

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 2 No. 4 November 2022



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

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 2 Number 4 November 2022

Published by The Korean Space Science Society

Published on November 30, 2022

Office Address

The Korean Space Science Society

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

Tel: +82-42-865-3391

Fax: +82-42-865-3392

E-mail: ksss@ksss.or.kr

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

Design & Printing

Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

Copyright © The Korean Space Science Society

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



우주기술과 응용

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

JSTA 의 분야

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

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

학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr

우주기술과 응용

편집위원회 (2022.01.01 - 2022.12.31)

편집위원장 김해동 경상국립대학교

편집고문 민경욱 KAIST
심은섭 (주)솔탑
이 유 충남대학교

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

편집국장 김숙경 한국우주과학회



우주기술과 응용 Vol. 2 No. 4 November 2022

리뷰논문

231 우주 인력 정책에 대한 소고 김신명, 이 철

연구논문

245 J2 섭동을 고려한 랑데부 및 도킹 시뮬레이션 윤병호, 이현재

기술논문

257 우주용 로봇 팔 기술 개발 동향 원대희, 소병록, 김해동

268 신호정보수집 위성 기술 동향 한종운, 이유선, 최동원, 박종환, 김홍래

287 달탐사 아르테미스 1호에 동반된 초소형위성들 임무소개 및 기술 동향 김보경, 홍익선

리뷰논문

우주 인력 정책에 대한 소고

김신명[†], 이 철

한국과학기술원 인공위성연구소

A Review on the Space Human Resource Policy

Shinmyeong Kim[†], Chol Lee

Satellite Technology Research Center, KAIST, Daejeon 34055, Korea



Received: October 21, 2022
Revised: November 4, 2022
Accepted: November 9, 2022

†Corresponding author :

Shinmyeong Kim
Tel : +82-42-350-8984
E-mail : kshinm@kaist.ac.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Shinmyeong Kim
<https://orcid.org/0000-0003-3264-8437>
Chol Lee
<https://orcid.org/0000-0001-6565-8397>

요약

미래 지향적인 우주인력양성을 위해서는 체계적인 전략이 요구된다. 이를 위해 본 연구에서는 우주 인력의 수요와 공급의 불일치를 전공, 학력, 직무의 부분에서 확인하였다. 우주 잠재 인력, 우주 기술/연구 인력에 게 요구되는 역량의 수준과 범위에 대한 체계화가 필요하며, 이를 고려한 우주 인력 양성 정책을 다음과 같이 제안하였다. 첫째, 우주 인력 양성을 위한 인프라 강화가 필요하다. 둘째, 우주 잠재 인력을 양성하기 위한 정책이 필요하다. 셋째, 우주 기술·연구 인력을 양성하기 위한 정책이 필요하다. 이 결과는 정부와 기업의 인적, 물적, 사회적 자원을 고려하여 수정 및 보완할 수 있다.

Abstract

A systematic strategy is required to train future-oriented space manpower. To this end, in this study, the discrepancy between demand and supply of space manpower was confirmed in terms of major, education, and job. It is necessary to systematize the level and range of capabilities required for space potential manpower and space technology/research manpower, and the space manpower training policy considering this is proposed as follows. First, it is necessary to strengthen the infrastructure for training space personnel. Second, a policy to train space potential manpower is needed. Third, policies are needed to nurture space technology and research personnel. These results can be modified and supplemented by considering the human, material and social resources of the government and businesses.

핵심어 : 인적자원개발, 우주교육, 우주인력정책

Keywords : human resource development, space education, space human resource policy

1. 서론

KAIST 인공위성연구센터(현재, 인공위성연구소)에서 개발하고 1992년 발사한 우리별 1호는 대한민국 최초의 국적 위성이다. 개발 당시 대부분의 우주분야의 선진기술국은 30~40년 간의 기술축적이 되어 있는 반면에 국내에는 아직 관련 우주분야에 체계적인 연구가 수행되

지 못하고 있었으며, 관련 인력도 분산되어 전반적인 연구가 대단히 미비한 실정이었다. 과학 및 통신기술개발용 실험 인공위성의 개발, 제작 및 운용을 목적으로 하는 우리별 위성 개발 사업은 재료, 기계 설계 및 열전달, 통신, 제어, 컴퓨터 응용기술 등 첨단 복합기술을 확보함으로써 관련 산업계의 첨단 기술 발전에 큰 공헌을 하고 인공위성 제반 분야에 대한 기초 또는 응용 연구의 수행 및 고급기술인력의 배양을 위해 수행되었다[1]. 이 사업에는 KAIST, 성균관대학교, 연세대학교 등 대학의 교수팀, 한국항공우주연구원, 전파연구소, 표준과학연구원, 시스템공학연구소 등 연구소의 연구팀인 전문가 집단과 KAIST 인공위성연구소 소속의 학생 집단이 참여하였다. 학생 집단은 KAIST 학부 졸업생을 대상으로 선발되었으며, 영국의 Surrey 대학을 중심으로 미국, 일본 등에서 인공위성 개발에 필요한 핵심 기술을 학습하여 인공위성 개발에 적용하였다[1,2]. 이러한 경험을 가진 학생 집단은 현재 대한민국 우주 분야의 산업계, 학계, 연구계에서 중추적인 역할을 담당하고 있다. 이는 우리나라 우주 개발의 시작이 우주 분야의 인력 양성과 함께 시작하였음을 시사한다.

우리별 위성 개발 당시 보고서에 따르면, 우주 위성 프로젝트는 그 성격상 주어진 임무 이외에 집중적 기술 투자를 유도함으로써 인력 양성 및 연구 활동의 활성화를 가져와 범 국가적인 혁신을 이룰 것을 기대하였다. 또한 부품, 신재료, 컴퓨터 하드웨어/소프트웨어, 연구개발(R&D) 관리 기술 등의 발전을 통해 경제, 사회적 성장을 촉진하고, 인공위성의 보유는 국민의 자긍심을 고양시키는 물론 과학의 생활화를 통하여 국가 발전의 초석을 이룰 것을 예견하였다[1]. 30년이 지난 지금 당시의 우리별 위성 개발 목적은 어느 정도 달성하였을 뿐 아니라, 우주 경제와 우주 안보는 더욱 중요해졌고 그 규모도 확대되었다.

위성 개발의 영역도 이제는 위성 기술 개발을 다른 나라에 이전하는 나라가 되었으며, 위성 개발 뿐만 아니라 발사체, 위성 활용, 우주 과학 분야에서도 세계에 우주 개발 국가와 협력할 수 있을 정도로 고무적이다. 우주 개발에 참여하는 이해 당사자는 연구계와 학계가 중심이었지만 산업체의 역할도 매우 커지고 있다. 특히, 향후 초소형 군집위성시스템, 한국형 위성항법시스템 등 굵직한 위성 발사 계획이 급격히 늘어나고 있으며, 위성 및 발사체 기술이 민간으로 이전되고 있음에 따라 우주 연구 인력과 함께 우주 기술 인력에도 관심을 가져야 한다.

정책은 바람직한 사회상태를 이룩하려는 정책목표와 이를 달성하기 위하여 필요한 정책수단에 대하여 권위있는 정부기관이 공식적으로 결정한 기본방침[3]이다. 만약 우주 분야의 인력 정책이 없어도 충분히 인력을 공급하고 유입에 문제가 없다면 특별한 정책이 필요 없을지도 모른다. 그러나 우주 분야의 인력의 대부분이 이공계 출신으로서, 우주 분야의 인력도 정보통신(IT), 기계, 전기 등 유수의 산업과 우수한 인력 유입에 경쟁을 해야 한다. 이에 우위를 두기 위해서는 체계적이고 전략적인 정책적 접근이 필요하다[4].

2. 우주 인력의 수요와 공급의 불일치

2019년 대비 2020년의 기업체의 위성체 제작 인력이 145%(899→1,305), 발사체 제작 인력이 118%(698→824)로 증가하였다. 2020년 인원 대비 향후 5년간 신규인력 채용 계획 인원은 기업체는 21%(1,360/6,305), 연구 기관은 24%(275/1,135) 규모로 계획되어 있다[4]. 2022년 현재에도 우주 기업의 대규모 채용이 이루어지고 있으나, 적절한 인력이 부족하여 채용에 어려움을 호소하고 있다[5].

청년들은 어려운 취업시장을 극복하고 노동시장에 진입하더라도 2명 중 1명은 1년 이내에 회사를 떠나고 있는 실정이다. 신입사원들의 1년 내 퇴사의 주된 이유는 조직 및 직무 적응 실패(49.1%), 급여 및 복리후생 불만(20.0%), 근무 지역 및 환경에 대한 불만(15.9%) 등이었다 [6]. 근로자의 전공, 학력, 직무가 양성 단계에서의 취업 후 활용 단계에서와 불일치했을 때, 조직 및 직무 적응의 실패로 이어질 수 있다. 이에, 먼저 우주 분야의 전공, 학력, 직무의 불일치 문제에 대해 논의하고자 한다.

2.1 전공 불일치

우주 관련 기업 및 연구 기관의 전공별 인력 현황을 살펴보면, 연구 기관 인력의 80%, 기업 인력의 87%가 비우주 관련 학위 과정이다(Fig. 1)[4]. 대부분, 전기, 전자, IT, 기계, 재료, 자연과학 등을 전공한 후 우주 관련 기업 및 연구 기관에 취업하여 OJT(On the Job Training) 등을 통하여 우주 관련 업무를 수행하고 있다. 이는 우주 분야에 대한 이해 없이 입직하여, 업무를 수행하는 경우가 많다는 것을 의미한다. 또한, 우수한 이공계 전공자의 우주 분야 유입을 위한 정책도 함께 필요하다는 것을 시사한다.

2.2 학력 불일치

국내에 우주관련 교육과정이 포함된 우주학도가 있는 대학은 18개 대학(20개 학과)이다[4]. 관련 학과명은 항공우주공학과, 천문우주학과 등으로 나눌 수 있다. 항공우주공학과 학부 교육과정은 항공에 편중되어 있으며, 우주기술에 대한 교과목이 전공심화 과목에서 한 두 과목 정도로 편성되어 학부 과정에서는 전문적인 우주기술 분야의 인력을 양성하는 것이 어려운 상황이다.

학위 과정에서의 우주 기술 분야의 인력 양성은 정부 및 연구기관의 우주 관련 과제를 수행하고 있는 교수의 연구실에서 석박사 과정을 통하여 배출되고 있다. 그 중에서 13.6%가 우주 분야에 취업을 하고 있는 상황이다. 기업체의 경우 학사 이하의 인력이 77.7%를 차지하고 있어 학부 수준에서의 체계적인 우주 기술 인력 양성이 요구된다[4].



Fig. 1. Manpower status by major [4].

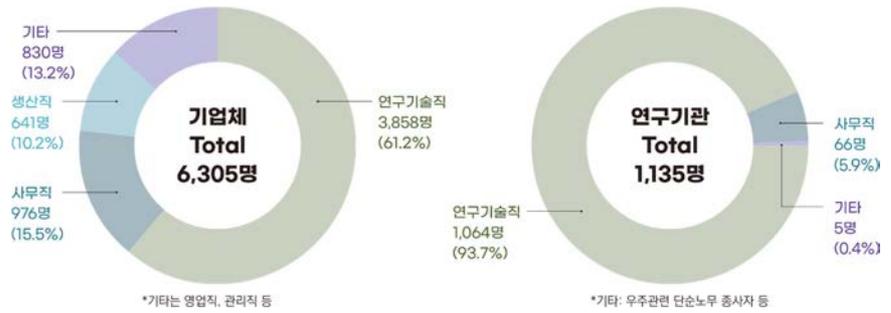


Fig. 2. Manpower status by function [4].

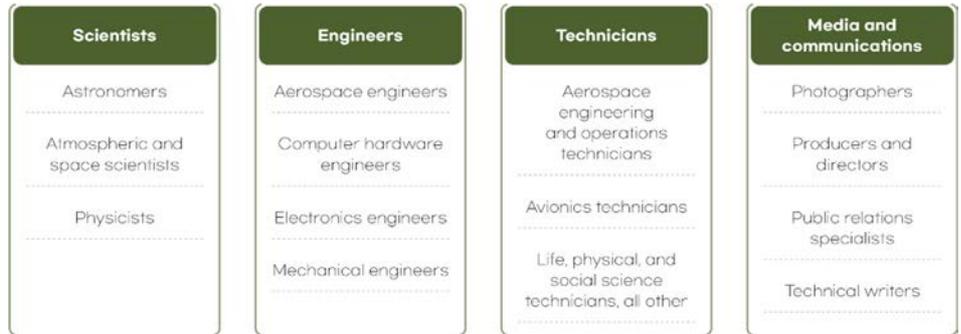


Fig. 3. Careers in space [7].

2.3 직무 불일치

연구기관의 경우 93.7%가 연구기술직으로 구성되어 있지만, 기업체의 경우 연구기술직(61.2%), 생산직(10.2%) 등의 다양한 직무로 구성되어 있다(Fig. 2)[4]. 그러나 학위 과정 및 정부의 우주기술 인력 양성 사업은 연구직 중심으로 구성되어 있어 기술직 인력 양성 방법은 전무하다.

특히, 미국(Fig. 3)의 경우, 우주 관련 직업이 과학자, 공학자, 기술자 등 각각적으로 분류된 반면 우주기술진흥협회의 조사 직능은 “연구기술직”, “생산직”으로 제한되어 있다[7]. 우주 기술 관련 기업체 및 연구 기관에서 수행하는 직무를 면밀히 분석하여 한국형 우주기술직무를 체계화하는 것이 필요하다.

3. 우주 인력 양성 현황

3.1 학위 과정

학위 과정과 관련되어 우주 분야 인력을 양성하는 경우는 학사급 인력은 우주 관련 교육과정 포함된 우주 학과가 있는 학부 과정에서 양성되고 있으며, 석박사급 인력은 우주 학과 및 우주 관련 연구를 수행하는 교수의 소속 학과에서 양성되고 있다. 한국우주기술진흥협회 2022년 자료[4]에 따르면, 우주관련 교육과정이 포함된 우주학과가 있는 대학은 20개 대학(24개 학과)(Table 1)이며 우주 관련 연구를 수행한 대학 및 학과는 38개 99개 학과이다. 우주 학과는 공과대학 소속의 19개 학과, 자연대학 소속의 5개 학과로 되어 있다. 학위 과정의

Table 1. Space related Majors [4]

대학교	학과	설립연도	주요 교육 내용
한국항공대학교	항공우주 및 기계공학부	1952	항공기, 무인기, 우주 추진 발사체, 인공위성 및 유도무기 등에 관련된 역학 및 설계, 제작, 시험방법 등에 대한 교육
연세대학교	천문우주학과	1967	은하 형성과 진화, 항성과 항성 종족의 진화, 천문광학, 인공위성 과학 등 우주 시대에 걸맞은 최첨단 과학 교육
인하대학교	항공우주공학과	1972	항공기, 헬리콥터 등의 대기권 비행체와 인공위성, 발사체와 같은 우주 비행체의 설계/해석/제작/시험평가/운용을 위한 기반 학문 및 최신 공학 기술 교육
한국과학기술원	항공우주공학과	1979	항공기, 무인기 및 드론, 인공위성, 우주발사체 위성항법 등 비행과 우주탐사 기술과 시스템에 대한 교육
조선대학교	항공우주공학과	1985	항공우주 분야의 항공기, 인공위성, 발사체의 기반 설계 능력과 제반 기술지식을 교육
경희대학교	우주과학과	1985	수학, 물리, 전산 등의 기본 교육을 토대로 별과 행성의 생성과정, 대규모 천전탐사 등의 교육 진행
충북대학교	천문우주학과	1987	우주의 자연현상을 이해하는 기본지식과 기술을 습득하기 위한 이론 및 관측의 제반 분야 교육
충남대학교	천문우주과학과	1988	태양계 행성들로부터, 태양, 항성, 성운, 성단, 은하, 은하단, 우주배경복사 등 우주 내에 있는 천체와 현상을 교육
부산대학교	항공우주공학과	1989	항공우주 분야의 지식과 기술에 대한 확고한 기반 구축과 문제 해결에 적용할 수 있는 능력 교육
건국대학교	항공우주정보 시스템공학과	1990	지구 대기권과 우주를 비행하는 비행체(항공기, 발사체, 우주선, 인공위성 등)의 비행 원리, 해석, 설계와 관련된 교육 진행
서울대학교	기계항공공학부 우주항공공학전공	1991	기초 학문분야(공기역학, 구조역학) 또는 설계지향 분야(항공분야, 우주분야, 다른 분야와의 융합(항공 기술, 위성체 기술 등) 교육
전북대학교	항공우주공학과	1992	각종 첨단 항공기를 비롯하여 인공위성, 우주선 등의 개발 및 운용에 필요한 이론과 기술 교육
충남대학교	항공우주공학과	1992	우주 비행체를 개발하는 데 필요한 설계, 해석, 모델링 및 검증 등에 관한 방법론을 배우고 연구

Table 1. (Continued)

대학교	학과	설립연도	주요 교육 내용
경상대학교	기계항공정보융합공학부 항공우주 및 소프트웨어공학전공	1996	비행체 및 운용시스템의 설계, 제작과 더불어 이와 관련된 임베디드 소프트웨어의 개발에 관한 교육
세종대학교	기계항공우주공학부 항공우주공학전공	1997	공학 분야 전반을 포괄하는 공학 일반 영역과 연구 개발 대상인 항공우주 시스템의 특성을 탐구하는 항공우주공학 고유의 영역을 교육
세종대학교	천문우주학과	1997	최첨단 우주망원경과 지상 거대망원경의 자료를 활용하여 별 탄생과 은하의 구조, 블랙홀의 신비, 우주의 가속 팽창 연구
울산대학교	항공우주공학전공	1998	SI 및 첨단과학기술 관련 융복합 교육을 통한 비행체 설계, 생산, 개발 교육
공군사관학교	항공우주공학과	2001	공기역학, 구조역학, 추진 공학, 제어공학 4가지로 분류하며 궁극적으로 항공기를 다루는 항공시스템과 우주선을 다루는 우주발사체 교육
아주대학교	우주전자정보공학과	2002	물리학, 정보통신공학, 전자공학, 위성공학, 지리정보공학, 지구물리, 측량과학, 천체물리, 시스템공학, 우주과학 등 교육
순천대학교	기계우주항공공학부 우주항공공학전공	2006	일반 기계시스템에 대한 교육 기반을 마련, 설계 능력 함양을 위해 역학, 3차원 컴퓨터 응용 설계 학습

교육과정은 학문적 체계에 맞게 편성되기도 해야 하지만, 연구계와 산업계에서 요구하는 역량을 반영하고 있는지도 함께 고민할 필요가 있다.

3.2 과학기술정보통신부의 우주 기술 인력 양성 사업

정부는 우주기술인력을 양성하기 위해 산업 인력 교육 훈련, 연구 인력 현장 연수, 연구 인력 현장 교육, 인력 양성 저변 확대의 측면에서 인력을 양성하고 있다(Table 2). 다만 연구 인력 양성에 대부분 집중되어 있으며, 소수로 진행되고 있어 산업 수요에 대응하기에는 한계가 있다.

4. 우주 인력 정책 제안

우주 기업에서 요구하는 지원자의 경험, 전문 기술, 지식, 자격을 제공하는 체계가 필요하다. 영국의 사례(Fig. 4)와 같이 우주 기업에 인력의 도움을 주기 위해서는 지원자에게 필요한 경험을 부여하거나, 전문 기술, 지식 또는 자격을 얻을 수 있는 기회를 제공할 필요가 있다[9].

Table 2. Space technology manpower cultivation project of the ministry of science and ICT [8]

구분	주관기관	사업 내용	
산업인력 교육훈련	우주기술 전문연수	한국우주기술 진흥협회	경력단절자 대상, 우주산업체 수요를 반영한 맞춤형 전문교육으로 우주기업 인력수요 충족
	산업체 직무교육	국가과학기술 인력개발원	우주산업체 종사자 대상 기초교육·현장방문교육·실습교육 등을 통한 역량 강화
연구인력 현장연수	초소형위성 개발 저변확대	한국항공우주연구원	대학(원)생들에게 큐브위성 제작 기회를 제공하여 우주기술 저변확대 및 전문인력 양성 기반 확충
	뉴스페이스 리더양성	KAIST 인공위성연구소	출연(연) 등의 체계개발 프로그램에 직접 참여하며 전문가의 도제식 교육을 받는 체계기반 실무교육
연구인력 현장교육	대학(원)생 현장교육	한국항공우주연구원, 한국천문연구원, 한국산업기술시험원	우주분야 시설·장비를 보유한 기관에서 학점 연계 실습 및 현장교육을 받을 수 있는 기회 제공
	미래우주 교육센터	경상국립대학교, 부산대학교, 세종대학교, 인하대학교, KAIST	산·학·연 컨소시엄 기반 미래분야별 전문인력 양성
인력양성 저변확대	산·학·연 협업체 운영	한국항공우주연구원	우주분야 인력 수요기관과 공급기관이 참여하여 교육 수요 분석 및 커리큘럼 개발
	우주여성 저변확대	한국항공우주연구원	여성 친화적인 우주교육 콘텐츠 개발 및 프로그램 지원

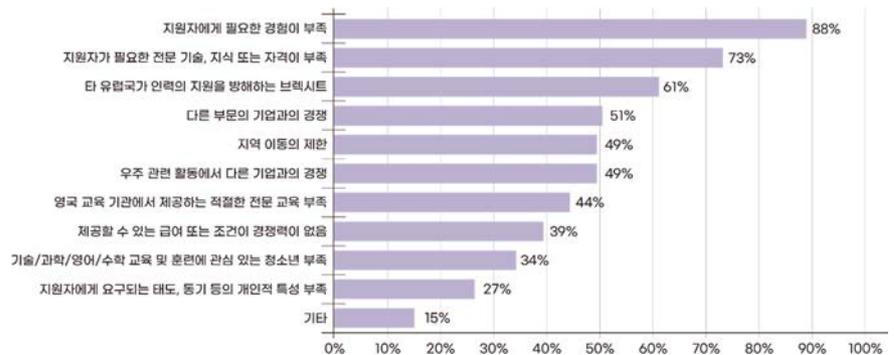


Fig. 4. The causes of recruitment difficulties for UK space companies [9].

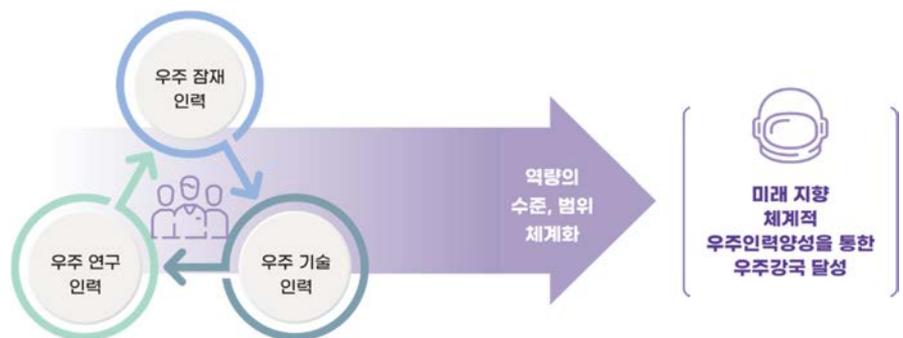


Fig. 5. Strategies for training space manpower.

미래 지향 체계적 우주인력양성을 위해서는 체계적인 전략이 요구된다(Fig. 5). 이를 위해 기존에 과학기술정보통신부에서 수행하고 있는 우주 인력 정책을 포함하여, 타 부처의 인력 양성 정책 중 우주 분야에 적용할 수 있는 정책을 역량의 수준과 범위를 체계화하여 제안하고자 한다.

4.1 우주 인력 양성 인프라 강화

우주 산업 및 연구 분야는 직장내 교육훈련(OJT) 기반으로 인력이 양성되어 왔으며, 신기술 도입으로 우주 분야 교육의 체계를 구성하는 데는 제한되었다. 산학연 협의체를 통하여 우주 분야 인력 수요기관과 공급기관이 참여하여 우주 산업에서 요구되는 인력의 직무 및 수준을 분석하여 커리큘럼 개발이 선행되어야 한다(Fig. 6). 또한, 국가직무능력표준(NCS)과 자격, 국가역량체계(KQF) 등의 활용 타당성 검토할 필요가 있다.

양질의 교육훈련인력(교, 강사) 확보가 필요하다. 우주 분야 인력의 희소성으로 인해 교육훈련인력이 제한되어 있으며, 교육훈련인력 또한 본연의 업무를 수행 중에 시간을 내어 교육훈련을 제공하고 있다. 우주분야 교육이 활성화되면, 교육훈련인력의 업무 과부하로 인한 고충이 예상되어 이에 대한 대책이 요구된다. 이에, 우주 산학연 협의체 등에서 우주 인력 양성에 요구되는 교육 전문 인력을 확보 및 양성, 관리할 필요가 있으며, 우주 교육훈련인력으로 선정될 경우, 원직장에서 대체 인력 활용을 위한 급여 등의 지원이 필요하다[11].

4.2 우주 잠재 인력 양성 정책

우주 잠재 인력에 대한 투자는 우주 기술에 대한 긍정적인 대국민 인식을 도모하고, 궁극적으로는 우수한 우주 인력 유입에 도움이 될 수 있다. 또한, 우주 과학 및 기술 분야의 교육 및 연구 기회에 대한 접근은 우주 산업의 미래 인력과 리더를 양성하는 데 필수적이다[12]. 우주 잠재 인력의 범위는 제시한 청소년을 포함하여, 초, 중, 고등학생, 우주 비전공대학생 등으로 발달 단계에 따라 학습 수준과 동기 부여 정도가 다르다. 또한, 같은 발달 단계라도 관심 정도에 따라 기초 수준, 심화 수준 등으로 우주 기술 학습에 대한 요구에 대한 차별화 전략이 필요하며, 이를 고려한 기준과 제안 정책은 Table 3과 같다.

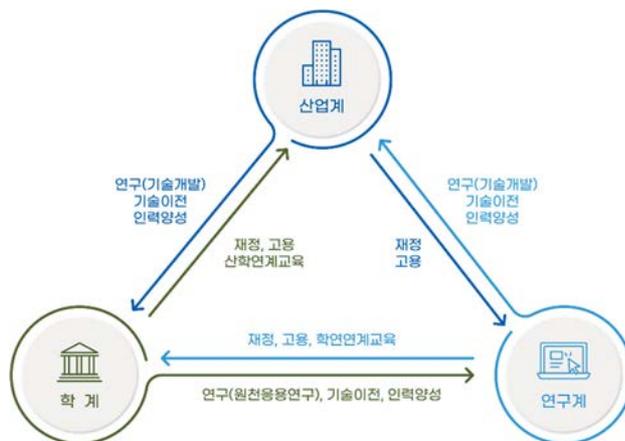


Fig. 6. Industry-academia-institute governance [10].

Table 3. Proposed policies

발달단계 관심수준	초등학생	중학생	고등학생			대국민
			일반고	영재고(과학고)	직업계고	
기초수준	우주 교육원(가칭)을 중심으로 우주 교육 확대					
	우주과학관을 활용한 대국민 우주개발인식 확산					
		국가수준 교육과정에 우주 교육 반영(교육부)				
		기술, 과학 등 우주 교육 관련 교사의 우주 교육 전문성 강화				
심화수준	우주 영재 교육 연구원을 통한 우주 영재 발굴 및 교육					

국가수준 교육과정에 우주 교육 반영(교육부)해야 한다. 우주 분야에 우수 인력을 유입하기 위해서는 초·중·고등학교 수준에서 노출 정도가 높아야 한다. 기술 교과목의 교육과정에 우주항공기술 내용이 성취기준에 들어가 있음에도 불구하고, 교과서에는 작게 언급되거나 언급되지 않는 경우가 다수이다. 현재 개발 중인 2022 개정 교육과정에 우주 기술 분야를 강화하고, 교과서 개발 시 기초 자료를 집필자에게 제공하여 국민의 우주 소양 교육이 가능하도록 지원이 필요하다.

기술, 과학 등 우주 교육 관련 교사의 우주 교육 전문성을 강화해야 한다. 초·중·고등학교 교육에의 우주 교육 활성화를 위해서는, 교사의 우주 교육 전문성 강화가 요구된다. 기술 교과목과 과학 교과목의 예비 교원을 대상으로 우주 교육 프로그램을 제공하여 예비 교원의 우주 관심도를 높일 필요가 있다. 학교 현장에 도입할 우주 교육 콘텐츠를 개발하여, 기술 교사와 과학 교사를 대상으로 우주 교육 전문성 강화 연수를 제공하여 우주 친화적 교육을 촉진하도록 해야 한다.

