

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 1 No. 3 November 2021



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

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 1 Number 3 November 2021

Published by The Korean Space Science Society

Published on November 30, 2021

Office Address

The Korean Space Science Society

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

Tel: +82-42-865-3391

Fax: +82-42-865-3392

E-mail: ksss@ksss.or.kr

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

Design & Printing

Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

Copyright © The Korean Space Science Society

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



우주기술과 응용

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

JSTA 의 분야

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

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

학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr

우주기술과 응용

편집위원회 (2021.01.01 - 2021.12.31)

편집위원장 김해동 한국항공우주연구원

편집고문 민경욱 KAIST

심은섭 (주)솔탑

이 유 충남대학교

편집위원 김병진 (주)세트렉아이

김은혁 한국항공우주연구원

박상영 연세대학교

박설현 조선대학교

박은서 한국천문연구원

송영주 한국항공우주연구원

오수연 전남대학교

이성희 (주)컨택

이호진 (주)솔탑

임조령 한국항공우주연구원

장태성 KAIST 인공위성연구소

진 호 경희대학교

최은정 한국천문연구원

황정아 한국천문연구원

편집국장 김숙경 한국우주과학회



우주기술과 응용 Vol. 1 No. 3 November 2021

논문

- 283 한국형 우주망원경 개발을 위한 공동기획 Working Group 제안 한정열, 박우진, 전유라, 김지현, 김윤종, 최성환, 김영수, 백지혜, 문봉곤, 장비호, 김재우, 홍성욱, 정연길, 박수중, 정소영
- 302 소행성 탐사선의 발사시기 산출 방안에 관한 연구 김방엽, 류동영
- 319 초소형위성 SNIPE 시제인증모델의 발사환경시험 및 분석 김민기, 김해동, 최원섭, 김진형, 김기덕, 김지석, 조동현
- 337 SAR 위성 개발현황 및 향후 HRWS SAR 위성 개발전략 고웅대, 서인호, 이주영, 정현재
- 356 중적외선 센서 위성 영상의 상온 온도 정보 추출 가능성 및 정확도 최석원, 서두천, 이동한
- 364 그물형 안테나의 고어 개수에 따른 Radio Frequency (RF) 특성 분석 김진혁, 이시아, 박태용, 최한솔, 김홍래, 채봉건, 오현웅
- 375 NASA 워크숍 및 해외 착륙임무에 기반한 달 착륙 후보 지역과 임무에 대한 고찰 이주희, 류동영

논문

한국형 우주망원경 개발을 위한 공동기획

Working Group 제안

한정열^{1,2+}, 박우진¹, 전유라¹, 김지현¹, 김윤종¹, 최성환¹, 김영수¹, 백지혜¹, 문봉곤¹, 장비호¹, 김재우¹, 홍성욱¹, 정연길¹, 박수종³, 정소영⁴



Received: October 8, 2021
Revised: October 29, 2021
Accepted: November 4, 2021

†Corresponding author :

Jeong-Yeol Han
Tel : +82-42-865-2147
E-mail : jhan@kasi.re.kr

Copyright © 2021 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

Jeong-Yeol Han
<https://orcid.org/0000-0003-3689-1485>
Woojin Park
<https://orcid.org/0000-0001-8012-5871>
Youra Jun
<https://orcid.org/0000-0002-9591-2533>
Jihun Kim
<https://orcid.org/0000-0002-7548-6100>
Yunjong Kim
<https://orcid.org/0000-0003-0009-5161>
Seonghwan Choi
<https://orcid.org/0000-0002-1946-7327>
Young-Soo Kim
<https://orcid.org/0000-0002-5351-3964>
Ji-Hye Baek
<https://orcid.org/0000-0002-0230-4417>
Bongkon Moon
<https://orcid.org/0000-0002-5106-0156>

¹한국천문연구원
²과학기술연합대학원대학교 천문우주학과
³경희대학교 우주탐사학과
⁴위즈랩

Proposal of Joint Planning Working Group for Development of Korean Space Telescopes

Jeong-Yeol Han^{1,2+}, Woojin Park¹, Youra Jun¹, Jihun Kim¹, Yunjong Kim¹, Seonghwan Choi¹, Young-Soo Kim¹, Ji-Hye Baek¹, Bongkon Moon¹, Biho Jang¹, Jae-Woo Kim¹, Sungwook E. Hong¹, Youn Kil Jung¹, Soojong Pak³, Soyoung Chung⁴

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea
²Department of Astronomy & Space Science, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea
³School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin 17104, Korea
⁴Wyslab, Daejeon 34109, Korea

