

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 2 No. 1 February 2022





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

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications Volume 2 Number 1 February 2022

Published by The Korean Space Science Society Published on February 28, 2022 Office Address The Korean Space Science Society 776, Daedeok-daero, Yuseong-gu, Daejeon 34055, Korea Tel: +82-42-865-3391 Fax: +82-42-865-3392 E-mail: ksss@ksss.or.kr Homepage: http://ksss.or.kr

Design & Printing

Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

Copyright © The Korean Space Science Society

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

우주기술과 응용

우주기술과 응용(Journal of Space Technology and Applications; J. Space Technol. Appl. 이하 JSTA)은 한국의 우주과학 및 우주 응용 분야에서 가장 권위 있는 학술단체인 한국우주과학회에서 Journal of Astronomy and Space Sciences와 더불어 발행되고 있는 공식적인 정기 간행물이다. JSTA 는 2021년 5월 창간호를 시작 으로 연 4회 분기별로 발간되고 있으며, JSTA 의 논문과 기고문은 한국어 또는 영어로 게재 가능하며, 각 논문 과 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

JSTA 구독 관련 문의 학회 사무국 Tel: +82-42-865-3391 E-mail: jsta@ksss.or.kr E-mail: ksss@ksss.or.kr

https://www.jstna.org

우주기술과 응용

편집위원회 (2022.01.01 - 2022.12.31)

편집위원장 김해동 한국항공우주연구원

- 편집고문 민경욱 KAIST
 - 심은섭 (주)솔탑
 - 이 유 충남대학교

편집위원 김방엽 한국항공우주연구원

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

편집국장 김숙경 한국우주과학회

우주기술과 응용 Vol. 2 No. 1 February 2022

논문

- 1 초소형위성의 폐기 기동을 위한 항력 증대 장치 개발 김지석, 김해동
- 13 우주 물체 충돌 위험 분석을 위한 이중 모드 프레임워크 김시우, 이진성, 최은정, 조성기, 안재명

•

- 30 초소형 위성의 랑데부/도킹 기술 검증을 위한 시나리오 설계 김기덕, 김해동, 조동현
- 41 우주과학임무를 위한 큐브위성 자기장 청결도 분석 조혜정, 진호, 박현후, 김관혁, 장윤호, 조우현

기고문

52 한국의 Artemis 국제공동 유인달탐사 참여를 중심으로 우리나라 심우주탐사 로드맵 제안 최기혁, 김대영

논문



Received: January 6, 2022 Revised: January 18, 2022 Accepted: February 3, 2022

⁺Corresponding author :

Hae-Dong Kim Tel : +82-42-860-2812 E-mail : haedkim@kari.re.kr

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

ORCID

Ji-Seok Kim https://orcid.org/0000-0002-9323-3078 Hae-Dong Kim https://orcid.org/0000-0001-9772-0562

초소형위성의 폐기 기동을 위한 항력 증대 장치 개발

김지석¹, 김해동^{1,2†}

¹과학기술연합대학원대학교 ²한국항공우주연구원

Development of Drag Augmentation Device for Post Mission Disposal of Nanosatellite

Ji-Seok Kim¹, Hae-Dong Kim^{1,2†}

¹University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea ²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

요 약

본 논문에서는 초소형위성용 항력 증대 장치 개발에 대해 기술하였다. 최근 우주 개발이 New Space 시대 에 접어들며, 소형 로켓 및 초소형위성 거대 군집 운용 등 인공물체의 저궤도 진입 장벽이 상당히 낮아지 는 추세이다. 이로 인해 우주 환경에 존재하는 우주쓰레기의 수가 기하급수적으로 늘어나고 있으며, 현재 운용중인 인공위성뿐만 아니라 앞으로 발사될 인공위성들에 큰 위협으로 다가오고 있다. 이를 방지하기 위 해 국제적으로 우주쓰레기 경감 대책을 제시하고 있으며, 대표적으로 IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)에서는 '25년 가이드라인'을 권고하고 있다. 한국항공우주연구원에서는 국내 최 초로 랑데부/도킹 기술검증용 초소형위성인 KARDSAT(KARI Rendezvous & Docking demonstration SATellite) 프로젝트를 진행하였으며, KARDSAT 위성의 임무 후 폐기 기동(post-mission disposal)을 위 한 항력 증대 장치 개발을 통해 우주쓰레기에 대한 국제적 가이드라인을 준수하고자 하였다.

Abstract

In this paper, we described the development of a drag augmentation device for nanosatellite. Recently, space industry has entered the New Space era, and barriers to entry into Low Earth Orbit (LEO) for artificial objects such as small rockets and nanosatellite mega constellations have been significantly lowered. As a result, the number of space debris is increasing exponentially, and it is approaching as a major threat to satellite currently in operation as well as satellites to be launched in near future. To prevent this, international organizations like Inter–Agency Space Debris Coordination Committee (IADC) have been proposed space debris mitigation guidelines. The Korea Aerospace Research Institute (KARI) conducted KARI Rendezvous & Docking demonstration SATellite (KARDSAT) project, the first nanosatellites for rendezvous and docking technology demonstration in Korea, and we also developed drag augmentation device for KARDSAT Target nanosatellite that complied with the international guideline of post–mission disposal.

핵심어 : 초소형위성, 우주쓰레기, 폐기 기동, 항력증대장치, 거대 군집운용

Keywords : nanosatellite, space debris, post-mission disposal, drag augmentation device, blossoming, deployment test

1. 서론

우주 개발의 New Space 시대가 도래함에 따라 인공위성 개발의 방향이 소형화 및 대량화 로 변화하고 있으며, 소형 로켓 시장의 활발한 성장과 함께 재사용 로켓 개발을 통해 인공위 성의 저궤도 진입 장벽이 지속적으로 낮아지고 있다. 이러한 변화는 SpaceX사의 Starlink 프 로젝트 및 OneWeb사의 OneWeb 프로젝트를 필두로 초소형위성 거대 군집운용 임무(mega constellation)에 박차를 가하고 있다. 하지만, 초소형위성은 궤도상 수명에 비해 임무 기간이 매우 짧기 때문에 임무가 끝난 후에 제어 불가능한 우주쓰레기 상태로 저궤도 상에 오랜 시 간 잔존하게 되며, 이는 임무를 수행하는 다른 인공위성에 큰 위협이 된다. 이러한 우주쓰레 기에 대한 위협과 우주 환경 오염에 대해 NASA의 케슬러가 지난 1978년부터 경고하였으며, 거대 군집운용 임무뿐만 아니라. 2007년 중국과 2021년 러시아의 자국 위성 요격 시험. 2009 년 이리듐-코스모스 위성 충돌 등과 같은 사건을 통해 케슬러 신드롬(Kessler Syndrome)은 점차 현실이 되어가고 있다. 우주 환경 악화에 대한 문제는 국제적으로 문제가 제기되어 왔으 며, IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)에서 저궤도 인공위성의 궤 도상 수명을 25년 이하로 권고하는 '25년 가이드라인(25-Year Guideline)'을 제시하였고, UN, ITU(International Telecommunication Union), ISO(International Organization for Standardization) 등과 같은 국제 기관에서 우주쓰레기 경감과 우주 환경 보호를 위한 참여 가 이루어지고 있다. 또한, NASA 및 ESA 등과 같은 각국의 우주 기관들 또한 이러한 행보에 동참하여 우주쓰레기 경감 가이드라인을 제시하고, 이에 따라 인공위성을 개발하는 추세이다 [1].

우주쓰레기 경감을 위하여 해외에서는 이미 초소형위성 기반의 폐기 기동(post-mission disposal, PMD) 기술 검증 임무들이 활발히 진행되고 있다. 영국의 Surrey 대학에서는 폐기 기동 검증 임무를 위한 3U 초소형위성 DeorbitSail과 InflateSail을 개발하여 각각 2015년, 2017년에 발사하였고, 특히 InflateSail은 박막 전개 장치를 성공적으로 작동시켜 초소형위성 기반 폐기 기동 기술을 검증하였다[2,3]. 미국 NASA와 캐나다의 Toronto 대학에서도 각각 3U 초소형위성 TechEdSat-4, CANX-7을 개발하여 박막 전개 및 지구 대기권으로의 폐기 기동에 성공하였으며, 영국의 Glasgow 대학에서는 초소형위성용 Deorbit 모듈을 개발하여 전개 시험까지 수행하였다[4-6]. 우리나라에서는 충남대학교에서 태양돛 추진 임무를 수행하 기 위한 3U 초소형위성 CNUSail-1이 개발된 사례가 있지만, 아직까지 위성 폐기 기동 임무 를 수행하기 위한 위성이 개발 및 발사된 사례는 없다[7].

한국항공우주연구원에서는 랑데부/도킹 임무를 수행하는 KARDSAT(KARI Rendezvous & Docking demonstration SATellite) 프로젝트를 위해 Chaser(6U)와 Target(6U) 위성을 개발 하였다. 두 위성들 모두 '25년 가이드라인'을 준수하기 위해 임무 종료 후, 각각 폐기 기동을 실시한다. Chaser는 랑데부/도킹 임무 수행 후의 잔여 추진제를 통해 스스로 대기권으로 추락 하여 소멸하며, Target은 추력기가 탑재되지 않기 때문에 항력 증대 장치(Drag Augmentation Device)를 별도로 탑재하여 서서히 대기권으로 진입하는 폐기 기동을 실시하게 된다. Fig. 1 은 KARDSAT 프로젝트의 임무 운영 시나리오를 나타낸 그림이다. 발사체가 확정되지 않은 상태이므로 임무 궤도도 미정 상태이며, 한국형발사체(KSLV)를 참고하여 고도 700 km를 기 준으로 임무 시나리오를 설정하였다[8].



Fig. 1. Mission scenario of KARDSAT project.

본 논문에서는 KARDSAT 프로젝트의 Target 위성에 폐기 기동 임무 목적으로 탑재되는 항력 증대 장치(이하 전개장치)의 개발에 대하여 기술하고자 한다. 본 연구를 통한 초소형위 성용 전개장치에 대한 기술은 New Space 시대의 필연적 이슈인 우주쓰레기 문제를 경감시 키고, 해결하는 데 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

2. 초소형위성 궤도 수명

인공위성의 궤도상 수명은 고도 및 궤도에 따라 상당히 다르게 계산되며, 특히 위성이 저궤 도에 위치할수록 궤도상 수명에 가장 큰 영향을 미치는 부분이 궤도에 희박하게 존재하는 공 기 분자에 의한 마찰이다. 식 (1)은 인공위성에 미치는 대기 저항력을 나타내는 수식이고, 위 성의 속도 및 표면적이 계산 결과에 주요 인자라는 것을 확인할 수 있다(9).

$$F_d = -\frac{1}{2}\rho v^2 A C_d \hat{v} \tag{1}$$

특히, 초소형위성은 표면적이 비교적 작기 때문에 같은 고도에 있더라도 중, 대형 위성들보 다 더 오랜 시간을 궤도상에 머물게 된다. 그리고 초소형위성의 임무 수명은 비교적 짧기 때 문에 저궤도 환경에서 우주쓰레기로 남겨질 확률이 더욱 높다. Table 1은 STK(System Tool Kit)을 통해 태양 지향 자세를 가정한 6U 초소형위성이 고도 700 km에서 머무는 시간을 추 정한 결과를 나타낸다. 궤도운동 진행 방향의 표면적이 0.03 m²이라고 가정할 때, 위성이 폐 기 기동 없이 지구 대기권으로 떨어지기까지 걸리는 시간은 태양활동의 불확실성(σ)을 고려 하더라도 최소 60년 이상이며 최대 145년까지 궤도상에 머물 것으로 예상된다. 하지만, 해당 초소형위성에 박막(membrane) 전개 장치를 탑재하여 항력을 증대시키는 경우, 약 1 m² 표 면적의 박막만 펼쳐도 해당 위성은 3년 이내에 지구 대기권으로 떨어져 소멸한다. 그러므로,

Parameter		Value		
Epoch time		Dec 1, 2021		
Orbit		Sun-synchronous Orbit (SSO)		
Altitude		700 km		
Area		0.03 m ²		
Mass 4 kg		g		
No Sail	0.15 m ²	1 m ² 2 m ²		
145.3 y (0 <i>σ</i>)	27 γ (0 σ)	2.7 y (0 σ)	1.5 y (0 σ)	
110.0 y (1 <i>σ</i>)	22.6 y (1 <i>σ</i>)	2.1 y (1 σ)	1.2 γ (1 σ)	
86.3 y (2 σ)	14.3 γ (2 σ)	1.7 y (2 σ)	364 d (2 σ)	
63.7 γ (3 σ)	12.4 y (3 σ)	1.4 γ (3 σ)	(3 σ)	

Table 1. Simulation result of orbital lifetime for nanosatellite

우주쓰레기로 인한 저궤도 우주 환경 악화를 억제하기 위해서는 초소형위성 설계 시에 폐기 기동을 위한 추가적인 장치를 탑재하는 것이 바람직하다. 그러나 초소형위성은 공간과 전력 이 매우 제한적이기 때문에 시스템에 적합한 소형 항력 증대 장치를 필요로 한다.

3. 항력 증대 장치

3.1 부품 구성

항력 증대 장치는 일반적인 태양돛(Solar Sail) 전개 장치와 마찬가지로 박막, 지지대(붐), 전 개부로 구성된다. 우선 박막은 위성이 저궤도 상에 존재하는 희박한 공기 분자들을 통해 공기 저항을 극대화하는 역할이다. 본 연구에서는 25 μm 두께의 Mylar 필름을 사용하였으며, 태 양돛 임무와는 다르게 반사율을 고려하지 않아도 되므로 박막의 두께 및 내열성 등을 고려하 여 선정하였다. 전개 완료되었을 때 박막의 크기를 9 m² 이상이 되도록 설계 및 제작하였다. 붐은 전개 시에 박막을 지지하는 역할로 Steel 재질의 Tape Spring을 사용하였다. 그리고 전 개부는 붐을 전개시키는 역할로서 모터 사용의 유무에 따라 수동 및 능동 전개 방식이 구분 되며, 본 연구에서는 박막과 붐의 안정성을 위해 모터를 활용한 능동 전개장치를 개발하였다. 모터는 Surrey 대학의 InflateSail에 탑재된 Maxon 모터를 활용하였으며, 이는 InflateSail이 우주 환경에서 임무를 성공적으로 수행하여 Space Heritage를 가지고 있다는 특징이 있다. 또한, 해당 모터와 호환이 되는 전용 컨트롤러 및 오픈 소프트웨어가 제공되므로 개발에 유리 한 장점이 있다. Table 2는 전개장치의 구성 부품에 대한 정보를 정리하였다[10].

Fig. 2는 전개장치가 탑재된 KARDSAT Target 위성에 대한 형상이다. 약 2 U 공간에 전개 장치가 탑재되며, 위성의 구조체에 대한 설계 변화를 최소화하고 공간 효율성을 높이기 위해 박막 저장 공간을 외부에 설계하였다. 그리고 Target 위성이 우주 공간에서 Deployer로부터 사출될 때, 간섭이 없도록 고려하였다. 또한, 전개 장치의 질량 요구사항은 할당된 공간 비율

Property		Name & value	
Membrane	Туре	Mylar film	
	Thickness	< 25 µm	
	Area	> 9 m ²	
Boom	Туре	Tape spring	
	Thickness	0.14 mm	
Deployer		Active method by small motor	
		(Maxon EC-max 16 + Planetary Gearhead GP 16 C)	

Table 2. Composition and property of drag augmentation device



Fig. 2. System configuration of KARDSAT Target and deployer.

에 따라 3 kg 이내로 설정하였으며, 실제 박막과 붐을 포함한 전개 장치 모듈의 측정 질량은 약 2 kg 정도이다.

3.2 구조 설계 및 제작

Fig. 3은 전개장치의 초기 설계 모델을 나타낸 그림이다. 전개부(deployer)의 Spindle을 중 심으로 붐과 모터가 체결되어 있으며, 모터가 일정한 속도로 회전하면서 Spindle에 고정되어 있는 붐이 전개되는 방식이다. 하지만, 붐이 전개되면서 전개부 내에 존재하는 빈 공간과 붐 의 복원력에 의해 내부에서 임의로 펼쳐지는 Blossoming 현상이 발생하였다. Blossoming 현상이 발생하면 모터가 작동하더라도 붐이 펼쳐지려는 복원력과 전개부 벽면의 마찰에 의해 붐이 정상적으로 전개되지 않는다(Fig. 4). 붐과 벽면의 마찰을 줄이기 위하여 Fig. 5와 같이 롤러를 적용하였지만, 여전히 Blossoming 현상이 나타났다. 이는 전개 시 붐에 작용하는 힘



Fig. 3. Initial design of deployer.



Fig. 4. Blossoming sequence of uncoiled boom [11].



Fig. 5. Design of deployer with roller.

의 방향과 롤러의 운동 방향이 달랐기 때문으로 추측된다. 결국 Blossoming 현상을 방지하 기 위해서는 붐이 내부에서 임의로 펼쳐지는 것을 억제하는 힘이 필요하며, 이를 위해 Fig. 6 과 같이 Compression Spring 개념을 도입하였다. 전개부 내에 감겨 있는 붐이 펼쳐지지 않 도록 사방에서 일정한 힘을 가하는 방식이다. Fig. 7과 같이 내부에 스프링이 존재하여 붐의 사방에 일정한 힘을 가할 수 있고, 붐과의 마찰을 최소화하기 위해 부품의 끝부분에 Teflon 재질을 적용하였다. 위와 같은 재설계 과정을 거쳐 Blossoming 현상을 해결하였으며, 이를 기반으로 전개 장치의 최종 형상을 Fig. 8과 같이 KARDSAT Target 위성의 구조체에 탑재할 수 있도록 설계하였다[11].



Fig. 6. Blossoming sequence of uncoiled boom [11].



Fig. 7. Design of deployer with compression spring.



Fig. 8. Assembly of KARDSAT target system with drag device.

3.3 박막 접기 방법

박막의 접는 방식에 따라 전개장치의 박막 전개 효율성과 박막 탑재 효율성이 달라진다. 박막 접기는 크게 가로 접기 방법(horizontal folding method)와 세로 접기 방법(vertical folding method)로 나눌 수 있으며, 각각은 전개 및 탑재 관점에서 장단점이 존재한다. 이러 한 특징을 Table 3에 정리하였다. 가로 접기 방법은 붐 전개 방향과 접음선(creasing line)이 수직이지만, 접음선이 서로 교차하지 않기 때문에 찢어짐의 위험성이 낮고, 위성에 탑재 및 저장이 쉬우며, 박막의 흘러내림을 방지할 수 있다는 장점이 있지만, 접음선과 전개 시 가해 지는 힘의 방향이 평행하여 박막이 완전히 펼쳐지지 않을 가능성이 있다는 단점이 있다. 세로 접기 방법은 붐 전개 방향과 박막의 접음선이 평행하여 찢어짐의 위험성이 낮으며, 가로 접기 방법에 비해 비교적 접기가 쉽고 전개 시에 완전히 펼쳐질 수 있다는 장점이 있지만, 박막 탑 재가 느슨할 수 있으며, 완전히 전개되기 전에 박막이 흘러내릴 수 있다는 단점이 존재한다. 본 연구에서는 공간이 제한적인 초소형위성의 특성을 고려하여 탑재 및 저장이 용이하고, 전 개 시 박막의 안정성을 우선으로 판단하여 가로 접기 방법을 채택하였다[7, 12].

4. 전개 시험

전개가 정상적으로 이루어지기 위해서는 붐이 전개됨에 따라 박막도 함께 펼쳐져야 하기 때문에 붐과 박막을 나일론 실로 연결하였다. 또한, 박막의 두께가 25 µm로 매우 얇기 때문 에 전개 시에 붐과 연결되어 있는 박막의 끝부분이 찢어질 가능성이 높으므로, 이를 방지하기 위해 박막의 연결 부위에 캡톤 테이프를 부착하여 찢어짐의 위험성을 줄이고자 하였다. 그리 고 Fig. 9와 같이 박막과 전개부 사이에도 스프링을 활용한 연결 및 고정을 실시하여 박막이 원활하게 펼쳐질 수 있도록 제작하였다.

전개장치의 모터의 적용 유무에 따른 비교를 위해 Fig. 10과 같이 전개 시험을 실시하였다. 모터가 없는 수동 전개장치의 경우 붐의 복원력을 통해 박막이 빠르게 전개되었지만, 이에 따 른 붐의 불안정한 전개와 박막의 찢어짐에 대한 위험성이 존재하였다. 모터를 통한 능동 전개 장치의 경우 박막이 비교적 느리게 전개되었지만, 붐과 박막 모두 매우 안정적으로 전개되는 것을 확인하였다. 그리고 수동 및 능동 전개 모두 가로 접기 방법을 사용하였기 때문에 완전 히 펼쳐지지 않은 것을 확인할 수 있다.

Table 3. Comparison of folding methods between vertical and horizontal

Туре	Advantage	Disadvantage
Vertical	· Parallel with boom deployment	· Hard to mount (loose characteristic)
method	direction and membrane folding line	\rightarrow Risk of falling when deployed
	· Easy to fold compared to horizontal	
	method	
Horizontal	· Easy to mount compared to vertical	· Vertical with Boom deployment
method	method	direction and membrane folding line
	· Prevent falling when deployed	\rightarrow Risk of not fully deployed



Fig. 9. Connection of membrane with boom and deployer.



Fig. 10. Deployment test of drag device by passive and active methods.

Fig. 11은 Maxon 모터를 사용하여 3 m 사이즈의 박막을 전개 시험한 그림이다. 가로 접기 방법을 적용하여 시험을 실시하였기 때문에 박막이 완전하게 펼쳐지지는 않았지만, 저장된 박막이 흘러내리거나 쏟아지지 않고 안정적으로 전개되는 것을 확인할 수 있다. 또한, Fig. 12 는 네 방향으로 3 m × 3 m 사이즈의 박막이 모두 전개된 상태를 나타낸 그림이며, 중심부의 6U 초소형위성 구조체와 비교하여 크기를 짐작할 수 있다.