우주 교육원(가칭)을 중심으로 우주 교육이 확대되어야 한다. 미국 NASA의 경우, STEM (science, technology, engineering, mathematics) 교육을 통하여 초·중·고등학교 학생에게 우주 교육을 제공하고 있다. STEM에서 예술(art)이 포함된, STEAM(science, technology, engineering, arts, mathematics) 기반 우주 교육 프로그램을 개발하여 운영하고 있다. 현재, 우주 교육 프로그램의 대부분은 연구자 관점에서 개발되어 운영 중이나, 교육 전문가가 초·중·고등학교 학생의 발달 단계와 학습 능력을 고려하여 우주 교육 프로그램을 재편화 할 필요가 있다.

우주 영재 교육 연구원을 통한 우주 영재를 조기에 발굴하고 교육해야 한다. 우주 산업 및 연구의 성공 요인은 우주 인력이다. 현재 운영 중인 과학영재교육연구원 등의 트랙으로 우주 영재 교육을 제공하는 것도 검토할 수 있다.

우주과학관을 활용한 대국민 우주개발인식을 확산해야 한다. 누리호 발사로 인하여 증대된 국민적 관심을 바탕으로 장래 항공우주의 미래를 이끌 청소년들의 우주 캠프, 찾아가는 청소년 캠프 등을 통한 현장학습을 강화할 수 있다. 우주 잠재 인력에게 우주센터 현장학습의 기회를 제공하기 위해서는 관련 인력보충과 과학관의 적극적인 협력이 필요하다.

우주관련 체험 행사 및 경연대회(켄위성, 로켓 등)의 다양한 신규 프로그램의 개발 및 현행 프로그램의 개선이 필요하다.

우주산업 관련 기업체에 항공우주공학과를 전공하지 않은 비전공자의 비율이 95.2%으로 높았다. 이는 항공우주공학과외의 우주 분야 관련 교육의 증대와 더불어, 비전공자의 우주 분야로의 전환을 위한 정책이 요구된다. 비우주학과 학생을 중심으로 우주 산업의 노출 정도를 높이기 위해 우주 기술에 대한 이론 및 기술 학습을 제공해야 한다.

대학(원)생들에게 큐브위성제작 기회를 제공하여 우주 기술 저변확대 및 전문인력 양성 기반을 확충해야 한다.

4.3 우주 기술·연구 인력 양성

우주 기술·연구 인력을 양성하기 위한 정책 제안은 Table 4와 같다.

우주기술 마이스터고등학교(산업수요맞춤형고등학교), 마이스터대학을 통한 우주 기술 영재를 양성해야 한다. 우주 산업체 및 연구원의 R & D 인력 공급 양성을 위해 우주기술에 대한 이해를 기반으로 창의적 문제 해결 능력을 갖춘 우주 기술 영재 양성을 위한 우주기술 마이스터고 개교 및 운영 지원해야 한다.

산학일체형 인력양성사업 기반 맞춤형으로 교육해야 한다. 산학일체형 도제학교 제도를 활용하여 뉴스페이스 기업, 우주 방위산업체 활용 기술 인력을 양성할 수 있어야 한다.

미취업자, 경력단절자 대상, 우주산업체 수요를 반영한 맞춤형 전문교육으로 우주 기업 인력의 수요를 충족해야 한다. 우주개발 기관/기업 도제식으로 인력을 양성할 수 있다. 또한, 우주 개발 관련 연구기관과 기업의 프로그램에 직접 참여하며 전문가의 도제식교육을 받는 체계 기반 실무 교육(뉴스페이스 리더 양성, ADD 우주센터 인턴십 등)이 활성화 되어야 한다.

발사체, 위성활용, 우주 탐사 등 분야와 한국항공우주연구원, 한국천문연구원 등 참여 기관 확대가 필요하다. '23년 개소를 목표로 하는 제주도의 국가위성통합운영센터에 필요한 전문 인력을 양성하기 위하여 관계 기관의 위성운영 교육역량을 바탕으로 교육/훈련 프로그램을 개발하고 운영할 수 있다. 또한, 위성자료 활용에 필요한 인공지능 교육 프로그램을 개발하여 원내외, 해외에 필요한 위성자료 활용 전문가를 육성할 수 있다.

뉴스페이스 산업체의 직무 교육이 필요하다. 우주산업체 종사자 대상 기초 교육, 현장 방문 교육, 실습교육 등을 통하여 역량을 강화할 수 있다.

우주관련 학과 및 전공 인증 제도를 통하여 우주 기술 전공이 확대되어야 한다. 기존의 우주 관련 학과의 학부 교육은 항공(항공우주학과), 기초 우주학(우주과학과, 천문학과) 등으로 우주 기술 관련 교육과정을 제공하지 못하는 한계가 있다. 뉴스페이스 시대가 도래하며, 우주 기술을 가진 인력이 요구되고 있다. 이에 따라 대학에서도 우주 관련 수업을 개발하여 교육과정에 편성할 필요가 있다. 우주 관련 병역특례, 산업체 입사 시 우주 관련 교육에 대한 공통 기준이 필요하다. 우주 학과 인증 제도를 도입하여, 우주 관련 교육과정을 공통으로 개발하고 제공, 기존 교원의 우주 관련 교수학습 역량을 개발할 수 있다.

양질의 우주 기술 온라인 공개강좌(MOOC) 개발 및 제공을 통하여 우주 기술을 학습하려는 신규 인력에게 교육을 제공해야 한다.

Table 4. Training space technology and research personnel

대상		Technician / Engineer / Researcher			
		위성체/발사체/위성활용(통신, 항법)/우주연구			
양성대상	기술수준	초급	중급	고급	
	직업계고	특성화고	우주 방위산업체 인력 양성 사업 기반 맞춤형 교육		
마이스터고		우주군특성화고를 통한 우주군 기술 인력 양성			
전문대	우주분야전공	우주기술 마이스터고, 마이스터 대학을 통한 우주 기술 영재 양성		우주개발기관/ 기업	
4년제 대학	우주분야 미전공	우주기술 전문 연수	우주기술 전공 확대 (우주관련 학과/전공 인증 제도)	도제식 인력양성 (뉴스페이스 리더 양성, ADD 우주센터 인턴십, KARI 국가위성통합 운영자/ 인공지능 활용 전문가 양성 등)	
		대학원	우주분야 전공	큐브위성제작 미래우주 교육센터	
뉴스페이스 기업 취업 희망자		우주 기술 K-MOOC 과정 개발 및 제공			
산업 체취 업자	비우주 직무	경력자	뉴스페이스 산업체 직무 교육		
		신입			
	우주 직무	경력자			
		관리자			
	연구원	우주대학원을 통한 미래 우주 기술 연구자 양성			
군인력		우주분야 병과, 직군 등 군 제도 및 체계 정비			
		우주분야 병역특례 제도 개선			

K-MOOC, 한국형 온라인 강좌.

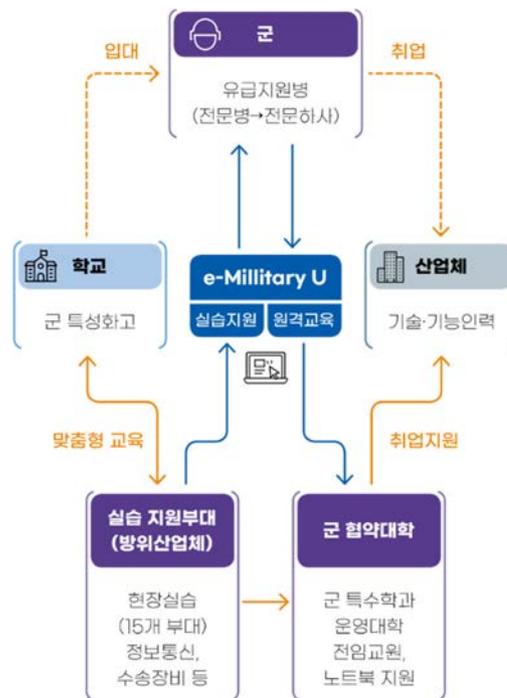


Fig. 7. Concept map of military vocational high school [12].

우주 기술의 석박사급 세계적 선도연구자가 양성(미래우주교육센터, 국방특화연구센터 등) 되어야 한다. 우주 핵심기술 및 미래 기술을 개발할 수 있는 세계 최고 수준의 연구 인력을 양성할 수 있는 우주 커리큘럼을 마련하고, 기업 수요기반의 연구개발 및 현장 중심의 석박사급 고급 인재를 양성하기 위해 산학협력 활동을 강화할 수 있다.

우주분야 병역특례 제도가 개선되어야 한다. 우주 관련 연구, 개발, 기술 인력의 병역특례 범위(국방부, 합동참모본부, 각국본부, 국방과학연구소, 한국국방연구원, 사관학교, 산업체, 대학원 등)를 확대할 수 있다. 우주분야 병과, 직군 등 군 제도 및 체계를 정비하고, 우주군 창설, 관련 병과 직군 관련 제도/체계 수립을 통해 우주전문가의 군 유입과 복무 후 산학연 배출을 연계할 수 있다. 우주군특성화고를 통한 우주군 기술 인력을 양성할 수 있으며, 입대 전에 군에서 소요되는 우주 기술 인력을 맞춤형으로 양성하고, 군 복무 중에는 우주 분야에 보직되어 경력과 전문성을 개발하는 우주군특성화고를 지정하고 운영을 지원할 수 있다(Fig. 7).

5. 결론

본 연구에서는 우주와 관련된 우주 잠재 인력, 우주 기술 인력, 우주 연구 인력 등 이해 당사자의 학습 수준과 내용 및 범위, 학습 동기, 경력 개발 경로에 따라 기존의 인력 양성 정책을 참고하여 우주 인력 정책을 제안하였다. 이 제안은 향후 정부와 산업체·학계·연구계의 인적·물적·사회적자원을 고려하여 수정 및 보완할 수 있다.

우수한 우주 인력 양성은 단기적인 교육 체계 내에서 완결될 수 있는 것이 아니므로, 전 생애 단계에 걸쳐 우주 역량의 개발이 이루어질 수 있도록 해야 한다. 이를 통해 우주 분야의 인력 수요를 충족시킬 수 있는 우주 인력을 확보하여 우주 분야의 글로벌 경쟁력을 제고하고 우주 경제 시대에 우주 분야에서의 글로벌 기술패권을 선점할 수 있길 기대한다.

감사의 글

부족한 논문의 완성을 위해 세심한 심사를 해주신 익명의 심사위원님들께 감사드립니다.

알림

본 연구는 2022년 한국항공우주학회 춘계학술대회에서 발표한 논문의 일부를 수정·보완하는 과정을 통하여 이루어진 연구입니다.

References

1. Satellite Technology Research Center, Overall Report on SaTReC Support (Research on the Development of Small Satellites for Experiments I) (KAIST Satellite Technology Research Center, Daejeon, Korea, 1990).
2. KAIST SaTReC, ERC 6th Year Interim Report (KAIST Satellite Technology Research Center, Daejeon, Korea, 1995).
3. Jeong JK, Lee SW, Choi JW, Jeong JK, Kwon HJ, et al. Policy Theory (Daemyung, Seoul, Korea, 2020).
4. Korea Association for Space Technology Promotion, Space industry fact-finding survey (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 5, available from: <http://www.kasp.or.kr/center/download.html>
5. Introduction of Korean Law Information Center, Space Development Promotion Act (2022) [Internet], viewed 2022 Oct 30, available from: <https://www.law.go.kr/%EB%B2%95%EB%A0%B9/%EC%9A%B0%EC%A3%BC%EA%B0%9C%EB%B0%9C%EC%A7%84%ED%9D%A5%EB%B2%95>
6. Lee M, Kim D, Jang H, Park D, A research on supporting plans to enhance career guidance competency of university faculty to cope with job qualitative mismatches (2019) [Internet], viewed 2022 Oct 30, available from: <https://krivet.re.kr/ku/da/kuBAAVw.jsp?gn=E1-E120200008>
7. U.S. Bureau of Labor Statistics, Space careers: a universe of options (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 5, available from: <https://www.bls.gov/careeroutlook/2016/article/careers-in-space.htm>
8. Ministry of Science and ICT, 2022 Implementation Plan for the Training of Experts in the Space Sector (draft), (Ministry of Science and ICT, Sejong, Korea, 2022).
9. UK Space Agency, Space sector skills survey report (UK Space Agency, Swindon, UK, 2020, 2021).
10. Kim W, Proposal for establishment of “basic plan for industrial education and industry-university-research cooperation” (2018) [Internet], viewed 2022 Feb 5, available from: <https://www.moe.go.kr/boardCnts/viewRenew.do?boardID=294&lev=0&statusYN=C&s=moe&m=020402&opType=N&boardSeq=74745>

11. United Nations Office for Outer Space Affairs [UNOOSA], Annual report 2021 (2021) [Internet], viewed 2022 Nov 5, available from: <https://www.unoosa.org/oosa/en/aboutus/annual-reports.html>
12. Vocational High School for Military, Overview (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 5, available from: <http://www.mnd-hs.org/main.php?menugrp=010500&master=html&act=page>

Author Information

김 신 명 kshinm@kaist.ac.kr



충남대학교 공업기술교육학과에서 박사학위를 취득했다. 주요 연구 분야는 신산업분야 인력의 역량 및 교육과정, 교육 정책 등이며, 교육부, 중소벤처기업부, 특허청, 고용노동부 관련 인력양성사업을 운영하고 연구해 왔다. 이러한

경험을 바탕으로 2021년부터 KAIST 인공위성 연구소에서 선임연구원으로 재직하며, 우주 인력 정책을 연구하고 관련 사업을 운영하고 있다.

이 철 ferrous@kaist.ac.kr



전북대학교 전산과에서 2002년에 전산학 석사를 취득하였고, 2004년부터 KAIST 인공위성 연구소에서 근무하면서 책임연구원으로 재직하고 있다. 소형위성 개발 프로그램에서 위성의 자세제어시스템, 별추적기, 비행소프트웨어와 지상 관제 및 수신 소프트웨어 등의 연구개발을 수행해왔으며, 이런 경험을 바탕으로 2021년부터 우주분야 시스템 엔지니어 인력양성 사업을 운영하고 있다.

연구논문

J2 섭동을 고려한 랑데부 및 도킹 시뮬레이션

윤병호[†], 이현재

조선대학교 항공우주공학과

Rendezvous and Docking Simulations Considering J2 Perturbation

Hoya Youn[†], Henzeh Leeghim

Department of Aerospace Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Korea



Received: October 11, 2022

Revised: November 1, 2022

Accepted: November 11, 2022

[†]Corresponding author :

Hoya Youn

Tel : +82-62-952-7525

E-mail : bhyou97@chosun.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Hoya Youn

<https://orcid.org/0000-0002-9046-7063>

H. Leeghim

<https://orcid.org/0000-0002-0076-3599>

요약

본 논문에서는 섭동을 고려한 랑데부/도킹 시 근접 운용을 위한 시뮬레이션 분석에 대해 기술하였다. 위성의 상대운동을 기반으로 제어하는 기술은 매우 중요한 핵심기술이 될 것으로 예상된다. 랑데부/도킹은 궤도상서비스(on-orbit servicing) 기술의 기반이 되는 기술로서 목표 위성(target)에 접근하기 위한 필수적인 과정이다. 따라서 본 논문에서는 중력 섭동을 고려해 랑데부/도킹 검증을 위한 피드백 제어 시스템을 소개하고 적절한 게인(gain)값을 통해 랑데부/도킹 상황을 분석하고자 한다.

Abstract

In this paper, simulation analysis for close operation during rendezvous/docking considering perturbation was described. The technology to control satellites based on their relative motion is expected to be a very important core technology. Rendezvous/docking is a technology underlying on-orbit servicing technology and is an essential process for approaching a target satellite. Therefore, in this paper, we introduce a feedback control system for rendezvous/docking verification considering gravity perturbation and analyze the rendezvous/docking situation through the proper gain value.

핵심어 : 상대운동, 랑데부/도킹, 근접 운용, 섭동

Keywords : relative motion, rendezvous/docking, proximity operation, perturbation

1. 서론

다른 우주비행체를 목표로 하는 랑데부/도킹 기술은 궤도상서비스 임무를 수행하는데 있어 매우 중요한 문제 중 하나이다. 특히 최근 우주 공간상에서 로봇 팔을 이용한 임무들이 생겨 랑데부/도킹 기술이 주목을 받고 있다. 랑데부/도킹은 일반적으로 수동적이고 움직이지 않는 도착(target) 위성과 능동적이고 도착 위성에 도달하기 위해 필요한 기동을 수행하는 출발(chaser) 위성 간의 상대적인 운동에 필요하다. 또한 도착 위성에 해당하는 국제 우주 정거장(ISS)과 출발 위성에 해당하는 우주왕복선이 서로 근접하기 위해 필요한 기술이다. 랑데부/도

킹 기술을 이해하기 위해서는 먼저 우주선이 근접할 때 상대적으로 다른 우주선을 조종하는 문제를 이해하기 위해 두 물체 간의 상대운동(two-body problem)을 알아야 한다.

최근 연구에서는 최적의 추력을 고려한 랑데부/도킹을 제어하는 연구[1], 선형화 된 상대운동 방정식과 제한된 추력을 이용한 연구[2], 도착 위성의 궤도가 원형에 가까운 궤도에 관한 연구[3], 공면에서의 랑데부/도킹 제어 연구[4] 등이 있다. 본 논문에서는 도착 위성의 궤도가 기본적인 원 궤도일 때 랑데부/도킹하는 문제를 다룬다.

본 논문은 다음과 같은 구조로 되어 있다. 먼저, 뉴턴의 만유인력을 기반으로 하는 두 물체 간의 상대운동에 대한 방정식을 살펴본 후, 선형화 과정을 거쳐 랑데부/도킹을 위한 방정식을 유도한다. 그리고 적절한 제어기와 중력 섭동을 고려한 시뮬레이션에 대해 분석한다.

2. 본론

2.1 Reference Coordinate System

우주비행체의 상대운동방정식에서 사용하는 대표적인 좌표계는 지구가 중심인 관성 좌표계(earth centered inertial frame)이다. Fig. 1은 지구 중심 관성 좌표계를 나타낸다. X축은 춘분점(vernal equinox) 방향을 나타내고 XY면은 지구의 적도면(equatorial plane)이며, Z축은 지구의 자전축과 일치하며 북쪽을 가리킨다. Y축은 X축과 Z축을 직교하는 축이다[5].

2.2 Equations of Motion Considering J2 Perturbation

기본적인 우주비행체의 운동방정식은 뉴턴역학을 기반으로 하는 2체 문제(two-body problem)을 따른다. Fig. 2에서 물체 m_2 에 대한 m_1 의 힘을 \mathbf{F}_{12} , 물체 m_1 에 대한 m_2 의 힘을 \mathbf{F}_{21} 이라 하면 다음과 같다.

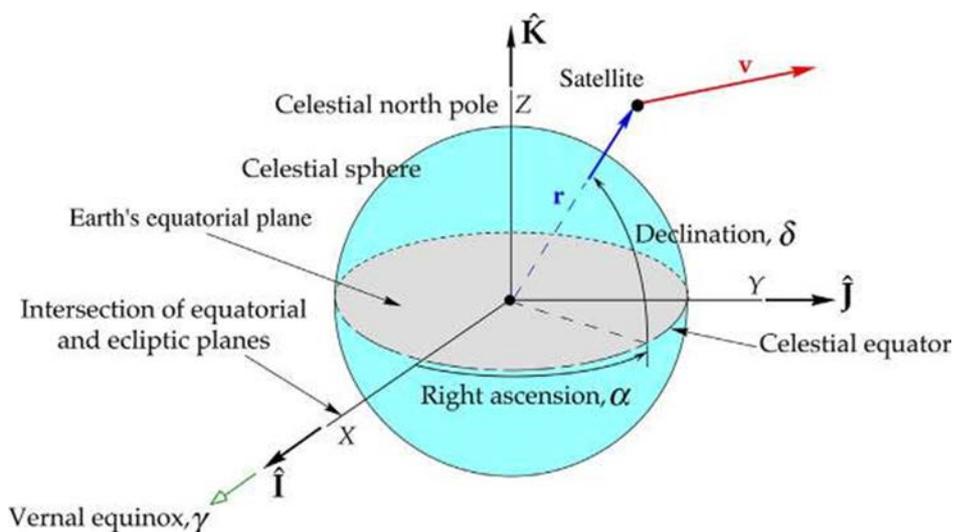


Fig. 1. Earth centered inertial frame.

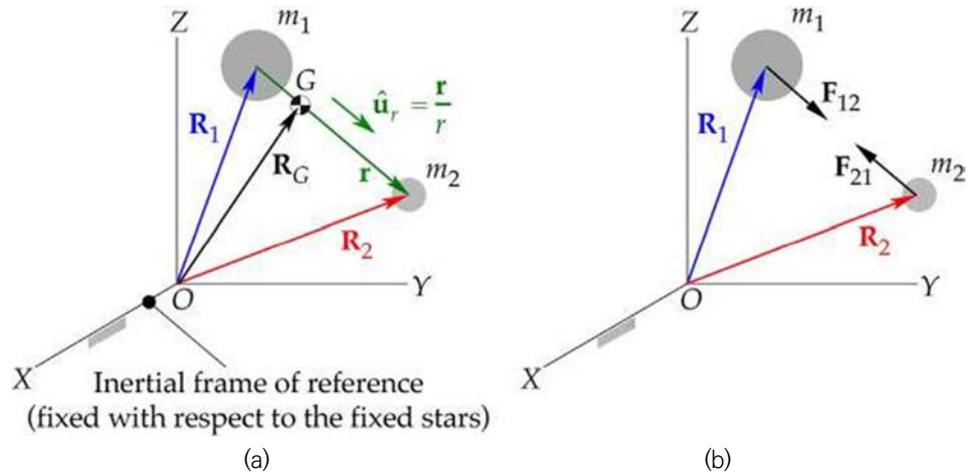


Fig. 2. Inertial frame of reference. (a) Two masses located in an inertial frame. (b) Free-body diagrams.

$$\mathbf{F}_{12} = \frac{Gm_1m_2}{r^2} \hat{\mathbf{u}}_r \quad \mathbf{F}_{21} = -\frac{Gm_1m_2}{r^2} \hat{\mathbf{u}}_r \quad (1)$$

여기서 G 는 두 물체 사이의 무게 중심을, $\hat{\mathbf{u}}_r$ 은 상대 위치 벡터 \mathbf{r} 의 단위 벡터를 의미한다. 상대 위치 벡터 \mathbf{r} 의 정의의 2계 미분 도함수에 식 (1)을 대입하면 미분방정식의 형태로 표현된 상대운동방정식이 나오게 된다.

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r} \quad (2)$$

여기서 μ 는 표준 중력 변수(standard gravitational parameter)로 $G(m_1 + m_2)$ 을 의미한다.

식 (2)를 선형화 시킨 후 근접 운동이라는 가정과 도착 위성의 궤도가 원 궤도라는 가정을 대입하면 CW 방정식(Clohessy-Wiltshire equations)을 얻을 수 있다[5].

$$\begin{aligned} \delta\ddot{x} - 3n^2\delta x - 2n\delta\dot{y} &= 0 \\ \delta\ddot{y} + 2n\delta\dot{x} &= 0 \\ \delta\ddot{z} + n^2\delta z &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

지구를 포함한 다른 회전하는 천체들은 완벽한 구체가 아닌 살짝 찌그러진 타원형이거나 구형의 구상체를 닮았다. 이러한 행성에서 회전 축은 중력장의 회전 대칭 축이고 원심력에 의

한 적도 팽대부에 의해 중력장은 위도와 반지름에 따라 달라진다. 따라서 균일한 중력장 분포를 가지지 않으므로 실제 위성의 운동방정식은 이러한 부분이 고려되어야 한다[6].

중력장은 회전 대칭이기 때문에 방위각에 의존하지 않는다. 따라서 중력 퍼텐셜 에너지 (gravitational potential energy)는 다음과 같다.

$$V(r, \phi) = -\frac{\mu}{r} + \Phi(r, \phi) \tag{4}$$

위성이 지구의 중력장 불균형으로부터 받는 회전 대칭 섭동(rotationally symmetric perturbation)은 지구의 띠 조화 함수(zonal harmonics)와 르장드르 다항식(legendre polynomials)를 이용하면 다음과 같다[7].

$$\Phi(r, \phi) = \frac{\mu}{r} \sum_{k=2}^{\infty} J_k \left(\frac{R}{r}\right)^k P_k(\cos \phi) \tag{5}$$

여기서 J_k 는 행성 주위의 위성 운동의 관측으로부터 추론된 무차원 매개변수이고 중력 불균형으로 궤도에 영향력을 행사하며, 띠 조화 함수라고 부른다. R 은 지구의 적도 반경을, ϕ 는 양의 z축에서 우주비행체의 반경 방향으로 측정한 극 각(polar angle)을 나타내며, P_k 는 르장드르 다항식을 의미한다. $k > 6$ 이면 띠 조화 함수가 모두 J_2 보다 3배 이상 작아지므로 일반적으로 2차 띠 조화 함수까지 고려한다[7]. 지구의 띠 조화 함수는 Table 1에 정리되어 있다.

르장드르 다항식은 로드리게스 함수(Rodrigues' formula)를 이용하여 얻을 수 있다[8].

$$P_k(x) = \frac{1}{2^k k!} \frac{d^k}{dx^k} (x^2 - 1)^k \tag{6}$$

Table 1. Earth zonal harmonics

Zonal harmonics	Values
J_2	$1.08263(10^{-3})$
J_3	$-2.33936(10^{-3})J_2$
J_4	$-1.49601(10^{-3})J_2$
J_5	$-0.20995(10^{-3})J_2$
J_6	$0.49941(10^{-3})J_2$

2차 미 조화 함수와 식 (5)를 이용하면 섭동 가속도(perturbing acceleration)식은 다음과 같다.

$$\mathbf{p} = \frac{3 J_2 \mu R^2}{2 r^4} \left[\frac{x}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \hat{\mathbf{i}} + \frac{y}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \hat{\mathbf{j}} + \frac{z}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 3 \right) \hat{\mathbf{k}} \right] \quad (7)$$

따라서 식 (3)과 식 (7)를 이용하면 J2 섭동을 고려한 운동방정식이 도출된다.

$$\begin{aligned} \delta \ddot{x} &= 3n^2 \delta x + 2n \delta \dot{y} + \frac{3 J_2 \mu R^2}{2 r^4} \frac{x}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \\ \delta \ddot{y} &= -2n \delta \dot{x} + \frac{3 J_2 \mu R^2}{2 r^4} \frac{y}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 1 \right) \\ \delta \ddot{z} &= -n^2 \delta z + \frac{3 J_2 \mu R^2}{2 r^4} \frac{z}{r} \left(5 \frac{z^2}{r^2} - 3 \right) \end{aligned} \quad (8)$$

여기서 n 은 도차 위성 궤도의 평균 운동(mean motion)을, r 은 도차 위성의 위치벡터의 크기를 나타낸다.

