

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 3 No. 2 May 2023



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

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 3 Number 2 May 2023

Published by The Korean Space Science Society

Published on May 31, 2023

Office Address

The Korean Space Science Society

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

Tel: +82-42-865-3391

Fax: +82-42-865-3392

E-mail: ksss@ksss.or.kr

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

Design & Printing

Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

Copyright © The Korean Space Science Society

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



우주기술과 응용

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

JSTA 의 분야

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

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

학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr

우주기술과 응용

편집위원회 (2023.01.01 - 2023.12.31)

편집위원장 김해동 경상국립대학교

편집고문 민경욱 KAIST
심은섭 (주)솔탑
이 유 충남대학교

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

편집국장 김숙경 한국우주과학회



우주기술과 응용 Vol. 3 No. 2 May 2023

연구논문

- 101 우리별 위성 포획 임무 수행을 위한 소형위성의 궤도 천이 방법 및 분석 이준찬, 강경인
- 118 누리호 탑재 위성들의 충돌위험의 예측 및 향후 상황의 대응을 위한 분석 최승환, 유중현, 김종원, 김성애, 신경우, 김용일, 이재진, 최성환, 송재욱, 김해동, 마미순, 김덕수
- 144 항재밍/저피탐 웨이브폼이 적용된 군 초소형 위성 통신체계 소개 이주형, 박해원, 정길수

기술논문

- 154 우주탐사에서의 가시광-근적외선 분광 자료 분석 기법 이응석, 김경자, 홍익선, 김수연

기고문

- 165 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발 개연성 고찰 및 우주기동전(Space Maneuver Warfare)의 이해 최성환

연구논문

우리별 위성 포획 임무 수행을 위한 소형위성의 궤도 천이 방법 및 분석

이준찬, 강경인[†]

KAIST 인공위성연구소

Orbital Transfer Process and Analysis of Small Satellite for Capturing Korean Satellite as Active Debris Removal (ADR) Mission

Junchan Lee, Kyungin Kang[†]

Korea Advanced Institute of Science and Technology, Satellite Technology Research Center, Daejeon 34141, Korea



Received: March 26, 2023

Revised: April 13, 2023

Accepted: April 16, 2023

[†]Corresponding author :

Kyungin Kang

Tel : +82-42-350-8640

E-mail : kikang@kaist.ac.kr

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

ORCID

Junchan Lee

<https://orcid.org/0000-0003-1100-8852>

Kyungin Kang

<https://orcid.org/0000-0002-8806-8098>

요약

우주상에 존재하는 우주물체에 접근하여 궤도상에서 제거하는 능동 제거 기술(active debris removal, ADR)과 연료 충전, 배터리 교환 등의 위성의 수명연장을 위한 기술인 궤도상 서비싱(on-orbit servicing)은 우주물체의 증가와 함께 그 관심이 커지고 있다. 인공위성연구소에서는 국내에서 발사되었던 국가 자산 중 임무가 종료된 후 궤도상에서 여전히 우주를 돌고 있는 국가 우주자산을 포획 및 제거하는 목적의 위성을 개발하기 위한 연구를 수행 중에 있다. ADR 소형위성은 지금껏 국내에서 개발되었던 지구 및 우주환경 관측 위성과 다르게 랑데부/도킹 기술 등을 포함한 우주 탐사 임무 등 미래 임무에 요구되는 기술을 구현 및 실증하는 것을 주요 임무로 가지고 있다. 본 논문에서는 여러 국가 우주자산들 중 1990년대에 발사된 우리별 위성의 포획 및 제거 임무를 갖고 있는 ADR 소형위성의 궤도 천이 방법에 대해서 소개한다. 소형 위성은 무게가 약 200 kg 이하가 되도록 개발을 수행할 예정이고, 2027년 한국형 발사체를 통해 궤도상에 투입되는 상황을 가정하여 임무를 설계했다. 특히, 지구의 J2 섭동력을 이용해서 목표물과 다른 RAAN 일 변화를 만들어 줌으로써, 목표물로의 궤도면 변경을 직접 천이 방식과 비교하여 더 적은 연료를 이용하는 전략을 구성하였다. 이 방법을 이용하여 소형위성급 무게의 위성으로 우주쓰레기 제거 임무를 가능하게 하며, 뉴스페이스 시대에 새로운 형태의 우주탐사를 수행하는 기술 검증 플랫폼이 될 것으로 기대한다.

Abstract

Active debris removal, a technology that approaches and removes space debris in orbit, and the on-orbit service, a technology for extending the mission life of satellites by fuel charging or by exchanging the battery, are gaining interest with the growth of the space community. SaTReC plans to develop a satellite capable of capturing and removing Korean satellites orbiting in space after the end of their missions. In contrast to the previously launched satellites by Korea, which were mainly intended to observe Earth and the space environment, rendezvous/docking technologies, as required in the future during, for instance, space exploration missions, will be implemented and demonstrated. In this paper, an orbital transition method for next-generation small satellites that will capture and remove space debris will be introduced. It is assumed that a small satellite with a mass of approximately 200 kg will be injected into the mission

orbit through Korea Space Launch Vehicle-II in 2027. Because the satellite must access the target using a minimum amount of fuel, an approaching technology using Earth's J2 perturbation force has been developed. This method is expected to enable space debris removal missions for relatively lightweight satellites and to serve as the basis for carrying out a new type of space exploration in what is termed the 'Newspace' era.

핵심어 : 소형위성, 우주쓰레기 능동제거 기술, 우리별 위성, 임무설계, J2 섭동력

Keywords : small satellite, active debris removal, KITSAT, mission planning, J2 perturbation

1. 서론

1950년대 처음 위성이 우주상으로 발사된 이후로 다양한 임무를 띤 위성이 지속적으로 발사되어 궤도상에서 운영이 되었다. 운영이 종료된 위성의 저궤도에 위치할 경우, 대기 저항력으로 인해 시간이 지나면 자연적으로 지표면으로 떨어져서 대기중에 산화하지만, 대기 밀도가 희박한 고도에 위치한 위성들은 우주 쓰레기 형태로 지구 주변을 선회하고 있다. 이와 같은 현상으로 이용하여 Don Kessler와 Burt Cour-Palais는 1978년 케슬러 신드롬이라는 이론을 제안하였다[1]. 궤도상에서 운영이 되는 위성의 수가 늘어나면 상호 간에 충돌이 발생하고, 그 충돌에 의해 발생한 새로운 파편이 또 다른 충돌을 야기시키고, 파편의 양이 지속적으로 증가하면 인류는 결국 지구밖으로 진출하지 못하게 되고 인공위성을 포함한 모든 기술이 중지된다는 이론이다. 실제로 우주 궤도상에는 임무 종료된 위성과 그 위성의 파편들로 이루어진 수 미터-수십 마이크로 미터의 다양한 크기를 가진 우주쓰레기가 존재하고 있으며, 이를 제거를 위한 여러 연구들이 이루어져 왔다[2].

2000년대 이후로 국가 단위로 수행되던 우주 산업들은 뉴 스페이스 시대가 도래함에 따라 개발의 주체가 점차 민간 시장으로 옮겨가고 있는 추세이며, 이러한 현상으로 인해 중/대형 위성을 중심으로 진행되던 위성 개발 트렌드가 소형/초소형 위성으로 구성된 거대 위성군으로 점차 증가하고 있다. 이러한 거대 위성군의 증가는 필연적으로 우주 쓰레기의 양을 기하급수적으로 늘리게 되므로 궤도상에 운영중인 위성들의 우주쓰레기와의 충돌 위험성이 기존 보다 훨씬 증가하고 있다. 우주 쓰레기에 의한 위험성을 감소시키기 위해 최근에 발사되는 위성의 경우에는 25년 이후에는 추력기를 이용하여 궤도 이탈을 시키도록 하는 규약이 지정되었다[3]. 하지만, 과거에 발사되었던 위성의 경우에는 추력기가 존재하지 않는 경우가 많고, 또한 위성을 궤도 이탈시키는 경우보다 발사되어 궤도에 투입되는 양이 훨씬 더 많아서 이에 대한 실효성도 지속적으로 논의되고 있다.

현실적으로 우주 쓰레기를 제거시키는 가장 효과적인 방법은 다른 우주물체를 이용하여 우주쓰레기에 접근한 뒤, 궤도상에서 우주쓰레기를 포획하여 직접 제거하는 방법이다. 이런 이유로 케슬러 신드롬이 제안된 이후로 현재까지 다양한 방법의 우주물체 포획 및 제거 방식에 대한 연구가 진행되고 있다. 궤도상에서 우주쓰레기를 제거하는 방법은 크게 수동 제거 방법과 능동 제거 방법으로 구분할 수 있다. 수동 제거 방법은 대기 저항력을 이용해서 위성의 궤도 장반경을 서서히 낮추는 방법으로 태양 돛을 부착하여 위성의 속도를 점차 줄이는 방법이

대표적으로 사용된다[4]. 우주쓰레기 능동제거 방법은 접촉식 제거 방법과 비접촉식 제거방법으로 구분할 수 있으며, 접촉식에는 로봇팔 포획장치[5-9], 그물/작살 포획장치[10-14], 전자기 밧줄 장치[15-19] 등이 있으며, 비접촉식 제거방법으로는 이온 빔 장치, 레이저 빔 장치, 거품 사출 장치, 정전기 유도 장치 등의 제거 방법들이 제안되고 있다.

궤도상에 존재하는 우주 쓰레기를 제거하는 임무를 갖고 있는 위성 프로젝트가 세계 각국에서 진행되고 있다. 영국의 Surrey Satellite Technology에서 수행한 RemoveDebris 미션은 우주쓰레기의 능동제거기술을 시연하기 위한 목적으로 제작이 되었으며, 2개의 큐브위성을 탑재한채로 2018년 발사되어 그물, 작살, 태양 돛 형태의 제거 방법을 시연하였다[20]. 일본의 Astroscale에서는 End-of-Life Services by Astroscale-demonstration(ELSA-d) 위성을 2021년에 발사하여 magnetic capture system에 대한 검증을 수행하였다. 전자석을 형태의 포획 장치를 갖고 있는 cooperative target을 위성 본체에서 분리한 뒤, 접근 및 포획과정을 통해 해당 기술의 검증을 수행했으며, 후속위성인 ADRAS-J(2023년 발사 예정)에 사용하여 non-cooperative target의 포획, 제거 임무를 수행할 예정이다[21].

KAIST 인공위성연구소는 여러 시리즈의 소형위성을 발사하고 운영한 경험을 보유하고 있는 소형위성 전문 연구기관으로 연구소에서 보유하고 있는 기술을 이용하여 국내에서 발사된 기념비적인 위성 중 하나인 우리별 시리즈 위성을 포획 및 제거하는 임무를 기획 중에 있다. 현재 궤도상에 우리별 1, 2, 3호가 임무가 종료된 후에도 궤도를 선회하고 있으나, 이중 크기와 궤도 조건 등을 고려하여 우리별 2호를 포획 대상으로 설정하였으며, 선정 방법을 2장에서 소개한다. 3장에서는 인공위성연구소에서 최근에 개발한 소형위성 시리즈인 차세대 소형위성에 대해서 설명하며, 이 위성들을 개발하면서 획득한 본체 개발 기술을 대부분 활용한다는 가정으로 임무 설계를 수행하였다.

4장에서는 우주쓰레기 제거 임무를 수행하기 위해서 구성한 지구 섭동력을 활용한 궤도 전이 방법에 대해서 설명한다. 지구 섭동력을 이용한 궤도 전이 방법은 적은 연료를 이용하여 목표까지의 궤도면을 점진적으로 줄여나가는 방법으로 소형위성과 같이 위성 전체 무게가 제한적일 경우에 사용할 수 있을 것으로 기대하고 있다. 5장에서는 4장에서 언급한 궤도 전이 방법을 이용하여 소형위성이 실제 수행해야 하는 임무 및 궤도 전이 단계를 구성하고, 각 단계에서 필요로 하는 연료량을 상용 소프트웨어를 이용하여 계산하였다. 특히, 한국형 발사체(Korea Space Launch Vehicle-II, KSLV-II)를 이용하여 2027년 발사된다고 가정하여 임무를 설계하였으며, 위성 개발이 착수되면 해당 방법을 최적화하여 실제 임무 궤도를 결정할 예정이다.

2. 우리별 2호 위성

우리별 2호 위성은 영국 쉐리대학과의 위성개발 및 인력양성을 위한 교육프로그램을 통해 개발한 우리나라의 첫 번째 인공위성인 우리별 1호 개발을 통해 얻은 경험과 지식을 기반으로 개발된 최초의 국내 제작 위성이다. 위성의 임무분석과 설계, 제작, 시험까지 모든 과정을 독자적으로 수행했으며, 국산부품 사용, 국내 개발 시험 탑재체 활용, 우리별 1호의 개발 및 운용 중에 발견된 문제점 및 개선점을 보완, 수정하는 방향으로 국내에서 자체 제작되었다[22]. 위성의 질량은 약 50 kg으로 외형적 형상은 우리별 1호와 유사하지만 1,300 km의 원형

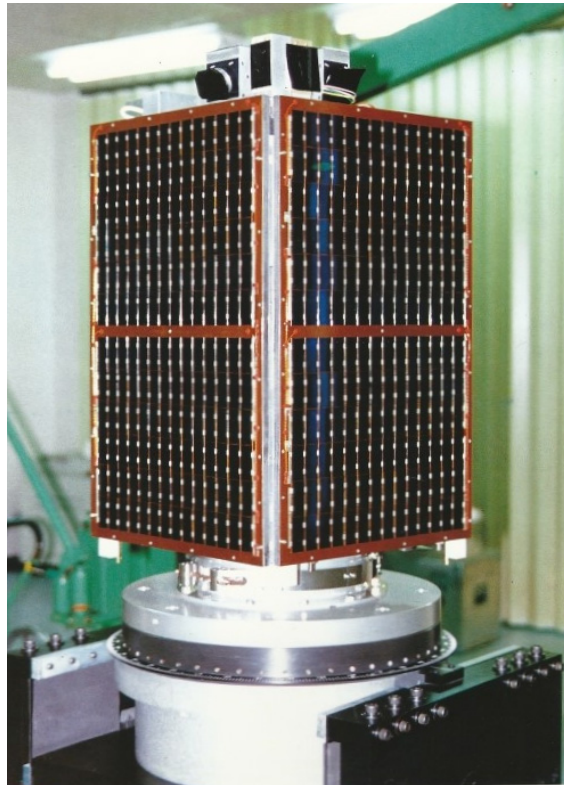


Fig. 1. Flight model for the KITSAT-2.

궤도에서 운용되었던 우리별 1호와는 달리 800 km의 원형 태양 동기궤도에서 궤도 운동을 수행하며 플라즈마 관측 등 다양한 우주관측 실험을 수행했다(Fig. 1). 1993년 9월 26일 아리안 로켓에 탑재되어 기아나 우주센터에서 발사되었으며, 5년간 지구 관측 임무를 마치고 97년 12월 임무가 종료되었다. 해당 기간 동안 다양한 우주관측임무 및 기술검증을 수행함으로써 기존보다 향상된 국내 위성제작기술을 확보할 수 있었다고 평가받고 있다. 우리별 2호 위성 주요 성능 및 스펙은 Table 1과 같다[23,24].

3. 우리별 귀환 임무 소형위성

KAIST 인공위성연구소는 국내 최초의 위성인 우리별 위성 시리즈, 과학기술위성 시리즈 등 여러 소형위성을 연구, 개발하고 있으며, 최근에는 본체 플랫폼을 표준화/규격화의 목적을 갖고 있는 차세대 소형위성 시리즈의 위성을 개발하고 있다. 2013년부터 차세대 소형위성 1호의 개발을 시작하였으며, 2018년 12월에 Falcon 9 발사체를 이용하여 궤도상에 투입되었으며, 우주 폭풍 관측기 및 근적외선 분광기와 같은 2개의 과학임무 탑재체와 7개의 핵심기술 검증 탑재체가 탑재되어 성공적으로 임무를 수행하였다[25]. 차세대 소형위성 1호의 본체 플랫폼을 계승하여 제작한 차세대 소형위성 2호는 2023년 5월 한국형발사체 KSLV-II를 이용하여 발사가 되었으며, 위성의 주탑재체로 인공위성 연구소에서 독자 개발한 해상도 5 m, 관측폭 40 km의 소형위성용 합성개구레이더(SAR)를 탑재하여 지구 원격탐사 연구의 실용화 및 활성화에 기여할 것으로 기대하고 있다[26].

ADR 소형위성의 본체는 차세대 소형위성 2호에 사용된 본체 기술을 최대한 사용해서 개발할

Table 1. Key specification for KITSAT-2

Orbit	800 km circular sun-synchronous orbit (inclination 98.57°)
Dimension	352×356×670 mm
Mass	47.5 kg
Maximum supply voltage	Max 30 W
Attitude control method	Gravity-gradient stabilization, magnetic torquer < 5 deg pointing accuracy
Communication (Tx speed)	Uplink (145 MHz frequency band): 9,600 bps Downlink (436 MHz frequency band): 9,600 bps
On board computer	OBC186 (80C186)
Payload	CCD Earth imaging system (CEIS) Next generation small satellite computer High speed modulation experiment device Digital store and forward communication experiment (DSFCE) Low energy electron detector (LEED)

예정이며, 차세대 소형위성 2호와 마찬가지로 한국형 발사체를 이용하여 발사될 계획이다. 궤도상에 진입하여 임무가 종료된 채 궤도상에 남아있는 국가 자산 위성을 추적, 포획 및 제거임무가 가능한 소형위성을 개발/실증하는 것이 주요 위성의 임무이다. 목표물의 궤도상 제거는 ADR 탑재체를 이용하여 포획한 후 위성을 지구 저궤도로 하강시켜주는 방법을 사용하며 최종적으로 대기권에서 소멸하도록 하는 것이 목표이다. 이를 위해서, 궤도 조정용 연료를 포함하여 200 kg 이하의 소형위성을 제작하며, 발사궤도(약 500 km)에서 우리별 위성의 궤도(약 800 km)로 궤도 전이를 수행해야 하며, 포획 후 지구로 재진입을 유도하기 위한 추진기술의 우주 검증 그리고 정밀 궤도제어 기술에 대한 궤도상 실증을 수행한다. 또한, 우리별 위성을 지구로 재진입시키기 위한 추적 접근 및 위성 포획과 도킹을 위한 포획장치, 센서 및 도킹 시스템의 우주 검증 및 실증을 수행할 예정이다.

Fig. 2는 차세대 소형위성 2호의 본체 플랫폼을 이용하여 설계한 ADR 소형위성의 형상안을 나타내고 있다. 2027년에 발사되는 한국형 발사체는 위성을 초소형위성 군집시스템 사업의 목표궤도로 투입할 예정이므로 ADR 소형위성은 해당 궤도로부터 우리별 위성의 궤도로 전이하는 프로세스를 수행한다. 이때 소요되는 추력기 연료량으로 인해 위성의 총 질량은 증가하였으나, 연료의 무게를 제외한 본체의 건조 질량은 차세대 소형위성 2호의 본체 무게와 유사하다. 위성의 궤도 전이 방법 및 소요되는 연료량에 대한 계산은 다음 장에 설명하였다. 또한, 다축 자유도의 로봇팔을 이용하여 우리별 위성을 포획할 예정이며, 비전 센서등을 이용하여 자동으로 목표로 이동 및 근접 기동 등을 수행하기 위해 다수의 센서도 함께 탑재하여 임무를 수행할 계획이다. Table 2에 초기 설계를 통해 도출된 ADR 소형위성의 사양을 요약하였다.

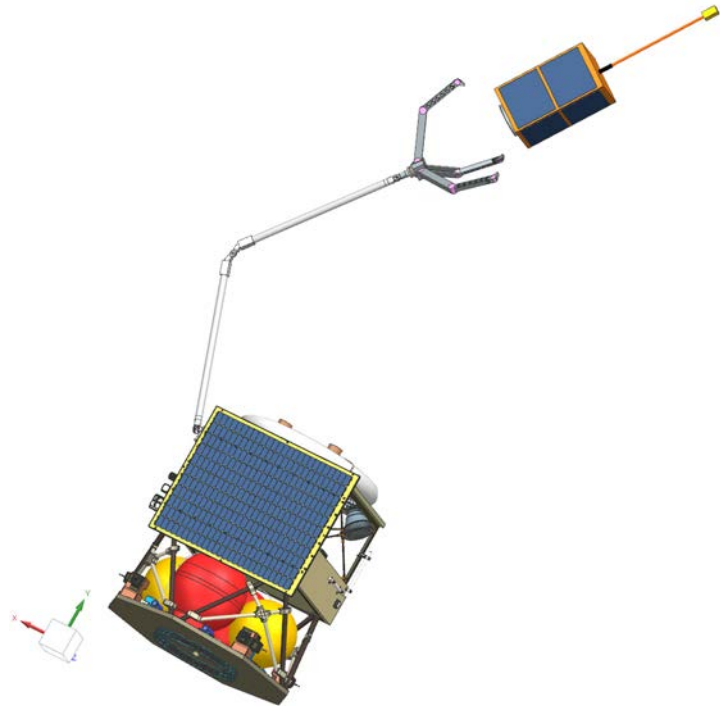


Fig. 2. Preliminary mechanical design for ADR small satellite. ADR, active debris removal.

Table 2. Expected specification for small satellite for ADR mission

Contents		Specification
System/Bus	Altitude	500 km → 800 km rising → Earth re-entry
	Mass	< 500 kg (including payload and propellant)
	Lifetime	> 1 year
	Power	~300 W
	Attitude control	3 axis attitude control
Payload	Vision sensor	Monitoring/Control the ADR and RD
	IR sensor	Sensing the target with -40 to 120 degree of temperature
	Lidar	Precise distance observation (~500 m)
	Space net	Net for capturing
	Robotic arm	Arm more than 6 degree of freedom
	Docking system	Docking device in Rendezvous
	Transmission	X-band Transmitter (~100 Mbps)
	Storage capacity	~128 G

ADR, active debris removal; RD, Rendezvous and Docking.

4. 궤도 전이 방법

본 장에서는 위성이 초기 궤도면에서 다른 궤도면으로 전이하는 경우의 궤도 전이 프로세스에 대해서 설명한다. 초기 궤도면에서 목표 궤도면으로 직접 궤도를 변경하는 것을 direct access, 지구 섭동력을 이용해서 전이하는 방법을 indirect access라고 부르기로 한다. 각 방법에 대해서 분석을 수행할 때 ADR 소형위성은 2027년에 발사가 예정되어 있는 한국형 발사체인 누리호 6차 발사에 탑재되어 궤도에 투입되는 것을 가정하여 분석하였다. 앞서 언급한 것과 같이 2027년 발사예정인 한국형 발사체는 주 탑재체로 초소형위성 군집시스템의 양산기 5기를 직접 탑재할 예정이며, 이때 궤도는 LTDN(Local Time Descending Node)이 13시 30분인 500 km 태양동기궤도이다[27]. 그러므로 ADR 소형위성은 초소형위성 군집시스템의 궤도에서 포획 목표로 궤도 전이 과정을 거치는 것이 필요하며, 초기에 포획 대상으로 고려했던 우리별 위성 1, 2, 3호의 궤도형상은 Fig. 3과 같다. 2022년 8월 기준으로 국제 우주 물체 감시 기관인 CspOC(Combined Space Operation Center)을 통해서 배포된 TLE 파일을 사용하였으며, J2 propagator를 이용하여 위성이 전파된다고 가정해서 발사시점 이후의 위성의 위치를 예측했다. 이 위치를 이용해서 궤도 전이 수행에 필요한 속도 증분(Δv) 및 연료 소모량 분석 등을 통해 최적의 목표를 선정하고, 해당 목표까지 궤도전이 프로세스를 구성 및 목표 위성 상호 간에 비교를 수행했다.

일반적으로 추력기를 이용하여 직접적으로 경사각이나 승교점 이각과 같은 궤도면을 조정하는 것은 Hohmann transfer와 같이 장반경을 변화시키는 기동보다 훨씬 많은 연료가 소모

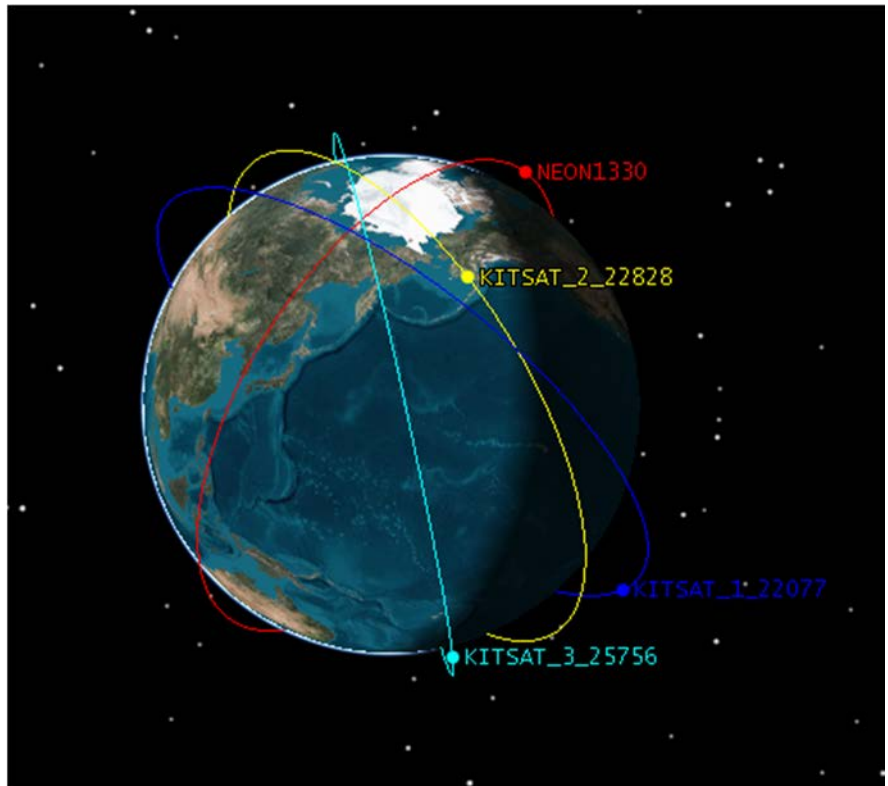


Fig. 3. Comparison of the orbital plane for the NEONSat and KITSAT1, 2, 3 at the Jun 1 2027, computed by TLE and STK. TLE, Two Line Elements; STK, Satellite Tool Kit.

된다. 그렇기 때문에 근집위성 500 km 태양동기궤도와 유사한 경사각을 갖는 우리별 2호를 포획하는 것으로 기준을 세워서 궤도전이 시나리오를 구성하였다. 실제 개발이 완료되어 위성이 임무에 투입될 때는, 발사 시점에 따라 포획이 용이한 위성이 변경될 수 있으므로, 최적화 단계를 구상해서 최적의 포획 대상을 선정할 계획이다. 이때, 포획 후보군을 우리별 위성으로 제한하는 것이 아니라 국내에서 발사되었던 모든 위성들을 후보군으로 두고 포획 위성을 선정할 수 있다.

4.1 Direct Access

Direct access는 추력기를 impulsive 방식으로 사용한다고 가정했을 때의 궤도 전이 방식이라고 할 수 있다. 이와 같은 전이 방법을 실제로 구현하기 위해서는 추력 성능이 상당히 좋고 순식간에 많은 연료를 동시에 소모하는 추력기를 필요로 하기 때문에 소형위성체의 건조 질량과 비교했을 때 연료량이 과하게 많이 필요하다. 하지만, 임무설계를 수행할 때 기준지점으로 고려하여 설계할 수 있으며, 이를 위해 2027년에 한국형 발사체를 통해 발사될 ADR 소형위성이 초소형위성 근집시스템 위성의 궤도에서 추력기의 연료만 사용해서 우리별 2호의 궤도로 전이하는데 필요한 연료 소모량을 [28]에서 소개하는 수식을 이용하여 계산하였다.

초기 궤도와 최종 궤도로 전이할 때는 Fig. 4와 같이 common point에서 추력을 발생해야 하며, 이때 필요로 하는 Delta-v는 식 (1)과 같다.

$$\cos(\theta) = \cos(i_{init}) \cos(i_{final}) + \sin(i_{init}) \sin(i_{final}) \cos(\Delta\Omega)$$

$$\Delta v = 2v_{init} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \tag{1}$$

여기에서, i_{init} 는 궤도 전이 전의 경사각이며, i_{final} 은 궤도 전이 후의 경사각, $\Delta\Omega$ 는 궤도 전이 전후의 RAAN의 변화량이다. Table 3에 정리되어 있는 것과 같이 우리별 2호의 TLE를

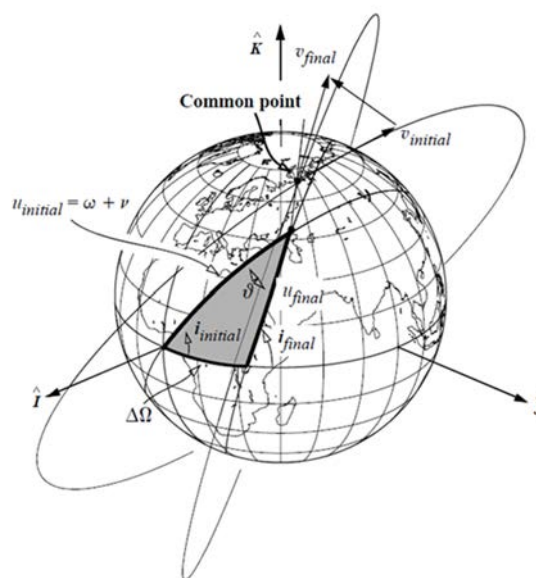


Fig. 4. Schematic for non-coplanar transfer from Figure 6–12 within [22].

Table 3. Orbit Information of the NEONSAT and KITSAT series at the launch candidate computed using TLE with STK software

Sat	Inclination	RAAN	Semimajor axis	Orbit type
NEON1330	97.258	271.403	6879.31	SSO
KITSAT1	66.100	4.214	7694.06	Circular
KITSAT2	98.906	171.761	7160.33	SSO
KITSAT3	98.676	142.036	7088.80	SSO

TLE, Two Line Elements; STK, Satellite Tool Kit.

이용하여 예측한 궤도 정보를 사용하여 계산을 하였으며, 궤도 전이에 필요한 Delta-v를 계산하면 약 11.517 km/s임을 얻을 수 있다.

ADR 소형위성에는 30N의 추력과 250s의 I_{sp} (specific impulse)의 성능을 갖고 있는 화학 추력기를 사용할 예정이므로, 해당 spec을 이용하여 direct burn을 수행했을 때 소모될 것으로 예측되는 총 연료의 양은 Tsiolkovsky의 로켓방정식을 활용하여 계산할 수 있으며, 그 값은 식 (2)를 통해 얻을 수 있다.

$$\Delta v = g I_{sp} \ln \left(\frac{m_{dry} + m_{prop}}{m_{dry}} \right) \tag{2}$$

$$m_{prop} = \left(\exp \left(\frac{\Delta v}{g I_{sp}} \right) - 1 \right) m_{dry} = 111.5305 \times m_{dry}$$

이때 g 는 중력 가속도, I_{sp} 는 추력기의 비추력 성능, m_{dry} 는 위성의 건조 질량, m_{prop} 는 연료의 무게이다. 500 km의 궤도에서 건조질량이 약 100 kg일 때 11.517 km/s의 Delta-v를 획득하기 위한 총 연료의 무게는 건조질량의 약 100배 이상의 연료가 필요한 것을 확인할 수 있다. 그러므로, 추력기만을 이용해서 우리별 2호의 궤도로 직접 궤도전이 하는 방법은 빠르게 궤도전이를 할 수는 있으나, 연료량이 1,000 kg 이상 요구되는 비현실적인 방법으로, 소형 위성 규모에 탑재되는 적은 연료량으로 우리별 2호에 접근할 수 있는 시나리오를 구성할 필요성이 있다.

4.2 Indirect Access

태양동기궤도는 지구가 완벽한 타원형태를 가지고 있기 때문에 발생하는 지구의 편원성에 의한 섭동력을 활용해서, 하루 동안에 변화하는 RAAN의 크기를 지구 공전 기간과 일정하게 유지시켜 놓은 궤도이며, 그로 인해 위성이 적도면을 지날 때의 지방시가 항상 일정한 시간을 유지하게 하는 특징을 갖고 있다. 태양동기 궤도의 RAAN의 일변화는 식 (3)과 같이 계산할 수 있으며, 하루에 약 1도씩 RAAN이 움직이는 것을 확인할 수 있다.

$$\dot{\Omega} = \frac{360 \text{ (deg)}}{365.24 \text{ (day)}} = 0.9856 \text{ (deg/day)} \tag{3}$$

태양 동기궤도 외의 다른 일반적인 궤도도 지구 편원성으로 발생하는 섭동력으로 인해 시간에 따라 RAAN이 변화한다. 이때 RAAN 변화에 영향을 주는 요소는 지구 편원성뿐만 아니라, 달 및 태양의 인력에 의한 섭동력, 궤도의 장반경 및 이심률 등 의해서 발생하며 그중 가장 지구의 편원성에 의한 J_2 효과가 가장 주요한 요인으로 작용하는 것으로 알려져 있다. 이를 수식적으로 표현하면 식 (4)와 같다.

$$\dot{\Omega} = -\frac{3}{2(1-e^2)^2} n J_2 \left(\frac{R_E}{a}\right)^2 \cos(i) \quad (4)$$

여기서 e 는 궤도 이심률, J_2 는 지구의 2차 Zonal Harmonics 계수, R_E 는 적도에서의 지구의 평균 반지름, a 는 궤도 장반경, i 는 궤도의 경사각, n 은 궤도의 평균 운동이며, 지구중력상수를 μ 를 이용해서 $\sqrt{\mu/a^3}$ 과 같이 계산할 수 있다.

위의 식 (4)를 통해 확인할 수 있는 것처럼, 각 요소들의 값을 적절하게 넣으면 태양동기 궤도의 RAAN의 일변화와 다른 RAAN의 일변화를 만들어낼 수 있다. 그러므로 ADR 소형위성은 RAAN의 일변화를 태양동기궤도의 일변화인 1도보다 크게 만든다면 추력기의 사용없이 단순한 propagation을 통해서 두 궤도 사이의 RAAN을 일치시킬 수 있다. Fig. 5는 STK (Satellite Tool Kit) 시뮬레이션을 이용하여 태양동기궤도와 태양동기궤도가 아닌 경우의 시

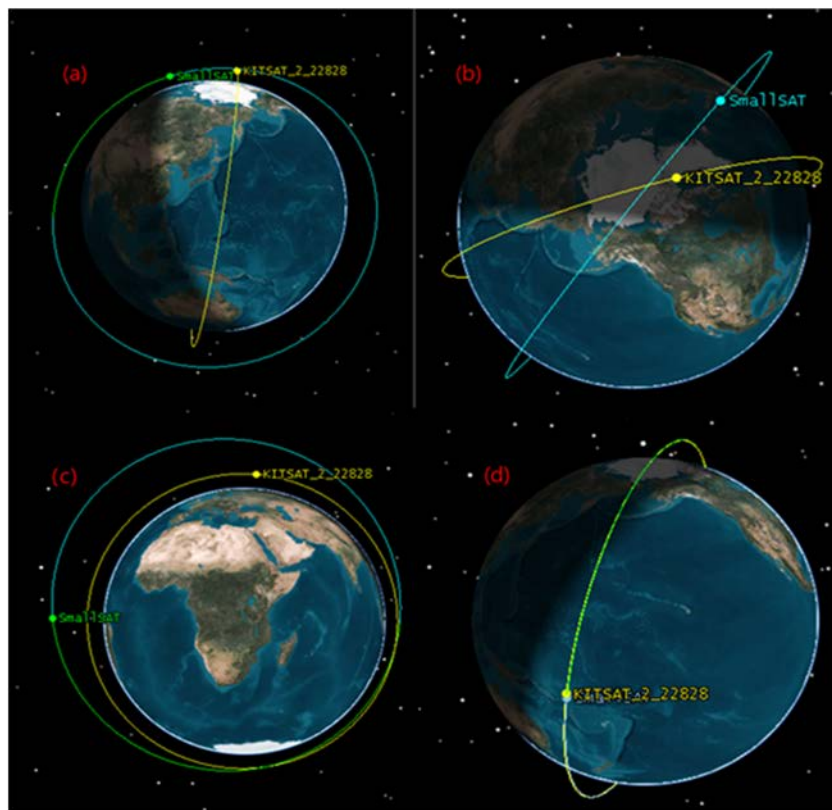


Fig. 5. Process of STK simulation when the small satellite approaches to the KITSAT-2 using the indirect access (a) initial orbital plane, (b) during the propagation, (c) after the propagation, (d) access completed. STK, Satellite Tool Kit.

간에 따른 RAAN의 변화를 나타내는 시뮬레이션의 일부를 표현하였다. 500 km의 태양동기 궤도와 근지점 500 km 원지점 1,800 km의 타원궤도가 서로 다른 RAAN값을 갖고 있을 때 단순한 궤도전파만으로 RAAN을 일치시킬 수 있다. 이 방법을 활용하여 궤도 전이할 때 사용되는 추력기의 소모 연료량을 줄이는 임무를 설계할 수 있으며, 다음 장에 이 indirect access 방법을 이용한 ADR 소형위성의 궤도 전이 과정에 대해서 설명하였다.

5. 우리별 포획을 위한 임무 설계

ADR 소형위성의 발사부터 목표까지 도달하기 위한 궤도 전이 과정을 Fig. 6과 같이 나타낼 수 있다. ADR 소형위성은 앞서 언급한 것과 마찬가지로 2027년 한국형 발사체를 통해서 초 소형위성 군집시스템 위성의 양산기 위성과 동승 발사를 통해 LTDN이 10시 30분인 500 km 태양동기궤도로 투입된다. Fig. 6에 소개된 궤도 전이 과정은 소형위성의 임무기간이 1년이라는 요구사항을 만족하기 위해서, 약 7개월 동안의 궤도 전이 과정을 거치는 것을 고려하여 분석을 수행했다. 분석에는 STK를 사용하였으며 그중 행성탐사 등의 임무 설계 등에 사용되는 astrogator 모듈을 이용하여 분석을 수행하였다(Fig. 7).

Astrogator 모듈의 orbit maneuver와 propagator 기능을 활용하여 ADR 소형위성의 기동을 구현하였으며, 각 maneuver 기동에는 4장에서 언급한 30N의 화학추력기를 사용하는

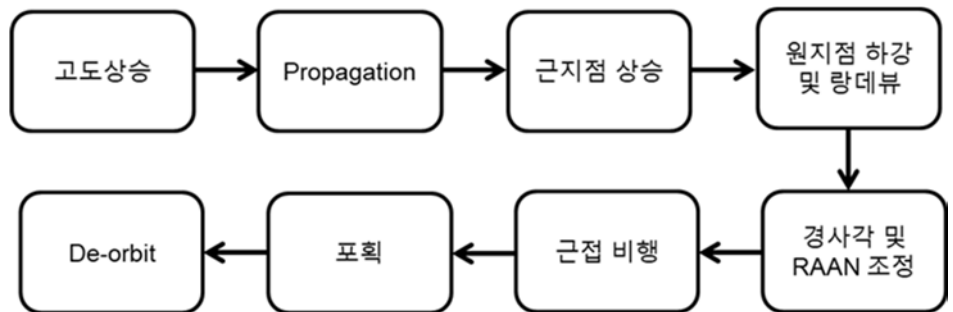


Fig. 6. Orbit transfer flow the ADR satellite as the results of mission planning. ADR, active debris removal.

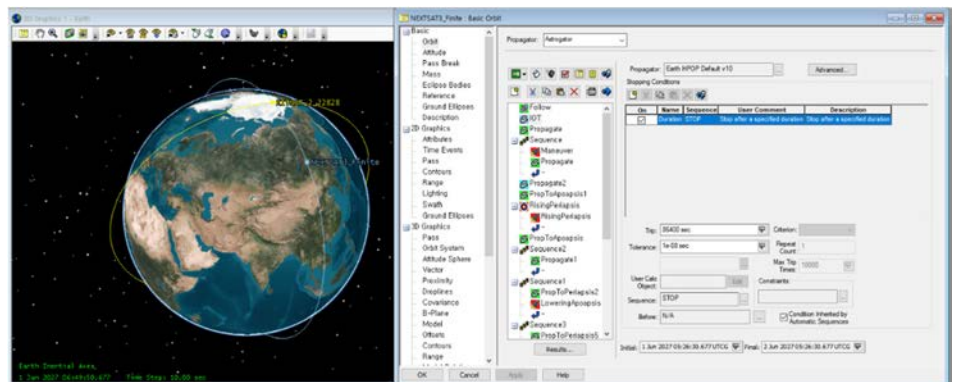


Fig. 7. Configuration of the STK to implement the ADR small satellite using Astrogator module. STK, Satellite Tool Kit; ADR, active debris removal.

것으로 가정하여 시뮬레이션을 수행했다. 위성의 Propagation은 HPOP 모듈을 사용하여 실제 상황과 유사한 환경에서 시뮬레이션을 수행할 수 있도록 하였다. 최종적으로 ADR 소형위성이 목표위성인 우리별 2호에 도달하는 것은 거리가 약 2 km 정도로 가까워졌을 때까지 수행하였으며, 상대거리가 2 km 이내가 되면 실제 위성은 탑재되어 있는 광학센서를 이용하여, 상대운동으로 진입하기 때문에 다른 형태의 분석이 필요하다. 상대운동에 대한 분석 및 임무 설계는 추후에 수행될 예정이다. ADR 소형위성에서 수행하는 궤도전이 단계 각각에 대한 자세한 설명은 다음에 나타나 있다.

5.1 고도 상승

Indirect access 방법을 활용하기 위하여 한국형 발사체를 이용하여 고도 약 500 km 투입된 직후 추력기를 이용하여 근지점에서 추력기를 가동하여 위성의 원지점 고도를 약 1,800 km로 상승한다. 추력기의 효율을 최대화하기 위하여 기본적으로 궤도 전이 방법인 Hohmann transfer를 적용하였다. 4장에서 설명한 indirect access를 수행하기 위하여 500 km × 1,800 km의 타원 궤도를 형성하며, 1,800 km의 원지점 고도는 indirect access에 의한 RAAN 변화를 단기간에 확인할 수 있도록 설정된 고도이며, 추후 임무 수명과 소모 연료량 등을 이용한 최적화 과정을 통해 최적의 고도를 산출할 예정이다.

5.2 Propagation

고도 상승 기동을 통해 형성된 타원 형태의 소형위성의 궤도는 태양동기궤도인 우리별 2호와의 다른 RAAN의 일변화를 갖게 된다. 해당 상태에서 약 7개월 동안 추가적인 연료 사용 없이 단순한 propagation을 수행하며, 이를 통해 두 궤도 사이의 대적인 RAAN의 차이를 줄일 수 있다. 이 기간은 ADR 소형위성의 궤도 전이 기간 중 가장 많은 시간이 소요되는 기간으로 적절한 탑재체를 탑재하여 우주상 기술 검증 등을 수행하는 용도로 사용할 수 있다.

5.3 근지점 상승

두 궤도 간의 RAAN이 약 1도 이내로 가까워지면 우리별 위성으로의 랑데부를 수행하기 위해서 ADR 소형위성의 근지점을 500 km에서 우리별 2호 위성의 고도인 800 km로 상승시킨다. 고도 상승기동과 마찬가지로 추력기의 효율을 최대화하기 위해서 Hohmann transfer 기동을 하용하게 되며 원지점에서 위성의 진행 방향 반대로 추력을 발생시킨다.

5.4 원지점 하강 및 랑데부

랑데부를 위해서 ADR 소형위성의 원지점 고도를 우리별 2호 위성의 고도로 하강시킨다. 고도 하강 기동은 상승기동과는 다르게 한번에 수행하는 것이 아니라 pass 별로 약 10초간 수행하여 점진적으로 하강시킨다. 상승 기동들과 마찬가지로 Hohmann transfer를 이용하며, 점진적인 하강을 통해 급작스러운 우주 환경의 변화로 인해 발생할 수 있는 위성 시스템의 오류를 사전에 방지할 수 있도록 하였다. 원지점 하강이 순차적으로 이루어지면 ADR 소형위

성은 우리별 2호 위성과 동일한 궤도를 갖고 있으며, 다음 단계의 미세조정을 통해 동일한 궤도를 형성한다.

5.5 경사각 및 RAAN 조정

고도 상승/하강 기동을 수행하면서 변화한 ADR 소형위성의 경사각 및 RAAN을 조정하여 우리별 2호 위성의 궤도와 일치시킨다. 해당 기동까지 수행하면 ADR 소형위성의 우리별 2호 위성과 약 2 km의 상대 거리를 갖게 될 것으로 예측되며, 이 단계 이후부터는 지상에서의 명령을 통해서가 아닌 위성에 탑재되어 있는 광학 센서 등을 이용하여 자체적으로 판단하여 임무를 수행해야 한다.