전개 시험 시에 간혹 붐이 불안정하게 전개되거나 휘는 경우가 생기기도 하였다. 이는 붐의 재질 및 구조적 특성에 의해 발생되는 문제인데, 본 연구에서는 일반적인 Tape spring을 사용했기 때문에 구조적으로 강성이 대칭이 아니다. 따라서, 특정한 방향으로 붐이 굽어지는 현상이 발생하고, 이는 박막 전개 실패를 초래할 수 있다. 이를 방지하기 위해 특정 모양의 CFRP 재질의 붐 혹은 TRAC 붐을 활용하기도 한다[13, 14].



Fig. 11. Deployment test of 3 m sized drag device by active method.



Fig. 12. Deployment test of 3 × 3 m sized drag device by active method.

5. 결론

본 논문에서는 KARDSAT 프로젝트의 Target 위성에 탑재되는 초소형위성용 항력 증대 장 치 개발에 대해 기술하였다. 우주쓰레기 경감 가이드라인 권고안을 준수하기 위해 필요한 박 막의 사이즈를 분석하였고, 분석 결과를 기반으로 전개장치를 설계 및 제작하였다. 또한, 전 개부와 붐 사이에 발생하는 Blossoming 현상을 Compression Spring을 적용하여 해결하였 으며, 모터를 사용하여 3 m 사이즈의 박막을 전개시키는 데 성공하였다. 하지만, 붐의 불안정 성이 아직 해결 과제로 남아있으며, 붐에 대한 구조적 보강을 실시하여 미세 중력 환경에서의 전개 시험을 실시할 계획이다. 향후에는 우주쓰레기로 인한 임무 후 폐기 기동 및 심우주탐사 를 위한 태양돛 임무에 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 기본사업으로 수행 중인 'AI기반 랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발' 및 '궤도상 서비싱 기반기술 개발' 연구의 일부이며, 한국항공우주연구원의 지원 에 감사드립니다.

References

- Kim HD, Recent status and future prospect on space debris mitigation guideline, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48, 311-321 (2020). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.4.311
- Stohlman OR, Lappas V, Development of the deorbitsail flight model, in AIAA Spacecraft Structures Conference, National Harbor, MD, 13-17 Jan 2014.
- Taylor B, Underwood C, Viquerat A, Schenk M, Fellowes S, et al., Flight results of the InflateSail spacecraft and future applications of dragsails, in 32nd AIAA Small Satellite Conference, Logan, UT, 19 Jul 2018.
- 4. Luna AG, Murbach M, Wheless J, Tanner F, The exo-brake as a de-orbit mechanism: analysis and recent flight experience through Soarex and TechEdSat flight tests, in 68th international Astronautical Congress, Adelaide, Australia, Sep 2017.
- Bonin G, Hiemstra J, Sears T, Zee R, The CanX-7 drag sail demonstration mission: enabling environmental stewardship for nano- and microsatellites, in 27th AIAA Conference on Small Satellites, Dubai, 1 Aug 2013.
- 6. Harkness P, McRobb M, Lützkendorf P, Milligan R, Feeney A, et al, Development status of AEOLDOS: a deorbit module for small satellites, Adv. Space Res. 54, 82-91 (2014). https://doi.org/10.1016/j.asr.2014.03.022
- Song SA, Kim S, Suk J, Roh JH, Development and performance test of solar sail system for CNUSAIL-1 cube satellite, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 228-239 (2016). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.3.228
- Kim HD, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Kim KD, et al., Ground test of docking phase for nanosatellite, J. Space Technol. Appl. 1, 7-22 (2021). https://doi.org/10.52912/jsta.2021. 1.1.7
- 9. Vallado DA, Fundamentals of Astrodynamics and Applications (McGraw-Hill, New York, NY, 2001).
- Underwood C, Viquerat A, Schenk M, Taylor B, Massimiani C, et al., InflateSail de-orbit flight demonstration results and follow-on drag-sail applications. Acta Astronaut. 162, 344-358 (2019). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.05.054

- Hoskin A, Viquerat A, Aglietti GS, Tip force during blossoming of coiled deployable booms, Int. J. Solids Struct. 118-119, 58-69 (2017). https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.04.023
- Adeli SN, Deployment system for the cubesail nano-solar sail mission, Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 9–12 Aug 2010.
- Sickinger C, Herbeck L, Deployment strategies, analyses and tests for the CFRP booms of a solar sail, in European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, CNES, Toulouse, 11–13 Dec 2002.
- Murphey TW, Turse D, Adams L, TRAC Boom Structural Mechanics, in 4th AIAA Spacecraft Structures Conference, Grapevine, TX, 9–13 Jan 2017.

Author Information

김지석 jiskim@kari.re.kr



충북대학교에서 2018년 천문우주학/기계공학 학사학위를 받고, 2018년부터 과학기술연합대 학원대학교(UST)의 한국항공우주연구원 캠퍼 스에서 항공우주시스템공학 석박사 통합과정 에 있다. 현재 초소형위성 열구조 해석 및 우 주쓰레기 기술 관련 연구에 참여하고 있다.

김해동 haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주 항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한 국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑위 성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰 레기 위험분석 SW, 캡쳐시스템 지상시험모델,

6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주 쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다.

논문



Received: January 24, 2022 Revised: Fabruary 9, 2022 Accepted: Fabruary 11, 2022

⁺Corresponding author :

Jaemyung Ahn Tel : +82-42-350-3730 E-mail : jaemyung.ahn@kaist.ac.kr

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

ORCID

Siwoo Kim https://orcid.org/0000-0002-5802-1723 Jinsung Lee https://orcid.org/0000-0001-9671-067X Eun-Jung Choi https://orcid.org/0000-0003-3637-2028 Sungki Cho https://orcid.org/0000-0003-4538-7571 Jaemyung Ahn https://orcid.org/0000-0003-4971-5130

우주 물체 충돌 위험 분석을 위한 이중 모드 프레임워크

김시우¹, 이진성¹, 최은정², 조성기², 안재명^{1†}

¹한국과학기술원 항공우주공학과 ²한국천문연구원

Dual-Mode Framework for Space Object Collision

Risk Assessment

Siwoo Kim¹, Jinsung Lee¹, Eun-Jung Choi², Sungki Cho², Jaemyung Ahn^{1†}

¹Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST), Daejeon 34141, Korea ²Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI), Daejeon 34055, Korea

요 약

최근 지구 주변 우주 물체 수의 급격한 증가와 함께 우주 위험 대응 기술에 대한 중요성이 높아지고 있다. 본 연구에서는 우주 위험 중 하나인 우주 물체 간 충돌 위험을 분석하기 위한 방법론에 대해 기술하였다. 주어진 정보와 상황에 적합한 충돌 위험 정보를 도출하기 위해 일대일 충돌 사건에 초점을 맞춘 미시적 모드와, 관심 대상이 통과하는 공간에 초점을 맞춘 거시적 모드로 이루어진 이중 모드 프레임워크가 제안되었으며, 각 모드에 적합한 사례 연구를 통해 그 효용성을 검증하였다.

Abstract

Recently, the number of space objects around the Earth has increased rapidly, necessitating systematic space risk management. This paper proposes a dual-mode framework for assessing the risk of collision between space objects. The proposed framework consists of microscopic and macroscopic modes. The former focuses on one-to-one collision events, and the latter assesses the overall collision risk inside a cell located in space. Two risk assessment case studies using the proposed two modes demonstrate the effectiveness of the proposed framework.

핵심어 : 우주상황인식, 충돌 위험, 이중 모드 프레임워크 Keywords : space situational awareness, collision risk, dual-mode framework

1. 서론

우주 위험은 지구나 인간의 우주 활동에 직, 간접적으로 위협이 되는 지구 주변의 우주 환 경을 의미한다. 우주 위험은 크게 추락과 충돌로 인한 위험으로 구분되며, 자연우주물체와 인 공우주물체에 의해 발생한다. 우주물체의 추락 위험은 소행성, 유성체와 같은 자연우주물체 혹은 수명이 다한 인공위성, 발사체 잔해와 같은 인공우주물체가 지구로 추락하면서 전소되 지 않아 지상에 피해가 발생하는 경우, 충돌 위험은 우주잔해물과 운영 중인 인공위성 혹은 인공위성과 인공위성 간의 충돌로 위성 운영에 일시적 장애가 발생하거나 중단되는 경우를 말한다. 이러한 우주 위험의 원인들 중 인공우주물체는 인류의 우주 개발과 함께 그 숫자가 지속적으로 증가하고 있어 이로 인한 위험성 역시 점점 커지는 상황이다. 지구 궤도상의 인공 우주 물체는 2007년 중국의 풍운 1호(FY-1C) 위성 요격 실험, 2009년 미국의 통신용 이리듐 위성과 러시아의 군통신용 코스모스 위성 간의 충돌로 급격히 증가한 바 있다. 2021년 11월 에는 러시아의 코스모스 1408 위성 요격 시험으로 1,500여 개의 파편을 발생시키기도 했다. 또한 초대형군집위성군 중 미국 스페이스 X의 스타링크(Starlink)는 2019년 5월 24일 첫 발 사 이후, 2022년 2월까지 2,044여 개를 발사하며 우주물체의 증가를 가속시켰다. Fig. 1은 지 구 궤도상의 인공우주 물체 수 그래프로 2007, 2009년의 급증 외에도 최근 2년 이내 저궤도 인공우주물체의 증가세가 가속되는 것을 확인할 수 있다[1].

이와 같은 인류의 활발한 우주개발 및 우주물체 간 연쇄충돌로 근 지구 우주환경이 점점 복잡해지면서 우주상황인식(space situational awareness, SSA)과 우주교통관제(space traffic management, STM)에 대한 관심도 높아지고 있다. 우주상황인식은 지상과 우주의 관측장비 를 통한 우주물체의 관측과 분석을 통한 대응 활동을 포함하며 우주 환경에 대한 포괄적인 지식의 획득과 이해를 의미한다[2]. 우주교통관제는 우주상황인식을 기반으로 우주공간의 안 전한 활용과 우주운용을 위한 일련의 기술 및 규제를 의미한다[3]. 우주상황인식과 우주교통 관제를 위한 모듈중 우주위험 분석 시스템은 관측을 통해 수집된 데이터를 분석하여 우주물 체 재진입 위험이나 근접우주물체에 대한 충돌확률을 계산하여 우주위험도를 판단하게 한다

미국의 연합우주작전본부(Combined Space Operation Center, CSpOC)는 우주상황인식 의 주요 정보제공자로 우주감시네트워크(space surveillance network)를 통해 획득한 우주감 시 및 추적 등 우주물체의 궤도 정보와 근접 경고 메시지(conjunction data message, CDM) 를 제공하고 있다. 각 기관이 운영하고 있는 우주자산에 타 우주물체가 근접할 경우 위성운영 기관에 근접경고메시지를 보내주고 있다. CDM의 경우 CSpOC의 고정밀 궤도력을 활용한 결과를 담고 있지만, 일반적인 추적 정보는 정밀도가 낮은 관측평균궤도정보인 TLE(two line element)로 제공되며, 군사 및 안보와 관련된 민감한 정보는 제외되어 있다. 우주물체의 궤도



Fig. 1. Number of objects in earth orbit - registered, reentered, and remaining.

정밀도는 우주위험 분석에 직접적인 영향을 끼치기 때문에 세계적으로 우주활동이 증가하는 상황에서 궤도력의 정밀도를 높이는 것은 더욱 중요해졌다. 따라서 우주 자산 보호를 위해서 는 정밀 궤도력 확보가 필요하며, 이를 통한 우주위험 통합 분석시스템 구축이 필수적이다[4]. 우리나라는 우주위험대비 기본계획을 바탕으로 독자적인 우주위험을 분석할 수 있는 역량 확 보를 위한 우주물체 관측시스템과 우주위험 통합분석 시스템을 개발 중이며, 본 연구 또한 그 일환으로 수행되었다.

본 연구에서는 우주물체 간 충돌위험 분석을 위한 기존 방법론들을 분석하였고, 이를 바탕 으로 다양한 관점에서 우주물체 간 충돌위험을 분석하기 위한 이중 모드 프레임워크를 제안 하였다. 제안된 프레임워크는 두 물체 간 기하학적 관계를 바탕으로 일대일 충돌 위험도를 분 석하는 미시적 모드(microscopic mode)와 관심 물체가 통과하는 공간에서 발생하는 평균 충돌 횟수를 바탕으로 충돌 위험도를 산출하는 거시적 모드(macroscopic mode)로 이루어져 있으며, 유효성 검증을 위해 각 모드에 적합한 사례 연구가 수행되었다.

2. 우주물체 충돌 위험 분석 기법 및 프로그램

지구 궤도 상 우주물체의 밀도가 급격히 증가함에 따라 충돌 위험이 점점 커지고 있으며, 이러한 위험을 정확히 파악하기 위한 대응 시스템 및 핵심 기술에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. 본 장에서는 기존의 충돌 위험 분석 방법론들과 해외 기관에 의해 개발된 충돌 위험 분석 프로그램 현황을 서술하였다. 기존의 충돌 위험 분석 기법은 크게 두 물체 간의 기하학 적 관계를 이용하는 방법과 관심 영역의 충돌 플럭스(collision flux)를 활용한 기법으로 나뉘 어지며 각각 2.1, 2.2절에 서술하였고, 2.3절에서 충돌 위험 분석 프로그램에 대한 현황을 서 술하였다.

2.1 일대일 충돌 위험 분석 기법

일대일 충돌 위험 분석은 주 관심 대상(primary object)과 잠재적 위험 대상(secondary object) 두 물체 간 기하학적 관계를 이용하여 위험도를 분석하는 기법이다. 일대일 충돌 위 험 분석을 위한 기하학적 관계가 Fig. 2에 제시되어 있다. 대표적인 충돌 위험 지표로는 두 물체 간 거리가 최소가 되는 지점(point of closet approach, PCA) 및 시점(time of closet approach, TCA)과 이 때의 상대 거리인 최근접거리(miss distance) 등이 있으며, 최근접거리가 기준거리보다 가까워지는 경우를 충돌(collision), 그 확률을 충돌 확률(probability of collision, *P_c*)이라고 정의한다. 우주물체 간 거리가 가까워져 충돌 위험이 발생할 때 이와 같은 지표들을 반복적으로 계산하는 과정을 충돌 위험 분석 혹은 충돌 평가(conjunction assessment, CA)라고 한다. 일반적으로 충동확률이 10⁻⁴보다 큰 경우, 추가적인 분석 혹은 충 돌 회피 기동이 필요한 위험 케이스로 분류되며, 보다 정확한 위험분석과 의사결정을 위해 반 복적인 재관측과 이를 통한 궤도 결정이 수행되어야 한다.

충돌 확률 계산과정에서 두 물체의 상태에 대한 불확실성은 공분산(covariance) 행렬을 통 해 나타낼 수 있다. 공분산 행렬의 대각 성분은 각 파라미터의 분산이며, 그 외의 성분은 두 파라미터의 표준편차와 상관계수(correlation coefficient)의 곱으로 표현된다. 우주물체 간 충돌분석 과정에서 공분산 행렬은 주로 위성 중심의 UVW 좌표계에서 표현되며, U와 W는



Fig. 2. Conjunction encounter geometry.

각각 위성의 공전 중심 방향과 각 운동량의 방향, V는 W와 U 방향 단위벡터의 외적방향으로 정의된다. 공분산 값은 궤도 결정 과정에서 관측 오차 및 동역학 모델의 불확실성을 고려하여 생성되고, 몬테 카를로(Monte Carlo), 선형 맵핑(linear mapping), 시그마 포인트 전파 (Sigma point propagation) 기법 등을 활용하여 위험 분석 시점에서의 값을 얻을 수 있다.

$$P_{c} = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^{3}|C|}} \iiint_{v} \exp\left(-\frac{1}{2}\mathbf{r}^{T}C^{-1}\mathbf{r}\right) dX dY dZ$$
(1)

두 우주물체 간 충돌 확률은 식 (1)과 같이 구할 수 있으며, *C*는 두 물체의 공분산의 선형 합, *V*는 두 물체를 감싸는 구의 부피 합, *r*은 두 미소 부피 요소 간 위치 벡터를 의미한다. 이와 같은 3차원 충돌 확률 계산법은 직관적이지만 많은 계산 비용이 요구되기 때문에 이를 보완한 방법론이 다양한 연구자들에 의해 제안되었다.

2.1.1 Foster 방법론[5]

Foster는 두 물체의 충돌 평면(encounter plane)을 활용한 충돌 확률 계산법을 다음과 같 이 제안하였다.

$$P_{c} = \frac{1}{2\pi\sigma u\sigma w} \int_{0}^{Obj} \left[\int_{0}^{2\pi} \exp\left[-\frac{1}{2} \left[\left(\frac{R_{0}\sin\phi - r\sin\theta}{\sigma u}\right)^{2} + \left(\frac{R_{0}\cos\phi - r\cos\theta}{\sigma w}\right)^{2} \right] \right] rd\theta \right] dr \qquad (2)$$

Foster의 충돌확률 계산법은 이후 개발된 충돌확률 계산법에 비해 많은 계산 비용이 필요 하지만, 3차원 계산법과 비교하였을 때 정확성에 큰 차이가 없으며, 적분 간격 조절을 통해 계 산 속도를 높일 수 있다. Foster 방법론은 STK(systems tool kit)의 ODTK(orbit determination tool kit) 충돌 분석, space-track에서 배포하는 CDM, NASA의 충돌 위험 분석 프로그램 CARA 등에 활용되고 있다.

2.1.2 Chan 방법론[6]

Chan의 Foster가 제안한 충돌 확률 계산식의 해석적인 근사해를 다음과 같이 제시하였다.

$$P_{c} = \exp\left(-\frac{v}{2}\right) \cdot \sum_{m=0}^{\infty} \left[\frac{v^{m}}{2^{m} \cdot m!} \cdot \left(1 - \exp\left(\frac{-u}{2}\right) \sum_{k=0}^{m} \frac{u^{k}}{2^{k} \cdot k!}\right)\right]$$

$$u = \frac{Obj^{2}}{\sigma x \sigma y}$$

$$v = \frac{xm^{2}}{\sigma x^{2}} + \frac{ym^{2}}{\sigma y^{2}}$$
(3)

Chan은 2차원 가우스 확률 밀도 함수를 1차원 Rician 확률 밀도 함수로 변환하였고, 등가 영역(equivalent area) 개념을 이용한 해석해를 제안하였다. Chan의 방법론은 ISS의 충돌 회 피 기동 의사결정 지원에 사용되고 있으며, 각 물체의 크기가 1-100 m, 두 물체 간 거리가 10 m-100 km, 위치에 대한 표준 편차가 1-10 km인 상황에서 활용이 권장된다.

2.1.3 Patera 방법론[7]

Patera는 3차원 충돌확률 문제를 밀도 대칭 가정을 활용해 1차원 선적분 형태로 표현하였 다. *r* 과 *q* 는 두 물체의 확률분포 중심과 물체 간 거리와 방향을 나타내며, 확률분포 중심이 물체에 포함되지 않는 경우 식 (4)와 같이, 포함되는 경우 식 (5)와 같이 충돌 확률을 표현할 수 있다. Patera의 방법론의 Aerospace Corporation사의 collision vision tool, satellite orbit analysis program 등 포함한 다양한 기관에서 활용 중이다.

$$P_c = -\frac{1}{2\pi} \oint_{ellipse} \exp(-\alpha r^2) d\theta \tag{4}$$

$$P_{c} = 1 - \frac{1}{2\pi} \oint_{ellipse} \exp(-\alpha r^{2}) d\theta$$
(5)

2.1.4 Alfano 방법론[8]

Alfano는 충돌 확률 산정 문제의 복잡도를 줄이기 위해 몇 가지 가정을 세웠다. 1) 두 물체 를 각각 대상을 포함하는 구체로 가정하여 자세 정보 없이 충돌 확률을 계산하였다. 2) 두 물 체 간 상대 가속도가 상대 속도에 비해 매우 작다고 가정함으로써 두 물체 간 상대 속도를 선 형으로 가정하였다. 3) 두 물체의 위치는 Zero-mean, 가우시안(Gaussian) 분포를 따르고, 서 로 비상관(uncorrelated) 관계이며 충돌분석 기간 중 일정하다고 가정하였다. 4) 두 물체가 비상관 관계이기 때문에 두 물체 간 충돌 기하를 Fig. 3과 같이 결함 공분산 타원체(combined covariance ellipsoid)와 결합 구형 물체(combined spherical object)로 표현할 수 있고, 타 원체와 구형 물체가 맞닿을 때 충돌이 발생한다고 가정하였다. 위 가정들을 바탕으로 선형으 로 가정한 상대 속도에 수직인 충돌 평면(encounter plane)에 3차원 공분산 타원체와 구형 물체를 사영시켜 2차원 문제를 치환하였으며, 충돌 확률을 다음과 같이 표현하였다.

$$P_{c} = \frac{1}{2\pi\sigma x\sigma y} \int_{-Obj}^{Obj} \int_{\left(-\sqrt{Obj^{2}-x^{2}}\right)}^{Obj} \exp\left[\left(-\frac{1}{2}\right)\left[\left(\frac{x+xm}{\sigma x}\right)^{2} + \left(\frac{y+ym}{\sigma y}\right)^{2}\right]\right] dydx$$
(6)



Fig. 3. Conjunction Encounter [9].

2.2 충돌 플럭스 기반 충돌 위험 분석 방법[10]

충돌 플럭스 기반 충돌 위험 분석 방법론은 관심 대상의 궤도가 통과하는 공간에 초점을 맞추어 위험 대상 물체들이 해당 공간에 발생시키는 공간밀도(spatial density)를 바탕으로 충 돌 확률을 산출한다. 본 세부 절에서는 관심 궤도의 평균 충돌 플럭스를 산정하고, 이를 통한 충돌 확률 계산 방법론에 대해 서술하였다.