2.3 Feedback Control System

본 논문에서 사용한 제어기는 선형 제어기인 PD(proportional-derivative) 제어기를 사용하였다. 운동방정식은 도차 위성의 궤도를 원 궤도라 가정하여 도출한 CW 방정식에 추력 가속도 요소를 추가하고 좌표계는 LOS(line-of-sight) 좌표계로 변환하여 사용하였다. 여기서 LOS 좌표계는 직선거리를 의미하는 ρ 와 랑데부/도킹 방향각을 의미하는 θ 에 대해 표현한다. LOS 좌표계에서 LOS 속도(v_ρ)와 transverse 속도(v_θ)는 다음과 같다.

$$v_\rho = \dot{x} \cos \theta + \dot{y} \sin \theta \quad v_\theta = -\dot{x} \sin \theta + \dot{y} \cos \theta \quad (9)$$

식 (9)의 시간 도함수에 CW 방정식과 LOS 좌표계에서의 추력 가속도를 더하고 $v_\theta = \rho \dot{\theta}$ 을 시간에 대해 미분하면 LOS 좌표계에서의 가속도와 각가속도에 관한 식이 도출된다. 이 과정에서 비선형 제어기(w_ρ, w_θ)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} w_\rho &= -\left[3n^2 x + \dot{y} (2n + \dot{\theta}) \right] \cos \theta + \dot{x} (2n + \dot{\theta}) \sin \theta \\ w_\theta &= \left[3n^2 x + \dot{y} (2n + \dot{\theta}) \right] \sin \theta + \dot{x} (2n + \dot{\theta}) \cos \theta + v_\rho \dot{\theta} \end{aligned} \quad (10)$$

LOS 좌표계에서의 추력 가속도 제어기(a_ρ, a_θ)는 좌표를 변환하는 과정에서 비선형 식을 제거하고 선형 제어기로만 제어하기 위해 선형 제어기와 비선형 제어기로 나누어 표현하였다.

$$a_\rho = u_\rho + w_\rho \quad a_\theta = u_\theta + w_\theta \tag{11}$$

식 (10)과 (11)을 통해 LOS 좌표계에서의 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$\dot{v}_\rho = \ddot{\rho} = u_\rho \quad \ddot{\theta} = u_\theta / \rho \tag{12}$$

따라서 선형 PD 제어기는 다음과 같이 도출된다.

$$u_\rho = -k_1 \dot{\rho}_e - k_2 \rho_e \quad u_\theta = -\rho(k_3 \dot{\theta}_e + k_4 \theta_e) \tag{13}$$

여기서 4개의 게인 값(gain value) k_1, k_2, k_3, k_4 는 모두 양수이다. 제어 법칙 식 (10)과 (13)가 사용될 때, LOS 프레임의 운동 방정식은 두 개의 선형 2차 미분 방정식으로 변환된다. 따라서 원하는 도킹 축에 대한 수렴이 보장되며 피드백 게인 값을 조정하여 원하는 응답 특성을 얻을 수 있다[9].

2.4 Adjustment of Feedback Gain Values

선형 시스템과 피드백 제어 법칙에 대한 방정식은 각각 다음과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(k) \\ \mathbf{u}(k) &= -\mathbf{K}\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k) \end{aligned} \tag{14}$$

상태 피드백(state feedback)은 지정된 시스템에 대한 제어 동작을 계산하기 위해 상태 벡터(state vector)를 사용한다. 식 (14)에서 \mathbf{K} 는 상태 피드백 게인 값 행렬, \mathbf{A} 와 \mathbf{B}, \mathbf{C} 는 선형 시스템을, $\mathbf{v}(k)$ 는 기준 입력 벡터를, \mathbf{y} 와 \mathbf{u} 는 각각 측정된 출력과 제어 입력을 의미한다. 식 (14)의 첫 번째 식과 세 번째 식을 결합하면 폐-루프 상태 방정식을 얻을 수 있다.

$$\mathbf{x}(k+1) = [\mathbf{A} - \mathbf{BK}]\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{v}(k) \tag{15}$$

식 (15)를 이용하여 식 (14)를 재작성해 보면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}_c \mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{v}(k) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(k) \end{aligned} \tag{16}$$

여기서 A_{cl} 은 폐-루프 상태 행렬로써 $A - BK$ 을 의미한다. 폐-루프 시스템은 상태 행렬 A_{cl} 의 고유 값(eigenvalue) 및 고유 벡터(eigenvector)에 따라 달라진다. 따라서 게인 값 행렬 K 의 적절한 선택으로 원하는 시스템 역학을 적용할 수 있다[10].

2.5 Numerical Results

2.3절과 2.4절에서 제안한 feedback control system을 사용하여 랑데부 및 도킹의 수치 시뮬레이션을 진행했다. 제어 법칙에서 CW 좌표가 필요하기 때문에 LOS 좌표(ρ, θ)는 출발 위성과 도착 위성의 위치와 속도를 다르게 하여 계산된다.

본 논문에서 다루고 있는 임무는 비공면(non-coplanar)에서 도착 위성에 해당하는 space station의 궤도가 원 궤도일 때 출발 위성인 spacecraft가 접근하여 랑데부/도킹하는 임무이다. 초기 조건으로 도착 위성과 출발 위성의 위치와 속도가 주어졌다고 가정한다. 시뮬레이션에 대한 구성은 Table 2와 Table 3에 정리되어 있다.

이 임무에서 사용되는 초기조건은 다음과 같다. 도착 위성의 초기 위치는 $[1622.39, 5305.10, 3717.44]^T km$, 초기 속도는 $[-7.29936, 0.492329, 2.48304]^T km/s$ 이며, 출발 위성의 초기 위치는 $[1612.75, 5310.19, 3750.33]^T km$, 초기 속도는 $[-7.35170, 0.463828, 2.46906]^T km/s$ 이다. 근접 운용(proximity operation, PO)을 하기 위해서는 도착 위성과 출발 위성 간의 거리가 비교적 짧은 거리인 0.3 km에서 시작되고 접근 속도는 $-0.0002 km/s$ 의 속도로 천천히 접근하는 것이 적절하다고 판단했다. 목표 도킹 각은 처음 45° 에서 시작해 충분한 궤적을 그릴 수 있도록 하기 위해 -30° 로 설정하였다.

Table 2. Configuration of the target and the chaser

	Space station	Spacecraft
Perigee, apogee (altitude)	300 km circular	320.06 km, 513.86 km
True anomaly, θ	60°	349.65°
Inclination, i	40°	40.130°
RA of ascending node, Ω	20°	19.819°
Argument of perigee, ω	0° (arbitrary)	70.662°

RA, right ascension.

Table 3. Configuration of feedback control system

Gain values (k_1, k_2, k_3, k_4)	0.7, 0.1, 2.6, 2.1
Desired range	0.3 km
Desired LOS velocity	$-0.0002 km/s$
Desired docking angle	-30°

LOS, line-of-sight.

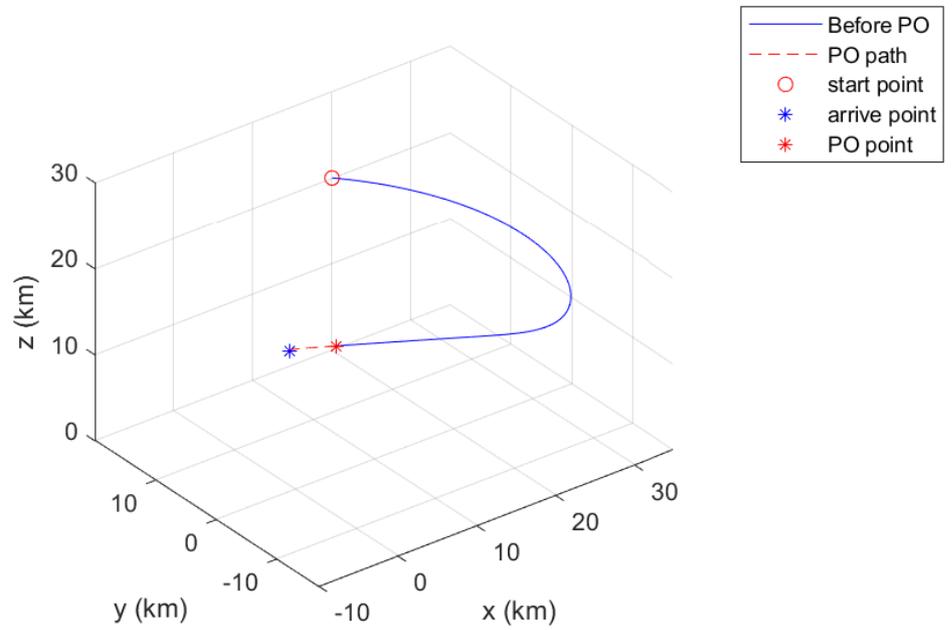


Fig. 3. Rendezvous trajectory in proximity operation.

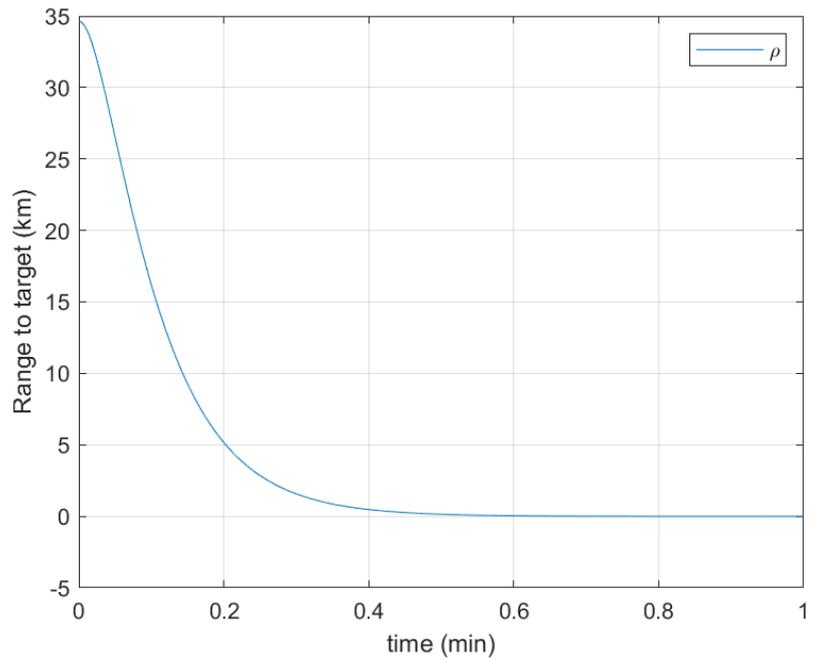


Fig. 4. Range between the chaser and the target for rendezvous maneuver.

Fig. 3은 3차원에서의 랑데부/도킹 궤도를 보여준다. 근접 운용이 되기 전까지는 높은 추력 가속도로 인해 빠르게 접근 후 PO 지점(0.3 km)에서 적은 속도로 천천히 도달하는 것을 볼 수 있다. Fig. 4와 Fig. 5는 각각 LOS 좌표계에서의 출발 위성과 도착 위성 사이의 거리와 도킹 각을 보여준다. 출발위성이 궤적을 따라 접근을 시작하고 도착 위성에 충분히 접근하면 거리 오차에 관한 피드백 항은 0으로 설정되어 -0.0002 km/s 의 속도로 거리가 0으로 수렴하게

되고 이에 따라 도킹 각 또한 목표 값 -30° 로 수렴하게 된다. 출발 위성은 36초 뒤에 도착 위성에 도달하고 목표 방향에 -0.008 km/s의 속도로 도달한다. Fig. 6과 Fig. 7은 각각 LOS 좌표계에서의 거리와 도킹 각의 변화량을 보여주고, Fig. 8은 LOS 좌표계에서의 추력 가속도를 나타낸다.

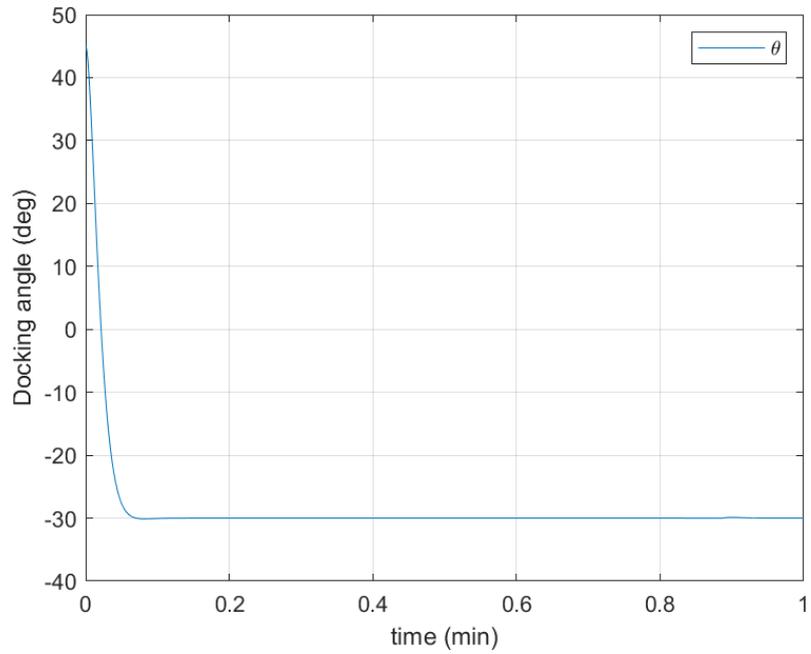


Fig. 5. Docking angle for rendezvous maneuver.

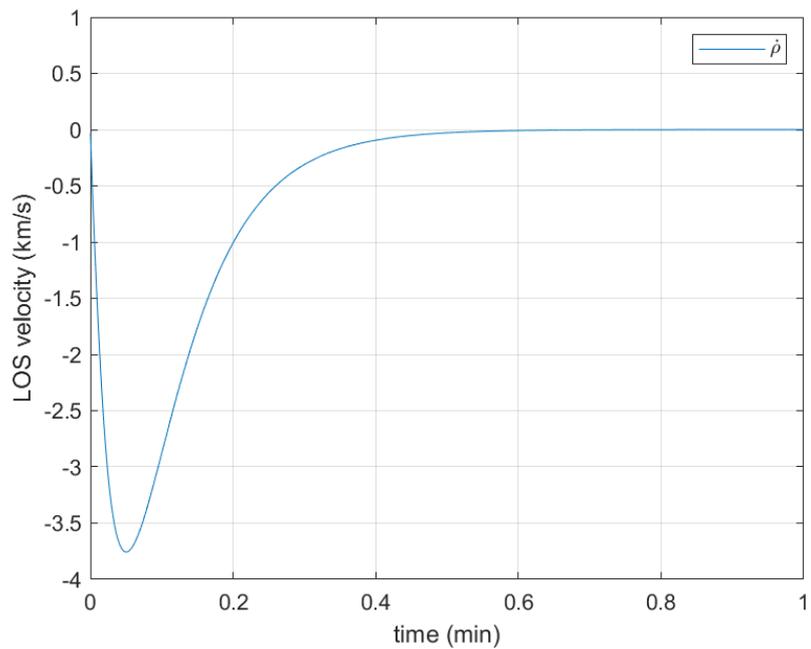


Fig. 6. LOS velocity for rendezvous maneuver. LOS, line-of-sight.

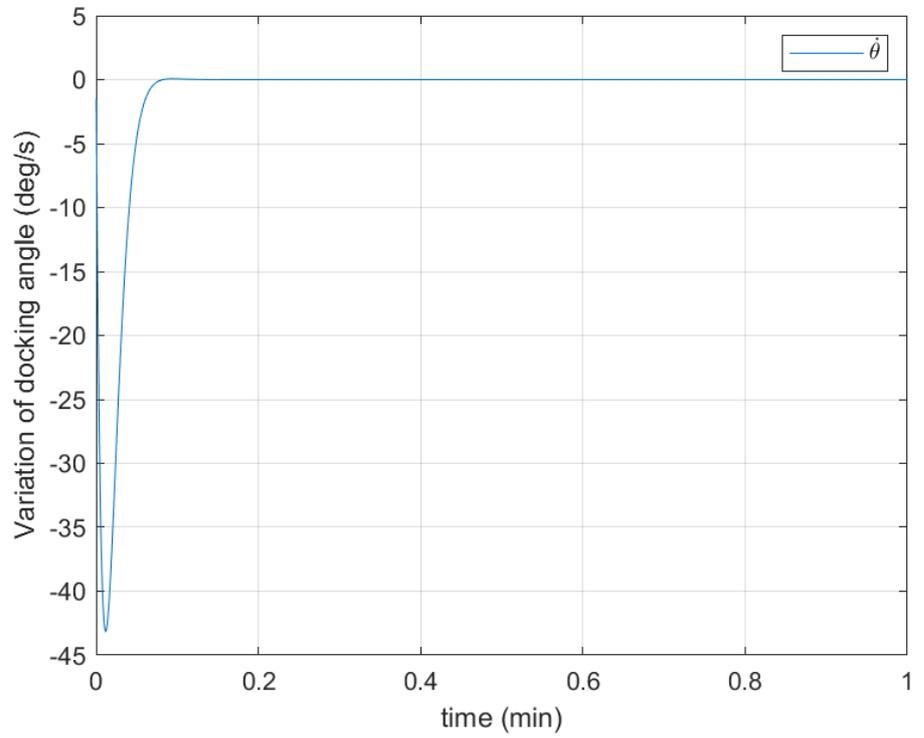


Fig. 7. Variation of docking angle for rendezvous maneuver.

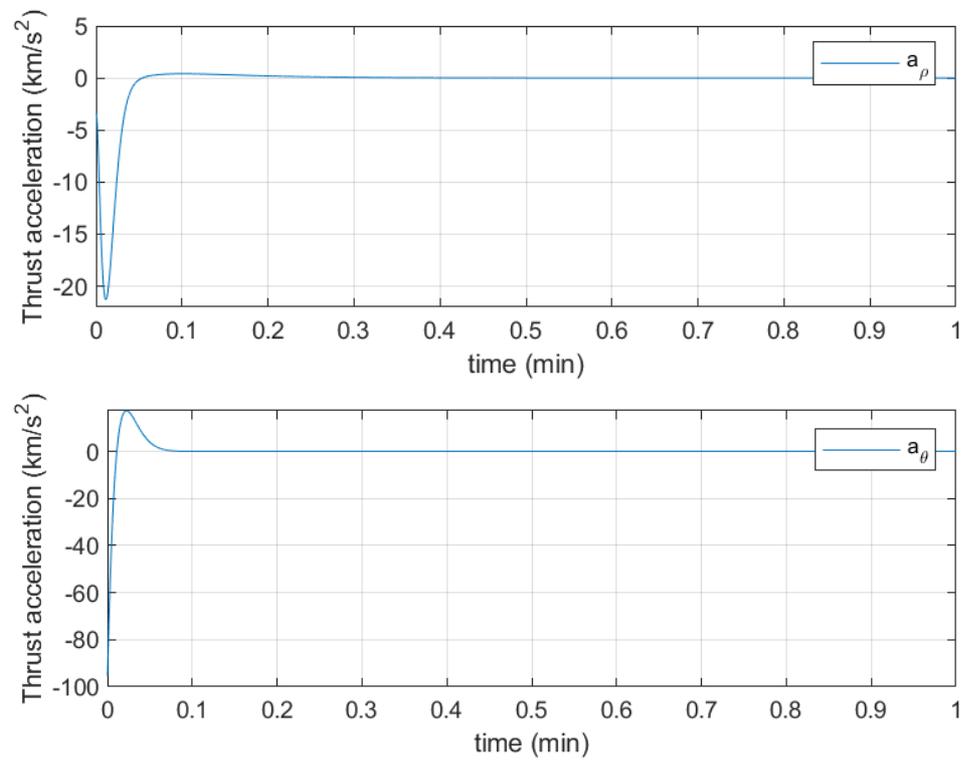


Fig. 8. Thrust accelerations in LOS frame. LOS, line-of-sight.

3. 결론

본 연구에서는 랑데부 및 도킹 기동을 수행하기 위한 피드백 제어 법칙을 사용하고 J2 섭동을 고려하여 원하는 접근 속도로 임의의 고정 도킹 방향을 따라 추적하도록 하였다. 비록 제어 체계는 선형 운동방정식을 기반으로 하며, 비선형 시스템의 시뮬레이션은 선형 시스템보다 정확한 랑데부 및 도킹 조건을 필요로 한다는 것을 보여주지만, 제시한 피드백 제어 법칙은 비교적 간단하므로 자율 도킹 기동을 위한 잠재적인 제어 법칙이 될 것으로 보인다. 또한, 이를 기반으로 비선형 운동방정식 시스템에 적용하면 보다 정교한 자율 도킹이 가능하고 우주 쓰레기 처리, 로봇 팔을 이용한 다양한 임무 등 궁극적으로 궤도상서비스 임무에 유용하게 활용이 가능할 것이라 사료된다.

감사의 글

본 연구는 2022년도 항공우주연구원의 기본사업 ‘궤도상서비스 임무 및 운용 기술 개발’의 재원으로 지원을 받아 수행된 연구임(No. FR22N01-W02).

References

1. Euler EA, Optimal low-thrust rendezvous control, *AIAA J.* 7, 1140-1144 (1969). <https://doi.org/10.2514/3.5287>
2. Carter, TE, Optimal power-limited rendezvous for linearized equations of motion, *J. Guid. Control Dyn.* 17, 1082-1086 (1994). <https://doi.org/10.2514/3.21314>
3. Anthony ML, Sasaki FT, Rendezvous problem for nearly circular orbits, *AIAA J.* 3, 1666-1673 (1965). <https://doi.org/10.2514/3.55183>
4. Yu S, Terminal spacecraft coplanar rendezvous control, *J. Guid. Control Dyn.* 18, 838-842 (1995). <https://doi.org/10.2514/3.21467>
5. Curtis HD, The two-body problem, in *Orbital Mechanics for Engineering Students*, ed. Curtis HD (Butterworth-Heinemann, Oxford, UK, 2010), 61-153.
6. Curtis HD, Relative motion and rendezvous, in *Orbital Mechanics for Engineering Students*, ed. Curtis HD (Butterworth-Heinemann, Oxford, UK, 2014), 367-404.
7. Curtis HD, Introduction to orbital perturbation, in *Orbital Mechanics for Engineering Students*, ed. Curtis HD (Butterworth-Heinemann, Oxford, UK, 2021), 479-542.
8. Rasala R, The Rodrigues formula and polynomial differential operators, *J. Math. Anal. Appl.* 84, 443-482 (1981). [https://doi.org/10.1016/0022-247X\(81\)90180-3](https://doi.org/10.1016/0022-247X(81)90180-3)
9. Kluever CA, Feedback control for spacecraft rendezvous and docking, *J. Guid. Control Dyn.* 22, 609-611 (1999). <https://doi.org/10.2514/2.7636>
10. Sami Fadali M, Visioli A. Introduction to digital control, in *Digital Control Engineering: Analysis and Design*, eds. Sami Fadali M, Visioli A (Academic Press, Cambridge, MA, 2013), 1-8.

Author Information

윤병호 bhyoun97@chosun.kr



조선대학교 항공우주공학과에서 2017년에 입학해 학부연구생으로 연구하고 있다. 현재 궤도 역학 분야에서 근접 운용에서 랑데부/도킹을 연구하고 있다.

이현재 h.leeghim@controla.re.kr



2002년 한국과학기술원(KAIST)에서 박사학위 취득 후 2013년 3월 조선대학교 교수로 재직 중이다. 위성 자세제어, 궤도 결정과 우주 항법, 인공지능 등 다양한 분야에서 연구하고 있다.

기술논문

우주용 로봇 팔 기술 개발 동향

원대희¹, 소병록^{1†}, 김해동²

¹한국생산기술연구원

²경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부

A Survey of Space Robotic Manipulator

Daehee Won¹, Byung-Rok So^{1†}, Hae-Dong Kim²

¹Korea Institute of Industrial Technology, Ansan 15588, Korea

²Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea



Received: October 17, 2022

Revised: October 31, 2022

Accepted: November 4, 2022

†Corresponding author :

Byung-Rok So

Tel : +82-31-8040-6313

E-mail : newmal@kitech.re.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Daehee Won

<https://orcid.org/0000-0002-7134-8720>

Byungrok So

<https://orcid.org/0000-0001-8529-3348>

Hae-Dong Kim

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

요약

우주 로봇틱스 기술은 '70년에 소련의 최초 행성 탐사 위성에 로봇 팔을 장착하여 임무에 성공한 이후 최근까지 지구 궤도상의 위성 및 우주정거장에서 우주 파편 제거, 부품 교체/수리, 연료 재급유, 궤도 변경, 우주 정거장 건설 등 다양한 지구 궤도상에서 임무 서비스에 활용하기 위해 연구개발되고 있으며, 달, 화성 등 행성 탐사 프로젝트에서는 행성의 광물 시료 채취, 기지건설 등에 활용하기 위해 다양한 우주용 로봇 팔이 연구개발되고 있다. 최근, 지구의 궤도상 또는 행성에서 직/간접적인 임무 수행을 위한 다양한 우주용 로봇 팔의 활용도가 증가하고 있으며, 각 우주기술 선진국에서도 이를 이용한 새로운 계획을 수립하고 추진 중에 있다. 본 기고문에서는 우주 선진국의 다양한 우주개발 프로젝트에 활용되었고, 또 활용 예정인 주요 우주용 로봇 팔의 기술개발 동향 및 기능에 대해 소개하고자 한다.

Abstract

In the 1970s, space robotics was used to attach a robotic manipulator to the first planetary exploration satellite of the Soviet Union. Since then, it has been developed to use various on-orbit services such as space debris removal, parts replacement/repairing, refueling, orbit changing, and construction of a space station in Earth orbit. In planetary exploration projects such as the Moon and Mars, various space robotic manipulators are being designed and developed to be used in the collection of samples and building bases on Mars. Recently, the use of various space robotic manipulators to perform missions in the Earth orbit or on the planet has been increasing. Countries with state-of-the-art space technology plan and implement new space-related projects. In this article, we would like to introduce the technology development trends and functions of space robot manipulators that have been used in various space challenge projects in advanced space technology countries.

핵심어 : 우주용 로봇 팔, 로봇 위성, 궤도상 서비스, 우주 쓰레기 제거

Keywords : space robotic arm, robotic satellite, on-orbit servicing, active debris removal

1. 서론

우주 로봇틱스 기술은 '70년에 소련의 최초 행성 탐사 위성인 Luna 시리즈에 로봇 매니플레이터를 장착하여 임무를 성공한 이후 최근까지 지구 궤도상의 위성/우주정거장에서의 임무 서비스를 위해 우주인의 이동성을 제공하거나, 달, 화성 등 행성에서의 시료 채취 등의 목적으로 다양한 우주용 로봇 매니플레이터가 연구개발되었다. 미국항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)과 유럽연합우주청(European Space Agency, ESA)는 중장기적인 계획 하에 화성 및 소형 행성의 샘플 채취를 위해 중점을 두고 우주 로봇틱스 기술을 발전시키고 있으며, 중국, 인도 등과 같은 우주 개발 국가들은 달을 테스트 베드로 한 로봇 미션을 주도하고 있다. 우주 선진국에서 '35년까지 계획된 우주 파편 제거, 궤도 변경/이탈, 조립 및 수리, 연료 재급유 등 많은 궤도상 서비스 프로그램에서는 다양한 고급 우주 로봇틱스 기술개발을 요구하고 있으며, 또한, 이러한 궤도상 서비스를 위한 로봇 임무는 지구 궤도상에서의 다양한 탐사 활동을 직/간접적으로 지원할 수 있도록 개발 중이다.

2. 우주용 로봇 팔 개발 동향

우주에서 다양한 임무 수행을 위해 우주기술 선진국에서는 다양한 로봇 팔이 개발되어 사용되고 있으며, 그 중에서 우주의 미세 중력환경에서 우주 정거장 등 대형 우주 시스템 조장이 필요한 곳에는 로봇 팔의 길이가 8 m 이상인 로봇 팔이 주로 사용되며, 중소형 위성, 착륙선 및 로버와 같이 행성 표면에서 작업이나 시료 채취 용도로는 8 m 이내의 짧은 로봇 팔이 사용되고 있으며, 대표적인 우주용 로봇 팔은 다음과 같다.

2.1 Canadarm 시리즈[1]

우주정거장에서 사용되는 중대형/고정밀 매니플레이터의 대표적인 사례로는 우주 환경에서 원격조작에 의해 우주인을 비행시키거나 우주정거장 건설을 위한 SSRMS(Space Station Remote Manipulator System)인 미국 NASA와 캐나다 우주국(Canadian Space Agency, CSA)의 Canadarm(The Canadian robotic arm) 시리즈가 대표적이며, '81년 우주왕복선 콜롬비아(STS-2)호에 처음 탑재되었고, 국제우주정거장(International Space Station, ISS) 등 30년 이상 임무 수행하였으며, Fig. 1은 실제 우주정거장에서 운용되고 있는 모습을 보여준다.

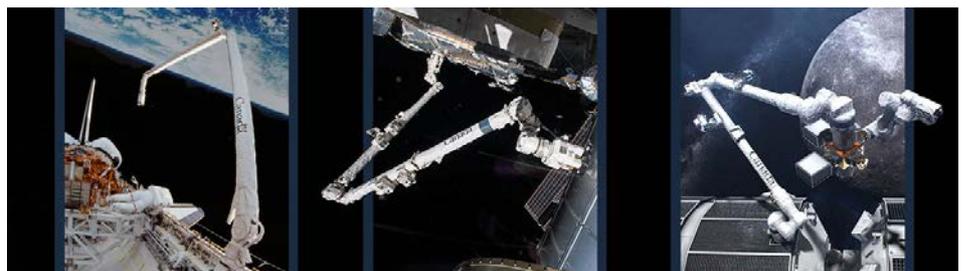


Fig. 1. Canadarm series and Space Station Remote Manipulator System.