5.6 근접 비행

위성에 탑재된 영상센서를 이용하여 우리별 2호 위성과의 상대적인 거리를 획득한다. 획득한 상대 거리를 감소시키기 위해서 위성 자체적으로 근접 비행 계획을 수립하며 목표물 주변을 선회 비행하면서 상대거리를 점차 감소시킨다. 이때, 거리가 약 500 m 내로 가까워지면 비전센서를 사용하여 목표의 자세 및 운동 상태를 획득하며, 이 정보를 이용하여 최적의 포획 시간을 계산하도록 한다. 추력기를 1회, 1초간 사용하여 남아있는 상대 거리를 전부 상쇄시킬 수 있는 상대거리를 가질 때까지 지속적으로 선회비행을 수행한다.

5.7 포획

목표와의 상대거리가 충분히 가까워졌다고 판단되면, 마지막으로 추력기를 발생하여 목표 위성에 접근 및 도킹을 수행한다. 도킹 후에는 위성에 탑재된 로봇팔을 이용하여 우리별 2호 위성의 각속도를 제거하고, 탑재한 능동 제거 탑재체를 이용하여 목표물을 포획한다.

5.8 De-Orbit

포획한 우리별 2호 위성을 탑재한 전기추력기를 이용하여 근지점 고도를 대기저항을 많이 받는 약 300 km 고도로 하강시킨다. 이와 같은 고도로 하강하게 되면 위성의 원지점 고도도 대기 저항을 받아서 점진적으로 하강하게 되며, 최종적으로는 위성이 대기중에 산화하게 되며, 임무가 종료된다.

각 기동을 통해 얻은 연료 소모량은 Astrogator 모듈에서 제공하는 각 기동 요약을 통해서 획득하였으며, 실제 시뮬레이션을 통해 얻은 연료 소모량을 Table 4에 나타냈다. 표에서 확인할 수 있는 것과 같이 indirect access 방식으로 근접기동을 수행했을 때의 연료 소모량은 direct access 방식으로 전이를 했을 때와 비교했을 때 총 80 kg 미만으로 상당히 적은 양을 사용해서 궤도 전이를 수행하는 것을 알 수 있다. 이와 같은 방법을 사용하면, 포획하려는 목표 대상이 발사체로 직접 투입할 수 없는 궤도에 있다고 하더라도, 추력기 연료를 적게 사용해서 목표에 도달할 수 있다. 이와 같은 방법은 실제 임무를 수행하려 가기까지는 시간이 약간 소요되지만, propagation하는 시간 동안에 위성 상태를 점검하거나 혹은 필요 기술을 검

Table 4. Fuel consumption in each operation phase computed from STK software

Maneuver	Fuel usage (kg)	Etc.
Rising	38.389	Altitude ~1,800 km
Propagation	0	About 6 month
Rising periapsis	0.27	
Lowering apoapsis	25.993	
Inc and RAAN control	12.858	
Proximity	< 1	V-bar approach
Capturing	0	
De-orbit	-	Electrical propulsion Natural decay at 200 km altitude
Total	78.9865	

STK, Satellite Tool Kit.

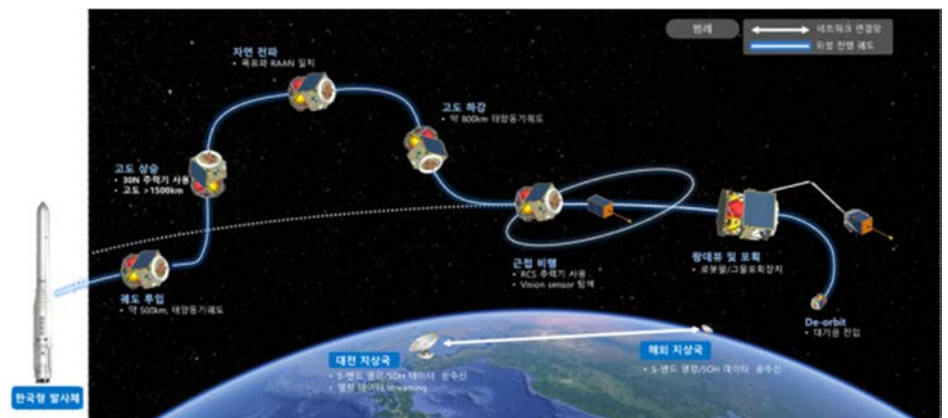


Fig. 8. ADR Satellite system operation phase. ADR, active debris removal.

증하는 등 부가적인 임무를 수행할 수 있으며, 임무 수행에 요구되는 연료량의 감소는 위성체의 설계와 제작 비용 절감에도 큰 이점을 가지고 있어, 포획하고자 하는 대상과 위성의 크기에 관계없이, 여러 형태의 우주쓰레기 제거 임무를 띤 소형위성을 제작할 수 있다. 인공위성 연구소에서 개발하려고 하는 ADR 소형위성도 이와 같은 방법으로 궤도 전이를 수행할 예정이며, 실제 운영을 계획중인 operation overview를 Fig. 8에 나타내었다.

6. 결론

본 연구에서는 소형위성을 활용하여 우주 쓰레기 능동 제거 기술을 우주에서 실증하기 위한 임무 설계에 대해서 다루었으며, 특히 궤도전이가 필요한 임무를 수행할 때에도, 추진계의 연료량을 최소화하여 목표 우주물체에 접근할 수 있는 방안에 대하여 살펴보았다. 지구의 J2

섭동력을 이용하여 RAAN의 일변화를 통해 위성의 궤도면을 일치시키도록 하는 방안은 2027년 한국형 발사체를 이용하여 궤도에 투입된 위성이 indirect access 방식을 이용하여 목표물에 접근하기까지의 과정을 보여주고 있으며, 궤도전이에 대한 상세 설계를 통한 최적화가 수행되지 않았음에도 불구하고 100 kg 미만의 적은 양의 연료로 목표에 접근하게 됨을 확인했다. 실제 개발에 사용되는 추력기 설계시에 비추력이 큰 추력기를 사용한다면 소모 연료량은 더욱 줄어들 수 있다.

본 논문을 통해 구성한 임무설계 내용은 위성체의 개념설계에 요구되는 초기 분석으로 실제 임무에 수행되기 위해서는 다양한 최적화 연구를 통해 소모 연료량을 더 줄일 수 있는 연구가 수행될 예정이다. 본 연구를 통해 소형위성으로도 포획 우주물체와 발사체에 의한 투입 궤도의 상대적인 차이를 극복할 수 있는 것을 확인하였으며, ADR 임무와 함께 랑데부/도킹 등의 다양한 우주 기술을 소형위성 임무에 적용하여 미래 우주탐사시에 요구되는 선행기술의 우주실증은 국내 우주발전의 저변을 넓히는 좋은 계기가 될 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국연구재단의 “우주환경 보호를 위한 미래선도기술 개발 방안 심화연구”의 지원을 받아 작성한 논문입니다.

References

1. Kessler DJ, Cour-Palais BG, Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 83, 2637-2646 (1978). <https://doi.org/10.1029/ja083ia06p02637>
2. Bonnal C, Ruault JM, Desjean MC, Active debris removal: recent progress and current trends, *Acta Astronaut.* 85, 51-60 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.11.009>
3. Inter-Agency Space Debris Coordination Committee [IADC]. IADC space debris mitigation guideline, IADC-02-01, Revision 2 (2020) [Internet], viewed 2023 May 12, available from: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/iadc-space-debris-guidelines-revision-2.pdf>
4. Visagie L, Lappas V, Erb S, Drag sails for space debris mitigation, *Acta Astronaut.* 109, 65-75 (2015). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.12.013>
5. Yoshida K, Achievements in space robotics, *IEEE Robot. Autom. Mag.* 16, 20-28 (2009). <https://doi.org/10.1109/MRA.2009.934818>
6. Yoshida K, Nakanishi H, Ueno H, Inaba N, Nishimaki T, et al., Dynamics, control and impedance matching for robotic capture of a non-cooperative satellite, *Adv. Robot.* 18, 175-198 (2004). <https://doi.org/10.1163/156855304322758015>
7. Flores-Abad A, Ma O, Pham K, Ulrich S, A review of space robotics technologies for on-orbit servicing, *Prog. Aerosp. Sci.* 68, 1-26 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.03.002>

8. St-Onge D, Gosselin C, Synthesis and design of a one degree-of-freedom planar deployable mechanism with a large expansion ratio, *J. Mech. Robot.* 8, 021025 (2016). <https://doi.org/10.1115/1.4032101>
9. Choi J, Jung J, Lee D, Kim B, Articulated linkage arms based reliable capture device for janitor satellites, *Acta Astronaut.* 163, 91-99 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.03.002>
10. Bischof B, Kerstein L, Starke J, Guenther H, Foth WP, ROGER - Robotic geostationary orbit restorer, *Proceedings of the 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, Bremen, Germany, 2003.*
11. Gołębowski W, Michalczyk R, Dyrek M, Battista U, Wormnes K, Validated simulator for space debris removal with nets and other flexible tethers applications, *Acta Astronaut.* 129, 229-240 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.08.037>
12. Medina A, Cercós L, Stefanescu RM, Benvenuto R, Pesce V, et al., Validation results of satellite mock-up capturing experiment using nets, *Acta Astronaut.* 134, 314-332 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.02.019>
13. Shan M, Guo J, Gill E, Contact dynamics on net capturing of tumbling space debris, *J. Guid. Control Dyn.* 41, 2063-2072 (2018). <https://doi.org/10.2514/1.g003460>
14. Botta EM, Sharf I, Misra AK, Simulation of tether-nets for capture of space debris and small asteroids, *Acta Astronaut.* 155, 448-461 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.07.046>
15. Heide EJ, Kruijff M, Tethers and debris mitigation, *Acta Astronaut.* 48, 503-516 (2001). [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(01\)00074-1](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00074-1)
16. Estes RD, Lorenzini EC, Sanmartin J, Pelaez J, Martinez-Sanchez M, et al., Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion, *J. Spacecr. Rockets.* 37, 205-211 (2012). <https://doi.org/10.2514/2.3567>
17. Takeichi N, Practical operation strategy for deorbit of an electrodynamic tethered system, *J. Spacecr. Rockets.* 43, 1283-1288 (2012). <https://doi.org/10.2514/1.19635>
18. Nishida SI, Kawamoto S, Okawa Y, Terui F, Kitamura S, Space debris removal system using a small satellite, *Acta Astronaut.* 65, 95-102 (2009). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.01.041>
19. Iñarrea M, Lanchares V, Pascual AI, Salas JP, Attitude stabilization of electrodynamic tethers in elliptic orbits by time-delay feedback control, *Acta Astronaut.* 96, 280-295 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.12.011>
20. Forshaw JL, Aglietti GS, Navarathinam N, Kadhem H, Salmon T, et al., RemoveDEBRIS: an in-orbit active debris removal demonstration mission, *Acta Astronaut.* 127, 448-463 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.06.018>
21. Astroscale, ELSA-d mission update [Internet], viewed 2023 May 3, available from: <https://astroscale.com/elsa-d-mission-update/>

22. Park SD, Sung DK, Choi SD, Overview of the KITSAT-1 and KITSAT-2 satellite systems , J. Astron. Space Sci. 13, 1-19 (1996).
23. KAIST, Satellite Technology Research Center (SaTReC), KITSAT-2 [Internet], viewed 2023 May 5, available from: https://satrec.kaist.ac.kr/03_02.php
24. Korea Aerospace Industries Association [KAIA], Policy - Status of Domestic Satellite and Launch Vehicle Development (Aerospace Industry, Seoul, Korea, 2010).
25. Shin GH, Chae JS, Lee SH, Min KW, Sohn JD, et al., Operational concept of the NEXTSat-1 for science mission and space core technology verification, J. Astron. Space Sci. 31, 67-72 (2014). <https://doi.org/10.5140/jass.2014.31.1.67>
26. Shin GH, Lee J, Jang TS, Kim DG, Jeong Y, Development and field test of the NEXTSat-2 synthetic aperture radar (SAR) antenna onboard vehicle, J. Space Technol. Appl. 1, 33-40 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.1.33>
27. Lee J, Kim SG, Kim SY, Oh SH, Kim SH, et al., Concept of operation for microsatellite constellation system, in Proceedings of the KSAS 2022 Fall Conference, Jeju, Korea, 16-18 Nov 2023.
28. Vallado DA, Fundamentals of Astrodynamics and Applications (Microcosm Press, Hawthorne, CA, 2013).

Author Information

이준찬 ljunchan@kaist.ac.kr



KAIST 물리학과에서 2015년 박사학위를 취득하였고, 나로과학위성의 이온층 관측기, 차세대 소형위성 1호의 우주폭풍연구를 위한 과학탑재체(ISS) 등의 인공위성용 우주과학 탑재체를 다수 제작하였다. 2011년부터 인공위성연구소에서 초소형위성 군집시스템 개발사

업의 군집운영과 임무분석을 담당하고 있으며, 우리별 귀환 임무 위성의 임무설계를 담당하고 있다.

강경인 kikang@kaist.ac.kr



KAIST 전기및전자공학 석. 박사 학위를 취득하였으며, 1995년부터 한국과학기술원 인공위성연구소의 연구원으로 우리별3호, 과학기술 위성, 차세대소형위성 개발 및 나로과학위성 개발 책임자로 위성개발을 하였으며, 다누리

에 탑재된 광시야 편광카메라의 설계와 제작 등 전자광학 탑재체를 개발하였다. 2019년부터 2021년까지는 한국연구재단의 우주기술단장을 역임하며 국가우주개발사업 신규사업기획과 사업관리를 하였고, 지금은 우리별귀환임무 수행을 위한 연구를 수행 중에 있다.

연구논문

누리호 탑재 위성들의 충돌위험의 예측 및 향후 상황의 대응을 위한 분석

최승환^{1,2,3}, 유중현^{1,2,3}, 김종원¹, 김성애¹, 신경우⁴, 김용일⁵, 이재진⁶, 최성환⁷, 송재욱⁸, 김해동⁹, 마미순¹⁰, 김덕수^{1,2,3†}

- ¹스페이스맵 주식회사
- ²한양대학교 기계공학부
- ³한양대학교 Voronoi Diagram Research Center
- ⁴카이로스페이스
- ⁵저스텍
- ⁶한국천문연구원
- ⁷공군우주센터
- ⁸한양대학교 산업공학과
- ⁹경상국립대학교 항공우주 및 소프트웨어공학부
- ¹⁰M&K Research and Development Inc.



Received: March 29, 2023
Revised: April 19, 2023
Accepted: April 22, 2023

†Corresponding author :

Douglas Deok-Soo Kim
Tel : +82-2-2220-0472
E-mail : douglas.kim@spacemap42.com,
dskim@hanyang.ac.kr

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

ORCID

- Shawn Seunghwan Choi
<https://orcid.org/0000-0002-0799-5448>
- Peter Joonghyung Ryu
<https://orcid.org/0000-0002-6328-8094>
- John Kim
<https://orcid.org/0009-0000-2326-4090>
- Lowell Kim
<https://orcid.org/0009-0002-5594-5936>
- Chris Sheen
<https://orcid.org/0009-0002-3543-7096>
- Yongil Kim
<https://orcid.org/0009-0005-6443-8241>
- Jaejin Lee
<https://orcid.org/0000-0002-3367-3346>
- Sunghwan Choi
<https://orcid.org/0000-0002-5674-4207>
- Jae Wook Song
<https://orcid.org/0000-0001-6455-6524>

Conjunction Assessments of the Satellites Transported by KSLV-II and Preparation of the Countermeasure for Possible Events in Timeline

Shawn Seunghwan Choi^{1,2,3}, Peter Joonghyung Ryu^{1,2,3}, John Kim¹, Lowell Kim¹, Chris Sheen⁴, Yongil Kim⁵, Jaejin Lee⁶, Sunghwan Choi⁷, Jae Wook Song⁸, Hae-Dong Kim⁹, Misoon Mah¹⁰, Douglas Deok-Soo Kim^{1,2,3†}

- ¹SPACEMAP Inc., Seoul 04763, Korea
- ²Department of Mechanical Engineering, Hanyang University, Seoul 04763, Korea
- ³Voronoi Diagram Research Center, Hanyang University, Seoul 04763, Korea
- ⁴KAIROSPACE Co. Ltd., Seongnam 13229, Korea
- ⁵JUSTEK Inc., Pyeongtaek 17711, Korea
- ⁶Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea
- ⁷Space Center, Korea Air Force, Gyeryong 32800, Korea
- ⁸Department of Industrial Engineering, Hanyang University, Seoul 04763, Korea
- ⁹Department of Aerospace and Software Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea
- ¹⁰M&K Research and Development Inc., Gainesville, VA 20155, USA

요약

우주공간은 안보공간의 역할에서 상업공간으로 역할을 급속히 넓혀가고 있다. 현실적인 제약들 때문에 늦게 출발했지만 우리나라는 최근 들어 비약적 기술발전과 함께 우주에 대한 국가적 관심이 커지고 있다. 2023년 5월 25일, 누리호는 7개의 위성을 성공적으로 550 km 고도의 태양동기궤도에 배치했다. 그런데, 이 근처 고도에는 이미 스타링크가 4,000대 이상의 위성을 배치시키고 상업적 서비스를 진행하고 있다.

Hae-Dong Kim
<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>
 Misoon Mah
<https://orcid.org/0009-0000-3042-6879>
 Douglas Deok-Soo Kim
<https://orcid.org/0000-0001-7855-2604>

따라서, 누리호 위성들은 스타링크위성들과의 위험상황발생 가능성에 대해 지속적으로 예측하고 만일의 경우에 대해서는 준비를 해야 한다. 본 논문은 누리호 위성들이 임무수행을 위해 궤도비행을 하면서 발생할 수 있는 충돌위험상황에 대해 수행한 연구의 계량적 분석결과를 보고한다. 분석결과에 따르면 누리호 위성들은 하루에 3회 정도 1 km 거리 이내로 스타링크위성에 접근하는 것으로 나타났으며, 이 상황에서의 충돌확률은 $1.0E-5$ 이상인 것으로 계산되었고 크기는 $1.0E-2$ 이상인 경우도 발생하고 있다. 2013년에 발사된 후 성공적으로 임무를 수행하고 있는 아리랑 5호에 대한 본 연구의 비교분석은 아리랑 5호와 누리호 위성들이 위험상황의 분포에 있어 중요한 차이가 있음을 보여준다. 본 연구는 스타링크가 회피기동을 할 때의 비용에 대한 계량적인 분석결과도 보고하며, 후발주자로서 우주산업에 진입하는 우리나라가 고려해야 할 전략도 제시했다. SpaceMap사에서 개발한 AstroOne 프로그램을 분석도구로 사용했으며, Celestrak사의 Socrates Plus에서 보고한 결과와 비교검증하였다. 우주물체데이터는 TLE(two line element)를 사용했다.

Abstract

Space is becoming more commercialized. Despite of its delayed start-up, space activities in Korea are attracting more nation-wide supports from both investors and government. May 25, 2023, KSLV II, also called Nuri, successfully transported, and inserted seven satellites to a sun-synchronous orbit of 550 km altitude. However, Starlink has over 4,000 satellites around this altitude for its commercial activities. Hence, it is necessary for us to constantly monitor the collision risks of these satellites against resident space objects including Starlink. Here we report a quantitative research output regarding the conjunctions, particularly between the Nuri satellites and Starlink. Our calculation shows that, on average, three times everyday, the Nuri satellites encounter Starlink within 1 km distance with the probability of collision higher than $1.0E-5$. A comparative study with KOMPSAT-5, also called Arirang-5, shows that its distance of closest approach distribution significantly differs from those of Nuri satellites. We also report a quantitative analysis of collision-avoiding maneuver cost of Starlink satellites and a strategy for Korea, being a delayed starter, to speed up to position itself in the space leading countries. We used the AstroOne program for analyses and compared its output with that of Socrates Plus of Celestrak. The two line element data was used for computation.

핵심어 : 충돌위험평가, 충돌회피, 저궤도 위성, 소형 위성

Keywords : conjunction assessment, collision avoidance, low earth orbit satellite, small satellite

1. 서론

2023년 5월 25일은 대한민국 우주개발 역사의 큰 획을 그은 날이다. 오후 6시 24분(한국 시간), 누리3호가 고흥 발사장에서 힘차게 날아올랐다. 원래 20초 간격으로 8대를 사출하려 했으나 최종적으로 7대의 사출이 확인되었다. 이 발사를 통해서 우리나라는 우주선진국으로 가는 첫 걸음을 성공적으로 내딛었다. 관련 기관과 연구자들의 오랜 노력이 큰 성과를 만들어 냈다. 하지만 누리호를 통해 사출된 위성들은 주어진 임무를 수행하는 과정과 임무 후 대기권 재진입으로 소멸될 때까지 다른 우주물체와의 충돌위험이라는 측면에서 보다 상세히 들여다

불 필요성이 있다. 우주 조약(outer space treaty)에 따르면 모든 국가는 자국에 의해 행해지는 우주활동에 대해 승인 및 지속적인 감독을 포함한 모든 국제적 책임을 지게 되어 있다. 발사체가 타국에 손해를 주는 경우에는 발사국에 무한한 무과실책임이 있음을 명시하고 있다. 이 조약은 1967년에 만들어졌으며, 같은 해에 비준한 우리나라를 비롯해 137개국에 참여하고 있다[1]. 따라서, 만일 누리호 위성들이 기존에 활동중인 타 위성과의 물리적 접촉을 하게 되는 경우 우려스러운 상황이 전개될 수 있다. 본 논문은 누리호 위성들이 근처에서 이미 활동하고 있는 다른 위성들 및 우주쓰레기들과의 충돌위험을 객관적으로 평가하고 그 대책을 준비하기 위한 논의의 첫 발을 떼고자 한다. 그리고, 상대적으로 늦게 출발한 우리나라가 New Space Age의 우주영토확보에 유리한 고지를 점하기 위한 전략을 제안한다.

본 논문은 사안의 중요성과 시급성을 고려하여 매우 신속히 작성되었음을 밝힌다. 케슬러 신드롬(Kessler Syndrome)에 따라서 우주공간에서 물체들 사이의 충돌은 연쇄적으로 파급되기 때문에 우주물체들 사이의 충돌가능성은 줄일 수 있는 한 최대한 줄여야 한다[2,3]. 이 때문에 충돌확률이 $1E-4$ 이라고 판단되면 회피기동을 고려하기 시작하는 것이 원칙으로 되어 있고[4-6], SpaceX의 스타링크는 그 기준이 $1E-5$ 이라고 알려져 있으나 실제로 그렇게 시행되는지는 확인이 필요하다[7-9]. 본 논문은 갖추어야 할 형식을 적절히 갖추되, 누구나 손쉽게 이해할 수 있도록 가능하면 쉬운 용어와 개념으로 작성되었음을 밝힌다. 본 논문에서 “누리호 위성(Nuri-SATs)”은 누리호에서 사출된 7기의 위성을 의미한다. “충돌위험(conjunction)”은 두 물체가 정해진 임계거리(threshold distance)보다 가까운 상태를 의미하며 “충돌위험평가(conjunction assessment)”는 그 위험도를 계량적으로 예측하는 것을 의미한다. 즉, 본 논문에서 “충돌”은 두 물체의 물리적인 접촉 가능성을 의미하며 마찬가지로 중요한 통신의 충돌 또는 통신간섭문제는 여기서 다루지 않는다. “경사각도(inclination angle)”는 궤도평면이 적도평면과 이루는 각도를 의미한다. “우주물체(resident space object, RSO)”는 지구주변의 궤도에서 상주하는 물체이며 인공위성, 발사체 잔존물 및 파편 등의 모든 우주쓰레기를 포함한다. DCA(distance of closest approach)는 두 물체가 위험상황에서 가장 가까이 접근할 때의 거리를 의미한다. 용어의 학술적 정의는 전문학술문헌을 참고하기 바란다[10,11]. 특별히 한국시간(KST) 기준이라는 말이 없는 경우, 모든 시간은 UTC 기준이다.

본 연구에서는 충돌위험분석을 수행할 때 미국 우주군에서 공개한 Space-Track 데이터베이스의 TLE(two line element) 데이터와 SGP4 Propagator를 사용했다[12,13]. 충돌분석을 위한 주된 계산도구는 SpaceMap사의 AstroOne의 여러 가지 시공간분석기능을 사용했다[14,15]. SpaceMap을 이용한 계산결과는 비교가 가능한 경우 Celestrak의 Socrates Plus의 계산결과와 비교하였다[16]. 가시화는 SpaceMap의 AstroOne의 그래픽 기능을 사용하였다.

본 연구는 누리호 위성 7기를 주된 분석대상으로 삼았지만 참고정보의 확보를 위해서 항공우주연구원에서 운영하고 있는 아리랑 5호도 최소한의 분석을 시도했다. 그 이유는 본 논문에서 분석하고 있는 550 km 고도의 여명황혼(dawn/dusk) 궤도에는 항공우주연구원에서 2013년 8월에 아리랑5호를 발사하였고, 이번엔 매우 유사한 궤도에 누리호 위성 7기가 발사되었기 때문이다. 스타링크는 아리랑 5호를 발사한 후에 550 km 고도에 4,000대가 넘는 위성을 배치한 것이다. 이 때문에 이 두 그룹의 충돌위험관점에서의 유사성 및 차이점은 스타링크의 군집위성의 운용전략을 이해함에 있어 중요한 의미가 제공할 수 있다.

2. 고도에 따른 우주물체 분포 분석

Fig. 1(a)는 고도 200 km에서 2,000 km 사이의 저궤도 우주공간을 100 km 두께의 셸 (shell) 구간들로 나누고, 각 구간을 24시간 동안에 통과하는 우주물체의 숫자를 보여준다. 실험을 위해 6월 10일 0시에 Spacetrack에서 TLE 데이터를 내려 받았고, 예측실험을 한 시간 구간은 2023년 6월 10일 0시부터 6월 11일 0시까지의 24시간이다.

Y-축은 고도이고 X-축은 각 shell을 24시간 동안 지나가는 우주물체들의 숫자이다. Fig. 1(a)는 두 개의 피크를 보여준다. 가장 높은 피크는 고도 700-1,000 km 구간이다. 이 구간의 높은 밀도는 다음과 같은 세 가지 큰 사건에 기인하며 많은 우주쓰레기로 채워져 있다. 첫째, 2007년 1월에 중국은 고도 865 km의 극궤도를 돌고 있던 수명이 다한 자국의 기상위성 Fengyun FY-1C(무게 750 kg)를 미사일로 파괴하는 위성요격실험(anti-satellite test, ASAT)을 수행했고, 그 결과로 많은 위성 파편 쓰레기를 만들어냈다[17,18]. 둘째, 2009년 2월에 고도 789 km 부근에서 소련의 수명을 다한 위성인 Kosmos 2251(무게 950 kg)과 상업적 운용 중이던 미국의 Iridium 33(무게 560 kg) 위성이 충돌했고 그 결과로 많은 파편이 발생했다 [19,20]. 2009년 충돌이 있기 직전 상황에서 러시아학자들은 두 물체의 충돌확률을 2×10^{-4} 으로 예측했으며, 충돌 10일전에는 충돌확률을 3×10^{-5} 로 계산했었다[21]. 이 사실은 우주상황의 인식과 안전을 위한 판단에 있어서 매우 중요한 함의를 포함한다. 셋째, 2021년 3월 18일에 중국의 Yunhai 1-02(2019년 9월 발사, 기상위성)와 러시아의 Zenit-2 로켓(1996년 발사, 통신정보수집용 위성발사체)의 잔해가 고도 780 km에서 충돌했고 37개의 파편이 미공군의 카타로그에 공개되었다[22]. LeoLabs의 수석과학자인 Darren McKnight는 그 잔해의 크기가 1-10 cm였을 가능성이 크다고 추정한다. Jonathan McDowell의 보고에 의하면 이 충돌 상황시점에서 두 물체는 TLE의 오차범위에 포함되는 1 km 이내의 거리까지 접근할 것으로

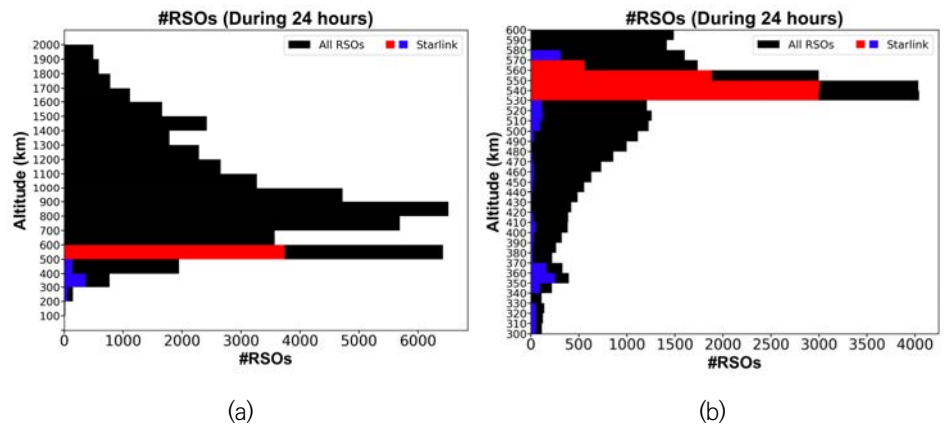


Fig. 1. The histogram of the RSOs entering each altitude shell during 24 hours. TLE data download time: June 10, 0:00 (UTC). (a) The shell thickness is 100 km. Red and blue denote Starlink. Starlink satellites count is 3,741 (58% of the 6,430 objects in the shell of 500-600 km altitude). (b) A more refined histogram with 10 km thickness. The RSOs in 530-570 km have collision possibility with the Nuri-SATs: The red denotes Starlink. RSO, resident space object; TLE, two line element.

판단되었다[23]. 두 번째로 높은 빨간색 피크구간은 고도가 500-600 km 구간으로 누리호 위성들이 임무를 수행하고 있는 고도를 포함한다. 24시간 동안 이 구간을 지나는 우주물체의 숫자는 6,430개이며, 그 중 58%인 3,741개의 물체가 SpaceX사의 스타링크 위성군이다. 이 구간은 우주 전체에서 가장 활발하게 상업적 활동이 진행되고 있는 공간이다. 단위부피당 물체 숫자로는 이 구간이 사실상 가장 높은 밀도를 보여준다. 이 사실로부터 다음의 관찰을 명시한다.

관찰 1) 500-600 km 고도구간에는 24시간 동안 3,741개의 스타링크위성이 발견된다 (6월 8일 0시 UTC 데이터).

3. 누리호 위성의 제원 및 궤도정보

누리호에 탑재된 8기의 위성들은 본 논문과 관련해 Table 1과 같은 제원을 갖는다.

누리호의 3단은 목표 궤도에 예정대로 도착한 후 8기의 위성 중에서 7기를 성공적으로 사출하였다. 이튿날인 5월 26일 0시의 Spacetrack 데이터베이스는 누리호 위성 7기와 3단 로켓의 TLE 데이터를 공개하였다. Fig. 2(a)의 지구 내부에 있는 초록색 점들이 이 데이터를 가시화한 것이다. 이 중 위쪽에 위치한 점 군을 확대하면 Fig. 2(b)와 같다. 위에서 아래쪽으로 순서대로 A부터 G로, 그리고 맨 아래쪽에 따로 있는 물체가 H이다. 이들의 TLE 코드와 같다: 56743 (A), 56744 (B), 56745 (C), 56746 (D), 56747 (E), 56748 (F), 56749 (G), 56750 (H). 5월 26일 TLE에 나타난 A-G의 24시간 동안의 고도는 538-552 km이고, H의 고도는 509-551 km로 파악되었다. Fig. 2(c)는 5월 31일의 모습이며 이 데이터로 24시간 동안의 A-G의 고도는 537-550 km이고, H의 고도는 502-542 km로 파악되었다. 6월 6일 현 시점에서는 24시간 동안 각각 540-550 km와 515-535 km이다. 앞으로 본 논문의 분석에서 A부터 G까지의 7개의 누리호 위성에 대해서 주로 분석을 수행한다. 그 이유는 임무를 위해 궤도로 올려 보내는 위성이 이미 같은 고도에서 활동하고 있는 위성과의 충돌위험이 어느 정도인지에 대한 계량화된 척도의 개발과 예측된 충돌위험상황을 벗어나기 위해 필요한 프로토콜개발의 중요성 때문이다. 특히, 누리호 위성의 경우 그 대상이 4,000대 이상의 위성이 근처 고도에서 운용되고 있는 스타링크이며, 누리호 위성 7기 중에서 6기가 회피기동을 위한 추력이 없는 상태라는 측면에서 이런 프로토콜의 중요성이 더 커진다. 임무기간 후에도 누리호 위성들은 소멸되기 전까지 상당기간 궤도에 남아 있을 것이다. 전 세계적 관점에서 앞으로 이와 같은 상황이 반복될 수 있다. 참고로 H의 고도가 그림에서 보이듯이 유의적인 수준에서 낮아지고 있고 G와 H 사이의 거리는 매우 멀어지고 있다. 가시화는 SpaceMap의 AstroOne을 사용하였다[24].

누리호 위성 7기는 550 km 고도에서 97.6도의 경사각도로 남극과 북극 부근의 상공을 지나는 극궤도이며, 태양과 궤도면의 입사각이 일정하게 유지되는 태양동기궤도이다. 이중 궤도면이 태양과 90도를 이루어 궤도면에서 비행하는 위성이 항상 태양을 바라보면서 전력을 생산할 수 있는 궤도를 여명황혼(dawn/dusk) 궤도라고 한다. 주 탑재체인 차세대 소형위성 2호가 전기를 많이 사용해야 하는 합성개구레이더(synthetic aperture radar, SAR)를 사용하기 때문에 여명황혼궤도를 채택하였다. 참고로, 여명황혼궤도는 특정 고도에서만 가능한 것은 아니며, 다수의 고도에서, 특정 경사각을 이용하여 설정할 수 있다. 임무궤도를 설계할 때는 발사체의 능력, 운용비용, 발사비용 등 여러 가지 우주시스템 설계 요소를 고려해야 한다.

Table 1. The specifications of Nuri-SATs. “Min Sphere” means the smallest sphere surrounding a satellite and is used to calculate the probability of collision. The calculation assumes symmetry around geometric center

#	Obj name	Norad ID	Dimension (mm)	Diameter of min sphere (mm)	Mission duration (year)	Primary mission	추력기 보유 유무	GPS
1,	SNIFE-	56743 (A)	6U					
2,	1/2/4	56744 (B)	300×200	374	1	우주날씨	편대	있음
3	(도요셋)	56745 (C)	×100			관측	유지용	
			3U			지표면		
4	KSAT3U	56746 (D)	300×100	331	1	편광	없음	없음
			×100			측정		
			6U			우주		
5	LUMIR-T1	56747 (E)	300×200	374	0.5	방사능	없음	없음
			×100			측정		
			3U			자세제어		
6	JAC	56748 (F)	300×100	331	0.5	시스템	없음	없음
			×100			검증		
	NEXTSAT-2		5,023×1,340					
	(차세대		×820			SAR		
7	소형위성	56749 (G)	(태양전지	5,262	2	지구관측	있음	있음
	2호)		전개 후)					
8	3 단로켓	56750 (H)	N/A	N/A	N/A	위성수송	N/A	N/A
	KOMPSAT5	39227	3,700×2,600			SAR		
9	(아리랑 5호)		×9,100	10,161	5	지구관측	있음	있음

Apogees/perigees: 550/540 km for Nuri-SATs; 548/507 km for the rocket body; 561/559 km for KOMPSAT-5. SAR, synthetic aperture radar.

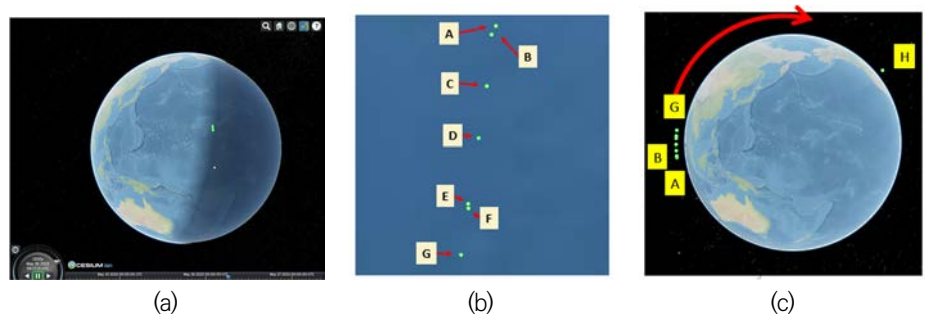


Fig. 2. The visualization of Nuri-SATs. NORAD ID: 56743 (A), 56744 (B), 56745 (C), 56746 (D), 56747 (E), 56748 (F), 56749 (G), 56750 (H). (a) The first TLE data appeared in the Space Catalogue at 00:00 May 26 (UTC). (b) The enlargement of the RSOs. (c) 00:00 May 31 (UTC). AstroOne of SpaceMap is used for the visualization. TLE, two line element; RSO, resident space object.

4. 스타링크 궤도분석

고도 550 km 근처에는 4,000대 이상의 스타링크 위성들이 활발한 상업활동을 하고 있다. Table 2는 최근까지 발사한 스타링크 위성군 총 4,051대의 위성군집을 간략하게 설명한다 [25]. 1세대(Gen 1)의 그룹 1(Gr 1)은 누리호 위성과 같은 550 km 고도에서 경사각도 53도의 72개 궤도평면에, 각 궤도평면당 22개의 위성으로 총 1,584대의 위성을 가지고 있는 walker constellation이다. 그룹 4도 같은 숫자의 위성들이 비슷한 조건으로 540 km 고도에서 운용되고 있다. 위성궤도가 고도 10 km 안팎의 perturbation을 갖는다는 것을 고려하면 누리호 위성은 당분간 고도 530-570 km 궤도를 갖는 모든 물체들과 충돌가능성을 가지고 있다. 즉, Table 2에서 그룹 1, 2, 3, 4, 5, 6의 “active” 및 “decaying/deorbiting” 상태인 4,051개의 스타링크 위성들 전부와 충돌위험을 배제할 수 없으며, 이들과의 충돌위험을 지속적으로 평가하고 대비해야 한다. 특히, 누리호 위성 7대 중에서 6대는 회피기능능력이 없기 때문에 충돌 위험 상황에 노출될 빈도가 높아질 수밖에 없다. 스타링크는 2022년 12월부터 530 & 560 km 고도에 2세대(Gen II) Mini 위성을 배치하기 시작했다(Table 2).

5. 누리호 위성의 충돌위험

누리호 위성 7기가 스타링크 및 기타 우주물체들과 만드는 충돌위험을 분석했다(Fig. 3). 실험데이터는 Fig. 1에 사용한 것과 같다. 24시간 동안에 500-600 km 고도구간을 지나는 모든

Table 2. Summary of the Starlink constellation status [5]

Gen	Gr	Orbital shells		Orbital planes			Status		
		Alt (km)	Planned sats	Inc. (deg)	Count	Sats per	Active	Decaying/deorbited	Weight (kg)
1	1*	550	1,584	53	72	22	1,458	268	260
	2*	570	720	70	36	20	250	3	260
	3*	560	348	97.6	6	58	187	10	260
	4*	540	1,584	53.2	72	22	1,567	69	306
	-	560	172	97.6	4	43	0	0	
2	5*	530					217	1	307
	6*	559	3,360	43	28	120	21	0	750
	-	525	3,360	53	28	120	0	0	
	-	535	3,360	33	28	120	0	0	
Tot			7,596				3,700	351	
			(14,488)						

The constellation is categorized by “generation” and “group” units.

*, active satellites; -, approved by FCC but not launched yet.

Gen, generation; Gr, group; Alt, altitude; Inc, inclination; Sats, satellites; Tot, total.

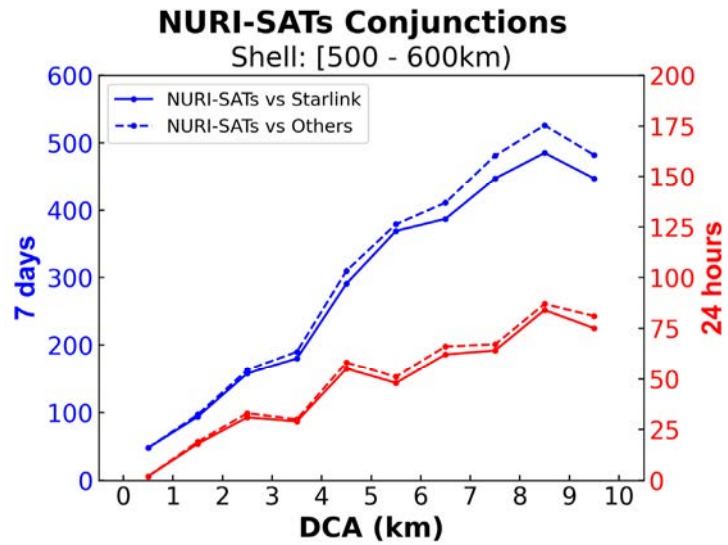


Fig. 3. Conjunction assessment of Nuri-SATs (500–600 km altitude). TLE data download time: June 10, 00:00 (UTC). X-axis: DCA. Y-axis: conjunction frequency. The upper blue graphs correspond to 7 days (The blue left Y-axis). Solid curve: conjunction assessment between Nuri-SATs and Starlink satellites. Dotted curve: conjunction assessment between Nuri-SATs and the other RSOs. The numbers of approaches for 7 days: 2,906 within 10 km and 48 within 1 km. Starlink takes 58% of the total RSO count passing through the 500–600 km altitude shell. The ratio of the conjunctions created between Nuri-SATs and Starlink is 94% of the total conjunctions. Bottom red graphs correspond to 24 hours: 468 conjunctions are expected to approach within 10 km and 2 conjunctions within 1 km. TLE, two line element; DCA, distance of closest approach; RSO, resident space object.

우주물체들을 분석대상물체로 사용했으며, 사용한 소프트웨어는 SpaceMap의 AstroOne 이다. 그림에서 X-축은 두 물체가 충돌위험상황(conjunction)에 접근할 때 가장 가까운 거리인 “최단접근거리 DCA”이며, Y-축은 그런 위험상황의 빈도수이다. 그림에서 위쪽 파란색 그래프는 7일간의 예측기간 동안의 누리호 위성의 위험상황의 빈도를 보여주며, 파란색 왼쪽 Y-축이 적용된다. 대체로 선형증가이다. 실선은 누리호 위성과의 위험상황이고, 점선은 누리호 위성과 스타링크를 포함한 모든 우주물체와의 위험상황이다. 즉 파란색 점선과 실선의 차이는 누리호 위성과 스타링크를 제외한 모든 우주물체와의 위험상황에 해당한다. 7일 동안 10 km 이내로 접근하는 경우는 총 3,087회이고, 1 km 이내인 경우는 48회 발생했다. 500–600 km 고도 구간을 지나는 우주물체의 총 숫자에서 스타링크위성이 차지하는 비율이 58%인 것에 비해 누리 위성과의 스타링크 사이에 만들어지는 위험상황의 비율은 94%로 매우 높다. 그 이유는 누리호 위성과 스타링크는 모두 원에 가까운 궤도를 비행하지만 기타 물체들은 이심률이 상대적으로 큰 타원궤도를 따르기 때문에 누리호 위성과 만날 기회가 적기 때문으로 판단된다. 아래쪽 빨간색 그래프는 24시간 동안의 위험상황을 나타내며, 10 km 이내로 접근하는 상황이 468회, 1 km 이내로 접근하는 상황이 2회 발생할 것으로 예측된다. Fig. 4는 누리호 위성 7기 각각의 위험상황과 누리호의 3단로켓 몸체 그리고 아리랑

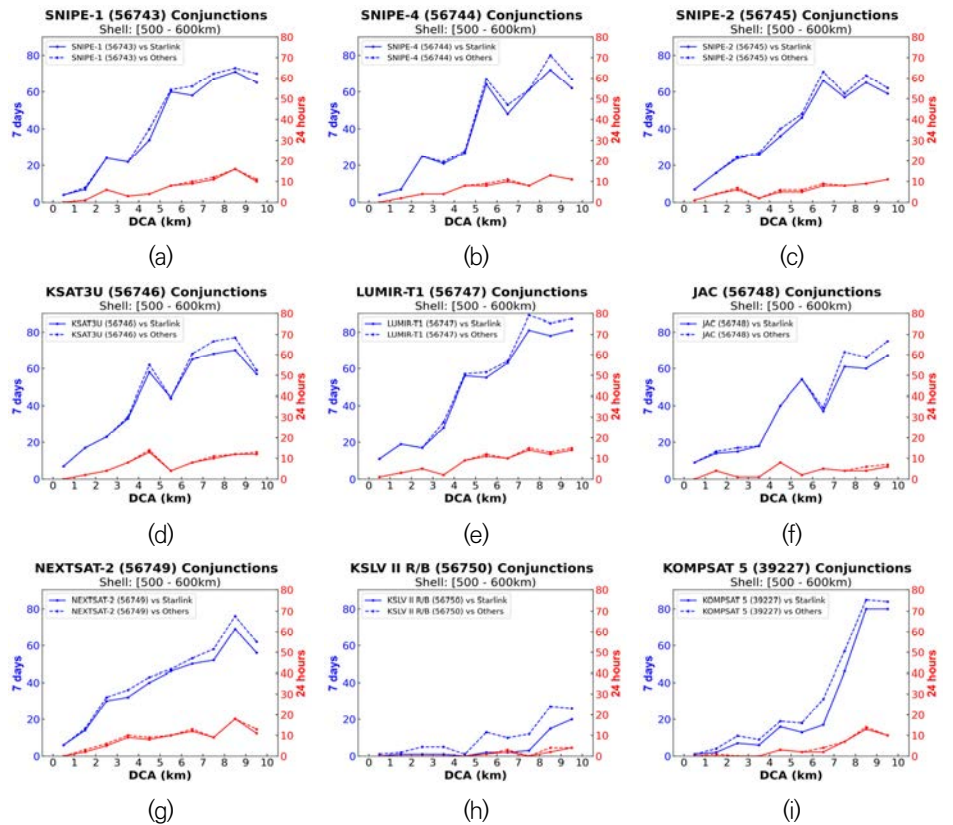


Fig. 4. Conjunction assessments of the seven Nuri-SATs. Data: TLE data download time: June 10, 00:00 (UTC). Blue and red correspond to 7 days and 24 hours, respectively. Solid line: conjunctions with Starlink. Dotted line: conjunctions with the other space objects. The altitude shell is 500–600 km. The interpretation of the graph is the same as in Fig. 3. Software used: AstroOne of SpaceMap. (a–c) SNIPE, (d) KSAT3U, (e) LUMIR–T1, (f) JAC, (g) NEXTSAT, (h) KSLV II R/B (rocket body), (i) KOMPSAT 5. TLE, two line element.