2.2.1 1단계: 공간 분할

1단계는 분석 대상 공간을 구면 좌표계 상에서 Radial 방향(Dr_i), Declination 방향(Dd_i), RAAN 방향(Da_k)으로 나누어 $\Delta r_i \times \Delta \alpha_k \times \Delta \delta_j$ 크기 셀(cell)로 쪼개는 과정이다. 각 셀의 크 기는 인덱스 *i*, *j*, *k*로 조절할 수 있으며, 각 셀의 중심을 나타내는 위치 벡터는 식 (7), 부피는 식 (8)과 같이 계산할 수 있다.

$$\mathbf{r}_{i,j,k} = r_i \begin{vmatrix} \cos \alpha_k \cos \delta_j \\ \sin \alpha_k \cos \delta_j \\ \sin \delta_j \end{vmatrix}$$
(7)

$$V_{i,j,k} = \frac{2}{3} \left(3r_i^2 + \frac{1}{4}\Delta r^2 \right) \cos\left(\frac{\Delta\delta}{2}\right) \Delta \alpha \Delta r \tag{8}$$

2.2.2 2단계: 각 셀의 공간 밀도 계산

각 셀을 공간 밀도는 셀을 통과하는 우주물체가 해당 셀에 존재할 확률을 바탕으로 계산할 수 있다. 먼저 임의의 우주물체가 특정 셀을 통과하는 시점의 진근점이각(true anomaly)은 각 축 방향에 따라 radial 방향은 식 (9), declination 방향은 식 (10), RAAN 방향은 식 (11)과 같이 계산되며, 그 시점은 식 (12)와 같이 계산된다.

$$f_{\overline{r},1} = \arccos\left(\frac{a(1-e^2) - \tilde{r}_i}{e\tilde{r}_i}\right)$$

$$f_{\overline{r},2} = -f_{\overline{r},1}$$
(9)

$$f_{\overline{\delta},1} = \arcsin\left(\frac{\sin\tilde{\delta}_{j}}{\sin i}\right) - \omega$$

$$f_{\overline{\delta},2} = \pi - f_{\overline{\delta},1}$$
(10)

$$f_{\overline{\alpha}} = \arctan\left(\frac{\tan\left(\tilde{\alpha}_{k} - \Omega\right)}{\cos i}\right) - \omega + \hat{f}_{\overline{\alpha}}$$

$$\hat{f}_{\overline{\alpha}} = \begin{cases} 0 \quad if \quad \cos\left(\tilde{\alpha}_{k} - Omega\right) \ge 0\\ \pi \quad if \quad \cos\left(\tilde{\alpha}_{k} - Omega\right) < 0 \end{cases}$$

$$(11)$$

$$t(f) = \frac{a^3}{\mu} \left[2 \cdot \arctan\left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan\left(\frac{f}{2}\right) - \frac{e\sqrt{1-e^2}\sin f}{1-e\cos f}\right) \right]$$
(12)

 $n \in$ 위험 대상 물체에 대한 인텍스(counter for a debris object), $m \in$ 이 물체의 한 주기 동안 발생하는 셀 통과 이벤트에 대한 인텍스(cell passage event counter along a single orbit of this object), $l \in$ 셀 (i, j, k)를 통과하는 모든 위험 대상 물체에 대한 인텍스(counter for all orbit passes of a given debris population through one particular cell)라고 할 때, 위 험 대상 물체가 셀에 머무는 시간($Dt_{k(j,k)}$)은 식 (13)과 같이 계산할 수 있다.

$$t_{l(i,j,k)} = \frac{1}{2} (t_{n,m+1} + t_{n,m})$$

$$\Delta t_{l(i,j,k)} = t_{n,m+1} - t_{n,m}$$
(13)

이때 해당 물체의 주기에 대한 통과 시간 비율을 통해 특정 셀에 존재할 확률을 식 (14)와 같이 구할 수 있으며, 셀의 부피에 대한 비율을 통해 식 (15)와 같이 밀도를 표현할 수 있다. 따라서 총 밀도는 셀을 통과하는 모든 위험 물체 *l*(*i*, *j*, *k*) = 1, *K*, *L*_{1*j*,*k*}의 밀도 합으로 식 (16)과 같이 표현된다.

$$P_{l(i,j,k)} = \frac{\Delta t_{l(i,j,k)}}{T_n} \tag{14}$$

$$D_{l(i,j,k)} = \frac{P_{l(i,j,k)}}{V_{i,j,k}}$$
(15)

$$D_{i,j,k} = \frac{1}{V_{i,j,k}} \cdot \sum_{l(i,j,k)}^{L_{i,j,k}} P_{l(i,j,k)}$$
(16)

2.2.3 3단계: 관심 대상 궤도의 플럭스 및 충돌 확률 계산

관심 궤도의 플럭스는 대상이 통과하는 각 셀의 부피와 공간밀도 정보를 바탕으로 구할 수 있다. *l* 번째 위험 물체로 인해 *m* 번째 셀에 생성되는 플럭스(*F_m*)는 식 (17)과 같이 표현된다.

$$F_{m,l} = P_m D_l \Delta \nu_{m,l} \tag{17}$$

여기서 P_m 은 관심 대상이 셀 *m* 에 존재할 확률, D_l 은 위험 물체 / 로 인한 밀도, Dn_m /은 셀 *m* 에서 관심 대상과 위험 물체 / 간의 상대속도이다. 관심 궤도의 전체 플럭스는 식 (18) 과 같이 표현할 수 있고, 기체 분자 운동론(the laws of kinetic gas theory)에 따라 평균 충돌 횟수(*c*)를 식 (19)와 같이 표현할 수 있다.

$$F = \sum_{m=1}^{M} \sum_{l=1}^{L_{i,j,k}} P_m D_l \left| \Delta \nu_{m,l} \right|$$
(18)

$$c = FA_c \Delta t \tag{19}$$

A_c는 관심 대상의 단면적, D_t 충돌 위험 분석 기간을 의미한다. 우주물체 간 충돌은 매우 낮 은 확률로 발생하기 때문에 충돌 사건을 푸아송 분포로 가정하면 분석 기간 중 충돌이 n 번 발생할 확률, 1번 이상 발생할 확률을 각각 식 (20), (21)과 같이 표현할 수 있다.

$$P_{i=n} = \frac{c^n}{n!} \exp(-c) \tag{20}$$

$$P_{i>1} = 1 - \exp(-c) \approx c \tag{21}$$

2.3 충돌 위험 분석 프로그램

2.3.1 Conjunction assessment risk analysis (CARA)

CARA는 NASA에 의해 개발된 충돌 위험 분석 프로그램으로 NASA의 우주 임무들을 보조 하기 위해 18th Space Control Squadron(18SPCS)에 구축되었다. CARA 운영팀은 잠재적 충 돌 위험을 감시하고 평가하며 위성 소유, 운영자(owner/operator, O/O)의 충돌 회피 기동에 대한 의사결정 과정을 지원한다. Fig. 4는 CARA의 운영 프로세스를 나타낸다.

첫 번째 단계인 CA는 high accuracy catalog(HAC)를 활용해 보호 자산의 궤적을 검증하 여 충돌을 예측하는 것이다. 이 단계는 CARA orbital safety analysts(OSA)에 의해 수행되며, 두 가지 형태의 궤적 정보를 사용한다. 하나는 분석 기간 중 계획된 기동을 포함하는 O/O가 제공한 궤적이며, 다른 하나는 계획된 기동에 대한 정보가 없는 DoD 우주 감시 네트워크의 추적 데이터를 바탕으로 한 궤적이다. 두 궤적을 바탕으로 한 분석 결과는 지구 저궤도 물체 의 경우 하루에 3번, 그 외의 경우 하루 2번 기록된다. 두 번째 단계는 궤도 분석 결과를 바 탕으로 한 위험 평가 단계이다. CARA는 데이터를 처리하고 업데이트된 동향 정보를 O/O에



Fig. 4. Overview of the NASA CARA process [11].

게 전송하는 자동화된 시스템(connection assessment system, CAS)을 보유하고 있다. 이후 CARA 팀은 고위험으로 간주되는 케이스들에 대한 추가적인 충돌 위험 분석을 수행한다. 마 지막 세 번째 단계는 충돌 회피로, 위험 완화 전략의 계획 및 실행을 지원한다.

2.3.2 Meteoroid and space debris terrestrial environment reference model (MASTER)

ESA에서 제공하는 MASTER 프로그램은 자연 및 인공 우주물체 정보를 활용한 특정 궤도 의 우주물체 밀도와 충돌 플럭스(collision flux) 정보를 제공한다. MASTER 프로그램에서 사 용하는 인공 우주물체 데이터베이스는 인공위성 및 충돌로 인한 잔해, 발사체 상단, 고체 부 스터 등 추적 가능한 물체들과 페인트 조각, 추진제의 잔해 등 관측이 불가능한 물체에 대한 모델링 기반 데이터가 포함되어 있다. 자연 우주물체 모델은 Divine-Staubach, Cour-Palais, Jenniskens/McaBride, GRUN 모델 등을 활용하여 구축되어 있다.

MASTER 프로그램에서는 지구의 저궤도부터 달의 고궤도 구간에 대한 우주물체 밀도와 플 럭스 정보를 제공하며, 임의의 Delta-Walker Pattern 인공위성군을 데이터베이스에 추가하 여 분석을 수행할 수 있다.

국내에서도 한국천문연구원과 한국항공우주연구원을 중심으로 우주물체 충돌 위험 분석을 위한 연구들이 수행되어 오고 있다. 한국항공우주연구원에서는 충돌 위험 분석을 위한 프로 그램인 KARISMA(KARI Space debris collision risk MAnagement system)를 개발하여 운용 하고 있다[12].

3. 충돌 위험 분석을 위한 이중 모드 프레임워크

기존의 충돌 위험 분석 방법론들과 해외 기관에 의해 개발된 충돌 위험 분석 프로그램 현 황 분석을 바탕으로 본 연구에서는 우주물체의 충돌위험 분석을 위한 이중 모드 프레임워크 가 제안되었다. 제안된 이중 모드 프레임워크의 개념도가 Fig. 5에 제시되어 있다. 제안된 프 레임워크는 두 물체 간 1:1 충돌 이벤트에 초점을 맞춘 미시적 모드(microscopic mode)와



Fig. 5. Schematic diagram of a dual-mode framework for assessing space object collision risk.

특정 공간에서 발생하는 평균 충돌 횟수에 초점을 맞춘 거시적 모드(macroscopic mode)로 구성되어 있다.

미시적 모드의 경우, 관심 대상(target object)과 충돌 가능성이 있는 위험 물체(risk object) 들에 대해 각각 일대일 충돌위험 분석을 수행한다. 두 물체 간 충돌 위험도는 기하학적 관계 와 위치에 대한 불확실성을 나타내는 공분산 행렬에 의해 결정되며, 두 물체의 최근접 지점 및 시점과 시간에 따른 충돌확률을 얻을 수 있다. 미시적 모드는 짧은 기간에 대해 정밀한 분 석을 수행할 때 활용할 수 있으며 궤도정보와 함께 각각의 물체에 대한 불확실성 정보가 요 구된다. 제안된 프레임워크의 미시적 모드 구현에는 Foster 방법론[5]이 활용되었다.

거시적 모드의 경우, 관심 대상의 궤도가 통과하는 공간에 초점을 맞추어 충돌위험을 분석 한다. 먼저 전체 공간을 셀로 나눈 후, 관심 대상이 통과하는 셀을 도출한다. 이후 관심 대상 이 통과하는 각 셀에 대하여, 특정 셀을 통과하는 물체들과 관심 대상의 상대 속도를 이용하 여 각 위험 물체들이 생성하는 충돌 플럭스를 산정한다. 이를 바탕으로 각 셀의 플럭스를, 전 체 궤도에 대한 플럭스를 얻을 수 있으며, 분석 기간 중 평균 충돌 횟수 및 충돌확률을 계산 할 수 있다. 거시적 모드 구현에는 ESA에서 개발한 MASTER 프로그램이 활용되었다.

미시적 모드의 경우, 관심 대상과 위험 물체가 특정되는 경우 비교적 짧은 기간에 대한 분 석에 적합하며 시간에 따른 두 물체 간 충돌 위험 분석을 통해 최근접 시점 및 충돌 회피 기 동 여부를 결정할 수 있다. 이와 같은 분석으로 신뢰도 높은 위험 분석 결과를 얻기 위해선 두 물체의 상태, 크기, 공분산에 대한 정확한 정보가 요구된다. 하지만 일반적으로 우주물체 의 정밀한 정보를 얻는 것은 쉽지 않다. Space-track에서 제공하는 TLE 형식의 데이터베이 스도 존재하지만 이는 최대 수 km의 위치오차를 가진다고 알려져 있으며 공분산 값을 제공 하지 않는다. 반면, 거시적 모드는 공분산 값이 요구되지 않고 상태정보에 대한 위험 분석의 결과 민감도도 상대적으로 낮다. 또한 장기간 분석을 수행하는 경우, 미시적 모드에 비해 계 산비용을 단축할 수 있다. 거시적 모드를 활용한 장기간 분석과 미래 우주 환경에 대한 시뮬 레이션은 향후 임무 설계 단계에서 위성이 겪는 충돌 위험 수준을 파악하고, 미래의 우주물체 분포를 예측할 수 있다.

기존 충돌 위험 관련 연구들의 경우, 특정 상황에 적합한 방식에 대한 연구가 주를 이룬다. 본 연구에서는 기존 방법론들에 대한 분석을 바탕으로 우주물체 간 충돌 위험 전반을 다루기 위한 프레임워크를 제안하였다. 활용가능한 정보의 수준과 분석 목적에 따라 서로 상호 보완 적 특성을 가지는 두 가지 충돌 분석 방법론 중 적합한 방법을 택하여 위험도 정보를 도출하 도록 하였다. 미시적 모드에 해당하는 충돌 분석 방법론의 경우, 현재 위성 운영기관에서 임 무 운영 단계에, 거시적 모드에 해당하는 방법론은 임무 설계 단계에서 주로 활용되고 있다. 하지만 임무 설계 단계에서도 효율적인 충돌 회피 궤적 설계를 위해 일대일 충돌 상황에 대 한 해석 즉, 미시적 모드가 활용될 수 있다. 또한 운영 단계에서도 주변에 새로운 초대형 위 성군이 전개되는 상황에서 거시적 모드를 활용해 연간 예상 충돌 횟수를 재계산하고, 이를 바 탕으로 향후 임무 계획 수정을 지원할 수 있다.

4. 사례 연구

본 절에서는 제안된 프레임워크의 효용성 검증을 위한 사례 연구가 수행되었다. 세부 1,2절 에서는 미시적 모드를, 3절에서는 거시적 모드를 활용한 사례 연구 및 결과를 서술하였다.

4.1 COSMOS 1275 DEB & FENGYUN 1C DEB

본 사례 연구는 COSMOS 1275의 파편과 FENGYUN 1C의 파편 간 충돌위험 분석을 수행 하였다. 고도 약 880 km에 위치하는 두 물체의 TLE를 활용한 위험분석 결과를 Spacetrack 웹사이트에 공개된 Public Conjunction 메시지와 비교하였다. 두 가지 궤도 전파 모델(SGP4, Spherical-harmonic)을 활용하여 TCA 및 *Pc*를 계산하였고, 그 결과를 Table 1 및 Fig. 6에 제시하였다. TCA의 경우, 두 가지 전파 모델 모두 public conjunction 메시지의 TCA와 1초 이내 결과를 보였지만 최소 근접 거리와 충돌확률에 차이를 보였다. Spacetrack의 경우, 충돌 위험 분석시 TLE가 아닌 내부 정밀 궤도력을 사용하는 것으로 알려져 있으며, 본 사례 연구 의 결과에 나타난 충돌확률 차이의 원인으로 추정할 수 있다. 미시적 분석 모드의 경우, 우주 물체 간 충돌확률은 두 물체 간 거리, 두 물체의 크기, 관측값의 오차 수준에 의해 결정된다. 이와 같이 특정 충돌 사건 분석에는 궤도정보가 위험 정보를 도출하는 데 있어 매우 중요하 게 작용한다. 본 사례 연구는 충돌 위험 분석 역량을 향상시키고, 예측 정확도를 높이기 위해 신뢰도 높은 데이터의 확보가 매우 중요함을 보여준다.

	Space-track	SGP4	Spherical-harmonic
TCA (UTC)	2021-10-08	2021-10-08	2021-10-08
	07:31:02.387	07:31:02.374	07:31:02.296
Min distance (m)	21	264.88	626.20
Pc (-)	7.35475e-04	0	0

Table 1. Collision risk assessment between COSMOS 1275 DEB and FENGYUN 1C DEB

TCA (UTC), time of closet approach (coordinated universal time).



Fig. 6. Relative distance between COSMOS 1275 DEB and FENGYUN 1C DEB.

4.2 관측 정보의 정밀도 수준으로 인한 충돌 확률 변화

미시적 모드를 활용하여 충돌 위험 분석을 수행하는 경우, 관측 정보의 정밀도 수준을 나타 내는 공분산 값은 충돌 확률을 결정하는 주요 변수 중 하나이다. 충돌 확률은 두 물체 간 거리 가 작을수록, 각 물체의 크기가 클수록 증가하는 반면, 공분산의 변화에 대해서는 단조 증가 형태가 아닌 특정 시점에서 다시 감소하는 형태를 보인다. 이러한 경향으로 인해 위험 분석에 사용된 공분산 값에 따라 같은 충돌 확률 값을 가지더라도 의사결정이 달라지는 경우가 발생 한다. Fig. 7은 KOMPSAT3A 위성과 STARLINK 2228 위성 간의 CDM을 바탕으로 공분산 및 위성 크기에 따른 충돌 확률 변화를 나타낸다. 상대거리가 두 물체의 크기(hard body radius, HBR)보다 큰 경우, 관측 정보의 정밀도가 높아짐에 따라 즉, 공분산이 작아짐에 따라 충돌 확률이 0으로 수렴하는 구간을 robust region, 충돌 확률이 커지는 구간을 dilution region이라고 부른다[13]. 본 사례연구에 사용된 공분산 값은 robust region에 속하지만 공 분산 값이 변할 경우 충돌확률이 최대 100배 정도까지도 증가할 수 있다.

Fig. 8은 임의의 두 물체에 대한 공분산 크기에 따른 충돌 확률 변화 그래프로, 이러한 Dilution Effect를 설명하고 있다. 충돌 위험 판단 확률 기준을 10⁻³이라 할 때, 공분산 값이 *C*₂, *C*₃가 주어진 경우에는 동일한 충돌 확률을 보이며 두 경우 모두 기준을 초과하여 위험한 케이스로 판단할 수 있다. 공분산 값이 *C*₁으로 주어진 경우는 충돌 확률이 기준 이하로 안전 한 케이스이며 상대적으로 작은 값의 공분산을 가져 관측 신뢰도가 높은 경우로 최종적으로 안전한 상황이라고 판단할 수 있다. 하지만 공분산 값이 *C*₄로 주어지는 경우는 충돌 확률만 보았을 땐 기준 이하이지만 공분산 값이 상대적으로 크기 때문에 관측 신뢰도가 낮은 상황으



Fig. 7. Collision probability between KOMPSAT 3A and STARLINK 2228.



Fig. 8. Dilution effect in space object collision assessment.

로 재관측이나 궤도 결정 모델의 개선을 통해 공분산 값이 낮아지면 충돌 확률이 높아지는 Dilution Region에 속한다. 이와 같은 경우에는 충돌 확률이 기준 이하이더라도 안전한 상황 으로 판단할 수 없으며 추가적인 분석을 통한 의사결정이 필요하다.

충돌 위험 분석 및 의사결정 과정에서 충돌 확률은 가장 직관적으로 위험도를 나타내는 지 표이다. 하지만 본 사례연구를 통해 충돌 확률이 절대적인 기준이 될 수 없음을 보였고, 분석 과정에서 사용된 변수들을 포함한 종합적인 판단의 중요성을 알 수 있다.

4.3 초대형 위성군으로 인한 저궤도 우주물체의 충돌 위험 분석

본 세부 절에서는 거시적 충돌 위험 분석 모드를 통해 저궤도 위성의 충돌 위험도를 분석 하였다. 타켓 위성은 고도 550 km 태양동기궤도에 위치한 단면적 3 m²의 물체로 가정하였고, 위성군은 같은 고도에 위치한 SpaceX Starlink를 Lower-shell을 가정하였다. Starlink 위성군 은 53도의 궤도경사각과, 72개의 궤도 평면, 각 궤도 평면당 22개의 위성이 위치한 Delta-Walker 패턴으로 가정하였다. Starlink의 유무에 따른 위성의 1년간 플럭스, 평균 충돌 횟수, 1번 이상 충돌이 발생할 확률을 Table 2와 같이 정리하였다.

크기가 10 cm 이하인 우주물체들에 대한 충돌위험의 경우 위성군 유무에 따른 차이가 크 게 나타나지 않았지만 1 m 이상 물체에 대한 위험의 경우 위성군이 없는 경우에 비해 충돌확 률이 4배 이상 커짐을 확인할 수 있다. Fig. 9는 1-100 m 크기의 물체들에 대한 고도별 플릭 스를 나타낸 그래프로 위성군으로 인한 플럭스 증가를 확인할 수 있다.

Table 3은 위성군의 단면적과 개수 변화에 따른 충돌 위험 분석을 수행한 결과이다. 전체 위성의 숫자가 줄어들면 플럭스 및 충돌 확률이 감소함을 확인할 수 있다. 반면 위성의 크기

Table 2. Collision risk assessment under mega constellation using collision flux (F), mean number of collision (c) and collision probability ($R_{\geq 1}$)

Debris size:	Without constellation		With constellation			
100m > d	$F(1/m^2/yr)$	С	$P_{i\geq 1}(\%)$	$F (1/m^2/yr)$	С	$P_{i\geq 1}(\%)$
d>0.001m	4.2900E-03	1.2870E-02	1.2788E+00	4.2930E-03	1.2879E-02	1.2796E+00
d > 0.01m	6.5630E-05	1.9689E-04	1.9687E-02	6.8940E-05	2.0682E-04	2.0680E-02
d > 0.1m	4.9670E-06	1.4901E-05	1.4901E-03	8.2800E-06	2.4840E-05	2.4840E-03
d > 1m	8.9470E-07	2.6841E-06	2.6841E-04	4.2080E-06	1.2624E-05	1.2624E-03
d > 10m	5.5470E-10	1.6641E-09	1.6641E-07	3.3140E-06	9.9420E-06	9.9420E-04



Fig. 9. Collision flux versus altitude w/ and w/o STARLINK constellation.

|--|

Constellation spec.	$F (1/m^2/yr)$	С	$P_{i\geq 1}$ (%)
15 m² / 22 sat per plane	8.2800E-06	2.4840E-05	2.4840E-03
15 m² / 11 sat per plane	4.9670E-06	1.4901E-05	1.4901E-03
7.5 m² / 22 sat per plane	8.2800E-06	2.4840E-05	2.4840E-03

가 커질수록 실제 충돌 확률은 증가하지만 거시적 모드에 활용된 방법론의 특성상 이러한 영 향이 반영되지 않음을 확인할 수 있다.