Table 1. Canadarm series specifications

	Canadarm	Canadarm2	Canadarm3
설치 위치	우주왕복선에 설치 운용되다가 지구로 귀환	국제우주정거장(ISS)에 영구적으로 설치 및 운영	향후 달 궤도의 우주 정거장 Luna Gateway에 설치 및 운영 예정
자유도	어깨 관절 2개 팔꿈치 관절 1개 손목 관절 3개	어깨 관절 3개 팔꿈치 관절 1개 손목 관절 3개	어깨 관절 3개 팔꿈치 관절 1개 손목 관절 3개
길이	15 m	17 m	8.5 m
중량	410 kg	1,497 kg	약 715 kg
제어	우주왕복선의 우주 비행사에 의해 제어	지상 또는 국제우주정거장의 우주비행사에 의해 제어	자율로 제어되며, 지상 또는 Lunar Gateway의 우주비행사에 의해 제어
카메라	2개	4개	6개(4 K)
운영자	미국	캐나다, 미국	캐나다
수리	지구에서 수리	우주에서 수리할 수 있도록 설계 우주에서 개별적으로 교체할 수 있는 이동식 섹션으로 구성	Lunar Gateway 내부에서 수리할 수 있는 섹션이 자가분리 되도록 설계

ISS, International Space Station.

캐나다 우주국에서는 미국 NASA 주도의 유인 우주 탐사를 위해 2024년 발사예정인 달 궤도의 우주 정거장 Lunar Gateway에 인공지능 기반의 로봇 시스템인 Canadarm3를 제공할 예정이며, Table 1은 Canadarm 시리즈의 주요 사양 데이터이다[2].

CSA는 팔을 만들기 위해 MDA(MacDonald, Dettwiler and Associates)와 계약을 맺고 Canadarm2와 3를 만들었고, 이전 자회사인 Spar Aerospace는 Canadarm을 만들었다.

2.2 Dextre[2]

“Dextre”는 Canadarm2, ISS 또는 이동 베이스에 장착할 수 있는 특수 목적의 더 작은 양팔 로봇으로 SPDM(Special Purpose Dexterous Manipulator)이며, 구성 형상 및 주요 사양은 Fig. 2와 같다.

Dextre의 로봇 팔과 그 전동 공구는 섬세한 조립 작업이 가능하고, 현재 우주 유영 중에 우주 비행사에 의해 궤도 교체 장치(ORU)를 교체할 수 있으며, Canadarm2는 “inchworm motion”으로 스테이션 주위를 이동할 수 있지만 Dextre가 장착되지 않으면 아무것도 운반할 수 없다. Dextre는 캐나다 우주국과 MDA에서 팔 길이 3.35 m, 7 자유도로 개발되었으며, 2008년에 처음으로 우주에서 사용되었다.

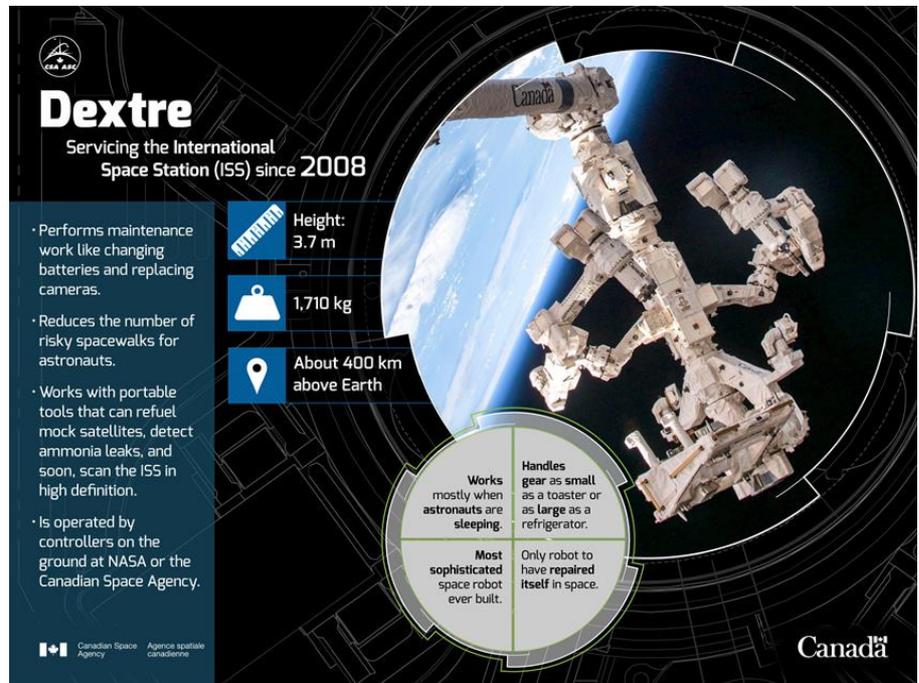


Fig. 2. Dextre Special Purpose Dexterous Manipulator.

2.3 European Robotic Arm(ERA)[3]

ERA(European Robotic Arm)는 러시아의 새로운 에어록과 함께 작동하여 작은 탑재체를 국제 우주 정거장 내부에서 외부로 직접 옮기는 작업을 수행하며, 이럴 경우 우주 유영 중인 우주 비행사의 설정 시간이 줄어들고, ERA가 우주 비행사와 함께 작동할 수 있다. 또한, 많은 작업을 자동 또는 반자동으로 수행할 수 있으며, 우주 정거장 내부 또는 외부에서 제어할 수 있으며, 실시간으로 제어하거나 미리 프로그래밍하여 제어가 가능하다.

ERA는 Fig. 3과 같이 Dutch Space에서 팔 길이 11.3 m, 7 자유도로 개발되었으며, 2021년 처음으로 우주에 사용되었다.

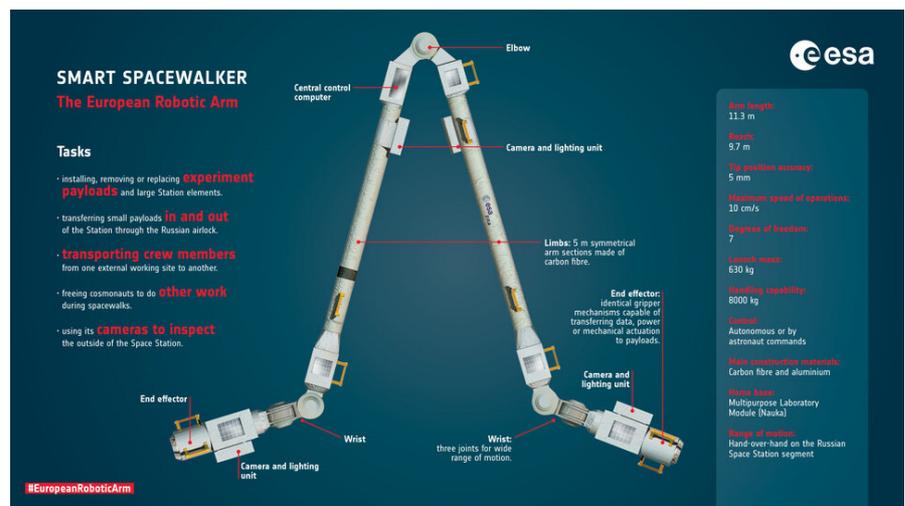


Fig. 3. European Robotic Arm (ERA).

2.4 KRAKEN[4]

KRAKEN은 소형 위성 또는 우주선에 탑재하여 우주에서 조립, 제조 및 서비스 임무를 수행할 수 있는 소형 로봇 팔이며, 운용개념 및 팔의 구성은 Fig. 4와 같다.

미국의 Tethers Unlimited(Bothell, WA, USA)가 팔 길이 1 m, 7 자유도, 중량 4.2 kg, 19 cm × 27 cm × 36 cm 부피에 수납이 가능하고, 말단도구 교체가 가능한 인터페이스와 관절의 힘 감지/제어 기능을 제공하도록 개발하였으나, 현재 연구실 수준에서 검증되었으며, 우주 환경에 시험 사례는 없다. KRAKEN은 제어에 EtherCAT 통신을 적용하여 자유도 변경 및 다양한 팔 길이의 로봇 팔 구성이 가능하다.

2.5 Mars Exploration Rover Robotic Arms[5]

IDD(Instrument Deployment Device)는 NASA/Maxar/MDA에서 화성 탐사 로버(MER)가 화성 환경에서 암석과 토양에 물리적으로 접근할 수 있도록, Fig. 5와 같이 설계된 로봇 팔 길이 0.9 m, 5자유도의 로봇 팔이며, 2004년 처음 발사되어 사용되었다.

IDD의 말단부에 장착된 4개의 개별 기기를 과학적 조사를 위해 선택된 지질 표본에 삽자 선을 표시하고, 안전하게 정렬하고 4개의 기기를 배치한다. 또한 각 기기의 끝단에는 기기가 지질 표본과 접촉했을 경우 로봇 팔의 모터가 정지하도록 하게 하는 정밀 접촉센서가 장착되어 있다.

2.6 Mars Science Laboratory(MSL) Robotic Arms[6]

화성 과학 실험실 임무는 다른 행성에 대한 NASA의 가장 눈에 띄는 과학 임무로 MSL은 Pathfinder 임무와 Sojourner 로버, 쌍둥이 화성 탐사 로버 및 Phoenix Lander에서 많은



Fig. 4. KRAKEN Robotic Arm.

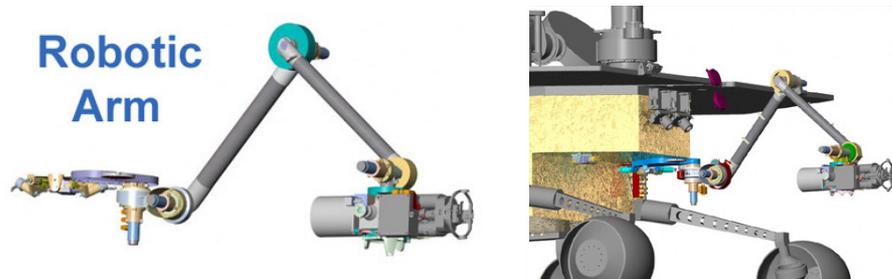


Fig. 5. Mars Exploration Rover Robotic Arm.

경험을 바탕으로 설계되었다. MSL 로봇 팔 역시 화성 탐사 로버의 로봇 팔과 같이 화성 환경에서 암석과 토양에 물리적으로 접근할 수 있도록 Maxar/MDA에 의해 설계되었으며, Fig. 6과 같이 로봇 팔 길이 2.1 m, 5 자유도의 로봇 팔의 형상을 가지며, 2020년 우주에서 처음 사용되었다.

로봇 팔 말단에는 있는 “Hand turret(포탑)”에는 과학 카메라, 광물 및 화학 분석기 등 5종의 측정/분석기기가 탑재되어 있으며, 이는 화성에서의 거주 가능성을 연구하고 과학적으로 가장 가치 있는 샘플을 채취하고 보관이 가능하다. 화성 암석 코어 시료 채취를 위해 직경 27 mm 구멍을 뚫을 수 있는 회전식 충격 드릴이 장착되어 있다.

2.7 Luna(or Lightweight) Surface Manipulator System[7]

NASA의 Langley 연구 센터는 Fig. 7과 같이 크레인 형태의 리프팅 장치와 로봇 매니퓰레이터 등 2가지 기능을 갖는 하이브리드 특성의 새로운 리프팅 및 정밀 포지셔닝 장치이다.

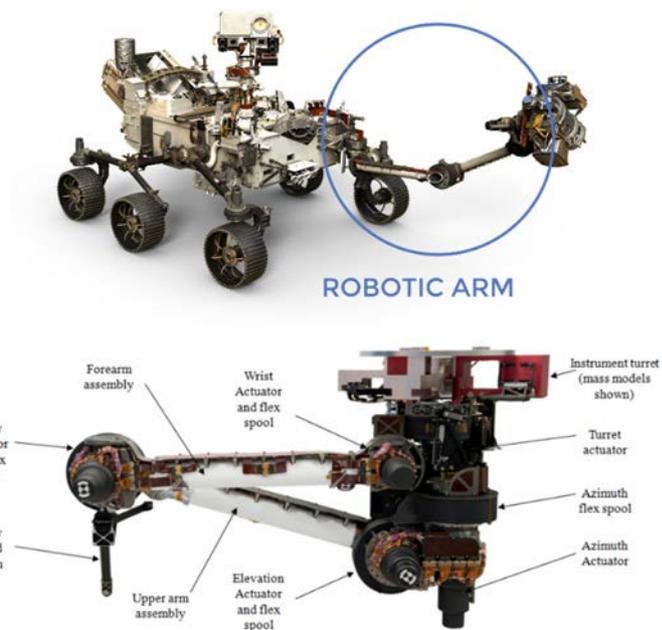


Fig. 6. Mars Science Laboratory Robotic Arm.

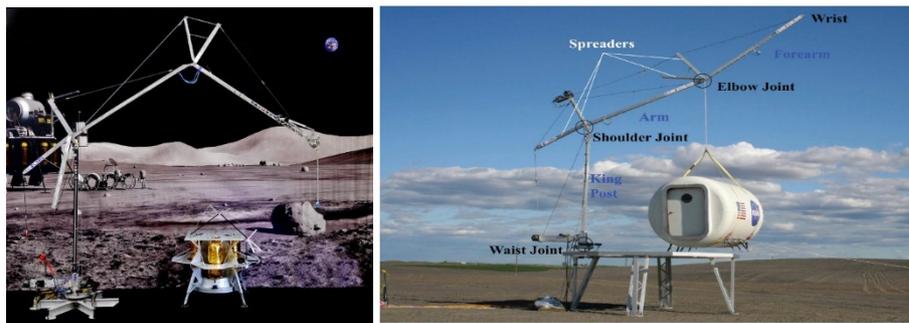


Fig. 7. Lunar Surface Manipulator System (LSMS).

LSMS(Lunar Surface Manipulation System)의 설계를 통해 페이로드의 병진 및 회전 모듈을 완벽하게 제어하여 정밀한 위치 지정이 가능하며, 버킷, 팔레트 포크, 그리퍼, 센서 및 영상 센서, 로봇 팔과 같은 다양한 특수 목적 도구를 말단에 쉽게 추가할 수 있으며, 이를 사용하여 다양한 작업이 가능하도록 설계되었다.

2.8 xLink Robotic Arm[8]

xLink™는 NASA/JPL(Jet Propulsion Laboratory)의 Mars 2020 Perseverance Rover용 로봇 팔을 개발한 동일한 팀이 만든 로봇 팔로써 위성 탑재 형상과 로봇 형태는 Fig. 8과 같다.

Motiv Space System의 xLink 로봇 팔의 길이는 1~3 m, 자유도는 4~7 자유도까지 가변이 가능한 모듈형의 확장 가능한 로봇 팔로써 운용 용도에 따라 다양 형태의 로봇 팔 구성이 가능한 유연성을 가지고 있다. 로봇 팔 말단에는 카메라, LiDAR, 적외선 카메라 등 장착이 가능하며, 이를 이용하여 궤도상에서의 부품 수리/교체, 재급유, 우주 쓰레기 제거, 위성 궤도 변경 등 다양한 서비스를 목표로 개발되었으나, 현재까지 우주에서의 비행시험은 이루어지지 않았다. 그러나, NASA의 OSAM-2(On-Orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing 2) 프로젝트의 일환으로 지구 궤도를 도는 동안 3D 프린팅된 태양 전지판 건설을 위한 우주선에 실려 2023년 발사가 예정되어 있다.

2.9 Front-End Robotics Enabling Near-Term Demonstration(FREND) Robotic Arm[9]

FREND 로봇 팔은 궤도상 위성 서비스, 소행성 포획, 우주에서 대형 망원경 조립 및 서비스와 같은 다양한 임무에 사용하기 위해 미국 방위고등연구계획국(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)와 미국 해군연구소(Naval Research Laboratory, U.S. NRL)에 의해 개발되었고, OSAM-1/Restore-L 및 RSGS(Robotic Servicing of Geosynchronous Satellites)에서 사용될 계획을 가지고 있으며, Fig. 9는 로봇 팔 구성 형상과 캡처 기능 시험 모습을 보여준다.

FREND 로봇 팔은 과거 화성 탐사선 임무에도 사용되었으며, 시스템 설계는 2000년대 중반 DARPA의 우주 궤도 수정을 위한 우주선 및 FREND 프로그램을 위해 개발된 비행 인증



Fig. 8. xLink robotic arm.



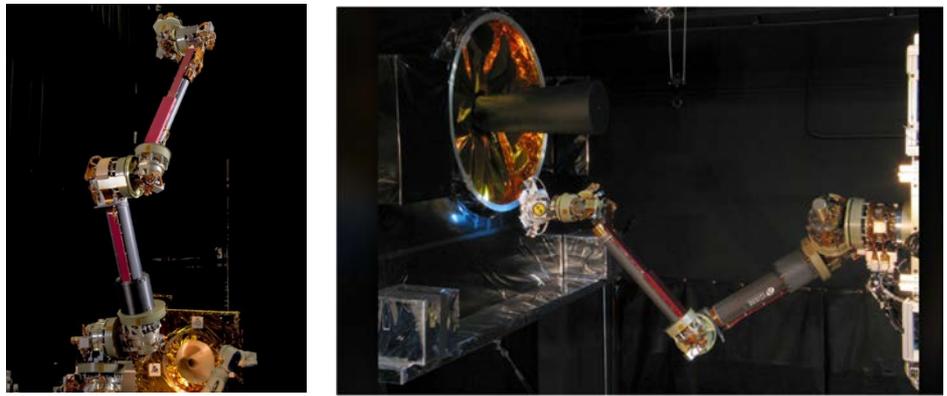


Fig. 9. FREND robotic arm. FREND, Front-end Robotics Enabling Near-term Demonstration.

로봇 팔로써 그 활용도가 매우 크다. 특히 모션 제어, 로봇 소프트웨어 프레임워크, 힘-토크 센서, 관절 설계 및 비행 운영 경험에 대한 이전 NASA 및 DARPA 투자를 기반으로 개발되었다. FREND 로봇 팔은 어깨 관절 3축, 팔꿈치 1축, 손목 관절 3축 등 7 자유도로 구성되어 있으며, 팔 말단은 6축 힘/토크 센서와 데이터, 전원 및 영상 센서 인터페이스를 제공하며, 로봇 팔 길이는 2 m, 자중 78 kg, 가반하중 10 kg, 말단 속도 15 cm/sec의 사양을 가지고 있으며, 지구 표면 1 g 환경에서 시험 가능하도록 설계되었다.

2.10 Space Infrastructure Dexterous Robot(SPIDER)[10]

OSAM-1 우주선에는 SPIDER(Space Infrastructure Dexterous Robot)라는 탑재체가 장착되어 있다. NASA는 Maxar Technologies와 통신 안테나를 로봇으로 조립하고 궤도에서 우주선 빔을 제조하는 1억 4,200만 달러 규모의 계약을 체결하였고, 이 기술 시연은 저궤도에서 위성을 서비스하고 연료를 재급유하도록 설계된 NASA의 Restore-L 우주선에서 진행될 예정입니다. Restore-L 우주선은 SPIDER라는 탑재체를 수용하도록 수정될 것이다. 이 탑재체에는 5미터의 경량형 로봇 팔이 포함된다. NASA Tipping Point 파트너십의 지상 시연 단계에서 이전에 Dragonfly로 알려졌던 SPIDER는 3미터의 통신 안테나를 구축하기 위해 7개의 구성요소를 조립할 것이며, 그 모습은 Fig. 10과 같으며, 로봇으로 조립된 안테나는 지상국과 함께 Ka 대역 전송 시연을 할 예정이다.

이 탑재체는 또한 KRAKEN 로봇 팔을 개발 업체인 Tethers Unlimited가 개발한 기술을 사용하여 10미터 경량 합성 빔을 제조할 것이며, 이러한 시연의 제조요소를 통해 궤도에서 대형 우주선 구조물을 건설할 수 있는 능력을 검증할 것이다.

2.11 K-Space Robot Manipulator

한국생산기술연구원(KITECH)과 한국항공우주연구원(KARI)이 개발한 초소형 위성 탑재 가능한 로봇 팔이며, 주요 사양으로는 자중 4.2 kg과 총 7 자유도를 가지며, 위성 내부에 수납 상태에서 외부로 전개하기 위한 슬라이딩 1축, 그리퍼 1축의 자유도를 추가로 가지고 있다. 또한, 총 탑재 공간은 12 U 크기 초소형 큐브 위성의 4 U 안에 수납이 가능하도록 설계되었으며, Fig. 11은 로봇 팔의 수납 구조 및 1 g 환경에서의 기능 시험 모습을 보여준다.

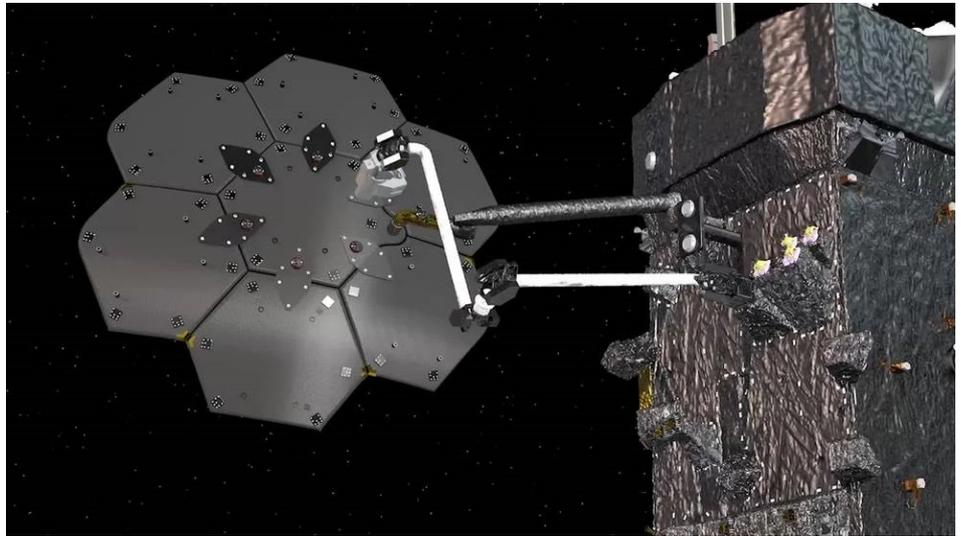


Fig. 10. SPIDER robotic arm. SPIDER, Space Infrastructure Dexterous Robot.

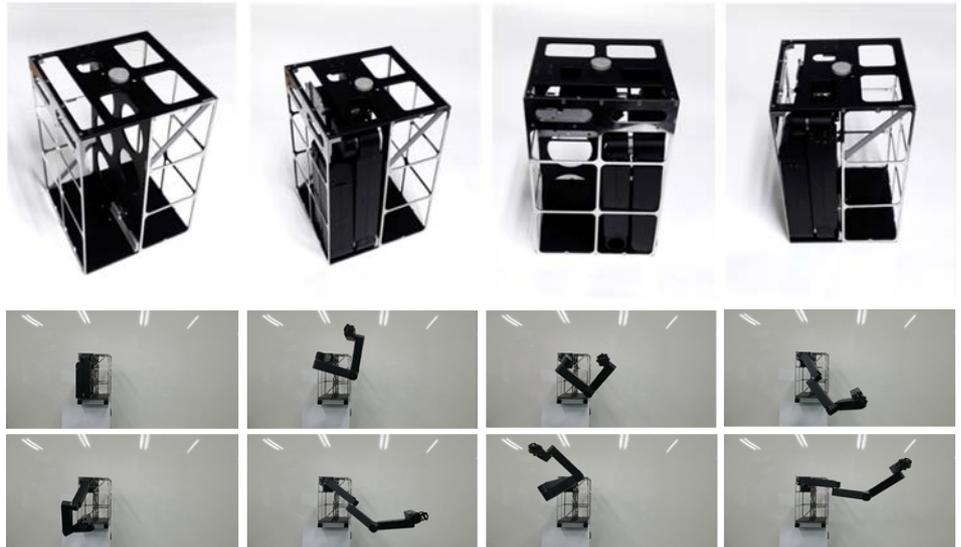


Fig. 11. K-Space Robot Manipulator.

3. 결론

다양한 우주용 로봇 팔의 기술개발 동향 및 기능을 본 기고문에서 살펴본 바와 같이 그 동안 통신 및 관측 기능 위주의 정적인 우주산업관련 기술에서 로봇 팔이 탑재되면서 우주환경에서 다양한 동적 서비스 지원을 위한 프로젝트들이 계획 및 실행되고 있다. 지구 환경과는 다르게 우주환경은 미세중력, 고/저온, 진공, 우주 방사선 등 로봇이 운용되기 위해 극복해야 할 환경적 요소가 많지만, 향후 많은 기술개발을 통해 부품 및 시스템 기술이 발전할 것으로 기대된다. 추가적으로 이러한 우주용 로봇 팔 탑재체의 상용화를 위해서는 우주환경에서 임무수명이 다할 때까지 성능 보장을 위해 지상 시험/검증 절차 및 시스템 관련 개발이 필수적

으로 요구되며, 이를 통해 개발 비용과 리스크를 줄일 수 있을 것으로 기대된다. 마지막으로 국내에서도 이러한 우주 로보틱스 기술 경쟁력 확보를 위해 다양한 산업분야에 활용되었던 로보틱스 기술을 우주로 보내기 위한 기술 고도화가 필요하며, 기존 위성 개발자들과 로봇 개발자들 간의 우주용 부품 및 기술 공유를 통한 협력이 필요할 것으로 보인다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 기본사업으로 수행 중인 ‘궤도상 서비싱 기반기술 개발’ 연구의 일부이며, 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

1. Government of Canada, Canadarm, Canadarm2, and Canadarm3: A comparative table (2009) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://www.asc-csa.gc.ca/eng/iss/canadarm2/canadarm-canadarm2-canadarm3-comparative-table.asp>
2. Government of Canada, About Dextre (2022) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://www.asc-csa.gc.ca/eng/iss/dextre/about.asp>
3. European Robotic Arm [ERA], European Robotic Arm (2021) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/International_Space_Station/European_Robotic_Arm
4. Tethers Unlimited, Robotic arm, KRAKEN (n.d.) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://www.tethers.com/robotic-arm/>
5. MARS Exploration Rover, Rover Robotic Arm (2020) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://mars.nasa.gov/mer/mission/rover/arm/>
6. MARS Science Laboratory, Robotic Arm (2020) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/rover/arm/>
7. National Aeronautics and Space Administration [NASA], Luna Surface Manipulator System (LAR-TOPS-73) (n.d.) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://technology.nasa.gov/patent/LAR-TOPS-73>
8. Motiv Space Systems, Build the future of space with: xLink space-rated modular robotic arm system (2020) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://motivss.com/products-capabilities/robotics/xlink/>
9. NASA'S Exploration & In-space Services, Robotic Servicing Arm (n.d.) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: https://nexis.gsfc.nasa.gov/robotic_servicing_arm.html
10. National Aeronautics and Space Administration [NASA], NASA funds demonstration of assembly and manufacturing in space (2020) [Internet], viewed 2022 Sep 20, available from: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-funds-demonstration-of-assembly-and-manufacturing-in-space>

Author Information

원 대 희 daehee@kitech.re.kr



한양대학교 전기공학과에서 2015년 박사학위를 취득하였다. 2003년부터 현재까지 한국생산기술연구원 AI로봇연구부문에 재직 중이며, 제어시스템 연구개발을 수행하고 있다. 2005년부터 2006년 산업자원부 로봇산업팀에 근무하였으며, 주요 관심연구분야로는 로봇 및 비선형 시스템 제어이론, 우주로보틱스, 임베디드 제어시스템, 실시간 모션 네트워크이다.

소 병 록 newmal@kitech.re.kr



한양대학교 전자전기제어계측공학과에서 2006년 박사학위를 취득하였다. 2006년부터 현재까지 한국생산기술연구원 AI로봇연구부문에 재직 중이며, 메커니즘 연구개발을 수행하고 있다. 주요 관심연구분야로는 휴머노이드, 우주로봇, 다자유도 로봇 메커니즘, 병렬메커니즘, 동작계획이다.

김 해 동 haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 2022년 8월까지 한국항공우주연구원에서 근무하면서 아리랑위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 우주쓰레기 캡처시스템 지상시험모델, 6U급 초소형위성 개발, 궤도상서비성 과제들의 연구책임자를 맡았다. 2022년 9월부터 경상국립대학교 항공우주및소프트웨어공학부 교수로 재직하면서 뉴스페이스 시대 다양한 우주시스템들에 대한 연구개발을 지속하고 있다.