5호(KOMPSAT-5) 위성에 대해 추가적으로 분석한 것이다. 이 9개의 그래프 중 Fig. 4의 (a) 부터 (g)까지 7개를 합치면 Fig. 3의 그래프가 만들어진다. Fig. 4(i)의 KOMPSAT-5는 앞의 누리위성들과 DCA의 분포에 있어서 매우 다른 패턴을 보여주고 있다. 6–7 km까지는 매우 낮은 기울기의 선형증가를 하다가 그 후에 가파르게 증가한다. 즉, KOMPSAT-5의 경우는 스타링크와의 위험상황이 매우 잘 관리되고 있다는 것을 보여준다. 위의 실험에 기반하면 아래 3개의 관찰이 가능하다.

- 관찰 2) 누리호 위성이 스타링크와 7일 동안 10 km 이내로 접근하는 경우는 총 2,906회이고, 1 km 이내인 경우는 48회이다(6월 10일 0시에 내려받은 TLE 데이터).
- 관찰 3) 누리호 위성이 스타링크와 24시간 동안 10 km 이내로 접근하는 경우는 총 468 회이고, 1 km 이내인 경우는 2 회이다(6월 10일 0시에 내려받은 TLE 데이터).
- 관찰 4) 아리랑 5호(KOMPSAT-5)의 위험상황은 누리호 위성들과 유의적 차이를 보이면서 잘 관리되고 있다.

Table 3. Conjunction frequency analysis of Starlink satellites for 24 hours "All" row is the conjunctions between Starlink and all RSOs. The second line is the conjunctions between Starlink and Nuri-SATs. Starlink has on average 178 conjunctions which includes 3 caused by Nuri-SATs (1.7% of the total)

	June 4	June 5	June 6	June 7	June 8	June 9	June 10	Avg
All	191	169	188	146	189	181	182	178
Nuri-SATs	3	2	2	2	6	4	2	3 (1.7%)

Seven repetitive analyses (June 4–10).

Range threshold: 1 km.

TLE data downloaded at 00:00 (UTC).

Shell altitude range: 500–600 km.

TLE, two line element; RSO, resident space object.

DCA가 1 km 이하인 상황의 재현성을 확인하기 위해 6월 4일부터 6월 10일까지 7일 동안 매일 0시에 TLE 데이터를 내려 받고, 그 후 24시간 동안의 충돌위험에 대해 분석하였다 (Table 3). 7회 실험의 평균을 보면, 스타링크위성군은 DCA가 1 km보다 가까운 위험상황이 하루에 평균 178회 발생하며 그 중에서 누리호 위성에 의한 것이 전체의 1.7%에 해당하는 평균 3회로 나타났다. 이 사실을 다음 관찰로 정리했다.

관찰 5) 누리호 위성이 스타링크와 24시간 동안 1 km 이내로 접근하는 경우는 평균 3회이다.

6. AstroOne과 Socrates의 계산결과 비교

AstroOne 계산결과를 우주물체의 충돌예측에서 많이 사용되는 Celestrak 사의 Socrates 서버의 계산결과와 비교하였다. Fig. 5은 두 프로그램이 통계적으로 볼 때 위험상황에 대해 동일한 결과를 생산한다는 것을 명시적으로 보여준다. Fig. 5(a)는 두 프로그램이 계산한 DCA의 상관계수가 선형회귀모델에서 0.9997이며, Fig. 5(b)는 DCA가 발생했을 때의 시간인 TCA (time of closest approach)인데 역시 0.9997의 상관계수를 가진다는 것을 보여준다. 즉, 통계학적으로 볼 때 두 프로그램은 완벽하게 동일한 답을 생산한다고 볼 수 있다. 하지만, 두 프로그램은 TLE 데이터를 기본정보로 사용하기 때문에 데이터를 내려받는 시점에 따라서 산출물의 값이 달라진다는 것을 유의해야 한다. 즉 TLE 데이터를 내려받는 시점이 달라지면 두 프로그램의 상관관계가 낮아질 수 있다. 현재 SpaceMap의 AstroOne은 TLE 데이터를 한국 시간 매일 밤 12시에 내려받아 전 처리(preprocessing)을 한 후 저장한 전 처리 데이터베이스를 이용해서 DCA를 구한다. 이에 반해 Socrates는 데이터를 UTC 기준으로 0, 8, 16시 등 하루에 3회 업데이트한다. 따라서 Socrates가 어느 시점에 데이터를 내려 받는가에 따라 두 프로그램의 상관관계가 달라질 수 있다. 단, 본 실험을 위해서 AstroOne이 TLE를 내려받은 시간은 UTC 기준 0시로 했다.

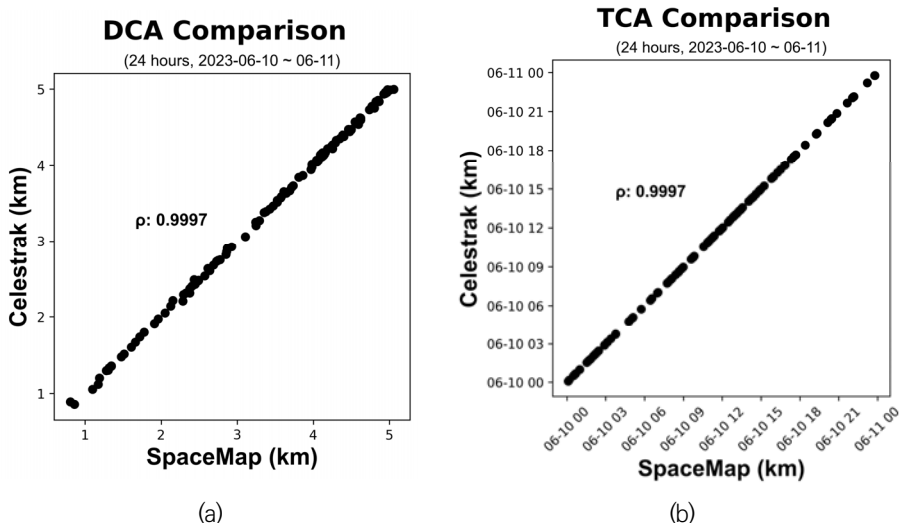


Fig. 5. Correlation between the outputs of AstroOne and Celestrak's Socrates. Target primary satellites: Nuri-SATs. TLE data downloaded: June 10, 00:00 (UTC). Prediction time window: 24 hours (00:00-24:00). (a) Correlation coefficient of DCA = 0.9997. (b) Correlation coefficient of time of close approach (TCA) = 0.9997. DCA, distance of closest approach; TLE, two line element.

Fig. 6은 누리물체들의 위험상황에서 DCA와 충돌확률(probability of collision, PoC)의 관계를 분석한 것이다. 이 데이터는 Socrates에 보고된 것으로 총 800건이다. 여기서 사용한 확률은 covariance의 크기와 DCA의 비로 정의되는 곡선의 최대값에 해당하는 최대충돌확률이다[26,27]. 이하 본 논문에서 확률은 최대충돌확률을 의미한다. Y-축은 확률값의 log 스케일이다. 2023년 6월 10일 5시에 Socrates에서 데이터를 내려 받았고, 10일부터 16일까지 7일간에 대한 분석이다. 임계거리는 Socrates에서 사용하는 5.0 km이다. 분석결과는 데이터가 명확하게 두 개의 그룹으로 분리된 것을 보여준다. 상단에 위치한 빨간색 그룹은 누리호 위성들이 스타링크 위성들과 만드는 763건의 위험상황이고 하단의 검정색 그룹은 누리물체들이 기타 물체들과 만드는 37건의 위험상황이다. 스타링크와 관련된 위험상황들은 DCA와 충돌확률 사이에 다음과 같이 매우 명확한 패턴을 보이고 있다.

- 첫째, DCA 값이 작아질수록 충돌확률은 빨리 커진다.
- 둘째, DCA 값이 작아질수록 충돌확률의 변동폭은 작아진다.
- 셋째, 전체 패턴은 역함수모양을 따르고 있다.

따라서, DCA 값이 작아진다면 충돌확률은 매우 빠른 속도로 커진다는 것을 확정적으로 알 수 있다. 즉, DCA 값 하나를 이용하여 빠르게 누리호 위성들과 스타링크와의 충돌위험에 대한 평가를 수행할 수 있다는 뜻이다. 다만, 최종 정밀한 충돌위험 분석을 위해서는 3차원공간에서의 radial, cross, along track 상호 간의 거리 모두를 고려해야 한다. 즉, Figs. 5와 6을 같이 해석하면 SpaceMap의 AstroOne의 거리계산결과만으로도 누리호 위성 7기가 스타링크와 만들 수 있는 충돌위험에 대한 신속한 사전 평가에 유용한 지표가 될 수 있다는 것을 의미한다. 특정 7일 구간에서 예측한 위험상황이 이런 패턴을 보인다면 1년의 구간에서는 충돌위험이

DCA & PoC of NURI-SATs by Celestrak (7 days, 2023-06-10 ~ 06-16)

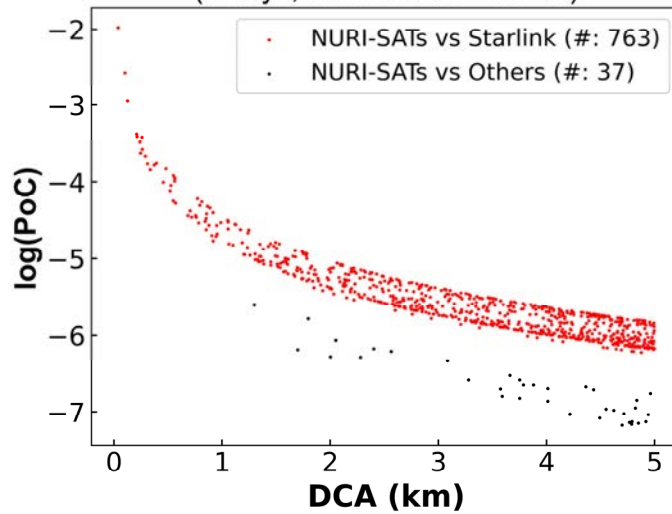


Fig. 6. The probability of collision (PoC) and DCA reported by Socrates. X-axis: DCA. Y-axis: PoC in the log-scale. 800 conjunctions in total. Red: conjunctions between Nuri-SATs and Starlink (763 cases). Black: conjunctions between Nuri-SATs and the other RSOs (37 cases). Data: downloaded from Socrates: June 10, 05:00. Prediction window: 7 days (June 10, 00:00-June 16, 00:00). Socrates reports conjunctions within 5 km. DCA, distance of closest approach; RSO, resident space object.

매우 큰 상황이 여러 번 발생할 수 있다는 것은 상식적인 것이다. 참고로 Fig. 6에서 몇 개의 유의적인 확률구간에 있는 충돌위험발생 건수는 다음과 같다: $1E-2 \leq PoC < 1E-1$: 1회; $1E-3 \leq PoC < 1E-2$: 2회; $1E-4 \leq PoC < 1E-3$: 16회; $1E-5 \leq PoC < 1E-4$: 66회.

Fig. 6에서 빨간색 점군에 대해 로그함수 기반 최소제곱법을 적용하면 $\log(PoC)$ 와 DCA의 관계를 설명하는 회귀식이 다음과 같이 도출된다.

$$\log (PoC)=-0.86 \times \ln (DCA)-4.6457+\epsilon_{DCA}$$

여기서 잔차 ϵ_{DCA} 는 정규성을 띄지 않으나 모든 DCA에 대해 약 0.22의 상/하한의 값이 유지되는 것을 확인하였다. 임계거리 5 km 이내에서 존재하는 현상들이 5-10 km까지 연장된다고 가정하면 누리호 위성과의 스타링크가 만드는 대부분의 충돌위험상황에서 충돌확률을 계산하는데, 이 식을 이용해서 임계거리 10 km까지 외삽(extrapolation)할 수 있다. 더구나, AstroOne과 Socrates의 DCA 예측 상관계수가 1에 가깝기 때문에 이 식을 이용해서 누리호 위성과 스타링크의 충돌확률을 AstroOne의 DCA 계산값으로부터 직접 구해서 사용할 수 있다.

Socrates에서 6월 8일에 내려받은 890건의 충돌위험상황을 PoC (가), DCA (나), 두 물체의 고도차이 (다), 두 물체의 속도벡터가 이루는 각도 (라), 그리고 상대속도 (마) 등 다섯 가지 변수들의 조합으로 상세하게 분석해 보았다(Fig. 7). 다섯 가지 변수들 중 두 개씩의 조합으로 된 25개의 그래프들 중 좌하단을 Fig. 7(1,1), 우상단을 Fig. 7(5,5)와 같이 표기했다. 각 점은 상대속도가 낮으면 파란색으로, 높으면 빨간색으로 표기했다. Fig. 7의 25개 그래프들은 Fig.

7(1,5)부터 Fig. 7(5,1)까지의 대각선을 중심으로 그 위쪽과 아래쪽은 대칭관계이다. 이 대각선은 “가”부터 “마”까지 다섯 가지 변수들의 히스토그램이다. Fig. 7(1,5)는 PoC의 히스토그램이고, Fig. 7(5,1)은 DCA 상태에서 두 물체의 상대속도의 히스토그램이다. 이 그림은 각 변수들 사이의 관계를 잘 보여준다. 이 분석은 AstroOne의 분석기능을 이용했다.

- ① Fig. 7(2,5): Fig. 6에 해당한다. 스타링크 위성과 누리물체의 위험상황이 예측되었을 시, 비슷한 DCA일 때, 두 물체의 상대속도가 작을수록 충돌확률이 더 높게 나타난다.
- ② Fig. 7(3,5): 두 물체의 고도차이가 크면 충돌확률은 매우 낮아진다. 만일 고도차이가 1 km 이상이면 충돌확률은 1E-4보다 작아진다.
- ③ Fig. 7(4,5), Fig. 7(5,5): 다른 변수를 고려하지 않는다면 충돌확률과 상대속도 또는 속도벡터 사이의 각도는 특별한 관계가 없다.
- ④ Fig. 7(3,4): DCA가 두 물체 간의 고도차이보다 작을 수는 없다는 평범한 사실을 보여준다.
- ⑤ Fig. 7(4,4), Fig. 7(5,4): 다른 변수를 고려하지 않는다면 DCA와 상대속도 또는 속도벡터 사이의 각도는 특별한 관계가 없다.
- ⑥ Fig. 7(4,3), Fig. 7(5,3): 다른 변수를 고려하지 않는다면 고도차이와 상대속도 또는 속도벡터 사이의 각도는 특별한 관계가 없다.

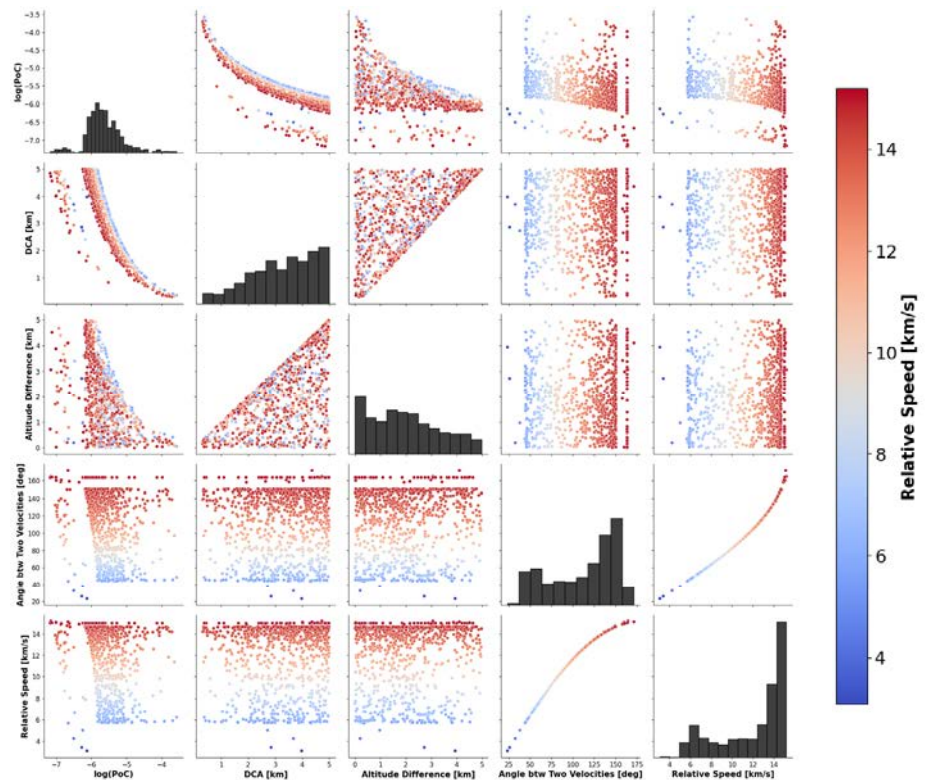


Fig. 7. Analysis of the pairwise combinations of five variables: (i) PoC, (ii) DCA, (iii) altitude difference, (iv) angle, and (v) relative speed. An analysis of the 890 collisions downloaded on June 8, 05:00 from Socrates. Analysis using AstroOne. PoC, probability of collision. DCA; distance of closest approach.

- ⑦ Fig. 7(5,2)는 상대속도가 두 속도벡터가 이루는 각도의 비선형적인 단조증가함수임을 명확하게 보여준다. 이 때문에 Fig. 7(4,5)와 Fig. 7(5,5), Fig. 7(4,4)와 Fig. 7(5,4), 그리고 Fig. 7(4,3)와 Fig. 7(5,3)이 비슷하게 나타난다.

7. 스타링크의 충돌위험상황 제어방식에 대한 분석

스타링크는 이미 4,000대가 넘는 위성을 고도 550 km 부근에 쏘아 올렸고 앞으로 여러 궤도에 최대 42,000대까지 계획하고 있다. 따라서 스타링크위성들 사이에서 발생할 수 있는 충돌위험의 적절한 제어는 자신의 위성과 우주쓰레기와 만들어지는 충돌위험과 더불어 매우 중요한 문제일 것이다.

7.1 스타링크 자체의 충돌위험상황분포

Fig. 8은 스타링크 위성들의 위험상황에 대한 AstroOne의 매우 재미있고 중요한 분석결과이다. 파란색은 스타링크 위성과 스타링크 위성이 만드는 위험상황이고 노란색은 스타링크 위성이 스타링크 이외의 물체들과 만드는 위험상황이다. Fig. 8(a)와 8(b)는 24시간에 대한 예측이고 Fig. 8(c)와 8(d)는 7일간에 대한 예측이다. 사용한 임계거리는 10 km이다. 이 그림은 스타링크가 자신의 constellation을 얼마나 정밀하게 설계했고 잘 제어하고 있는지 보여준다. Fig. 8(a)를 보면 X-축의 DCA가 0부터 7 정도까지 매우 낮은 선형증가를 하고 있으며 그 후 급하게 증가한다. 즉, DCA가 작은 값을 가지는 상황이 자주 일어나지 않도록 constellation 전체를 잘 제어하고 있다는 것을 보여준다. Fig. 8(c)의 7일간 예측도 유사한 형태를 보여준다. Fig. 8(a)와 8(c)는 Fig. 4(i)의 아리랑5호와 유사한 DCA 분포를 보여준다.

DCA가 0-2 km인 구간을 확대한 Fig. 8(b)를 보면 스타링크의 뛰어난 constellation 설계 및 제어기술을 엿볼 수 있다. 24시간 동안 1 km 이내로 접근하는 위험상황은 총 184회이다. 그런데 Fig. 8(d)의 7일간 그래프의 1 km 이내의 위험상황은 총 7,323회로 24시간 상황의 약 40배에 해당한다. 이 관찰은 다음과 같은 매우 중요한 사실을 의미한다. 스타링크 위성들 사이에서도 그냥 놔두면 1 km 내로 접근할 위험상황이 매우 자주 일어날 수 있지만 스타링크는 이렇게 가깝게 접근하는 상황들이 24시간 내에는 매우 적게 발생하도록 각 위성을 적절히 제어한다. 여기서 “적절히”라는 뜻은 전체적으로 충돌위험 가능성은 충분히 낮추되 추진제의 사용량을 최소화한다는 뜻이 된다. 이 그림은 Starlink가 10 km라는 임계거리를 중요한 파라미터로 보고 있다는 것도 보여준다. 다음 관찰을 명시한다.

관찰 6) 스타링크는 충돌위험상황을 매우 잘 제어하고 있다.

7.2 스타링크와 누리호 위성의 위험성 분석

일반적으로 충돌위험의 확률 PoC가 $O(1E-4)$ 이상으로 예측되면 위성의 회피기동을 고려하기 시작한다[4-6]. 스타링크의 경우, 그 확률이 $O(1E-5)$ 만 되어도 회피기동을 위한 절차를 시작하며, 현재 하루에 약 75회 회피기동을 하면서 위성들 사이의 적절한 간격을 유지하는 것으로 알려져 있다[7-9]. Fig. 6에서 관찰한 바에 따르면 누리호 위성과 스타링크 위성의

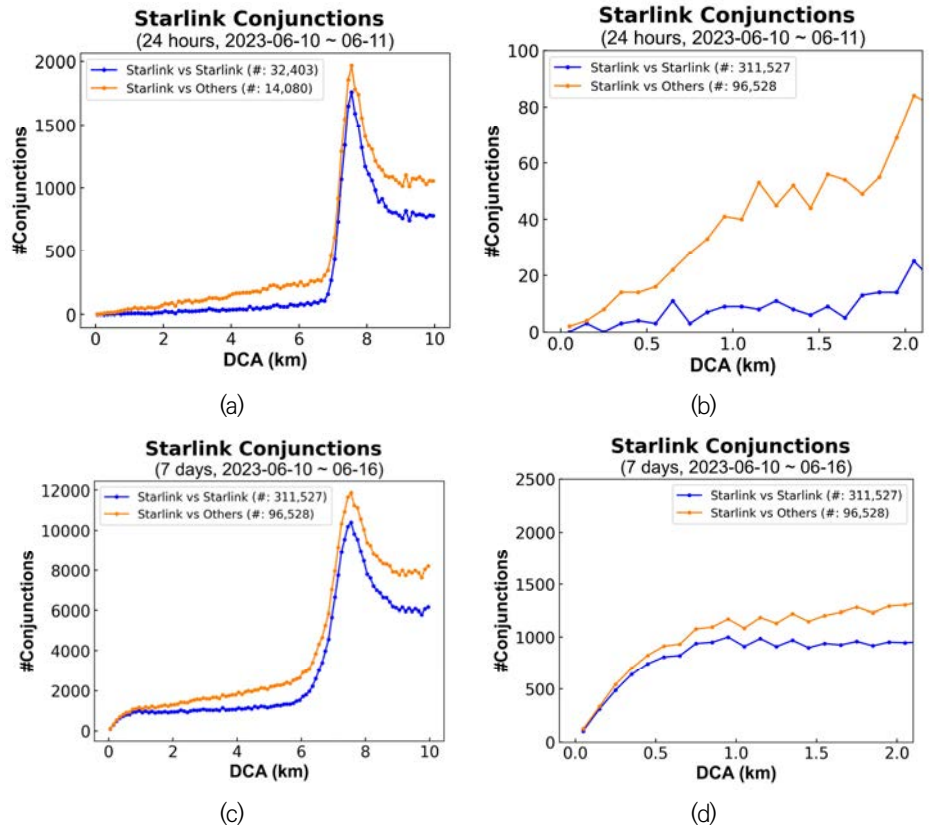


Fig. 8. Starlink conjunctions. Blue: conjunctions between Starlink satellites. Red: conjunctions between Starlink satellites and the other RSOs. (a, b) 24 hours. (c, d) 7 days. DCA, distance of closest approach; RSO, resident space object.

DCA가 대략 1 km가 되면 충돌 확률이 $O(1E-5)$ 가 된다. 즉, DCA가 1 km로 예측되면 스타링크는 충돌을 회피하기 위한 기동을 할 것으로 볼 수 있다. 단, 어느 시점에 회피기동을 실시하는가 라는 실시전략은 현재의 데이터로는 알 수 없으며 추가적인 연구가 필요하다.

Table 3에 보고된 스타링크와 누리호 위성 사이의 평균 3회의 DCA < 1 km인 상황을 회피하는 것은 어느 정도 비용이 드는 일인가? “스타링크는 하루 평균 75회 회피기동을 한다”는 사실을 DCA < 1 km인 상황에 적용한다면, 총 178건 중에서 42.1%를 회피기동한다고 볼 수 있다. 이 기준을 누리호 위성에 적용시키면, 스타링크가 누리호 위성과 하루에 만드는 1 km 이내의 위험상황 3건을 회피하기 위해서 스타링크의 위성이 회피기동을 한다면 이것은 매일 평균 1.3회에 해당된다. 이것은 스타링크가 연간 평균 474.5회의 회피기동을 하는 것에 해당된다.

관찰 7) 누리호 위성으로 인한 스타링크의 총 회피기동은 연간 평균 475회로 예측된다.

누리호 위성들은 차세대소형위성을 제외하면 자체적으로 회피기동이 불가하다. 충돌위험의 상황이 예측되었을 때 그 상황의 회피방법은 스타링크가 피하는 것뿐이다. 회피기동에는 비용이 발생하겠지만 각 스타링크 위성은 350회의 회피기동을 하도록 설계되었기 때문에 누리호 위성들이 스타링크에 발생시키게 될 총 비용은 스타링크 위성 2대의 가격보다 작다.

관찰 8) 누리호 위성으로 인한 스타링크의 연간 평균 총 비용은 스타링크 위성 2대의 제작 및 수송비용보다 작을 것으로 예측된다.

따라서, 누리호 위성과의 충돌위험 증가때문에 스타링크가 수행하게 될 회피기동 빈도수 증가에 따른 비용 관점에서 문제를 제기하는 상황을 가정하면 이러한 분석 결과가 어느 정도 근거가 될 수도 있을 것이다. 스타링크는 자체적으로 실시간 위험분석을 할 것이며 필요한 경우 회피기동이 어렵지 않을 것이다.

8. 누리호 위성의 충돌위험예측 및 분석을 위한 SpaceMap 서비스

8.1 SpaceMap 개요

SpaceMap은 우주자산의 안전하고 효율적인 운용을 위한 모든 의사결정문제를 실시간으로 해결하는 인터넷 플랫폼의 개발을 목표로 한 스타트업이다. 핵심기술은 창의적연구진흥사업, 국가지정연구실, 리더연구 등 한국연구재단의 개인연구자 최상위지원사업들을 통해서 오랜 기간 개발된 Voronoi diagram 기술에 기반하고 있다. 이 기술은 다양한 응용분야에서 도전적인 문제들을 효율적으로 해결하고 있는데 우주자산의 안전하고 효율적인 운용에도 마찬가지로 유용하다는 것과 New Space Age 상황에서 우리나라의 우주산업이 글로벌 리더십을 갖기 위해 Voronoi diagram 기술이 중요하게 사용될 수 있다는 확신에 기반해서 SpaceMap을 설립하게 되었다. AstroOne은 충돌위험상황을 예측하고 예측된 위험상황을 최적으로 회피하는 것을 실시간으로 제공하는 기능이다(conjunction assessment and collision avoidance). 그 외에도 통신간섭예측 및 회피방안(radio frequency interference and avoidance), 발사체의 최적발사시간예측(launch optimization), WatcherCatcher, 군집위성 최적전개전략 도출(constellation optimization) 등을 포함한 다양한 의사결정문제를 해결하는 기능을 가지고 있다[14,15,24].

충돌위험상황을 예측하는 기능을 구현하는 기존의 기술은 1984년에 Felix Hoots가 보고한 “세 필터 알고리즘(three-filter algorithm)”으로 계산의 가속을 위한 몇 가지 변형들을 만들면서 대부분의 상용 및 연구용 소프트웨어에 채택되었고 최근에 개발되는 소프트웨어들도 이 알고리즘을 사용한다[28]. 그 기본 개념은 모든 두 개씩의 물체 쌍 중에서 명확하게 충돌위험이 없는 쌍들을 제거하고 남은 쌍들만 상세한 계산을 한다는 것이다. 그 상세한 계산을 위해 시간 축을 여러 개의 짧은 시간구간으로 나누어 따로따로 계산을 하되, 그 계산은 각 쌍들 사이의 인접관계를 찾는 것이다. 이 알고리즘은 아이디어가 매우 직관적이고 상대적으로 초보적인 계산수리이론만 있으면 누구나 쉽게 프로토타입 프로그램의 개발이 가능하기 때문에 대부분의 엔지니어들이 구현을 시도하게 된다. 하지만, 이 알고리즘은 (1) 해의 정확도와 계산 시간이 trade-off 관계가 있고, (2) 두 개의 물체 사이의 거리문제만을 다루고, (3) 좌표시스템 의존적인 해법 등의 세 가지 근본적인 한계를 가지고 있다. 이 단점 때문에 이 알고리즘은 (A) 우주물체카타로그의 숫자가 매우 커지고 있고, (B) 움직이는 여러 물체 사이에서 최적해를 구하는 문제와 같이 답을 얻고 싶은 문제의 난이도가 매우 높아지고 있고, (C) 문제를 실시간에 준하는 빠른 속도로 풀어야 할 필요성이 커지는 등의 새로운 우주환경에서 더 이상 적절한

알고리즘이 아니다. 더구나, 이 알고리즘은 좋은 해를 신속하게 구하려 하면 많은 파라미터들을 상황에 따라 조절해야 한다.

SpaceMap의 알고리즘은 이 모든 문제를 한꺼번에 해결한 접근법으로 New Space Age에서 사용될 알고리즘이 갖추어야 할 모든 특성을 다 갖춘 것이다. SpaceMap의 알고리즘은 “시공간문제(spatiotemporal problem)”을 4차원의 “시공간 알고리즘(spatiotemporal algorithm)”으로 직접 푼다. SpaceMap의 알고리즘은 (1*) 해의 질이 잘게 쪼갠 시간단위에 의존적이지 않고, (2*) 여러 개의 공간문제를 동시에 풀기 위한 것이며, (3*) 좌표시스템 비 의존적이다. 그래서 위의 (A), (B), (C) 등 세 가지 특성을 갖는 New Space Age에서의 글로벌 우주산업의 모든 의사결정문제를 위한 엔진으로 사용될 것이다. SpaceMap은 AstroOne을 포함하여 우주자산의 안전과 효율에 관한 여러 가지 유용한 기능들을 AstroLibrary라는 편리한 라이브러리의 형태로 제공하고 있으며, Python 프로그램만 작성할 수 있는 프로그래머는 우주자산의 시공간추론에 관한 응용프로그램을 쉽게 개발할 수 있다. 예를 들면, AstroLibrary의 RESTful API를 불러서 관심있는 위성의 충돌위험상황을 예측하는 Python 응용프로그램을 누구나 한 두 시간이면 개발할 수 있다[29].

8.2 누리호 위성의 충돌위험상황예측을 위한 SpaceMap의 AstroOne 서비스

SpaceMap은 본 논문에서 설명한 누리호 위성의 스타링크 및 우주쓰레기와의 충돌위험에 대한 모든 정보를 AstroOne(KSLV-II) 메뉴에서 무료로 공개하고 있다(<https://platform.spacemap42.com>). SpaceMap은 한국시간 매일 밤 12시에 Space Track에서 TLE를 다운로드 받아 모든 우주물체들에 대해서 미래의 충돌위험을 분석한다(예측기간 및 우주물체집합의 구분은 웹서버를 참고: 저궤도 7일, 정지궤도 10일이 일반적인 기준임). SpaceMap 서버를 들어가면 Fig. 9(a)와 같은 화면이 나온다. 중앙 상단의 KSLV-III 버튼을 활성화하면 누리호 위성들의 충돌위험상황예측 정보를 보여주는 Fig. 9(b)의 화면이 나온다. 패널의 필터들을 조절하면 원하는 누리호 위성을 지정할 수 있고, 예측 시간구간을 정할 수도 있고, 원하는 임계 거리를 지정할 수도 있다. 만일 AstroOne에서 우주자산과 관련해서 풀기 힘든 중요한 시공간구조해석 문제가 있다면 SpaceMap에 요청하면 도움을 얻을 수 있을 것이다. 적절한 절차를 거쳐 원하는 포맷의 파일로 email을 통해 정기적으로 보고받을 수도 있다. Fig. 10은 예측된 위험상황 2건을 AstroOne에서 가시화한 것이다. 누구나 SpaceMap 플랫폼 홈페이지에서 “Favorite” 기능을 이용하면 무료로 운영되고 있는 구독서비스를 통해 원하는 위성의 충돌위험예측보고서를 매일 이메일로 받을 수 있다(Fig. 10).

9. 토론

누리호는 주 탑재체가 차세대소형위성 2호이고, 전력소모가 큰 SAR 위성이기 때문에 여명황혼궤도를 선택하게 되었다. 여명황혼궤도가 가능한 고도와 경사면 각도의 여러 가지 조합 중에서 550 km 고도를 선택하기 위해서는 많은 변수를 고려하였을 것으로 믿는다. 하지만 누리호 위성들의 궤도가 이미 스타링크가 대규모로 위성을 전개하여 운용하고 있는 곳이기 때문에 누리호 위성과 스타링크와의 충돌위험은 지속적으로 예측, 분석, 대비할 필요가 있다.

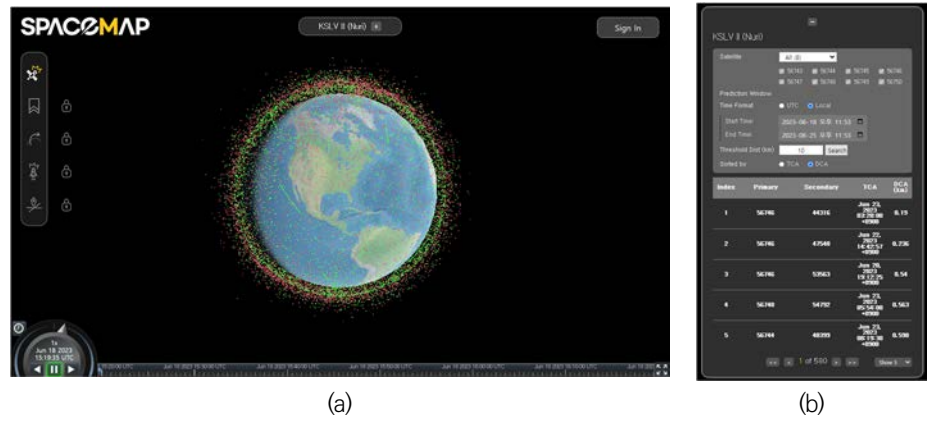


Fig. 9. SpaceMap's website. (a) The landing page with five services. Log in from the top right. Bottom bar is for animation progress in timeline. (b) The Nuri-SATs conjunction assessment panel developed. Daily e-mail conjunction data message A-CDM from AstroOne is freely available for any space objects including Nuri-SATs. Requests can be prescribed using the “Favorite” function of the SpaceMap website (<https://platform.spacemap42.com>). A-CDM, Astro-CDM.



Fig. 10. Visualization of two conjunctions using AstroOne. (a) The Norad ID 56748 satellite is close to the Starlink-2398 satellite having a distance 2 km. (b) The Norad ID 56746 satellite is close to the Starlink-1230 satellite having a distance 0.333 km.

누리호 위성이 스타링크 위성과의 실제 충돌할 경우 우주쓰레기를 양산하게 되고 우리나라 정부와 SpaceX사의 입장이 부딪칠 수 있다는 점에서 본 논문의 관찰과 논의는 이 상황에 대한 출발점으로써 국내의 첫 연구보고로 중요한 의미를 가진다. 우려할 상황의 발생을 예측하였을 때 스타링크는 그 상황에 대해 자신들의 위성들에 대한 정보를 공유하지 않을 가능성이 크다. 이런 측면들을 고려할 때, 만일 우리가 충분한 준비를 해 두지 않은 상황에서 누리호 위성과 스타링크사이에서 충돌이 발생한다면 책임소재를 따지는 SpaceX와의 논쟁에서 상황이 불리하게 전개될 가능성이 높을 것으로 사료된다. 여기서 아리랑5호의 충돌위험상황은 잘 관리되고 있으며, 누리호 위성들과 매우 다른 패턴을 보이고 있다는 것을 유의해서 볼 필요가 있다.

이번에 올라간 누리호 위성 7기 중에 주 탑재체인 차세대소형위성 2호와 부 탑재체 중 도요셋 3기가 추력기를 가지고 있다. 하지만, 주 탑재체만 회피기동을 위한 추진제를 보유하고 있다. 도요셋은 처음에 사출된 후 자연스럽게 만들어진 일렬중대의 대형으로 임무를 수행하다가 일정기간이 지난 후 횡대의 대형으로 변환하기 위해 필요한 추진제만 가지고 있기 때문

에 충돌위험이 예측되더라도 회피기동을 하는 것이 난감한 상황이다. 카이로스페이스, 저스텍, 누미르 등 3개 기업의 위성들은 아예 추력기가 없기 때문에 회피기동의 능력자체가 없는 상태에서 누리호에 탑재되었다. 즉, 주 탑재체인 차세대소형위성 하나를 제외한 부 탑재체 전체가 충돌상황 대처능력이 없는 상태에서 우주전체 공간에서 가장 위험이 큰 궤도에 올려 보낸 것이다. 그 중에는 GPS도 없는 위성도 있다. 이런 상황에서는 그 궤도에서의 충돌위험에 대한 적절한 평가가 사전에 이루어지고, 그 위험에 대한 정보가 미리 탑재 위성의 소유주들에게 적절히 공유되어야 할 것이다.

충돌이 예상되었을 때 부 탑재체 6기가 충돌을 회피할 수 있는 방법은 단 하나 뿐이다. 스타링크 위성이 회피기동을 하는 것이다. 다행인 것은 Fig. 8에서 보듯이 스타링크는 자체적으로 회피기동을 매우 잘 하고 있고 그 비용은 관찰 7에서 보듯이 그다지 크지 않다는 것이다. 따라서 누리호 위성이 스타링크와 위험상황을 만들게 될 때는 스타링크의 회피기동을 기대할 수 있을 것이다. 운명을 스타링크의 선의에 기대야 하는 수동적인 입장이 되기는 하지만, 누리호 위성이 최악의 상황을 피할 방안은 있는 것이다. 하지만 이 기대에 대해 좀 더 상세하고 구체적인 분석이 필요하다.

위험상황에서 스타링크가 과연 회피기동을 해 줄 것인가? 다음 예를 보자. 원웹은 2022년 3월 25일 러시아 Vostochny Cosmodrome에서 발사한 Soyuz 로켓으로 36개 위성을 1,200 km 고도로 보냈다. 당연히 550 km 고도 근처의 스타링크를 지나가야 했는데, 4월 3일 OneWeb-0178 위성과 550 km 고도에서 Starlink-1456과 근접할 것으로 예상되었다. 미 우주군의 18th Space Defense Squadron(SDS)의 당시 예측에 의하면, 두 위성은 약 60 m까지 접근하며 충돌확률 PoC는 1.3%라는 매우 큰 값으로 계산되었기에 회피기동이 필요한 것으로 판단했다. 이에 따라 원웹은 스타링크에게 회피기동과 관련한 논의를 요청했으나 스타링크는 회피기동이 불필요하다는 판단으로 원웹의 요청을 무시했고 결국 OneWeb-0178이 회피기동을 수행하였다. 이에 따른 실제 DCA는 최종적으로 1,120 m였던 것으로 추후 발표되었다. 심지어 스타링크는 이 상황에서 충돌에 관련된 위성에 장착된 인공지능기반의 자동 충돌방지 시스템을 켜고 알려져 있다. 현재 충돌이 예측되었을 때 누가 어떤 행동을 취할 것인가에 대한 국제규정은 없다[30,31].

누리호 위성 부 탑재체인 큐브위성과 스타링크의 충돌위험을 스타링크가 예측했다고 하자. 누리호 위성이 기동력이 없기 때문에 상식적인 수준에서는 스타링크가 회피기동을 해야 한다. 스타링크는 일상적으로 회피기동을 하고 있으며, 추진제 등 회피기동에 대한 비용이 충분히 위성의 설계에서 고려되어 있다. 본 연구에 의하면 그 비용도 비교적 크지 않은 수준으로 분석된다. 그러나, “과연 스타링크가 회피기동을 해 줄 것인가?”는 매우 중요한 질문이다. 스타링크는 앞으로 지구궤도에 42,000대까지 위성을 보내겠다는 목표를 가지고 있다. 현재까지는 스타링크가 능동적으로 적절한 회피기동을 수행하고 있어 누리호 위성들이 스타링크와 민감할 수 있는 상황까지는 아직 가지 않은 것으로 보인다. 하지만, 다수 위성을 지속적으로 유사 궤도에 발사, 운용할 계획을 가진 스타링크 입장에서 누리호 위성들이 임무 종료 후에도 장기간 유사 궤도에 머물게 된다면 추가 발사 시 충돌위험성 증가에 따른 문제 제기를 할 수도 있을 것이다.

누리호 위성과 스타링크의 충돌위험에 대한 논의에서 고려할 사항이 하나 더 있다. 현재 스타링크는 글로벌마케팅을 적극적으로 하고 있으며, 2023년 3월 8일 국내에도 법인을 설립했

다. 우리나라는 인터넷을 위한 광케이블 인프라가 세계에서 제일 잘 되어 있는 국가 중 하나로써 전 국민 대부분이 큰 어려움 없이 인터넷을 항상 사용할 수 있다. 즉, 특수한 상황들 제외하면 스타링크가 시장에 진입하기가 쉽지 않은 곳이다. 만일 스타링크가 우리나라 시장에 잘 진입하고 뿌리를 내리면 글로벌마케팅에서 매우 유리한 입장이 될 수 있을 것이다. 따라서, Elon Musk는 지금의 누리호 위성과 스타링크의 충돌위험이라는 상황을 스타링크의 국내시장 진입을 위한 좋은 지렛대로 삼으려 할 수 있다. 정부와 관련 기관에서는 이런 가능성을 충분히 고려해서 앞으로 대응 전략을 마련해야 할 것이다.

10. 정부에 대한 제안

경쟁적으로 펼쳐질 향후의 글로벌 우주활동을 예상할 때 누리호에 탑재되어 올라간 7기의 위성에 의한 충돌위험상황과 비슷한 상황들이 반복될 것이다. 그 때마다 해당 궤도를 선점한 위성소유/운영자들과 뒤에 진입한 위성소유/운영자들과의 견해차이 및 의견충돌은 발생할 것이며 이 문제는 국제법/정치 및 외교/군사적으로 매우 복잡하고 민감한 문제들을 제기할 수 있다. 따라서, 우주에서의 충돌위험에 관한 예측, 분석, 대처기술을 확보하는 것은 우주산업 진입의 후발주자입장에서는 누리호와 같은 훌륭한 발사체를 만드는 것만큼이나 중요한 기술일 수 있다. 여기서 다음 세 가지 측면을 강조하고자 한다.