5. 결론

인류의 우주개발이 시작된 이후 지구궤도의 우주물체 수는 꾸준히 증가해 왔으며, 위성간 충돌, 위성 요격 실험, 초대형 위성군 임무 증가로 인해 증가세가 가속화되고 있다. 이에 따라 우주물체의 추락 및 충돌 위험 대응 기술에 대한 중요성도 점점 높아지고 있다. 본 연구에서 는 기존의 우주물체 간 충돌 위험 분석 방법론들을 검토하고, 이를 바탕으로 한 이중 모드 프 레임워크를 제안하였으며, 사례 연구를 통해 그 효용성을 확인하였다.

제안된 이중 모드 프레임워크는 두 물체 간 일대일 충돌 사건에 초점을 맞춘 미시적 모드 와 관심 궤도가 지나는 공간에 초점을 맞춘 거시적 모드로 구성되어 있다. 미시적 모드는 두 물체의 궤도 및 크기 정보와 궤도 정보의 불확실성을 나타내는 공분산 값을 통해 충돌 위험 을 분석하기 때문에 신뢰도 높은 정보 하에 위험 분석 및 의사결정이 수행되어야 한다. 충돌 위험도를 분석하기 위한 지표로는 두 물체의 최 근접 지점 및 시간, 최소 근접 거리, 충돌 확 률 등이 있다. 충돌 확률은 충돌 위험도를 직관적으로 표현할 수 있어 여러 기관에서 의사결 정 기준으로 활용되고 있다. 하지만 우주물체의 위치 공분산으로 크기로 인한 충돌 확률의 dilution 효과로 인해 최소 근접거리나 충돌 확률만으로는 우주물체의 충돌 위험을 단정할 수 없음을 확인할 수 있었다. 따라서 분석 과정에서 사용한 변수들을 포함한 종합적 판단되어 야 한다는 것을 사례연구를 통해 확인하였다.

초대형 군집위성의 급격한 증가로 저궤도 영역이 붐비고 있다. 향후 5년, 10년 이후의 저궤 도 영역의 밀집도와 이로 인한 우주물체 간의 충돌 위험 증가 등 미래 우주환경 분석을 위해 서는 거시적 모드의 분석이 필요하다. 특정 사건에 대한 분석으로 충돌 회피기동 여부를 판단 하는 경우에는 미시적 모드로 분석하여야 하지만, 미래 우주 환경 예측과 충돌 위험 증가 분 석에는 거시적 모드 분석이 되어야 한다. 이는 위성의 안전한 운용을 위해 위성의 임무 설계 단계에서의 운영 궤도 선택과 위성의 보호 전략 등에 반영되어야 한다. 본 연구에서는 1년간 의 임무 분석을 수행하였지만, 수십년 이상의 기간에 대한 충돌 위험 분석에도 유용하게 활용 된다. 이와 같은 장기간 충돌 분석에는 지구 궤도 우주 물체에 대한 다양한 모델링이 요구되 며, 향후 연구에서는 우주 물체의 연쇄 충돌 및 다양한 위성 전개 시나리오를 고려한 미래 환 경 예측과 이에 따른 충돌 위험도 분석을 수행하고자 한다.

점점 복잡해지는 근 지구 환경으로 인해 우주 상황 인식 및 우주 교통 관제에 대한 중요성 이 커지고 있다. 본 연구에서 제안된 이중 모드 프레임워크는 주어진 정보와 상황에 따른 적 합한 충돌 위험 정보를 도출할 수 있으며, 이를 활용하여 우주물체 충돌위험 대응을 위한 우 주위험 대비 체계 구축에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 '우주물체감시 관측인프라 기술개발(2021185405)'의 '우주물체 간 충돌확률 분석기법 연구'의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- 1. Space-track.org, Satellite catalog statistics [Internet], viewed 2022 Jan 20, available from: https://space-track.org/#boxscore
- Oltrogge D, Space situational awareness: Key issues in an evolving landscape, in Hearing of the Committee on Science, Space, and Technology, Washington, DC, 11 Feb 2020.
- Contant-Jorgenson C, Lála P, Schrogl KU, The IAA cosmic study on space traffic management, Space Policy. 22, 283-288 (2006). https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2006. 08.004
- Choi E, Development of a software for re-entry prediction of space objects for space situational awareness, J. Space Technol. Appl. 1, 23-32 (2021). https://doi.org/10.52912/ jsta.2021.1.1.23
- Foster JL, Estes HS, A Parametric Analysis of orbital Debris Collision Probability and Maneuver Rate for Space Vehicles (NASA, Houston, TX, 1992).
- Chan FK, Collision probability analyses for earth-orbiting satellites, Proceedings of the 7th International Space Conference of Pacific Basin Societies, Nagasaki, 15-18 Jul 1997.
- Patera RP, General method for calculating satellite collision probability, J. Guid. Control Dyn. 24, 716-722 (2001). https://doi.org/10.2514/2.4771
- Alfano S, A numerical implementation of spherical object collision probability, J. Astronaut. Sci. 53, 103–109 (2005). https://doi.org/10.1007/BF03546397
- Alfano S, Oltrogge D, Probability of collision: valuation, variability, visualization, and validity, Acta Astronaut. 148, 301-316 (2018). https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.04.023
- 10. Klinkrad H, Space Debris: Models and Risk Analysis (Springer, Berlin, 2006).
- 11. NASA, CARA: Conjunction Assessment Risk Analysis (2022) [Internet], viewed 2022 Jan 20, available from: https://satellitesafety.gsfc.nasa.gov/cara.html
- Kim HD, Lee SC, Cho DH, Seong JD, Development of the KARI space debris collision risk management system (KARISMA), Int. J. Aeronaut. Space Sci. 19, 478-495 (2018). https:// doi.org/10.1007/s42405-018-0018-2
- Hejduk MD, Satellite conjunction assessment risk analysis for "dilution region" events: issues and operational approaches, in Space Traffic Management Conference, Austin, TX, 26 Feb 2019.

Author Information

김시우 siwoo.kim@kaist.ac.kr



KAIST에서 2016년 항공우주공학 학사, 2019 년 항공우주공학 석사를 취득하였고, 현재 동 대학원에서 박사과정에 재학 중이다. 현재 인 공우주 물체의 추락 및 충돌 위험분석 기술 관 련 연구에 참여하고 있다.

조성기 skcho@kasi.re.kr



연세대학교 천문기상학과를 졸업하고, Auburn 대학교에서 항공우주공학 석사, 박사학위를 받 았다. 2000년부터 2004년까지 한국전자통신 연구원에서 근무한 후 2005년부터 지금까지 한국천문연구원에서 GNSS 기술그룹장, 우주 측지그룹장, 글로벌협력실장을 거쳐 현재 우주

위험감시센터장으로 재직 중이며, 전문 분야는 우주감시 및 우주동 력학이다.

이진성 jinsung_lee@kaist.ac.kr



한국과학기술원 우주탐사학제전공에서 석사학 위를 취득한 후, 한국과학기술원 항공우주공학 과 전략적 항공우주연구실에서 박사과정을 수 행하고 있다. 관심 분야는 심우주탐사와 우주 탐사 궤적 설계이다.

안재명 jaemyung.ahn@kaist.ac.kr



서울대학교 항공우주공학과에서 학사, 석사학 위를, MIT Aero/Astro에서 박사학위를 받았 다. 한국항공우주연구원에서 액체추진로켓 개 발에 참여하였고, 현재 KAIST 항공우주공학 과에서 Strategic Aerospace Initiative 그룹을 이끌며, 항공우주시스템 설계/최적화 관련 연구

를 수행하고 있다.

최은정 eunjung@kasi.re.kr



연세대학교 천문대기과학과를 졸업하고, 동대 학원 천문우주학과에서 인공위성의 궤도결정 에 대한 연구로 박사학위를 받았다. 한국항공 우주산업㈜과 쎄트렉아이(주)에서 아리랑위성 과 두바이 위성 등 인공위성 탑재소프트웨어 개발을 하였다. 현재 한국천문연구원 우주위험

감시센터 우주위험연구실에서 우주위험 통합분석시스템 개발 등 인 공위성의 추락 충돌 위험에 대한 예측과 분석 연구를 하고 있다. UN 우주의 평화적 이용을 위한 위원회에 한국대표로 참여하며, 지속가 능한 평화적 우주이용을 위한 국제적인 노력에 동참하고 있다. 논문



Received: January 14, 2022 Revised: January 24, 2022 Accepted: January 28, 2022

⁺Corresponding author :

Dong-Hyun Cho Tel : +82-51-510-2309 E-mail : donghyun.cho@pusan.ac.kr

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

ORCID

Kiduck Kim https://orcid.org/0000-0003-1906-2298 Hae-Dong Kim https://orcid.org/0000-0001-9772-0562 Dong-Hyun Cho https://orcid.org/0000-0001-7113-1102

초소형 위성의 랑데부/도킹 기술 검증을 위한 시나리오 설계

김기덕¹, 김해동^{1,2}, 조동현^{3†}

¹ 한국항공우주연구원 ² 과학기술연합대학원대학교 ³ 부산대학교

Scenario Design for Verification of Rendezvous Docking Technology for Nanosatellite

Kiduck Kim¹, Hae-Dong Kim^{1,2}, Dong-Hyun Cho^{3†}

 ¹Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea
 ²Department of Aerospace Engineering, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea
 ³Department of Aerospace Engineering, Pusan Nantional University, Busan 46241, Korea

요 약

본 논문에서는 초소형 위성을 활용한 랑데부/도킹 기술검증 시 초기 발사 이후 표류(drift) 거리 회복(recovery) 과 근접 운용을 위한 시나리오 설계에 대해 기술하였다. 랑데부/도킹은 궤도상서비싱(on-orbit servicing, OOS) 기술의 기반이 되는 기술로서 목표 물체에 접근하는 데 반드시 필요한 선제적인 과정이다. 특히 우 주상에서 검증이 어려운 기술로서 개발 단계의 위험성 및 비용 등을 줄이기 위하여 최근에는 초소형 위성 이 활용되고 있다. 따라서 본 논문에서는 랑데부/도킹 기술 검증을 위한 초소형 위성의 추력기 구성과 제 원을 소개하며, 초소형 위성의 작은 크기 및 낮은 전력에서 오는 추력 한계를 고려할 수 있는 상대 궤적을 설계하고자 한다. 또한 추력 한계를 고려하지 않은 경우와의 궤적 및 추력 사용량 등의 비교를 통해 추후 사용 가능한 추력기의 성능 향상에 따른 시나리오 설계에도 도움이 되고자 한다.

Abstract

This paper illustrates the trajectory design of drift distance recovery after initial launch and proximity operation when verifying rendezvous/docking technology using nanosatellites. The rendezvous/docking is a technology that is the basis of on-orbit servicing technology and is a preemptive process essential for approaching a target object. In particular, since it is difficult to verify in space, nanosatellites have recently been used to reduce the risk and cost of the development stage. Therefore, this paper not only introduces the configuration and specifications of thrusters for nanosatellites but also designs relative trajectories that can take into account the thrust limitations which come from the small size and low power of nanosatellites. In addition, we intend to be helpful in later designing scenarios according to the improvement of available thruster performance through comparison of trajectories and thrust usage with cases without thrust limitations.

핵심어 : 랑데부/도킹, 근접운영, 초소형 위성, 상대 궤적 **Keywords :** rendezvous/docking, proximity operation, nanosatellite, relative trajectory
1. 서론

궤도상서비성(on-orbit servicing, OOS)은 궤도 상의 우주선에 대하여 다양한 임무를 수행 하는 개념을 의미하며 궤도 조정, 고장 수리, 연료 등의 소모품 보충, 궤도 상 조립, 잔해 제 거 등의 광범위한 유형의 임무를 포함한다[1]. 이러한 기술들을 궤도 상에서 시연하는 것은 높은 기술 수준과 복잡성이 요구되므로 역사적으로 우주왕복선 및 국제 우주정거장과 같이 유인 우주 비행에 국한되어 수행되어왔다. 그러나 2007년 Orbital Express 미션을 기점으 로 랑데부, 포획, 연료 급유, 전자 장치 교체 등의 핵심 기술들을 자율적(autonomous)으로 성공함에 따라 무인 임무로 그 개발 방향이 확대되어 왔다[2]. 특히 2019년 10월 발사된 Northrop Grumman사의 MEV-1(Mission Extension Vehicle)은[3] 정지궤도 위성인 Intelsat-901에 궤도 수정 및 유지를 위한 추력을 제공하여 5년 정도의 임무수명 연장의 상 업 서비스를 제공하면서 궤도상서비싱 기술의 현실적인 상업화 가능성을 보였다.

최근에는 초소형 위성의 기술적 발전에 따라 이를 활용하여 궤도상서비성의 기반 기술인 RPOD(rendezvous, proximity operation, docking) 기술을 개발 및 검증하는 연구가 활 발히 진행되고 있다. 예시로 NASA(National Aeronautics and Space Administration) 및 ESA(European Space Agency)에서 각각 개발 중인 CPOD(cubeSat proximity operations demonstration)[4], RACE(rendezvous autonomous cubeSats experiment)[5] 등이 있으며, 초소형 위성의 활용을 통해 개발 기간과 비용, 그리고 검증 단계의 위험을 줄일 수 있다는 장 점이 있다. 물론, 추력기를 통한 궤도 조정, 근접 운용, 도킹 등 모든 핵심 기술에 대하여 검 증이 가능하지만 시나리오 설계 단계에서 초소형 위성의 크기 및 전력을 고려해줘야만 한다.

본 논문에서는 초소형 위성을 활용한 랑데부/도킹 기술검증 시 초기 발사부터 최종 도킹 이전의 근접운용까지의 시나리오 설계에 대하여 기술한다. 이를 위하여 발사 이후 발생하는 표류(drift) 거리 회복(recovery) 및 근접 운용을 위한 상대 궤도를 생성할 수 있는 시나리오 를 설계한다. 또한, 설계된 시나리오에 대한 분석과 함께 추력기의 성능 제한을 고려하지 않 은 경우와의 비교를 통해 추후 추력기의 성능 향상에 따른 시나리오 설계에도 활용할 수 있 도록 한다.

2. 임무 시나리오 및 추력기 시스템 구성

한국항공우주연구원은 궤도상서비성의 기반 기술인 랑데부/도킹 기술 개발을 위하여 근접 운영 기술, 정밀 상대항법, 도킹장치 개발, 궤도폐기를 위한 대기저항 전개장치 등에 대한 연 구를 수행하고 있다. 개발 기간의 단축 및 비용 절감을 위하여 우주 궤도상 검증을 위한 플랫 폼은 중량 10 kg급의 6U 크기의 초소형 위성 두 기를 선택하였고, 2019년과 2020년에는 각 각 예비설계와 상세설계 검토회의를 수행하였다[6].

다음 Fig. 1은 두 위성의 시스템 형상과 임무 시나리오를 나타낸다. 6U 크기의 두 위성은 체이서(chaser)와 타겟(target)으로 구분할 수 있으며, Fig. 1의 좌측 그림에서 각각 왼쪽과 오 른쪽에 위치해 있다. 체이서 위성의 위와 아래에는 추력기가 탑재되며, 원뿔 모양의 형상은 추력기의 노즐 방향을 가상으로 도시한 결과이다. 임무의 최종 목표는 두 위성의 도킹과 도킹 이후 궤도폐기로 다음의 순차적인 과정으로 이루어진다. 먼저, 발사 이후 초기운용 과정에서 벌어진 두 위성의 상대 거리를 회복한다. 이후 근접운용을 위한 상대 궤적을 생성하고, 최종



Fig. 1. System configuration of chaser and target satellites & mission scenario.

접근 후 도킹을 수행한다. 마지막으로 도킹 분리 후 두 위성은 각각 궤도폐기를 수행하게 된 다. 이때 체이서 위성은 탑재된 추력기를 통해 궤도폐기 기동을 수행하며, 추력기가 탑재되지 않은 타겟 위성은 대기저항 전개장치를 통해 궤도폐기를 수행하도록 설계되었다.

기존 초소형 위성과 랑데부/도킹 기술검증용 위성의 가장 큰 차이점은 타켓 위성에 접근하 기 위한 다방향 추력기 탑재 여부에 있다. 앞서 언급했듯이 체이서 위성의 상하단부에 동일한 냉가스(cold gas) 추력기 모듈이 탑재되어 있고, 노즐의 각도에 따라 동체의 모든 축에 대하 여 추력을 내는 것이 가능하다. 해당 추력기는 GomSpace사에서 개발하는 제품으로 ESA의 랑데부/도킹 기술 임무인 RACE 미션을 위해 개발하는 추력기와 동일하며 추력기의 주요 제 원은 Table 1에 정리하였다.

추력기 모듈은 부탄을 연료로 사용한다. 모듈 당 2개의 연료 탱크에 총 120 g의 부탄을 저 장하며 연료 탱크에 최대 저장할 수 있는 부탄의 양은 122 g이다. 추력기의 경우 추력을 올바 르게 생성하기 위한 온도 유지가 매우 중요하기 때문에 대부분 히터(heater)를 통해 능동적으 로 온도 제어를 수행한다. 특히 부탄의 경우, 기화 가능 온도가 충분히 낮지 않기 때문에 해 당 추력기는 연료 및 플래넘(plenum) 탱크, 그리고 각 노즐에 모두 히터가 존재해 총 9개의 히터를 가지고 있다. 또한 각 노즐의 온도뿐만 아니라, 생성된 임펄스(impulse)를 실시간으로 측정하는 것이 가능하여 추력기 제어에 용이하다. Fig. 2는 체이서 위성의 확대된 형상과 추력 기 모듈을 나타낸다.

Property	Specification
Propellant	Butane
Weight	Total wet mass = 802 g for one module
	Total dry mass = 682 g for one module
Size	Less than 2 U (20 × 10 × 10 cm) of total size
Thrust level	Max 1 mN for each nozzle
Burn duration	Max 300 sec
Total Delta-V	Around 16 m/s (assuming a 10 kg nanosatellite)

Table 1. Thruster major specification



Fig. 2. Thruster configuration of chaser satellite.

Fig. 2의 우측 그림을 통해 추력기 모듈 1개 당 총 6개의 노즐이 있음을 확인할 수 있다. 노 즐 중 연료 탱크와 수직한 방향의 2개의 노즐을 제외한 나머지 4개의 노즐은 추력기의 Y축 과 47.5도의 각도를 가지고 있다. 각 노즐은 최대 1 mN의 추력을 낼 수 있기 때문에 체이서 위성과 같이 두 개의 모듈을 탑재할 경우 각 축 별 최대 추력은 Table 2와 같다.

본 논문의 임무 시나리오 설계 시에는 복잡성을 줄이기 위하여 각 축이 낼 수 있는 추력을 2 mN으로 가정하여 설계하였다. 이 때 사용할 수 있는 최대 속도 증분(이하 Del-V) 값은 10 kg 의 위성 질량과 300초의 최대 분사 시간을 고려할 때 0.06 m/s(=2 mN / 10 kg × 300 sec) 이 되며, 해당 값은 시나리오 설계 시에 제한 조건으로 고려되어진다.

3. 표류 거리 회복

먼저 표류 거리는 체이서(chaser)와 타겟(target) 두 위성이 발사되고 나서 초기 운용의 기 간 동안 벌어지는 거리를 의미한다. 여기서 초기 운용은 위성의 전력 및 상태 확인, 지상국과 의 통신 확인, 센서 및 구동기 확인 후 정상 운용 대기 상태라고 볼 수 있다. 해당 기간은 가 용 가능한 지상국의 위치 및 초기 운용 절차의 복잡성 등에 따라 달라지며, 표류 거리는 초기 운용 기간이 길수록 커지게 된다. 표류 거리 회복은 근접 운용을 위하여 해당 거리를 일정 수 준 이내로 줄이는 것을 목표로 하게 된다.

본 논문의 임무 시나리오 설계에는 10일의 초기운용 기간을 가정하였고 해당 기간 동안 체 이서와 타켓 위성 사이의 거리는 대략 400 km 정도로 벌어지게 된다. 따라서 표류 거리 회복

Table 2. Maximum thrust level of each axis

Configuration	Nozzle & thrust level
X-axis	2 Nozzle; 2 mN (= 2 × 1 mN)
Y-axis	4 Nozzle; 2.6972 mN (= 4 × 1 × cos(47.5°) mN)
Z-axis	4 Nozzle; 2.9538 mN (= 4 × 1 × sin(47.5°) mN)

시나리오는 발사 후 10일까지 벌어진 400 km의 상대 거리를 2 km까지 줄이는 궤적을 설계 하는 문제로 정의할 수 있다.

임무 시나리오 설계에서 기본적으로 사용되는 좌표계는 RIC(Radial, In-track, Cross-track) 좌표계를 사용하며 Fig. 3과 같다. RIC 좌표계의 X축은 지구 중심의 반지름 벡터, Z축은 궤도 각운동량 벡터로 정의되며, Y축은 X축과 Z축의 벡터 외적의 반대방향으로 정의된다. 예시로 radial 성분을 의미하는 X축이 양의 값을 가질 경우 궤도상의 고도가 높음을 알 수 있으며, in-track 성분을 의미하는 Y축이 양의 값을 가질 경우 궤도상 앞서 있는 것을 나타낸다. RIC 좌표계는 체이서와 타켓 간의 상대 위치를 궤도면에서 표현하기 때문에 랑데부/도킹 등에 매우 적합하다.