기술논문

신호정보수집 위성 기술 동향

한종운, 이유선, 최동원, 박종환, 김홍래[†]

(주)솔탑

Trend of Satellite Technologies for Signal Information Acquisition

Jong-woon Han, Yoo-seon Lee, Dongwon Choi, Jonghwan Park, Hongrae Kim[†]

Soletop Co., Ltd., Daejeon 34051, Korea



Received: October 13, 2022
Revised: October 28, 2022
Accepted: November 4, 2022

†Corresponding author :

Hongrae Kim
Tel : +82-42-334-2001
E-mail : hrkim@soletop.co.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Jong-woon Han
<https://orcid.org/0000-0001-5748-2598>
Yoo-seon Lee
<https://orcid.org/0000-0002-0611-9382>
Dongwon Choi
<https://orcid.org/0000-0003-4601-0135>
Jonghwan Park
<https://orcid.org/0000-0002-2255-0922>
Hongrae Kim
<https://orcid.org/0000-0002-4317-3919>

요약

신호정보위성은 수집된 신호를 바탕으로 신호원의 위치와 신호의 종류를 식별하는 위성이다. 이러한 신호정보위성은 영상정보위성에 비해 정확도가 떨어지지만 감시정찰자산으로 중요한 의미를 내포하고 있다. 냉전시대부터 현재에 이르기까지 신호정보위성의 기술 동향을 다룬다. 또한 본 논문에서는 저궤도 위성 기반 신호정보수집이 정지궤도 위성 기반 신호정보수집에 비해 갖는 장단점을 분석하였다.

Abstract

A signal information satellite is a satellite that estimates the location of a signal source on the earth and identifies the type of signal based on the collected signals. These signal information satellites are less accurate than image information satellites, but they have important implications as surveillance and reconnaissance assets. This paper covers the technological trends of signal information satellites from the Cold War era to the present. In addition, this paper shows the advantages and disadvantages of low earth orbit (LEO) satellite-based signal information collection compared to geostationary orbit (GEO) satellite-based signal information collection.

핵심어 : 신호정보, 저궤도 위성, 소형위성

Keywords : signal intelligence (SIGINT), low earth orbit (LEO) satellite, small satellite

1. 서론

신호정보(signal intelligence)는 통신감청(communication intelligence, COMINT)와 함정이나 지상의 레이더 등에서 발생하는 신호를 획득하는 전자정보(electronic intelligence, ELINT)를 의미한다[1].

미국과 소련이 1960년대부터 상호 감시를 위해서 위성시스템을 구축했으나, 구소련의 붕괴로 냉전시대가 무너지면서 군비경쟁에 안정적인 비용투입이 어려워 신호정보위성의 유지

가 어려워졌고, 동시에 상호 감시 필요성이 감소되었다[2,3]. 하지만 최근 신호정보가 상호 감청 외에도 국가간 분쟁 문제 해결(국경 분쟁, 불법 조업 감시)에 활용되고 있고, 숲 등에서 불법 사냥, 생활 신호 획득을 통한 도서지역 감시 등에도 사용될 수 있다. 이런 이유로 최근 많은 연구개발이 수행되고 있고 상용으로 신호정보를 서비스하는 곳도 생겨났다[4,5].

본 논문에서 냉전시대부터 현재까지 신호정보위성의 추세를 살펴보고 기술적인 사항과 성능을 살펴본다. 특히 미국, 러시아, 중국, 프랑스 등에서 발사한 대형위성 기반의 신호정보위성을 분석하였고, 뉴스페이스 시대에 맞춰 새로운 기업들이 신호정보취득을 위해 어떤 기술을 적용하였고, 고객들에게 어떤 서비스를 제공하는지를 살펴본다.

본 연구에서는 향후 본 연구팀의 목표로 고려하고 있는 저궤도 초소형위성 기반 신호정보 수집의 장단점을 무인기 기반의 신호정보 수집 임무와 정지궤도 위성 기반 신호정보 수집 임무와 비교하여 분석하였다. 또한 저궤도 초소형위성 기반 신호정보 수집을 위해서 어떤 기술들이 필요한지에 대해 알아보려고 한다.

2. 신호정보의 정의 및 필요성

본 논문에서는 다루는 신호정보란 각종 통신장비 및 전자장비에서 방출되는 전자기파를 기반으로 취득하는 정보를 의미한다. 이러한 정보를 생산하기 위해서는 신호를 수집하여 처리하고 분석하는 등의 제반활동이 포함된다. 신호정보는 전자기파의 종류에 따라 통신정보, 전자정보 등으로 분류된다. 통신정보(COMINT)는 사람과 사람간의 통신 내용을 바탕으로 취득한 정보를 의미하고 전자정보(ELINT)는 특정 시설로부터 방출되는 통신/비통신 전자기적 신호를 감지하고 분석하는 것을 의미한다. 전자정보는 레이더 신호부터 미사일 및 위성통신 등과 같이 지상통제소간 교신 내용을 포함한다.

신호정보수집은 크게 관심 위성의 주변으로 이동하여 신호를 수집하는 임무와 지상의 불특정한 신호를 수집하여 신호원의 위치를 파악하는 임무로 분류되게 된다. 전자는 목표하는 위성에 접근하여 근접 운용을 통해 신호를 획득하는 개념이며, 정지궤도에서 주로 활용되는 개념이다. 후자는 지상의 불특정한 신호원의 위치를 파악하기 위해 식별하게 위해 단일/편대비행 운용하는 개념이다. 2개의 임무 운용 모드가 같이 수행된다면 효과적으로 RF 측면에서 이상징후를 대응할 수 있게 된다.

전자의 대표적인 임무는 Mentor 4/Advanced Orion 위성이며, 동경 100도에 배치되어 있다가 이동하여 원하는 정보를 취득하였다. 점차 중국쪽으로 이동하여 중국의 RF 신호를 감시하거나 Fig. 1과 같이 Thuraya2 위성근처로 이동하여 아프가니스탄 및 파키스탄에서 발생하는 위성전화를 감청하여 정보를 수집하였다[6].

후자의 대표적인 임무로는 최근 발사된 HawkEye360이 대표적이다. 3개 위성이 편대비행하며 운용되고, 3개의 위성이 동일한 신호를 취득한 내용을 바탕으로 TDOA(time difference of arrival)/FDOA(frequency difference of arrival) 알고리즘을 이용하여 지상신호원의 위치와 속도를 추정한다[5].

신호정보위성은 위성영상으로부터 획득하지 못하는 정보를 획득하여 의사결정에 도움을 줄 수 있다. 위성영상은 정밀하고 고해상도 영상을 획득하지만 Fig. 2와 같이 좁은 대역폭으로 인해 광대역으로 발생하는 징후를 인지하기 쉽지 않다. 신호정보체계는 위성영상정보의

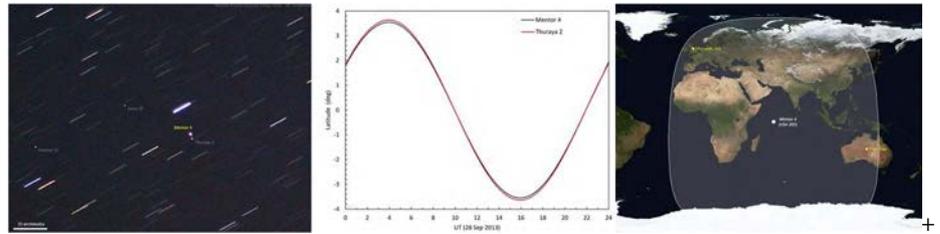
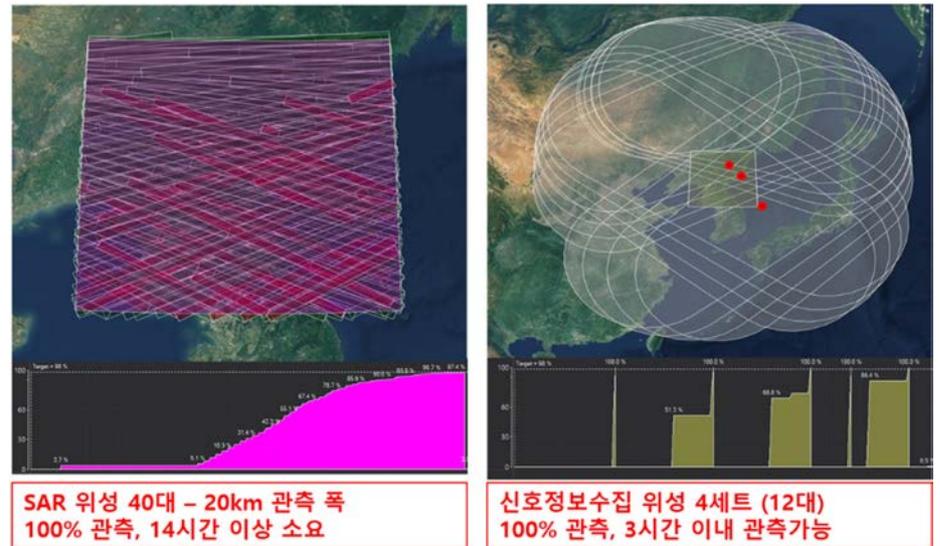


Fig. 1. 신호정보위성과 영상위성 관측폭 비교[6].



**SAR 위성 40대 - 20km 관측 폭
100% 관측, 14시간 이상 소요**

**신호정보수집 위성 4세트 (12대)
100% 관측, 3시간 이내 관측가능**

Fig. 2. 신호정보위성과 영상위성 관측폭 비교.

한계를 극복하고 탐지 및 공격에 이르는 합동작전에 활용하여 사용자의 의사결정을 신속하고 정확하게 할 수 있도록 도움을 준다.

특히, 한반도의 특성상 3면이 바다이고, 여러 국가와 exclusive economic zone에 대한 분쟁이 때문에 광역으로 감시가 필요하다. 특히 불법 어선, 선박 및 밀수 교류 감시 시 기존 자산인 무인기 등을 운용하기에는 날씨, 운용 거리 등에 한계가 있다. 뿐만 아니라 좁은 관측폭을 갖는 위성영상으로는 관심 지역에 대한 광대역 관측이 어렵기 때문에 신호정보위성을 통한 광범위한 관측이 필요하다.

3. 기존 신호정보위성 추세

3.1 미국의 신호정보 위성

미국 정부에서 운용한 SIGINT 위성 프로그램은 발사 년도 순으로 분류하면 Table 1과 같다. 동일한 시리즈로 여러 개 발사되기도 하였으나 시리즈별로 위성을 분류하였다. 신호정보 수집 위성은 주로 냉전시대에 주변국을 감시하기 위한 주요한 감시정찰 수단이었으나, 냉전 시대가 종료된 후에도 지속적으로 주요 지역에 대한 감시정찰 수단으로 운용하고 있는 것으로 알려졌다. 초기 형상을 제외하고는 대부분의 위성이 메쉬 소재 기반의 대형전개형 안테나를 사용하고 있으며[7], 점차 안테나가 대형화하는 추세였고, 적국을 감청하는 목적으로

Table 1. History of USA SIGINT Satellites

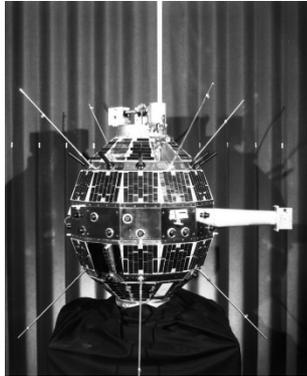
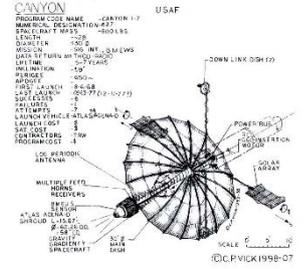
발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
1960– 1961	GRAB(SOLRAD)		궤도: LEO 임무: ELINT, X-ray 센서를 이용하여 주변국의 군사시설 설치 감시 운영기관: US Navy
1962– 1971	FERRET(SAMOS)		궤도: LEO 임무: SIGINT(COMINT & ELINT) – 30 MHz–50 GHz의 신호를 감청(CW, AM, FM 기타 복조) 10 km 이내에서 신호원의 위치를 추정할 수 있음. 이후 RHYOLITE, JUMPSEAT, CHARLET/VORTEX, MAGUM ORION, ADVANCED ORION(METEOR) 등으로 파생됨 운영기관: US Air Force
1962– 1971	POPPY		궤도: LEO 임무: 러시아의 대공 및 미사일 방어 레이더의 신호 수집. TDOA를 통해 위치 파악 운영기관: Naval Research Laboratory
1968– 1969	Spock Bird (CANYON)		궤도: IGSO 임무: 러시아의 무선 통신 감시 (다중 피더를 가지고 있어 다양한 주파수 대역 감시) 운영기관: US Air Force

Table 1. (Continued)

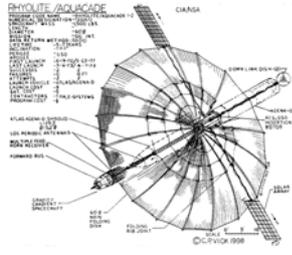
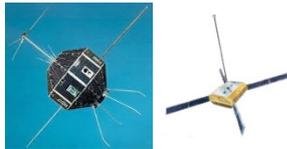
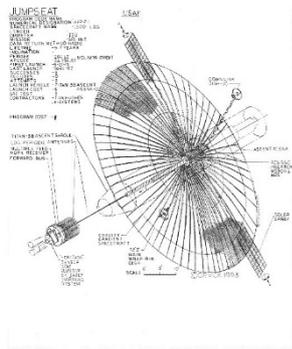
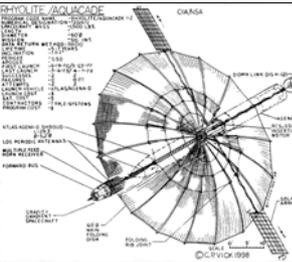
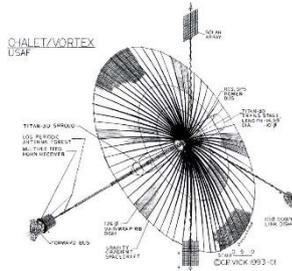
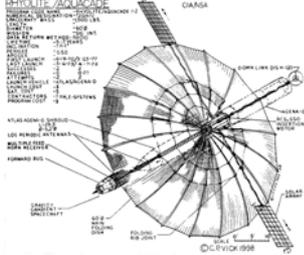
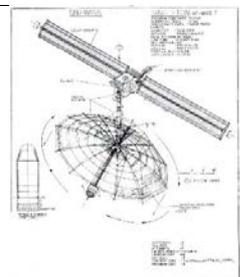
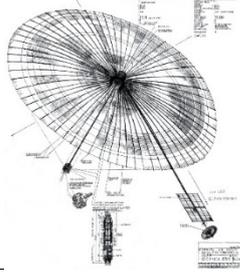
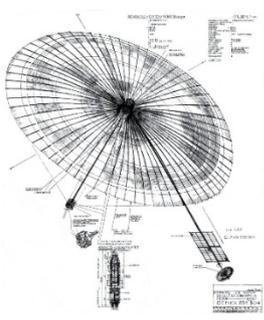
발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
1970- 1973	Rhyolite		궤도: GEO 임무: 러시아와 중국의 미사일 통신 감시를 목적으로 발사됨. 인도-파키스탄 전쟁, 베트남 전쟁, 러시아의 ICBM 시험의 신호 수집에도 운용됨 운영기관: National Reconnaissance Office
1970- 2022	NOSS		궤도: LEO 임무: 해양감시를 주 목적으로 발사되었으며, 주로 선박과 비행기의 radio transmission 데이터를 수집 운영기관: US Navy
1971- 1983	Jumpseat		궤도: HEO 임무: 러시아탄도 미사일 경고 레이더 모니터링, microwave line-of-sight communications beams 차단, Molniya 궤도에서 운용되는 러시아 통신 위성의 상향/하향 링크 수집 운영기관: US Air Force
1975- 1978	Rhyolite-M		궤도: GEO 임무: 총 4대가 운용되었으며 40 m급의 안테나를 탑재하여 SIGINT 임무 수행 운영기관: CIA
1978- 1989	CHARLET/VORTEX		궤도: IGSO 임무: CANYON과 마찬가지로 대형안테나와 다중피더 보유 (38 m 크기의 안테나 보유) 운영기관: US Air Force

Table 1. (Continued)

발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
1985- 1989	Aquacade		궤도: GEO 임무: Rhyolite 위성을 대체하는 위성. Aquacade 4의 경우에는 캄차카 반도 주변의 탄도미사일 차량과 러시아의 마이크로파 전송 등의 신호정보 수집에 이용됨 운영기관: National Reconnaissance Office
1990 -	SB-WASS		궤도: LEO 임무: NOSS 위성의 대체위성으로 적외선 센서를 이용하여 항공기와 선박 추적 임무 수행 운영기관: US Navy
1994- 1998	Mercury (Advanced Vortex)		궤도: IGSO 임무: Microwave를 주로 감청하며 민감도가 높아 휴대폰 및 기타신호 수집에 이용됨. 두 개의 위성을 동시 사용해 신호원 위치 추정 운영기관: USAF
1994- 1997	Trumpet		궤도: GEO 임무: Jumpseat 위성을 계승하는 프로젝트로 Jumpseat 위성과 동일하게 러시아 탄도 미사일 경고 레이더 모니터링, microwave line-of-sight communications beams 차단, Molniya 궤도에서 운용되는 러시아 통신 위성의 상향/하향 링크 수집 운영기관: US Air Force
1995- 2020	Mentor		궤도: GEO 임무: 5,200 kg 정도의 100 m 안테나를 가지고 있는 위성임. VHF부터 핸드폰 등을 감청하는 목적임 운영기관: NRO

SIGINT, signal intelligence; COMINT, communication intelligence; ELINT, electronic intelligence; LEO, low earth orbit; TDOA, time difference of arrival; GEO, geostationary orbit.

발사된 위성이 대부분이기 때문에 정지궤도에서 운용되었다. 대형전개형 안테나를 이용하여 안테나이득을 높이는 형태로 시스템이 구성되었고[8], 최근 발사된 위성 Trumpet의 안테나의 크기는 최대 150 m까지 증가하게 되었다. 대부분의 신호정보위성이 광대역으로 신호를 취득하는 것이 목표이기 때문에 log-periodic antenna를 다수 이용하여 안테나를 구성한 특징을 갖는 것을 Table 1을 통해서 알 수 있다.

3.2 러시아 위성

러시아의 신호정보위성은 Table 2에 정리하였으며, 초기에는 미국과 다르게 평판형 안테나를 이용하는 형태가 대부분이었고, 러시아에서 발사가 가능한 Molniya 궤도로 운용되었음을 알 수 있다. 최근 발사된 Pion-NKS의 경우 신호정보 외에 SAR 운용이 가능하도록 위성을 설계한 것이 특징이다. Pion-NKS는 2021년 6월에 소유주로 발사되었다.

Table 2. History of Russian SIGINT Satellites

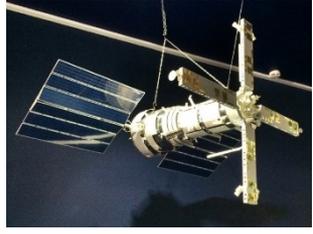
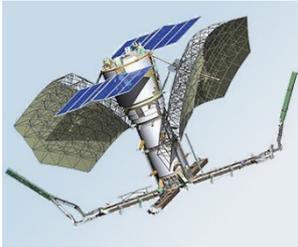
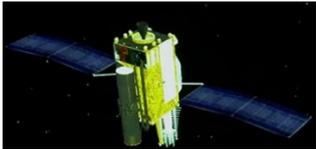
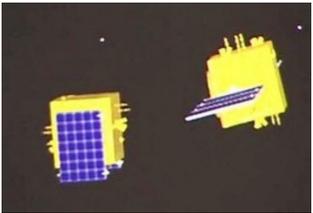
발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
1960- 1992	Tselina		궤도: Molniya Orbit 임무: Tselina-O, D, R, 2 등 지속적으로 발전된 형태로 운용됐으며, 우주에서의 신호수집을 목표로 운용됨.
1970- 2006	US-A/P/PM (Upravlenkiye Sputnik Passivny)		궤도: Molniya Orbit 임무: 레이더를 이용해 군함발견 및 전파를 탐지하며 위치결정을 통하여 군함 및 잠수함의 대함 미사일 표적데이터 제공.
2009- 2021	Lotos		궤도: Molniya Orbit 임무: Tselina-2 대체하는 위성이며 장파장 신호 포착 능력을 향상했으며, 넓은 범위의 주파수 감지를 통해 위치결정 능력을 향상함. 정보를 디지털 신호로 변환하여 전송함.

Table 2. (Continued)

발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
2013-	Pion-NKS		궤도: Molniya Orbit 임무: US-PM 과 US-A 를 대체하는 위성으로 SAR 페이로드를 탑재하여 신호 수신을 시간 공유 방식으로 동작하여 목표를 동시에 관찰 가능함.

SIGINT, signal intelligence.

Table 3. History of Chinese SIGINT Satellites

발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
2002	Shenzhou		궤도: LEO 임무: 3개의 안테나를 이용하여 300-1,000 MHz 대역의 신호를 취득하여 신호발신지의 위치를 추정하는 TDOA 임무 수행. 7개의 안테나를 이용하여 AOA 수행
2015- 2021	Qianshao- 3(TJS)		궤도: GEO 임무: Ka-band 시험용으로 발사되었다고 발표되어 있으나 메쉬 안테나 외 여러 안테나들의 배치로 미루어 봤을 때 군용 SIGINT 용도로 의심됨 운영기관: CAST
2018- 2021	Yaogan-32- 01-01, 02		궤도: SSO 임무: 임무 목적은 공식적으로 발표된 바 없으나 발사 방송에서 유출된 정보를 기반으로 SIGINT 위성이라 추측됨 운영기관: CAST
2019- 2021	Ningxia		궤도: LEO 임무: 세계 최초의 상업적 용도의 EM spectrum signal monitoring 위성 운영기관: DFH Satellite

SIGINT, signal intelligence; LEO, low earth orbit; TDOA, time difference of arrival; GEO, geostationary orbit.

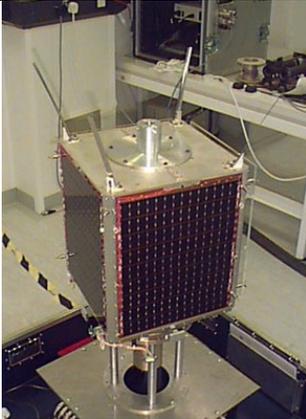
3.3 중국 위성

중국도 미국/러시아와 마찬가지로 비슷하게 신호정보획득 능력을 확보를 위해 노력해 온 것으로 알려졌다. 냉전시대에는 마오쩌둥의 지지를 받아 701 프로젝트를 통해 1970년대 신호정보 위성을 획득하기 위해 노력해 왔으나 정치적인 이유로 실패로 끝났다. 그 이후 중국의 경우 공식적으로 SIGINT 위성을 발사하고 운용한 사례를 발표한 바 없으나, 사진으로 보여지는 위성의 형태 혹은 메쉬를 이용한 대형전개형 안테나를 운용하는 등 안테나의 형태를 바탕으로 SIGINT 위성임이 추측 가능하다. 중국에서 발사된 위성들 중 신호정보 위성으로 추측되는 위성들은 Table 3과 같다.

3.4 프랑스 위성

프랑스 위성은 2000년대 초부터 저궤도에서 신호정보수집 위성을 운용하는 것을 목표로 개발해왔다. 2021년에 발사한 CERES는 3대의 위성이 편대를 이루어 운용되며 지상신호를

Table 4. History of French SIGINT Satellites

발사년도	프로그램 이름 (위성이름)	위성형상	특징
1999	Clementine		궤도: LEO 임무: 20 MHz-1 GHz 범위의 대상 지역의 저주파 전자 신호 수집 운용기관: DGA
2004	Essaim		궤도: LEO 임무: 지구 저궤도에서 4대의 120 kg 급 Microsatellites 군집을 통한 신호정보 수집 및 매핑 운용기관: DGA
2021	CERES		궤도: LEO 임무: 3대의 군집형태로 이루어진 ELINT 위성 시스템으로 지상 신호 감지 및 위치 추정 운용기관: DGA

SIGINT, signal intelligence; LEO, low earth orbit; ELINT, electronic intelligence.

감지하고 위치를 추정하는 임무를 수행하고 있다. CERES의 경우 0.5 GHz에서 40 GHz까지 신호를 취득할 수 있도록 시스템이 구성되어 있으며, ELINT 임무를 수행할 수 있도록 되어 있다. PRF의 경우 50~500 kHz, 펄스폭은 50 ns~500 us까지 관측이 가능한 것으로 알려져 있다. 또한 신호의 특징 외에 신호원의 위치 등을 추정할 수 있도록 시스템이 구성되어 있다 (Table 4).

4. 최근 신호정보위성 추세

앞의 위성들은 대부분 군사적 목적으로 정부에서 투자한 전통적인 위성 프로그램에 해당된다. 최근 뉴스페이스 시대에 맞춰 민간에서의 신호정보 위성이 많이 발사되어 서비스 중에 있다. 대부분 AIS 신호 획득 및 배포 또는 해안 감시에 그 목적을 두고 운용하고 있다. 현재까지 발사된 신호정보위성 및 서비스 형태는 Table 5와 같다. AIS 정보 획득 및 배포에 있어서 Spire가 현재까지 오랜 기간 서비스하고 있으며, RF 정보 획득 및 RF 방출 위치 추정에 대한 서비스는 HawkEye360에서 수행하고 있다.

전술한 바와 같이 대부분 AIS 탑재체에 초점이 맞춰져 있으며, 'RF 스펙트럼 모니터링'용으로 제한적인 주파수에 대해서 취득 가능하도록 개발되었다. 대부분의 신호정보취득을 위해 Cognitive Radio인 SDR(Software Defined Radio)을 이용하고 있다. HawkEye 360은 다양한 안테나를 탑재하고 있어 VHF, UHF, S-band, L-band 등까지 취득이 가능하도록 안테나 탑재를 하고 있는 것으로 보인다.

HawkEye360에서 서비스하고 있는 서비스 모델을 살펴보면 다음과 같다.

- 서비스 가능 주파수

- VHF Marine Communications (48 Channels), 156.050-157.425 MHz
- VHF Ch. 70 Digital Selective Calling (DSC), 156.525 MHz
- UHF Push-to-Talk, 462.5625-462.7250 MHz and 467.550-467.725 MHz
- L-Band Mobile Satellite Devices - GEO-Mobile Radio (GMR), 1,626.5-1,660.5 MHz
- GPS Interference, 1,547-1,576 MHz
- S-band 3.05 GHz Marine Radar
- X-band 9.375-9.454 GHz Marine Radar

- 임무 관련 서비스

- RF 신호 데이터 탐색: 지도상 표출, 히트맵 표시 등
- 해안 감시 정보: 선박 등록, 선박 추적, 선박 랑데부 탐지, 다크쉽 탐지

- 데이터 서비스(RF GEO, Fig. 2)

- RF 신호 탐지 및 위치 서비스

- 데이터 분석(SEAker)

- 선박 활동 감시

Table 5. 최근발사된 초소형 SIGINT 위성

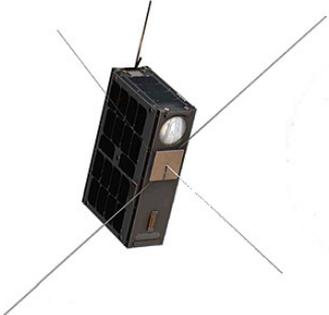
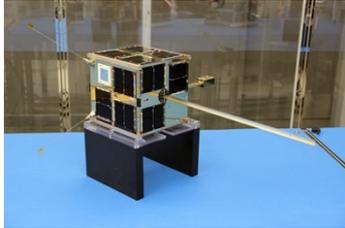
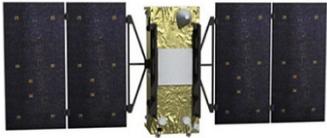
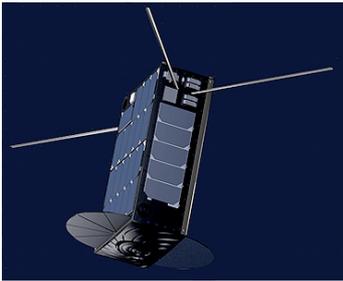
발사년도	위성이름	위성형상	특징
2018-	Hawk Series		궤도: LEO 국가: 미국 임무: 3대의 편대비행을 이용하여 지상 위치원 추정 및 RF 스펙트럼 관측. 최근에는 광대역 관측을 위해 Spiral 안테나 이용 중. 운영기관: HakwEye360
2015-	Lemur Series		궤도: LEO 국가: 미국 임무: 상용서비스 중이며, AIS 및 ADS-B 데이터 수신 후 배포 중에 있음. 운영기관: SPIRE
2021-	Bravo/Charlie		궤도: LEO 국가: 미국 임무: RF 스펙트럼 모니터링 운영기관: SpaceQuest, Aurora Insight
2014-	Perseus-M		궤도: LEO 국가: 미국 임무: AIS 수집 운영기관: Aquila Space
2012-	ExactView Series		궤도: LEO 국가: 캐나다 임무: AIS 수집 운영기관: exactEarth / COM DEV / Myriota

Table 5. (Continued)

발사년도	위성이름	위성형상	특징
2017-	NORSAT Series		궤도: LEO 국가: 노르웨이 임무: AIS 수집 운영기관: Norsk Romsenter
2017-	HEAD Series		궤도: LEO 국가: 중국 임무: AIS 수집, 45 kg 중량, VEDS 및 ADS-B 탑재할 계획임. 운영기관: Head Aerospace
2019-	UnseenLab		궤도: LEO 국가: 프랑스 임무: AIS 및 RF 스펙트럼 모니터링
2021-	KSM Series		궤도: LEO 국가: 룩셈부르크 임무: AIS 및 RF 스펙트럼 모니터링

SIGINT, signal intelligence; LEO, low earth orbit.