첫째, 충돌위험에 대한 기술개발은 발사체나 인공위성을 만드는 등의 타 우주산업분야에 비해 적은 투자와 짧은 리드타임으로 글로벌 경쟁력을 갖춘 수준으로 발전할 수 있다. 둘째, 충돌위험과 관련한 기술을 필요로 하는 시장은 매우 빠른 속도로 성장하고 있다. NASA에서 관심을 가지고 있는 ISAM(in-orbit servicing, assembly, and manufacturing) 분야는 새로운 블루오션인데 충돌위험 예측 및 위험의 회피기동과 관련한 기술이 그 기반 중 하나가 된다. 셋째, 충돌위험과 관련한 기술은 전자, 통신, 소프트웨어, 빅데이터, 최적화, 통계 등 우리나라가 이미 세계적인 리더십을 가진 기술들의 조합이거나 이 기술들이 차지하는 비중이 크다. 따라서, 정부가 이 분야에 조금만 관심을 기울이면 우리나라가 짧은 시간 내에 세계를 리드하면서 큰 수익을 낼 수 있는 산업으로 키울 수 있을 것이다.

우주에서 충돌위험을 줄이기 위해서는 (i) 우주에 있는 물체들의 위치 및 운동특성을 관측한 후 수학적 모델로 변환하고, (ii) 이 정보들을 기반으로 미래의 위험상황에 대해 계량적으로 예측하고 예측된 위험상황을 회피하기 위한 최적의 의사결정을 하고, (iii) 그 의사결정에 따른 회피기동을 구체적으로 실행하는 것 등 세 가지로 구성된다. 첫째는 좋은 우주상황정보(space situational awareness, SSA) 데이터베이스를 구축하는 것을 의미한다. 이것은 물체의 위치와 속도 등 각 우주물체의 특성정보를 측정하고 수리모델로 정리하고 보관하는 것이다. 좋은 의사결정을 하기 위해서는 좋은 데이터가 필수적인 선행조건이다. 미국방성(DoD)의 특성이 반영되기는 했지만 TLE 데이터는 세계적으로 가장 보편적으로 사용되고 있다[12]. LeoLabs나 Slingshot 등 여러 회사들이 상업적인 SSA 데이터를 제공하고 있다. 이 회사들은 지상에 기반을 둔(ground-based) 측정기술을 사용한다. 즉, 지상에 설치된 광학망원경 또는 레이더 등으로 우주물체의 상태를 측정한다. Safran의 경우에는 인공위성이 발신하는 전파를 지상의 안테나에서 잡아서 위성의 상태정보를 측정하는 방법을 사용한다. 반면에, 최근에는 Digantara, Northstar, Vyoma, Privateer, Arca Dynamics 등의 회사들은 인공위성에 광학망

원경 또는 레이더를 장착해서 SSA 데이터를 얻는 등 우주에 기반을 둔(space-based) 측정기술을 사용하는 발전된 기술을 채택하고 있다. 그리고, 센서기술의 발전으로 점점 크기가 작은 물체도 인식할 수 있고 측정의 정밀도는 높아지고 있기 때문에 우주물체카타로그(space catalogue)의 크기는 점점 커지고 있다. 이런 SSA 데이터는 앞으로 매우 큰 시장을 형성할 것이다. 현재 우리나라도 앞으로 이 분야에 대한 지원과 투자가 많이 늘어나야 할 것이다.

둘째, 주어진 SSA 데이터를 사용해서 충돌위험을 신속하고 정확하게 예측하고, 예측된 위험은 최적으로 회피하는 전략을 제시할 수 있는 의사결정기술을 육성해야 한다. 충돌위험에 대한 예측 및 예측된 충돌의 회피기동에 대한 연구는 오래전부터 많이 있었는데 생각보다 도전적인 문제이다. 중요한 이론 중 하나는 1984년에 Felix Hoots가 발표한 three-filter 알고리즘이다[28]. 이 알고리즘은 직관적이며 이해하기 쉽고 효과적이기 때문에 많이 사용되고 있다. 현존하는 많은 충돌위험예측 소프트웨어들은 모두 이 알고리즘을 구현한 것으로 파악되고 있다. 하지만 이 알고리즘은 여러 가지 명확한 한계를 가지고 있어서 우주물체카타로그의 크기가 급속히 커지는 미래의 상황에 대응하기는 어려울 것으로 판단된다. 더구나 three-filter 알고리즘은 두 개씩의 물체의 기하학적 거리문제를 풀기 위한 알고리즘이기 때문에 여러 개의 물체 사이에 정의되는 최적화문제를 해결하기 어렵다. 이와 같은 한계를 한꺼번에 해결하기 위해 SpaceMap은 voronoi diagram 기술에 기반한 알고리즘을 개발했으며, 충돌위험 및 constellation 운용의 최적화 등 우주에서의 모든 의사결정문제를 실시간 또는 실시간에 가까운 빠른 속도로 해결하고자 한다. 앞으로 적절한 검증이 되면 이 프로그램의 라이브러리인 AstroLibrary가 많은 소프트웨어를 쉽게 개발하는데 사용될 것이다. SpaceMap은 AstroLibrary를 활용해서 우주분야 소프트웨어산업의 생태계를 리드하는 것을 목표로 연구개발을 진행하고 있다. 특히 AstroLibrary와 AI의 ChatGPT와 같은 transformer 기술의 융합에 의미있는 진척이 있기 때문에 글로벌 시장에서 중요한 역할을 할 것으로 기대되고 있다. 적절한 정책과 지원이 따른다면 글로벌 최고 수준의 IT 기술과 AstroLibrary를 가진 우리나라에서 우주 소프트웨어분야도 글로벌수준으로 신속히 올라갈 수 있을 것이다.

셋째, 예측된 충돌위험은 적절한 방법으로 회피해야 한다. 이는 두 가지 측면을 고려해야 하는 또 다른 도전이다. 먼저, 회피기동을 하기 위해서는 위성이 추력기를 보유하고 있어야 하며 필요한 시기에 추력기를 점화해서 추력을 만들어야 한다. 최근 들어 국제전시회를 가 보면 위성의 추력기를 개발하고 판매하는 기업이 매우 많이 생기고 있다. 하지만 국내에는 관련 기업이 매우 적다. 추력기의 용도는 충돌위험의 회피기동을 위해서도 필요하지만 다양한 in-orbit 서비스를 위해 위성을 정교하게 미세 조정하는데 필수적인 장치이기 때문에 앞으로 수요가 폭발적으로 증가할 것이다. 정부에서는 이 분야에 적극적으로 선도적인 투자를 해야 한다.

또 다른 측면을 보자. 추력을 만들기 위해서는 추진제를 사용하게 되는데, 위성은 발사될 때 일정량의 추진제를 가지고 발사되고 보유한 추진제를 다 사용하면 위성이 더 이상 회피기동을 할 수 없기 때문에 추진제를 최대한 절약해야 한다. 만일, 예측된 위험을 피하기 위해서 추력기를 통해 위성의 궤도를 수정하면 기존에 발생했던 위험은 피하게 되더라도 변화한 궤도가 또 다른 우주물체와 새로운 충돌위험상황을 만들 수도 있다. 여기서 “또 다른 우주물체”라 함은 원래 궤도의 주변에 있는 모든 우주물체가 될 수 있기 때문에 이렇게 새로운 충돌위험예측을 해야 하는 경우의 수가 지수적으로 증가하게 된다. 따라서, 좋은 회피기동을 하기 위해서는 “언제부터 시작해서 어느 정도 오랫동안 추력기를 가동해야 가능한 적은 추진제를

사용하면서도 새롭게 발생할 충돌위험은 최소로 줄일 수 있는가?”라는 최적의사결정문제를 풀어야 한다. 즉, 위에서 “둘째”로 언급한 최적의사결정문제를 신속히 풀어야 한다. 여기서 고려해야 할 주변의 물체는 이미 매우 많고 앞으로 급속도로 많아질 것이며, 모든 물체가 다양한 방향과 속도로 움직이기 때문에 그 계산량은 매우 크다. NASA의 보고에 따르면 이 최적화 문제는 매우 풀기 어렵다고 한다[32].

11. 결론

2023년 5월 25일, 대한민국은 누리호를 성공적으로 발사해서 7개의 위성을 550 km 고도의 태양동기궤도에 안전하게 배치했다. 항공우주연구원을 중심으로 만든 우리나라 우주역사의 큰 쾌거이다. 앞으로 누리호 위성들이 각자의 임무를 성공적으로 수행하기 위해서는 임무 기간을 포함한 전 생애 주기 동안 안전하게 궤도를 비행해야 할 것이다. 하지만, 고도 550 km 근처는 스타링크가 이미 4,000대 이상의 위성을 배치시키고 상업적 서비스를 진행하고 있는 곳이다. 따라서, 누리호 위성들의 충돌위험에 대해 지속적으로 예측하고 만일의 경우에 대해서는 준비를 할 필요가 있다.

본 논문은 SpaceMap사에서 개발한 AstroOne 프로그램을 사용하여 계산한 데이터를 통해 누리호 위성들이 스타링크 위성들과 충돌할 위험성에 대해 분석하였다. 그리고, 최악의 상황을 회피하기 위한 계획을 미리 마련할 수 있도록 몇 가지 의미 있는 계량적인 분석을 수행하였다. 스타링크위성의 회피기동에 수반될 수도 있는 비용모델을 만들기 위해 필요한 분석 데이터도 제시하였다. 누리호 위성과 관련된 당사자들 및 관련 기관에서는 이 분석결과에 기반하여 예상되는 최악의 시나리오에 대비할 때 도움이 될 것이다. 아리랑 5호가 스타링크 위성들과 이루는 DCA의 분포패턴이 누리호 위성들의 경우와 상당히 다르고 오히려 스타링크 위성들끼리의 패턴과 유사한 점은 주의깊게 살펴볼 필요가 있다. 앞으로 우리나라가 보유하고 운영하고 있는 모든 위성들에 대해서 이와 같은 분석을 지속할 필요가 있다고 사료된다.

또한, 본 논문은 후발주자로서 우주에 진입하는 우리나라가 고려해야 할 전략을 제시하였다. 기업 및 정부에서는 이 기회를 우주환경 보호와 관련한 기술의 선도적인 개발을 위한 출발점으로 삼고 이와 관련한 전략 및 필수적인 기반 기술 개발을 위한 기회로 삼아야 할 것이다.

감사의 글

이 연구는 한국연구재단의 리더연구지원(2017R1A3B1023591) 및 미국공군(AFRL)의 연구지원(No. FA2386-22-1-4067)으로 수행되었습니다.

References

1. UNITED NATIONS Office for Outer Space Affairs, Treaty on principles governing the activities of states in the exploration and use of outer space, including the Moon and other celestial bodies (1967) [Internet], viewed 2023 Jun 14, available from: <https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/treaties/introouterspacetreaty.html>

2. Kessler DJ, Cour-Palais BG, Collision frequency of artificial satellites: the creation of a debris belt, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 83, 2637-2646 (1978). <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
3. Kessler DJ, Johnson NL, Liou JC, Matney M, The Kessler syndrome: implications to future space operations, *Adv. Astronaut. Sci.* 137, 8 (2010).
4. Kim S, Lee J, Choi EJ, Cho S, Ahn J, Dual-mode framework for space object collision risk assessment, *J. Space Technol. Appl.* 2, 13-29 (2022). <https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.1.13>
5. Uriot T, Izzo D, Simões LF, Abay R, Einecke N, et al., Spacecraft collision avoidance challenge: design and results of a machine learning competition, *Astrodynamics* 6, 121-140 (2022). <https://doi.org/10.1007/s42064-021-0101-5>
6. Krage FJ, NASA spacecraft conjunction assessment and collision avoidance best practices handbook, NASA/SP-20205011318 (2020).
7. Dortch MH, Space exploration holdings, LLC, Request for modification of the authorization for the SpaceX NGSO satellite system, FCC Commission Documents, FCC 21-48 (2021).
8. Space Exploration Holdings, LLC, Request for orbital deployment and operating authority for the SpaceX Gen2 NGSO satellite system, FCC Commission Documents, FCC 22-91 (2022).
9. Goldman D, SPACEX (2022) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.scribd.com/document/581265457/SpaceX-Semi-Annual-R-1>
10. Vallado DA, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications* (Springer Science & Business Media, Berlin, Germany, 2001).
11. Kopacz JR, Herschitz R, Roney J, Small satellites an overview and assessment, *Acta Astronaut.* 170, 93-105 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.01.034>
12. Space-Track, Space-track (2023) [Internet], viewed 2023 Jun 14, available from: <https://www.space-track.org/>
13. Vallado D, Crawford P, Hujsak R, Kelso T, Revisiting spacetrack report \#3, in *AIAA Astrodynamics Specialists Conference and Exhibit*, Keystone, CO, 21-24 Aug 2006.
14. Choi SS, Ryu P, Song C, Ji M, Seong J, et al., SPACEMAP: real-time web server for safer, more sustainable and efficient space, in *23rd Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference (AMOS)*, Maui, HI, 27-30 Sep 2022.
15. Choi SS, Ryu PJ, Bae B, Kim H, Jang J, et al., Real-time conjunction assessment and maneuver planning in SPACEMAP, in *73rd International Astronautical Congress*, Paris, France, 18-22 Sep 2022.
16. Kelso TS, Alfano S, Satellite orbital conjunction reports assessing threatening encounters in space (SOCRATES), in *4th European Conference on Space Debris*, 737, Darmstadt, Germany, 18-20 Apr 2005.
17. Kelso TS, Analysis of the 2007 Chinese ASAT test and the impact of its debris on the space environment, in *8th Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference*, Maui, HI, 12-15 Sep 2007.

18. Mineiro MC, FY-1C and USA-193 ASAT intercepts: an assessment of legal obligations under article IX of the outer space treaty, *J. Space L.* 34, 321 (2008).
19. Kelso TS, Analysis of the Iridium 33-Cosmos 2251 collision, *Adv. Astronaut. Sci.* 135, 1099-1112 (2009).
20. Wang T, Analysis of debris from the collision of the Cosmos 2251 and the Iridium 33 satellites, *Sci. Glob. Secur.* 18, 87-118 (2010). <https://doi.org/10.1080/08929882.2010.493078>
21. Fateev V, Sukhanov S, Khutorovsky Z, Collision prediction for LEO satellites. Analysis of characteristics, in 10th Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Maui, HI, 1-4 Sep 2009.
22. Spacenews, Breakup of China's Yunhai-1 (02) satellite linked to space debris collision (2022) [Internet], viewed 2023 Jul 19, available from: <https://spacenews.com/breakup-of-chinas-yunhai-1-02-satellite-linked-to-space-debris-collision/>
23. Jonathan McDowell on Twitter (2021) [Internet], viewed 2023 Jul 19, available from: <https://twitter.com/planet4589/status/1426773077220855808>
24. Ryu P, Choi S, Song C, Kim H, Jang J, et al., Real-time conjunction assessment with collision probability and miss distance using AstroFingertip of SPACEMAP, in 2023 Spring Conference of the Korean Society for Space Science, Changwon, Korea, 26-28 Apr 2023.
25. Wikipedia, The free encyclopedia, Starlink (2023) [Internet], viewed 2023 Jun 15, available from: <https://en.wikipedia.org/wiki/Starlink>
26. Alfano S, Relating position uncertainty to maximum conjunction probability, *J. Astronaut. Sci.* 53, 193-205 (2005). <https://doi.org/10.1007/BF03546350>
27. Center GSF, CARA SD: two-dimension probability of collision (Pc) calculations (2019). [Internet], viewed 2023 Jun 14, available from: <https://software.nasa.gov/software/GSC-18016-1>
28. Hoots FR, Crawford LL, Roehrich RL, An analytic method to determine future close approaches between satellites, *Celest. Mech.* 33, 143-158 (1984). <https://doi.org/10.1007/BF01234152>
29. Choi S, Ryu J, Song C, Kim H, Jang J, et al., AstroLibrary: RESTfulAPI for real-time spatio-temporal analysis of satellites, in 2023 Spring Conference of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Jeju, Korea, 19-21 Apr 2023.
30. OneWeb, SpaceX satellites dodged a potential collision in orbit (2021) [Internet], viewed 2023 Jun 14, available from: <https://www.theverge.com/2021/4/9/22374262/oneweb-spacex-satellites-dodged-potential-collision-orbit-space-force>
31. Spacenews, SpaceX and OneWeb spar over satellite close approach (2021) [Internet], viewed 2023 Jun 14, available from: <https://spacenews.com/spacex-and-oneweb-spar-over-satellite-close-approach/>
32. Nag S, Murakami DD, Marker NA, Lifson MT, Kopardekar PH, Prototyping operational autonomy for space traffic management, *Acta Astronaut.* 180, 489-506 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.056>

Author Information

최승환 shawn.choi@spacemap42.com



한양대 기계공학부에서 2018년 학사학위 취득 후, 동학교에서 융합기계공학과로 박사과정 수료 및 재학 중이다. 2017년부터 한양대 보로노이연구단에서 계산기하학을 바탕으로 드론, 3D 프린팅 그리고 인공위성 등 다양한 응용분야 연구 수행중이다. 2021년부터 스페이스맵(주)에서 소프트웨어 개발 및 연구개발업무를 담당 중이다.

김성애 lowell.kim@spacemap42.com



한양대학교 컴퓨터소프트웨어학부에서 2023년 학사학위를 취득했고, 2022년 한양대학교 Voronoi 연구단에서 인턴으로 근무했으며, 2023년부터 스페이스맵(주)에서 소프트웨어 엔지니어로 재직중이다.

유중현 peter.ryu@spacemap42.com/jhryu@hanyang.ac.kr



한양대 산업공학과에서 2002년 박사학위 취득 후 2004까지 삼성SDS에서 CAD/PLM 관련 시스템 설계/개발을 수행했다. 2004년부터 한양대 보로노이연구단에서 계산기하학/최적화 및 응용연구 수행 중이며, 2021년부터 스페이스맵(주)에서 인공위성의 안전하고 효율적인 운용을 위한 소프트웨어 엔진/라이브러리의 설계/개발업무를 담당한다.

신경우 chris.sheen@kairo.space



(주) 카이로스페이스는 기상기후관측, 산불예보, 저궤도위성데이터통신시스템과 같이 실생활과 밀접한 저궤도 큐브셋위성군 기반 글로벌데이터서비스시스템을 개발하고 있으며, 우주과학연구 목적의 심우주탐사선 등을 개발하고 있다. 스페이스 스타트업 (주) 카이로스페이스의 창업자/대표이사이다.

김종원 john.kim@spacemap42.com



한양대학교 컴퓨터소프트웨어학부에서 2023년 학사학위를 취득했고, 2022년 한양대학교 Voronoi 연구단에서 인턴으로 근무했으며, 2023년부터 스페이스맵(주)에서 소프트웨어 엔지니어로 재직중이다.

김용일 yykim@justek.com

서울대학교 기계공학과에서 1982년 학사학위 취득 후, 동학교에서 1984년 석사학위를 받았다. 미국 카네기멜론 대학교 기계공학과에서 1989년 박사학위를 받았다. 1989년부터 1990년 미국 IBM에서 근무하였고 1990년부터 1999년까지 한국과학기술연구원에서 근무하였다. 1999년부터 현재까지 (주)저스텍에서 근무중이다.

이재진 jjlee@kasi.re.kr



KAIST 물리학과에서 2002년 박사학위를 취득했고, 현재 한국천문연구원에서 우주과학본부장을 맡고 있다. 주로 우주날씨를 관측하는 관측기 개발과 데이터 분석 연구를 수행하고 있으며, 도요넷 (SNIPE) 개발 연구 책임자를 맡고 있다.

송재욱 jwsong@hanyang.ac.kr



Georgia Institute of Technology에서 산업공학 학사, 서울대학교에서 산업공학 박사 학위 취득 후, 현재 한양대학교 산업공학과 조교수로 재직중이다. 주요 연구 분야는 복잡계, 확률모형, 시계열, 머신/딥러닝을 활용한 금융 및 비즈니스 혁신이며, 특히 위험/불확실성 하에서의 의사결정 및 위험관리에 큰 관심을 가지고 있다.

Author Information

최성환 kf2020@hanmail.net



공군사관학교에서 1994년도에 외국어학 학사 학위와 2005년도에 충북대학교에서 행정학 석사학위를 취득하였으며, 2015-2017년 동안 합참 전력기획부에서 근무하면서 군정찰위성 사업을 담당하였다. 2017-2021년 공군본부 우주센터에서 우주전력발전과장으로서 초소

형위성체계, 한국형위성항법체계(KPS), 조기경보위성체계, 레이더우주감시체계, 고출력 레이저 위성추적체계, 대위성재밍체계 등 우주 전력 소요를 제안하였고, 우주정보상황실장으로서 중국 텐궁 1호 추락, 중국 창정5B 로켓 추락과 같은 우주위험 상황에 대응하였다. 2021년부터 현재까지 우주센터장직을 수행하며, 국제 우주상황조치 연합연습(global sentinel) 참가, 미 우주군과 우주정책협의회 개최, 한국항공우주학회 내 우주안보 OS 구성 등 국내외 우주협력을 통해 국방 우주력 발전을 위해 노력 중이다.

마미순 mah.misoon@gmail.com



미국공군연구소에서 37년간 연구원으로서, program manager로 근무하면서 반도체, 나노텍크, 전자통신분야, 우주항공분야등 다양한 분야에 R&D와 국제협력분야에 기여했다. 현재는 M&K Research and Development CEO로서 활약하고 스페이스맵 주식회사와

MOU를 체결하고 국제협력을 하고 있다.

김해동 haedkim@gnu.ac.kr



2009년 KAIST에서 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 아리랑위성 관제시스템 개발을 시작하였으며, 2000년에 한국항공우주연구원으로 이직하여 2022년 8월까지 22년 동안 아리랑

위성 1,2,3,3A,5호 및 천리안 관제시스템 개발, 아리랑 1호,2호 실무운영 책임자, 이외 초소형위성 개발, 우주쓰레기 충돌위험 분석 및 제거 기술 개발, 궤도상서비스 기술 개발을 위한 연구책임자를 역임하였다. 2022년 9월부터 경상국립대학교 정교수로 부임하여 군집위성 임무/궤도 설계와 해석, 초소형위성을 이용한 궤도상서비스 및 지구 재진입, 위성폐기 기술들을 연구하고 있다.

김덕수 douglas.kim@spacemap42.com



한양대학교 산업공학과 학사(1982), New Jersey Institute of Technology 산업공학과 석사 (1985), University of Michigan의 Industrial and Operations Engineering 박사 (1990) 취득하였다. 1989년부터 1991년까지 미국 미시간의 Schlumberger CAD/CAM

Co.에서 Senior Software Engineer로, 1991년부터 1995년까지 삼성종합기술원에서 선임연구원으로 근무하면서 CAD/CAM 분야의 이론 및 알고리즘을 개발하였다. 전문분야는 계산기하학 및 기하모텔링의 이론개발, 소프트웨어 구현, 응용문제해결. 1995년부터 한양대학교 교수로 재직중이다. 2021년 9월 스페이스맵주식회를 설립하고 CEO로 근무하고 있다.

연구논문

항재밍/저피탐 웨이브폼이 적용된 군 초소형 위성 통신체계 소개

이주형¹, 박해원², 정길수^{1†}

¹국방과학연구소

²한화시스템

Introduction of Military Nanosatellite Communication System Using Anti-Jamming and Low Probability of Detection (LPD) Waveforms

Ju Hyung Lee¹, Hae-Won Park², Kil Soo Jeong^{1†}

¹Agency Defense for Development, Daejeon 34186, Korea

²Hanwha Systems, Seongnam 13591, Korea



Received: March 30, 2023

Revised: April 20, 2023

Accepted: April 24, 2023

†Corresponding author :

Kil Soo Jeong

Tel : +82-42-821-2635

E-mail : ksjeong@add.re.kr

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

ORCID

Ju Hyung Lee

<https://orcid.org/0009-0007-8318-3613>

Hae-Won Park

<https://orcid.org/0009-0006-5375-6065>

Kil Soo Jeong

<https://orcid.org/0000-0001-7824-6914>

요약

기존의 군 위성 통신체계는 적의 재밍 공격 및 신호 수신을 대비한 특수한 통신 탑재체가 장착된 정지궤도 통신위성을 기반으로 하였는데, 무인체계 등 새로운 무기체계가 등장함에 따라 신규 통신 수요를 충족시킬 저궤도 위성 기반의 위성 통신체계의 필요성이 점점 커지고 있다. 본 논문은 큐브 위성 기반의 통신체계에 적합한 다양한 웨이브폼 기술과 미래 군 초소형 위성 통신체계의 운용 개념에 대해 소개한다.

Abstract

The existing military satellite communication system was based on geostationary satellites equipped with special communication payloads against enemy's jamming and signal reception. With the advent of new weapon systems such as unmanned systems, the need for low-orbit satellite-based communication system is increasing. This paper introduces various waveform technologies suitable for cube satellite-based communication system and the operational concept of a future military nanosatellite communication system.

핵심어 : 큐브 위성, 나노 위성, 웨이브폼, 항재밍, 저피탐, 군집

Keywords : cube-satellite, nanosatellite, waveform, anti-jamming, low probability detection, cluster

1. 서론

기존의 군 위성통신체계는 육해공군이 같이 사용하는 정지궤도 통신 위성 기반의 체계였다. 하나의 정지궤도 통신위성으로 육해공군의 요구사항을 반영해야 하기 때문에 다양한 통신 요구사항이 하나의 정지궤도 통신위성에 집중됨에 따라 정지궤도 위성의 통신 탑재체가 복잡해질 수 밖에 없었고 정지궤도 위성의 대형화가 불가피하였다[1]. 하지만 최근 인명을 중시하고

출생률 저하에 따른 병력감소 등의 사회 변화에 따라 로봇 및 AI로 대변되는 다양한 무인체계가 군에 도입되면서 군 통신위성 운용개념이 변화하고 있다. 새로운 무인체계가 나올 때마다 해당 무인체계의 운용에 필요한 새로운 통신 수요가 지속적으로 발생하고 있는데 기존의 정지궤도 통신위성만으로는 새로운 무인체계의 통신 수요를 만족시키기에는 매우 부족하여 새로운 위성 통신체계가 필요함에 따라 저궤도 위성통신에 대한 관심이 커지고 있다. 또한, 군이 운용하는 무인체계는 각 무인체계의 운용개념에 따라 통신 요구사항이 다양한데 예를 들어서, 근접 전투를 수행하는 전투 무인체계는 높은 수준의 이동성과 실시간 통신 기능을 요구하는 반면에 보급, 군수, 부대 관리 등의 전투지원 무인체계는 통신 연결성이 단순하고 실시간성이 크게 요구되지 않을 수 있다. 이와 같이 매우 상반된 요구사항의 통신소요를 기존과 같이 하나의 저궤도 통신위성에 반영하게 되면 위성의 기술적 난이도 및 제작 비용이 기하급수적으로 증가하게 되는데, 고도 500 km 저궤도 통신위성이 한반도 상공에서 통신 서비스를 제공할 수 있는 시간이 약 5-7분에 불과한 상황에서 경제적 부담이 커질 수 밖에 없다. 특히 저궤도 통신위성의 경우, 통신 지속시간 연장을 위해 다수의 위성 발사가 불가피하므로 실용적이며 높은 가성비의 저궤도 통신위성 개발 및 제작이 요구됨에 따라 가성비가 우수한 큐브 통신위성의 활용에 대해 관심이 높아지고 있으며[2,3], 해외 선진국은 이미 상용 서비스를 준비하고 있다[4,5]. 본 논문에서는 국방과학연구소가 수행 중인 큐브 통신위성 과제를 소개하고 미래 큐브 통신위성의 군 활용성에 대해 살펴보고자 한다.

2. 초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발(1단계)

국방과학연구소는 2020년 11월부터 2024년 12월까지 미래도전과제를 통해 “초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발” 과제를 수행 중이다. 미래도전과제는 소요가 결정되지 않거나 소요가 예정되지 않은 무기체계에 적용을 목표로 도전적이고 혁신적인 신개념 기술을 연구 개발하는 과제이다. 본 미래도전과제에서는 Fig. 1과 같이 2대의 지상단말이 6U 형상의 큐브 통신위성을 통해 원격으로 드론을 운용하는 것을 고려하였으며, 1단계에서 제작된 6U 큐브 위성의 내부 구성은 Fig. 2와 같다.

본 과제의 1단계에서 개발된 트랜시버와 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발 결과는 다음과 같다. 여기서 항재밍 웨이브폼은 적의 의도적인 방해 신호(재밍)를 극복할 수 있는 통신 기능이 반영된 신호 방식을 의미하며 저피탐 웨이브폼은 적의 아군의 신호를 탐지할 가능성을 낮춘 신호 방식을 말한다.

하향링크는 패킷 통신에 적합한 scrambling 기반 대역확산 기술을 적용한 저피탐 웨이브폼을 구현하였다. 전송속도 2.4 kbps 이상, DBPSK(differential binary phase shift keying) 변조방식, 채널코딩은 RS(reed solomon) 부호와 CC(convolucional code)를 함께 사용하며, Burst 트래픽이 아닌 continuous 트래픽인 상황을 이용하여 coarse carrier offset은 피드백 형식의 L&R(luise and reggiannini algorithm) 방식을 적용하여 도플러 오차 50 kHz까지 추정 가능한다.

상향링크는 주파수 도약 방식의 항재밍 웨이브폼을 구현하였다. 하향링크의 수신 동기를 기반으로 주파수 오차를 추정한다. 추정된 주파수 오차는 상향링크 전송 시 기저대역에서 역보정하여 송신을 수행한다. 통신 가능 시간이 짧은 저궤도 위성통신 시스템에서 GPS 기반의

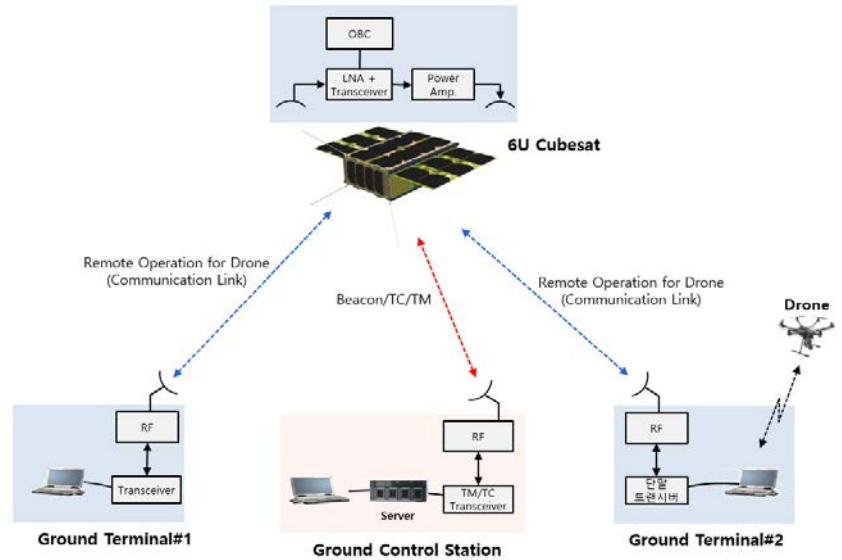


Fig. 1. Operation concept of the nanosatellite communication system. OBC, on-board computer; LNA, low noise amplifier; TC, telecommand; TM, telemetry; RF, radio frequency.

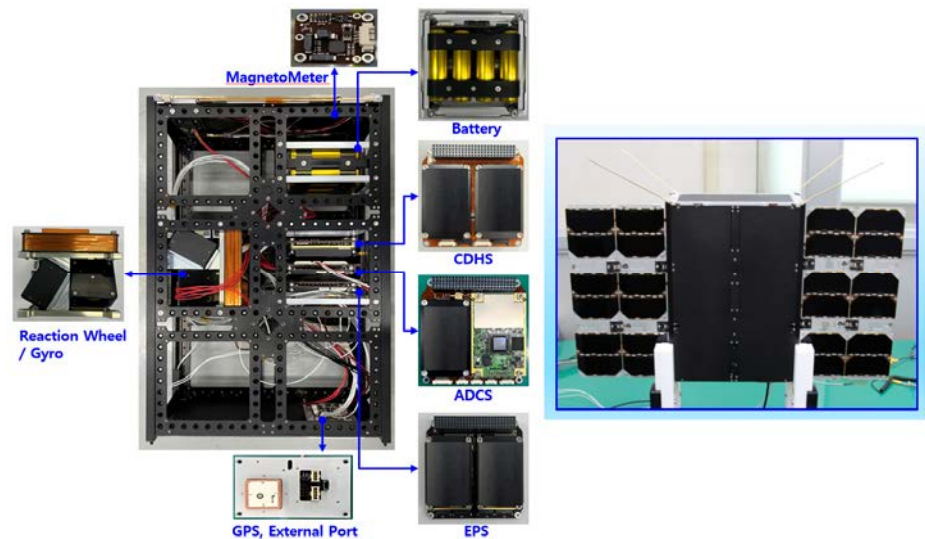


Fig. 2. Internal configuration of nanosatellite. CDHS, command and data handling subsystem; ADCS, attitude determination and control subsystem; EPS, electric power subsystem.

동기화를 구현하여 빠른 초기 동기화가 가능하다. Fig. 3과 같이 하향링크 동기채널을 통해 GPS의 1PPS 기준신호에 맞춰 연속적으로 송신한다. 각 지상단말은 correlation 및 역 확산 코드 등의 하향링크 동기화를 수행한다.

Fig. 4와 같이 초소형 통신위성의 OBP(on-board processor)의 특성을 고려하여 상향링크와 하향링크 채널 환경을 독립적으로 분리하여 통합시험 환경을 구성하였다. 여기서 OBP는 위성에 탑재되는 통신 탑재체를 말하며, 본 과제의 OBP는 수신된 RF 신호를 지상에서 필요한 수신 대역에 맞게 주파수 변환과 전력 증폭하여 재전송하는 bent pipe 구조의 아날로그 방식의 수동 중계기 역할 외에 기존의 위성 중계기가 수행할 수 없었던 변복조, 부호화 및 에

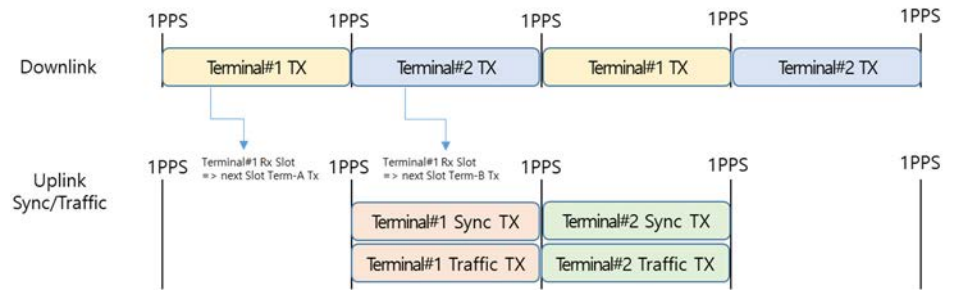


Fig. 3. Synchronization of the nanosatellite communication system. TX, transmit.

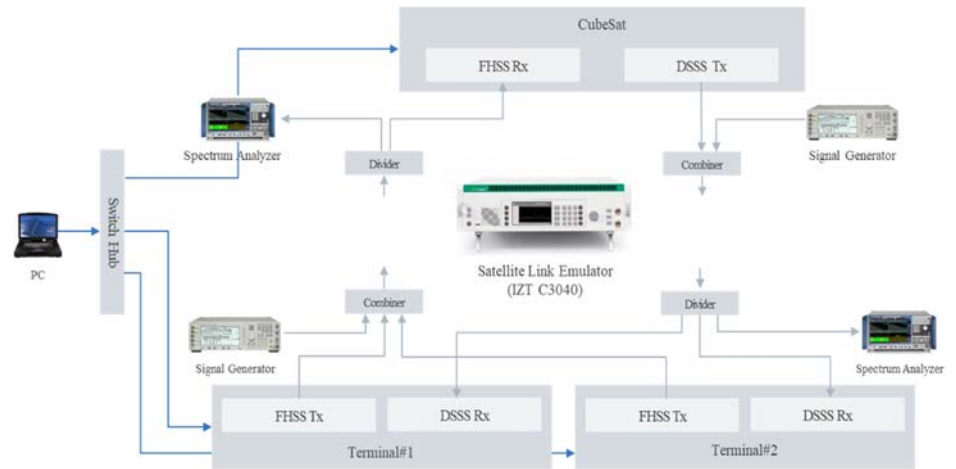


Fig. 4. Verification of the nanosatellite communication system.

러 정정 등의 디지털 신호처리를 수행하는 차세대 위성통신 기술이다. 항재밍/저피탐 웨이브폼의 검증 및 성능 분석을 위해 위성채널 모의기와 신호발생기를 통해 초소형 통신위성 궤도와 동일한 환경을 제공하고 재밍 신호를 모의한다. 다음과 같은 시험환경에서 초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발의 트랜시버 설계 및 제작에 대한 검증과 웨이브폼 성능분석에 대한 결과를 도출하였다.

1단계 개발을 통해 저궤도 통신위성에서 기본적으로 요구되는 도플러 주파수 보정 기술을 확보하고 상향링크 신호의 수신 및 하향링크 신호 생성을 수행하는 full-OBP 기반으로 상향링크를 분리하여 상향링크는 적의 재밍 공격에 대응할 수 있는 주파수 도약 방식의 항재밍 웨이브폼을, 하향링크는 적의 신호 수신을 고려한 저피탐 웨이브폼을 적용하였다. 또한, OBP 기반의 저궤도 통신위성에 맞게 지상단말과 위성 간 interactive 기반의 동기획득 기술을 개발하였다.

3. 초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발(2단계)

본 과제의 2단계에서는 1단계 개발 결과를 바탕으로 상향링크에 NOMA(non-orthogonal multiple access)를 적용하여 2개의 지상단말 신호를 동일 주파수에 중첩시키고, 위성 OBP에서 순차적 간섭제거기법(successive interference cancellation, SIC)을 통해 각 신호를 수신하는 기술을 구현하고자 한다. Fig. 5는 2단계에서 상향링크 신호의 위성 OBP 수신 개념을 보여주는데, 위성 OBP는 strong user의 신호를 먼저 수신 및 복조한 후에 수신된 상향링크

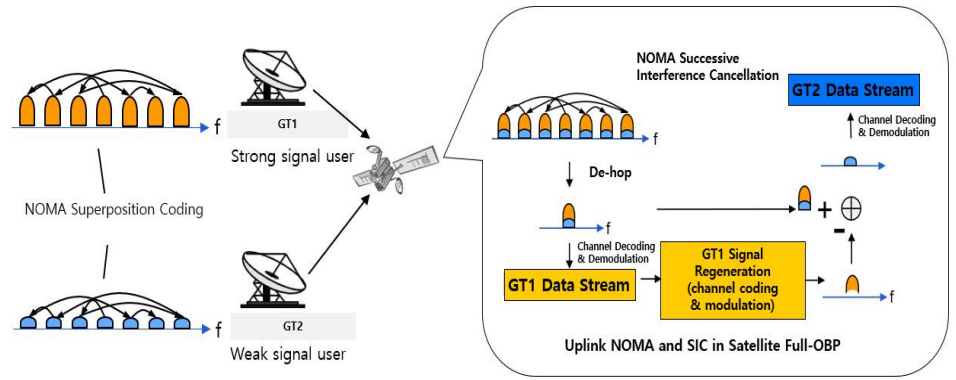


Fig. 5. Uplink NOMA and SIC in nanosatellite. NOMA, non-orthogonal multiple access; SIC, successive interference cancellation.

링크 신호에서 복조된 데이터를 기반으로 재생산된 strong user의 신호를 감산한 후에 weak user의 신호를 수신하는 순차적 간섭제거를 수행한다. 이러한 수신 구조는 지상단말의 수가 많을수록 위성 OBP의 복잡도가 높아지기 때문에 큐브 위성체계는 한정된 주파수 대역에서 제한된 수의 지상단말 간 고속 데이터 전송이 요구되는 상황에서 적합할 것으로 판단된다[6].

다음으로 2단계에서는 저궤도 통신위성의 이동에 따른 양각 변화를 고려하여 1단계에서 개발된 하향링크 저피탐 웨이브폼에 물리계층 보안 기술을 추가하고자 한다. 저궤도 위성은 한반도 상공을 빠른 속도로 통과하는데 Fig. 6과 같이 위성의 위치에 따라 지상단말과 위성 간 양각이 지속적으로 변화한다. 일반적으로 양각이 클수록 위성/단말간 경로가 짧아져서 수신신호의 레벨이 높아지는데 위성의 위치에 따라 적의 수신기에 높은 레벨의 신호가 수신되는 시간 구간에서는 아군의 신호를 탐지할 가능성이 높아진다. 이러한 상황은 저궤도 위성에 발생되는데 참고로 기존의 정지궤도 통신위성은 위성의 위치가 고정되어 있고, 북한에 위치한 단말의 양각은 남한에 위치한 단말의 양각보다 항상 작기 때문에 일반적인 저피탐 웨이브폼 적용이 가능하였다. Fig. 7은 2단계에서 개발할 물리계층 보안 기술의 개념도이다. 초소형 위성의 통신 탑재체는 하향링크 데이터 신호에 의도적 간섭신호를 추가하여 송신하고 지상단말은 해당 간섭신호를 제거한 후에 데이터 신호를 수신한다. 적 지상단말은 의도적 간섭신호에 대한 사전정보를 가지고 있지 않기 때문에 의도적 간섭신호 제거가 불가하여 높은 양각

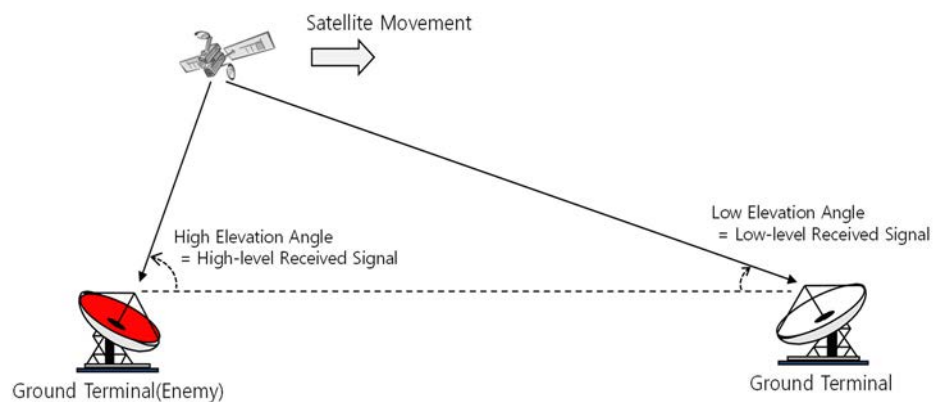


Fig. 6. Variation of elevation angle due to satellite movement.

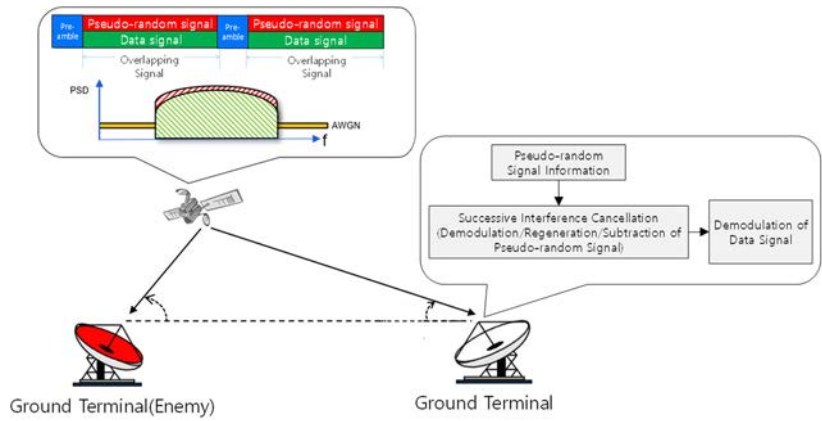


Fig. 7. Concept of physical layer security in downlink.

구간에서 수신 신호의 레벨이 크더라도 데이터 신호를 수신할 수 없게 된다. 저궤도 위성의 특성을 감안하여 기존의 저피탐 개념에 물리계층 보안을 추가하여 새로운 방식의 신호 보호 기법을 개발하고자 한다[7].

4. 미래 군 초소형 위성 통신체계(안)

미래에 초소형 통신위성이 군 위성통신체계에 적용하기 위해서는 초소형 위성의 기능 및 성능상의 한계를 극복하여 군 요구사항을 충족할 수 있어야 하는데 대용량의 고속 데이터 통신에 요구되는 충분한 전송속도 확보가 우선 요구된다. 통신 전송속도를 높이는 다양한 방안이 존재할 수 있는데 초소형 통신위성의 구조적 특징에 주목할 필요가 있다. 초소형 위성은 탑재체 공간 제약으로 인하여 위성의 통신 및 RF 기능이 제한적이다. 반면 지상단말은 초소형 통신위성에 비해 고속의 데이터 통신을 감당할 수 있는 하드웨어 적용이 상대적으로 용이하다. 이로 인하여 링크버짓 상에서 하향링크가 상향링크보다 더 열악하다[8].