시나리오 설계는 STK의 Astrogator 모듈을 활용하였고, 임무의 실현 가능성을 보기 위하여 impulsive burn을 가정하였다. 여기서 impulsive burn은 추력 사용 시점에 설정한 Del-V값 이 일시에 나오는 것을 의미한다. 먼저 두 위성의 표류 거리를 줄이기 위해서는 in-track 방향 으로의 추력 사용을 통해 멀어지려는 속도를 반대 방향으로 변화시켜 주어야 한다. 이 때 추력 사용을 통해 획득한 Del-V가 클수록 표류 거리 회복 기간은 줄어들게 된다. 그러나 목표 거 리에 도달하기 전 접근 속도를 줄이기 위하여 브레이킹(breaking) 혹은 반대방향(retrograde) 으로 불리는 추가적인 추력 사용이 필수적인데, 이 때 필요한 Del-V의 크기는 초기 Del-V와 비례하여 커지게 된다. 따라서 시나리오 설계 시에는 임무 기간과 추력기의 성능을 고려하여 적절한 트레이드 오프(trade-off)가 필요하다.

추가적으로 추력 제한 조건에 따라 추력기를 여러 번 나누어 사용해야 하는 경우, 올바르게 추력이 사용되었는지에 대한 확인 및 궤도 결정의 시간 등을 충분히 고려하여 다음 추력 사 용 시점을 결정하는 것이 좋다. 특히 연료로 부탄을 사용하는 만큼 올바른 성능과 히터에 의 한 과도한 전력 소모량을 줄이기 위하여 되도록이면 낮 시간에 추력을 사용하는 것이 바람직 하다. 따라서 본 논문의 표류 거리 회복에서는 연속된 추력 사용이 필요한 경우 이틀의 간격 을 두고 태양이 있는 낮 시간에만 추력을 사용하도록 하였다. 다음 Fig. 4는 표류 거리 회복 결과를 도시하였으며 왼쪽은 추력 제한 조건이 없는 경우, 오른쪽은 Table 2의 추력기 성능 을 고려한 경우를 나타낸다.



Fig. 3. RIC coordinate frame definition.



Fig. 4. Drift recovery comparison. w/o thrust limitation (left); w/ thrust limitation (right).

먼저 추력 크기의 제한조건이 없는 경우 총 2회의 추력을 사용하며, 약 15일 정도의 시간 이 소요된다. 추력은 초기 운용이 끝나는 발사 후 10일에 한번 사용하며, 목표 상대거리인 2 km 도달할 때 접근 속도를 감소시키기 위해 한번 사용된다. 반면에 제한조건이 있는 경우, 총 9회의 추력을 사용해야만 하며 상대 거리 감소에 약 30일 정도의 시간이 소요된다. 이 경 우 접근 속도 증가를 위해서 발사 후 10일부터 2일 간격으로 7번 추력을 사용하며 접근 속도 감소를 위하여 상대 거리가 가까워 질 때 2번의 추력을 사용하게 된다.

아래 Table 3 및 Table 4는 추력기 성능을 제한하지 않은 경우와 제한한 경우의 Del-V 값을 정리하였다. 먼저 추력을 제한하지 않은 경우, 표류 거리 회복을 시작하는 시점 및 접근 속도 감소 시점에서 0.3026 m/s와 0.9643 m/s의 Del-V가 필요하게 되는데 해당 값은 0.06 m/s 의 제한 조건보다 매우 큰 값임을 볼 수 있다. 따라서 추력기 성능이 제한될 경우 Table 4와 같이 여러 번에 걸쳐 필요한 Del-V를 획득해야 한다. 이를 위하여 이틀 간격으로 6번의 0.06 m/s 그리고 추가적인 0.0348 m/s의 in-track 방향 Del-V 사용을 통해 표류 거리를 회 복하고 상대거리 2 km 도달 시점 전에 0.06 m/s 및 0.0162 m/s 의 2번의 Del-V를 통해 접

Table 3. Required Delta-V for drift recovery scenario w/o thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)	
Prograde	0.30268	
Retrograde	0.96433	
Total	1.26701	

Table 4. Required Delta-V for drift recovery scenario w/ thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)				
Prograde	0.06 × 6 (10, 12, 14, 16, 18, 20 days)				
	0.034877 (22 days)				
Retrograde	0.06				
	0.016246				
Total	0.471123				

근 속도를 감소시킨다. 마지막으로 표류 거리 회복에 소요되는 시간은 앞서 언급했듯이 15일 과 30일로 추력 제한이 없는 경우가 더 빠르지만, 전체 Del-V 사용량은 각각 1.2670 m/s와 0.4711 m/s로 추력 제한이 있는 경우가 현저히 작은 것을 확인할 수 있다.

4. 근접 운용을 위한 상대 궤적

근접 운용을 위해서는 알맞은 상대 궤적을 선택해야 하며, 목표는 체이서와 타겟 두 위성의 상대 거리를 2 km부터 10 m까지 감소시키는 것이다. 상대 궤적의 종류에는 여러 가지가 있지만 그 중 유지에 추력 소모가 적은 circumnavigation을 사용하여 설계하였다. Circumnavigation의 가장 잘 알려진 형태는 Fig. 5와 같이 타겟 위성을 중심으로 체이서 위성이 타 원을 그리는 궤적이다.

이 때 타원의 장반경은 단반경의 2배가 되며 각각 in-track 방향과 radial 방향으로 정렬되 기 때문에 cross-track 방향의 움직임이 없을 경우 radial과 in-track 평면 상의 타원을 그리 는 궤적이 된다. 이러한 궤적은 자세에 따라 타겟을 지속적으로 관찰하는 것이 가능하고 충돌 위험이 적다는 장점이 있다. 여기서 체이서와 타겟 사이의 상대 거리, 즉 타원의 반경을 감소 시키기 위해서는 radial 방향의 상대 속도를 감소시키는 방향으로 Del-V를 사용해야 한다.

그러나 일반적 형태의 circumnavigation을 위해서는 radial 방향의 속도를 거리에 따라 특정한 값으로 만들어줘야 하며, 동시에 in-track 및 cross-track 방향 속도를 0으로 만들어 야 한다. 본 논문과 같이 추력 크기를 작게 제한하는 경우 cross-track 방향의 속도를 특정한 값으로 만드는 것은 거의 불가능하다. 또한 in-track 방향의 속도를 0으로 만드는 것 또한 앞선 표류 거리 회복 시나리오에서 접근 속도를 충분히 줄여야만 가능하다. 따라서 추력 크기 를 제한하는 경우에는 충돌 방지와 상대 궤적 생성을 위하여 in-track 및 cross-track 방향 의 속도는 0으로 만들고 radial 방향의 속도를 해당 시점의 속도를 그대로 사용하도록 한다. 이 경우 일반적인 circumnavigation의 형태와 달리 타겟의 in-track 방향으로 접근하는 선 회 궤적을 그리게 된다. Fig. 6은 근접 운용을 위한 상대 궤적 설계 결과를 도시한다.



Fig. 5. Relative motion of circumnavigation.



Fig. 6. Approaching phase relative motion comparison. w/o thrust limitation (left); w/ thrust limitation (right).

그림과 같이 두 상대 궤적 모두 타원의 반경을 줄이며 체이서가 타겟에 접근하도록 radial 방향의 속도를 순차적으로 감소하도록 Del-V를 사용하게 된다. 추력 크기가 제한되는 경우 시나리오 설계의 가장 중요한 점은 근접 운용의 상대 궤적 생성을 위하여 표류 거리 회복 단 계에서 접근 속도를 충분히 줄이는 과정이라 볼 수 있다. 접근 속도가 줄어든 만큼 앞 절의 결과와 같이 표류 거리 회복에 소요되는 시간이 늘어나게 된다.

아래 Fig. 7은 추력 제한조건을 고려한 시나리오의 상대 위치 및 상대 거리를 나타낸 그림 이다. 그림을 통해 시간에 따른 radial 방향 상대 거리의 점진적인 감소와 함께 타겟 위성과 의 in-track 방향 거리가 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

추력기를 통해 근접 운용 시나리오 설계에 사용된 Del-V 값은 Table 5 및 Table 6에 정리 하였으며 각각 1.0996 m/s 및 0.4162 m/s의 Del-V가 필요한 것을 알 수 있다. 결론적으로 추력 제한을 고려하여 설계된 랑데부/도킹을 위한 임무 시나리오는 두 달의 시간이 소요된다. 발사 후를 기준으로 10일까지 초기 운용, 39일까지 표류 거리 회복, 59일까지 근접 운용 후 10 m까지 접근을 수행한다. 특히 추력 제한이 없는 경우에는 필요한 Del-V를 여러 번 나누 어야 한다는 점, 표류 거리 회복 시 접근 속도를 근접운용이 가능하도록 충분히 감소시켜야 된다는 점, 근접 운용을 위한 상대 궤적을 추력 제한에 맞게 변경해야 한다는 점을 임무 시나 리오 설계에 꼭 고려해야만 한다.



Fig. 7. Approaching phase relative position & range history w/ thrust limitation.

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)
2l km to 1 km transfer	0.23176
1 km circumnavigation	0.31602
1 km to 500 m transfer	0.14164
500 m circumnavigation	0.12366
500 m to 200 m transfer	0.081969
200 m circumnavigation	0.077288
200 m to 100 m transfer	0.026641
100 m circumnavigation	0.02641
100 m to 50 m transfer	0.012756
50 m circumnavigation	0.024027
50 m to 10 m transfer	0.0013608
10 m circumnavigation	0.03606
Total	1.0996

Table 5. Required Delta-V for approaching phase w/o thrust limitation

Table 6. Required Delta-V for approaching phase w/ thrust limitation

Maneuver type	Required Delta-V (m/s)
2 km to 1 km transfer	0.060897
1 km maintenance # 1	0.060411
1 km maintenance # 2	0.060636
1 km maintenance # 3	0.060617
1 km maintenance # 4	0.060599
1 km maintenance # 5	0.027638
1 km to 500 m transfer	0.008153
500 m to 200 m transfer	0.003474
200 m maintenance # 1	0.060089
200 m to 100 m transfer	0.010117
100 m to 50 m transfer	0.002700
50 m to 10 m transfer	0.000890
Total	0.4162

5. 결론

본 논문에서는 국내 최초로 개발 중인 랑데부/도킹 기술검증용 위성의 임무 시나리오 설계에 대하여 기술하였다. 특히 최근 초소형 위성을 활용한 검증이 많아지면서 6U 크기의 초소형 위 성에 적용 가능한 추력기의 제원을 소개하여 추력 수준을 확인하고 이를 설계 단계의 제한 조 건으로 반영하였다. 임무 시나리오는 초기 운영 이후 발생하는 표류 거리의 회복과 근접 운용 의 두 단계로 나누어 설계하였다. 추력 크기의 제한 조건을 Del-V로 정의하고 각 설계 과정에 서 반드시 고려되어야 할 점과 함께 제한 조건을 만족하기 위하여 상대 궤적이 어떻게 변화하 는지 확인하였다. 또한 추력을 제한하지 않은 경우와의 비교를 통해 향후 위성의 크기 변화 및 추력기 성능 향상에 따른 시나리오 설계에도 도움이 될 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 기본사업으로 수행 중인 'AI기반 랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발' 연구의 일부이며, 지원에 감사드린다.

References

- Scott RL, Ellery A, An approach to ground based space surveillance of geostationary onorbit servicing operations, Acta. Astronautica. 112, 56–68. (2015). https://doi.org/10.1016/ j.actaastro.2015.03.010
- Mulder T, Orbital express autonomous rendezvous and capture flight operations, Proceeding of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Honolulu, Hawaii, 18–21 Aug 2008.
- 3. Northrop Grumman, Companies demonstrate groundbreaking satellites life-extension service (2020) [Internet], viewed 2021 Aug 26, available from: https://news.northrop grumman.com/news/releases/northrop-grumman-successfully-completes-historic-first-docking-of-mission-extension-vehicle-with-intelsat-901-satellite
- National Aeronautics and Space Administration [NASA], CubeSat proximity operations demonstration (2015) [Internet], viewed 2021 Aug 26, https://www.nasa.gov/sites/default/ files/atoms/files/cpod_fact_sheet-7march2016.pdf
- European Space Agency [ESA], RACE double CubeSat mission (2019) [Internet], viewed 2021 Feb 18, available from: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/06/RACE_ double_CubeSat_mission
- Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, Proceedings of the 2019 KSSS Spring Conference, Gangneung, 24-26 Apr 2019.

Author Information

김기덕 KiduckKim@kari.re.kr



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

조동현 donghyun.cho@pusan.ac.kr



2012년 KAIST 항공우주공학과 박사 졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원에 서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어기술 및 군집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년 부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적궤적 설계,

인공위성 궤도제어, 궤도상서비싱 기술이다.

김해동 haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주 항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한 국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑위 성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레 기 위험분석 SW, 캡쳐시스템 지상시험모델,

6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주 쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비싱 기술을 개발하고 있다.

논문



Received: January 10, 2022 Revised: January 26, 2022 Accepted: January 28, 2022

⁺Corresponding author :

Ho Jin Tel : +82-31-201-3865 E-mail : benho@khu.ac.kr

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

ORCID

 Hye Jeong Jo

 https://orcid.org/0000-0003-1966-052X

 Ho Jin

 https://orcid.org/0000-0002-1773-8234

 Hyeonhu Park

 https://orcid.org/0000-0002-5487-776X

 Khan-Hyuk Kim

 https://orcid.org/0000-0001-8872-6065

 Yunho Jang

 https://orcid.org/0000-0002-8483-4218

 Woohyun Jo

 https://orcid.org/0000-0003-0178-230X

우주과학임무를 위한 큐브위성 자기장 청결도 분석

조혜정¹, 진호^{1,2+}, 박현후², 김관혁^{1,2}, 장윤호², 조우현²

¹경희대학교 우주과학과 ²경희대학교 우주탐사학과

Analysis of a CubeSat Magnetic Cleanliness for the Space Science Mission

Hye Jeong Jo¹, Ho Jin^{1,2†}, Hyeonhu Park², Khan-Hyuk Kim^{1,2}, Yunho Jang², Woohyun Jo²

¹Department of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University, Yongin 17104, Korea ²School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin 17104, Korea

요 약

큐브위성은 기존의 인공위성과 마찬가지로 지구 관측뿐만 아니라, 우주탐사 분야에도 폭넓게 활용되는 인 공위성 플랫폼이다. 또한 우주 공간물리현상을 관측하기 위한 자기장관측 임무에서도 다양한 형태로 제작 되어 활용되고 있다. 자기장 측정의 경우, 일반적으로 위성의 자기 교란을 최소화하기 위해 자기장측정기 가 위성 몸체로부터 멀리 떨어져 있다. 그러나 큐브위성과 같은 작은 위성의 경우 공간적인 제약으로 인해 자기장 센서의 위치 설정이 제한적이다. 이에 이 논문에서는 큐브위성에서 생성된 자기장 간섭을 추정하여 자기장 측정의 신뢰성에 얼마나 영향을 줄 수 있는지 분석하였다. 주요 잡음원으로는 상대적으로 높은 소 비전력을 가진 반작용 휠과 자기 토크로드를 대상으로 조사하였다. 이러한 부품의 자기 쌍극자 모멘트는 제조업체의 데이터 시트에 제공된 정보를 사용하였다. 외부 자기장이 없는 공간에서 3 U 큐브위성 중간에 위치한 자기 토크로드의 잔류 모멘트의 영향은 위성의 몸체 최 외곽 끝에서 약 36,000 nT까지 나타날 수 있음을 확인했다. 또한, 1 nT 미만의 정확한 자기장 측정의 임무라면, 자력계는 위성 본체에서 약 0.6 m 반 경 거리 외곽에 있어야 함을 알 수 있었다. 이러한 분석 방법은 자기장 측정을 수행하기 위해 CubeSat을 설계할 때 자기 청결도 분석의 중요한 역할이 될 것으로 기대한다.

Abstract

CubeSat is a satellite platform that is widely used not only for earth observation but also for space exploration. CubeSat is also used in magnetic field investigation missions to observe space physics phenomena with various shape configurations of magnetometer instrument unit. In case of magnetic field measurement, the magnetometer instrument should be far away from the satellite body to minimize the magnetic disturbances from satellites. But the accommodation setting of the magnetometer instrument is limited due to the volume constraint of small satellites like a CubeSat. In this paper, we investigated that the magnetic field interference generated by the cube satellite was analyzed how much it can affect the reliability of magnetic field measurement. For this analysis, we used a reaction wheel and Torque rods which have relatively high–power consumption as major noise sources. The magnetic dipole moment of these parts was derived by the data sheet of the manufacturer. We have been confirmed that the effect

of the residual moment of the magnetic torque located in the middle of the 3U cube satellite can reach 36,000 nT from the outermost end of the body of the CubeSat in a space without an external magnetic field. In the case of accurate magnetic field measurements of less than 1 nT, we found that the magnetometer should be at least 0.6 m away from the CubeSat body. We expect that this analysis method will be an important role of a magnetic cleanliness analysis when designing a CubeSat to carry out a magnetic field measurement.

핵심어 : 초소형위성, 자기 청결도, 자기장 측정기, 우주과학, 자기장 **Keywords :** CubeSat, magnetic cleanliness, magnetometer, space science, magnetic field

1. 서론

우주탐사를 위해 다양한 형태의 인공위성들이 제작되고 있으며, 임무목적에 필요한 관측기 기들 또한 그 형태에 적합하게 제작되어 활용되고 있다. 최근에는 초소형인공위성인 큐브위 성을 이용한 우주관측이 전세계적으로 다양하게 진행되고 있다. 그러나 큐브위성의 경우 여 러 제약 조건으로 인해 창의적 위성 플랫폼의 변화도 지속적으로 요구되고 있다.

큐브위성은 칼 폴리 대학의 Jordi Puig-Suari 교수와 스탠포드 대학의 Bob Twiggs 교수가 학생들의 교육목적으로 위성 프로젝트를 시작한 것이 시초이다[1]. 큐브위성은 작고 표준화된 플랫폼에 따라 10 × 10 × 10 cm 규격을 1 U라고 명명하고, 현재는 1-12 U (1 U = 10 × 10 × 10 cm)까지 다양하게 구성되어 활용하고 있다. 위성의 용도 또한 통신, 교육, 지상관측, 군사, 과학, 그리고 기술검증과 같이 다양하다[2,3]. 특히 우주환경 및 우주공간물리 연구에 필요한 주요 핵심 관측기기인 입자 검출기와 자기장측정기는 CSSWE, RadSat-u, CP9-StangSat, SwampSat 2의 경우들처럼 큐브위성에 탑재되어 다양한 관측시도가 이루어졌다.

우주과학임무를 위한 국내 큐브위성의 경우에는 우주공간물리 및 우주과학연구용으로 제 작된 3 U 큐브위성인 CINEMA(큐브위성 for Ion, Neutral, Electron Magnetic fields), SIGMA (Scientific 큐브위성 with Instruments for Global MAgnetic field and radiation), 그리고 한 국천문연구원의 SNIPE(Small scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 6U 큐브위성 등이 있다. CINEMA는 2013년 11월에 발사된 큐브위성으로, 근 지구 공간연구 에 관한 임무와 달 탐사 및 행성탐사를 위한 기술 시험 목적으로 플라즈마 입자를 관측하는 STEIN과 자기장 측정을 위해 약 1 m 붐(boom)에 MAGIC(MAGnetometer from Imperial College)을 탑재한 바 있다[4]. 2018년 1월에 발사된 SIGMA는 우주방사선에 의한 LET 데이 터를 측정하는 TEPC 탑재체와 근 지구 자기장 측정을 위한 Fluxgate magnetometer를 접이 식 1 m 붐에 탑재하였다[5]. 또한, SNIPE 큐브위성의 경우에도 입자 검출기와 자기장 측정기 를 탑재하고 있다[6].

하지만, 큐브위성에 탑재되는 관측장비들은 공간적 제약으로 인해 관측자료의 오염을 야기 시키는 요소들이 필수적으로 존재하고 있어 주의가 필요하다. 자기장 관측자료의 경우, 주요 오염원은 환전류가 형성될 수 있는 태양전지판 및 전기배선들과 자체 전자기 성분을 많이 배 출하는 자세제어용 반작용 휠(reaction wheel)과 모멘텀 휠(momentum wheel), 그리고 토크 로드(torque rods) 등이 대표적인 예이다. 이러한 부품들 중에는 자기장의 발생 후 자기장이 남아있는 잔류 자기모멘트도 함께 발생하기도 한다. 이 외에도 추진기 솔레노이드에서도 예 상치 못한 큰 잔류 자기 모멘트로 인한 자기간섭이 생성된 경우도 있다[7]. 큐브위성으로부터 발생한 자기간섭으로 인해 우주공간 자기장 관측 값이 오염되어 정밀한 자기장 측정을 수행하기가 어려워진다. 자세제어(attitude control)를 목적으로 큐브위성 내에 자기장측정기를 설치한다면 큰 문제가 되지 않을 수 있지만, 우주공간상의 자기장 값을 얻는 게 목적이라면 관측자료에 잡음요소가 많아 과학적으로 사용할 때 주의가 필요하다.

불필요한 자기간섭을 줄이기 위하여 잔류자기장성이 낮은 물질을 이용하거나, 전류 루프를 줄이는 방법이 대표적이다. 자기장을 유발하는 원천을 식별하고 측정한 후에 자기 모멘트를 상쇄하는 방법도 연구된 바 있지만[8,9], 이 방법은 매우 제한적인 특수한 경우에 활용이 가 능하다. 자기간섭을 최소화하기 위해 CINEMA, QUAKESAT, CANX-2, SIGMA 큐브위성과 같이 붐 구조물이 포함되어 제작된 바 있다[4,10,11].

본 논문에서는 자기간섭을 일으킬 수 있는 여러 장비 중, 흔히 많이 사용하는 자기 토크로 드와 반작용 휠에 대하여 각각 따로 분석하여 큐브위성의 자기 청정도를 분석하였다. 2장에서 는 분석방법과 3장에서는 분석결과를 기술하였다.

2. 자기장 분석

큐브위성에서 자기간섭을 유발하는 주요 부품에는 자기 토크로드와 반작용 휠이 있다. 수 치적 분석을 위해 자기간섭을 일으키는 대상의 자기장 발생 원천부는 한 지점에서의 자기 쌍 극자 모멘트로 가정하였고, 자회(magnetization)되는 부품재질에 따른 자기장 왜곡은 고려하 지 않았다.

모사시험은 자기 토크로드와 반작용 휠이 작동했을 때 생성되는 자기모멘트, 그리고 운용 후 남아있는 잔류 자기모멘트 값을 이용하였다.