요약

미국 NASA(National Aeronautics and Space Administration)와 유럽의 ESA(European Space Agency)에서는 미지의 세계를 탐구하려는 인류의 지적 호기심을 충족하는 목적과 더불어, 우주를 안전하고 지속가능한 환경으로 개척하려는 원대한 꿈을 모토로 하여 다양한 연구개발에 착수하고 있다. 2020-30 년대에는 10 미터급 우주망원경이 개발되는 등 첨단 거대관측장비가 가동될 것으로 예상하며, 한국에서도 0.15 m 급 NISS(near-infrared imaging spectrometer for star formation history) 개발에 이어 0.2 m 급 SPHEREx(spectro-photometer for the history of the universe, epoch of reionization, and ices explorer) 등 소형탐사망원경에 국제협력 파트너로 참여하고 있다. 그러나, 아직 우주망원경의 개발과 운영에 있어 국내 경험은 부족하고, 한국에서 주도하여 망원경을 개발하기 위한 장기적인 계획이 부재한 상황이다. 우리 손으로 만든 장비를 사용하여 인류가 경험하지 못한 미지의 세계에 대한 질문에 답하려면, 산학연관 관계자 간 긴밀한 협력을 통해 우주망원경 건설의 기획과 준비가 절실히 필요하다. 본 연구에서는 한국형우주망원경 개발의 필요성, 배경과 개발목표 및 기대효과를 개념적으로 정리하며, 장기적 안목에서 기획을 준비하는 워킹그룹을 제안한다. 이를 통하여 한국형 우주망원경 개발계획을 우리나라가 주도하여 수립하고, 우주개발 기술연구 분야에서 국가의 방향성을 수립하기 위한 소중한 발걸음을 시작하며, 한국형 우주망원경 워킹그룹이 우리나라의 우주천문학의 이정표를 세우는 기점이 되기를 기대한다.

Biho Jang
<https://orcid.org/0000-0002-4889-0044>
 Jae-Woo Kim
<https://orcid.org/0000-0002-1710-4442>
 Sungwook E. Hong
<https://orcid.org/0000-0003-4923-8485>
 Youn Kil Jung
<https://orcid.org/0000-0002-0314-6000>
 Soojong Pak
<https://orcid.org/0000-0002-2548-238X>
 Soyong Chung
<https://orcid.org/0000-0002-2887-002X>

Abstract

In order to satisfy the intellectual curiosity of mankind to explore the unknown, National Aeronautics and Space Administration (NASA) in the United States and European Space Agency (ESA) in Europe are embarking on various R&D under the motto of the grand dream of pioneering space into a safe and sustainable environment. In the 2020s and 30s, it is expected that advanced giant observation equipment will be in operation, such as the development of a 10-meter-class telescope in space. In Korea, following the development of the 0.15 m Near-Infrared Imaging Spectrometer (NISS), Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) is also participating a 0.2 m Spectro-Photometer for the History of the Universe, Epoch of Reionization, and Ices Explorer (SPHEREx) as an international cooperation partner in small exploration telescope. However, domestic experience in the development and operation of the space telescopes is still insufficient, and there is no plan with long-term prospects for constructing telescopes. In order to answer questions about the unknown world that mankind has not experienced using our own equipment, planning and preparation for the construction of a space telescope through close cooperation among industry-university-institute-government is urgently needed. In this paper, the necessity, background, development goals, and expected effects of the development of the Korean Space Telescope are summarized conceptually, and a working group (WG) is also proposed. In the WG activities, Korea shall take the lead in establishing the Korean-style space telescope development plan, and will start a valuable step to establish the national direction in the field of space astronomy and related technologies. We hope that the WG will be another milestone in Korea's space development.

핵심어 : 거대관측장비, 우주망원경, 워킹그룹, 개발계획, 우주개발

Keywords : giant observation equipment, space telescope, working group, development plan, space development

