number of events	8,300	4,585	12,877	22,153
Fine assessment	57	118	279	290
Collision avoidance	2	2	1	0

CSpOC data  
distribution criteria  
changed

Note - (information distribution only in high-risk situations)

LEOLABS information received

CSpOC, Combined Space Operation Center.

## 감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 위성임무관계사업(FR23H00)의 지원을 받아 수행되었습니다.

## References

1. Celestrak, SATCAT boxscore (2009) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://celestrak.com/satcat/boxscore.php>
2. Anz-Meador P, Opiela J, Liou JC, History of on-orbit satellite fragmentations, NASA Langley Research Center, NASA/TP-20220019160 (2023).
3. Haimerl JA, Fonder GP, Space fence system overview, Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technology Conference, Maui, HI, 15-18 Sep 2015.
4. Jung OCM, Trends in space situational awareness and space traffic control technology, Int. J. Aeronaut. Space Sci. 16, 45-55 (2022).
5. Celestrak, Title (2023) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://celestrak.org/pub/satcat.txt>
6. Kelso TS, Analysis of the iridium 33-cosmos 2251 collision, Adv. Astronaut. Sci. 135, 1099-1112 (2009).
7. Kelso TS, Analysis of the 2007 Chinese ASAT test and the impact of its debris on the space environment, Proceedings of the 8th Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Maui, HI, 12-15 Sep 2007.
8. Choi SJ, Jung IS, Chung DW, Current status of space debris and introduction of the KARI conjunction assessment process, Current Ind. Technol. Trends Aerosp. 9, 55-63 (2011).
9. Kim HD, Lee SC, Cho DH, Seong JD, Development of the KARI space debris collision risk management system (KARISMA), Int. J. Aeronaut. Space Sci. 19, 478-495 (2018). <https://doi.org/10.1007/s42405-018-0018-2>
10. Seong JD, Kim HD, Collision avoidance maneuvers for multiple threatening objects using heuristic algorithms, Proc. Inst. Mech. Eng. G. J. Aerosp. Eng. 229, 256-268 (2015). <https://doi.org/10.1177/0954410014530678>
11. Seong J, Jung O, Chung D, KARI recent activities on SSA & STM, Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Maui, HI, 17-20 Sep 2019.

## Author Information

**성재등** acestars@kari.re.kr



행하고 있다.

과학기술연합대학원대학교에서 2016년 박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 한국항공우주 연구원에서 위성운영 및 우주상황인식 업무를 수행하였으며, 현재는 국가위성정보활용지원 센터에서 우주비행역학, 우주상황인식, 국가 위성 통합운영시스템 등에 관련한 연구를 수

**정유연** yejung@kari.re.kr



행하고 있다.

한국과학기술원에서 2016년 박사학위를 취득한 후, 2016년부터 한국과학기술원 박사후연구원으로 우주물체유도 최적화에 대한 연구를 수행하였으며, 2017년부터 독일항공우주센터에서 박사후연구원으로 동 연구를 수행하였다. 2018년 한국과학기술원에서 연구교수로서 업무를 수행하였으며, 이후 2018년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주비행역학, 우주상황인식 및 우주교통관제 등에 관한 연구를 수행하고 있다.

**정옥철** ocjung@kari.re.kr



행하고 있다.

전북대학교 항공우주공학과에서 2005년 석사 학위를 취득한 후 한국전자통신연구원 위성관제기술연구팀에서 근무하였다. 2006년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주상황인식 및 우주교통관제, 우주비행역학, 위성임무운영분석 등에 관

**송새한** songsaehan@kari.re.kr



한국과학기술원에서 2019년 석사학위를 취득한 후, 2019년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주상황인식 및 우주교통관제, 영상처리 등에 관한 연구를 수행하고 있다.