자기장 간섭을 분석하기 위해 사용한 부품의 특성은 판매사의 성능 제원표에서 제공하는 쌍극자 모멘트 값을 사용하였으며, 제원표에서 제공하지 않는 토크로드의 경우는 자기 쌍극 자 모멘트를 구하는 방법은 식 (1)을 사용하여 추정하였다[12,13].

$$M_{dipole} = \left(\frac{rV_{bus}}{2W_{res}}\right) \left(1 + \frac{\mu_r - 1}{1 + (\mu_r - 1)N_d}\right) \tag{1}$$

여기서 W_{res} , 단위 길이 당 와이어 저항, r은 토크로드 코어의 반경, V_{res} 위성의 전압, μ_r 코 어의 상대 투자율, 그리고 N_d 는 소자 계수(demagnetization coefficient)이다.

반작용 휠과 큰 전력을 소모하는 부품의 자기 쌍극자 모멘트는 식 (2)와 식 (3)을 이용하여 구하였다.

$$P = V \cdot I \tag{2}$$

$$M_{dipole} = I \cdot A \tag{3}$$

A는 단면적, I는 소비전류 또는 소비 전력 정보를 이용하여 전류를 추정한 값이다.
이를 바탕으로 공간상의 자기장 분포를 구하기 위해 식 (4)를 이용하여 해석 및 프로그램
결과를 검증하였다.

$$B(r) = \frac{\mu_0}{4\pi} \left[\frac{3(r-r')((r-r')\cdot m)}{|r-r'|^5} - \frac{m}{|r-r'|^3} \right]$$
(4)

m은 부품의 자기 모멘트 값, r'은 자기 모멘트의 위치, r은 측정할 위치, 그리고 μ₀은 자유공 간의 투자율이다. 위와 같은 식은 KPLO 전자기 청결도 분석이 연구된 바가 있으며, 본 연구 에서도 동일하게 정적인 쌍극자를 가정하였으며, 시간에 따라 변화하는 μ₀e^{-iωt} 조건을 고려 하지 않았다[15].

분석방법은 상기의 식을 이용하여 Python 언어로 작성하였으며, 가시적인 표현을 위해 Magpylib을 사용하였다. Magpylib은 자기장 Source를 정의하고 계산하는데 사용되는 무료 Python 패키지이다[14]. 예를 들어 반작용 휠의 자기 모멘트가 원점에서 +Z방향의 0.0003 Am²의 크기를 가진다고 가정하고, 거리 0.313 m (+X축)에서 나타나는 자기장을 식 (4)를 이 용하여 계산한 경우 1 nT의 결과를 얻을 수 있으며, Magpylib을 이용했을 때도 동일한 결과 를 얻었다. 라이브러리의 검증을 위해 앞에서 제시한 수식으로 구한 값과 비교하였다. 또한, 가시적 공간 분포 표현을 위해 자기간섭을 일으키는 주요 부품의 쌍극자 모멘트의 위치를 선 정한 후 Magpylib를 이용하여 계산하였다.

모사시험은 Fig. 1의 (c)와 같이 3U 큐브위성 안에 총 3개의 토크로드를 배치한 경우(case 1)와 반작용 휠을 배치한 경우(case 2)로 나누어 진행하였다. 부품들이 배치된 위치와 모멘트 값은 Table 1에 정리하였다. 먼저 Case 1 경우를 보면, 총 3개의 토크로드는 NewSpace Systems 제조사의 NCTR-M002 Torque rod[16](Fig. 1a) 제품을 참조하였고, 참고문헌 [12] 에서 토크로드를 큐브위성에 배치한 방법에 따라 Fig. 1의 (c)와 같이 3축에 배치하였다. Case 2의 경우에는 반작용 휠의 모멘트와 설치 방향에 대한 정보가 사용자에 따라 다르기 때문에 NanoAvionics 제조사의 Reaction wheel SatBus 4RW0[17](Fig. 1b) 제품을 참조하여 모멘트 값을 구하였고, 위치는 위성 몸체 중앙에 배치하였다.



Fig. 1. Parts and cross-sectional view of CubeSat used in simulation. (a) NCTR-M002 torque rod, (b) reaction wheel SatBus 4RW0, (c) 3 U CubeSat design for the simulation. The left plot is Case 1, the right plot is Case 2.

Casa	Dipole relative position	Residual moment	Dipole moment	
Case	(m)	(Am^2)	(Am^2)	
Case 1	S_1 : (-0.05, -0.05, 0)	(0, 0, -0.001)	(0, 0, -0.2)	
	S_2 : (0.05, 0, -0.05)	(0, 0.001, 0)	(0, 0.2, 0)	
	S_3 : (0, -0.05, 0.05)	(0.001, 0, 0)	(0.2, 0, 0)	
Case 2	(0, 0, 0)	(0, 0, 0.0003)	(0, 0, 0.001)	

Table 1. Simulation parameters (the origin is a center of the CubeSat)

3. 모사시험 결과

큐브위성은 주로 지구의 저궤도에서 임무를 수행하지만, 위성에서 발생되는 자기간섭 영향 만을 고려하기 위하여 외부 자기장이 없다고 가정하였다. 또한, 위성체 구조물은 자기장을 왜 곡시키는 물질이 없는 것으로 가정하였다. Case 1과 Case 2의 모의 시험결과는 XZ 평면상에 Fig. 2와 같이 나타내었다. Fig. 2는 +X축에 붐을 이용한 자기장측정기가 있다는 가정하에 XZ 평면으로 나타내었다. 그림 가운데에 위치하는 검은색 직사각형은 3 U 큐브위성의 크기이며, 검은색 직사각형과 선으로 연결된 빨간색 x 표시는 위성으로부터 X축 방향으로 자기장 크기 가 1 nT 되는 지점이다.



Fig. 2. The predicted magnetic field for zero field space in XZ plane (y = 0). (a) residual moment field of Case 1, (b) the S₃ is ON status of Case 1, (c) residual moment field of Case 2, (d) active status of Case 2.

자세제어운용에 있어 토크로드는 자세 제어를 위해 3개중 하나씩 작동하는 것으로 가정하 였다. Fig. 2에서 (a)는 S1, S2, S3이 작동하고 난 후 잔류 자화 상태에 머물러 있을 때, (b)는 3 개의 토크로드 중 S3에 전원이 인가되어 작동 중 자기모멘트로 인한 예측된 자기장이다. (c) 는 반작용 휠이 작동하지 않은 상태에 머물러 있는 경우이며, (d)는 반작용 휠이 작동할 때 예 측된 자기장이다.

Fig. 3은 토크로드와 반작용 휠의 경우를 나타낸 Fig. 2와 같은 결과를 큐브위성의 중심으로 부터 x축을 기준으로 거리에 따른 자기장 값을 나타낸 그래프이며, 1 nT 자기장을 만족하는 거리를 점선으로 나타내었다.

Fig. 3의 왼쪽 그림은 토크로드가 생성하는 자기장이며, 오른쪽 그림은 반작용 휠이 생성하는 자기장이다. 주황색 실선은 해당 부품이 잔류 자화 상태를 나타내며, 하늘색 실선은 부품이 작동 중일 경우이다.

큐브위성의 중심점으로부터 공간상 1 nT 자기장 영향을 나타내는 거리는 다음과 같다. Case 1의 토크로드 전부가 잔류 자화 상태일 때 60.8 cm, 토크로드 중 S3가 작동 중일 때 3.41 m, 반작용 휠이 잔류 자화 상태일 때 31.3 cm, 반작용 휠이 작동 중일 때 46.8 cm로 나 타났다.

Fig. 4는 운용상에 나타날 수 있는 대표적 예시로 Fig. 2(a)의 3개의 토크로드가 작동 후,



Fig. 3. Predicted magnetic disturbance on the X axis. The left plot is calculated by the torque rod and right plot is calculated by the reaction wheel (y = 0, z = 0). The orange line indicates that the part is in the residual magnetization state, and the skyblue line indicates that the part is operating.



Fig. 4. Predicted magnetic field for zero field space in xz plane calculated by torque rod in the residual magnetization (y = 0). The left plot is stream plot, the right plot is 3D contour plot.

잔류 자화가 존재하는 상태일 때 생성되는 자기장 분포의 그림이다. Fig. 4의 왼쪽 그림은 토 크로드가 생산하는 자기 쌍극자 윤곽선을 나타냈고, 오른쪽 그림은 왼쪽 그림의 자기장 강도 를 3차원 모식도로 표현한 것이다. 예상되는 바와 같이 자기장 세기가 가장 강한 지점은 토크 로드 끝부근의 3 cm 미만의 좁은 영역 표면 부분에서 발생함을 볼 수 있다.

Fig. 5는 큐브위성의 빨간색 표면, 즉 X = 0.05 m일 때 YZ 표면에서 예측된 자기장 분포이 다. Fig. 5의 (a)는 Case 1에서 토크로드가 전부 잔류 자화 상태일 경우이며, (b)는 토크로드 중 S3가 작동 중인 경우이다. Fig. 5의 (c)는 Case 2에서 반작용 휠이 잔류 자화 상태일 경우이며, (d)는 반작용 휠이 작동 중인 경우이다. 예측된 자기장의 최대 세기는 (a)에서 36,000 nT, (b) 에서는 320,000 nT이고, Case 2에서 예측된 최대 자기장은 (c)는 240 nT, (d)는 800 nT로 나 타났다.

Fig. 6은 Fig. 5의 위성 표면에서 부품이 생성하는 자기장의 수치 분포이며 잔류 자화 상태 는 실선, 작동 중인 상태는 점선으로 표시하였다. 직사각형의 윗변은 상위 25%, 밑변은 하위 25%이며, 이 외의 높은 가로선은 최댓값, 낮은 가로선은 최솟값이다.



Fig. 5. The predicted magnetic field on the CubeSat surface for zero field space in yz plane (x = 0.05 m). (a) residual moment field of torque rod, (b) the S₃ is on status, (c) residual moment field of reaction wheel, (d) active status of reaction wheel.



Fig. 6. The box plot of calculated magnetic field on the CubeSat surface for zero field space in yz plane by torque rod or reaction wheel (x = 0.05 m).

Case	1 nT (m)	Maximum noise on	Minimum noise on
		CubeSat surfaces (nT)	CubeSat surfaces (nT)
Case 1 (Residual)	0.608	36,000	13
Case 1 (Magnetic)	3.41	320,000	1,700
Case 2 (Residual)	0.313	240	12
Case 2 (Magnetic)	0.468	800	88

Table 2. The maximum and minimum noise on the CubeSat surface and the distance isshown a 1 nT from a center of the CubeSat

작동 중과 작동 후 잔존하는 경우를 고려한 모의 실험에서 자기장은 최소 12 nT, 최대 320,000 nT까지 분포할 수 있다. 본 연구에서는 토크로드가 작동 중일 때 가장 큰 자기장을 형성한다.

3개의 토크로드가 잔류자화 상태인 경우, 3개의 자기 쌍극자가 합성되어 자기장의 범위가 13-36,000 nT로 복잡한 분포를 형성한다. 실제 운용 상황에서도 대부분의 부품이 작동 후 잔류자화 상태이거나 작동 중이므로 발생하는 자기장을 예측하기 쉽지 않다. 그러므로, 자기 장 측정기를 탑재하는 경우에는 본 연구에서 분석한 방법을 통해 측정 오차를 최대한 낮출 수 있는 공간을 예측해 볼 수 있다.

모사시험결과에서 부품이 생성하는 자기교란성분이 1 nT 값을 가지는 공간거리와 큐브위 성의 오른쪽 표면인 X = 0.05 m 지점에서의 최대, 최소 자기장 값을 구하여 Table 2에 나열 하였다.

4. 결론 및 토의

본 논문에서는 큐브위성에서 자기장관측을 오염시키는 부품의 자기교란 모사 시험에 대해 기술하였다.

큐브위성의 자기장 교란요소는 자세제어를 위해 자기 토크로드와 반작용 휠과 같은 부품 뿐만 아니라, 자기 쌍극자 모멘트를 생성하는 많은 부품들이 있다. 그러나 본 연구에서는 일 반적으로 많이 사용하는 자기 토크로드의 영향 만으로도 정밀 자기장 관측장비에 큰 영향을 줄 수 있기 때문에 정량적인 분석을 수행해 보았다. 모사시험 결과, 자기장측정기를 위성 내 부에 설치한다면 최대 320,000 nT, 최소 12 nT의 잡음요소가 발생될 것으로 보인다. 또한, 자기 토크로드가 작동되면 주요 소재의 이력 현상에 따라 잔류자화가 지속되어 자기장 측정 에 영향을 주는 것은 확실하다.

실제 운용 상황에서도 위성운용 부품의 가까운 지점에서는 자기장측정기의 측정값에 치명 적인 오류를 남길 수 있는 특정위치가 존재할 수 있다. 큐브위성에서 자기 토크로드와 함께 사용되는 반작용 휠은 자기 토크로드가 생산하는 오염원에 비해 적은 수치가 도출되었지만, 지구 저궤도에서 자기장 측정을 교란시키기에는 충분한 오염원임을 알 수 있다. 이러한 이유 로 토크로드의 경우 잔류자화가 최소화되는 소재를 활용해야 한다.

이 외 여러 부품에서도 자기 쌍극자 모멘트가 함께 중첩되어 우주공간 자기장 측정을 교란 시키고, 짧은 길이의 붐을 설치했더라도 잡음의 영향에서 벗어나기는 어렵다. 잔류자화의 영향 을 피하기 위해 자기 토크로드 대신 원형 에어코어 코일로 구성하여 사용할 수도 있지만, 자 세제어에는 비효율적이고 토크로드에 비해 성능이 떨어짐을 고려해야 한다.

자기장 측정기를 자기 토크로드 및 반작용 휠을 작동시키는 동안이나 그 이후 일정시간동 안 측정을 중단하는 방법을 사용할 수도 있으나, 설계시에 이러한 영향을 고려하여 잡음원을 최소화할 수 있는 방안이 최선일 것이다. 그러므로 자기장 측정기를 탑재하는 경우는 설계과 정에서 가장 적절한 위치를 찾는 것이 필요하다.

결국, 위성체로부터 자기간섭을 최소한으로 받는 가장 확실한 방법은 자기장측정기를 잡음 원으로부터 멀리 배치하는 것이다. 효과적인 방법으로는 붐을 설치하는 것이며, 이는 표면에 자기장측정기를 두는 방법에 비해 기계적인 설계가 복잡하지만 잡음원을 최대한 배제할 수 있다.

본 논문은 큐브위성을 정밀한 자기장 측정을 위해 활용하는 경우, 기본 설계 단계에서 자기 간섭영향 분석을 위해 활용할 수 있을 것이다. 향후, 우리는 위성체 내부의 여러 개의 자기장 왜곡, 흡수 등의 요소를 고려하여 보다 정교한 결과를 도출하기 위한 개선된 계산을 지속하고 자 하며, 이러한 연구는 미래 우주공간 정밀 자기장 측정에 초소형위성 및 탐사위성의 개발함 에 있어 중요한 역할을 할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

본 연구는 2021 달 착륙선 자기장 측정기 개발 NRF-2020M1A3B7109194 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- Heidt H, Puig-Suari J, Moore A, Nakasuka S, Twiggs R, CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation, in 14th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 21-24 Aug 2000.
- National Academies of Sciences, Engineering, and Medicine, Achieving Science with CubeSats: Thinking inside the Box (Academic Press, Washington, DC, 2016).
- 3. Kulu E, Nanosatellite & CubeSat database (2022) [Internet], viewed 2022 Feb 2, available from: https://www.nanosats.eu/database
- Archer MO, Horbury TS, Brown P, Eastwood JP, Oddy TM, et al., The MAGIC of CINEMA: first in-flight science results from a miniaturised anisotropic magnetoresistive magnetometer, Ann. Geophys. 33, 725-735 (2015). https://doi.org/10.5194/angeo-33-725-2015
- Lee J, Lee S, Lee JK, Lee H, Shin J, et al., Development of flight software for SIGMA CubeSat, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 363–372 (2016). https://doi.org/10.5139/ jksas.2016.44.4.363
- 6. Kang S, Song Y, Park SY, Nanosat formation flying design for SNIPE mission, J. Astron. Space Sci. 37, 51-60 (2020). https://doi.org/10.5140/JASS.2020.37.1.51
- Steyn WH, Hashida Y, In-orbit attitude performance of the 3-axis stabilised SNAP-1 nanosatellite, in 15th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, 13-16 Aug 2001.

- Lassakeur A, Underwood C, Taylor B, Duke R, Magnetic cleanliness program on CubeSats and nanosatellites for improved attitude stability, J. Aeronaut. Space Technol. 13, 25-41 (2020). https://doi.org/10.1109/RAST.2019.8767816
- Lassakeur A, Underwood C, Taylor B, Enhanced attitude stability and control for CubeSats by real-time on-orbit determination of their dynamic magnetic moment, in 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, 1–5 Oct 2018.
- 10. Bleier T, Clarke P, Cutler J, DeMartini L, Dunson C, et al., QuakeSat lessons learned: Notes from the development of a triple cubesat (QuakeFinder, Palo Alto, CA, 2003).
- Eagleson S, Attitude determination and control, detailed design, test, and implementation for CanX-2 and preliminary design for CanX-3 and CanX-45, Master's Thesis, Canada Toronto University (2006).
- Li J, Post M, Wright T, Lee R, Design of attitude control systems for CubeSat-class nanosatellite, J. Control Sci. Eng. 2013, 657182 (2013). https://doi.org/10.1155/2013/ 657182
- 13. Amin J, Lightsey EG, The design, assembly, and testing of magnetorquers for a 1U CubeSat mission, Georgia Institute of Technology, AE 8900 MS Special Problems Report (2019).
- Ortner M, Bandeira LGC, Magpylib: A free Python package for magnetic field computation, SoftwareX. 11, 100466 (2020). https://doi.org/10.1016/j.softx.2020.100466
- Park HH, Jin H, Kim TY, Kim KH, Lee HJ, et al., Analysis of the KPLO magnetic cleanliness for the KMAG instrument, Adv. Space Res. 69, 1198–1204 (2022). https://doi.org/10.1016/ j.asr.2021.11.015
- 16. CubeSatShop (2022) NCTR-M002 magnetorquer rod [Internet], viewed 2022 Jan 27, available from: https://www.cubesatshop.com/product/nctr-m002-magnetorquer-rod/
- NanoAvionics (2022) CubeSat reaction wheels control system SatBus 4RW0 [Internet], viewed 2022 Jan 27, available from: https://nanoavionics.com/cubesat-components/ cubesat-reaction-wheels-control-system-satbus-4rw/

Author Information

조혜정 girlsending0@khu.ac.kr



경희대학교 우주과학과 학사과정 중에 있다. 2020년도에 자기청결도 연구를 진행하였으며, 현재는 우주과학분야의 데이터 분석을 위한 소 프트웨어 기술들을 학습 중이다.

김관혁 khan@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과/우주과학과 교수로 재직하고 있다. 우주 자기장/입자 관측자료를 이용한 우주환경 및 달 자기이상현상에 대한 연구를 수행하고 있다.

진 호 benho@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과/우주과학과 교수로 재직하고 있다. 천문우주관측기기 관련 연구분 야에서 현재 자기장측정기 개발과 관련된 연구 를 수행하고 있다.

장윤호 toujour@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과 석사과정 중에 있다. 천문우주관측기기 관련 연구분야에서 현재 자 기장측정기의 구조 설계 및 검교정에 관련된 연구를 수행하고 있다.

박현후 hoo7781@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과에서 KPLO 위성체 에 탑재된 KMAG 자력계를 위한 자기청결도 분석 주제로 2022년에 석사학위를 취득한 후, 동대학원에서 박사과정을 밟고 있다. 현재는 KMAG 데이터 분석 및 달 자기이상현상에 대 해 연구하고 있다.

조우현 woohyunjo@khu.ac.kr



경희대학교 우주탐사학과 석사과정 재학 중이 다. 천문우주관측기기 관련 연구분야에서 현재 자기장 측정기 성능 검증 모듈 제어 및 제작 연구를 수행하고 있다.

기고문



Received: January 21, 2022 Revised: February 4, 2022 Accepted: February 7, 2022

⁺Corresponding author :

Gi-Hyuk Choi Tel : +82-42-860-2217 E-mail : gchoi@kari.re.kr

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

ORCID

Gi-Hyuk Choi https://orcid.org/0000-0001-8862-7809 Dae-Yeong Kim https://orcid.org/0000-0002-0409-3262

한국의 Artemis 국제공동 유인달탐사 참여를 중심으로 우리나라 심우주탐사 로드맵 제안

최기혁⁺, 김대영 ^{한국항공우주연구원}

Suggestion of Korea's Deep Space Exploration Roadmap through Participation to the Artemis International Manned Lunar Exploration Program

Gi-Hyuk Choi[†], Dae-Yeong Kim

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34055, Korea

요 약

한국은 '22년 하반기 한국형발사체(KSLV-2)는 2차 발사를 통해 최종 성공을 앞두고 있으며, 인공위성 개발 능력은 이미 선진국 수준에 도달하였다. 이러한 발사체와 위성 기술 성숙 이후 향후 대한민국의 우주개발은 우주탐사와 우주활용으로, Hardware 기술개발에서 과학기술 임무개발로, 무인우주개발에서 유인우주개발로 패러다임이 전환되어야 한다. 최우선 전략은 국내 우주산업과 관련 국내 산업을 확대하고 고용을 창출하고, 핵심우주기술이 개발되어야 하며, 국민 편익과 안전에 도움이 되는 우주개발이어야 한다. 이를 위해 유인우주개발을 시작해야 하는데, 20년대 글로벌하게 추진될 국제공동 유인 달탐사(Gateway, Artemis)와 '30년대 유인 화성탐사는 한국의 우주산업 외연을 확장시키고 우주기술 수준을 획기적으로 향상시킬 수 있는 절호의 기회이다. 한국의 고유하고 독자적인 과학기술로서 도전적이며 지속적인 임무수행과 Hardware 기여로 참여하는 것이 필요하다. 또한 한국 우주인의 참여는 국민적 관심을 끌고 청소년에 도전정신과 꿈을 심어 줄 수 있으며, 또한 우주선진국으로 진입하는 계기가 되며 국가위상이 높아지는 효과도 기대할 수 있을 것이다. 이를 위해 본 연구에서는 국제공동 Artemis 계획의 현황과 향후 계획을 상세히 조사·분석하였고, 한국의 참여방안을 제시하였다.