1. 서론

2030년대에는 자외선부터 적외선까지 관측 가능한 10 m 급 우주망원경(Large UltraViolet Optical InfraRed surveyor, LUVOIR[1]) 개발 계획이 있으며, 지상에서는 30 m 급 거대망원경인 GMT(giant magellan telescope)[2], TMT(thirty meter telescope)[3] 및 E-ELT (European Extremely Large Telescope)[4]가 건설되는 등 첨단 거대관측장비가 천문우주 관측을 시작할 것으로 예상된다(Fig. 1). 미항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA)과 유럽우주국(European Space Agency, ESA)에서는 인류의 지식을 넓히는 동시에, 우주를 안전하고 지속가능한 환경으로 개척한다는 비전으로 다양한 연구개발을 시도하고 있다[5]. 한국에서도 30 m 급 지상망원경인 거대마젤란망원경(GMT)의 건설에 국제협력 파트너로서, 과학 연구주제 개발 뿐만 아니라 분광관측기기 개발에도 참여하고 있다[6]. 우주망원경으로는 0.15 m 급 NISS(Near-Infrared Imaging Spectrometer)[7]를 개발하여 차세대소형위성 1호에 실어 발사한 바 있으며, SPHEREx(Spectro-Photometer for the History of the Universe, Epoch of Reionization, and Ices Explorer)[7] 등 소형탐사망원경 개발에 국제협력 파트너로 참여하고 있다. 그러나, 아직 우주망원경의 개발과 운영에 있어 국내 경험은 부족하고, 한국에서 주도하여 망원경을 건설하기 위한 장기적 계획이 부재한 상황이다.

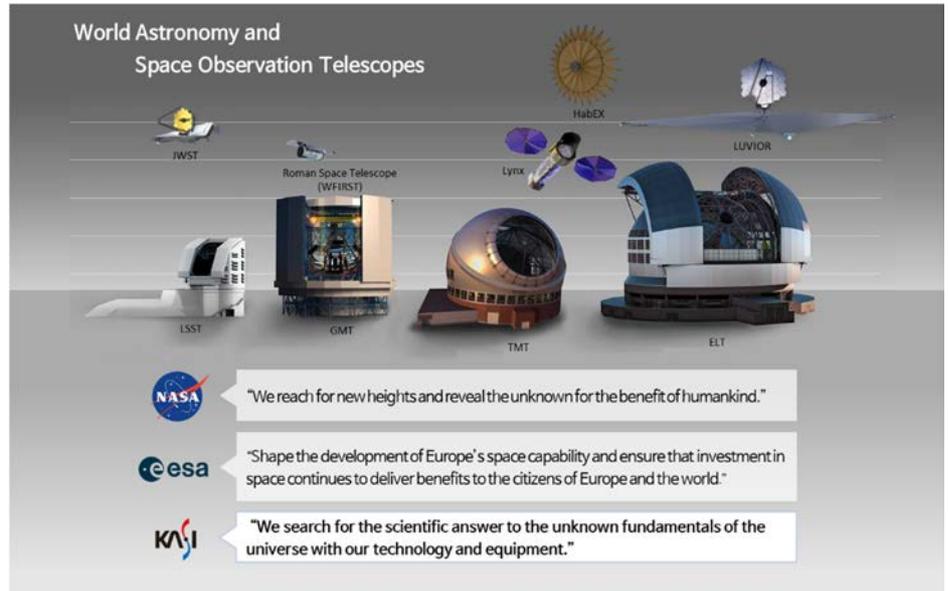


Fig. 1. World Astronomy and Space Observation Telescopes in 2020–30s.

제임스 웹 우주망원경(James Webb Space Telescope, JWST)에 대한 구글 트렌드 분석에 따르면, 최근 들어 우주망원경에 대한 관심도가 늘어나고 있음을 알 수 있으며(Fig. 2a), 대표 되는 우주망원경들의 개발기간은 12–20년이 소요되었다(Fig. 2b). HabEX(Habi-table Exoplanet Observatory)[10], Lynx(Lynx X-ray Observatory)[11], LUVOIR[12], OST(origins space telescope)[13] 등 다수의 차세대 우주망원경은 2036–2039년도에 걸쳐 개발 및 발사될 계획이다. 한국과 주요 선진국 간의 기술격차가 10년 이상이 되는 현 상황(Fig. 2c)에서 2030년대에 도 자체 기술력 부재 시 2040년 이후 다음 세대의 우주과학 및 천문학 분야는 절대적으로 해외에 종속될 가능성이 높다. 이와 같은 상황에 직면하지 않으려면, 우주망원경의 개발/제작 기간을 고려할 때 조속한 시일 내에 개발을 시작해야 하며, 이와 같은 골든타임을 놓칠 경우 격차를 따라잡기는 사실상 불가능해질 것이다.