## JSTA 투고규정

1. JSTA 는 연간 4회 (2월 28일, 5월 31일, 8월 31일, 11월 30일) 발간된다.
2. JSTA 에 투고되는 원고는 교신 저자가 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)을 통해 온라인으로 제출하여야 한다.
3. JSTA 투고를 위한 원고는 JSTA 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 JSTA 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)에 게시되어 있는 투고지침에 따라 템플릿을 참조하여 MS-Word로 작성되어야 한다.
4. 제출된 논문 원고는 60일 이내에 JSTA 편집위원회에서 위임한 2인 이상의 전문가에 의해 심사되며, JSTA 편집위원장의 게재승인에 의거해 출판된다. 기고문은 전문가의 심사절차 없이 JSTA 편집위원회에서 출판을 결정할 수 있다.
5. 논문 원고는 독창적이어야 하고, 다른 학술지에 중복 제출되어서는 안되며, 심사를 통해 JSTA 에 출판이 승인된 원고는 일부라도 JSTA 의 허가 없이 다른 저널에 중복 출판되어서는 안된다.
6. 게재된 논문과 기고문의 기술적 내용에 대한 책임은 저자에게 있으며, 저자들은 출판에 앞서 저작권을 한국우주과학회에 양도하여야 한다.  
\*저작권 이양동의서는 JSTA 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 JSTA 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 탑재된 양식을 사용한다.
7. 논문과 기고문의 저자들은 출판에 앞서 윤리강령을 반드시 확인, 숙지하도록 한다. 윤리강령은 JSTA 홈페이지 (<https://www.jstna.org>)와 JSTA 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 명시되어 있다.
8. 논문 및 기고문의 게재료는 1편당 200,000원으로, JSTA 발행완료 후 학회 사무국으로 납부한다.

---

### 학술지 JSTA 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: [jsta@ksss.or.kr](mailto:jsta@ksss.or.kr)

### JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: [ksss@ksss.or.kr](mailto:ksss@ksss.or.kr)



## AUTHOR'S CHECKLIST

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



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

Manuscript Title: \_\_\_\_\_

---

## COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

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

## DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

## DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

### Corresponding Author

E-mail: \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

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

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

Print name \_\_\_\_\_ Signature \_\_\_\_\_ Date \_\_\_\_\_

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

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



## 우주기술과 응용 배포기관

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

## 우주기술과 응용

제3권 3호

---

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2023년 8월 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](mailto:ksss@ksss.or.kr)

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

편집·인쇄 | 거목문화사·거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : [guhmok@guhmok.com](mailto:guhmok@guhmok.com)