Abstract

Korea is near close the success on the indigenous launch vehicle KSLV-2 after the second test launch during the second half of 2022, and the satellite development has been already in the level of advanced country. After the such mature of satellite and launch vehicle technologies, Korea's space development main theme should be 'Space Exploration and Space Application', and paradigm should be changed from 'Hardware' to 'Scientific/Technological Mission', from 'Unmanned' to 'Manned'. Korea's prime space strategy should be the direction of expansion of space industry, creation of employment and secure the key technologies, improvement of convenience and safety of people. For the purpose it is necessary to start 'Manned Space Development' such that participation to 'Artemis and Gateway Program' in 20s' and manned Mars exploration in 30s' which would be carried out by means of global international cooperation,

and which could be a good opportunity to explore the new area of space development and upgrade national technology capability. Taking advantage of this opportunity, it is required for Korea to join the international programs through developing indigenous challenging, sustainable Korean mission and hardware. Also selection of the 2nd Korean Astronaut could draw national attention, especially could give dreams to young generation. Participation to the Artemis program could be the opportunity of entering the major space fairing nation and boosting up national pride. In this study we survey and analyze the Artemis Program in detail, and in conclusion we suggest the strategy of Korea's participation to the Artemis Program.

핵심어: 아르테미스, 유인달탐사, 심우주탐사, 로드맵, 핵심우주기술, 2차 우주인 선발 Keywords: Artemis, manned lunar exploration, road map, key space technologies, 2nd astronaut selection

1. 서론

경제적 관점에서 우주분야는 3,391억\$ 규모('16)의 거대한 시장으로 현재 한국은 0.8% 점 유율 보이는데, 새로운 시장으로 반도체, 자동차, 조선산업 이후의 새로운 도전 산업으로 육성 이 필요하다. 전세계 우주시장규모 총 3,391억\$에서 발사체 & 위성 5.7%, 우주탐사 23.2%, 위성활용 서비스 & 장비 71.1%이다. 선진국 우주기관 예산 중 국제우주정거장 관련 운용, 우 주실험과 우주인 선발 훈련 포함 예산('17)은 NASA 18.1억\$/9.5%, JAXA 307억¥/20.3%, ESA 6.3억℃/11%이고, 선진국 우주기관 우주탐사(달, 화성, 심우주) 예산규모/비중('17)은 NASA 108억 \$/56.6%, JAXA 520억 ¥/33.8%, ESA 8.25억℃/14.3%이다. 아울러 선진국 우 주기관 우주탐사 중 유인우주탐사 비중('17)은 NASA 80%, JAXA 75%, ESA 50%이다[1-3].

핵심전략 기술 개발 관점에서 우주는 정확하게 멀리 가기 경쟁인 바, 대형 추력 시스템, 정밀 심우주 항법, 자세제어, 대기권 재돌입, 심우주 통신과 에너지 기술 개발이 필요하다. 유인우 주기술 개발 시 무인우주기술에서 퀀텀 점프가 가능하다.

대국민 비젼 제시를 위하여 우주탐사 특히 유인우주탐사는 국민과 청소년에게 꿈과 도전정 신을 심어줄 수 있다. 국제협력 측면에서 '20년대 유인달탐사와 '30년대 유인 화성탐사는 대 규모 국제협력으로 한국이 참여하게 되면 우주선진국과의 전략적인 협력으로 우주선진국 그 룹의 일원이 되며, 국가위상 제고 효과가 클 것이다.

동북아 지정학적 측면을 고려할 때 중국, 일본, 러시아와 인도는 유인우주개발 선진국들로 이들 국가에 비해 너무 뒤쳐지지 않도록 전략기술로서 유인우주기술을 개발할 필요가 있다. 즉, 중국과 일본에 10년차로 추격할 필요가 있다. 국민 편익과 안전 강화를 위하여 우주개발 은 국민안전과 국방안보에 도움이 되는 기술개발이 반드시 포함되어야 한다. '21년 5월 문 대 통령 방미시 한국의 과기정통부와 미국의 NASA는 대한민국이 유인 달탐사 아르테미스 약정 (Artemis Accord) 추가 참여를 위하여 서명하였다. Artemis 프로그램 참여를 성공적으로 추진하기 위하여 대국민 설득과 예산확보를 위하여 우주탐사 관련 Story 개발이 필요할 것 이다.

2. Artemis 유인달탐사 프로그램 추진 현황[4]

2.1 Artemis 유인 국제공동 달탐사 주요 마일스톤

Artemis 프로그램의 1단계는 2025까지 미국의 우주인이 달에 착륙하는 것이다. 이를 위해 '22년 신형 우주발사체(SLS)로 발사되는 오리온 탐사선이 무인으로 달을 선회하고, '24년에는 4명의 우주인이 달을 선회하고, '25년에는 4명의 우주인이 달 주위 우주정거장 Gateway에 도착하여 유인달착륙선(HLS, human landing system)으로 갈아탄 후 여성과 아시아/아프리 카계 우주인 2명이 달에 착륙하여 1주일간 활동하게 된다. 1단계에서는 달궤도 유인 우주선, 유인 달착륙선, 비가압식 월면차, 선외활동용 우주복, 소형무인 달착륙선 기술과 시스템이 개 발되어 활용될 것이다[1, 2](Fig. 1,2).



Fig. 1. Milestone of Artemis manned lunar exploration program with Korea/KARI's participation of KPLO ('22, Korea Pathfinder Lunar Orbiter) and KLL ('29, Korea Lunar Lander).

	2020 (Phase 1)	2024 (Phase 2A)	2030(Phase 2B)
state	Gateway(다수의 비행을 통한 건설) Pre-HALO	I-Hab Gateway 구성완료	화성탐사를 대비한 체 류기간 증대
ant	Artemis II Artemis II (첫 승무원) (무인) KPLO	Artemis Artemis Artemis Artemis Artemis IV V VI VII VIII IX	추가적인 승무원과 소 형화물 임무
달표면	Human Landing System	HLS HLS HLS HLS HLS HLS	
창여5	진도라인3 CLPS VIPER CLPS CLPS CLPS 장연6 Luna25 LUPEX	승무원 승무원 승무원 & 화물 화물 승무원 승무원 수 원 & 화물 화물 & 화물 & 화물 & 화물 58U 시연 전 Store Luna27 Luna28 전 7 전국 적곡선	추가적인 승무원과 화 물 임무
	NASA 국제적/ SLS & 상업적 승무원 Orion 발사제 <u></u> 발사제	비가압 가압주거 표면주 로버 수송자랑 거모들	

Fig. 2. Status and plan of Artemis program. HLS, human landing system; I–Hab, international habitat.

2단계(2026~2040)는 지속적인 달착륙을 통하여 월면 탐사활동과 인프라 확대(expanding and building)를 수행하게 된다. 전반부인 2A 단계('26 - '32)에는 달 체류 준비단계로서 달궤 도 무인 수송선, 중형 무인 달착륙선(유인 활동 지원 등을 위한 물자 보급용), 다용도 로버, 가 압식 월면차, 통신중계 및 전력 인프라, ISRU 검증 플랜트가 개발되어 활용될 것이다. 후반부 인 2B 단계('33 - '40)에서는 실질적인 장기체류를 위한 유인거주시설, 재사용 유인 이착륙선, 원자력 전력원, 실용급 현지자원활용(ISRU, in-situ resource utilization)시설이 개발되어 사용될 것이다[1, 2].

3단계(2040~)는 월면 지속 체류 및 활용(sustained lunar opportunities)이 시작되는데, 본 격적으로 달에서 장기 거주와 상업적인 활동이 수행된다. 3단계에서는 수 천 Km를 신속하게 이동할 수 있는 착륙지간 장거리 이동용 유인 호퍼(Hopper)가 개발될 것이다[1,2].

2.2 국제우주탐사조정그룹(International Space Exploration Coordination Group, ISECG)의 장기적인 글로벌 탐사 로드맵

ISECG는 미국 NASA의 주도로 2007년에 설립된 전세계 23개 주요 우주기관들의 구속력 이 없는 협의체로, 한국항공우주연구원도 참여하고 있으며, 장기적인 국제공동 대형 우주탐 사에 대한 정보교환, 전략수립과 로드맵을 작성하고, 이를 위해 정기적인 회의를 갖는다.

2.2.1 주요 목표

Artemis의 중요한 기술적 목표는 유인 이착륙, 화물 수송, 선외 활동, 장거리 이동, 장기 거주, 인체활동, 현지자원활용(ISRU) 검증, 인프라 구축, 과학연구, 대중참여, 상업증진, 국제 협력 증진이며, 현재 한국의 기여는 KPLO(22)와 KLL(29)이다.

2.2.2 단계별 시나리오

- (a) 1단계(~2024): 월면 유인 착륙(boots on the Moon)
- (b) 2단계(~2040): 월면 탐사 활동 및 인프라 확대(expanding and building)
- (c) 3단계(2040~): 월면 지속 체류 및 활용(sustained Lunar opportunities)

2.2.3 주요 구성요소(하드웨어 시스템)

- (a) 1단계: 달궤도 유인 우주선, 유인 달착륙선, 비가압식 월면차, 선외활동용 우주복, 소형
 무인 달착륙선
- (b) 2A단계: 달궤도 무인 수송선, 중형 무인 달착륙선(유인 활동 지원 등을 위한 물자 보급 용), 다용도 로버, 가압식 월면차, 통신중계 및 전력 인프라, ISRU 검증 플랜트
- (c) 2B단계: 유인거주시설, 재사용 유인 이착륙선, 원자력 전력원, 실용급 ISRU 시설
- (d) 3단계: 착륙지간 장거리 이동용 유인 호퍼(Hopper)

2.3 ISECG 의 월면 탐사 단계별 시나리오

2.3.1 1단계(~2025): 월면 유인 착륙(boots on the Moon)

- (a) 미국은 2024년 달 유인 착륙을 목표로 유인 달 탐사 프로그램을 추진 중
- (b) 유럽, 러시아, 캐나다, 일본 등도 이와 연계한 활동에 동참 예정
- (c) 유인 월면 탐사 초기 단계를 구성할 주요 하드웨어 시스템은 다음과 같음
 - 유인 달착륙선, 선외 활동용 우주복, 비가압식 월면차, 소형 무인착륙선/로버

2.3.2 2단계(~2040): 월면 탐사 활동 및 인프라 확대(expanding and building)

- → (2A) 달에서의 탐사 활동 및 이동을 위한 최소 역량 확보
- (a) 유인 수송선/착륙선 이외에도 보급용 무인 수송선/착륙선을 주기적으로 발사
- (b) 월면차를 이용하여 초기에는 남극 지역에 대한 단기 탐사 수행
- (c) 월면차의 성능 및 개수 등을 늘려가며, 탐사 영역 및 기간을 단계적으로 확장
- (d) 남극 이외의 관심 지역 탐사 및 달의 밤 기간(14일) 동안의 생존능력 확보
- → (2B) 화성탐사 준비, 장기 체류, ISRU 역량 확보
- (e) 달 남극 지역에서의 장기 체류 및 ISRU 활동 집중 수행
 - 장기적 인체건강, 활동능력 검증, 현지에서의 식량/식물 재배 역량 등 확보
 - ISRU 실증을 위한 파일럿 시설 구축 및 이를 운용하기 위한 전력원 확보
 - 핵심 하드웨어의 경우, 상이한 방식으로 작동하는 여분의 시스템 확보(백업 차원)
- (f) 화성 유인탐사에 필요한 역량 및 기술 등을 달에서 사전에 검증

2.3.3 3단계(2040~): 월면 지속 체류 및 활용(sustained Lunar opportunities)

- (a) 지속적이고 활발한 달 탐사 활동을 통해 '월면 경제' 실현
 - 달에서의 기술 검증, 인프라 투자, 정부-산업체-학계 간 파트너십 확대
 - 유인 거주시설의 장기 운영, 달 전역으로 자유로운 이동성 확보, 현지자원활용(ISRU)
 시설 실용화, 통신/전력 인프라 확대
- (b) 달 탐사에 대한 접근성 향상 및 비용 감소로, 각국 정부는 화성 등 태양계 내 다른 천체 의 탐사활동으로 투자 전환 가능

2.4 모든 단계에서 인류의 지식 확장, 월면 환경의 이용, 상업 활동 증대 필요

각 단계에서 누적된 역량은 궁극적으로 유인 화성탐사라는 ISECG 공동의 장기목표 달성으 로 이어질 것으로 기대된다.

2.5 산업체 역량 증대

우주탐사는 지금까지 정부만의 영역이었으나, 최근 들어 민간의 참여가 확대되고 있는데, 정부기관에서 우주탐사 미션에 민간의 수송 서비스를 이용하거나, 민간에서 독자적인 우주탐 사 미션을 수행하는 경우 등이 발생하고 있다. ISECG 회원기관들은 민간 상업 주체들의 우주 탐사 활동을 환영하며, 이들과의 협력을 통한 신기술 개발 및 비용 절감 등을 기대하고 있다.

2.6 국제공동 달탐사 Artemis 프로그램 주요 목표

Artemis 프로그램 주요 계량적 기술목표는 아래와 같다.

(a) 4명에 대한 유인 이착륙 실증

- (b) 화물수송 실증은 단기 유인 미션에 1-2톤, 유인착륙선은 9톤 규모
- (c) 선외활동(EVA) 재사용성, 달먼지 대응과 기동성 검증
- (d) 누적 10,000 km 장거리 이동능력 실증
- (e) 누적 500일 장기거주 시설의 신뢰성 및 운용절차 검증
- (f) 무중력과 우주방사선 환경 장기체류시 인체건강 및 활동능력 검증으로 화성탐사에도 대 비함
- (g) 현지자원활용(ISRU) 실증으로 연간 50톤의 연료 생산
- (h) 300 kW 전력생산과 1 Gps 통신 등 인프라 구축
- (i) 과학연구 성과 창출
- (j) 대중/청소년 참여 소통 증진을 통해 전국민 30% 이상의 동의
- (k) 민간참여/상업 증진
- (1) 국제협력 및 참여 기회 확대로 전세계 100여 개국 이상 참여 목표

2.7 국제공동 달탐사 Artemis 단계별 기술 구성요소

Artemis 프로그램 단계별 Hardware 구성요소는 아래와 같다.

(1 단계: ~2024)

- (a) 달궤도 유인우주선: 지구-달궤도 Gateway간 우주인 수송 역할을 수행하며, Orion 우 주선의 경우 4명이 21일간 탑승 가능
- (b) 유인 달착륙선: 달궤도 Gateway에서 달표면으로 우주인 수송, 초기 2인, 최대 4명이 8 일간 탑승
- (c) 비가압식 월면차: 선외활동(EVA)을 위하여 우주복을 입은 우주인 2명과 화물을 탑재하여 최소 2 km 주행 가능하고 무인 원격조종도 가능
- (d) 선외활동(EVA)용 우주복: 달표면에서 최대 8시간 활동 지원
- (e) 소형 무인 달착륙선: 10-100 kg 화물을 달표면으로 수송, 과학 및 기술시연도 수행

〈2A 단계: 2026-2030〉

- (a) 가압식 월면차; 2명의 우주인이 최대 42일간 탑승하면서 600 km 이동
- (b) 달궤도 무인 수송선: 지구에서 달궤도 Gateway까지 2-3.4톤 화물 수송
- (c) 중형 무인 달착륙선: 달 표면까지 1-2톤의 화물 수송
- (d) 통신 중계 인프라: 지구-달궤도 Gateway-달표면 간 통신제공, Gateway를 중계노드로 사용하고, S, X, Ka 밴드와 광통신 사용
- (e) 전력 인프라: 달표면에서 전력 생산과 저장장치로 17 kW 전력 제공

- (f) 다용도 로버: 과학탐사와 현지자원활용(ISRU)을 위해 25-250 kg의 화물을 싣고 2,000 km 이동 가능
- (g) ISRU 검증 플랜트: 실용급 ISRU 시설의 1/100 규모 연료생산(연간 50 kg)

〈2B 단계: 2030-2040〉

- (a) 장기거주 시설; 4명의 우주인이 최대 60일간 생활 가능한 거주 시설
- (b) 재사용 달궤도 유인 이착륙선: 달궤도 Gateway-달표면간 4명이 탑승 가능 이착륙선 으로 이륙선은 재사용, 연료는 달표면에서 생산
- (c) 원자력 전력원: 모듈화된 전력 시스템으로 달의 밤 기간 14일 동안 10 kW의 전력 생산
- (d) 실용급 ISRU 시설: 달의 얼음을 전기분해하여 연간 50톤의 연료 생산, 유인 이착륙선에
 연료 제공, 채굴과 저장 시설이 포함됨

〈3 단계: 2040~〉

(a) 착륙지간 이동용 유인 호퍼: 달 표면 착륙지간 이동용 개방형 재사용 월면 이착륙선으
 로 4명이 탑승 최대 1,000 km 왕복 가능

상기 Hardware 중 1단계의 유인달착륙선과 우주복, 2B 단계의 장기 주거시설과 원자력 발 전 모듈은 핵심요소로서 NASA가 전담 개발하는 것으로 되어 있다.

3. 한국의 Artemis 참여가능 Item 도출과 국내 기술수준 분석 [5-8]

3.1 한국의 Artemis 참여를 위한 Hardware 선정 기준

위에서 이미 국제협력 대상으로 나타난 여러 Item들과 한국이 독자적으로 개발 가능한 여러 Item들이 있을 수 있다. 그러나 한국의 참여를 위하여 반드시 선행적으로 검토해야 할 조건 과 기준들을 제시하였다.

- 우주 핵심기술 여부; 장거리 우주비행 관련, 대용량 추력기 시스템, 심우주 항법, 정밀 자세 제어, 행성 착륙, 대기권 재진입, 랑데부/도킹, 에너지(태양전지, 연료전지, 원자력) 기술 등
- 2) 국제협력 & 국제 코뮤니티 기여 가능성
- 3) 국내 산업화 기여 가능성
- 4) 국민 편익/안전 & 국방 기여 가능성
- 5) 한국형 발사체 사용 가능 여부
- 6) 한국의 관련 기술수준(TRL), 개발기간 & 개발비

3.2 한국의 Artemis 참여 가능 Item 도출과 분석

Artemis 프로그램에 한국이 참여 가능한 여러 Item들을 도출하였고, 상기 기준에 따라 분 석을 시행하였다(Fig. 3).

Artemis 참여 후보 Item/ Spec.	우주핵심 기술여부	국제협력 가능성	산업화 가능성	국민안전/ 국방안보 기여	한국형 발사체 사용 여부	국내기술 수준(TRL)/개발시 기/개발비
궤도간 무인 수송선 / 자중 3t, 화물 1t	0	0	0	0	0	4 / `30년/ 5000억
소형 무인 달착륙선 / 자중 2t, 화물 0.5t	0	0	0	0	0	2 / `35년/ 5000억
개방형 승무원 탐사 로버 / 400kg, 자율주행	X	0	0	Δ	Х	6 / `30년/ 1000억
가압형 승무원 로버 / 7t, 1000km 주행	0	0	0	0	Х	4 / `30년/ 2000억
유인 달착륙선 부분(전자박스) 참여	Δ	0	0	Х	Х	6 / `30년/ 1000억
태양 발전 장비 / 20kW	0	0	0	Δ	Х	4 / `30년/ 2000억
행성자원활용(ISRU) 시험설비 /6t, O ₂ ~2kg/day 생산	Δ	0	Х	Х	X	2 / `35년/ 2000억
달궤도 통신 위성/ 1t	0	0	0	0	0	6 / `30년/ 2000억
달표면 주거 모듈/ 4t, 4명 주거	0	0	0	0	Х	4 / `30년/ 2000억
행성자원활용(ISRU) 수송 로버	X	0	Х	Х	Х	6 / `30년/ 2000억
행성자원활용(ISRU) 액체 산소 & 수소 생산 시설	Х	0	Х	Х	Х	2 / `40년/ 3000억
행성자원활용(ISRU) 액체 산소 & 수소 저장 탱크	X	0	X	Х	X	6 / `30년/ 1000억
착륙지간 이동 유인 호퍼	0	0	x	Х	0	2 / `40년/ 5000억
달뒷면 우주과학 로봇 임무	0	0	0	0	0	4 / `35년/ 2000억
달탐사 한국우주인 양성	0	0	0	0	X	6 / `30년/ 500억

Fig. 3. Analysis of candidates items of Koreas' Artemis Participation.

앞에서 제시한 판단기준으로 도출된 Artemis 참여 후보 Item을 분석한 결과, 아래와 같은 Hardware가 한국 참여 유망한 후보로 선정되었다.