HawkEye 360의 경우에는 우크라이나의 사례를 통해서 GPS Jamming 위치에 대한 추정 결과를 보여줬으며, 인도-중국 접경지역인 갈완 지역에 군사기지 설치 등의 활동을 RF 신호 탐지 및 위성영상의 융합을 통해 분석한 사례도 있다. 이런 형태의 서비스는 각 중앙정부 또는 지방정부에서 관할지역을 효과적으로 관리할 수 있는 수단이 될 수 있음을 보여주었다 (Figs. 3 and 4).

	RFGeo Historic <i>Understand RF activity changes over time</i>	RFGeo Tasked <i>Control where, when, and what to collect</i>	RFGeo Regional Awareness Subscription (RAS) <i>Monitor daily RF activity for key regions</i>
Description	Global historic catalog of RFGeo signal data 90 days past collection	Custom tasked collection request for customer-defined time, location, and signals of interest	Daily RF monitoring for pre-defined SOIs and regions around the world; 6-month or 12-month subscription
Ordering	API or HawkEye 360 Mission Management team	API or HawkEye 360 Mission Management team	API of HawkEye 360 Mission Management team
SOIs	Any from HawkEye 360's SOI catalog	Any from HawkEye 360's SOI catalog	<ul style="list-style-type: none"> VHF Marine Radios X-band L-band
Area of Interest	Global availability	Global availability	<ul style="list-style-type: none"> Mediterranean Sea Middle East
Delivery Methods	<ul style="list-style-type: none"> GeoJSON Mission Space RF analysis platform ArcGIS Pro Add-in 	<ul style="list-style-type: none"> GeoJSON Mission Space RF analysis platform ArcGIS Pro Add-in 	<ul style="list-style-type: none"> GeoJSON Mission Space RF analysis platform ArcGIS Pro Add-in

Fig. 3. HawkEye 360 RFGeo service type.

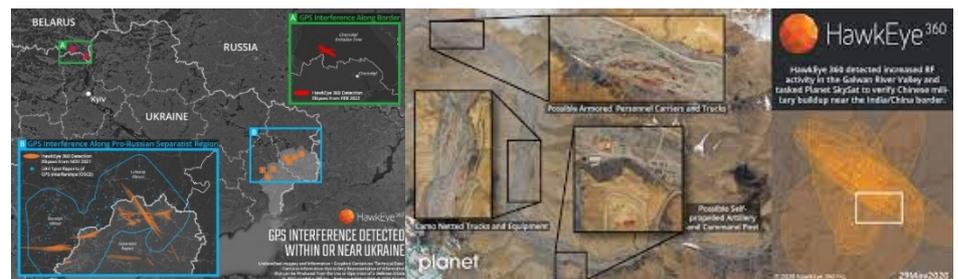


Fig. 4. HawkEye 360 Analysis Cases (Left, Ukraine GPS Jamming; Right, India-China Border).

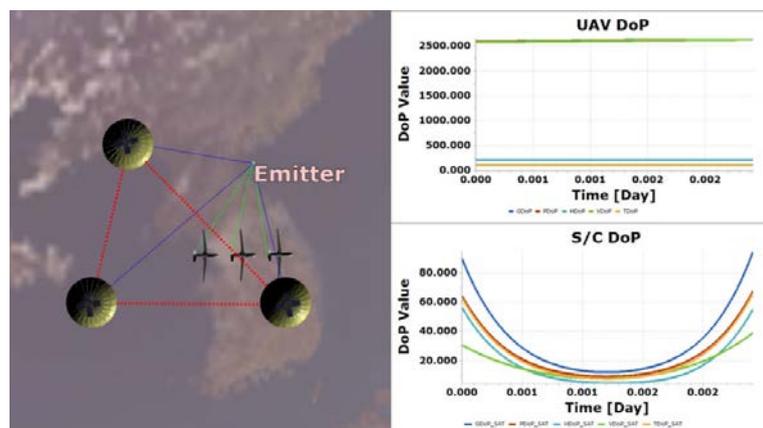


Fig. 5. Comparison of DOP and configuration between aerial vehicles and satellites. DOP, dilution of precision.

5. 저궤도 위성 신호정보 수집의 장단점

5.1 무인기와 비교

전쟁상황에서 무인기 기반 신호정보수집은 위성에 비해 높은 기동력과 적진의 근접 관측이 가능하기 때문에 장점이 많다. 하지만 평시에는 주변국의 공역을 비행하기 어렵기 때문에

신호정보에 대한 감시정찰의 제약사항이 많다. 이로 인해 유인기 또는 무인기로는 위성에 비해 낮은 고각으로 관측해야 한다. 낮은 고각으로 운용시에는 주변의 여러 잡음으로 인해 신호대잡음비(Signal-to-Noise Ratio, SNR)가 좋지 않게 될 수 있고, 위치 추정을 위한 기하학적 배치가 불리하여 상대적으로 낮은 위치 추정 정밀도를 갖는다. 이에 반면 위성은 높은 DOP(dilution of precision)를 생성함과 동시에 신호가 대기 및 지형을 통과하는 거리가 무인기에 비해 짧아서 훨씬 유리하다(Fig. 5).

5.2 정지궤도와 비교

냉전시대 때 대부분의 신호정보 위성이 Molyina 궤도 또는 정지궤도(GSO 또는 GEO)에서 운용되었다. 이는 정확한 위치를 찾아내는데 목적을 두기 보다, 감시공백을 없애고 연속적으로 신호를 감청하기 위한 목적이 있었다. 저궤도 위성은 AoI 관측을 연속적으로 할 수 없는 단점이 존재하지만 상대적으로 작은 안테나로 신호를 취득할 수 있다는 장점이 있다.

현재 한반도에서 정지궤도로 위성을 직접 발사하는 것이 불가능하고, 타국 발사체로 발사한다고 하더라도 정치적인 이유로 불가할 가능성이 높다. 이러한 제약조건은 기존의 대부분의 신호정보 위성을 운용하고 있는 국가들이 자국발사체를 보유하고 있는 것과 연관이 있다.

전술한 바와 같이 동일한 신호세기의 지상신호를 저궤도와 정지궤도에서 각각 수신시 6 dB 이상의 SNR을 얻기 위해서 전개형 안테나에 필요한 안테나 이득과 안테나 크기는 다음 Table 6와 같다. 이때 저궤도 위성은 최대 45° 자세를 틀어서 본다고 가정하고, 정지궤도는 바로 직하방향을 본다고 가정하였으며, 공통적으로 Noise Figure를 6 dB로 설정하고 자유공간 손실만 고려하여 계산한 결과이다. 안테나 효율은 30%를 가정하여 안테나 크기를 계산하였다. 분석 결과를 통해 정지궤도에서는 신호 종류에 따라 30 m 크기의 안테나가 필요한 것을 알 수 있다. 신호의 종류가 더 다양하다고 하였을 때, 요구되는 안테나는 훨씬 더 클 수 있다.

또한 동일하게 3개 위성을 이용하여 동일한 규격으로 위성간 시간동기(100 ns 이하)와 위치 오차(30 m)가 가능하고 동일한 편대형상을 갖는다고 가정하면 저궤도와 정지궤도위성이 갖는 GDOP는 Fig. 6과 같이 획득된다. 저궤도에서는 관측범위 내에서 20 km 이내의 위치 추정오차를 갖는데 정지궤도에서는 300 km 정도 획득됨을 알 수 있다. 또한 위성이 일자로 배

Table 6. Gain and antenna size required for SIGINT on GEO and LEO

SNR > 3 dB 이상 요구	UHF Push-to-Talk	L-band SAT COM	X-band Radar
안테나 이득	(400 MHz-0 dBW, 10 kHz)	(1.6 GHz, EIRP = 0 dBW, 200 kHz)	(9 GHz, EIRP = 30 dBW, 100 MHz)
LEO (500 km w/ 45도 자세)	-11.738 dBi	13.314 dBi (0.51 m)	26.221 dBi (0.4 m)
GEO (35,786 km)	22.959 dBi (5.49 m)	48.010 (27.39 m)	60.918 (19.39 m)

SIGINT, signal intelligence; GEO, geostationary orbit; LEO, low earth orbit; SNR, signal-to-noise ratio.

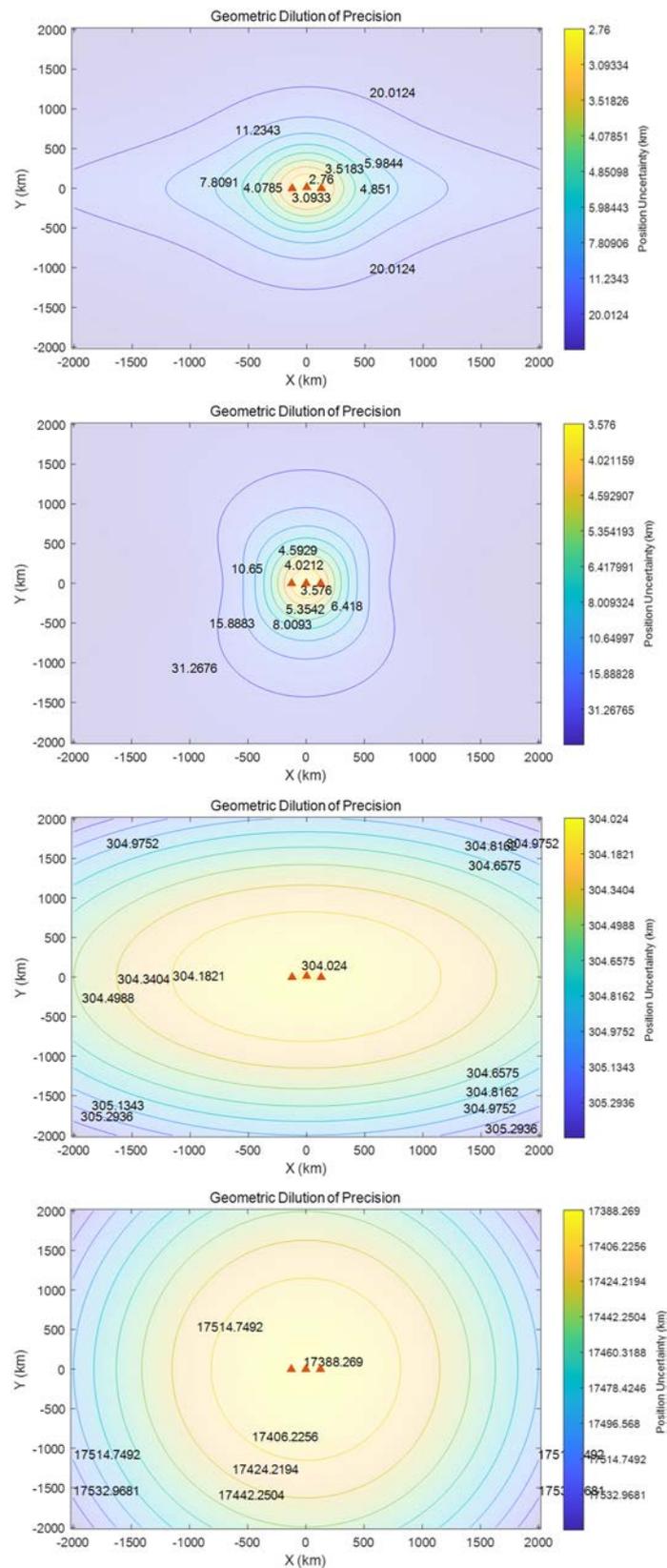


Fig. 6. Comparison of DOP between LEO Satellite and GEO Satellites. DOP, dilution of precision; LEO, low earth orbit; GEO, geostationary orbit.

치되는 형상에서 정지궤도 위성의 경우 수만 km까지 오차가 발생할 수 있고, 이는 저궤도 위성에 비해 신호원 위치 추정의 정확도가 낮을 수 있다는 것을 의미한다.

정지궤도가 갖는 장점은 지속적인 관측이 가능하다는 점이 있다. 저궤도 위성은 특성상 관측시간이 짧아 지속적인 관측이 불가능하며 군집운용을 통해 이를 보완이 가능하나, 정지궤도만큼 지속적인 관측을 위해서는 위성이 수십 개가 필요하다.

다만 저궤도 위성 발사는 국내에서도 가능하고 궤도확보에 제약이 없다. 또한 상대적으로 작은 크기의 안테나만을 가지고도 신호정보를 취득 가능하고, 지상신호원 위치 추정 정확도가 높다는 장점을 갖는다는 것을 알 수 있다. 때문에 위성 발사를 위해서는 요구되는 성능, 임무, 개발 비용, 운용 비용 등 종합적으로 절충분석이 필요하다.

5.3 연구 필요 기술

저궤도 위성 기반 신호정보수집을 위해서는 다음과 같은 기술 연구가 필수적이다.

- 신호정보위성 운용개념
- 신호원 위치 추정 알고리즘 연구
- 신호 식별 알고리즘 연구
- 광대역 안테나
- 대형전개형 안테나
- 신호수집장치

국내 상황에 맞는 신호정보위성의 운용개념이 필요하며, 이에 따른 시스템 아키텍처, 임무 및 지원 방안, 궤도 운용, 자세 운용, 데이터 흐름에 대한 연구가 필요하다. 국내에서 무인기를 이용한 연구는 많이 수행되어 왔으나 위성에 대한 연구사례가 부족한 분야이기 때문에 향후 '설계 참조 임무(design reference mission)'에 대한 연구가 진행되어야 한다.

광대역으로 수신가능한 안테나에 대한 연구개발이 필요하다. 우선적으로 관측대상이 되는 신호원의 종류와 주파수가 Fig. 7과 같이 넓은 범위를 갖기 때문에 광대역으로 수집가능해야 한다. 하지만 저궤도 위성의 경우 대기 항력등으로 인해 안테나를 무한정 크게 탑재하지 못하는 단점으로 인해 넓은 주파수를 커버하도록 다수의 피더 장착에 한계가 있다. 저궤도 위성에서는 가능한 최소의 피더를 구성하여 시스템 복잡도를 낮춰야 한다.

또한 안테나 피더만 가지고 신호식별을 위한 신호 획득에 어려움이 있으므로 저궤도에서 운용가능한 수준의 대형안테나 연구가 필요하다. 특히, 대형 전개형 안테나의 경우 국내 연구사례가 부족한 분야로 많은 연구가 요구된다. 대형 안테나 피더로 선택가능한 형태는 원뿔안테나 또는 로그주기안테나가 활용 가능하다.

또한 다양한 방법으로 신호를 수집하여야 하기 때문에 넓은 대역폭으로 신호를 저장할 수 있는 Cognitive Radio 기술이 필수적이다. 특히 다양한 주파수 및 대역폭으로 신호를 탐색하고 이를 디지털신호로 취득하는 기술이 필요하며, 해당 기술을 신호수집장치로 개발하여 우주용 탑재체로 활용 가능해야 한다.

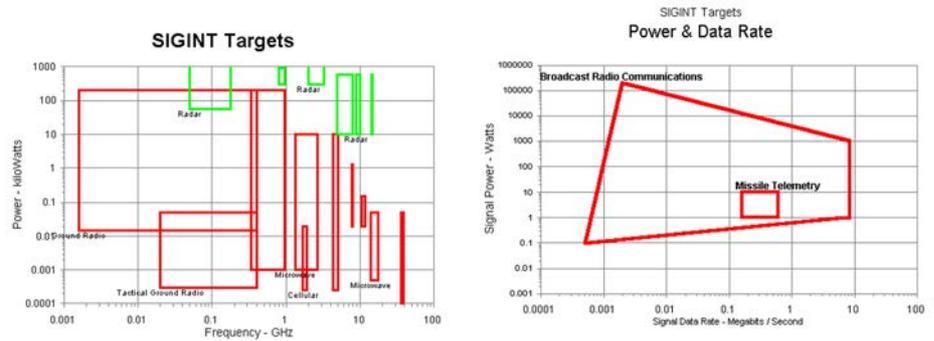


Fig. 7. SIGINT target area [7]. SIGINT, signal intelligence.

운용 및 핵심 하드웨어 기술을 바탕으로 취득된 신호정보는 지상신호원에 대한 위치 추정 이 가능해야 한다. 이러한 TDOA/FDOA 알고리즘은 무인기에서도 많이 수행되어 왔으나, 위성에서 광범위한 영역에서 취득되는 신호정보를 TDOA/FDOA 알고리즘을 통해 다수의 신호 원의 위치를 찾아내는 것은 무인기와 다른 상황이며, 국내에서 연구사례가 많지 않다. 게다가 TDOA/FDOA를 위해서는 위성 간 시간동기, 위성동기 등이 이루어져야 정확한 추정이 가능 한데 이러한 측면에서도 연구가 지속될 필요가 있다.

마지막으로 취득된 RF 신호를 바탕으로 신호원의 특성을 파악하는 기술이 필요하다. 해당 기술은 국내에서도 딥러닝 기술을 이용하여 많이 연구되고 있다. 딥러닝 기술은 위성영상과 유사하게 사전학습을 통해 식별이 가능한 모델을 만드는 데 활용된다. 딥러닝 신호식별 기술 은 수신된 신호를 바탕으로 신호원의 변복조 및 속도를 추정하게 된다. 이를 바탕으로 사전에 구축된 데이터베이스에 근거하여 신호원이 무엇인지 매칭하기 위한 기초 자료로 활용될 수 있다. 이러한 딥러닝 신호 식별 기술은 많이 연구되고 있으나 위성에서 수신된 신호처리에 대 한 기술은 위성이 운용되기 전에 확보되어야 하는 기술이다.

6. 결론

본 논문에서는 저궤도 위성 기반 신호정보위성의 필요성을 설명하였고, 기존에 발사된 신호 정보 위성과 최근 신호정보위성의 추세를 살펴보았다. 과거에서 현재까지 꾸준히 주요 국가들이 신호정보위성을 운용 및 유지 증임을 확인할 수 있었다. 기존 신호정보위성이 정지궤도 위성 기반 신호정보 취득을 하는데 반면, 최근에는 저궤도 군집위성으로 운용하는 형태로 추세의 변화를 확인하였다.

또한, 저궤도 위성 기반 신호정보획득의 장단점을 무인기 기반 신호정보자산과 정지궤도 위성 기반 신호정보자산과 비교하여 분석을 수행하였다. 저궤도 위성 기반 신호정보체계를 이용 시 무인기 및 정지궤도에 비해 갖는 단점들이 존재하지만 정확한 신호 위치 추정과 신호 획득에 용이함을 알 수 있었다.

마지막 향후 국내 연구 기반 수립을 위해 저궤도 위성 기반 신호정보수집 위성에 필요한 필수 기술에 대해서 정리하였으며, 향후 국내에서도 신호정보수집 위성 기술에 대한 연구 기반이 확장되기를 기대한다.

감사의 글

이 연구는 2021년 정부(방위사업청)의 재원으로 국방과학연구소의 지원을 받아 수행된 미래도전국방기술 연구개발사업(No. 915032201).

References

1. O'Donoghue NA, Emitter Detection and Geolocation for Electronic Warfare (Artech House, Norwood, MA, 2019).
2. Aid MM, Wiebes C, Secrets of Signals Intelligence during the Cold War and Beyond (Psychology Press, London, UK, 2001).
3. Desmond B, Signals Intelligence in the Post-cold War Era: Developments in the Asia-Pacific Region (Institute of Southeast Asian Studies, Singapore, 1993).
4. Whittaker PE, Hodgart MS, Small satellite SIGINT payload, Proceedings of the IEEE 2000 National Aerospace and Electronics Conference (NAECON 2000), Dayton, OH, 10–12 Oct 2000.
5. Sarda K, CaJacob D, Orr N, Zee R, Making the invisible visible: precision RF-emitter geolocation from space by the hawkeye 360 pathfinder mission, in Small Satellite Conference, Sorrento, Italy, 28 May–1 Jun 2018.
6. The Space Review, A NEMESIS in the sky (2016) [Internet], viewed 2022 Dec 4, available from: <https://www.thespacereview.com/article/3095/1>
7. Global Security, SIGINT Targets (2022) [Internet], viewed 2022 Dec 4, available from: <https://www.globalsecurity.org/space/systems/sigint-targets.htm>
8. Imbriale WA, Gao S, Boccia L, Space Antenna Handbook (John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 2012).

Author Information

한 중 훈 jwhan@soletop.co.kr



한국과학기술원에서 항공우주공학 전공으로 2017년 학사학위를 취득하였다. 2021년부터 (주)솔탑 주임연구원으로 재직 중이며, 관심분야는 초소형위성 임무 분석 및 시스템 설계이며, 현재 초소형위성개발 사업에 참여하고 있다.

박 중 환 jhpark@soletop.co.kr



단국대학교에서 통신 및 전자파 석사를 취득했다. 2007년부터 (주)극동통신/(주)하이계인안테나에 재직하면서 다양한 안테나 개발 과제에 참여하였다. 2022년부터 (주)솔탑에 입사하여 위성시스템연구소의 수석연구원으로 재직 중이다. 현재 각종 초소형위성용 안테나 프로젝트에 참여하고 있다.

이 유 선 yslee@soletop.co.kr



2021년 일본문리대학교 항공우주공학과 학사학위를 취득하였다. 2021년부터 2022년까지 (주)에어로매스터에 재직하였고, 2022년 (주)솔탑에 입사하여 연구원으로 재직중이다. 관심분야는 초소형위성 시스템 개발이며, 현재 초소형위성 개발 사업에 참여하고 있다.

김 흥 래 hrkim@soletop.co.kr



한국항공대학교에서 항공우주공학 박사학위를 취득했다. 2015년부터 (주)솔탑에 입사하여 초소형위성연구팀의 팀장으로 재직중이다. 관심분야는 초소형위성 임무 및 시스템 개발으로 2U 위성에서부터 마이크로위성에 대한 프로젝트에 다양하게 참여하고 있다.

최 동 원 dwchoi@soletop.co.kr



2010년 단국대학교 통신 및 전자파 석사학위를 취득하였다. 2010년부터 2012년까지 엠티지에 재직하였고, 2012년부터 2014년까지 브이투알에 재직하였고, 2014년부터 2016년까지 엠티지에 재직하였고, 2022년 (주)솔탑에 입사하여 선임 연구원으로 재직 중이다. 관심분야

는 통신 및 전자파이며, 현재 초소형위성 개발 사업에 참여하고 있다.

기술논문

달탐사 아르테미스 1호에 동반된 초소형위성들 임무 소개 및 기술 동향

김보경¹, 홍익선²⁺

¹충남대학교 자연과학연구소

²충남대학교 우주·지질학과

Introduction of Artemis 1 Nanosatellite Missions and Technology Trends

Bogyong Kim¹, Ik-Seon Hong²⁺

¹Institute of Natural Sciences, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

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



Received: October 19, 2022
Revised: November 2, 2022
Accepted: November 8, 2022

†Corresponding author :

Ik-Seon Hong
Tel : +82-42-821-7492
E-mail : ishong@cnu.ac.kr

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Bogyong Kim
<https://orcid.org/0000-0002-4395-0407>
Ik-Seon Hong
<https://orcid.org/0000-0002-4529-8002>

요약

아르테미스 계획(Artemis program)은 미국 NASA에서 추진 중인 유인 달 탐사 계획이다. 아폴로 17호 이후 전무했던 유인 달 탐사가 재개된다는 점에 큰 의미를 두고 있다. 주 협력국가는 유럽연합(ESA), 일본(JAXA), 캐나다(CSA)가 있으며, 이 계획에 참여하기 위한 국가간 합의인 아르테미스 약정에 우리나라를 포함하여 총 22개 국가가 서명하였다. 아르테미스 계획의 첫 번째 임무인 아르테미스 1호(Artemis 1)는 본격적인 탐사 임무 이전에 발사체와 우주선의 시험을 주 목표로 한다. 부 목표로 아르테미스 1호에 탑재된 10개의 초소형위성들은 사출되어 각자의 임무를 수행한다. 국내에 소개되는 아르테미스 1호는 주 목표 위주로만 내용이 구성되어 있으며, 10개 초소형위성에 대해 다루는 내용이 매우 드물어 각 인공위성들이 어떤 과학적, 기술적 임무를 목표를 가지고 있는지 파악하기 어렵다. 본 논문에서는 국내에 자세히 소개되지 않은 아르테미스 1호의 초소형위성 임무들과 최근 개발 동향을 살펴본다.

Abstract

The Artemis program is a manned lunar exploration plan being pursued by NASA in the United States. It is of great significance that manned lunar exploration has been resumed since Apollo 17. The main partner countries are the European Union (ESA), Japan (JAXA), and Canada (CSA). A total of 22 countries, including Korea, have signed in the Artemis Accords to participate in this program. The first mission of the Artemis program, Artemis 1, is primarily aimed at flight test launch vehicles and spacecraft before full-scale exploration missions. As a secondary mission, 10 nanosatellites mounted on Artemis 1 are deployed and carry out their respective missions. Artemis 1, which is introduced in Korea, consists of only the main mission, and it is very rare to deal with the 10 nanosatellites, making it difficult to understand the scientific and technological mission goals of each nanosatellite. In this paper, the nanosatellite missions of Artemis 1, which have not been introduced in detail in Korea, and the recent trend of nanosatellite development.

핵심어 : 아르테미스 계획, 아르테미스 1호, 초소형위성

Keywords : Artemis program, Artemis 1, nanosatellite

1. 서론

아르테미스 계획(Artemis program)은 미국 NASA가 추진하는 유인 달 탐사 계획으로 달 유인기지 건설과 화성 유인 탐사 준비를 목표로 하고 있다. 아폴로 계획(Apollo program) 이후 50여 년간 수행된 적이 없는 대규모 유인 탐사이기에 다른 국가들과 협력하는 형태를 취하고 있다. 주 협력국가는 유럽연합(ESA), 일본(JAXA), 캐나다(CSA)이다. 그 외 아르테미스 계획에 함께하길 원하는 국가들은 아르테미스 약정(Artemis Accords)에 서명을 하는 형태로 참가하고 있다. 우리나라도 2021년 아르테미스 약정에 서명하였다[1]. 현재는 우리나라를 포함하여 총 22개 국가가 참여하고 있다.

아폴로 계획처럼 단순 탐사 임무가 아닌 달에 기지를 건설하여 인류 정착을 목표로 하고 있기 때문에 발사체, 우주선, 우주정거장 등의 임무가 맞물려 진행되어야 한다. 발사체는 SLS(space launch system)를 사용한다. SLS는 현재는 취소된 미국의 컨스텔레이션 계획(Constellation program)에서 사용할 예정이었던 Ares I과 Ares V 발사체와 우주왕복선을 대체하기 위해 만들어졌다[2]. 또한 현존하는 발사체 중 추력이 가장 강하고 탑재체 수용 용량도 가장 크다[3]. 아르테미스 계획에서는 유인 우주선인 Orion을 우주로 보내는 것을 목표로 하고 있다. 현재 계획은 총 5번의 발사가 예정되어 있으며, 각각 아르테미스 1~5호(Artemis 1~5)로 명명되어 있다.