이러한 구조적 한계를 극복하고자 Fig. 8과 같이 하향링크 신호를 여러 초소형 통신위성이 분할하여 전송하는 상하향링크 비대칭 전송 구조를 생각해 볼 수 있다. 군집 초소형 통신위성

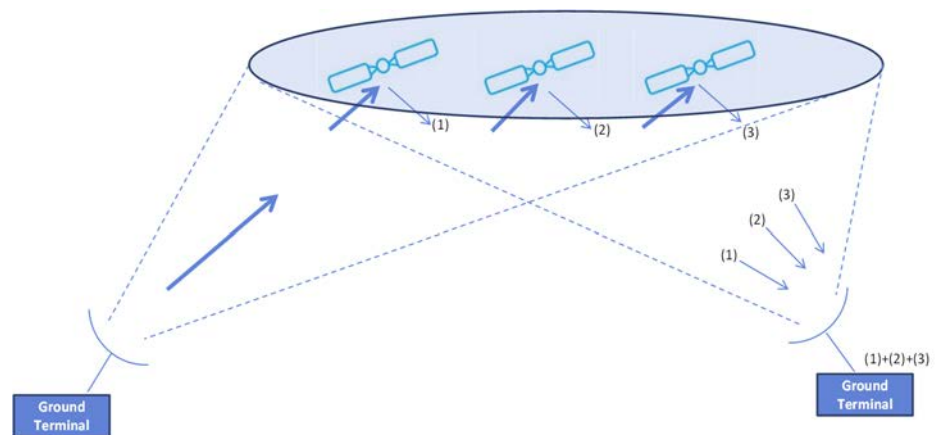


Fig. 8. Concept of up/downlink asymmetry transmission in future nanosatellite communication system.

은 지상단말로부터 고출력/고속의 상향링크 신호를 수신하고 각 초소형 통신위성은 사전에 정해진 규칙에서 따라 상향링크 수신 데이터를 1/N씩 분할하여 상향링크 대비 1/N배의 전송속도로 하향링크 신호를 생성하여 전송한다. 지상단말은 N개의 초소형 통신위성이 전송하는 하향링크를 모두 수신하여 각각 하향링크 데이터를 합하여 원래의 데이터를 복원한다. 이러한 상하향링크 비대칭 전송을 통해 개별 위성이 전송하는 하향링크의 전송속도를 낮춤으로써 초소형 통신위성에서 하향링크의 링크마진 부족을 극복하면서 전체 전송속도를 높일 수 있다[7].

다음으로 적 재밍 공격에 대한 항재밍 기능 및 성능 개선이 요구된다. 기존 정지궤도 위성의 경우, 특별한 재밍 제거 기법이 적용된 군 전용 탑재 중계기를 통해 높은 항재밍 성능을 얻을 수 있었다. 하지만 초소형 위성에서는 형상 제약으로 인하여 군 전용 중계기 탑재가 제한적이다. 이러한 문제점을 극복하고자 상향링크 빔 도약을 제안한다. 빔 도약은 송신신호가 도달하는 영역을 주기적으로 변경하는 것을 말하는데 Fig. 9는 상향링크 빔 도약의 예시이다. 한반도 상공에 A-D의 4개의 군집 위성 그룹이 존재하는데 적 지상단말이 군집 위성 그룹 C에 재밍 공격을 하고 있다고 가정한다. 이러한 상황에서 아군 지상단말은 상향링크 빔 도약을 통해 상향링크 신호를 중계할 군집 위성 그룹을 주기적으로 변경한다. 다시 말해서 지상단말 1과 2는 특정 시각에는 군집 위성그룹 A가 존재하는 위치(영역)으로 지상단말 안테나를 지향시켜 군집 위성그룹 A에 있는 초소형 통신위성을 통해 신호가 중계되도록 하고, 일정 시간이 경과한 후 지상단말 1와 2는 사전에 정해진 규칙에 따라 동시에 지상단말 안테나 지향 위치를 다른 군집 위성그룹의 위치로 변경하여 통신을 수행한다. 이와 같이 주기적으로 군집 위성그룹을 변경하게 되면 지상단말간 통신시간 중에서 적의 재밍 공격을 받는 군집 위성 그룹 C를 경유한 통신시간이 짧아지기 때문에 적 재밍의 영향성을 경감시키는 항재밍 효과를 기대할 수 있다[7].

지금까지 소개한 웨이브폼 기술을 종합하여 Fig. 10과 같은 미래 군 초소형 위성 통신체계의 운용 개념을 생각해 볼 수 있다. 지상단말은 사전에 공유된 임무 스케줄에 따라 자신이 운용할 시점까지 누적된 데이터를 고속으로 전송한다. 이와 유사한 개념으로 군집 위성도 사전

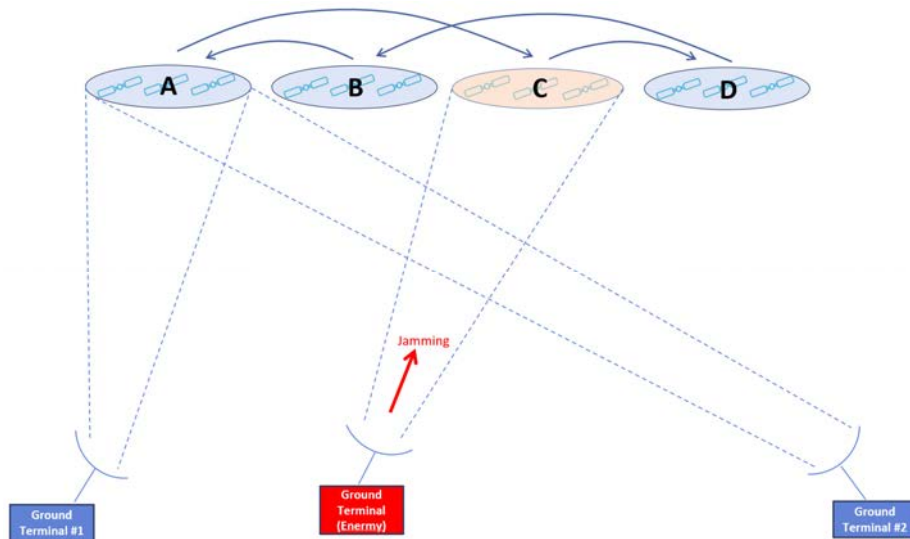


Fig. 9. Concept of uplink beam hopping in future nanosatellite communication system.

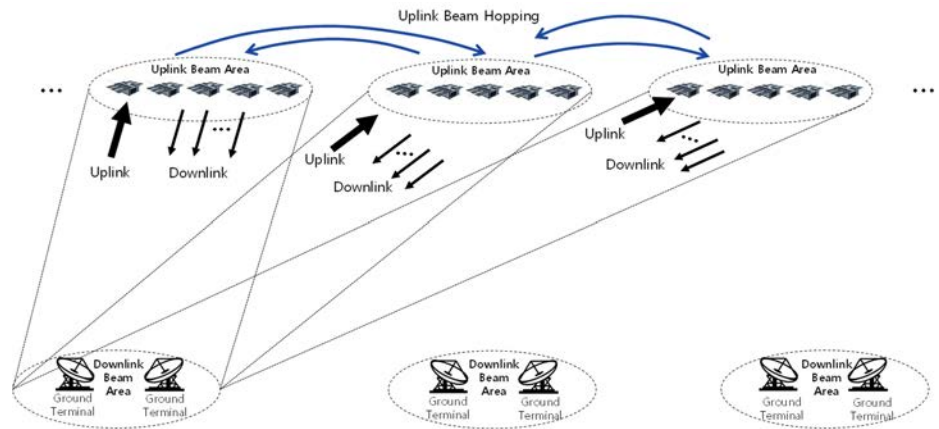


Fig. 10. Operation concept of future nanosatellite communication system.

에 공유된 임무 스케줄에 따라 한반도 진입 시, 자신의 하향링크 안테나 빔을 임무 스케줄에 따라 관심 지역으로 지향한다. 여기서 상향링크 빔 도약을 위해 복수의 군집 위성 그룹이 지상의 동일 지역에 하향링크 빔을 지향하게 되고 지상단말은 빔 도약을 통해 군집 위성 그룹을 주기적으로 변경한다. 시간이 경과하여 임무 스케줄에 따라 지상단말간 고속 데이터 통신이 종료되면 후속으로 한반도에 진입하는 군집 위성 그룹은 임무 스케줄에 따라 다음 임무를 수행할 하향링크 빔 영역을 지향하게 되고 해당 하향링크 빔 영역내 지상단말 간 고속 데이터 통신이 개시된다. 이러한 운용을 위해서 지상 관제국은 지상단말의 트래픽 소요, 과거 임무 수행 결과 및 미래 임무 수행 결과 예측 등을 바탕으로 수립된 임무 스케줄을 지상단말 및 군집 위성에 적절히 전달할 수 있어야 한다.

5. 결론

본 논문에서는 진행 중인 “초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발” 과제와 1단계 웨이브폼 개발 결과를 소개했다. 또한, 큐브 위성의 형상 제약에 따른 성능 제한을 극복하기 위해 군집 위성 기반의 송수신 비대칭 전송 및 상향링크 빔도약이 적용된 미래 군 초소형 위성 통신체계(안)을 제안하였다. 향후 군집 위성 운용에 요구되는 통합 관제 및 위성간 자세제어 등에 대해서 관련 개발을 진행할 계획이다.

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소 미래도전국방기술(자체기획) 과제의 “초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발” 성과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

References

1. Lee J, Yoon D, Improved FH acquisition scheme in partial-band noise jamming, IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 52, 3070-3076 (2016). <https://doi.org/10.1109/TAES.2016.160071>

2. Sweeting MN, Modern small satellites-changing the economics of space, Proc. IEEE. 106, 343-361 (2018). <https://doi.org/10.1109/JPROC.2018.2806218>
3. Keller J, DARPA blackjack to develop small, secure military satellites for low-earth orbit (2018) [Internet], viewed 2018 Jun 4-6, available from: <https://www.militaryaerospace.com/articles/print/volume-29/issue-6/news/news/darpa-blackjack-to-develop-small-secure-military-satellites-for-low-earth-orbit.html>
4. Eutelsat, ELO fleet (2023) [Internet], viewed 2023 Jul 10, available from: <https://www.eutelsat.com/en/satellites/elo-fleet.html>
5. Kepler, Our family of satellites (2023) [Internet], viewed 2023 Jul 10, available from: <https://kepler.space/network/>
6. Riazul Islam SM, Avazov N, Dobre OA, Kwak K, Power-domain non-orthogonal multiple access in 5G systems: potentials and challenges, IEEE Commun. Surv. Tutor. 19, 721-742 (2017). <https://doi.org/10.1109/COMST.2016.2621116>
7. Lee J, Choi C, Kim S, Kim H, Kim K, et al., Introduction to the AJ/LPD waveform technologies for LEO nanosatellite communications, in 2023 KICS Summer Conference, Jeju, Korea, 21-24 Jun 2023.
8. Hassainate NE, Said AO, Guennoun Z, Communication link budget estimation between ground IoT terminal and cubesat 3U's SDR, in IEEE International Conference on Internet of Things and Intelligence Systems (IoTaIS), Bali, Indonesia, 24-26 Nov 2022.

Author Information

이 주 형 grand_blue@add.re.kr



2002년 국방과학연구소에 입소하여 민군 겸용 정지궤도 통신위성 ANASIS-I 체계개발, 한국형 합동전술데이터링크(JTDL) 체계개발 및 군 최초 독자 정지궤도 통신위성 ANASIS-II 체계개발에서 모뎀, 망제어기, 네트워크 관리시스템 및 보안 모듈 등의 개발 업무를 수행하였고 2018년 한양대학교 전자컴퓨터통신공학과에서 박사학위를 취득하였다. 현재는 큐브 통신위성 기반의 “초소형 통신위성 항재밍/저피탐 웨이브폼 개발” 과제책임자 업무를 수행 중이며 군집 큐브 통신위성 기반의 신규 미래도전 과제를 준비중에 있다.

정 길 수 ksjeong@add.re.kr



2007년 Toyohashi University of Technology 전자정보공학과에서 박사학위를 취득한 후, 2007년부터 ATR 파동공학연구소, 2009년부터 한국전자통신연구원 및 2011년부터 현재까지 국방과학연구소에서 재직하고 있으며 무선통신시스템 개발 관련 업무를 수행하였으며, 현재 저궤도 통신위성 기반의 지능형 라우터, 빔호핑 모뎀 및 적응형 신호처리 등의 연구를 수행하고 있다.

박 해 원 parkhw@hanwha.com



금오공과대학교 전자공학과에서 2014년 석사학위를 취득한 후, 2016년부터 한화시스템에서 군 최초 독자 정지궤도 통신위성 ANASIS-II 체계개발에서 모뎀 개발 업무를 수행하였으며, 현재는 정지궤도 통신위성, 저궤도 위성의 신호처리 및 모뎀 개발 업무를 수행하고 있다.

기술논문

우주탐사에서의 가시광-근적외선 분광 자료 분석 기법

이응석¹, 김경자^{2†}, 홍익선², 김수연^{2,3}

¹충남대학교 우주·지질학과

²한국지질자원연구원

³한국과학기술연합대학원대학교 물리탐사공학과



Received: March 21, 2023

Revised: April 2, 2023

Accepted: April 10, 2023

†Corresponding author :

Kyeong Ja Kim

Tel : +82-42-868-3669

E-mail : kjkim@kigam.re.kr

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

ORCID

Eung Seok Yi

<https://orcid.org/0000-0002-2910-1230>

Kyeong Ja Kim

<https://orcid.org/0000-0001-6220-8411>

Ik-Seon Hong

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

Suyeon Kim

<https://orcid.org/0000-0001-5384-8089>

Analysis Methods of Visible and Near-Infrared (VNIR) Spectrum Data in Space Exploration

Eung Seok Yi¹, Kyeong Ja Kim^{2†}, Ik-Seon Hong², Suyeon Kim^{2,3}

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

²Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources, Daejeon 34132, Korea

³Department of Geophysical Exploration, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea

요약

우주탐사에서 분광관측은 대상의 구성 성분과 물리적 특성을 이해하는 데 유용한 방법이다. 분광 자료 분석에는 여러 가지 방법이 있으며, 관측 대상과 파장대역에 따라 차이가 있다. 본 논문에서는 달 탐사에서 주로 적용하는 가시광-근적외선(visible & near-infrared, VNIR) 분광 자료 분석 방법에 대해 소개한다. 주요 분석 방법에는 가색상 비율(false color ratio) 영상 처리, 반사도 유형(reflectance pattern) 분석, 통합 대역 깊이(integrated band depth, IBD) 계산이 있으며, 분석 이전의 전처리로는 연속체 제거(continuum removal)가 있다. 이러한 분광 분석 방법들은 가시광-근적외선 영역에서 나타나는 달 표면의 광물 특성을 이해하는데 도움이 되며, 화성과 같은 다른 천체에도 적용할 수 있다.

Abstract

In space exploration, spectroscopic observation is useful for understanding objects' composition and physical properties. There are various methods for analyzing spectral data, and there are differences depending on the object and the wavelength. This paper introduces a method for analyzing visible & near-infrared (VNIR) spectral data, which is mainly applied in lunar exploration. The main analysis methods include false color ratio image processing, reflectance pattern analysis, integrated band depth (IBD) processing, and continuum removal as preprocessing before analysis. These spectroscopic analysis methods help to understand the mineral properties of the lunar surface in the VNIR region and can be applied to other celestial bodies such as Mars.

핵심어 : 분광학, 가시광-근적외선, 가색상 비율, 반사도, 통합 대역 깊이

Keywords : Spectroscopy, visible & near-infrared, false color ratio, reflectance, integrated band depth

1. 서론

인류의 우주탐사는 현재까지 몇 개의 착륙선, 로버 임무를 제외하고 모두 원격탐사로 수행되었다. 2022년 발사한 우리나라 최초의 달 탐사선 다누리 호도 원격탐사의 범주에 해당한다. 원격탐사의 특성상 전자기파를 매개체로 대상의 물리적 특성을 알아내며, 관측 대상과 목적에 따라 다양한 파장대역에서 정보 수집과 분석이 이루어진다. 달 탐사에서는 주로 영상 촬영과 분광 관측이 이루어지며, 그 중에서 분광관측은 달 표면의 구성성분을 이해하는데 필수적이다. 달 표면의 분광관측은 파장대역에 따라 크게 γ -선과 x-선, 가시광선과 적외선 두 가지로 분류할 수 있으며, γ -선과 x-선은 구성 원소, 가시광선과 적외선은 구성 광물을 구분하는데 적합하다. 이러한 분광관측은 달 탐사 이외에 태양계 내 행성과 위성 그리고 소행성, 혜성과 같은 소천체 탐사에서도 수행되고 있다.

달을 대상으로 가시광과 근적외선(visible & near-infrared, VNIR) 분광관측 연구는 매우 많지만, 대표적으로는 특정 지형에서의 광물 분포와 상대적 층서, 기원과 진화, 휘발성 물질 일변화 특성 등 여러 주제로 수행되고 있다[1-7]. 또한 원격탐사의 다음 단계로 진행될 현장탐사에서는 분광관측을 수행하여 착륙지 지역에서 활용할 수 있으며, 이는 자원에 대한 정성적, 정량적 식별을 통해 현지자원활용(in-situ resources utilization, ISRU)으로 진행할 수 있다[8-10].

분광관측 자료의 처리와 분석은 여러 방법이 있으며, 달 탐사에서 사용하는 기본적인 방법들에는 가색상 비율(false color ratio) 영상 분석, 반사도 유형(reflectance pattern) 분석과 전처리 과정인 연속체 제거(continuum removal), 통합 대역 깊이(integrated band depth, IBD) 분석 등이 있다. 본 논문에서는 달 탐사에서 사용하는 VNIR 분광관측 자료 처리 기법 몇 가지에 대해 소개한다.

2. Visible and Near-Infrared (VNIR) 분광 원리

분광학(spectroscopy)은 전자기파를 파장에 따라 나누어 관측 대상의 물리적 특성을 연구하는 학문이다. 관측 방법은 크게 두 가지로 매우 멀리 있는 항성과 같은 점광원에 대한 단일 스펙트럼을 얻어내는 것과 관측 대상의 특정 영역의 모든 스펙트럼을 얻어내는 영상 스펙트럼이 있다. 달 탐사에서는 주로 VNIR 영역에서 영상 스펙트럼 관측 방법이 수행되며, 채널의 집적도와 수에 따라 다중 분광(multi-spectral)과 초분광(hyper-spectral)으로 분류한다. 또한 VNIR 분광관측은 관측 대상의 물질 상태(고체, 기체, 액체)에 상관없이 물리적 특성을 알아낼 수 있는 장점이 있다[11].

달 탐사에서의 VNIR 분광 원리는 태양과 달 표면 구성 물질 간의 상호 작용을 분석하는 것이다. 태양에서 방출된 복사에너지가 달에 도달하여 표면 암석을 구성하는 분자와 원자에 에너지를 전달한다. 에너지를 흡수한 분자와 원자들은 진동하게 되고, 전자의 에너지 준위가 상승하여 들뜬 상태가 되었다가 바닥 상태로 안정화되면서 에너지를 방출한다. 이때 분자의 구조에 따라 진동이 달라지며 그에 따른 에너지 준위 차이로 인해 같은 분자라도 방출되는 에너지의 차이가 발생한다(Fig. 1). 대표적인 예시로 분자간 각도와 거리에 따라 진동이 달라지는 물과 이산화탄소가 있다[11-13]. 이와 같은 원리로 달 표면의 암석을 구성하는 광물은 결정구조에 따라 고유파장을 가지고 있어 방출되는 에너지의 파장이 달라지며, 이러한 물리적 특

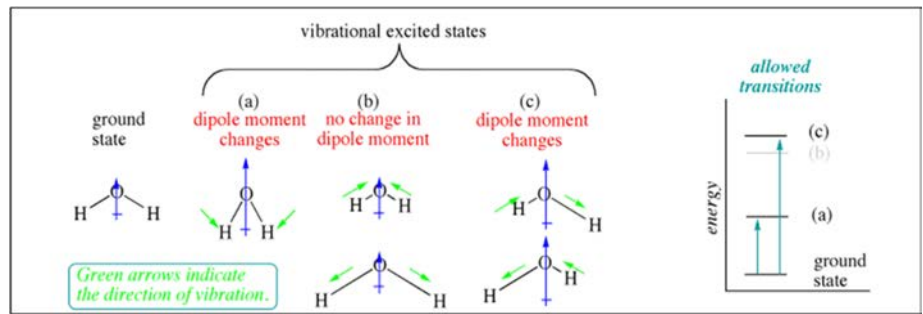


Fig. 1. The ground and vibrational excited states (transitions) of the H₂O [11, 15, 16].

성은 스펙트럼 상에서 흡수선의 형태로 나타난다[14,15]. 예시로 철 광물에 포함된 제1철 (ferrous, Fe²⁺) 이온과 제2철(ferric, Fe³⁺) 이온이 있으며, 400-1,000 nm 파장영역에 흡수선을 나타낸다[16].

3. 가색상 비율 영상(False Color Ratio Image)

분광 영상은 채널마다 할당된 좁은 파장대역의 전자기파 정보들을 가지고 있다. 그래서 사람의 눈으로 인식하는 가시광선 영역 대신 다른 파장의 정보를 가시광선 색으로도 표현할 수 있다. 이런 방식으로 사람의 눈으로 볼 수 없는 파장대역의 영상을 사람이 인식하는 색으로 표현하거나, 혹은 가시광선 파장에서 나타나는 본래의 색과 다르게 영상에서 표현하는 것을 가색상(false color)이라고 한다. 가색상 영상은 인위적으로 특정 파장 대역에 색을 지정할 수 있어 사용자가 원하는 관측대상의 물리적 특성을 쉽게 눈으로 확인할 수 있는 장점이 있다.

대표적인 예시로 1994년 미국 항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)에서 발사한 클레멘타인(Clementine) 궤도선의 자외선-가시광선 카메라(ultra violet-visible camera, UV-VIS camera) 탑재체가 촬영한 영상이다(Fig. 2). 이 영상은 암석의 고유파장과 기준파장의 비를 계산하여 적색, 녹색, 청색 3개 채널로 각각 가색상 비율 영상을 지정하여 표현하였으며, 각 채널이 나타내는 물리적 특성은 Table 1과 같다[17-20].

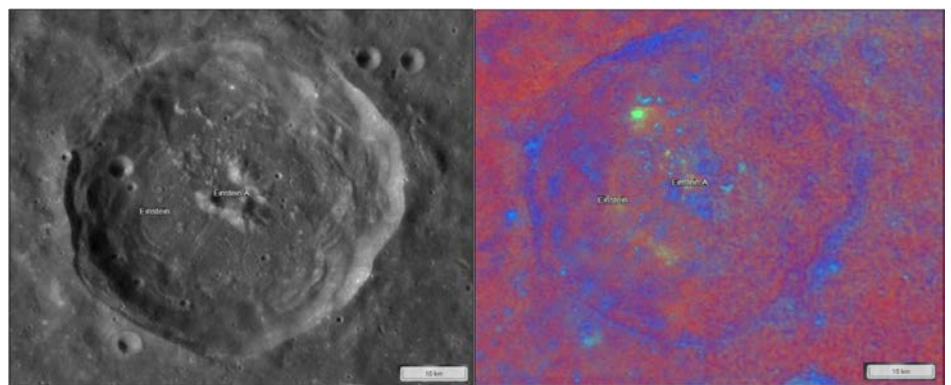


Fig. 2. The 750 nm image of lunar reconnaissance orbiter camera (LROC) wide angle camera (WAC) (left). The false color composite of Clementine ultra violet - visible (UV-VIS) camera (right) [2, 16-20]. Location is the Einstein crater (16.6°N, 88.65°W).

Table 1. The false color ratio (RGB) [2,16–20]

Color	Ratio	Explanation
R (Red)	750 nm / 415 nm	Soil maturity
G (Green)	750 nm / 950 nm	Mafic rocks
B (Blue)	415 nm / 750 nm	the Mare concentration of the ilmenite [FeTiO ₃] or the fresh soils, Fe-rich, higher Ti
Yellow, Orange		Fe-rich, lower Ti

이처럼 3개의 색조합으로 가색상 비율 영상을 표현하는 것은 가색상 비율 합성(false color ratio composite)이라고도 부른다[1,21,22].

4. 반사도 유형(Reflectance Pattern)과 연속체 제거(Continuum Removal)

4.1 연속체 분광과 연속체 제거 분광

연속체는 광물 스펙트럼에서 나타나는 현상으로 관측하는 파장영역 전체에 걸쳐 선형 혹은 비선형으로 추세가 나타난다. 연속체가 나타나는 원인은 흑체복사의 영향, 광물 고유 특성 등 여러 가지가 있을 수 있다. 또한 스펙트럼 흡수선의 깊이와 선폭 등 정량적인 분석을 할 때 방해요소로 작용할 수 있어 제거하는 것이 좋다. 제거 방법은 관측 시기의 온도를 측정해서 흑체복사 곡선을 계산하여 제거하거나, 볼록 껍질(convex-hull) 알고리즘과 같은 수학적 기법 등을 사용하여 제거한다.

연속체 제거 전후의 스펙트럼의 예시로 지구에서 측정한 고령석(Kaolinite) 스펙트럼을 Fig. 3에 나타냈다. 그림에서 아래의 스펙트럼이 연속체가 포함되어 있는 스펙트럼이고, 위가 연속체를 제거한 스펙트럼이다. 연속체를 제거함으로써 흡수선에 대한 깊이와 면적 등을 보다 더 정확하게 정량적으로 계산할 수 있다.

4.2 지구 표면의 반사도 유형

지구는 달과 달리 물과 대기가 존재하므로 많은 변수들이 발생한다. 스펙트럼에 물과 대기의 영향이 고스란히 나타나 대기보정 수행과 함수율에 따른 분광 특성 이해가 있어야 정확한 분석이 가능하다. 지구 광물 반사도 유형 예시로 지구 화산암의 반사도 유형 스펙트럼으로 각 파장에 대한 흡수선을 파악해 물리적 특성을 추론할 수 있다(Fig. 4)[23]. 빨강색은 백악기 화산 각력암(volcanic breccia), 검정색은 백악기 밀양 안산암(andesite), 갈색은 백악기 내장사 화산암류, 노랑색은 백악기 유문암(rhyolite)을 가리킨다. 이들은 서로 복합된 산출상을 보여 주며, 몇 번의 분출 활동이 이루어진 것으로 보인다[24,25].

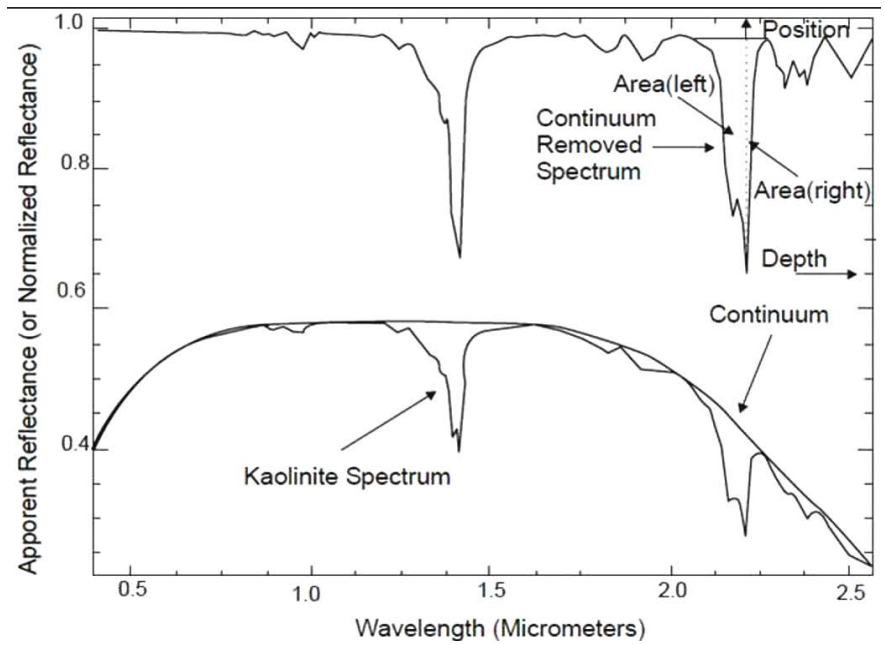


Fig. 3. Continuum reflectance pattern and continuum-removal about the Kaolinite [23].

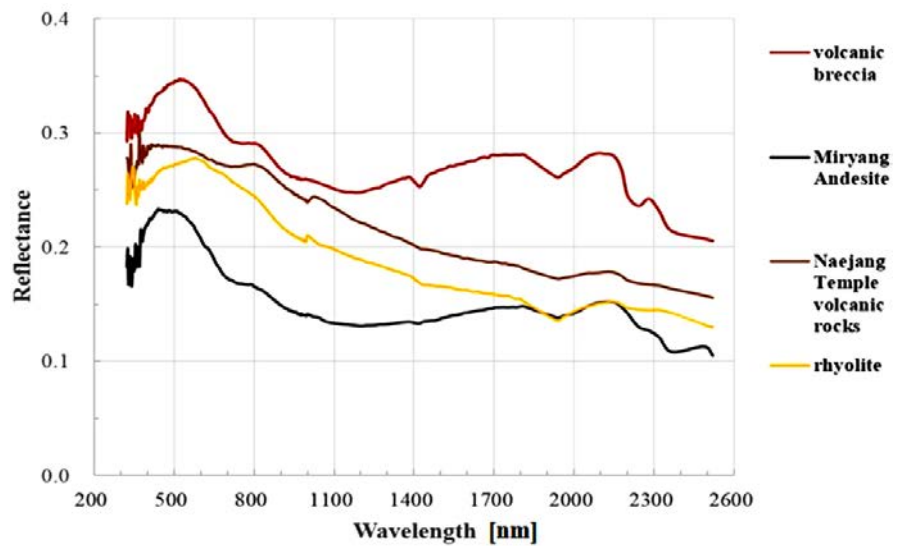


Fig. 4. The reflectance pattern of the volcanic rocks on the Earth (ground) [24].

4.3 달 표면의 반사도 유형

달 광물의 반사도 스펙트럼은 아폴로 계획(Apollo program)과 같은 착륙 임무의 귀환시료 측정과 궤도선의 분광관측을 통해 얻을 수 있다. 귀환시료는 실험실에서 측정하기 때문에 고 해상도의 정확한 스펙트럼을 얻을 수 있는 장점이 있으나, 착륙지가 한정되어 있기 때문에 다양한 시료의 정보를 확인할 수 없는 한계가 있다. 궤도선의 분광관측은 귀환시료와는 반대로 해상도가 비교적 낮고 신호 대 잡음비가 낮아 부정확도가 존재하지만, 다양한 지역을 관측할 수 있어 여러 유형의 스펙트럼을 얻어낼 수 있다. 그래서 각 측정방법의 단점을 보완하기 위해 귀환시료와 궤도선이 관측한 스펙트럼을 비교하는 방법도 존재한다[26-28]. 대표적인 귀

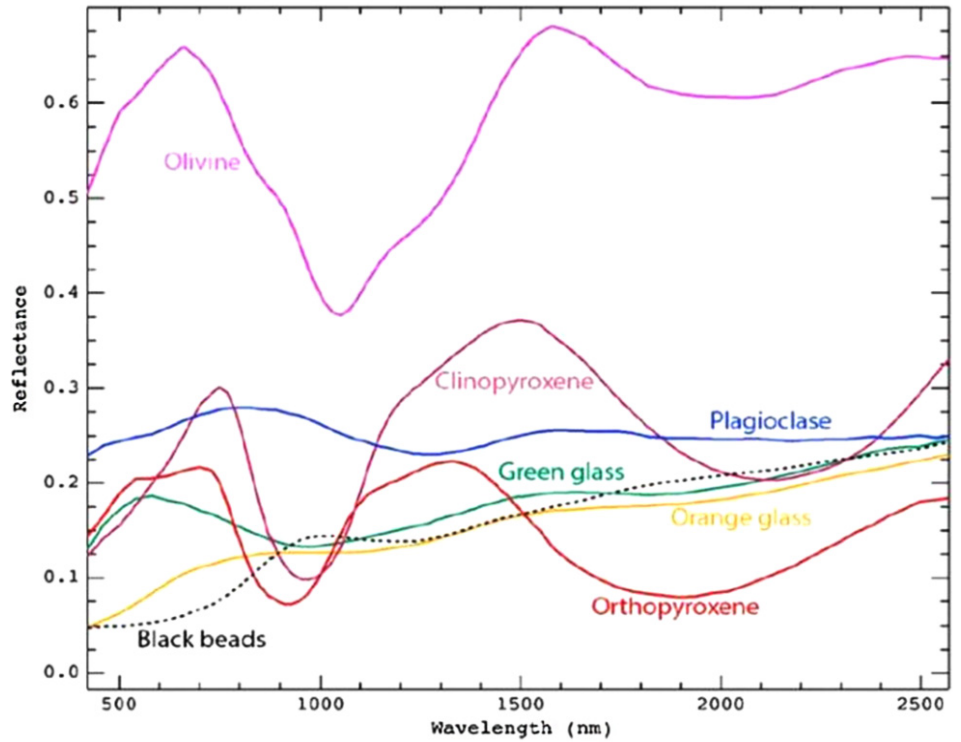


Fig. 5. The reflectance spectra of the lunar samples in the Brown university reflectance experiment laboratory (RELAB) spectral library [29,30].

환시료 측정시설에는 NASA 지원으로 설립된 미국 브라운 대학교(Brown University)의 반사도 실험 연구실(reflectance experiment laboratory, RELAB)이 있으며, 측정된 자료들은 분광 라이브러리 형태로 배포되고 있다. RELAB 분광 라이브러리에서 달 귀환시료 중 대표적인 광물 스펙트럼은 Fig. 5에서 보여준다. 감람석(olivine), 단사휘석(clinopyroxene), 사방휘석(orthopyroxene) 그리고 사장석(plagioclase)이 주된 조성 광물이며 그 외에는 유리질이 있다.

5. 적분 대역 깊이(Integrated Band Depth, IBD)

초분광 자료는 스펙트럼에 나타나는 흡수선의 선폭보다 초분광에서 할당된 채널의 폭이 좁기 때문에 하나의 채널만으로 흡수선의 특징을 대표한다고 할 수 없다. 이에 대한 해결 방안으로 흡수선의 특징이 나타나는 채널 영역들을 통합하여 흡수선 영역의 깊이를 계산하는 방법이 사용되며 통합 대역 깊이(integrated band depth, IBD)라고 부른다. 달 탐사에서 사용하는 대표적인 초분광 자료는 Moon Mineralogy Mapper(M3)가 있는데 일반적으로 IBD를 적용할 때는 달에 풍부한 감람석과 휘석의 흡수선이 나타나는 1,000, 2,000 nm 파장을 대상으로 한다[29-34]. 많은 연구자들이 사용하기 때문에 IBD1000, IBD2000으로 불리며 방정식Eq. (1), (2)는 다음과 같다.

$$IBD1000 = \sum_{n=0}^{25} \left(1 - \frac{R(789+20n)}{R_c(789+20n)} \right) \quad (1)$$

$$IBD2000 = \sum_{n=0}^{21} \left(1 - \frac{R(1,658+40n)}{R_c(1,658+40n)} \right) \quad (2)$$

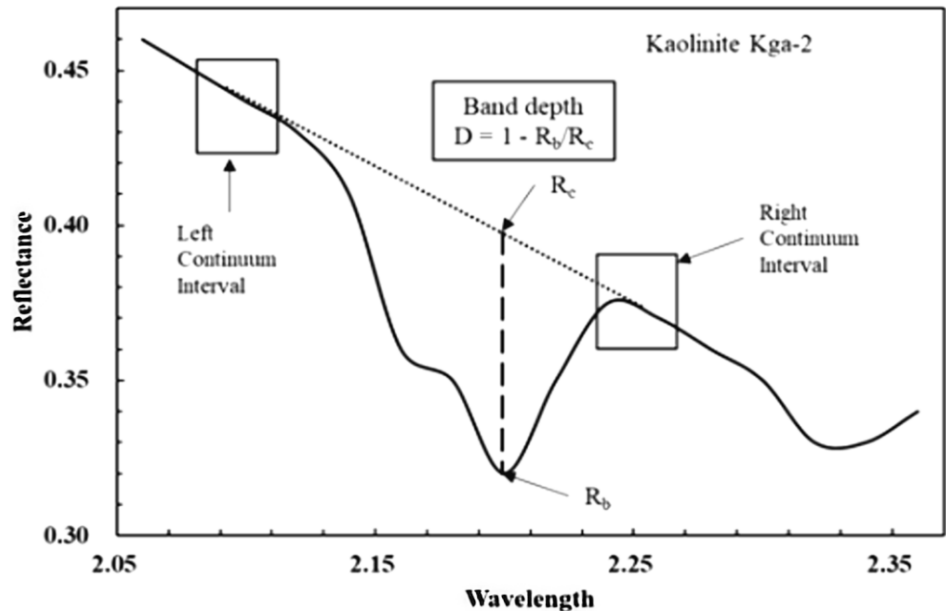


Fig. 6. The band depth of the continuum-removed spectra in the Kaolinite [35].

n 은 계산에 사용할 채널 수를 의미하고, R 은 반사도, R_c 는 연속체의 반사도이다. 단순하게 표현하면 IBD는 각 채널별 대역 깊이의 총합이라고 할 수 있다(Fig. 6)[35]. 또한 앞서 언급했던 가색상 비율 영상과 반사도 유형 및 연속체 제거가 모두 적용되므로 다방면에서 분석할 수 있는 장점이 있다.

이처럼 계산된 통합 대역 깊이 영상은 다른 영상들과 조합하여 가색상 비율로도 나타낼 수 있으며, 특정 흡수선에 대한 정보를 좀 더 강조할 수 있는 특징이 있다.

6. 요약 및 결론

우주탐사에서 이루어지는 분광관측에서 VNIR 파장영역의 자료 처리 및 분석 방법에 대해 소개하였다. 이 방법들은 주로 달 탐사에서 적용되며 화성이나 소행성 등 다른 태양계 천체들에도 적용 가능하다. 하지만, 사전에 대상 천체의 지질과 광물과 같은 물리적, 화학적 이해가 선행되어야 한다. 또한 향후 우주탐사의 중요한 화두인 ISRU에서도 유용하게 사용될 것으로 기대한다.

감사의 글

이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2022R1A2C1092602). 또한 이 연구는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국지질자원연구원의 지원을 받아 수행되었습니다(KIGAM, 23-3216).

References

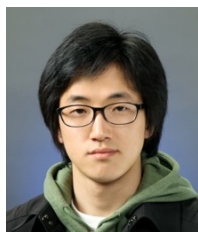
1. Pieters CM, Hanna KD, Cheek L, Dhingra D, Prissel T, et al., The second conference on the lunar highlands crust and new directions. The distribution of Mg-spinel across the Moon and constraints on crustal origin, *Am. Mineral.* 99, 1893–1910 (2014). <https://doi.org/10.2138/am-2014-4776>
2. Pieters CM, Staid MI, Fischer EM, Tompkins S, He G, A sharper view of impact craters from clementine data, *Science* 266, 1844–1848 (1994). <https://doi.org/10.1126/science.266.5192.1844>
3. Thesniya PM, Rajesh VJ, Pyroxene chemistry and crystallization history of basaltic units in the Mare Humorum on the nearside of the Moon: implications for the volcanic history of the region, *Planet. Space Sci.* 193, 105093 (2020). <https://doi.org/10.1016/j.pss.20.105093>
4. Wöhler C, Grumpe A, Berezhnoy AA, Feoktistova EA, Evdokimova NA, et al., Temperature regime and water/hydroxyl behavior in the crater Boguslawsky on the Moon, *Icarus* 285, 118–136 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2016.12.026>
5. Hong IS, Yi Y, Kim E, Lunar pit craters presumed to be the entrances of lava caves by analogy to the Earth lava tube pits, *J. Astron. Space Sci.* 31, 131–140 (2014). <https://doi.org/10.5140/JASS.2014.31.2.131>
6. Yi ES, Kim KJ, Choi YR, Kim YH, Lee SS, et al., Investigation of reflectance distribution and trend for the double ray located in northwest of Tycho crater, *J. Astron. Space Sci.* 32, 161–166 (2015). <https://doi.org/10.5140/JASS.2015.32.2.161>
7. Kim S, Yi Y, Hong IS, Sohn J, Solar insolation effect on the local distribution of lunar hydroxyl, *J. Astron. Space Sci.* 35, 47–54 (2018). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.35.1.47>
8. Djachkova MV, Litvak ML, Mitrofanov IG, Sanin AB, Selection of Luna-25 landing sites in the south polar region of the Moon, *Sol. Syst. Res.* 51, 185–195 (2017). <https://doi.org/10.1134/S0038094617030029>
9. Jawin ER, Valencia SN, Watkins RN, Crowell JM, Neal CR, et al., Lunar science for landed missions workshop findings report, *Adv. Earth Space Sci.* 6, 2–40 (2018). <https://doi.org/10.1029/2018EA000490>
10. Kim KJ, Wöhler C, Ju GH, Lee SR, Rodriguez AP, et al., Korean lunar lander – concept study for landing-site selection for lunar resource exploration, *Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spat. Inf. Sci.* 41, 417–423 (2016). <https://doi.org/10.5194/isprs-archives-XLI-B4-417-2016>
11. Stuart BH, *Infrared Spectroscopy: Fundamentals and Applications* (John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 2004).
12. Nicholas M, Short S, Remote sensing tutorial (1999) [Internet], viewed 2023 Jun 15, available from: http://priede.bf.lu.lv/GIS/.Descriptions/RST/Sect13/nicktutor_13-7.shtml

13. Shaple P, Heat absorbing gases (2011) [Internet], viewed 2023 Jun 15, available from: <http://butane.chem.uiuc.edu/pshapley/GenChem1/L15/2.html>
14. Heiken G, Vaniman D, French BM, Lunar Sourcebook: A User's Guide to the Moon (Cambridge University Press, Cambridge, UK, 1991).
15. Rencz AN, Ryerson RA, Manual of Remote Sensing, Remote Sensing for the Earth Sciences (John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 1999).
16. Son YS, Kim KE, Yoon WJ, A review of remote sensing techniques and applications for geoscience and mineral resources, *J. Korean Soc. Miner. Energy Resour. Eng.* 52, 429-457 (2015). <https://doi.org/10.12972/ksmer.2015.52.4.429>
17. McEwen AS, Robinson MS, Eliason EM, Lucey PG, Duxbury TC, et al., Clementine observations of the Aristarchus region of the Moon, *Science* 266, 1858-1862 (1994). <https://doi.org/10.1126/science.266.5192.1858>
18. Nozette S, Rustan P, Pleasance LP, Kordas JF, Lewis IT, et al., The clementine mission to the Moon: scientific overview, *Science* 266, 1835-1839 (1994). <https://doi.org/10.1126/science.266.5192.1835>
19. Qiao L, Head JW, Xiao L, Wilson L, Dufek JD, The role of substrate characteristics in producing anomalously young crater retention ages in volcanic deposits on the Moon: morphology, topography, subresolution roughness, and mode of emplacement of the Sosigenes lunar irregular mare patch, *Meteorit. Planet. Sci.* 53, 778-812 (2018). <https://doi.org/10.1111/maps.13003>
20. Robinson M, Riner M, Advances in lunar science from the Clementine mission: a decadal perspective, *J. Earth Syst. Sci.* 114, 669-686 (2005). <https://doi.org/10.1007/BF02715951>
21. Kim S, Kim KJ, Yi Y, Investigation on lunar landing candidate sites for a future lunar exploration mission, *Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 23, 221-232 (2022). <https://doi.org/10.1007/s42405-021-00433-4>
22. Yi ES, Kim KJ, Wöhler C, Berezhnoy AA, Kim YH, et al., Petrological and mineralogical characteristics of exposed materials on the floors of the Lavoisier and surrounding craters, *Remote Sen.* 14, 4313 (2022). <https://doi.org/10.3390/rs14174313>
23. Meer F, Analysis of spectral absorption features in hyperspectral imagery, *Int. J. Appl. Earth Obs. Geoinform.* 5, 55-68 (2004). <https://doi.org/10.1016/j.jag.2003.09.001>
24. Chi K, Lee SS, Lee H, Spectral Library of Surface Cladding - Rock, Vegetation, Artificial Structure (KIGAM, Daejeon, Korea, 2007).
25. KIGAM, 50,000 geological maps: Korea geological map: geological map manual 33 (Miryang) (1988) [Internet], viewed 2023 Jun 14, available from: <https://data.kigam.re.kr/data/7097ee0f-e7ca-431a-9151-23fd54c09069?lang=en>
26. Blewett DT, Lucey PG, Ray Hawke B, Jolliff BL, Clementine images of the lunar sample-return stations: refinement of FeO and TiO₂ mapping techniques, *J. Geophys. Res. Planets* 102, 16319-16325 (1997). <https://doi.org/10.1029/97JE01505>

27. Nagaoka H, Takeda H, Karouji Y, Ohtake M, Yamaguchi A, et al., Implications for the origins of pure anorthosites found in the feldspathic lunar meteorites, Dhofar 489 group, *Earth Planet. Space* 66, 115 (2014). <https://doi.org/10.1186/1880-5981-66-115>
28. Pieters C, McCord TB, Characterization of lunar mare basalt types: I. a remote sensing study using reflection spectroscopy of surface soils, in 7th Lunar and Planetary Science Conference Proceedings, Houston, TX, 15-19 Mar 1976.
29. Besse S, Sunshine JM, Gaddis LR, Volcanic glass signatures in spectroscopic survey of newly proposed lunar pyroclastic deposits, *J. Geophys. Res. Planets* 119, 355-372 (2014). <https://doi.org/10.1002/2013JE004537>
30. Brown, Lunar Rock and Mineral Characterization Database, RELAB (2011) [Internet], viewed 2023 Jun 6, available from: <https://sites.brown.edu/rehab/lunar-rock-and-mineral-characterization-database/>
31. Grumpe A, Wöhler C, Berezhnoy AA, Shevchenko VV, Time-of-day-dependent behavior of surficial lunar hydroxyl/water: observations and modeling, *Icarus* 321, 486-507 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2018.11.025>
32. Lemelin M, Lucey PG, Miljković K, Gaddis LR, Hare T, et al., The compositions of the lunar crust and upper mantle: spectral analysis of the inner rings of lunar impact basins, *Planet. Space Sci.* 165, 230-243 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2018.10.003>
33. Nettles JW, Staid M, Besse S, Boardman J, Clark RN, et al., Optical maturity variation in lunar spectra as measured by Moon Mineralogy Mapper data, *J. Geophys. Res. Planets* 116, E00G17 (2011). <https://doi.org/10.1029/2010JE003748>
34. Öhman T, Kramer GY, Kring DA, Characterization of melt and ejecta deposits of Kepler crater from remote sensing data, *J. Geophys. Res. Planets* 119, 1238-1258 (2014). <https://doi.org/10.1002/2013JE004501>
35. Clark RN, Swayze GA, Eric Livo K, Kokaly RF, Sutley SJ, et al., Imaging spectroscopy: Earth and planetary remote sensing with the USGS Tetracorder and expert systems, *J. Geophys. Res. Planets* 108, 5131 (2003). <https://doi.org/10.1029/2002JE001847>

Author Information

이응석 mouse146@naver.com



2023년 충남대학교에서 우주지질학 박사학위를 받은 후, 충남대학교 박사후 연수자로 활동 중이며, 행성 지질과 다누리 KGRS팀에서 달 표면 지질 및 광물학적, 암석학적 탐사 연구를 수행 중이다.