---



# 한국형 위성항법시스템 KPS LIG넥스원이 시작합니다

국방분야 위성항법시스템 개발의 개척자  
민/군분야의 위성탑재체 국내개발 선두주자





**ICEYE**

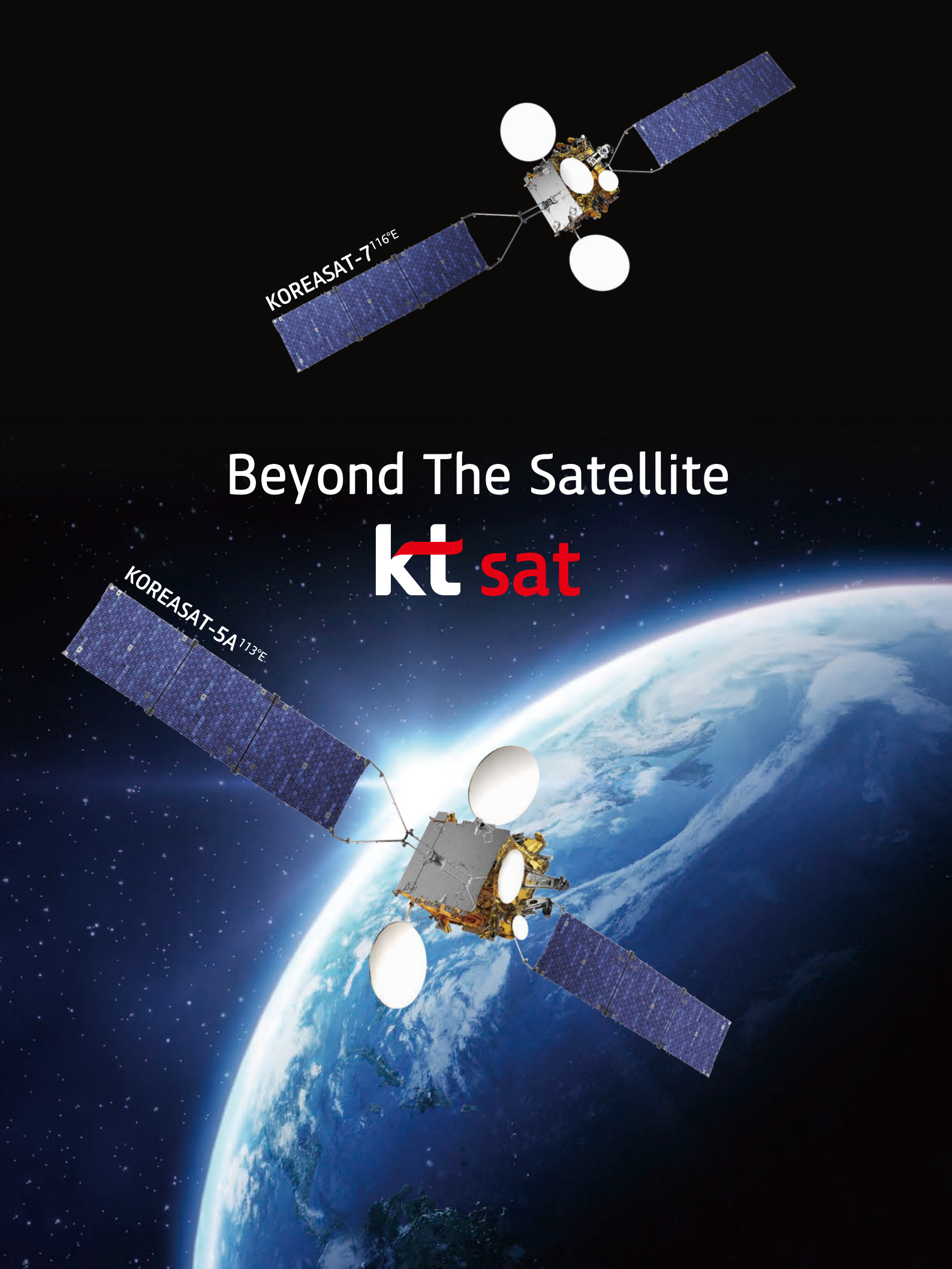
# A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



**EXPLORE ICEYE CAPABILITY**  
[WWW.ICEYE.COM](http://WWW.ICEYE.COM)





KOREASAT-7<sup>116°E</sup>

A satellite with a central body and two large rectangular solar panel arrays extending outwards. It has three white spherical antennas. The background shows the Earth's horizon and the starry space.

Beyond The Satellite

kt sat



KOREASAT-5A<sup>113°E</sup>

A satellite with a central body and two large rectangular solar panel arrays extending outwards. It has three white spherical antennas. The background shows the Earth's horizon and the starry space.



# Best Partner for Satellite Operations

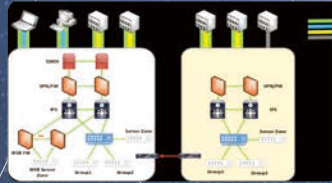
(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