아르테미스 1호(Artemis 1)는 SLS를 사용하는 첫 번째 임무로 Orion 우주선의 무인 달 궤도 시범 비행이 목표이다. SLS의 목표는 Orion이 달 궤도로 가기 위한 우주선 추진 기동인 trans-lunar injection을 수행할 수 있도록 지구 궤도에서 사출하는 것이다[4]. 아르테미스 1호는 위의 임무만이 아니라 두 번째 임무도 존재한다. 최근 우주탐사 분야에서 적은 예산으로도 임무를 수행할 수 있는 인공위성 플랫폼으로 초소형위성이 각광받고 있으며, 아르테미스 계획도 그 영향을 받아 10개의 초소형위성을 우주로 보내는 아르테미스 1호의 두 번째 임무가 수립되었다.

Orion의 목표는 달 궤도를 시범 비행하면서 우주비행사들이 받을 수 있는 여러 영향들을 조사하는 것이다. 그래서 각종 계측기들을 장착한 마네킹을 탑재하고 있으며, 주요 계측기는 방사선, 진동, 가속도 등을 측정한다.

국내에서는 아르테미스 계획의 중요성과 화제성을 인식하고 방송, 신문 기사, 과학잡지 칼럼 등 여러 매체를 통해 대중과 관련 업계 종사자, 연구자들에게 소개가 많이 되고 있다. 하지만 아르테미스 1호 임무에 관한 내용들을 확인해보면 대부분 SLS 발사체와 첫 번째 목표인 Orion 우주선의 시범 비행에 대한 소개이고, 두 번째 목표인 초소형위성 임무에 대한 내용의 거의 없다시피 하다. 해외 매체를 확인해보면 초소형위성 임무에 대한 자료가 부족한 것이 아니므로 국내에선 첫 번째 임무에 비해 상대적으로 관심도가 떨어져서 많이 다루지 않은 것으로 판단된다. 따라서 대중과 관련업계 종사자, 연구자들에게 국내에 많이 알려지지 않은 아르

테미스 1호의 두 번째 임무인 10개의 초소형위성 임무들을 소개하고, 최근 초소형위성을 이용한 우주 탐사 동향을 파악한다.

2. 초소형위성 임무 개요

SLS에는 6U 규격의 초소형위성 10개가 장착되어 각 위성의 임무를 수행하기 위한 궤도에서 사출 우주로 사출되도록 설계되어 있다[5]. 위성들이 탑재되는 위치는 SLS의 앞부분과 Orion 우주선을 연결하는 OSA(orion stage adaptor) 안쪽이다(Fig. 1). 아르테미스 1호의 임무 시나리오는 Fig. 2에 나타냈으며, 발사 후 달 궤도에 진입하고 다시 지구로 귀환하는 여정으로 총 임무 기간은 25일이다. 임무 시나리오에서 초소형위성이 사출되는 시점은 Fig. 2의 A, B, C 단계로 A 단계에서는 7개, B 단계에서는 2개, 마지막 C 단계에서 나머지 1개의 초소형 위성이 사출된다.

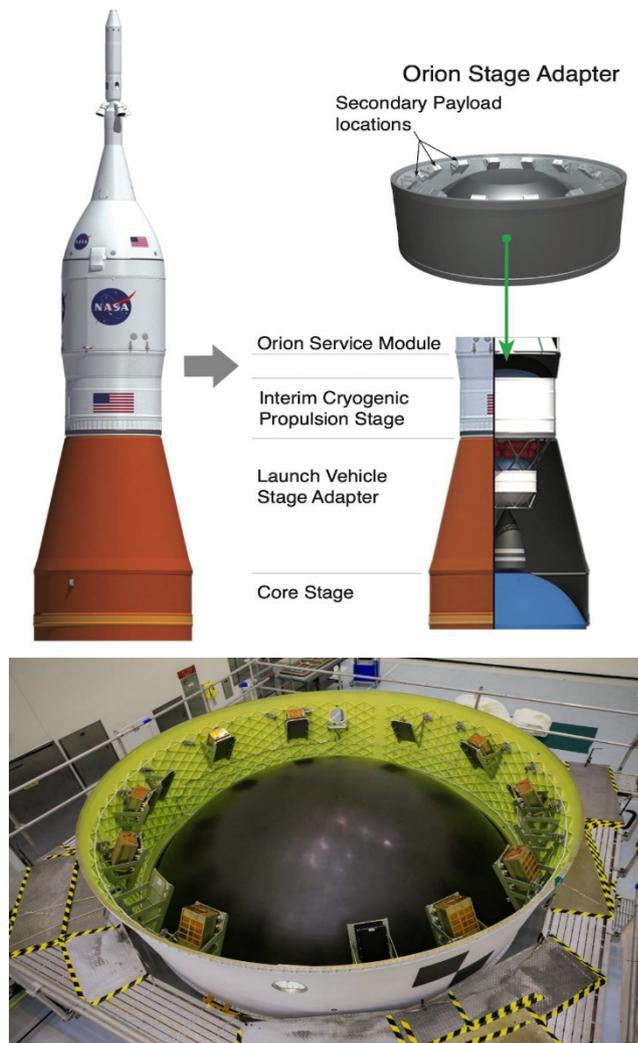


Fig. 1. CubeSats mount locations and appearance in SLS. (top) The front part of the SLS connecting with the Orion spacecraft. CubeSats are mounted inside the Orion stage adaptor. (bottom) Attached CubeSats in the ring-shaped Orion stage adaptor (Image Credit: NASA).

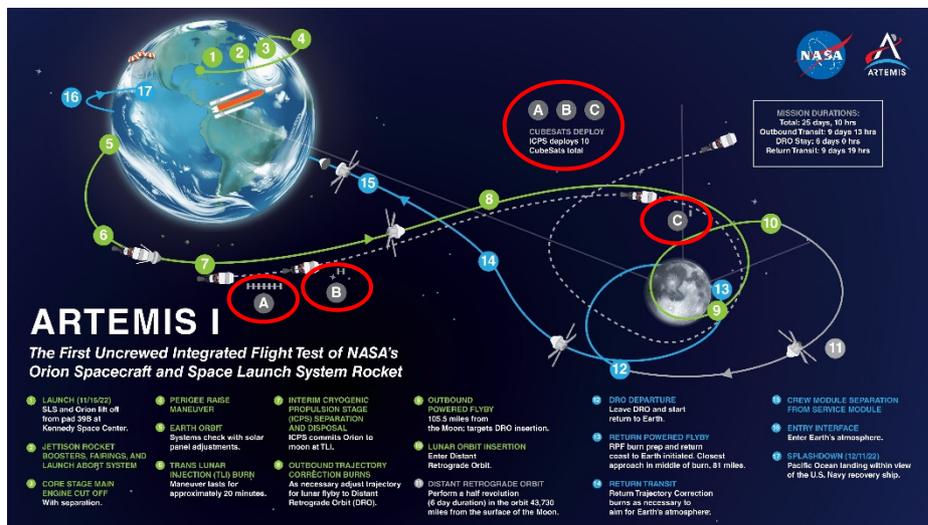


Fig. 2. Artemis 1 mission scenario. 10 CubeSats deploy in A, B, and C [4].

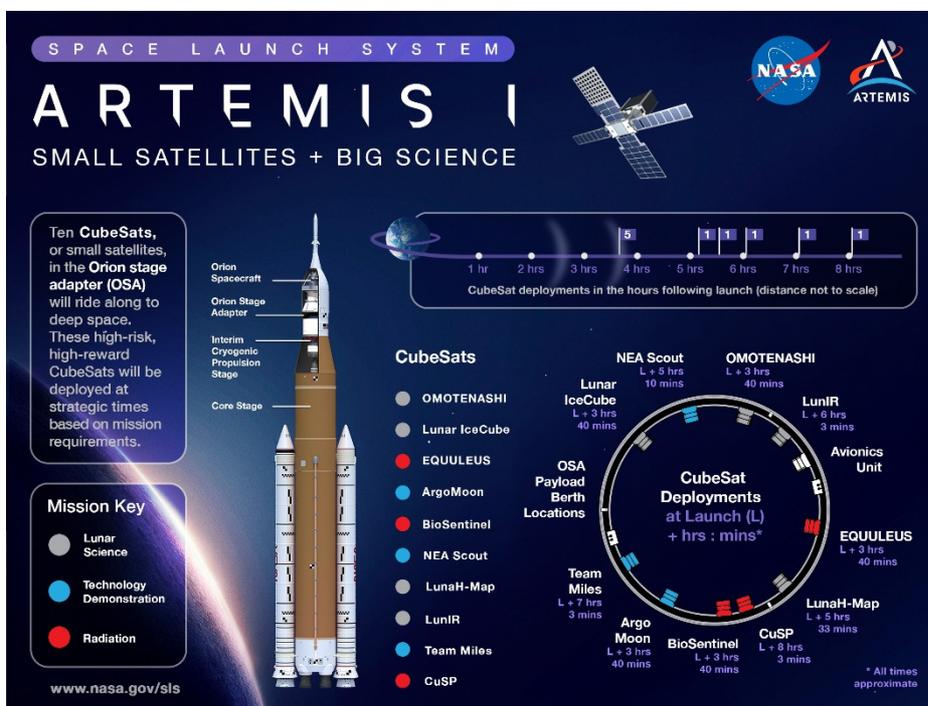


Fig. 3. Placement and deployment schedule of CubeSats inside the OSA. Each satellite is designed to be deployed sequentially according to mission requirements (Image Credit: NASA). OSA, Orion stage adaptor.

OSA 내부에 장착된 초소형위성의 배치와 임무 유형은 Fig. 3에 나타났다. 초소형위성들의 임무는 달 과학, 우주 복사, 기술 시험 세 가지로 분류할 수 있으며, 달 과학 4개, 우주 복사 3개, 기술 시험 3개이다. 초소형위성 10개의 이름과 임무유형, 그리고 임무 목표는 Table 1에 나타났다. 위성들은 임무 시나리오의 A, B, C 단계에서 동시에 사출되지 않고, 각각의 임무 요구사항에 맞춰 사전에 정해진 일정을 따라 순차적으로 사출되도록 설계되어 있다.

Table 1. Mission summary of 10 CubeSats on Artemis 1

Name	Type	Mission
ArgoMoon	Technology demonstration	Detailed photographs of the SLS secondary propulsion stage
BioSentinel	Radiation	Research on the effects of deep space radiation on living organisms
CuSP	Radiation	Solar particle monitoring in interplanetary space
EQUULEUS	Radiation	Observation Earth's plasmasphere to understand the radiation in the space environment
LunaH-Map	Lunar science	Mapping of lunar surface deposits to find out water content
Lunar IceCube	Lunar science	Explore water and other resources on lunar surface
LunIR	Lunar science	Spectroscopy and thermography of the lunar surface with infrared
NEA Scout	Technology demonstration	Flyby the asteroid and observation of the surrounding environment using solar sail
OMOTENASHI	Lunar science	Lunar landing and observation of radiation environment of the lunar surface
Team Miles	Technology demonstration	Demonstration of deep space navigation with plasma thrusters

SLS, space launch system; CuSP, CubeSat for Solar Particles; EQUULEUS, EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft, NEA, near-earth asteroid; OMOTENASHI, Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by NAno Semi-Hard Impactor.

3. 초소형위성

3.1 ArgoMoon

ArgoMoon은 Italian Space Agency가 설계한 초소형위성이다. 임무는 두 가지 단계로 구분되어 있으며(Fig. 4), 각각의 임무를 수행하기 위한 카메라와 추진체가 탑재된다(Table 2)[6]. 첫 번째 임무는 Orion이 SLS과 분리된 이후 SLS의 상단부인 Interim Cryogenic Propulsion Stage를 촬영한다(Fig. 5). 이 임무를 통해 근거리에는 대상과 동시에 움직이는 상황에서 위성의 자세제어와 지향 정확도를 시험한다. 카메라 탑재체는 두 가지로 광각과 협각 카메라이다(Table 3).

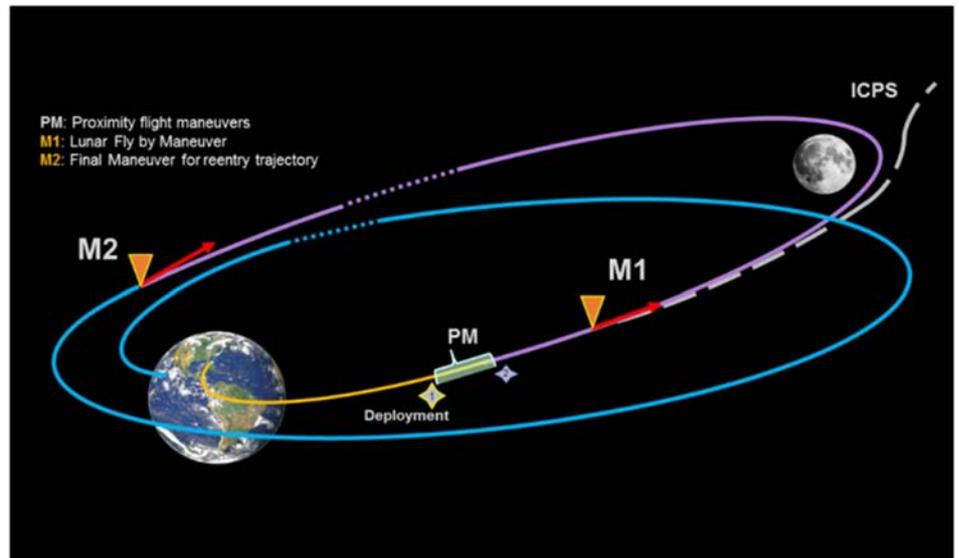


Fig. 4. ArgoMoon mission scenario. First mission is taking picture of the ICPS in PM step. Secondary mission is maneuver in M1 and M2 step [6]. ICPS, Interim Cryogenic Propulsion Stage.

Table 2. ArgoMoon system specification [6]

Subsystem	Specifications
Structure	6 U CubeSat, Mass – 14 kg
Payload (PL)	40° and 2.5° Field of View (FOV) cameras
Rangefinder (RF)	Laser ranging (up to 5 km), supporting navigation
Electric Power System (EPS)	80 W (maximum) solar panel arrays (SPAs) with 120 Wh batteries
Propulsion System (PS)	Monopropellant, four cold gas thrusters
Attitude Determination and Control System (ADCS)	3-axis stabilization, star tracker, sun sensors, reaction wheel
Communication (COMM)	Four patch antennas Receiving (RX): 6.2 dB, 85° Transmitting (TX): 7 dB, 80° with 3-dB beam-width

두 번째 임무는 달 근접 통과 시에 위성이 추진 기동하여 달을 fly-by하고 지구 궤도로 이동하는 것이다. 이때 지구궤도는 이심률이 매우 커서 위성이 지구 자기장 밖의 심우주 환경에 놓이게 된다. 지구를 공전하는 인공위성들은 일반적으로 지구 자기장을 활용한 자세제어를 수행하는 데 심우주 환경은 지구 자기장 영향권 밖이므로 다른 방법을 사용해야 한다. ArgoMoon은 추진체를 활용한 기동을 수행하며 심우주에서의 자세제어 기술을 시험한다. 추진체는 1개 단일 추진체와 4개의 cold gas 추진체가 사용된다[7,8].

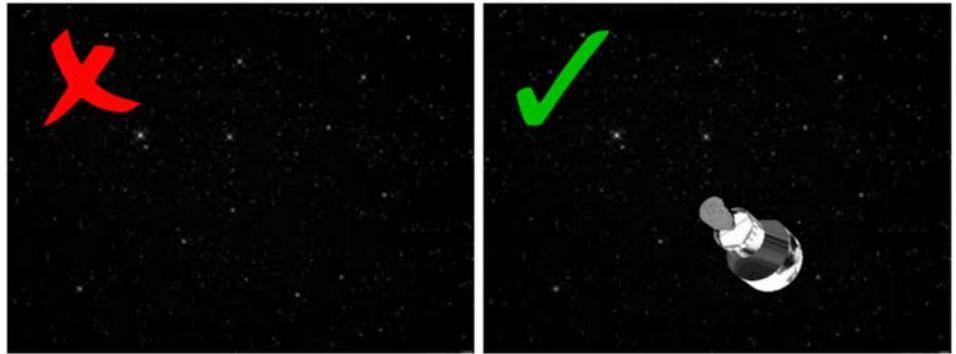


Fig. 5. ArgoMoon first mission concept. Camera payload will take picture ICPS [6]. ICPS, Interim Cryogenic Propulsion Stage.

Table 3. ArgoMoon camera payload specification [6]

Name	Specification
Primary optic	
Focal length	393 mm
FOV	$\pm 2.05^\circ$
Image diagonal	28.2 mm
Wavelength range	450–700 nm
F/N	5.2
Secondary optic	
Focal length	22.42 mm
FOV	$\pm 32.5^\circ$
Image diagonal	28 mm
Wavelength range	450–700 nm
F/N	4

FOV, field of view.

3.2 BioSentinel

BioSentinel은 생물학 임무를 수행하기 위한 위성이다 임무 목표는 지구 자기장 밖의 심우주 환경에서 방사선이 유기체에 미치는 영향의 조사이다[9]. 유인 우주탐사를 염두에 두는 임무여서 발아 효모를 실험 유기체로 선택하여 임무를 수행한다(Fig. 6). 발아 효모는 DNA가 손상되면 인간의 세포와 유사한 과정을 거쳐 복원하는 특성을 가지고 있다. 또한 심우주에서 수행하는 최초의 생물학 실험이다. 효모는 두 종류인데, 하나는 자연에서 흔히 접할 수 있는 종류이고, 다른 하나는 DNA 복구능력에 결함을 가지고 있는 변종이다. 두 효모가 심우주 환경에서 방사선에 어떻게 반응하는지 비교하면서, 장기간 우주탐사를 수행할 때 인간에게 미

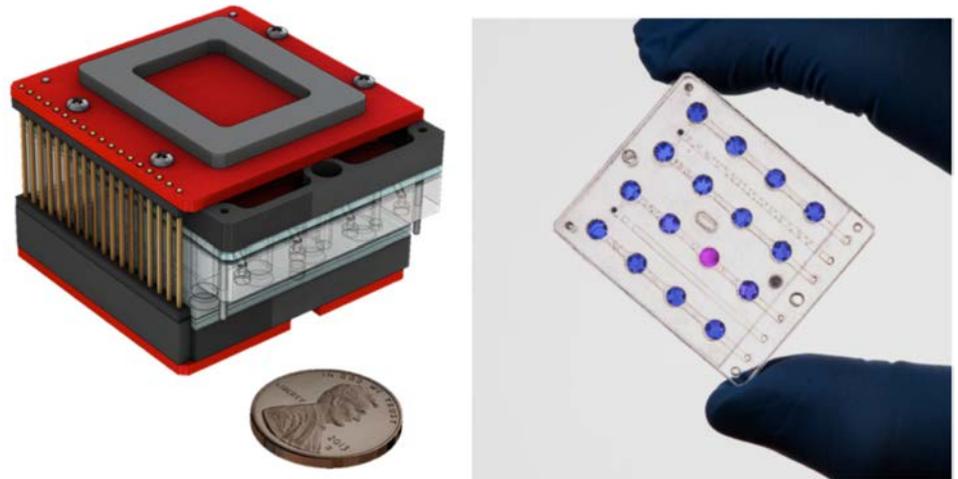


Fig. 6. Biosensor of BioSentinel. (left) Assembled microfluidic minicard with integral thermal control and optical measurement components. (right) fluidic minicard. A microwell dye that has turned pink due to yeast metabolic activity [9].

칠 위험에 대한 정보를 취득한다. 이 임무를 통해 심우주 환경에서 인간이 받을 수 있는 방사선 피해를 정량화 하고 줄이는 데 도움이 될 것으로 기대된다.

또한, 국제 우주 정거장(International Space Station, ISS)에서 같은 실험이 수행될 예정이다. ISS는 저궤도(low earth orbit)이므로 심우주와 달리 방사선이 비교적 적고 지구 중력의 영향을 받고 있다. 게다가 중력 및 방사선 조건에 따른 유기체가 받는 영향을 비교하기 위해 지상에서도 같은 실험이 진행될 예정이다.

3.3 CuSP

CuSP(CubeSat for Solar Particles)는 행성 간 공간에서 태양 중심 궤도를 돌며 태양풍이나 플레어(flare), 코로나 질량 방출(coronal mass ejection)과 같은 태양활동에서 기인하는 입자들을 관측하는 우주기상임무 위성이다(Fig. 7)[10]. 지구 자기권 밖에서 태양활동을 감시하는 것은 일반적인 인공위성 운영을 고려했을 때, 시간과 예산의 소모가 매우 크다. 그런 관점에서 비용이 낮고 소규모 위성 플랫폼인 초소형위성이 임무에 적합하다. 계측기는 SIS(suprathermal ion spectrograph), MERiT(miniaturized electron and proton telescope), VHM(vector helium magnetometer)로 총 3개가 탑재되어 있다(Table 4)[11]. SIS는 저에너지(3~70 keV ions)의 태양풍 입자 검출, MERiT는 고에너지(2~170 GeV ions, 100 keV~4 MeV electron) 태양풍 입자 검출 그리고 VHM은 자기장 강도와 방향을 측정한다.

3.4 EQUULEUS

EQUULEUS(EQUilibrium Lunar-Earth point 6U Spacecraft)는 근지구 우주환경을 이해하기 위해 지구 플라즈마권을 탐사하는 우주환경 임무 위성이다(Fig. 8). 세부적인 임무는 총 네 가지로 1개의 기술시험 임무, 3개의 과학임무가 있다. 기술시험 임무는 위성이 EML2

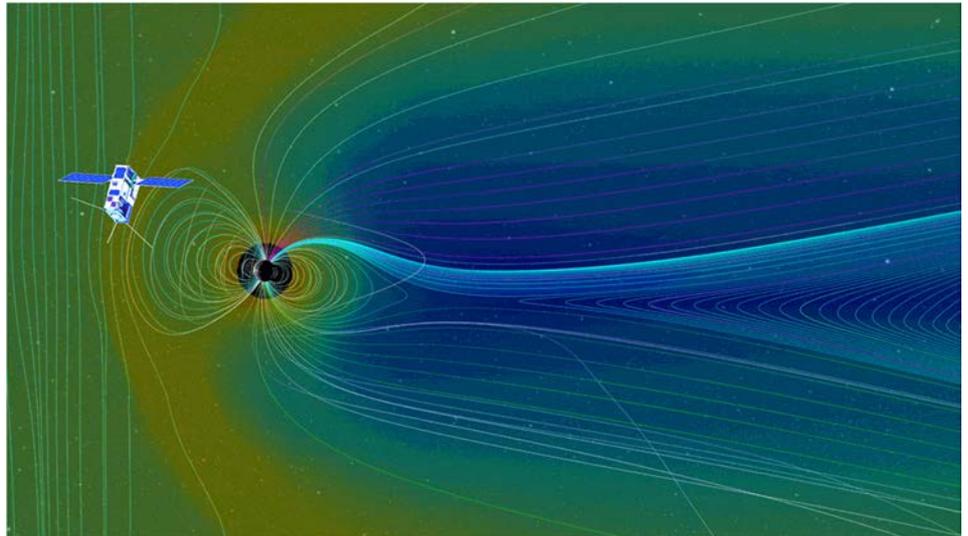


Fig. 7. Mission concept of CuSP. It monitors solar activity that affects the Earth outside the Earth’s magnetosphere [10]. CuSP, CubeSat for Solar Particles.

Table 4. CuSP system specification [11]

Subsystem	Specification
Structure	Mass – 14 kg
	10 cm × 20 cm × 30 cm (6 unit)
EPS	SwRI PPT 28 V Main Bus
	SwRI LVPS +12 V, +/-5 V, +3.3 V
	Clyde Space solar arrays Clyde Space 60 Whr 8s2p
PL	SwRi, SIS
	NASA GSFC, MERiT NASA JPL, VHM
PS	Cold gas thrusters
ADCS	3-axis stabilization, Sun sensor, Star tracker
COMM	JPL IRIS 2.0 X-band Transponder
	2 JPL Low Gain Patch Array Antenna
	1 JPL Medium Gain Patch Array Antenna

CuSP, CubeSat for Solar Particles; EPS, electric power system; PL, Payload; MERiT, miniaturized electron and proton telescope; VHM, vector helium magnetometer; PS, Propulsion System; ADCS, attitude determination and control system; COMM, Communication.

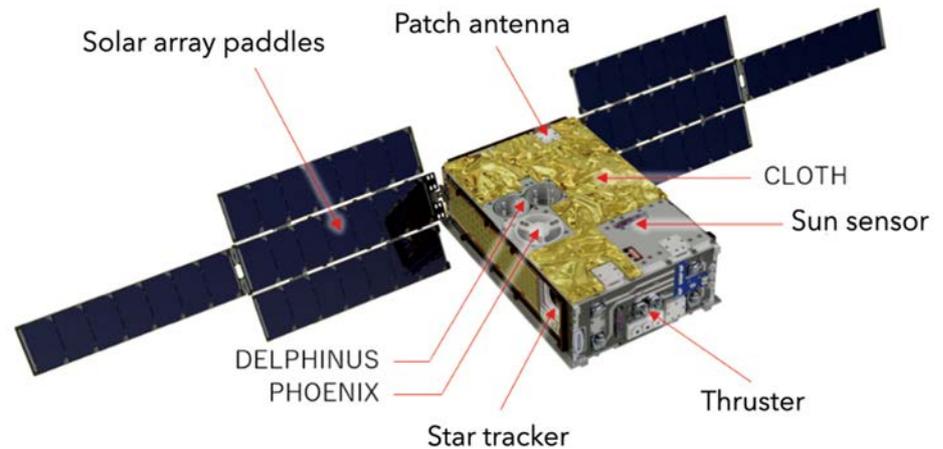


Fig. 8. EQUULEUS design. 3 science payloads will be attached bus system (Image Credit: JAXA). EQUULEUS, EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft.

(Earth-Moon L2 point)로 가는 동안 여러 번의 달 fly-by와 같은 상황에서의 저추력 궤도 제어 기술을 시험한다. 과학임무 세 가지는 지구 플라즈마권의 영상관측, 달 충돌 섬광(impact flash) 관측, 지구-달 영역의 티끌 환경 측정으로 각각의 탑재체가 존재한다[12,13].

PHOENIX(Plasmaspheric Helium ion Observation by Enhanced New Imager in eXtreme ultraviolet)는 극자외선을 촬영하기 위한 카메라로 광학계는 플라즈마권의 구성요소인 헬륨 이온의 방출선 파장(30.4 nm)에 최적화 되어 있다. 지구에서 멀리 떨어져 플라즈마권의 전체 모습에 대한 영상을 촬영하여 공간적, 시간적 진화에 대한 단서를 찾아낸다.

DELPHINUS(Detection camera for Lunar impact PHenomena IN 6U Spacecraft)는 달 충돌 섬광을 관측을 목표로 한다. 수 억~수십 억년 전의 빈도는 아니지만 현재까지도 달에는 운석이 충돌하고 있다. 다만 우리가 일반적으로 보는 밝은 달의 모습에서는 충돌로 인해 발생하는 빛을 식별하기가 어렵다. 반면에 태양빛이 도달하지 않는 음영지역에서의 운석 충돌은 찰나의 섬광을 관측하는 것으로 식별할 수 있다. 위성은 지구에서 관측할 수 없는 시점으로 달을 볼 수 있기 때문에 충돌 섬광 관측에 적합하다.

CLOTH(Cis-Lunar Object Detector within Thermal Insulation)는 위성 외부에 장착된 티끌 계측기로 유성체 충돌을 감지하여, 지구-달 사이 공간의 티끌의 크기와 공간 분포를 알아내는 것이 목표이다. 최초로 EML2 지역의 티끌 환경을 측정하는 임무로 미래 우주비행사가 EML2를 지날 때 티끌의 위험도를 예측하는 용도로 활용할 수 있다.