홍익선 ishong@kigam.re.kr



충남대학교 우주·지질학과에서 2023년 박사학위를 취득한 후, 현재 한국지질자원연구원에서 박사후연구원 과정으로 달의 지질과 진화, 자원 탐사에 대한 연구를 수행하고 있다.

김경자 kjkim@kigam.re.kr



2001년 뉴질랜드 빅토리아 대학에서 지질학 박사학위를 받은 후, 미국 뉴 멕시코 대학 / 운석연구소와 애리조나 대학 / 달행성연구소에서 근무하였으며, 2007년부터 한국지질자원연구원 국토지질연구본부, 2010년부터 연합대학원대학교 물리탐사공학과 교수로 재직

중이다. 2023년부터 2025년까지 지질자원연구원 대표과학자로 선정되었고, 2023년 신설한 초대 우주자원개발센터장으로 선정되어 다누리 KGRS팀 PI역할과 행성 지질과 달 탐사 연구를 수행 중이다.

김수연 yeon78@kigam.re.kr



2020년 충남대학교 우주지질학 석사학위를 받은 후, UST 한국지질자원연구원 스쿨, 물리탐사공학과에서 박사과정을 밟고 있는 중이다. 다누리 KGRS팀에서 데이터 관리 및 모니터링을 맡고 있으며, 달 지질 및 탐사 연구를 수행 중이다.

기고문

우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발 개연성 고찰 및 우주기동전(Space Maneuver Warfare)의 이해

최성환[†]

대한민국 공군본부 우주센터

Study on the Feasibility of Space Weapon Development Utilizing Active Debris Removal Techniques and Understanding of Space Maneuver Warfare

Seonghwan Choi[†]

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



Received: March 12, 2023

Revised: March 30, 2023

Accepted: April 4, 2023

[†]Corresponding author :

Seonghwan Choi

Tel : +82-42-552-6370

E-mail : kf2020@hanmail.net

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

ORCID

Seonghwan Choi

<https://orcid.org/0000-0002-5674-4207>

요약

2021년 국제 우주감시학회(AMOS)에 발표된 논문에 따르면, 저궤도 우주공간의 우주물체 간 충돌가능성은 작동중인 위성이 아니라 발사체 상단, 폐위성 등 우주 쓰레기에 의한 충돌확률이 높고, 우주교통관제(space traffic management)를 통해 그 충돌 가능성을 줄일 것을 제안하고 있다. 이러한 배경에 최근 우주공간에 위성 등 우주물체의 급속한 증가로 우주 쓰레기(debris) 문제가 국제적인 주요 도전과제로 부각되고 있고, 이에 지난 2022년 9월 뉴욕에서 열린 유엔총회에 한국을 포함한 유엔 회원국들이 수직발사식 위성요격미사일(anti-satellite, ASAT) 실험을 실시하지 않도록 하는 결의안 채택을 통해 전세계 8개국(23년 6월 기준 13개국)이 ASAT 실험을 실시하지 않기로 했다. 또한, 우주 쓰레기를 줄이기 위한 방안이 민간 분야에서 활발히 연구되고 있는데, 이러한 우주 쓰레기 상용서비스는 필요시 군사적으로도 사용이 가능할 것으로 판단된다. 이에 우주 쓰레기 제거기술 현황, 우주위협 평가 및 궤도 상 랑데부 및 근접기동작전 사례에 대해 알아보고, 우주 강국의 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발 개연성에 대해 고찰하겠다. 그리고 미래 우주전장을 대비하기 위한 우주기동전(space maneuver warfare) 이해를 통해 새로운 우주추진체계의 개발 필요성에 대해 제안하고자 한다.

Abstract

According to the studies recently published through advanced maui optical and space surveillance technologies (AMOS) Conference 2021, LEO conjunction assessment revolves around not on operating satellites but space debris such as rocket bodies and non-operational satellites, hence suggesting a solution through space traffic management. Against this backdrop, the issue of active debris removal (ADR) has emerged to the surface as an international challenge throughout the globe. In step with this, the United Nations General Assembly approved a resolution calling on nations to halt tests of direct-ascent anti-satellites, to which U.S. and twelve other nations included Republic of Korea were original signatories. ADR techniques are also actively being researched in the civil sector, and these commercial services, if successfully developed, could possibly be utilized for military use as well. As such, this paper will help readers' understanding for the current status of ADR techniques, space threat assessments, on-orbit rendezvous and proximity operations by looking at previous cases, reflecting on space-faring nations' ADR

techniques and its development probability in relation to space weapons. As a conclusion, this study will propose the needs of developing space propulsion system by understanding Space Maneuver Warfare in preparation for the future space battlefield.

핵심어 : 우주 쓰레기, 우주무기, 우주기동전, 대위성무기, 우주 쓰레기(능동) 제거 기술, 우주 핵추진체계

Keywords : space debris, space weapons, anti-satellite (ASAT), active debris removal, space nuclear thermal propulsion (SNTTP)

1. 서론

1957년 구소련이 세계 최초의 위성인 스푸트니크 1호(Sputnik-1)를 발사한 이래로 2022년 11월 7일 기준으로 세계 각국은 총 14,450여 개의 위성을 우주공간으로 쏘아 올렸으며, 9,610여 개의 위성이 우주공간에 있고 이중 5,800여 개가 작동 중에 있다[1](Fig. 1). 또한 2030년 기준 대략 58,000여 개의 위성군 발사가 계획 중으로 2022년 12월 기준 미 SpaceX 사는 30,000여 개의 위성 추가발사를 미국 연방통신위원회에 요청해 이중 7,500기에 대한 허가를 받았다[2]. 이외에도 OneWeb, Amazon, Telesat와 중국의 SatNet 등은 전세계적으로 저궤도 광대역 위성군으로 90,000여 개에 달하는 위성을 우주공간에 투사할 것을 계획 중이다[3].

우주공간에는 위성 이외에도 중국, 러시아 등 정부 주도의 대위성공격(anti-satellite, ASAT) 실험에 의해 수많은 우주 쓰레기를 만들었으며, 우주발사체 상단부 로켓바디 등 수 만개의 우주 쓰레기는 여전히 우주공간에 남아 있다. 이처럼 우주 쓰레기는 ‘우주 궤도나 대기권에 재돌입하는 인간이 만든 물체’로 정의하고 있다. 영국 우주국에 따르면 현재 지구 밖에는 수명이 다한 위성과 발사체 잔해물, 우주인이 작업 중 잃어버린 최종 도구를 포함해 약 90만 개의 우주 쓰레기가 지구 주변을 맴돌고 있는데, 쓰레기의 범위를 1 mm 수준의 작은 물체까지 확대하면 그 수는 약 1억 3,000만 개가 될 것으로 과학계는 추정하고 있다. 이처럼 우주공간에



Fig. 1. Approximate number of active satellites, 2013–2022 [4].

는 폐위성 이외에 위성발사시 우주공간에 남겨진 로켓 추진체, 페어링 등 10 cm 이상 크기 3만 개가 활동 중으로 현재 운용 중인 위성에 매우 위협적인 존재이다[5](Fig. 2). 즉 고속의 우주 쓰레기는 우주공간 상 우주물체 간 충돌 가능성을 증가시키고 있는데, 우주공간 우주 쓰레기의 대부분은 2007년 중국의 대위성무기 시험 및 2009년 미국과 러시아 위성의 충돌로 발생하였으며, 1 cm급의 소형 우주 쓰레기도 위성에는 치명적인 손상을 줄 수 있다(Fig. 3). 이러한 우주 쓰레기는 현재 미 우주군이 운영 중인 우주감시네트워크(space surveillance network)에 의해 10 cm 이상 크기의 우주물체(27,000여 개)에 대해서만 추적되고 있다.

2021년 국제 우주감시학회[Advanced Maui Optical and Space(AMOS) surveillance Technologies]에 발표된 논문에 따르면, 저궤도 우주공간의 우주물체 간 충돌 가능성은 작동 중인 위성이 아니라 로켓바디, 폐위성 등 우주 쓰레기에 의한 충돌확률이 높고, 우주교통관제(space traffic management)를 통해 그 충돌 가능성을 줄일 것을 제안하고 있다[7]. 이러한 논문발표와 함께 최근 우주공간에 위성 등 우주물체의 급속한 증가로 우주 쓰레기(debris) 문제가 국제적인 주요 도전과제로 부각되고 있고, 향후 저궤도 공간에서 유인 우주관광, 달 수송 등과 같은 인간의 우주활동과 연계해 우주 쓰레기가 향후 장애 요소가 될 우려가 예상된다. 이에 지난 2022년 9월 뉴욕에서 열린 유엔총회에 유엔 회원국들이 수직발사식 위성요격

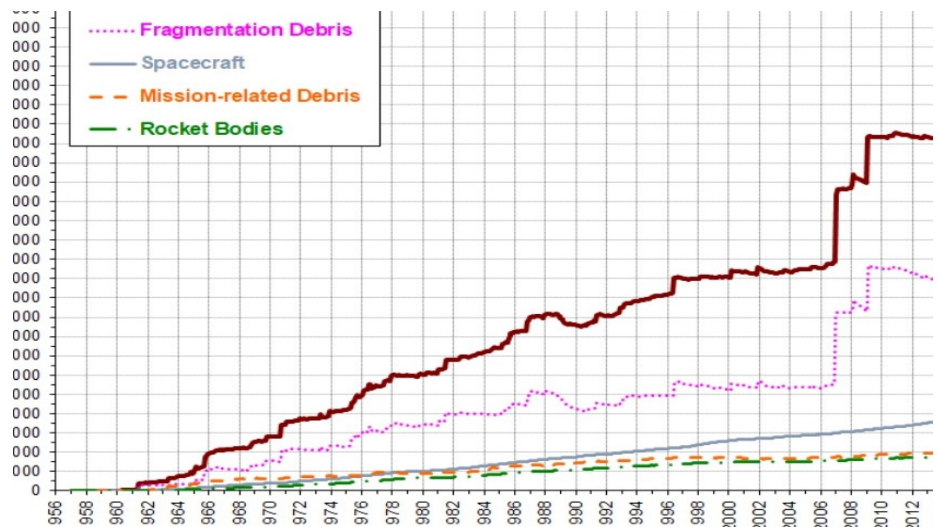


Fig. 2. Monthly number of objects in earth orbit by object type [6].

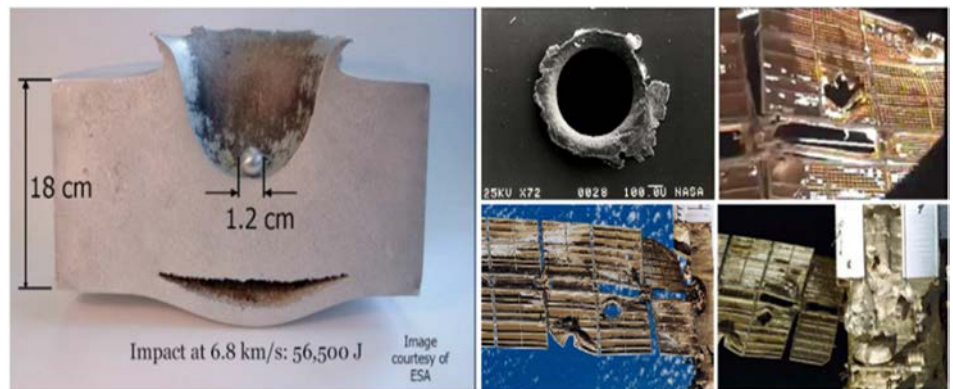


Fig. 3. Damages of satellites caused by debris (ESA). ESA, European Space Agency.

미사일(ASAT) 실험을 실시하지 않도록 하는 결의안을 채택해 전세계 8개국(23년 6월 기준 13개국)이 ASAT 실험을 실시하지 않기로 했다. 미국은 2022년 4월 수직발사식 ASAT의 파괴적인 시험을 자체 중단하기로 했는데, 캐나다(5월), 뉴질랜드(7월), 독일과 일본(9월), 한국과 영국, 스위스, 호주(10월), 그리고 12월에는 프랑스 등이 선언했다[8]. 또한, 네덜란드는 2023년 2월 스위스 제네바에서 열린 군축관련 UN 회의에서 인공위성 요격 미사일 시험을 중단한다고 최근 선언했다[9]. 이외에도 우주 쓰레기를 줄이기 위한 방안으로 유럽우주국(European Space Agency, ESA)은 '클리어스페이스-1(ClearSpace-1)'으로 명명한 프로젝트로 2025년에 우주 쓰레기 수거로봇을 로켓으로 쏘아 올린 뒤 목표한 잔해물을 추적해 수거하고, 잔해와 함께 지구를 향해 재돌입하는 것을 목표로 상용서비스를 준비하고 있다. 이러한 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 상용서비스는 필요시 군사적으로도 사용이 가능할 것으로 판단된다. 이에 우주 쓰레기 제거기술 현황, 우주위협 평가 및 궤도 상 랑데부 및 근접기동작전 사례에 대해 알아보고, 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발 개연성에 대해 고찰하겠다. 그리고 미래 우주전장을 대비하기 위한 우주기동전(space maneuver warfare) 이해를 통해 새로운 우주추진체계의 개발 필요성에 대해 제안하고자 한다.

2. 우주 쓰레기 제거기술 기술적 분류

우주 쓰레기를 처리하는 방법은 단 두 가지 뿐이다. 하나는 지구 대기권으로 재돌입시켜 완전히 연소시키는 것이고, 다른 하나는 다른 인공위성들이 전혀 사용하지 않는 궤도, 즉 운용 중인 인공위성에게 방해가 되지 않는 궤도로 옮기는 것이다. 위의 두 방법을 직접 실행하기 위한 방식에도 크게 두 가지 선택지가 있다. 첫째는 IADC Space Debris Mitigation Guidelines에 명시된 저궤도에서 위성과 로켓상단이 임무 종료 후 25년 내에 지구 대기권에서 스스로 폐기를 실행하는 임무 후 처리(post-mission disposal) 방식이다[10]. 둘째는 우주 공간으로 청소용 인공위성을 보내 우주 쓰레기를 직접 제거하는 능동적 제거(active debris removal, ADR) 방식이다[11]. 이중 우주 쓰레기를 직접 제거하는 능동적 제거(ADR) 기술 현황에 대해 알아보겠다. 능동적 제거(ADR) 기술은 크게 4가지 방법으로 항력증가 시스템(drag augmentation systems), 비접촉 방식(contactless methods), 테더(끈) 기반 방식(tether-based methods), 접촉 제거방식(contact removal methods)으로 분류한다.

2.1 항력증가 시스템(Drag Augmentation Systems)

항력증가 시스템은 우주 쓰레기의 면적을 크게 하여 대기 항력을 증가시켜 고도를 낮추고 지구 대기권으로 재돌입시켜 완전히 연소시키는 방식이다. 이 방식은 우주 쓰레기의 크기에 상관없이 제거 시도가 가능하고 도킹이나 대기권 진입을 위한 우주 쓰레기의 재진입(re-entry) 궤도 조정이 필요치 않다. 항력증가 시스템에는 폼(foam), 팽창식(inflated), 섬유기반(fiber-based), 태양/항력 돛(solar/drag sail) 방식이 있다. 폼(foam) 방식은 우주 쓰레기 제거 위성이 목표 위성에 접근(랑데부)하여 폼을 위성 표면에 분사하여 구 모양으로 단위면적을 크게 만들어 항력을 증가시켜 고도를 낮추게 하는 방식이다. 팽창식(inflated) 방식은 우주 쓰레기에 풍선과 같은 큰 물체를 부착하여 항력을 증가시키는 방식으로 우주 쓰레기 제거 위성

이 목표 우주 쓰레기에 접근(랑데부 및 도킹)하여 풍선과 같은 항력을 키우는 물체를 부착하는 방식이다. 섬유기반(fiber-based) 방식은 폼(foam) 방식과 유사하며 폼 대신 섬유물질을 탑재한 우주 쓰레기 제거 위성이 목표 우주 쓰레기에 접근(랑데부)하여 섬유물질을 분사하여 구 모양으로 단위면적을 크게 만들어 항력을 증가시켜 고도를 낮추고 지구 대기권으로 재돌입시켜 완전히 연소시키는 방식이다. 태양 돛(solar sail) 방식은 알루미늄 폴리아미드(aluminium-polyamide) 막의 돛 모양을 목표 해당 위성에서 자체 탑재하고 위성폐기 기동시 펼쳐 항력을 키우는 방식이다.

2.2 비접촉 방식(Contactless Methods)

비접촉 방식은 우주 쓰레기 제거 위성이 목표 우주 쓰레기에 접촉없이 우주 쓰레기를 제거하는 방식으로 위성 간 충돌위험이 없기에 추가적인 우주 쓰레기가 발생하지 않으나, 접촉방식에 비해 상대적으로 우주 쓰레기 제거에 소요되는 시간이 길다. 비접촉 방식에는 인공 대기 영향(artificial atmospheric influence), 레이저 기반(laser-based), 이온 빔(ion beam shepherd), 정전기 트랙터(electrostatic tractor) 방식이 있다. 인공 대기영향(artificial atmospheric influence)은 목표 위성 고도의 궤도에 인공 가솔린(gasoline)을 방사하여 항력을 증가시켜 목표 쓰레기의 궤도 속도를 늦추어 대기로 추락시키는 원리이다. 이 방식은 다수의 우주 쓰레기가 모여 있을 경우 제거에 용이하다. 레이저 기반(laser-based) 방식은 크기가 1-10 cm인 우주 쓰레기에 대해 레이저를 조사하여 목표 우주 쓰레기의 궤도 속도를 늦추어 대기에서 소멸시키는 방식으로 지상 기반과 우주 기반 방식이 있다. 이온 빔(ion beam shepherd)은 목표 위성에 근접(10-20 m)하여 이온 빔을 조사하여 목표 우주 쓰레기의 궤도 속도를 늦추어 대기에서 소멸시키는 방식이다. 정전기 트랙터(electrostatic tractor) 방식은 정지궤도 상의 폐위성이나 로켓 등의 우주 쓰레기 제거에 유용하며, 쿨롱의 법칙(Coulomb's law: 두 전하 사이의 힘은 전하의 크기의 곱에 비례하고 거리의 제곱에 반비례 한다.)을 적용해 양전자의 견인(tug)기가 전자 빔을 목표 우주 쓰레기에 방사하여 양전하로 바뀌게 하고, 견인기와 우주 쓰레기의 전하를 같게 만들어 서로 밀어내게 하여, 우주 쓰레기를 무덤 궤도(graveyard orbit)로 보내는 방식으로 2-4개월이 소요된다.

2.3 테더(끈) 기반 방식(Tether-Based Methods)

테더(끈) 기반 방식은 우주 쓰레기 제거 위성이 다양한 테더(끈) 형태의 방법으로 목표 우주 쓰레기를 끌어서 제거하는 방식으로 전도성 끈(electrodynamic tether), 그물 포획(net capturing), 작살(harpoon) 방식이 있다. 전도성 끈(electro-dynamic tether, EDT) 방식은 우주 쓰레기에 전도성 끈을 달아 로렌츠 힘(Lorentz force)에 의해 발생한 항력을 발생하게 하여 우주 쓰레기 궤도 속도를 늦추어 궤도를 이탈(de-orbit)시키는 방식이다. 로렌츠 힘(Lorentz force)은 자기장에 의해 전류가 흐르는 도선 또는 전하를 가지고 운동하는 입자에 작용하는 힘으로 움직이는 속도 방향과 자기장의 방향에 모두 수직인 방향으로 힘을 받는다. 그물포획 방식은 간단하고 융통성이 있으며, 저궤도 및 정지궤도에서 우주 쓰레기를 제거하기에 가성비가 좋다. 또한, 우주 쓰레기의 부피나 관성 등 물리적 변수를 적게 고려하여 상대

적으로 쉽게 우주 쓰레기 제거가 가능하다. 작살 방식은 우주 쓰레기 제거 위성을 작살로 목표 우주 쓰레기를 맞추어 제거하는 방식으로 작살을 이용해 우주 쓰레기를 수거하고 대기권에서 태우는 방식이다.

2.4 접촉 제거방식(Contact Removal Methods)

접촉 제거방식은 우주 쓰레기 제거 위성이 목표 우주 쓰레기에 접촉해 우주 쓰레기를 제거하는 방식으로 새총(slingshot), 접착제(adhesive), 촉수포획(tentacle capturing), 단일 로봇팔(single robotic arm), 다중 로봇팔(multiple robotic arms) 방식이 있다. 새총방식은 한번 발사에 여러 개의 우주 쓰레기를 제거할 수 있는 방식으로 우주 쓰레기 제거 위성은 우주 쓰레기를 포획하여 지상으로 날려(spin-up & ejection)보낸다. 그리고 다음 우주 쓰레기를 포획한다. 접착제 방식은 우주 쓰레기 제거 위성이 추진체가 있는 쓰레기 제거 키트(kit) 여러 개를 탑재해 여러 개의 우주 쓰레기에 각각 접착제 방식의 쓰레기 제거 키트를 발사하여 목표 우주 쓰레기에 부착시켜 대기권으로 유도하여 소멸시키는 방식이다. 촉수(집게 팔) 포획은 우주 쓰레기를 촉수와 같이 생긴 로봇팔이 우주 쓰레기를 잡고 대기권으로 유도하여 소멸시키는 방식이다. 단일 로봇팔 포획과 다중 로봇팔 포획은 좀 더 정밀하게 우주 쓰레기를 포획하여 대기권으로 유도하여 소멸시키는 방식으로 미세 중력 및 우주 방사선 환경에서 동작이 가능하게 기술 개발이 필요하다[12](Fig. 4).

우주 쓰레기 제거 방법		형상	궤도	크기(m)
항력증가 시스템(drag augmentation systems)	① 폼(Foam)		LEO	>0.1
	② 팽창식(Inflated)		LEO	>0.1
	③ 섬유기반(Fiber-based)		LEO	>0.1
	④ 태양 돛(Solar sail)		LEO/GEO	>0.1
비접촉 방식(contactless methods)	⑤ 인공 대기영향 (artificial atmospheric influence)		LEO	>0.1
	레이저 기반 (laser-based)	⑥ 지상	LEO/GEO	<0.02
		⑦ 우주	LEO/GEO	<0.02
	⑧ 이온 빔 (ion beam shepherd)		LEO/GEO	>0.1
⑨ 정전기 트래커 (electrostatic tractor)		GEO	<0.01	
테드(끈) 기반 방식 (tether-based methods)	⑩ 전도성 끈 (Electrodynamic tether)		LEO	>0.01
	⑩ 그물 포획(Net capturing)		LEO/GEO	0.1-1
	⑪ 작살(harpoon)		LEO/GEO	0.1-1
	⑫ 새총(slingshot)		LEO	>0.1
접촉 제거방식 (contact removal methods)	⑬ 접착제(adhesive)		LEO	>0.1
	⑭ 촉수포획 (tentacle capturing)		LEO/GEO	0.1-1
	⑮ 단일 로봇팔 (single robotic arm)		LEO/GEO	0.1-1
	⑯ 다중 로봇팔 (multiple robotic arms)		LEO/GEO	0.1-1

Fig. 4. Comparisons of different ADR methods. ADR, active debris removal.

3. 우주위협 평가 및 궤도 상 근접기동작전 사례

3.1 우주위협 평가

우주위협 평가로 2018년 8월 미국 부통령(Mike Pence)은 미국의 우주자산에 대해 중국, 러시아의 위협이 증가되고 있다고 평가했고, 2023년 3월 미 우주군총장(Chance Saltzman)은 중국이 우주분야에서 가장 큰 위협이라고 강조하며 중국이 우주기술을 무기화 하는 노력을 지속적으로 하고 있다고 밝혔다[13]. 러시아의 경우 미국의 위성을 무력화할 수 있는 공중 레이저와 대위성 미사일을 개발 중이며, 중국과 러시아의 위성이 미국 위성에 근접 접근하는 등 전례 없이 우주위협이 되고 있다고 분석했다[14](Fig. 5).

2022년 미국 국제전략연구소(Center for Strategic & International Studies, CSIS)에서 발간한 ‘우주위협평가(space threat assessment) 2022’에 의하면 중국은 2021년에 가장 많은 위성을 궤도상에 올린 나라이고, 중국의 대우주능력(counterspace capabilities)은 위성 간 동일궤도에서 랑데부(co-orbital rendezvous) 능력과 저궤도 포함 정지궤도 위성에 대한 물리적 파괴 및 비물리적 공격(지향성 에너지, 전자전 등) 능력을 보유할 것으로 분석하고 있으며, 러시아의 경우 직접 타격 대위성공격(ASAT) 실험과 우크라이나에 대한 GPS 재밍, 위성 간 근접기동작전작전(rendezvous and proximity operations, RPO) 등과 같은 대우주능력을 지속적으로 발전시키고 있다[15].

3.2 궤도 상 근접기동작전 사례

궤도 상 근접기동작전 대표적인 사례로 2020년 1월에 러시아 군사위성이 미국 정찰위성에 대해 160 km까지 추적(RPO)한 사례와 중국 위성(TJS-3)이 2022년 10월 미국 정찰위성(USA 233)에 대해 6.2 km까지 접근하였다(Fig. 6; Table 1).

중국은 지난 12년간 저궤도 위성 궤도에서 위성간 근접기동작전(RPO) 등과 같은 다양한 우주기술을 시험해 왔다. 중국의 저궤도 위성인 SJ-12는 2010년 중국의 노후화된 위성인 SJ-06F 주변을 비행하는 근접기동을 몇 차례 수행했는데, 이 기동은 저속으로 규칙적이었으며, 2010년 여름 몇 주에 걸쳐 의도적으로 이루어졌다. 당시 SJ-12는 SJ-06F와 물리적으로 접촉하기도 했지만, 파편을 만들거나 양측 위성에 중대한 손상을 입힌 것으로 보이지는 않았다. 이 물리적인 접촉은 2011년 있었던 선저우 우주캡슐과 톈궁-1 우주정거장의 도킹을 위한 사전 실험으로도 추정되지만, SJ-12의 기동은 강력한 우주무기로도 사용될 수 있는 수준이었다.

러시아				중국					
	RPO	시험 중	운영 중	분쟁 시 사용		RPO	시험 중	운영 중	분쟁 시 사용
저궤도 위성 대위성무기(LEO Direct Ascent)	상당량	상당량	불확실	없음	저궤도 위성 대위성무기(LEO Direct Ascent)	상당량	상당량	상당량	없음
중궤도/정지궤도 대위성무기(MEO/GEO Direct Ascent)	다소	정보없음	정보없음	없음	중궤도/정지궤도 대위성무기(MEO/GEO Direct Ascent)	다소	다소	정보없음	없음
저궤도 위성 궤도상 위협(LEO Co-Orbital)	상당량	상당량	정보없음	없음	저궤도 위성 궤도상 위협(LEO Co-Orbital)	다소	불확실	정보없음	없음
중궤도/정지궤도 궤도상 위협(MEO/GEO Co-Orbital)	다소	정보없음	정보없음	없음	중궤도/정지궤도 궤도상 위협(MEO/GEO Co-Orbital)	다소	정보없음	정보없음	없음
지향성 에너지(Direct Energy)	상당량	다소	불확실	없음	지향성 에너지(Direct Energy)	상당량	다소	정보없음	없음
전자전(Electronic Warfare)	상당량	상당량	상당량	상당량	전자전(Electronic Warfare)	상당량	상당량	상당량	불확실
우주영역인식(Space Domain Awareness)	상당량	상당량	상당량	불확실	우주영역인식(Space Domain Awareness)	상당량	상당량	상당량	불확실

Fig. 5. Space threat assessment of Russia & China.

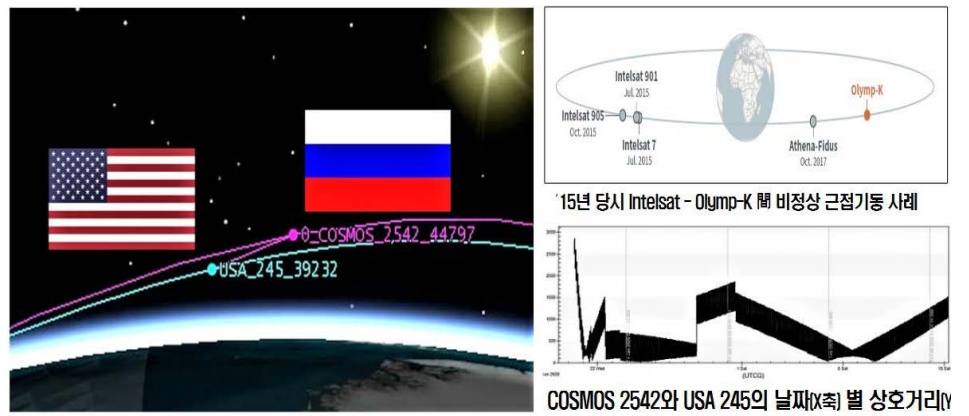


Fig. 6. RPO activities of Russia's olymp satellite against USA satellite. RPO, Rendezvous and Proximity Operations.

Table 1. Recent Russian rendezvous and proximity operations

Date(s)	System(s)	Orbital parameters	비 고
Jun. 2014– Mar. 2016	Cosmos 2499, Briz-KM R/B	1,501 × 1,480 km; 82.4°	위성 간 기동
Apr. 2015– Apr. 2017	Cosmos 2504, Briz-KM R/B	1,507 × 1,172 km; 82.5°	위성 간 랑데부
Mar.– Apr. 2017	Cosmos 2504, FY-1C Debris	1,507 × 848 km; 82.6°	위성-우주 쓰레기 간 접근
Oct. 2014– Feb. 2020	Luch, multiple	35,600 km; 0°	정지궤도에서 타 위성 접근
Aug.– Oct. 2017	Cosmos 2521, Cosmos 2519, Cosmos 2523	670 × 650 km 97.9°	위성 도킹 및 RPO
Mar.– Apr. 2018	Cosmos 2521, Cosmos 2519		위성 간 접근
Aug.– Dec. 2019	Cosmos 2535, Cosmos 2536	623 × 621 km; 97.88°	위성 간 접근 및 RPO
Dec. 2019– Mar. 2020	Cosmos 2542/2543, USA 245	859 × 590 km; 97.9°	위성 간 RPO
Jun.– Oct. 2020	Cosmos 2543, Cosmos 2535		위성 간 접근 및 RPO

RPO, Rendezvous and Proximity Operations.

중국 위성의 타국 정지궤도 위성 랑데부 및 근접기동작전과 저궤도 위성 궤도상 랑데부 사례로 중국의 정지궤도 인공위성인 SJ-17은 2017년과 2018년 인도네시아의 통신위성인 텔콤 35와 가까운 위치에서 랑데부 및 근접기동작전(RPO)을 실시했다(Fig. 7).

2015년 출판된 중국의 연구논문에 따르면, 과학자들은 '정지궤도에서 작은 위성이 큰 위성에 접근해 고화질 사진을 찍고, 빠르게 후퇴해 탐지 가능성을 최소화할 수 있었다.'고 발표했다[16,17](Table 2).



Fig. 7. RPO activities of China satellite against Indonesia satellite. RPO, Rendezvous and Proximity Operations.

Table 2. Recent Chinese rendezvous and proximity operations

Date(s)	System(s)	Orbital parameters	비 고
Jun.– Aug. 2010	SJ-O6F, SJ-12	570–600 km; 97.6°	위성 간 랑데부
Jul. 2013– May 2016	SY-7, CX-3, SJ-15	Approx. 670 km; 98°	SY-7: 로봇팔 / CX-3: 우주감시(광학), SJ-15: 궤도 천이
Nov. 2016– Feb. 2018	SJ-17, YZ-2 upper stage	35,600 km; 0°	SJ-17: Chinasat 5A 랑데부 YZ-2: 정지궤도 → graveyard orbit
Jan.– Apr. 2019	TJS-3, TJS-3 AKM	35,600 km; 0°	위성 간 RPO
Dec. 2021– Jan. 2022	SJ-21, Compass G2, TJS-3	35,876 km; 8°	위성 도킹 및 궤도천이 / TJS-3 위성 간 RPO(미우주군 USA 233 6.2 km 접근)

RPO, Rendezvous and Proximity Operations.

4. 우주 강국의 우주 쓰레기 제거기술 개발 현황

최근 우주 쓰레기가 국제정치 무대의 주요 화두로 떠올랐다. 2021년 6월 영국 콘월에서 열린 주요 7개국(G7) 정상회의에서 이 문제가 주요 안건으로 논의됐기 때문이다. 이번 회의에 참석한 각국 정상들은 공동선언문을 통해 우주 쓰레기 문제 해결을 위해서 “모든 나라들이 함께 움직여야 한다”고 말했고, “지속적인 우주 사용을 위협하는 문제들의 근본적인 해결을 위해 새 국제규범이 필요하다.”고 주장했다[18].

4.1 미국

우주 강국의 우주 쓰레기 제거기술 개발 현황으로 미국은 우주비행체의 수명연장 서비스를 위해 우주비행체(위성 포함)가 중력의 힘으로 궤도가 점점 낮아지는 것을 막고 기존 궤도유지를 위해 연료를 재보급 하거나, 냉각제와 같은 소모품을 재보충하고 고장난 우주부품 교체 등 우주비행체의 수명을 연장하기 위한 궤도상서비스(on-orbit servicing, OOS) 기술을 통해 우주 쓰레기 제거 기술을 개발 중이다. 즉, 궤도상서비스(OOS)은 우주공간에서 우주물체(위성, 우주발사체 상단로켓, 우주정거장 등)를 대상으로 상태 점검(inspection), 자세 유지, 궤도 견인·이동(tug, relocation) 또는 유지(maintenance), 우주 재급유(refueling), 수리(repair), 우주 쓰레기 제거(debris mitigation), 부품 교체(replacement) 및 업그레이드 서비스를 제공하는 것을 포함한다. 궤도상서비스에 필요한 기술은 목표 위성과 동일한 궤도면에 재 진입하여 수천 km-수백 km에서부터 접근하는 란데부(rendezvous) 기술과 수백 미터-수 미터 내 근접거리를 일정 시간 유지하는 근접기동작전(proximity operation) 기술, 최종적으로 목표물체 몸체(일부 영역)에 닿는 도킹(docking) 기술 등이 있다. 궤도상서비스의 대표적인 개발 사례로 미국 노스롭그루만(northrop grumman)의 자회사 SpaceLogistics는 2020년 2월 세계 최초로 MEV(Mission Extension Vehicle)-1호를 정지궤도상의 Intelsat IS-901에 성공적으로 도킹하여 위성의 수명을 5년간 연장시키는 임무를 수행 중이고, MEV-2는 2020년 8월 발사되어 21년 4월 Intelsat IS-1002와 도킹하여 임무를 수행 중이다. 두 임무의 차이는 MEV-1은 연료가 거의 소진되어 우주무덤으로 폐기된 정지위성에 대해 도킹한 후 정지궤도로 다시 이동시킨 후 자체 추력과 자세제어 제어를 통해 서비스를 재가동시킨 것이며, MEV-2는 운영 중인 정지궤도 상의 위성에 도킹한 점이다. 이들 위성이 제공하는 수명연장 서비스는 연료를 직접 재급유 하거나 부품을 수리하는 것뿐만 아니라, 대상 위성에 도킹하여 자체 추력으로 궤도와 자세를 유지시킴으로써 서비스를 지속할 수 있도록 하는 것으로 2024년에는 Mission Robotic Vehicle를 발사해 MEV-2의 기능에 추가하여 우주 쓰레기를 제거하는 기능도 구현할 예정이다[19,20]. 이러한 수명 연장용 궤도상서비스는 우주 쓰레기 능동적 제거(ADR) 방식 중 접촉 제거(contact removal methods) 방식으로 단일 로봇팔 또는 다중 로봇팔 포획으로 정밀하게 우주 쓰레기를 포획하여 대기권으로 유도하여 소멸시킬 수 있다(Fig. 8).

4.2 중국

중국은 우주 쓰레기 제거를 위한 기술 개발에 4가지 방식으로 연구 중이다. 첫째로 접촉 우주 쓰레기 제거(contact removal methods) 방식인 단일 로봇팔 방식으로 미국 CSIS의 ‘우주

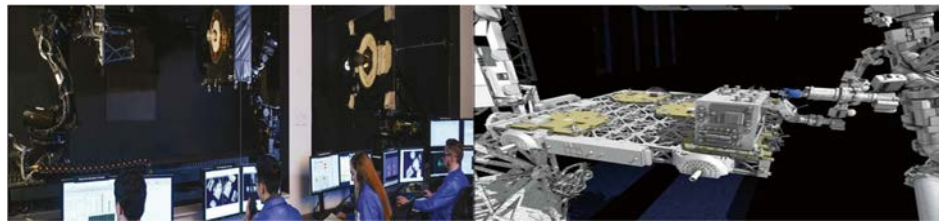


Fig. 8. Mission Extension Vehicle (MEV-1) Lab Test and Robotic Arm.

위협평가(space threat assessment) 2021'에 의하면, 2013년 중국은 세 개의 새로운 위성이 '우주 정비기술에 대한 과학적 실험을 진행하고 있다.'고 밝혔다. 그러나 미국 정부는 하나의 위성이 로봇팔을 가지고 있다고 밝혔으며, 이는 다른 위성을 붙잡을 수 있는 능력을 가지고 있는 것으로 분석했다. 3년 뒤인 2016년, 중국은 아오룽-1을 발사했는데, 아오룽-1은 로봇팔과 소형 위성을 탑재하고 있으며, 이 소형 위성을 임무 과정에서 배치하거나 다시 복귀시킬 수 있었다. 공식적인 발표에 따르면, 아오룽-1은 우주 쓰레기를 모으고 제거하는 기술을 시험하기 위해 만들어졌다고 한다[21]. 둘째로 테더(끈) 기반(tether-based methods) 방식의 그물 포획으로 중국 선양 과학기술대학에서 연구 중이며, ESA가 2002년 제안한 쓰레기 제거 기술 연구 개념과도 유사하게 그물을 활용해 우주 쓰레기를 수거해 대기권에서 태우는 방식이다 [22](Fig. 9). 이러한 우주 쓰레기를 저궤도에서 그물로 향력을 주어 제거하는 방법은 우주 쓰레기의 크기가 로켓바디처럼 큰 경우에는 적용하기 어렵다. 현재 8,000 kg 무게와 태양열판 정도의 크기(36 m)에 대해 그물을 활용한 우주 쓰레기 제거 방식이 연구 중이다.

세 번째, 중국 레이저 추진 기술대학에서 연구 중인 비접촉(contactless methods) 우주 쓰레기 제거방식인 우주 레이저 기반(laser-based) 방식은 레이저를 장착한 우주 쓰레기 제거 위성에서 우주 쓰레기에 레이저를 조사하여 우주 쓰레기의 궤도 속도를 늦추어 점차 고도를 낮추고, 최종적으로 대기권으로 추락을 유도해 대기권에서 소멸시키는 방식으로 국제 우주정거장(international space station, ISS)이나 ORION 우주비행체에 1 cm 정도의 우주 쓰레기(debris)와 충돌을 방지하기 위해 현재 적용되고 있는 방식이다[21,23](Fig. 10).

네 번째 방식은 항력증가 시스템(drag augmentation systems)으로 2022년 7월 중국 상하이 우주비행기술연구원은 로켓 잔해를 제거하는 태양/항력 돛(solar/drag sail)을 선보였다. 우주 쓰레기가 된 우주 발사체 상단로켓이나 위성 잔해에 태양/항력 돛을 붙여 우주 쓰레기

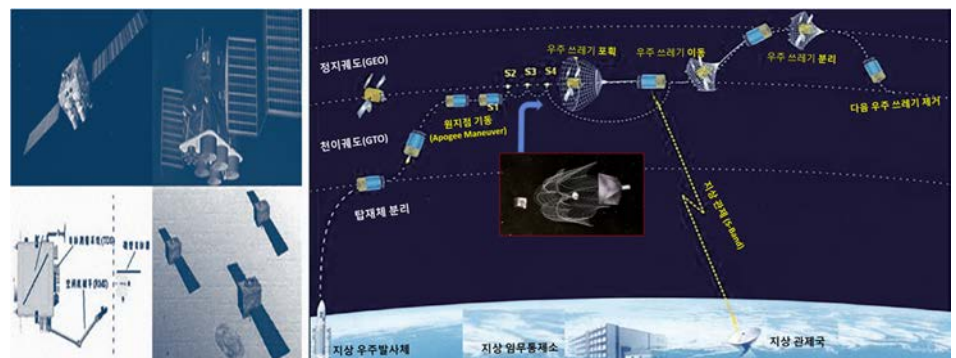


Fig. 9. ROBOTIC ARM DEMONSTRATOR SY-7 & ESA ADR Project CONOPS using Space Net. ESA, European Space Agency; ADR, active debris removal.

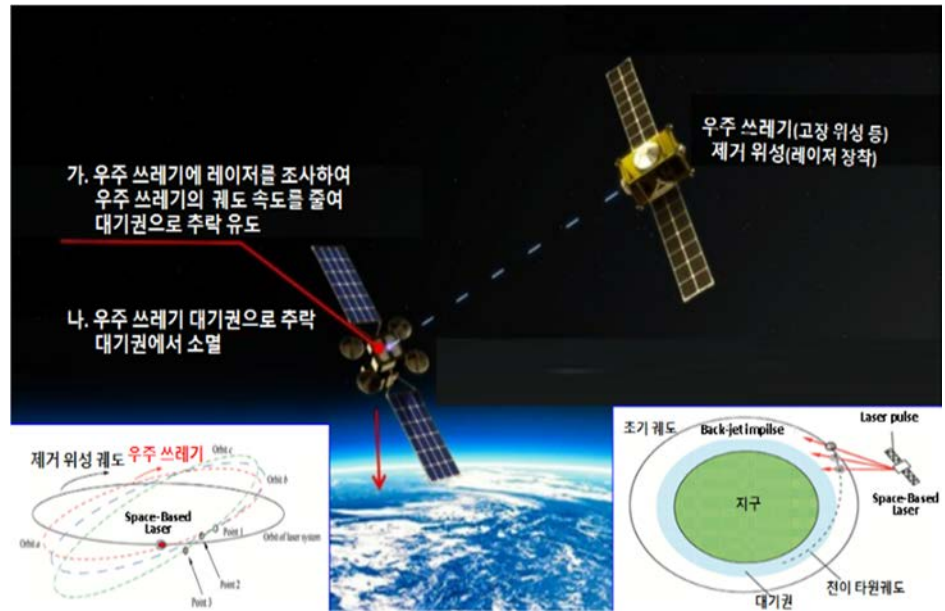


Fig. 10. Illustration of China ADR Project CONOPS using Space Laser. ADR, active debris

의 면적을 크게 하여 대기 항력을 증가시키고 궤도 속도를 늦추어 지구 대기권으로 재진입시켜 완전히 연소시키는 방식이다.