- (1) 궤도간 무인 수송선(LTV/OTV, Space Tug)은 전분야에서 적합하며, 특히 다양한 핵심 기술이 포함되어 있음, 자중 3톤, 화물 1톤을 수송하며 화학추력기가 일반적이나 최근 절대 추력값은 작지만 비추력이 큰 전기추력기 사용이 늘고 있음, 이 궤도간 수송기술 은 향후 화성과 소행성 탐사에서 가장 핵심적인 기술로 활용될 수 있음(LTV, Lunar Transfer Vehicle; OTV, Orbital Transfer Vehicle)
- (2) 소형무인 달착륙선, 전분야에서 적합, 자중 2톤, 화물 500 kg 수송, 레이다/라이다 고 도측정기술과 AI를 이용한 장애물 회피기술, 대용량 추력기 기술을 개발해야 하며, 향 후 화성탐사와 소행성 샘플리턴에도 핵심적인 기술로서 사용될 것임
- (3) 달 현지자원활용(ISRU) 기술을 이용하여, 달표면에서 얼음을 채취 전기분해하여 산소 와 수소를 생산, 산소는 우주인 호흡용으로, 수소는 수소연료전지에 활용하여 전력을 생산하여 달 차량(Lunar Mobility)의 동력원과 주거모듈(Habitat module) 전력, 또한 산소와 수소는 액화하여 지구로 귀환하는 로켓의 연료로도 사용할 수 있음, 국내 수소 에너지 기술에도 활용이 가능함
- (4) 달 차량은 달 탐사의 핵심적인 필수장비로 개방 & 비가압형 소형 험지형 차량(무게 1 t, 2인승, 탑재중략 500 kg, 주행거리 100 km)이 필요함, 동력원은 수소연료전지로 달의 험지형을 달릴 수 있도록 하며, 험지주행능력을 갖추어, 국방안보 기술로도 활용 가능
- (5) 생명/환경유지장치(Environment & Life Support System, ECLSS)는 유인우주선, 주거 모듈과 우주복의 핵심기술로서 국민생활에서 미세먼지 제거, 대기중 오명물질 제거, 물 정화 등에 사용될 수 있고, 산업과 국방에도 폭 넓게 활용할 수 있음
- (6) 달표면 태양 발전 장비는 국내 신재생 에너지 산업과도 연관이 깊지만, 다만 국민 안전 과 국방에 대한 기여가 약함

- (7) 달궤도 통신위성은 모든 핵심기술을 포함하고 있으며, 현재 한국의 역량으로 가장 국내 개발이 용이한 Item임
- (8) 달표면과 지구저궤도에서 로봇을 이용한 과학/산업 우주실험 수행은 New Space 시대 직접적인 비즈니스가 이루어지고 장기적인 우주체류 관련 생명/의학 기초연구를 수행 할 수 있음

3.2.1 한국의 우주탐사 로드맵

한국은 Artemis 프로그램 참여와 장기적으로 유인 화성탐사를 위해서는 장기적인 우주탐 사 로드맵이 필요한 바, 본 연구에서 이를 제시하였다. 이를 위해 단계적으로 로드맵을 아래 와 같이 제시하였다(Fig. 4).

3.2.1.1 20년대(~2030)

20년대에는 기반이 되는 재진입, 심우주항법, 랑데부/도킹 등 우주핵심기술을 개발하고, 2030년까지 달궤도 수송선 시스템 개발과 유인달탐사 시스템의 부분참여(통신, 항법, 생명유 지장치 등), 지구저궤도에서 우주산업화를 위한 우주제품 생산 기초연구

3.2.1.2 30년대(~2040)

30년대에는 무인 화물수송 달착륙선을 개발하고, 유인 달기지 건설에 참여, 무인 소형 우주 비행기 개발, 화성까지 무인 화물 수송선, 유인 화성탐사 시스템 부분 참여, 우주공간에서 우 주제품 시험 생산, 극초음속 무인 비행체 개발

3.2.1.3 40년대(~2050)

40년대에는 유인 화성기지 건설 참여, 유인화성 착륙선 개발, 유인 우주비행기 개발, 극초 음속 유인 비행체, 지구저궤도와 달표면에 우주공장을 건설하여 우주제품의 상업적인 생산



Fig. 4. Road map of long Term Korean Space Exploration.

3.2.2 우주탐사 Story 개발

우주탐사를 수행하는 연구기관 내부에서 명분과 설득력 있는 논리와 전략을 개발, 대국민 설득, 예산 확보를 위한 정부부처, 예산당국과 국회 설득 그리고 해외 국제적인 우주탐사 코 뮤니티에 대한 설득과 홍보를 위하여 누구나 듣고 쉽게 이해할 수 있는 이야기(story) 개발 이 매우 필요하다.

3.2.2.1 한국 최초 달탐사 Story('22);

달탐사를 통하여 국내 우주개발 기술의 진일보를 이루고, 우주강대국인 주변국(중, 일, 인도) 에 비하여 우주개발이 너무 뒤쳐지지 않게 15년 이내로 추격함, "대형 심우주 안테나, 대형 추력기 기술, 심우주항법 기술 등 심우주탐사 기반기술 개발"

3.2.2.2 무인 달탐사 Story('30);

달탐사 2단계 착륙선 & 지구-달궤도간 화물수송선(Space Tug), "우주기술의 획기적인 진 일보", "본격적인 우주탐사를 통해 우주산업 확대와 일자리 창출", "한국형 발사체를 이용한 우주탐사 착수", "우주선진국으로서 국제협력 우주개발 프로그램에 주도적 참여", "세계우주 개발 Top 10 진입", "중국과 일본 대비 우주기술 10년 이내 추격"

3.2.2.3 Artemis 유인 달탐사 Story('35);

"미래형 우주기술인 유인우주기술 개발로 우주기술의 획기적인 발전", "새로운 유인우주산 업 발굴을 통해 우주산업 확장과 일자리 창출", "향후 10년 전후 2차 한국 우주인을 선발하여 달에 착륙하고, 미래 에너지원인 핵융합발전 원료인 He3, 시험 추출", "향후 10년 전후 2차 한국 우주인을 선발하여 달에 착륙하고, 달표면에 우주로봇과 우주관측 장비를 설치하여 지 구에서 관측이 불가능한 천체관측과 소행성 위험 상시 감시", "3차 한국 우주인을 선발하여 인류가 행성에서 생존하기 위한 기술로서 현지 물/얼음 자원으로부터 수소를 생산하여 달 차 량을 운용하고 전기발전에 사용하는 수소 에너지 순환체계 구축", "세계 우주개발 Top 7 진 입 & 중국과 일본 대비 우주기술 7년 이내 추격", 무인 화성탐사 Story('35); 무인 궤도선 & 착륙선, "자주적인 심우주탐사 능력 확보", "국제 우주과학 코뮤니티에 주도적인 참여와 기 여", "세계 우주개발 Top 5 진입 & 중국과 일본 대비 우주기술 5년 이내 추격", "한국형 발사 체의 심우주탐사 능력 검증 확인"

3.2.2.4 유인 화성탐사('45);

"우주기술의 획기적인 진일보", "4차 한국 우주인을 선발하여 인류가 행성에서 생존하기 위 한 현지 자원을 활용한 산소와 물 생산", "한국 우주인이 인류 최대 질문인 외계 생명체 탐 사", "대한민국은 완전한 우주선진국 진입", "세계 우주개발 Top 3 진입 & 중국/일본과 동등 한 우주기술 수준 확보"

4. 결론

본 논문에서는 한국의 국제공동 유인달탐사 Artemis 프로그램 참여를 중심으로 향후 2050 년까지 장기적인 유인우주탐사 전략과 로드맵을 아래와 같이 제시하였다. 이를 위해 현재 진 행중인 Artemis 프로그램 분석과 국내 우주개발 수준 분석을 비교·검토하였다.

4.1 우주산업 확대 발전

향후 대한민국의 우주발전의 최우선 전략은 우주산업과 관련 국내 산업을 확대하는 방향이 어야 하며, 이를 위해 무인 Hardware 개발 중심에서, 위성과 발사체 산업체 이관 후, 임무개 발과 유무인 우주개발과 탐사로 패러다임 전환이 필요하다. 국내 위성과 발사체 개발 능력이 성숙하였으므로 이를 활용한 유무인 임무개발과 우주탐사 추진이 필요하며, 특히 '22년 하반 기 발사되어 개발이 완료되는 한국형발사체와 기존의 위성기술 활용하는 우주임무 개발이 필 요하다.

4.2 국가 우주기술 진일보

'20년대 글로벌하게 추진될 국제공동 유인 달탐사(Gateway, Artemis)와 '30년대 유인 화성 탐사는 한국의 우주기술 수준을 획기적으로 향상시킬 수 있는 절호의 기회로서 한국의 도전 적이며 고유하고 지속적인 임무와 Hardware 기여로 참여가 필요하며, 또한 한국 우주인의 참여는 국민적 관심을 끌고 청소년에 도전정신과 꿈을 심어 줄 수 있다. 아울러 우주선진국으 로 진입하는 계기가 되며, 국가위상이 높아질 것이 기대된다. 10년, 20년 후 한국이 우주기술 과 경제력으로 감당할 만한 도전적인 달/화성탐사 임무 개발과 관련 핵심기술 개발, 그리고 임 무 수행을 위한 한국 우주인 참여가 필요하다. 예를 들어 캐나다 로봇팔, 일본의 소행성/화성 위성 샘플 리턴 임무 등이 있다.

4.3 Story 개발을 통한 국가적 공감대 조성

국가 우주발전을 위하여 국민, 산업체와 정부 그리고 국회의 공감대 형성이 필요한 바 획기 적인 우주기술 개발과 한국 우주산업의 확대(고용창출)과 같은 결정적인 국가 과학기술, 경제, 국민안전 기여방안 도출이 필요하다. 달탐사 예산확보시(2015) 논리는 "한국 우주기술이 진 일보하고 주변국에 너무 뒤떨어지지 않도록" 달탐사를 추진해야 한다는 것이다. 이와 같이 달 탐사 임무를 필요성, 전략, 방법을 단순 명쾌하게 이야기(story)로 풀어내는 것이 필요하다. 예를 들어 우주생명/환경 유지장비는 미세먼지, 공해물질, 오염수로부터 국민안전을 보호하 고 국방안보에도 활용 가능하다. 달 표면에서 채취한 He3는 인류의 궁극적인 에너지 문제를 해결할 수 있으며, 달에서 얼음을 채굴하여 전기분해로 수소를 생산하여 수소 연료전지를 이 용하여 달차량을 운행하고 주거모듈에 전기를 공급하는 수소에너지 순환체계를 달에서 구축 할 수 있다.

4.4 국민안전과 국방안보 연계

우주개발과 우주탐사 전략 수립 시 국방과 안보에 활용이, 가능한 발사체 & 대용량 추력기, 초정밀 심우주항법 & 자세 제어, 초장거리 통신, 초저온 극복 시스템, 태양전지 및 동위원소 발전기, 대기권 재진입과 랑데부/도킹, 기술을 포함하는 전략적 핵심 우주기술 개발이 이루어 져야 한다.

4.5 민간 참여 확대

우주산업화의 핵심인 New Space 산업 창출을 위하여 저궤도 우주공간에서 미세중력, 초 진공, 초저온 환경을 이용한 과학실험, 우주제품 생산과 우주관광 산업화 필요하다. '25년부 터 ISS를 민간에게 개방하고, 저렴한 상업 유인우주선이 등장함에 따라, 한국 우주인 (Astronaut & Space Crew)의 양성과 과학·산업기술 임무 개발이 필요하다. 예를 들어 줄기 세포 생장을 통한 장기 배양, 신소재와 고성능 반도체, 고성능 광섬유(ZBLAN), 단백질 결정 생산과 제약 등이 유망한 분야이다.

4.6 국가적 통합 협력체계 구축

산학연관/군 융합 협력체계 구축이 필요하다. 국내 우주개발 Player들이 증가하고 있어 기존 의 항공우주연구원 외에 다수의 정부 정부부처(과기부, 국방부, 산업부, 중소기업부, 환경부, 기 상청. 해양수산부 등), 천문연 등 출연연구원, 대학, 산업체/벤처들이 활발하게 우주개발에 참 여하고 있으며 그 Player 수는 계속 늘어날 것이다. 이에 따라 우주청이나 우주전략본부와 같 은 중앙 컨트롤 타워인 정부 Governance 조직이 필요하며, 항공우주연구원과 Player들 간의 업무분담이 필요하다. 참여기관은 수행하고자 하는 우주임무(space mission)와 관련된 핵심탑 재체를 개발하고, 항공우주연구원은 플랫폼과 핵심기술 개발과 사업 관리를 담당하는 것이다. 유인 우주개발을 추진하기 위해서는 항공우주연구원과 관련 기관들에서 무인 우주개발에서 필 요했던 기계와 전자 엔지니어 외에 다양한 과학 및 의학 전문인력을 채용하여 우주임무와 핵심 기술 개발 전문가로 육성 필요한데, 예를 들어 우주의학, 생물학지질, 지질학, 재료과학, 제약분 야 등이다.

4.7 동북아 지정학적 고려

대한민국의 주변국들인 중·일·러시아·인도는 유인우주개발 선진국들로 이들 국가들은 한반도에서 안보와 경제적 이해가 중첩되기 때문에 이들 이웃 국가들에 비해 너무 뒤쳐지지 않도록 전략기술로서 유인우주기술 개발이 필요한데, 최소 10년 이상의 격차가 벌어지지 않 도록 추격하는 것이 필요하다[9].

4.8 전략적 국제협력 강화

NASA 및 해외 우주기관과 협력체계 구축이 필요하다. Artemis 유인 달탐사 협력분야가 결

정되면 NASA와 Working Group을 구성한후, 협력의향서(LOI)를 체결하고, 공동 타당성 연 구(feasibility study)를 수행 후 MOU를 체결해야 한다. 이를 통해 미국과의 전략적인 우주협 력을 심화하고 유럽 일본과의 우주협력도 강화해야 한다. 이를 통해 우리는 원하는 유인우주 탐사 임무를 경제적으로 효율적으로 달성할 수 있으며, 대한민국은 우주선진국 클럽에 가입 하게 되어 국내외에 국격 향상의 효과를 얻을 수 있다.

4.9 제2차 우주인 양성 필요

우주인의 선발과 양성은 국가 유인우주개발의 핵심 요소로서 국제적 유인우주탐사 경쟁에 서 우주인이 필요하다. 그러나 1차 우주인선발('06-'08)의 교훈을 분석하면, 반드시 국가적으 로 장기적인 유인우주개발이 수립되어야 하고 우주전문기관에서 전문가로 육성되고 근무해 야 한다. 과기부 주도가 자연스럽지만 New Space 시대에 민간 주도와 우주안보를 위하여 군 의 참여도 가능하다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 자체연구 '유무인 우주탐사 국제협력 프로그램 참여를 위 한 기획연구(KR20110), 기술료)'사업의 일환으로 이루어졌습니다.

References

- National Aeronautics and Space Administration [NASA], FY 2017 budget estimate (2017) [Internet], viewed 2021 Feb 17, available from: http://nasa.gov/sites/ default/files/atoms/ files/fy_2017_budget_estimates.pdf
- European Space Agency, ESA budget 2017 (2017) [Internet], viewed 2021 Feb 27, available from: http://esa.int/ESA_Multimedia/images/2017/01/ESA/_budget_2017
- Japan Aerospace Exploration Agency, Evaluation of FY 2017 Operating Results for JAXA (2018) [Internet], viewed 2021 Feb 17, available from: http://mext.go.jp/component/ b_menu/shingi/toushin/_icsfiles/afield file/2019/01/17/1412601_06.pdf
- International Space Exploration Coordination Group [ISECG], Global exploration roadmap, supplement: Lunar surface exploration scenario update (2020) [Internet], viewed 2021 Aug
 2020 Oct 23, available from: http://globalspaceexploration.org/wp-content/uploads/ 2020/08/GER_2020_supplement.pdf
- 5. Ju GH, Choi GH, Kim BY, Lee JH, Kim YK et al., A study on the research plan for potential participation of international collaboration program of the human and robotic space exploration, Korea Aerospace Research Institute Report, KR20110 (2020, 2021).
- National Research Council, The Scientific Context for Exploration of the Moon (The National Academies Press, Washington, DC, 2007). http://nap.edu/read/11954/chapter/1

- Neal CR. The Moon 35 years after Apollo: What's left to learn? Geochemistry. 69(1), 3-43 (2009). https://doi.org/10.1016/j.chemer.2008.07.002
- 8. Burns JO, Duric N, Taylor GJ, Johnson SW. Observatories on the Moon, Sci. Am. 262, 42-49 (1990).
- 9. 제3차 우주개발 진흥 기본계획, 과학기술정보통신부 외 관련부처, P18 (2018).

Author Information

최기혁 gchoi@kari.re.kr



런던대(UCL)에서 우주과학으로 박사학위를 1996년 박사학위를 취득한 후, 한국항공우주연 구원에서 국제우주정거장 참여, 한국우주인사 업 단장('06-'08)과 달탐사 사업단장('15-'16)을 역임하였고, 현재는 재진입 열보호시스템과 저 주파 레이다 개발 연구를 수행하고 있다.

김대영 dykim6636@kari.re.kr



공주대학교에서 기계구조로 박사학위를 2017 년 취득한 후, 한국항공우주연구원에서 현재는 재진입 열보호시스템 개발 연구를 수행하고 있다.
JSTA 투고규정

- 1. JSTA 는 연간 4회 (2월, 5월, 8월, 11월 말일) 발간된다.
- 2. **JSTA** 에 투고되는 원고는 교신 저자가 온라인 투고시스템(https://submission.jstna.org)을 통해 온라인으로 제출하여야 한다.
- 3. JSTA 투고를 위한 원고는 JSTA 홈페이지(https://www.jstna.org)나 JSTA 투고시스템(https://submission. jstna.org)에 게시되어 있는 투고지침에 따라 템플릿을 참조하여 MS-Word로 작성되어야 한다.
- 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 결정한다.
- 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 한국우 주과학회에 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 authors(s) of the above-listed article hereby agree that the Korean Space Science Society holds the copyright to all submitted materials and the right to publish, transmit, and distribute them in the journal or all other media; the Society also holds the right to reproduce the article, including in reprints, photographic reproductions, or any other reproductions of similar nature, and the right to adapt the article for use in conjunction with computer systems and programs, including publication in machine-readable form and incorporation in retrieval systems.

DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

Corresponding Author	E-mail:	
Print name	Signature	Date
Print name(s) of Co-author(s)		
Print name	Signature	Date

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

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

우주기술과 응용 배포기관

1	가스로드
2	경희대학교
3	공군 우주발전처원
4	공군사관학교
5	공군우주처
6	과학기술정보통신부
7	국립전파연구원
8	국립환경과학원
9	국방과학연구소
10	국방기술품질원
11	국토지리정보원
12	나라스페이스테크놀로지
13	네오스펙
14	넥스트폼
15	단암시스템즈
16	동진커뮤니케이션시스템
17	두시텍
18	두원중공업
19	드림스페이스월드
20	디에스테크놀러지
21	레볼루띠
22	레이다앤스페이스
23	루미르
24	마스텍
25	바로텍시너지
26	방위사업청
27	부경대학교
28	부산대학교
29	부산테크노파크
30	뷰웍스
31	비츠로넥스텍
32	샘트라인터내셔널
33	서울대학교
34	세종대학교
35	솔탑

36	스마트코리아피씨비	72	큐니온
37	스페이스솔루션	텔레픽소	
38	실텍	74	페리지형
39	쎄트렉아이	75	하이리음
40	아이엠티	76	하이퍼심
41	아이피이브	77	한국과학
42	알에스피	78	한국과
43	에스티아이	79	한국기 <u>:</u>
44	엘테크	80	한국마(
45	엠아이디	81	한국연-
46	연세대학교	82	한국전기
47	우성테크	83	한국전기
48	우주기술진흥협회	84	한국천문
49	우주전파센터	85	한국항공
50	웨이브온	86	한국항공
51	위성전파감시센터	87	한국해영
52	이노스페이스	88	한양이역
53	이엘엠	89	한컴인_
54	이오에스	90	한화
55	인터콤전자	91	한화시-
56	인하대학교	92	한화에(
57	저스텍	93	항공대혁
58	전략물자관리원	94	해양경
59	전북대학교	95	현대로
60	제노코	96	현대중공
61	제이엔티	97	AP 위성
62	조선대학교	98	Aurora
63	지솔루션	99	KAIST
64	지아이이앤에스	100	KT sat
65	지오스토리	101	KTL
66	카이로스페이스	102	LIG 넥:
67	캠틱종합기술원	103	S&K ই
68	컨텍	104	SM 인
69	코리아테스팅	105	Space
70	코마틱코리아	106	Thales

73	텔레픽스주식회사
74	페리지항공우주
75	하이리움산업
76	하이퍼센싱
77	한국과학기술기획평가원
78	한국과학기술연구원
79	한국기초과학지원연구원
80	한국마이크로칩테크놀로지
81	한국연구재단
82	한국전기연구원
83	한국전자통신연구원
84	한국천문연구원
85	한국항공우주산업
86	한국항공우주연구원
87	한국해양과학기술원
88	한양이엔지
89	한컴인스페이스
90	한화
91	한화시스템
92	한화에어로스페이스
93	항공대학교
94	해양경찰청
95	현대로템
96	현대중공업
97	AP 위성
98	Aurora Propulsion Tech.
99	KAIST 인공위성연구소
100	KT sat
101	KTL
102	LIG 넥스원
103	S&K 항공
104	SM 인스트루먼트
105	Space K

106 Thales Korea

우주기술과 응용

제2권 1호

ЦO	록	일ㅣ2021년 5월 31일
발	행	일 2022년 2월 28일
발	행	인 최기혁
편	집	인 김해동 · 김숙경
발	행	처ㅣ사단법인 한국우주과학회
		대전광역시 유성구 대덕대로 776
		TEL:042-865-3391
		E-mail : ksss@ksss.or.kr
Homepage : http://ksss.or.kr		
편집 ·인쇄ㅣ거목문화사 ·거목인포		
		TEL:02-2277-3324
		E-mail : guhmok@guhmok.com

(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공





아이옵스는 **위성관제 및 위성지상시스템에 대한 독보적인 전문성**을 기반으로 안정적인 운영이라는 목표를 가장 성공적으로 수행할 수 있는 파트너로써 준비가 되어 있습니다. 또한, 지상 인프라 구축과 소프트웨어 개발까지 전영역에 대한 서비스를 제공하면서 **위성운영의 토탈 솔루션**을 제공합니다.

3대비전 열린경영 | 도전혁신 | 인재경영

핵심가치 💬 고객만족 🌨 전문성 🖄 시장선도 🖬 윤리경영



- 1 Development of Drag Augmentation Device for Post Mission Disposal of Nanosatellite Ji-Seok Kim, Hae-Dong Kim
- 13 Dual–Mode Framework for Space Object Collision Risk Assessment Siwoo Kim, Jinsung Lee, Eun–Jung Choi, Sungki Cho, Jaemyung Ahn
- 30 Scenario Design for Verification of Rendezvous Docking Technology for Nanosatellite Kiduck Kim, Hae–Dong Kim, Dong–Hyun Cho
- 41 Analysis of a CubeSat Magnetic Cleanliness for the Space Science Mission Hye Jeong Jo, Ho Jin, Hyeonhu Park, Khan–Hyuk Kim, Yunho Jang, Woohyun Jo

CONTRIBUTION

52 Suggestion of Korea's Deep Space Exploration Roadmap through Participation to the Artemis International Manned Lunar Exploration Program Gi-Hyuk Choi, Dae-Yeong Kim