## 위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공

 위성 지상시스템 운용



 시스템 네트워크 구축 및 유지보수



 인공위성 지상소프트웨어 개발



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

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

**3대비전** 열린경영 | 도전혁신 | 인재경영

**핵심가치**  고객만족  전문성  시장선도  윤리경영



# 대한민국 우주사업의 미래, 우주부품시험센터



## 우주부품시험센터란?

우주 발사체 자력 개발 및 독자 위성기술 확보로  
대한민국 우주 강국의 꿈을 실현시켜줄 우주산업의 핵심 기지

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



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

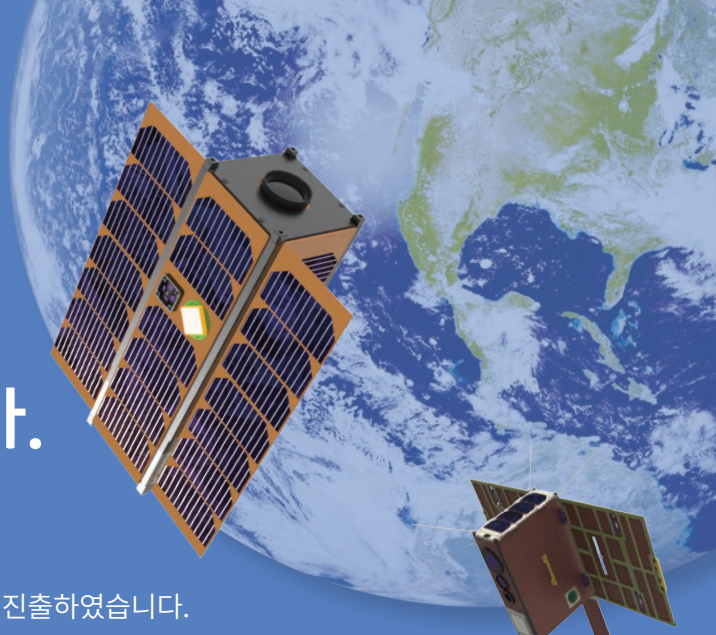






## New Space를 위한 인공위성 플랫폼 서비스 솔탑이 만들어 가겠습니다.

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



초소형 위성  
설계·제작시험



위성영상수신



실시간 데이터  
분석·처리



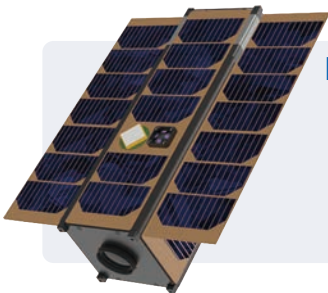
위성관제



탑재체·위성체  
시험 및 분석

## SOLESat-01

솔탑에서 개발하는 첫 번째 초소형 위성!  
솔탑에서 자체 위성개발을 통해 솔탑의 위성설계, 제작 및  
운용기술을 검증하고자 합니다.

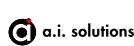


### Mission

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

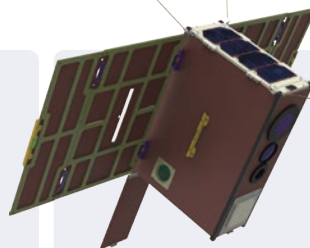
### Specifications

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



## STEPCubeLab-2

시스템 통합 및 플랫폼 개발  
STEP CubeLab-II 조선대학교 STSLab에서 큐브위성 경연대회  
사업으로 개발중인 6U 초소형위성입니다.

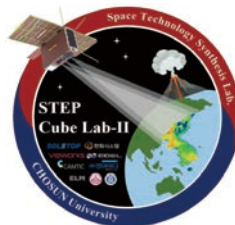


### Mission

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

### Specifications

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



# 보다 가까이

최첨단 기술력으로 선보이는  
국내 최초의 초소형 군 정찰위성

가장 높은 곳에서  
가장 가까이

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

**Smart & Dependable Partner**  
한화시스템

초소형 SAR 위성  
군집운용을 통한  
재방문주기 최소화

## REVIEW ARTICLES

199 Global Trends of In-Situ Resource Utilization

Dong Young Rew

213 Trends in Development of Micro Rovers for Planetary Exploration

Keon-Woo Koo, Hae-Dong Kim

## RESEARCH PAPERS

229 Magnetic Cleanliness Algorithm for Satellite CAS500-3

Cheong Rim Choi, Tongnyeol Rhee, Seunguk Lee, Dooyoung Choi, Kwangsun Ryu

239 Mid- and Low-Latitude Earth Ionospheric Phenomena and Current Status of Research

Eojin Kim, Ki-nam Kim

257 Thermal Design and On-Orbit Thermal Analysis of 6U Nano-Satellite High Resolution Video and Image (HiREV)

Han-Seop Shin, Hae-Dong Kim

## TECHNICAL PAPER

280 Development and Operation Status of Space Object Collision Risk Management System for Korea Aerospace Research Institute (KARI)

Jaedong Seong, Okchul Jung, Youeyun Jung, Saehan Song