4.3 일본

일본은 현재 전 세계적으로 우주 쓰레기 제거 산업에 가장 앞선 나라로 우주 쓰레기 제거를 위한 기술 개발에 3가지 방식에 대해 연구 중이다. 첫째는 접촉 제거방식으로 우주 쓰레기 제거 위성이 목표 우주 쓰레기에 접촉해 우주 쓰레기를 제거하는 방식이다. 일본의 우주항공연구개발기구(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)는 도쿄에 본사를 둔 아스토로스케일(Astroscale)사와 협력해 2021년 3월 우주 잔해 수거 위성 ELSA-d(180 kg)를 러시아의 소유즈 로켓에 탑재해 지구 저궤도(550 km)에 올려 보냈으며, 2024년 서비스 상용화를 목표로 하고 있다. 이 실험이 성공하면 민간 기업 가운데 우주 쓰레기 제거에 성공한 첫 사례가 된다. ELSA-d(End-of-Life Service by Astroscale)는 일종의 모션인 서비스 위성과 강한 자성을 가진 클라이언트 위성을 발사해 금속 성분의 우주 쓰레기를 수거해 대기권에서 태우는 우주 쓰레기 청소위성이다[24](Fig. 11).

이번 실험은 실제 궤도에 있는 우주 쓰레기를 목표로 하는 것은 아니고, 영국 서리대학교에서 설립한 위성전문업체 Surrey Satellite Technology의 위성(20 kg)을 목표로 하는 추적 실험이다. 실제 궤도에 있는 우주 쓰레기를 청소하기 위해서는 먼저 그 우주 쓰레기의 소유국과 협의가 되어야 하고, 그 우주 쓰레기가 정확히 어디에 있는지도 예측하여 그 궤도로 접근해야 한다. 목표로 하는 궤도에 정확히 도착해 목표 위성에 랑데부와 근접 기동작전을 할 수 있어야만 제거를 위한 여러 기술을 쓸 수 있다. ELSA-d는 목표 위성과 함께 발사되어 궤도에서 분리과정을 거친 다음에 다시 쫓아가 잡아서 대기권으로 재돌입시키는 기동 기술을 시도한다[11]. 우주 쓰레기 제거 위성이 우주 쓰레기에 효율적으로 접근하는 방법에 대한 연구사례로 100 km 근방에서 우주 쓰레기에 대해 탑재된 광학 카메라를 활용해 각도만으로 접근하고,

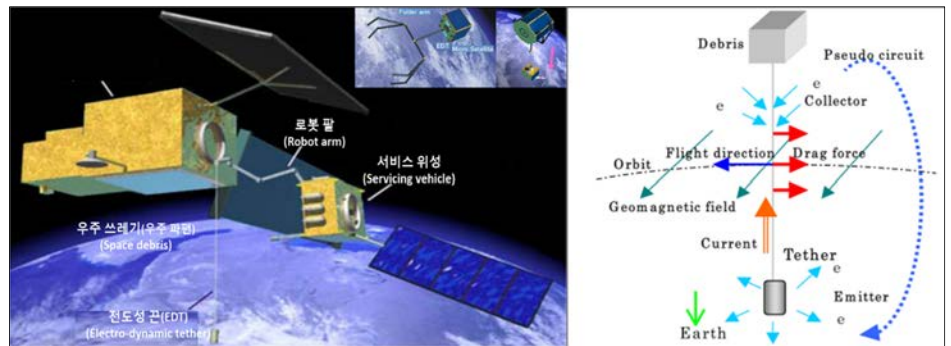


Fig. 13. Illustration of active debris removal (ADR) project using EDT & Lorentz force. EDT, electro-dynamic tether.

4.4 유럽우주국(European Space Agency, ESA)

유럽우주국(ESA)은 우주 쓰레기 제거를 위한 기술 개발에 3가지 방식에 대해 연구 중이다. 첫째 접촉 제거방식 중 촉수포획(tentacle capturing, 집게 팔)으로 2020년부터 우주 쓰레기 제거 프로젝트(클리어스페이스-1)를 개발시험 중이다(Fig. 14).

유럽우주국(ESA)의 '클리어스페이스(-1)'은 저궤도 우주 쓰레기 제거를 위한 기술 개발 검증 계획으로 2025년경 로봇팔 4개가 달린 청소 위성을 우주로 올려보내 베스파를 직접 붙잡아 제거할 계획이다. 베스파(Vespa)라고 불리는 물체는 인공위성을 쏘아 올리는 로켓에서 위성파 로켓을 연결하는 부품으로 지난 2013년에 대기권으로 떨어지지 않고 계속 우주 궤도에 남아 있다. '베스파'는 무게 112 kg의 베가 로켓 상단의 위성 어댑터로 현재 근지점 고도 679 km, 원지점 고도 790 km 부근에 있지만, 2025년에는 이보다 궤도가 낮아질 것이라 예상된다. 주목할 만한 점은 '클리어스페이스-1'은 실제로 우주에 떠다니는 우주 쓰레기를 대상으로 직접 추적해서 수거한다는 것이다.[11](Fig. 15).

둘째로 테더(끈) 기반(tether-based methods) 방식의 그물포획 및 작살방식으로 유럽우주국(ESA)이 제안한 또 다른 우주 쓰레기 제거 프로젝트 개념은 그물을 펼쳐 지구 궤도를 도는



Fig. 14. Illustration of ClearSpace-1 Detail Shape.

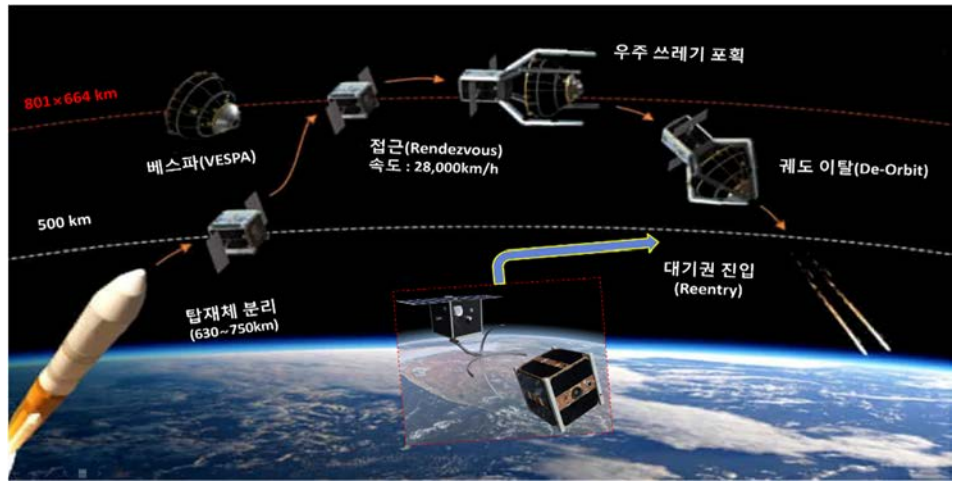


Fig. 15. Illustration of ClearSpace-1 Project CONOPS.

우주 쓰레기를 수거하는 방법이다. 이러한 기술을 검증하기 위해 영국의 에어버스는 리무브 데브리스(RemoveDebris)를 2018년 10월 발사했다. 리무브데브리스는 그물로 포획하는 실험과 카메라와 라이더(light detection and ranging)를 이용해 파편을 추적 관찰하는 실험 그리고 작살(초속 20 m 속력)을 던져 파편에 명중시키는 실험(2D 카메라와 3D 라이다로 우주 쓰레기의 움직임을 감지하고 동선을 추적해 탐색하는 실험)이었다. 개발시험을 위해 우주 쓰레기 역할을 할 큐브위성 DS-1을 본체 위성과 함께 발사됐다. 리무브데브리스는 랑데부, 근접기동작전 & 도킹(rendevous proximity operation & docking) 기술보다는 인공위성에서 로봇팔이나 작살을 안정적으로 동작시키는 데 초점을 두었다고 할 수 있다. 우주 쓰레기를 포획하기 위한 그물을 안정적으로 펼치는 것이나, 작살이 목표에 정확히 고정되는지 그리고 줄로 연결된 작살이 우주 쓰레기에 부착되었을 때 그 충격이 모체 위성에 영향을 주는지 등 여러 상황을 확인할 수 있었고, 직경 2m, 질량 2톤의 물체를 포획할 수 있는 그물로 잔해를 포착해 대기권에 진입시키는 실험까지 성공적으로 완료했다. 세부적으로 설명하면, 먼저 DS-1을 리무브데브리스와 7 m 떨어진 거리에 두고 그물로 포획하고 이후 로봇팔을 이용해 10 m 떨어진 곳에 큐브위성을 두고 줄이 연결된 작살을 발사해 맞추는 방식으로 진행되었다(Fig. 16). 셋째로 항력증가 시스템(drag augmentation systems)으로 2022년 3월 마지막 실험을 위해 공기저항을 극대화하는 10 m² 크기의 항력 돛(drag sail)을 펼쳤다. 이 돛이 에어 브레이크 역할을 하여 지구 궤도에 존재하는 희박한 대기에 대한 항력을 증가시킨다. 그렇게 별도의 연료를 사용하지 않고도 대기권으로 빠르게 진입(재돌입)시킬 수 있다. 현재 리무브데브리스는 고도 360 km에 있으며, 2022년 12월 3.5 m² 크기의 돛으로 우주 궤도에 성공적으로 배치되었다[31]. 참고로 항력 돛(drag sail)을 사용하지 않는 1U 큐브셋의 경우 우주 공간에 머무는 시간은 2,500일이나, 항력 돛(drag sail)을 사용하는 방법은 우주 궤도상 우주 쓰레기를 50-250일 안에 대기권으로 재돌입시킬 수 있다.

4.5 호주

호주는 우주 쓰레기이나 기능 정지된 폐 위성을 제거하기 위해 비접촉(contactless methods) 우주 쓰레기 제거방식의 형태인 지상 레이저 기반(laser-based) 방식에 대한 연구

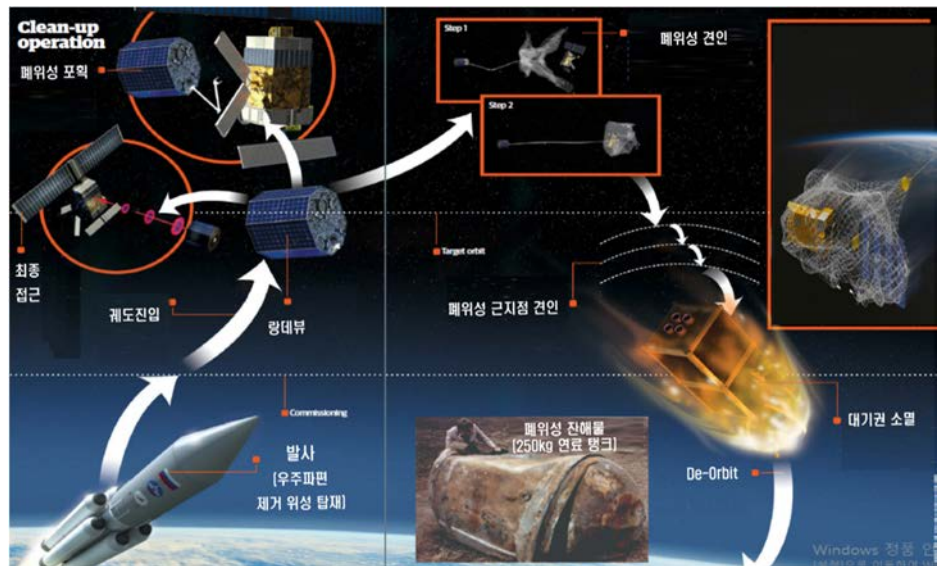


Fig. 16. Illustration of RemoveDebris Project CONOPS.

가 진행되고 있다[11]. 고출력 레이저를 우주 쓰레기나 폐 위성에 조사하여 플라즈마 제트 기류를 발생시켜 대기항력을 키워 궤도 유지속도를 잃게 되고 중력에 의해 대기권 소멸이나 바다 위 추락을 유도하여 제거하는 개념이다(Fig. 17).

이 방법의 장점은 첫째, 우주 쓰레기의 크기에 제한을 받지 않는다는 점이다[32]. 즉, 크기가 큰 우주 쓰레기에 대해서도 제거가 가능하다. 둘째, 회전하는(tumbling) 우주 쓰레기에 대해서는 로봇팔과 같은 방법으로 제거가 어렵지만, 레이저로 제거 시 상대적으로 용이하다. 이 외에도 우주 쓰레기에 의한 위성 충돌에 대비해 레이저로 우주 쓰레기의 궤도를 변경하거나 우주 쓰레기의 지상 추락 지점을 유도 가능한 점이 있다. 단점으로는 우주 쓰레기가 지상 레이저 상공으로 지나가는 시간(16초 이내)만 우주 쓰레기에 대해 레이저를 발사할 수 있는데,

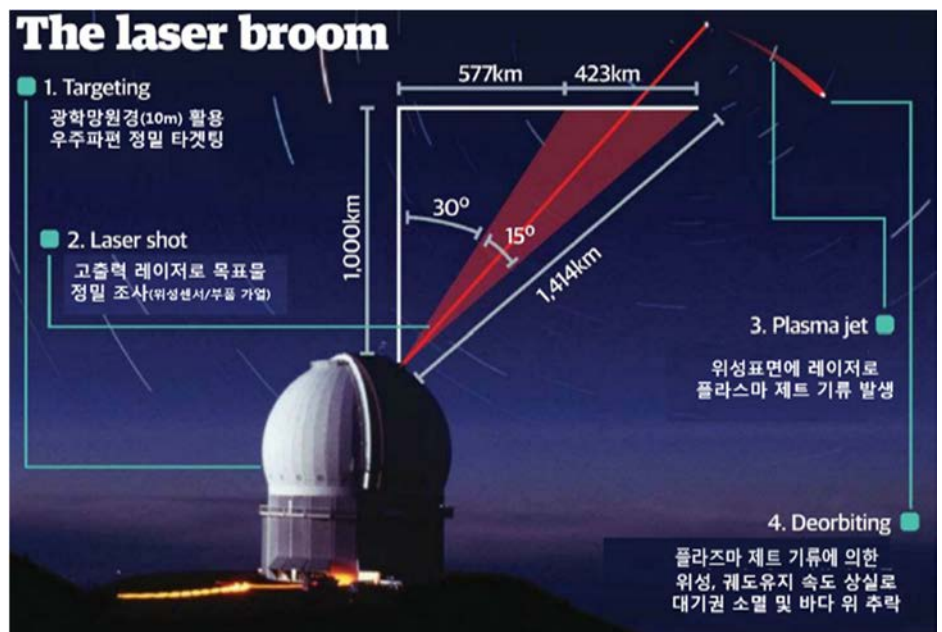


Fig. 17. Illustration of active debris removal (ADR) project CONOPS using ground laser.

우주 궤도 200 km까지 우주 쓰레기를 추락하기 시키기까지 수백 번의 레이저 발사를 해야 한다는 점이다. 이처럼 지상에서 우주 쓰레기를 제거하는 방법은 지상에 구축하여 가장 효율적인 방안이나, 우주무기라는 정치적인 우려로 국제적인 상호 이해가 필요하다[33].

4.6 기타 국가

우주 쓰레기를 제거하기 위한 기타 방법으로 싱가포르의 접촉 제거방식 중 촉수포획(tentacle capturing, 집게 팔) 방식을 연구 중인데, 우주 쓰레기 제거 위성에 로봇팔로 금속 성분의 우주 쓰레기(크기 5 cm 미만)를 잡아 금속 수집 캔에 모아 금속 수집 캔(가득 찬)을 전자기 코일 건 장치(coil gun mechanism)를 이용해 대기권으로 발사하여 소멸시키거나, 비금속 성분의 우주 쓰레기(크기 5 cm 초과)는 로봇팔로 직접 잡아 대기권으로 이동해 우주 쓰레기를 고열(1,500°C)에 소멸시키는 방법이다[34]. 로봇팔에는 우주 쓰레기를 감지하기 위한 카메라와 센서가 장착되어 우주 쓰레기의 성분, 크기, 속도 등을 감지한다. 이외에 스위스와 국내에서는 접촉 제거방식 중 새총(slingshot) 방식과 유사하게 큐브위성에 총알(0.1 kg) 5발을 장착한 총을 탑재해 우주 쓰레기(직경 0.2-1 inch)에 총알을 맞추어 궤도 속도를 늦추게 하고 대기권에서 소멸시키는 방법이 연구되고 있다[35].

이 방법은 일정한 거리에서 우주 쓰레기를 제거하기 때문에 다소 안전하다. 또한, 2016년부터 국내 대학에서 큐브위성의 태양 돛 개발 연구를 진행 중이다. 러시아의 경우 우주 스타트업 '스타로켓'은 '폼 브레이크 캐처(foam breaks catcher)'라는 기술을 이용해 우주 쓰레기를 수거하는 위성을 개발 중이다. 항력증가 시스템인 폼(foam) 방식으로 우주 쓰레기 제거 위성이 목표 위성에 접근(랑데부)하여 폼을 위성 표면에 분사하여 구 모양으로 단위면적을 크게 하여 항력을 증가시켜 고도를 낮추게 하는 방식이다. 빠르면 2023년 발사를 목표로 하고 원통형 위성은 중량 50 kg으로 우주 쓰레기들이 모여 있는 공간에 끈적끈적한 폴리머 거품을 방출해 우주 쓰레기들이 붙게 한 후 궤도 속도를 늦추게 하여 지구 대기권으로 떨어뜨려 소멸시키는 방식이다[36](Fig. 18). 이외에도 영국의 '서리 새틀라이트 테크놀로지'는 그물을 던져 우주 쓰레기(최대 10 cm)를 잡는데 성공한 바 있다[37].

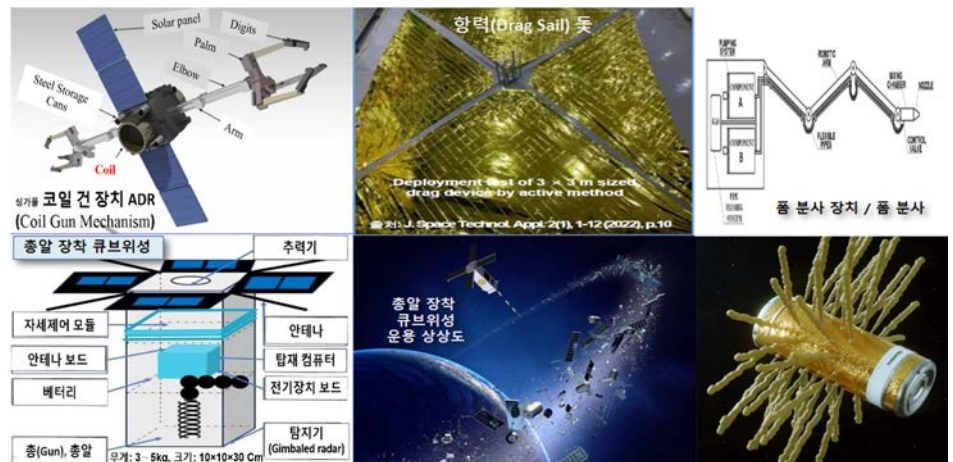


Fig. 18. Illustration of ADR project CONOPS using gun bullet, drag sail, form. ADR, active debris removal.

5. 우주 쓰레기 제거기술 활용, 우주무기 개발 개연성 고찰

우주 궤도상 우주자산을 일시적 혹은 영구히 무력화하는 방법에는 적성국의 킬러위성이 아닌 위성의 동일 궤도상에 위치한 후 근접기동하여 라디오 주파수 재머, 고출력 마이크로웨이브, 운동성 공격무기, 레이저, 로봇팔, 화학 스프레이 등을 활용하는 방법이 있으며, 상대적 거리에 따라 다양한 공격방법이 우주 선진국에서 연구되고 있다(Fig. 19). 러시아(구소련)는 냉전 시절부터 위성을 활용한 우주자산 공격 기술 개발에 중점을 두었고, 미국은 2010년부터 X-37B 재진입 무인 우주비행체를 통해 위성을 활용한 우주자산 공격 기술 시험을 수행하였다. 또한 중국은 2016년에 킬러위성 기술 시험을 위해 로봇팔을 장착한 위성을 발사하였다.

5.1 우주 쓰레기 제거기술에 대한 기술성숙도[TRL(Technology Readiness Level)] 현황

우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발 개연성을 고려해 보면, 우주 쓰레기 제거 방식은 우주 쓰레기의 궤도(고도) 위치, 크기에 따라 적용하는 방식이 다양하고 방식마다 장·단점이 있다. 또한, 각각의 우주 쓰레기 제거기술에 대한 기술성숙도(technology readiness level, TRL), 제거 소요기간, 구축비용이 다양해 우주 강국들은 목표 대상에 따라 다양한 방식의 우주 쓰레기 제거 기술을 개발 중이다[21]. 예를 들면 우주 쓰레기와 일정한 거리에서 그물 또는 작살을 이용하거나, 팽창하는 폼(foam)을 발사하여 우주 쓰레기의 항력을 높여 우주 궤도 속도를 낮추어 대기권에서 소멸시키는 우주 쓰레기를 제거하는 방식은 우주 쓰레기에 직접 접근해서 제거하는 방법보다는 안전하지만, 지구 대기권에 재돌입시(re-entry) 소멸하지 않은 일부 우주 쓰레기로 인해 지상에 피해를 줄 가능성이 있다. 우주 쓰레기 제거기술에 대한 현재 기술성숙도(TRL) 현황으로 작살을 이용한 우주 쓰레기 제거 방법은 작살에 항법장비(광학 카메라)와 추진체(제트 추진)를 탑재하여 우주 쓰레기로 접근해 우주 쓰레기와 함께 대기권으로 유도 소멸시키는 방법으로 기술성숙도(TRL 5)가 높은 편이고, 팽창하는 폼(foam)을 우주 쓰레기에 발사하는 방법은 진공상태에서 폼을 우주 쓰레기에 부착시키고 팽창시키는 기술로 기술성숙도(TRL 3)가 낮은 편이다[38]. 또한, 로봇팔 등을 이용해 우주 공간에서 우주 쓰레기에 접근하여 우주 쓰레기를 직접 제거(capturing removal)하는 방법은 비용이 상대적으로 낮아 우주강국 대부분의 나라에서 개발 중이며, 기술성숙도(TRL 4)가 연구개발 진입에 가능한 수준이다. 그리고 레이저 등을 우주 쓰레기에 발사하여 궤도 속도를 낮추어 대기권에 소멸시키는 추진력 이용 궤도이탈(propulsion deorbit) 방식은 기술성숙도(TRL 3)는 연구개발

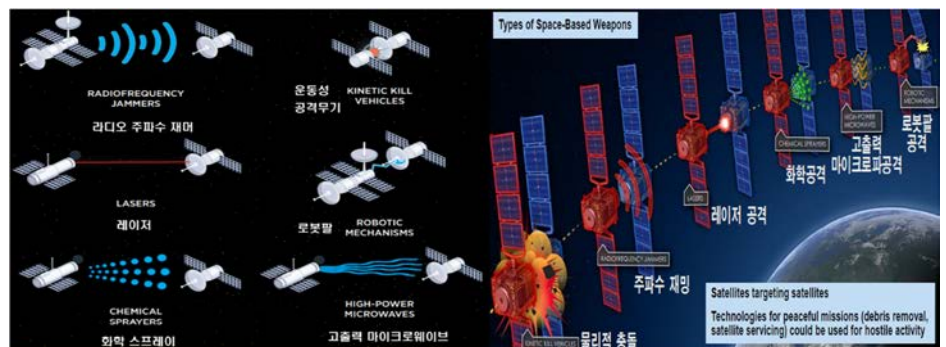


Fig. 19. Types of space-based weapons.

이 가능한 수준이나, 우주무기로 직접 이용될 수 있다는 우려로 국제적인 상호이해가 필요하다. 또한, 태양/항력 돛(solar/drag sail) 등을 이용하는 항력 발생(drag augmentation) 방식은 저궤도 우주 쓰레기 제거에만 적용이 가능한 방식이다[39](Fig. 20).

종합하면 국방 획득분야에서 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주 강국의 우주무기 개발 방향은 단기적으로는 탐색개발에서 체계개발이 가능한 기술성숙도(TRL) 6 이상인 태양/항력 돛(solar/drag sail) 방식이 개발 가능성이 높으며, 우주 쓰레기 제거 기술 중 기술성숙도(TRL) 3 이상인 촉수, 전도성 끈, 레이저, 폼, 로봇팔, 작살, 그물, 이온 빔, 팽창 방식 등에 대한 연구개발 진입이 가능하다. 특히, 우주강국들은 비용과 제거 소요기간을 고려할시 작살(TRL 5)과 로봇팔(TRL 4), 그물(TRL 4), 촉수(TRL 3) 방식 기술을 적용한 우주 쓰레기 기술 개발에 집중할 것으로 판단된다. 장기적으로는 군사적 활용이 용이한 이온 빔(TRL 4), 레이저(TRL 3) 방식 개발도 병행할 것으로 예상된다.

5.2 중국 우주무기 개발 개연성

2021년 미국 국제전략연구소(CSIS)에서 발간한 우주위협 평가 보고서에 의하면, 2016년 6월 중국은 하이안다오에서 창정 7호 로켓에 위성 스펙 17호(아오룽-1)를 탑재해 발사했고 문어발처럼 생긴 로봇팔로 우주 쓰레기를 제거할 수 있다고 한다[40]. 2020년 스펙 17호(아오룽-1)가 중국의 정지궤도 위성을 대상으로 랑데부 및 근접기동작전을 수행한 건과 관련해 중국 국가항천국(China National Space Administration)은 “스펙 17호(아오룽-1)를 이용해 수명이 다한 위성을 바다로 안전하게 추락시킬 수 있다”고 밝혔다. 이러한 우주 쓰레기 제거용 위성은 필요시 군사적 용도로 다른 국가 위성의 궤도를 바꾸거나 물리적 충격을 가해 기능 장애를 일으킬 수 있을 것으로 판단된다. 이외에도 중국은 2016년 스펙 17호(아오룽-1)와 같은 임무를 가지고 있는 텐위안-1을 배치했는데, 중국 언론에 따르면 텐위안-1은 궤도상에서 다른 인공위성에 연료를 주입하는 데 성공했다고 발표했고, 미국 언론은 이것이 위성 공격 무기로도 사용될 가능성이 있다고 보도했다[41]. 또한, 2022년 1월 발사된 시지엔-21은 위성폐기

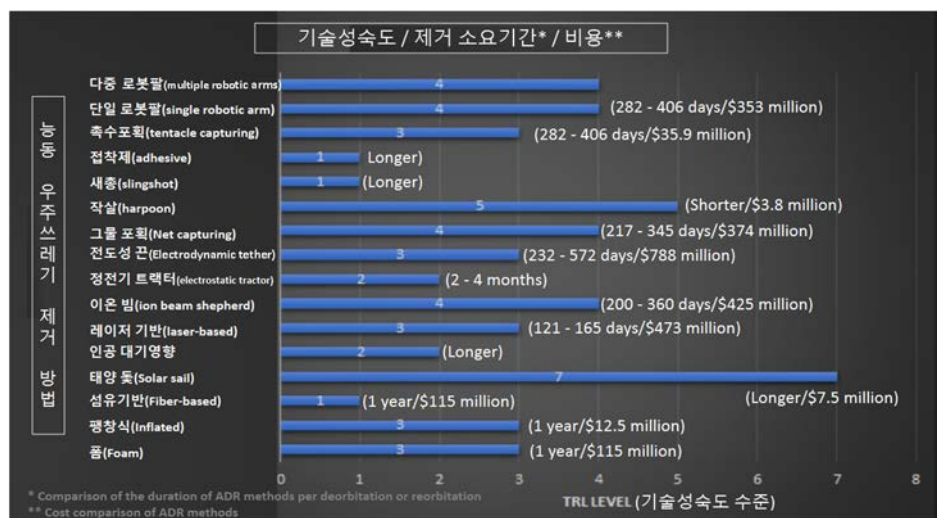


Fig. 20. Comparisons of different ADR methods by TRL, duration, cost. ADR, active debris removal; TRL, technology readiness level.

방식의 일종으로 BeiDou GPS 위성에 접근하여 고장난 위성을 위성궤도 밖으로 끌고 나가는 위성운용 능력을 보여주었다(Fig. 21).

5.3 프랑스, 일본 우주무기 개발 개연성

2019년 9월 공군 예하 우주사령부를 창설한 프랑스는 2019년 12월 '위성 방어용 레이저 무기를 개발할 것'이라고 발표했다[42]. 이 당시 프랑스 국방장관(플로랑스 파를리) 은 리옹 몽베르팅 공군기지에서 기자회견을 열고 "우리의 위성이 위협받는다면 적들의 위성을 일시적으로 눈멀게 할 것"이라며, 적의 위성에 반격할 레이저를 장착한 방어위성 혹은 레이저를 장착한 감시 나노위성을 2025년에 초기 배치(2030년에 완성 목표)한다고 발표했다[43]. 방어위성이 나노위성의 크기로 개발될 것을 고려시 저출력의 레이저 생성만 가능할 것으로 예상되며, 접근하는 목표위성에 대해 저 출력의 레이저로 목표위성의 광학장비에 대한 dazzle 혹은 blind만이 가능할 것으로 판단된다[44]. 프랑스의 위성 방어무기 개발 구상은 2017년에 러시아의 첩보 위성이 프랑스와 이탈리아가 공동으로 운용하는 군사위성 아테나-피두스에 매우 가까이 접근해 감청을 시도한 이후부터 구체화하기 시작했다(Fig. 22).

또한, 일본도 우주 이용에 대한 우위 확보를 위한 능력 강화의 일환으로 우주공간에서 다른 위성을 무력화하는 방해위성을 2020년대 중반에 띄우는 방안을 검토했다[45]. 이러한 임무를 수행할 첫 우주 전문부대인 우주작전대가 도쿄도 소재 후추기지에서 20여 명 규모로 2020년 5월 18일 창설되었다[46]. 이외에도 일본 방위성은 우주 공간의 경계·감시나 인공위성의 수리·보급을 담당하는 '우주 순회선'의 건조를 검토 중이라고 발표했다. 우주 순회선은 일본 방위성이 목표로 하는 우주상황인식(space situational awareness, SSA) 능력 향상의 일환으

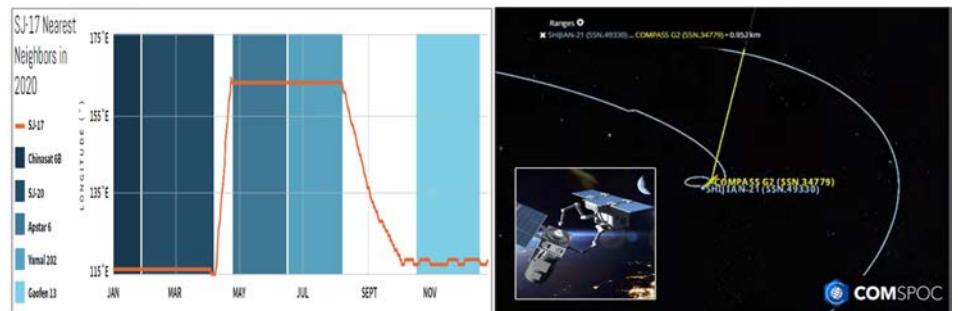


Fig. 21. RPO activities of CJ-17 satellite & docking of Shijian-21 to Beidou. RPO, Rendezvous and Proximity Operations.



Fig. 22. Sets Up of France Space Command & CONOP of Defense Satellite using laser.

로 우주공간을 자유롭게 항행하는 무인선을 상정하고, 발사 시기는 2026년으로 2022년도 예산 요구에 조사·연구비 1억 엔을 반영했다. '우주 순회선'은 정지궤도 고도에서 광학 탑재체를 통해 일본 위성에 접근하는 킬러위성을 감시하는 임무를 부여할 예정이다. 향후, 우주 순회선이 개발되어 운영되면 위성의 수리·보급이 가능하고 위성의 고장이나 연료 고갈 등의 대처를 통해 일본위성의 사용기간 연장이 가능하며, 위성 운용에 관한 비용 감소가 예상된다 [47](Fig. 23). 이처럼 프랑스와 일본은 향후 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 방어위성 운영을 통해 자국위성을 보호할 것으로 예상된다.

5.4 민·군 이중용도가 가능한 우주 쓰레기 제거기술

지금까지 우주 주요강국의 우주 쓰레기 제거기술 개발 현황을 알아보고 우주 쓰레기 제거 기술을 활용한 우주무기 개발 개연성에 대해 고찰해 보았다. UN에서는 우주 공간에 핵무기나 기타 대량파괴 무기를 시험하고 배치하는 것을 금지하고 있다. 하지만 상대국의 위성을 파괴하고 전파를 방해하는 등 우주위협에 대응하기 위한 시스템을 개발하는 것에 대한 적극적인 규제는 없는 것이 현실이다. 우주의 평화적 이용을 위해서 그리고 우주를 보호하기 위해서 우주위협에 대응하기 위한 우주안보 능력을 확보하겠다는 것이 주요 국가들의 전략인 것이다. 즉, 우주자산인 인공위성을 보호하고 정보에 우위를 점하면서 우주공간의 상업적 이용을 위한 기술을 선점하려는 것이다[11]. 2020년 9월 발표된 미국의 국가우주정책에 의하면 '현재와 미래에 미국의 효율적으로 억제와 방어가 가능한 우주임무에 위협을 식별하고 특정한다. 주요 국가안보 우주임무를 보장하기 위해 필요한 계획, 절차, 기술을 개발하고 적용 및 연습한다.'고 천명하였다[48]. 이는 우주 쓰레기 제거기술을 활용해 우주무기를 개발함을 암시하는 것이다. 본 글을 작성하면서 본인은 미국, 중국, 러시아 등 우주 강국이 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발을 비공개로 수행하고 있음을 확인했고, 이러한 우주 쓰레기 제거용 위성은 필요시 군사적 용도로 다른 국가위성의 궤도를 바꾸거나 물리적 충격을 가해 기능 장애를 일으킬 수 있을 개연성이 충분히 있다고 판단되었다. 특히, 로봇팔 기술은 평시에 우주 쓰레기 제거와 같이 평화적으로 사용될 계획이지만, 전시상황에서는 다량의 킬러위성을 활용하여 동시 다발적으로 아군의 주요 우주자산 무력화를 위해 공격무기로 활용될 수 있다는 점에 주목해야 한다. 2021년 2월 개최된 제36회 우주개발진흥실무위원회에서 '정부는 우주 쓰레기 제거기술 개발을 위한 중장기 로드맵을 마련한다.'고 발표했다. 이 계획에는 우주 쓰레기 제거기술을 활용해 최종적으로는 정지궤도 위성의 수명을 연장하는 궤도상서비스 기술 개

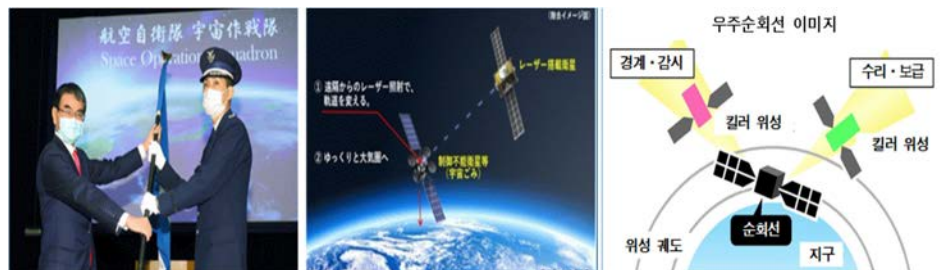


Fig. 23. Sets Up of Japan Space Operations Squadron & Surveillance Satellite Mission Concept.

발이 목표라고 한다. 이러한 궤도상서비스 기술은 적성위성이 자국위성에 대해 공격을 시도 하는 것으로 부터 아 위성을 보호하거나, 필요시 군사용으로 전환할 수 있는 기술이다. 월드 뉴클리어뉴스(wnn) 2022년 12월 6일자 기사에 의하면, “영국 원자력청(United Kingdom Atomic Energy Authority, UKAEA)은 핵융합에너지 연구용 첨단 원격처리·로봇 기술을 이용해 지구궤도 위성의 유지·보수에 어떻게 사용될 수 있는지 연구하고 있다.”고 보도했는데, 이러한 로봇팔 기술은 위성의 운영 수명을 연장할 수 있으며, 능동적인 우주 쓰레기 제거 임 무에도 사용될 수 있다[49]. 이와 관련 우리나라도 우주 쓰레기 제거기술(ADR) 및 궤도상서 비싱(OOS) 기술을 개발할 예정으로 민과 군에 공통적용이 가능한 민·군 이중용도 우주기술 은 민·군 협업으로 개발할 것을 제안한다(Fig. 24).

6. 우주기동전(Space Maneuver Warfare)의 이해와 발전방향

중국과 러시아는 우주전쟁에서 결정적 전투력 확보를 위해 우주기동전 수행능력 향상에 주 력하고 있다. 중국은 우주에서 기동력 향상을 위해 우주핵추진체계를 이용하여 지구궤도 우 주선과 달 왕복선을 개발하고, 2040년까지 핵추진체계가 탑재된 위성군을 구성하여 우주기동 전에서 미국의 위성군 능력을 초월할 것으로 예상되며, 빠르면 2030년까지 우주핵추진체계 (space nuclear thermal propulsion, SNTP)를 실전 배치할 것으로 예상된다(Fig. 25). 이러한

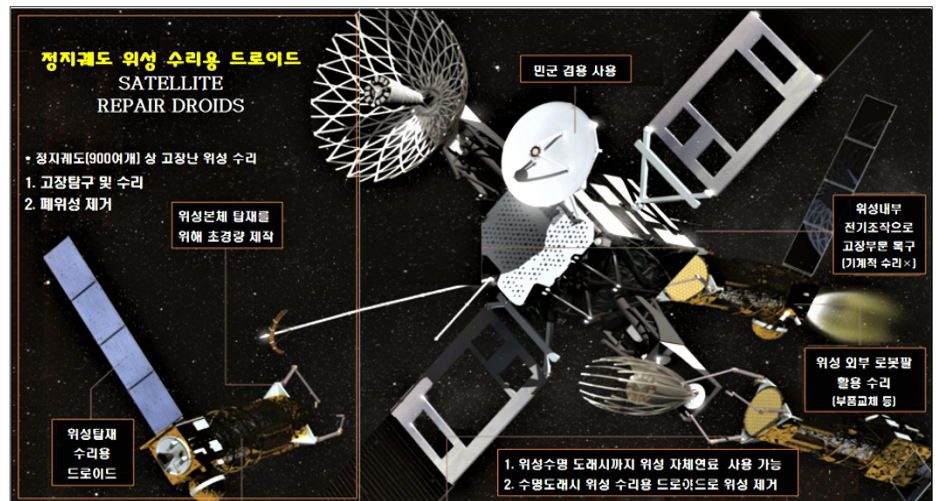


Fig. 24. On orbit servicing for extension of satellite life cycle.

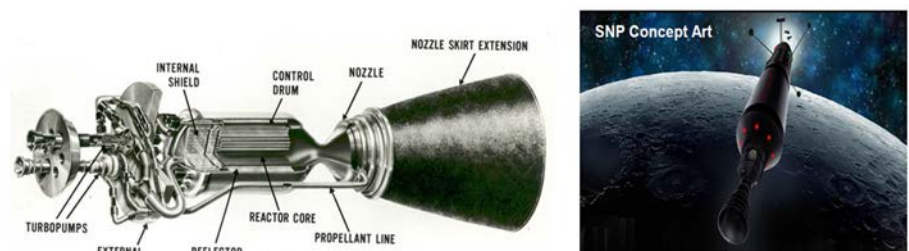


Fig. 25. Nuclear thermal propulsion engine & Chinese SNTP concept. SNTP, space nuclear thermal propulsion.

움직임에 미국은 우주영역에서 공격과 방어작전을 수행하기 위해 현 위성과 우주비행체들이 화학추진제를 사용하여 궤도예측이 가능하고, 위성과 우주비행체의 수명인 탑재연료의 한계로 궤도 간 기동이 제한적인 점을 고려해 미래 우주기동전 수행능력을 구축 중에 있다. 현재 미 우주군이 구상하는 위성군 아키텍처는 제한적인 기동성과 적 공격에 방어가 제한적인 것으로 평가되고 있다[50]. 또한, 미래 궤도전(orbital warfare)에 대비하기 위해 미 우주군과 연합우주군이 계속해서 합동군에게 능력을 제공할 수 있도록 보장하며, 적국에 대한 동일한 이점을 부인하기 위한 준비를 하고 있다. 이러한 상황에 중국과 러시아는 새로운 대위성무기(ASAT) 개발과 연료효율이 좋은 우주 핵 추진기관(SNTP) 기술 개발에 박차를 가하고 있는 게 현실이다. 이에 미 우주군의 미래 작전개념인 우주기동전을 이해하고 발전방향에 대해 알아보려고 한다.

6.1 우주기동전의 개념

우주기동전은 우주영역에서 적보다 빠른 기동력을 바탕으로 적의 강점을 회피하고 적의 물리적, 심리적 중심을 타격하는 작전으로 적의 중심은 가장 취약한 부분으로 정의한다. 성공적인 우주기동전은 적의 취약한 부분에 대해 강력하고, 신속하며 지속적으로 타격하는 것으로 정의하는데, 적 공격을 억제하고 적 공격 방책을 무력화시키는 능력 보유가 필수적이다. 이처럼 우주기동전의 목적은 적의 약점을 최대한 이용하고 아군의 강점을 극대화하는 것에 중점을 두는 것이다[51].

우주쓰레기 제거기술의 핵심은 랑데부/도킹이며, 실제 가장 연구가 활발하게 이루어지는 부분이기도 하다. 랑데부/도킹은 타겟에 접근하여 여러 작업을 수행하는 것으로 서로 다른 궤도에서 점차 접근하는 것이 중요하며 이는 우주기동전과도 밀접한 관계가 있을 것으로 판단된다. 위성은 지구주위를 Fig. 26과 같이 고속으로 궤도 비행하여 궤도예측이 가능하다. 저궤도 위성이 상대적으로 중궤도 위성보다 속도가 보다 빠르며, 궤도 간의 천이를 위해서는 위성의 속도를 조절함으로써 궤도 간 이동이 가능하다. 이처럼 위성은 항공역학이 적용받지 않고 지구의 중력과 위성의 원심력에 의한 궤도역학으로 비행한다. 따라서 위성은 궤도비행 간 방향을 바꾸고자 할 경우 우주기동(maneuver)이 필요하다. 이때 방향은 원형 혹은 타원형이어야 하며, 지구 중심을 향하게 된다. 만일 위성이 기동하지 않는다면 위성의 속도는 고도와 직접 관련이 있어 고도를 올리거나 낮출 수는 있지만 주기적으로 동일한 지역을 재방문하게 된다. 이러한 위성의 고도, 속도, 궤도 모양은 위성의 궤도를 예측할 수 있고, 이는 곧 우주기동

	Altitude	Speed	Period
Low Earth Orbit (LEO)	160-2,000 km (100-1,250 mi.)	7-8 km/s (15,000-18,000 mph)	1.5-2 hours
Medium Earth Orbit (MEO)	2,000-35,000 km (1,250-22,000 mi.)	3-7 km/s (6,700-15,000 mph)	2-23.5 hours
Geosynchronous Earth Orbit (GEO)	35,786 km (22,236 mi.)	3 km/s (6,700 mph)	24 hours
Highly Elliptical Earth Orbit (HEO)	Varies (noncircular)	1.5-10 km/s (3,300-22,000 mph)	12-24 hours

Fig. 26. Characteristics of common orbit regimes.

전의 태생적 개념이 된다. 우주기동전을 구체적으로 접근하기 위해서는 랑데부 & 근접기동 작전(RPO)에 대한 개념 이해가 필요하다. 랑데부 & 근접기동작전은 우주기동전의 기반이 되는 기술로서 목표 위성에 접근하기 위한 필수 과정이다. 랑데부 & 근접기동작전(RPO)은 위성의 궤도 수정과 궤도면 수정을 통해 이루어 지는데, 위성의 궤도 수정은 지상의 기차와 같이 $\Delta V(\Delta v)$ 와 시간이 필수적이다. ΔV 는 우주임무에서 총 속도 변화량을 수치화한 것으로 주로 우주기동간 화학추진체를 태우거나 추진기관에서 가속화된 가스를 사용시 유용하게 계산하여 적용되고 있다. 큐브위성의 경우 위성의 크기가 작아 ΔV 값(budgets)이 작으나 중량이 큰 위성으로 갈수록 큰 ΔV 값을 가져야 궤도 수정이 가능하다. 특히, 행성 간 우주비행에는 아주 큰 ΔV 값이 필요하여 추가적인 보조추진체 부착이 필요하다(Fig. 27).