3.5 LunaH-Map

LunaH-map(Lunar Polar Hydrogen Mapper)은 달 남극 영구 음영 지역(permanently shadowed regions, PSRs)의 수소 함량 지도를 제작하는 임무를 가지고 있다(Fig. 9). 기존의 Lunar Prospector와 LRO(Lunar Reconnaissance Orbiter)의 관측보다 향상된 공간해상도로 고품질의 수소 지도를 제작한다[14]. 이번 임무를 통해 이전 임무에서 잠정적으로 확인된 얼

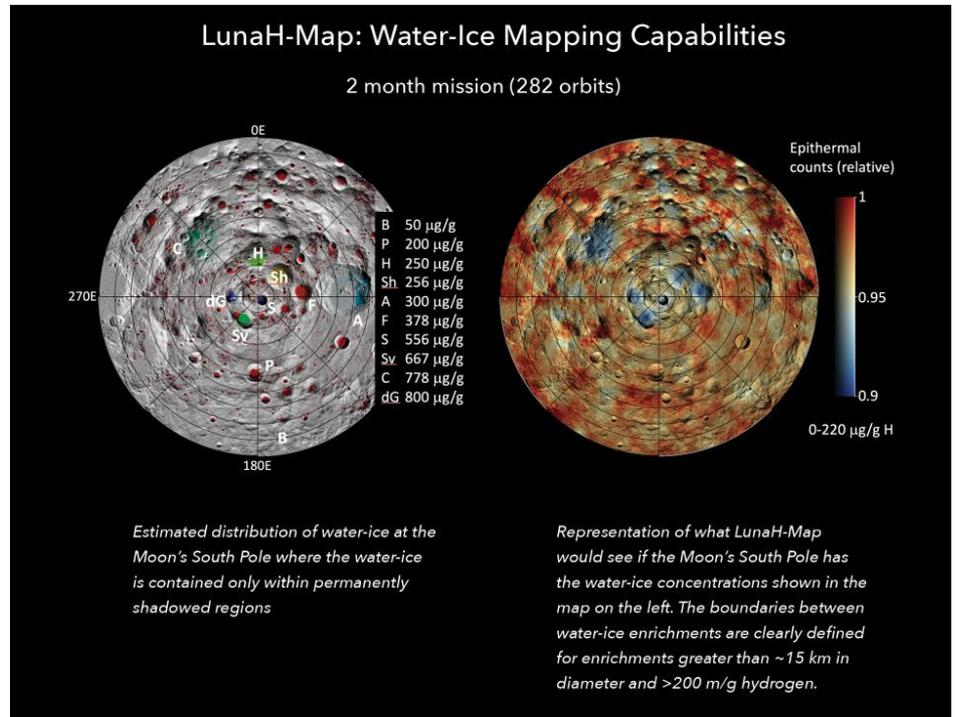


Fig. 9. Estimated LunaH-Map water-ice map (Image Credit: Arizona State University).

음의 깊이와 주변 축적물의 분포를 자세히 확인함으로써 앞으로 사용할 예정인 물의 양을 파악하는 데 도움이 될 수 있다. 위성은 달 궤도를 돌다가 연료를 소진한 후 달의 남극 지역에 충돌하여 임무를 종료할 예정이다.

Mini-NS(miniature neutron spectrometer)는 중성자 분광기로 LunarH-Map의 탑재체이다(Fig. 10). 우주선(cosmic ray)이 달과 충돌하여 표면 아래까지 전달된 에너지로 인해 중성자가 발생한다. 그중 열외 중성자(epithermal neutron > 0.3 eV)는 수소와 충돌하였을 때, 에너지를 잃어 달 표면에 포집되며 에너지를 방출하게 된다. Mini-NS는 위의 과정으로 표면

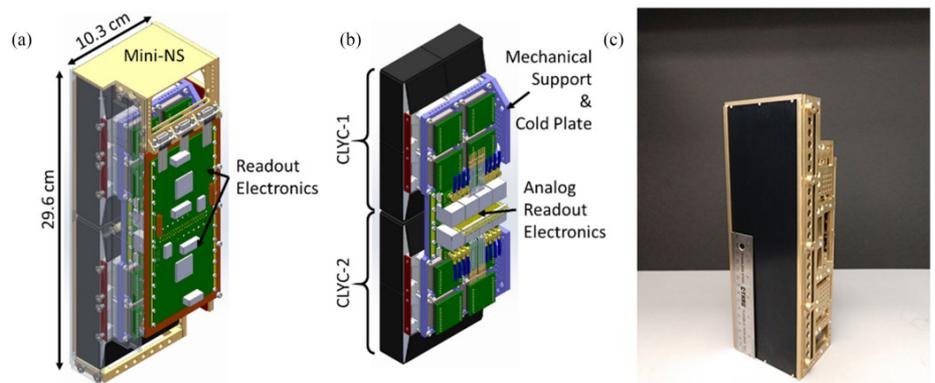


Fig. 10. Mini-NS structure and appearance. (a) Mechanical structure of the Mini-NS. (b) Eight detector modules are attached inner structure. (c) Assembled Mini-NS [14]. Mini-NS, miniature neutron spectrometer.

Table 5. Specifications of the Mini-NS instrument [14]

Name	Specifications
Detector (2 per instrument)	2 × 2 Array of 4 × 6.3 × 2.0 cm CLYC Crystal Modules
Sensitivities	Epithermal (E > 0.3 eV) neutrons
Dimensions	25 × 10 × 8 cm
Mass	3.4 kg
Power	3.6 W (standby), 9.6 W (data acquisition)
Data acquisition times	Counts binned every 1 second
Data rate	14 Byte/s (50 kB/s stored locally)

Mini-NS, miniature neutron spectrometer.

에서 방출되는 열외 중성자 에너지를 측정함으로써 수소의 존재를 감지하도록 설계되었다 (Table 5).

3.6 Lunar IceCube

Lunar IceCube는 달의 물을 비롯한 휘발성 물질[organic volatile(H_2S , NH_3 , CO_2 , CH_4 , OH)]을 관측하는 임무를 수행한다(Fig. 11). 이전의 탐사로부터 달의 고위도 지역에 물과 수산기(hydroxyl)가 존재하는 것을 확인했으나, 기존 계측기들의 설계는 물 관측을 염두에 두지 않아 완벽한 관측에 한계가 있었다. 그래서 달의 물과 휘발성 물질 특성에 맞춘 계측기 BIRCHES(Broadband Infrared Compact High-Resolution Exploration Spectrometer)를 설계하여 탑재한다[15].

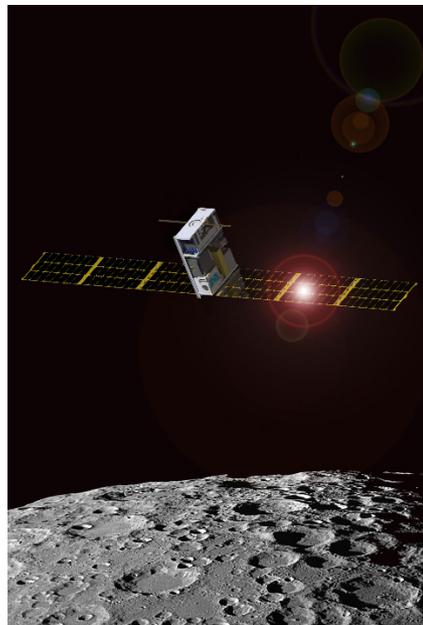


Fig. 11. Illustration of Lunar IceCube [15].

BIRCHES는 명왕성을 탐사했던 New Horizons의 적외선 분광기 Ralph 탑재체를 소형화한 것으로 초소형위성 탑재를 목표로 개발한 초경량의 분광기이다. 크기를 줄이기 위해 회절 격자(grating)와 같은 고전적인 형태의 광학계가 아닌 linear variable filter를 사용하였으며 관측 파장은 1~4.3 μm 로 물의 분광 특성이 나타나는 3 μm 영역을 포함하며, 분광해상도는 5 nm로 매우 높다[16].

3.7 LunIR

본래 이름은 SkyFire로 알려졌던 초소형위성으로 달과 화성을 분광관측, 열화상 관측을 목표로 하고 있었으나 아르테미스 1에 참가하면서 LunIR로 이름을 바꾸고 대상을 달로 제한하였다(Fig. 12)[17]. 위성의 탑재체는 1개의 적외선 센서로 달의 낮과 밤 상관없이 중적외선(mid-wave IR) 대역에서 달 표면의 스펙트럼과 열화상을 한꺼번에 촬영할 수 있는 특징이 있다[18]. 중적외선에서의 관측 특성으로 인해 센서를 열에 의한 영향에 취약해 관측 자료에 품질을 저하시킬 수 있다. 그래서 센서를 냉각시킬 소형 냉동기(micro-cryocooler) 제작하여 기존의 냉동기들 보다 무게가 가볍고 수명이 길다는 장점이 있다.

3.8 NEA Scout

NEA(near-earth asteroid) Scout는 태양 돛(solar sail)을 사용한 소행성 탐사를 임무로 하고 있다(Fig. 13). 위성에서 일반적으로 사용하는 물질을 분사하는 추력체를 사용하는 것이 아

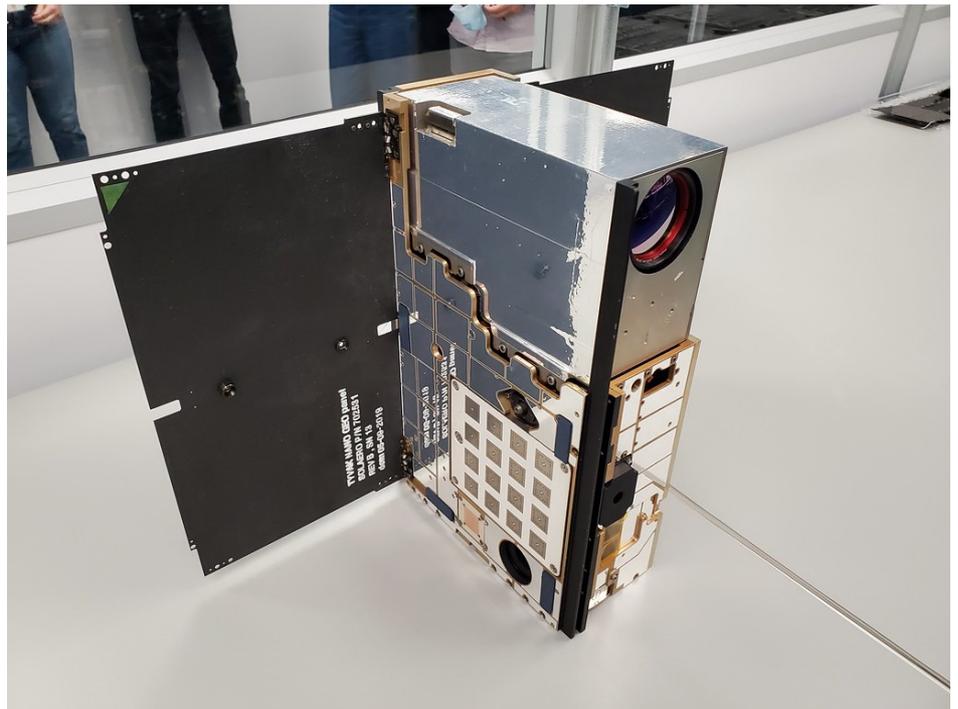


Fig. 12. Assembled LunIR satellite [18].

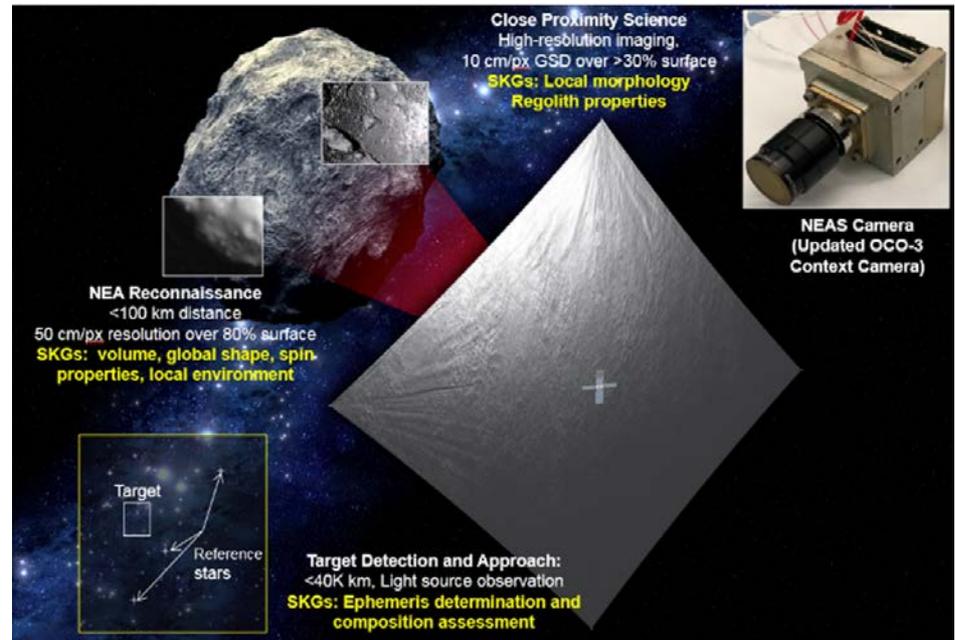


Fig. 13. Summary of science performance of NEA scout [19]. NEA, near-earth asteroid.

닌 태양의 복사압(radiation pressure)으로 추력을 받으므로 추력 자체의 강도는 낮으나, 위성의 무게감소, 예산 절감 등의 효과가 있어 태양 돛은 초소형위성에서 적합한 사양이다.

SLS에서 사출된 이후에는 지구로부터 1 AU 안쪽에 있는 크기 100 m 미만의 NEA에 접근하여 영상을 촬영하고 소행성의 회전 특성, 표면 특성을 규명한다[19]. 관측할 수 있는 소행성은 2020~2024년 기간을 기준으로 약 40여 개가 있다. 카메라는 Mars 2020 로버의 내비게이션 카메라(navigation camera)와 유사하다[20].

3.9 OMOTENASHI

OMOTENASHI(Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by NAno Semi-Hard Impactor)는 달 표면에 경착륙(hard landing)하여 달 표면의 방사선 환경을 측정하는 임무를 가지고 있다[21]. 위성은 착륙을 위해 궤도 모듈(orbital module, OM), 로켓 모듈(rocket module, RM), 표면 모듈(surface module, SP) 세 가지로 구성된다[22].

착륙 시나리오는 위성(OM)에서 착륙시 충격흡수 역할을 하는 에어백을 펼친 후 착륙선(SP)이 사출되고, SP와 결합되어 있는 역추진 모터(RM)를 사용하여 자유낙하 수준의 속도로 줄인 다음에 SP와 RM이 분리하여 SP는 달 표면에 경착륙 한다(Fig. 14).

3.10 Team Miles

Team Miles는 플라즈마 추력기를 사용한 우주 항법 시연을 임무로 하고 있다. 위성에는 총 12개의 추력기를 사용하여 궤도 이동과 같은 기본적인 추진과 자세 제어에 모두 사용된다

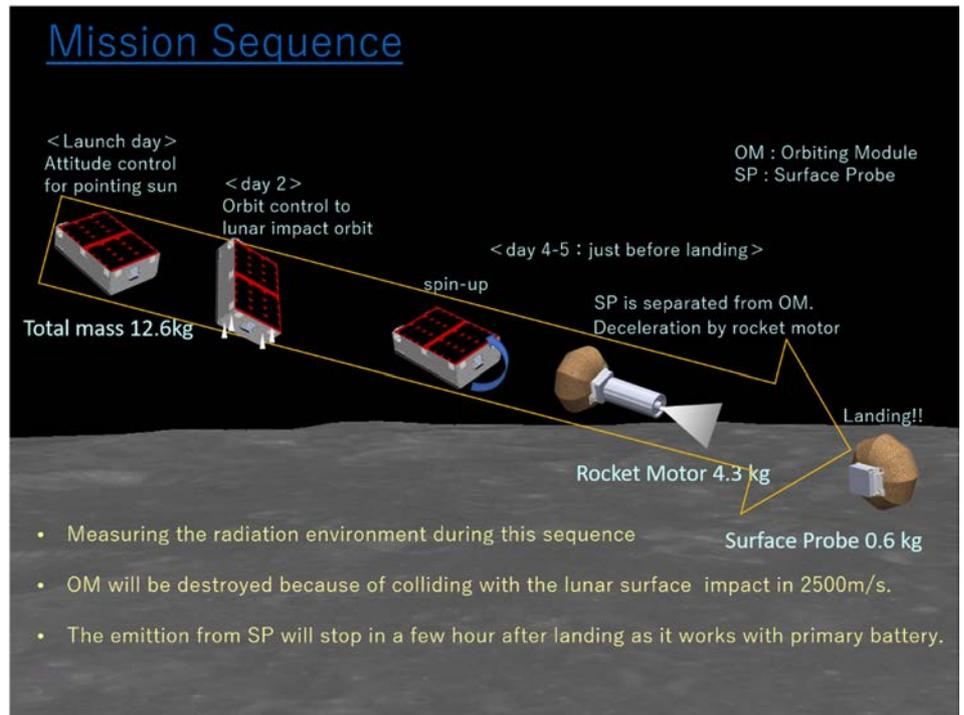


Fig. 14. OMOTENASHI mission scenario (Image Credit: JAXA). OMOTENASHI, Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by NAno Semi-Hard Impactor.



Fig. 15. Team Miles satellite structure. 12 thrusters are attached to right side in this image (Image credit: Team Miles).

(Fig. 15)[23]. 위성은 추력기를 사용해서 달 너머 400만 km의 장거리 비행을 목표로 한다. 하지만 초소형위성 임무들이 주로 사용하는 소규모의 지상국으로는 장거리 통신의 어려움이 있다. 그래서 NASA의 deep space network를 통해 위성과의 통신을 한다.

4. 결론

아르테미스 1의 초소형위성의 임무는 총 10개로 각자 다양한 과학적, 기술적 목표를 가지고 있다. 이러한 임무 선정은 Orion이 달 궤도로 가는 여정에서 최대한의 효율을 고려했을 때 합리적이다. 일반적인 인공위성과는 달리 소규모로 진행되는 초소형위성의 제작 특성상 위성 및 탑재체의 상세한 사양의 공개 여부에서 각 위성들마다 편차가 존재한다.

임무의 관점에서 과학적 목표는 우주환경과학과 행성과학 두 가지로 구분된다. 우주환경은 태양활동과 지구 자기권, 플라스마권의 상호작용을 주제로 하고 있으며, 행성과학은 주로 달 표면의 물을 탐색하기 위한 분광관측을 주제로 하고 있다. 기술적 목표는 위성체를 추력기를 사용한 우주 항법 시연이다.

초소형위성이 처음 도입된 이후, 대부분 임무들은 지구궤도상에서 이루어졌으나, 이번 아르테미스 1호로 인해 지구궤도 밖에서의 임무가 진행된다. 다만 초소형위성의 임무 성공 사례가 제작 및 발사되는 빈도에 비해 매우 적어서 우려되는 부분이 있으나, 위성의 임무 성공으로부터 과학적인 결과를 도출하기 이전에 새로운 임무의 설계 및 구현이라는 관점에서 보면 이번 아르테미스 1호 초소형위성 임무는 큰 발전이라고 볼 수 있다.

감사의 글

이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2022R1A2C1092602).

References

1. Ministry of Science and ICT, Korea Joins List of Nations to Sign U.S.-led Artemis Accords (2021) [Internet], viewed 2022 Oct 6, available from: <https://www.msit.go.kr/bbs/view.do?sCode=user&mId=113&mPid=238&bbsSeqNo=94&nttSeqNo=3180282>
2. United States Congress, S.3729 - National Aeronautics and Space Administration Authorization Act of 2010, 111th Congress (2009-2010).
3. NASA, SLS factsheet (2021) [Internet], viewed 2022 Oct 13, available from: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sls_fact_sheet.pdf
4. NASA, Artemis Press Kit (2022) [Internet], viewed 2022 Oct 13, available from: https://www.nasa.gov/specials/artemis-i-press-kit/img/Artemis%20I_Press%20Kit.pdf
5. NASA, All Artemis I secondary payloads installed in rocket's orion stage adapter (2021) [Internet], viewed 2021 Nov 3, available from: <https://blogs.nasa.gov/artemis/2021/10/04/all-artemis-i-secondary-payloads-installed-in-rockets-orion-stage-adapter/>
6. Tana VD, Cotugno B, Simonetti S, Mascetti G, Scorza E, et al., ArgoMoon: there is a nano-eyewitness on the SLS, IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag. 34, 30-36 (2019). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2911138>

7. VACCO, ArgoMoon propulsion system [Internet], viewed 2022 Sep 16, available from: <https://cubesat-propulsion.com/argomoon-propulsion-system/>
8. ESA, ArgoMoon (2018) [Internet], viewed 2022 Oct 11, available from: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/argomoon#spacecraft>
9. Ricco AJ, Santa Maria SR, Hanel RP, Bhattacharya S, BioSentinel: a 6U nanosatellite for deep-space biological science, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.* 35, 6–18 (2020). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2953760>
10. NASA, Heliophysics CubeSat to launch on NASA's SLS (2016) [Internet], viewed 2022 Sep 22, available from: <https://www.nasa.gov/feature/goddard/2016/heliophysics-cubesat-to-launch-on-nasa-s-sls>
11. George DE, The CuSP interplanetary CubeSat mission, Proceedings of the 13th Annual CubeSat Developers Workshop, San Luis Obispo, CA, 20–22 Apr 2016.
12. Ikari S, Ozaki N, Nakajima S, Oguri K, Miyoshi K, et al., EQUULEUS: mission to earth - moon lagrange point by a 6u deep space cubesat, Proceedings of the 31st Annual Conference on Small Satellite, Logan, UT, 5–10 Aug 2017.
13. Ikari S, Fujiwara M, Kondo H, Matsushita S, Yoshikawa I, et al., Solar system exploration sciences by EQUULEUS on SLS EM-1 and science instruments development status, Proceedings of the 33rd Annual Conference on Small Satellite, Logan, UT, 3–8 Aug 2019.
14. Hardgrove C, Starr R, Lazbin I, Babuscia A, Roebuck B, et al., The lunar polar hydrogen mapper cubesat mission, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.* 35, 54–69 (2020). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2950747>
15. Malphrus BK, Brown KZ, Garcia J, Conner C, Kruth J, et al., The lunar IceCube EM-1 mission: prospecting the moon for water ice, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.* 34, 6–14 (2019). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2909384>
16. Clark PE, Malphrus B, Brown K, Fite N, Schabert J, et al., Preparing for delivery of the Lunar IceCube compact IR spectrometer payload, Proceedings of the CubeSats and SmallSats for Remote Sensing IV, online conference, 24 Aug–4 Sep 2020.
17. Williams G, Crusan J, Pioneering space—the evolvable Mars campaign (2015) [Internet], viewed 2022 Oct 7, available from: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/20150408-NAC-Crusan-EMC-v7a.pdf>
18. Lockheed Martin, Setting our sights on the moon with shoebox-sized satellites (2021) [Internet], viewed 2022 Oct 12, available from: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/2021/lunir-to-observe-lunar-surface.html>
19. Lockett TR, Castillo-Rogez J, Johnson L, Matus J, Lightholder J, et al., Near-Earth asteroid scout flight mission, *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.* 35, 20–29 (2020). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2958729>
20. Lightholder J, Thompson DR, Castillo-Rogez J, Basset C, Near Earth asteroid scout cubesat science data retrieval optimization using onboard data analysis, Proceedings of the 2019 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 2–9 Mar 2019.

21. Campagnola S, Hernando-Ayuso J, Kakihara K, Kawabata Y, Chikazawa T, et al., Mission analysis for the EM-1 cubesats EQUULEUS and OMOTENASHI, IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag. 34, 38-44 (2019). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2916291>
22. Hashimoto T, Yamada T, Otsuki M, Yoshimitsu T, Tomiki A, et al., Nano semihard moon lander: OMOTENASHI, IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag. 34, 20-30 (2019). <https://doi.org/10.1109/MAES.2019.2923311>
23. Hyde L, Cockrell J, NASA's cube quest challenge - from ground tournaments to lunar and deep space derby, Proceedings of the AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, Orlando, FL, 12-14 Sep 2017.

Author Information

김보경 bkastro@cnu.ac.kr



충남대학교 우주지질학과에서 2020년 박사 학위를 취득했고, 2021년부터 충남대학교 자연과학연구소 박사후연구원으로 재직하고 있다. 현재 태양 다이내모 연구를 수행하고 있다.

홍익선 ishong@cnu.ac.kr



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



JSTA 투고규정

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

학술지 JSTA 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr



AUTHOR'S CHECKLIST

- Manuscript in a format of MS-Word 2013 or later.

- Sequence of title page, abstract & keywords, introduction, methods, results, conclusions, acknowledgments, and references.

- Title page with article title, author's FULL NAME(s) and affiliation(s).

- Contact information of the corresponding author's E-mail address, Office Phone number, ORCID, and heading title, with all authors' ORCID.

- Abstract up to 300 words and keywords up to 6 words or phrases.

- All table and figure numbers are found in the text.

- All tables and figures are numbered in Arabic numeral in the order of its appearance in the text.

- Computer generated figures must be produced with high tones and resolution.

- All references listed in the reference section should follow the reference citing rule and the valid reference format specified in INSTRUCTIONS FOR AUTHORS in **JSTA**.



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

Manuscript Title: _____

COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

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

DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

Corresponding Author

E-mail: _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

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

우주기술과 응용 배포기관

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

우주기술과 응용

제2권 4호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2022년 11월 30일

발 행 인 | 이 유

편 집 인 | 김해동 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

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

편집·인쇄 | 거목문화사·거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

한국형 위성항법시스템 KPS LIG넥스원이 시작합니다

국방분야 위성항법시스템 개발의 개척자
민/군분야의 위성탑재체 국내개발 선두주자



ICEYE

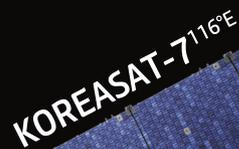
A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



EXPLORE ICEYE CAPABILITY
WWW.ICEYE.COM





KOREASAT-7^{116°E}

A satellite with 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

The logo consists of the letters 'kt' in white and 'sat' in red, with a red horizontal line above the 't'.



KOREASAT-5A^{113°E}

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

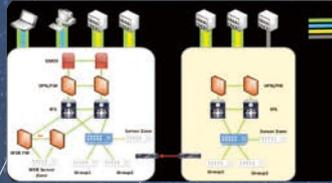
(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

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

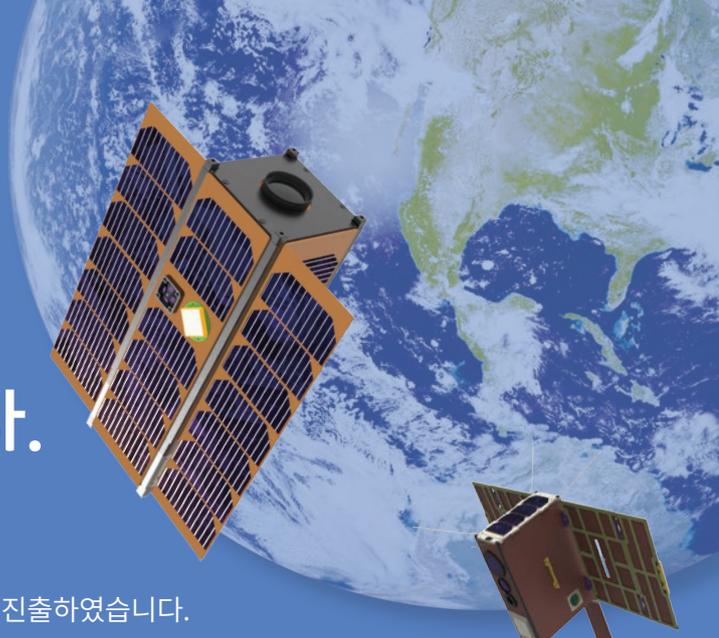
국산 우주개발 부품의 국제 경쟁력 강화
선진국 수준의 기술 확보와 경제효과 달성
지역균형발전 기여와 미래 우주과학 산학연의 중심
대한민국 우주 강국의 꿈을 이루어갑니다.



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.

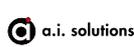


Mission

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

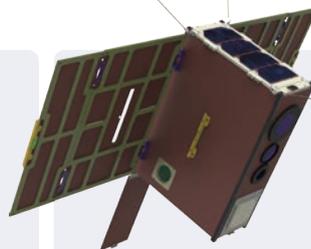
Specifications

- 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 ARTICLE

231 A Review on the Space Human Resource Policy

Shinmyeong Kim, Chol Lee

RESEARCH PAPER

245 Rendezvous and Docking Simulations Considering J2 Perturbation

Hoya Youn, Henzeh Leeghim

TECHNICAL PAPERS

257 A Survey of Space Robotic Manipulator

Daehee Won, Byung-Rok So, Hae-Dong Kim

268 Trend of Satellite Technologies for Signal Information Acquisition

Jong-woon Han, Yoo-seon Lee, Dongwon Choi, Jonghwan Park, Hongrae Kim

287 Introduction of Artemis 1 Nanosatellite Missions and Technology Trends

Bogyong Kim, Ik-Seon Hong