위성의 궤도면 수정은 지상의 기차가 교차로에서 트랙을 바꾸는 것과 같이 원하는 궤도면으로 기동하기 위해서는 특정한 지점, 시간에 궤도천이가 이루어져야 하며, 궤도천이를 위한 기동을 위해 정확한 시간을 기다려야 한다. 통상 저궤도 위성의 경우 최대 1시간, 정지궤도 위성의 경우 최대 12시간이 필요하다. 또한, 궤도면 사이 이동각(change planes)은 소형위성일수록 이동각 각도가 적다(Fig. 28).

이처럼 위성의 랑데부 & 근접기동작전을 위해서는 위성 간 궤도면의 일치가 중요하다. 먼저 랑데부는 위성간 고도, 궤도면을 일치시키기 위해 궤도천이가 필요하고 궤도면 일치 이후에는 우주기동(burn)을 통해 접근한다(Fig. 29).

미국의 랑데부의 첫 번째 임무는 1965년 제미니 6호와 7호에 의해 0.3 미터까지 이루어졌고, 첫 번째 도킹은 1966년 제미니 8호가 목표 비행체에 대해 수행되었다. 그리고 첫 번째 랑데부와 도킹은 1967년 코스모스 186과 코스모스 188 간에 이루어졌다. 이후 2007년에는 위성 2개를 순차적으로 발사후 위성모체와 접근위성 간 접근 및 랑데부 임무를 수개월에 거

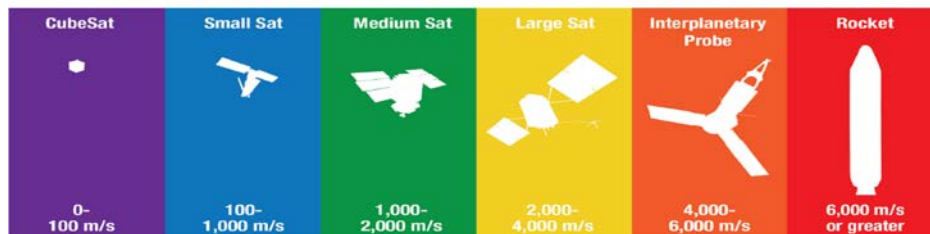


Fig. 27. Conceptualizing ΔV budgets.

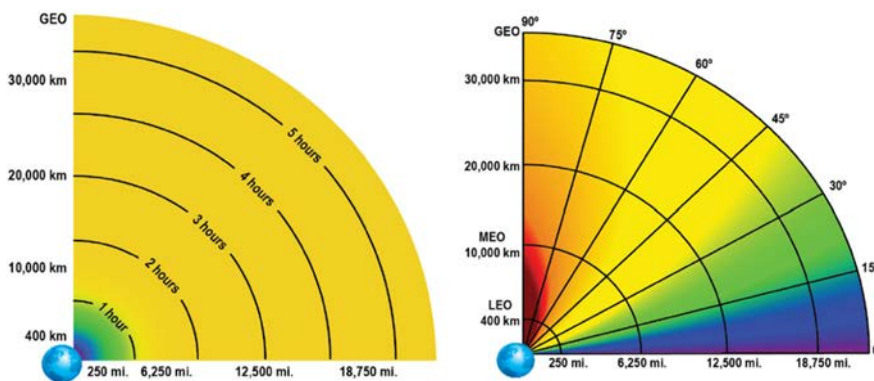


Fig. 28. Altitude ΔV and time budget & plane change ΔV budget.

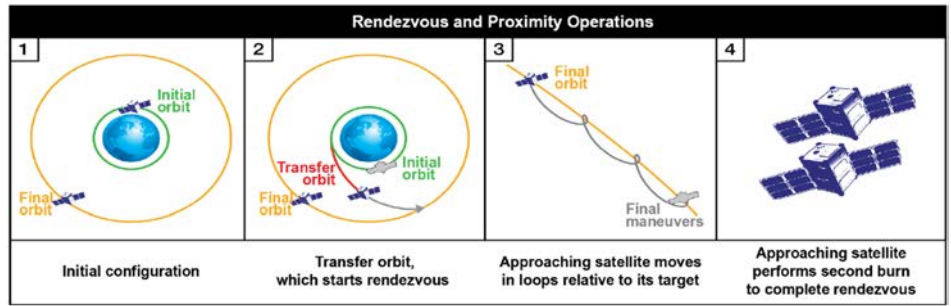


Fig. 29. Concept of Rendezvous and proximity operations.

처 수행하는 접근 및 랑데부 기술 개발실험(orbital express mission plan, Fig. 30)을 실시했다. 당시 수행된 'Orbital Express'는 우주 공간에서 두 우주비행체가 궤도상서비스에 필요한 기술을 검증하는 임무로, 궤도상 서비스 제공위성(Autonomous Space Transport Robotic Operations, ASTRO)과 수리가 필요한 고객 위성(Next Generation Serviceable Satellite, NEXTsat)이 각각 서비스 위성 및 고객 위성의 역할을 하며 궤도상에서 자율 랑데부/도킹, 연료보급, 부품 교체 등의 임무를 완수하였다[52](Fig. 30).

6.2 미국의 우주핵추진체계 개발현황

오늘날 로켓이나 우주선의 재래식 추진체계는 추진제(산화제 연료)를 통해 추진력을 얻는다. 매우 정교한 화학적 폭발을 이용해 추진력을 발생하기 때문에 시스템이 복잡하지만, 핵추진체계는 시스템 구조를 단순화 할 수 있기 때문에 시스템 안정성이 상대적으로 높다. 핵추진체계는 기존 화학 연료 로켓보다 최소 3배 이상 효율적으로 핵분열(fusion) 원자로에서 생성된 열을 액체 추진체로 전달하고, 액체 추진체는 노즐을 통해 팽창·배출돼 우주선을 추진해 화학 연료보다 더 높은 전력을 통해 우주선의 추진력을 낼 수 있다. 재래식추진체계와 핵추진체계의 가장 큰 차이는 핵추진체계 내 연료실이 불필요하다는 점이다. 미국은 1940년대말 이후, 고농축 우라늄 추진체계 연구개발로 미 국방부 우주핵추진체계연구소(Space Nuclear Pro-

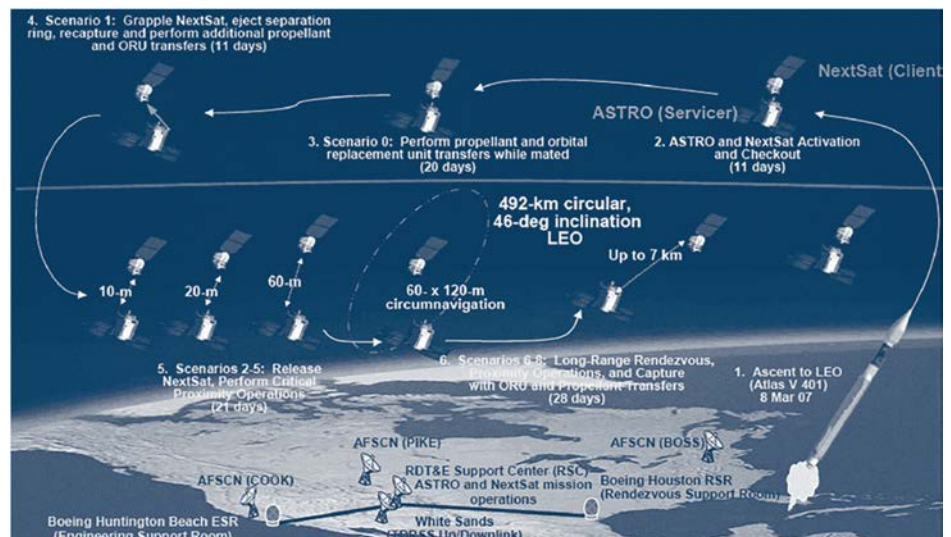


Fig. 30. Orbitalexpress mission plan (Boeing, 2007) [53].

pulsion Office, NERVA)에서 최초로 핵추진체계 연구 및 비행시험을 승인받았으나, 1970년 초에 핵추진체계 비행승인이 취소되었다. 이후 1980년대 미 전략방어구상(strategic defense initiative)으로 핵추진체계 개발을 추진하였으나, 1990년 초 구소련이 붕괴되면서 개발이 취소되었다. 현재는 '유성충돌방지 프로젝트(demonstration rocket for agile cislunar operations, DRACO)'에 따라 미국 국방고등연구사업단(Defense Advanced Research Projects Agency, DARPA)에서는 핵추진체계를 개발 중이다(Fig. 31).

우주핵추진체계의 장점은 적은 양의 핵연료로 장기간 임무수행이 가능하여 에너지효율이 매우 높아 10만 뉴턴 이상의 추진력 발생이 가능한데, 이는 기존 재래식 추진체계에 비해 4백만 배 높은 추진력 발생이 가능함을 의미한다. 우주공간은 차가운 냉각상태이기 때문에 핵추진체계를 운용하는데 최적화된 공간으로 안정적 관리가 가능하고 방사능 누출로 인한 탑승 인원의 위험을 초래할 가능성이 거의 없다. 하지만, 우주핵추진체계는 원자력을 이용한 에너지원의 사용으로 치명적인 사고의 위험성이 상시 존재한다는 단점이 있다. 우주핵추진체계의 종류에는 열핵추진(nuclear thermal propulsion, NTP)과 핵-전기추진(nuclear electric propulsion, NEP)이 있다. 열핵추진(NTP)은 원자로의 열 에너지를 로켓 추진체의 온도를 높이는데 사용하는데, 추진체를 적절한 온도(약 2,700K)까지 가열시키고, 액체 수소를 장기간 보관하는 것이 기술적 한계이나, 고 추력의 연료효율, 빠른 반응속도로 우주공간에서 다양한 임무에 적용하기에 용이하다. 반면, 핵-전기추진(NEP)은 원자로의 열에너지를 최소 1 전기출력 메가와트(MEw)의 전기에너지로 전환시켜 전기 추진체나 이온 추진기를 작동하는 방식이며, 상대적으로 낮은 반응속도로 우주 레이저와 같은 고효율의 추진기관에 사용한다. 우주핵추진체계의 향후 개발 계획으로 미국 항공우주국(NASA)은 2023년 1월 미군과의 기술 협력을 통해 늦어도 2027년까지 핵추진 우주선 기술 개발을 완료하겠다고 발표했는데, 빌 넬슨

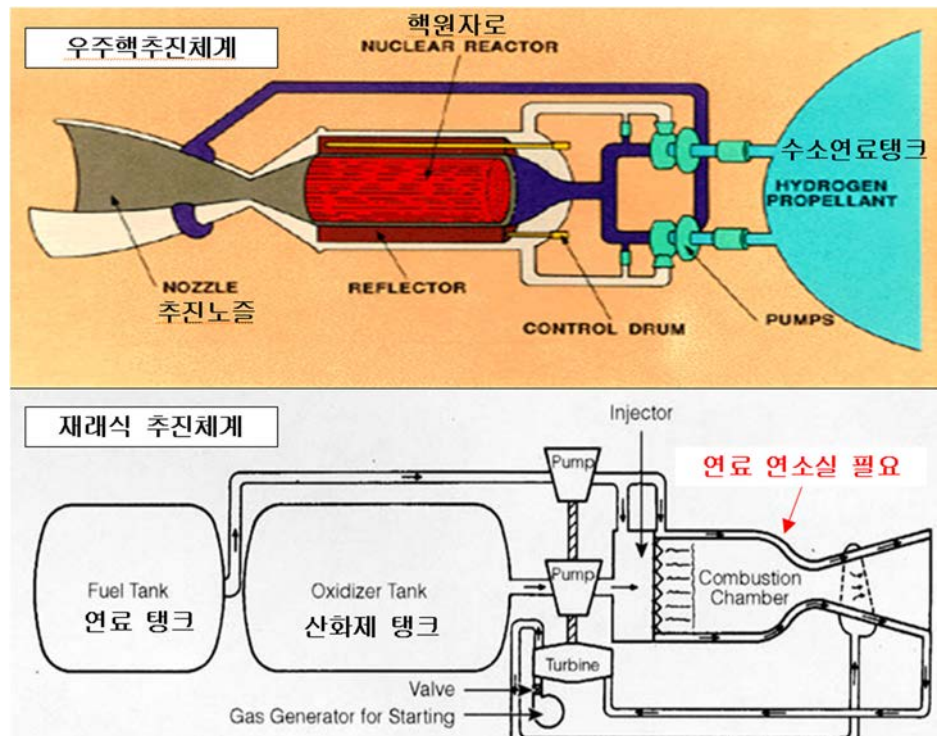


Fig. 31. Nuclear engine & chemical engine concept.

나사 국장은 성명에서 2027년까지 미 국방고등연구계획국(DARPA)과 협력해 첨단 핵추진 로켓 기술을 개발한 뒤 이를 시연하겠다고 밝혔다[54].

6.3 우주기동전 발전방향

최근 국내·외에서는 우주 탐사선과 위성에 탑재되는 연료를 줄이고 임무 수명을 늘리기 위해 '전기 추진 시스템'을 개발하고 있다. 과거보다 우주 비행이 복잡하고 어려워지면서 기존보다 효율성이 높은 추진 시스템에 대한 수요가 높아졌기 때문이다. 현재 위성을 포함한 대부분의 우주 비행체들은 연료와 산화제를 연소시켜 만들어진 고온의 가스를 분출시키는 화학적 방식으로 추진력을 얻고 있으나, 전기 추진 시스템은 태양 에너지를 이용해 추진제를 초고온 상태의 '플라즈마'로 만들고, 이를 전자기장으로 가속·추진시키는 방식으로 우주 탐사선에 적용이 적합하다. 이러한 상황에 최근 한국원자력연구원 핵물리응용연구부에서 연구 중인 '고전력 전기추력기'는 핵분열 에너지를 전기 에너지로 바꾼 뒤 전기추력기를 통해 추력을 얻는 기술로 국제기술 이전 및 국외 부품 구매 제한이 예상되는 상황에서 관련 국내 기술 연구는 매우 의미 있다고 판단된다. 향후 관련 기술이 개발되면 군사위성의 장기간 궤도 유지와 상업목적의 우주 쓰레기 제거, 과학적 심우주 탐사, 안보 목적의 우주 비행체 개발 시 적용이 가능하겠다[55]. 이러한 전기 추진 시스템과는 별개로 미래 우주기동전을 대비하여 새로운 우주추진체계의 개발 필요성도 이야기하고자 한다. 가까운 미래 우리나라의 저궤도 우주선 또는 위성은 중국과 러시아의 대위성 무기체계에 위협받을 수 있는 개연성을 고려하여, 이에 대응하기 위한 신속 회피기동능력 확보가 필요하다. 기존의 추진체계로 기동 시에는 탑재 연료의 한계로 수명에 영향을 받을 수 있고, 전기 추진 시스템은 상대적으로 낮은 기동성을 고려해 '우주핵추진체계'라는 우주 신기술을 확보해 우주위협을 적극적으로 억제하고 무력화시킬 수 있는 기술 개발의 필요성을 제언한다. 또한, 수명연장용 우주 비행체를 핵심 위성군에 위치시켜 해당 위성에 연료를 보충하는 접근도 우주기동력을 보강할 수 있는 조치라는 생각이 든다. 결론적으로 '우주핵추진체계'는 공격과 방어작전에서 신속한 우주기동력의 보장과 우주력 강화에 필수요소로 발전될 것으로 예상된다(Fig. 32).

7. 결론

유럽우주국(ESA)은 '우주 쓰레기 배출제로 정책'을 계획 중으로 2023년 1월 19일 스위스 다보스 세계경제포럼에서 유럽우주국 국장(Josef Aschbacher)은 '수년 내 유럽 위성이 배출



Fig. 32. Space Nuclear Thermal Propulsion (SNT) & anti-satellite (ASAT) laser concept.

하는 우주 쓰레기를 제로로 만드는 제도를 시행할 예정'이라고 발표하였다. 구체적 해결책으로 위성의 임무가 끝난 후 즉시 대기권에 재진입하는 것을 의무화하는 방법을 구상 중으로, 현재 관련된 국제지침은 위성이 임무가 끝난 지 25년 안에 대기권에 재진입시켜 폐기하는 것이다[56]. 또한, 미 국방부는 안전하고 책임 있는 우주작전을 위한 지침을 2023년 3월 3일 발표했다. 5개의 원칙 중 두 번째로 “우주에 오래 잔류할 수 있는 잔해를 줄인다.”라고 명시하고 '우주에서 사용하는 물체를 설계, 작동관리할 때 잔류기간이 긴 잔해의 생성을 제한하는 방식을 우선한다.'고 설명하고 있다[57]. 따라서 전세계적으로 우주 쓰레기 제거기술 개발이 활성화 될 것으로 예상된다. 지금까지 살펴본 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주무기 개발 개연성을 종합하면, 우주 강국은 우주 쓰레기 제거기술을 활용해 필요시 군사적 용도로 다른 국가 위성의 궤도를 바꾸거나 물리적 충격을 가해 기능 장애를 일으킬 수 있을 개연성이 충분히 있다고 판단된다. 그리고 국방 획득분야에서 우주 쓰레기 제거기술을 활용한 우주 강국의 우주무기 개발 방향은 단기적으로는 탐색개발에서 체계개발이 가능한 기술성숙도(TRL) 6 이상인 태양/항력 돛(solar/drag sail) 개발 가능성이 높으며, 우주 쓰레기 제거기술 중 기술성숙도(TRL) 3 이상인 촉수, 전도성 끈, 레이저, 폼, 로봇팔, 작살, 그물, 이온 빔, 팽창 방식이 연구 개발 진입이 가능하다. 특히, 비용과 제거 소요기간을 고려할시 작살(TRL 5)과 로봇팔(TRL 4), 그물(TRL 4), 촉수(TRL 3) 방식 기술을 적용한 우주 쓰레기 기술 개발에 집중할 것으로 판단된다. 장기적으로는 군사적 활용이 용이한 이온 빔(TRL 4), 레이저(TRL 3) 방식 개발도 병행할 것으로 예상된다. 이와 관련 2023년 3월 호주 방위군 우주사령부는 파편생성에 대한 걱정 없이 상대를 억제하거나 방어할 수 있는 전자전 능력을 키우는 것을 강조하며, 적의 위성을 제거하는 '소프트 킬' 능력을 확보하는 계획을 진행 중이라고 밝혔다[58]. 현재 미 통신위원회(Federal Communication Commission, FCC)는 수명을 다한 위성의 “궤도 이탈” 시한을 25년에서 5년으로 줄이는 법안을 준비 중이고, 우리나라 역시 우주 쓰레기로 떠도는 위성을 지구로 데려오는 ‘포집위성 1호’도 개발할 계획[59]으로 1993년 9월 발사돼 수명을 다하고도 지구 상공 800 km 궤도를 돌고 있는 ‘우리별 2호’를 2027년 포집해 지구로 귀환하는 ‘우리별 귀환 프로젝트’로 2027년까지 약 500억 원을 들여 ‘포집위성 1호’를 개발해 발사할 계획이라고 밝혔다[60]. 이와 관련 협동로봇 국내 제조기업 뉴로메카가 정부의 민·군겸용기술 개발사업 과제로 ‘우주 잔해물 포획을 위한 전개형 및 로봇팔형 탑재체 기술개발’〈그림 30〉을 추진한다고 밝혔는데, 임무 수명이 종료된 위성체, 우주 파편 등 우주 잔해물 제거를 위한 위성 탑재될 로봇팔을 개발하고 지상 시험을 통해 기능과 성능을 검증할 계획이다[61](Fig. 33).

또한, 과학기술정보통신부 스페이스챌린지(space challenge) 사업으로 우주 쓰레기를 500 km 폐기궤도 또는 정지궤도 고도 보다 300 km 높은 무덤궤도로 그물을 이용해 이동하는 기술 개발을 위해 ‘우주 그물 기반 ADR’ 기술개발도 착수하였다[62](Fig. 34). 이처럼 국내에서도 우주 쓰레기제거를 위한 기술 개발이 시작된 만큼, 이 글이 차후 우주 쓰레기 제거기술 연구 수행 간 ‘민군 이중용도로 개발되어야 하는’ 필요성 논리 개발에 참고가 되었으면 한다. 끝으로 본 글의 후반부에 미래 우주전장을 대비하기 위한 우주기동전(space maneuver warfare)에 대해 설명하였고, 가까운 미래 우리나라의 위성 또는 우주비행체가 중국과 러시아의 우주무기에 위협받을 개연성을 고려하여 우주핵추진체계 등 우주 신기술을 확보할 것을 제안한다.



Fig. 33. Illustration of active debris removal (ADR) project using robot arm.

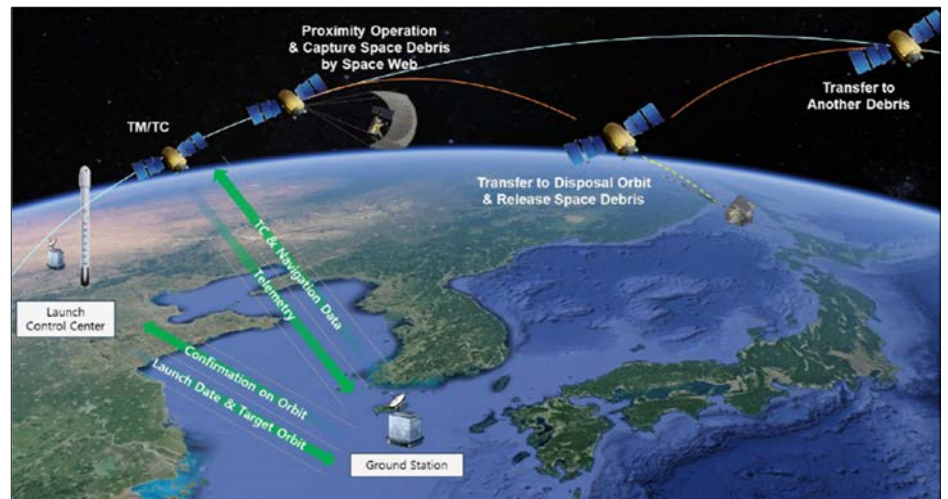


Fig. 34. Illustration of active debris removal (ADR) project using net.

감사의 글

본 글은 우주산업 분야 민·군 협력 체제 강화의 필요성에 대한 공감대를 형성하기 위해 작성하였으며, 공군 우주전력 소요를 구상하거나 우주전력 소요제안서 작성 간 활용이 되고 있는 '우주기술과 응용' 저널지 발간에 감사드립니다.

References

1. Young M, Thadani A, Low orbit, high stakes: all-in on the LEO broadband competition (2022) [Internet], viewed 2023 Feb 17, available from: <https://aerospace.csis.org/low-orbit-high-stakes-all-in-on-the-leo-broadband-competition/>
2. Belton P, Musk eyes 30,000 LEO sats – but how many are too many? (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 16, available from: <https://www.lightreading.com/satellite/musk-eyes-30000-leo-sats---but-how-many-are-too-many/d/did/775286>

3. Foust J, SpaceX and OneWeb spar over satellite close approach (2021) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://spacenews.com/spacex-and-oneweb-spar-over-satellite-close-approach/>
4. U.S. Government Accountability Office [GAO], Large constellations of satellites: mitigating environmental and other effects (2022) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.gao.gov/products/gao-22-105166>
5. Garcia M, Space debris and human spaceflight (2021) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html
6. National Aeronautics and Space Administration [NASA], LEGEND: 3D/OD evolutionary model (n.d.) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/modeling/legend.html>
7. Stevenson M, McKnight D, Lewis H, Kunstadter C, Rachit bhatia identifying the statistically-most-concerning conjunctions in LEO (2021) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://amostech.com/TechnicalPapers/2021/Poster/Stevenson.pdf>
8. Voakorea [VOA], U.S. House of representatives proposes resolution banning anti-satellite missile tests... call for “peaceful uses of space” (2022) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.voakorea.com/a/6878500.html>
9. Park S, Netherlands announces suspension of anti-satellite missile tests (2023) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <http://www.spaceradar.co.kr/news/articleView.html?idxno=982>
10. National Aeronautics and Space Administration [NASA], IADC space debris mitigation guidelines (2007) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines Revision1.pdf
11. Choi E, Space Junk is Coming (Galmaenam, Goyang, Korea, 2021).
12. Matija BM, Active technology for space debris removal, Master Thesis, Czech Technical University in Prague (2021).
13. Jo SH, U.S. Space Force commander develops laser weapon to attack Chinese satellites (2021) [Internet], viewed 2023 Mar 19, available from: <https://www.dongascience.com/news.php?idx=50700>
14. Johnson K, Harrison T, Young M, Wood N, Goessler A, Space threat assessment (2022) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: 2022, <https://aerospace.csis.org/space-threat-assessment-2022/>
15. Weeden B, A secure world foundation executive summary global counterspace capabilities report (2022) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://swfound.org/media/207346/swf_global_counterspace_capabilities_es_2022_en.pdf
16. Harrison T, Johnson K, Roberts TG, Young M, Space threat assessment (2020) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.csis.org/analysis/space-threat-assessment-2020>

17. Weeden B, Samson V, Global counter space capabilities: an open source assessment (2022) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://swfound.org/media/206957/swf_global_counterspace_april2020_es.pdf
18. Park SS, Companies in the business of cleaning up space debris (2021) [Internet], viewed 2022 Dec 26, available from: <https://www.dongascience.com/news.php?idx=47358>
19. Kim HD, Recent status and future prospects on on-orbit servicing, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 50, 559-560 (2022). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.8.559>
20. Pelton JN, *New Solutions for the Space Debris Problem* (Springer, Cham, Switzerland, 2015).
21. Zhao PY, Liu JG, Wu CC, Survey on research and development of on-orbit active debris removal methods, *Sci. China Technol. Sci.* 63, 2188-2210 (2020). <https://doi.org/10.1007/s11431-020-1661-7>
22. Roth KLL, Analysis of an experimental space debris removal mission (2017) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://scholar.afit.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2703&context=etd>
23. Shuangyan S, Xing J, Hao C, Cleaning space debris with a space-based laser system (2014) [Internet], viewed 2023 Mar 20, available from: https://www.researchgate.net/publication/263318915_Cleaning_space_debris_with_a_space-based_laser_system/download
24. L3harris, Advanced maui optical and space surveillance technologies conference (AMOS) (2021) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: <https://www.l3harris.com/events/trade-show/advanced-maui-optical-and-space-surveillance-technologies-conference-amos-2021>
25. Etherington D, Astroscale launches its ELSA-d orbital debris removal satellite (2021) [Internet], viewed 2023 Mar 20, available from: <https://techcrunch.com/2021/03/22/astro-scale-launches-its-elsa-d-orbital-debris-removal-satellite/>
26. Yamamoto T, Nakajima Y, Sasaki T, Okada N, Haruki M, et al., GNC strategy to capture, stabilize and remove large space debris (2019) [Internet], viewed 2023 Mar 24, available from: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2019LPICo2109.6109Y/abstract>
27. Nishida SI, Kawamoto S, Okawa Y, Terui F, Kitamura S, Space debris removal system using a small satellite, *Acta Astronaut.* 65, 95-102 (2009). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.01.041>
28. Kawamoto S, Ohkawa Y, kitamura S, Nishida S, Strategy for active debris removal electrodynamic tether (2009) [Internet], viewed 2023 Apr 2, available from: https://www.jstage.jst.go.jp/article/tstj/7/ists26/7_ists26_Pr_2_7/_article
29. Pulliam W, Catcher's Mitt final report (2011) [Internet], viewed 2023 Jan 22, available from: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/AD1016641.pdf>
30. Mark CP, Kamath S, Review of active space debris removal methods, *Space Policy* 47, 194-206. <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.12.005>

31. Warwick G, Cleaning up (2020) [Internet], viewed 2023 Mar 26, available from: https://aviationweek.com/sites/default/files/2020-03/AWST_200309.pdf
32. Phipps CR, Baker KL, Bradford B, George EV, Libby SB, et al., Removing orbital debris with lasers, *Adv Space Res.* 49, 1283-1300 (2012). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.02.003>
33. Phipps CR, A laser-optical system to re-enter or low earth orbit space debris, *Acta Astronaut.* 93, 418-429 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.07.031>
34. Sadasivam L, Sriram A, Subendran RV, Active space debris removal by using coil gun mechanism, in *International Conference on Advances in Engineering and Technology (ICAET'2014)*, Singapore, 29-30 Mar 2014.
35. Baudet L, Ruffiot M, Active debris removal: from the main barriers to the definition of a business model (2016) [Internet], viewed 2023 Jan 6, available from: <https://chaire-sirius.eu/documents/dac7ab-ruffiot-baudet-2016-active-debris-removal-from-the-main-barriers-to-the-definition-of-a-business-model.pdf>
36. Bhattarai S, Shang JR, Space debris removal mechanism using cubesat with gun shot facilities (2018) [Internet], viewed 2023 Apr 7, available from: <https://thescipub.com/pdf/ajassp.2018.456.463.pdf>
37. Yoo JH, Shoot lasers, cast nets, or use magnets... Developing space cleaning technology (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 27, available from: <https://www.chosun.com/economy/science/2023/01/10/YO4AZT6EZBCCFKLWYVOCGP7G3I/>
38. Pelton J, Carroll J, Levin EM, EDDE spacecraft development for active LEO debris removal (2014) [Internet], viewed 2023 Jan 27, available from: https://dam-oclc.bac-lac.gc.ca/download?is_thesis=1&oclc_number=1198400897&id=779d3c66-811d-4e11-87bc-ce26e44dee12&fileName=fj236682x.pdf
39. Matija M, Active technology for space debris removal (2021) [Internet], viewed 2023 Mar 27, available from: <https://dspace.cvut.cz/bitstream/handle/10467/97078/F3-DP-2021-Matija-MichalActive%20technology%20for%20space%20debris%20removal.pdf?sequence=-1&isAllowed=y>
40. Harrison T, Johnson K, Young M, Moye J, Space threat assessment 2021 (2021) [Internet], viewed 2023 Mar 26, available from: <https://www.csis.org/analysis/space-threat-assessment-2021>
41. Lee JH, Chinese satellite 'robot arm' has the ability to shoot down US spacecraft (2021) [Internet], viewed 2023 Feb 26, available from: <https://weekly.donga.com/List/3/all/11/2756776/1>
42. Kim YR, France "Will develop laser weapons for satellite defense" (2019) [Internet], viewed 2023 Apr 26, available from: <https://www.yna.co.kr/view/AKR20190725186000081>
43. Werner D, Protecting the off-planet economy (2020) [Internet], viewed 2023 Feb 26, available from: <https://www.aiaa.org/docs/default-source/uploadedfiles/publications/aerospace-america-april-2020.pdf>

44. Weeden B, Samson V, Global counterspace capabilities: an open source assessment (2021) [Internet], viewed 2023 Feb 25, available from: https://swfound.org/media/206957/swf_global_counterspace_april2020_es.pdf
45. Lee SH, Japan, which is creating the Space Self-Defense Force, launches satellites to kill Chinese and Russian satellites (2019) [Internet], viewed 2023 Feb 25, available from: <https://www.joongang.co.kr/article/23555573#home>
46. Kim HJ, Establishment of Japan's 'Space Operations Squadron... Development of satellite communication jamming technology in other countries (2020) [Internet], viewed 2023 Feb 2, available from: <https://www.yna.co.kr/view/AKR20200518154000073>
47. Lee JJ, Promoting the construction of Japan's outer space surveillance and satellite repair 'space circuit' (2021) [Internet], viewed 2023 Feb 2, available from: https://mobile.newsis.com/view.html?ar_id=NISX20211010_0001608788#_enliple
48. National Space Policy of the United States of America (2020) [Internet], viewed 2023 Feb 27, available from: <https://history.nasa.gov/NationalSpacePolicy12-9-20.pdf>
49. Lee SW, UK Atomic Energy Agency and SAC collaborate on orbital satellite maintenance with robots (2022) [Internet], viewed 2023 Apr 27, available from: <http://www.irobotnews.com/news/articleView.html?idxno=30280>
50. Stone C, Maneuver warfare in space: the strategic mandate for nuclear propulsion (2022) [Internet], viewed 2023 Mar 7, available from: https://mitchellaerospacepower.org/wp-content/uploads/2022/01/Maneuver_Warfare_in_Space_Policy_Paper_33.pdf
51. Reesman R, Wilson JR, The physics of space war: how orbital dynamics constrain space-to-space engagements (2020) [Internet], viewed 2023 Jan 7, available from: https://aerospace.org/sites/default/files/2020-10/Reesman_PhysicsWarSpace_20201001.pdf
52. Clark S, In-space satellite servicing tests come to an end (2007) [Internet], viewed 2023 Feb 17, available from: <https://spaceflightnow.com/news/n0707/04orbitalexpress/>
53. Defense Industry Daily, Orbital express: testing on-orbit servicing (2007) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.defenseindustrydaily.com/orbital-express-is-that-a-new-battery-or-are-you-just-glad-to-see-me-03220/>
54. Kim SS, NASA to develop nuclear-powered spacecraft by 2027 (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 1, available from: <https://www.news1.kr/articles/4933134>
55. Kim HL, Current status and trends of research and development on electric thruster, Part I: overseas (2019) [Internet], viewed 2023 Jun 2, available from: <https://www.kci.go.kr/kciportal/ci/sereArticleSearch/ciSereArtiView.kci?sereArticleSearchBean.artiId=ART002534291>
56. Foust J, ESA seeks global adoption of "zero debris" policy (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 14, available from: <https://spacenews.com/esa-seeks-global-adoption-of-zero-debris-policy/>

57. Park SS, US department of defense announces five principles for responsible space operations (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 24, available from: <https://www.spaceradar.co.kr/news/articleView.html?idxno=971>
58. Park SS, Australian military "Developing technology to electronically take out enemy satellites" (2023) [Internet], viewed 2023 Apr 2, available from: <https://www.spaceradar.co.kr/news/articleView.html?idxno=97>
59. Kang YJ, Competition between Japan and China to clean up space debris in low orbit (2022) [Internet], viewed 2023 Apr 24, available from: https://mobile.newsis.com/view.html?ar_id=NISX20221121_0002093925#_enliple
60. Kim BS, 中 Why the U.S. was surprised by the success of the 'Space Trash Cleanup' [Read Science] (2023) [Internet], viewed 2023 Mar 24, available from: <https://www.asiae.co.kr/article/2022021808311316759>
61. Choi SK, Neuromeka participates in the development of a robot arm for space debris removal (2023) [Internet], viewed 2023 Mar 4, available from: <https://www.inews24.com/view/1555002>
62. Park J, 2023 Future Defense Technology & Strategy Forum Keynote Speech (2023) [Internet], viewed 2023 Jun 2, available from: <https://news.nate.com/view/20230202n34877>

Author Information

최 성 환 Kf2020@hanmail.net



공군사관학교에서 1994년도에 외국어학 학사학위와 2005년도에 충북대학교에서 행정학 석사학위를 취득하였으며, 2015-2017년 동안 합참 전력기획부에서 근무하면서 군정찰위성 사업을 담당하였다. 2017-2021년 공군본부 우주센터에서 우주전력발전과장으로서 초소형위성체계, 한국형위성항법체계(KPS), 조기경보위성체계, 레이더우주감시체계 등 우주전력 수요를 제안하였고, 우주정보상황실장으로서 중국 텐궁 1호 추락, 중국 창정5B 로켓 추락과 같은 우주위협 상황에 대응하였다. 2021년부터 현재까지 우주센터장직을 수행하며, 국제 우주상황조치 연합연습(global sentinel) 참가, 한국항공우주학회 내 우주안보 OS 구성 등 국내외 우주협력을 통해 공군 우주력 발전을 위해 노력 중이다.



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 _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

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

우주기술과 응용 배포기관

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

우주기술과 응용

제3권 2호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2023년 5월 31일

발 행 인 | 이 유

편 집 인 | 김해동 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

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

편집·인쇄 | 거목문화사·거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

한국형 위성항법시스템 KPS LIG넥스원이 시작합니다

국방분야 위성항법시스템 개발의 개척자
민/군분야의 위성탑재체 국내개발 선두주자



ICEYE

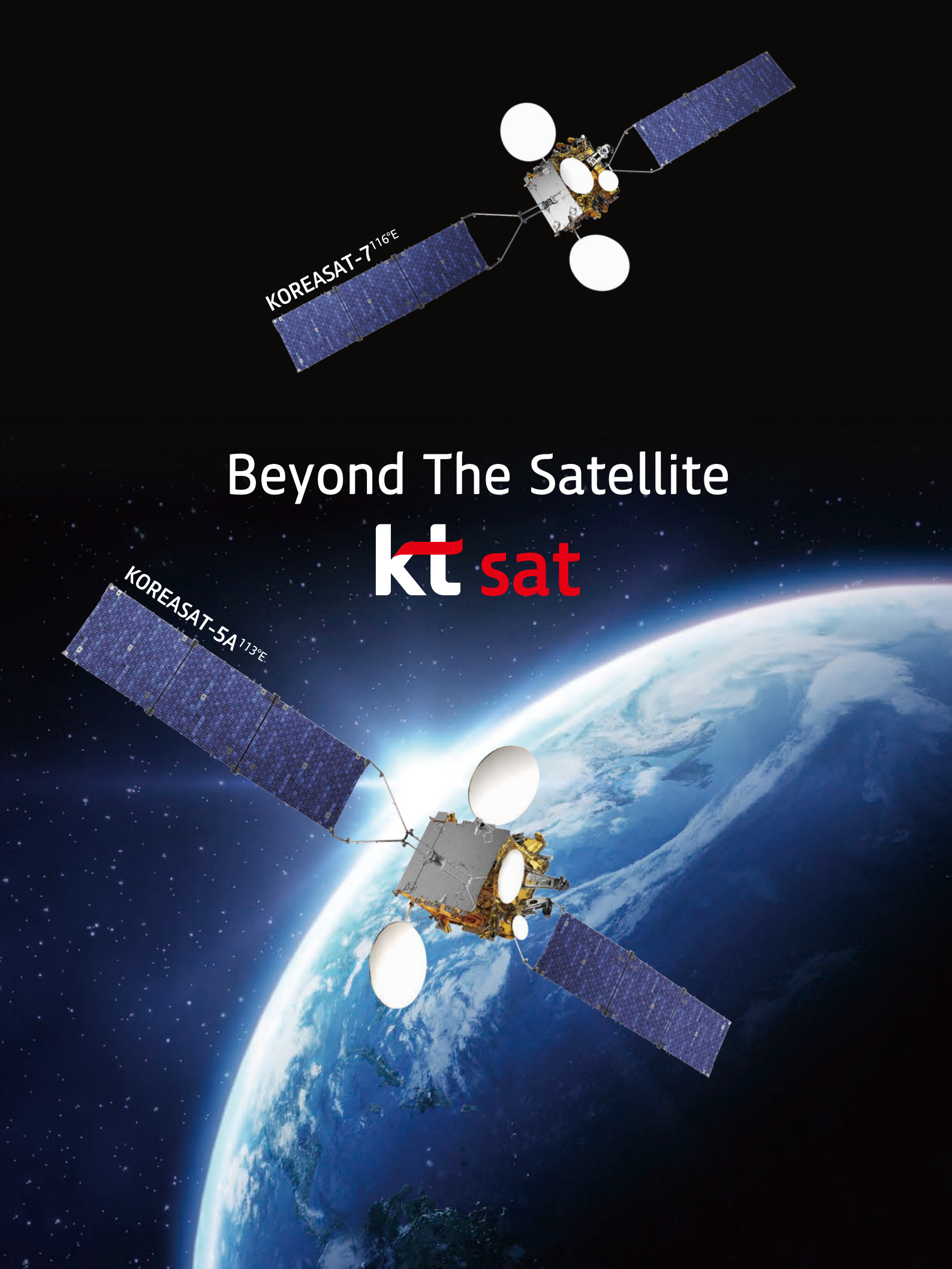
A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



EXPLORE ICEYE CAPABILITY
WWW.ICEYE.COM





KOREASAT-7^{116°E}

Beyond The Satellite

kt sat

KOREASAT-5A^{113°E}

Best Partner for Satellite Operations

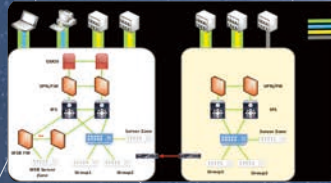
(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공

 위성 지상시스템 운용



 시스템 네트워크 구축 및 유지보수



 인공위성 지상소프트웨어 개발



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

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

3대비전 열린경영 | 도전혁신 | 인재경영

핵심가치  고객만족  전문성  시장선도  윤리경영

대한민국 우주사업의 미래, 우주부품시험센터



우주부품시험센터란?

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

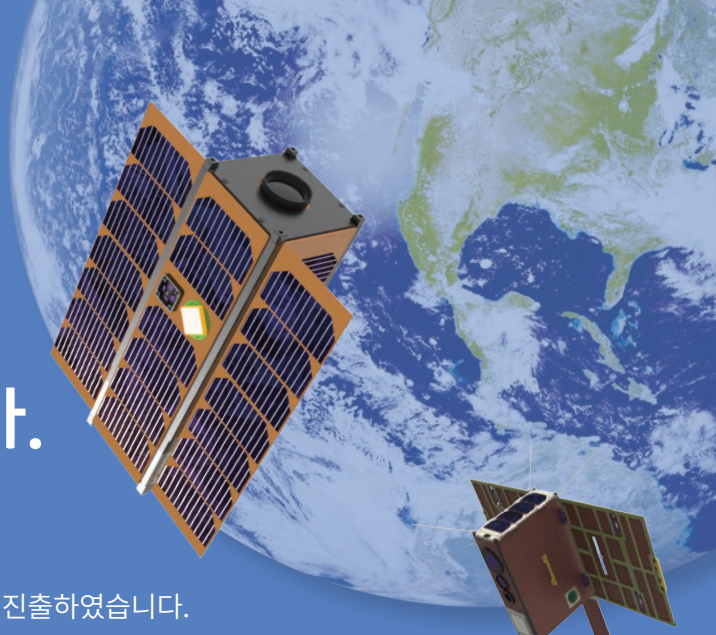
국산 우주개발 부품의 국제 경쟁력 강화
선진국 수준의 기술 확보와 경제효과 달성
지역균형발전 기여와 미래 우주과학 산학연의 중심
대한민국 우주 강국의 꿈을 이루어갑니다.



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

New Space를 위한 인공위성 플랫폼 서비스 솔탑이 만들어 가겠습니다.

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



초소형 위성
설계·제작시험



위성영상수신



실시간 데이터
분석·처리



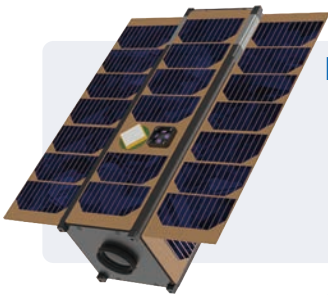
위성관제



탑재체·위성체
시험 및 분석

SOLESat-01

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

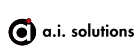


Mission

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

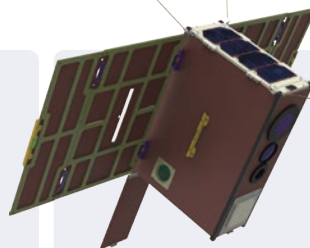
Specifications

- 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

RESEARCH PAPERS

- 101 **Orbital Transfer Process and Analysis of Small Satellite for Capturing Korean Satellite as Active Debris Removal (ADR) Mission**
Junchan Lee, Kyungin Kang
- 118 **Conjunction Assessments of the Satellites Transported by KSLV-II and Preparation of the Countermeasure for Possible Events in Timeline**
Shawn Seunghwan Choi, Peter Joonghyung Ryu, John Kim, Lowell Kim, Chris Sheen, Yongil Kim, Jaejin Lee, Sunghwan Choi, Jae Wook Song, Hae-Dong Kim, Misoon Mah, Douglas Deok-Soo Kim
- 144 **Introduction of Military Nanosatellite Communication System Using Anti-Jamming and Low Probability of Detection (LPD) Waveforms**
Ju Hyung Lee, Hae-Won Park, Kil Soo Jeong

TECHNICAL PAPER

- 154 **Analysis Methods of Visible and Near-Infrared (VNIR) Spectrum Data in Space Exploration**
Eung Seok Yi, Kyeong Ja Kim, Ik-Seon Hong, Suyeon Kim

CONTRIBUTION

- 165 **Study on the Feasibility of Space Weapon Development Utilizing Active Debris Removal Techniques and Understanding of Space Maneuver Warfare**
Seonghwan Choi