더욱이 기술적 역량은 단시일 내에 얻어지는 것이 아니며, 오랜 시간과 많은 노력이 투입되어야

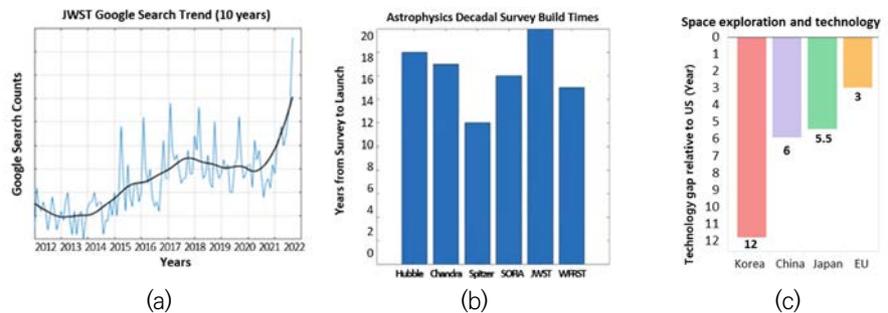


Fig. 2. Technology trend and urgency of the development of space telescopes. (a) James Webb Space Telescope (JWST) search frequency identified by Google Trend, (b) years from survey to launch [8] and (c) technology gap between major advanced countries for space telescope development [9].

한 단계씩 확보하고 전진할 수 있다. 세계 최고의 우주기술을 보유하고 있는 NASA도 개발 규모에 따라 차이가 있지만 우주개발 임무를 진행할 때에는 임무 기획부터 개발, 테스트, 발사까지 최소 십 수년이 걸린다. 예를 들어 JWST의 경우, 20년 넘게 수많은 기술 개발 및 테스트를 진행하고 있다. 또한 NASA의 태양관측 임무인 SDO(solar dynamics observatory)의 경우, 임무 기획부터 발사까지 10년이 걸렸으며, 시스템 개념을 정의하고 필요 기술을 분석하는 A단계(phase A)에서 개념설계 단계인 B단계(phase B)로 넘어가는 기간만도 2-3년이 소요되었다[14]. 우리나라에서도 한국형 우주망원경 개발을 위해서는 관련 기술의 기술준비수준(technology readiness level, TRL)을 분석하고, 각 기술의 TRL을 높일 수 있는 충분한 시간이 필요하다. 그렇기 때문에 2030년대 관측을 목표로 한다면 하루 빨리 관련 기반기술 개발을 시작해야 한다.

우주망원경은 지상관측의 한계를 극복하며 높은 분해능을 가지고 상시관측이 가능한 장점을 가진다. 지상에서는 감마선, 엑스선, 자외선 파장대의 복사가 대기에 의해 흡수되어 관측이 불가능하며, 적외선도 증적외선과 원적외선은 관측할 수 없고, 근적외선 일부만 관측 가능하다. 그러나 우주공간에서는 전자기파의 모든 파장대역에 대한 관측이 가능하다[15]. 더욱이 최근에는 스타링크(Starlink)와 같은 다량의 큐브셋(CubeSat)이 지상관측을 방해[16]하고 있기 때문에 우주망원경을 활용한 관측 필요성은 시간이 갈수록 증가할 것으로 전망된다.

한국천문연구원에서는 지난 1998년부터 과학기술위성 FIMS(Far-ultraviolet Imaging Spectrograph, 2003년 발사)와 MIRIS(multi-purpose infrared imaging system, 2013년 발사)를 개발했다. 이를 통해 자외선 광학계 및 분광기술, 검출기 제어기술을 확보했고, 2012년부터 차세대 소형위성 1호에 탑재되는 NISS(2018년 발사)를 개발하며 비구면 설계/제작 기술, 탑재체 냉각 열구조 설계 기술 등을 확보했다. 2013년부터 우주용 초경량 탄화규소(SiC) 소재가 적용된 반사광학계 개발(2013-2016), SiC 소재의 피니싱(Finishing) 공정기술(2016-2018), 우주용 초경량 비축비구면 반사경 기초연구(2018-2021)를 통하여 초경량화가 가능한 SiC 소재를 국내 개발하는 과정에서, 연마기술, 본딩(bonding) 체결 및 조립정렬 기술을 확보하였다. 국제우주정거장에서 사용될 태양코로나그래프 개발(2017-2023)을 통해 카메라, 전자제어 및 소프트웨어 기술을 개발하고, 조각거울, 적응광학 및 초소형 분광기의 기반기술을 개발하는 슈퍼아이(Super Eye) 관측 플랫폼 구축을 위한 실증 중심의 정밀관측 융합 요소 기술 개발(2019-2022)을 수행하고 있다. 더불어, 한국형 우주망원경 기획연구(2020-2021)를 통하여 과학목적 및 사양을 탐색하고 있으며, 초고해상 광학면 조각거울 및 위상제어 기술개발(2021-2024) 사업을 수행하며 조각거울 기술을 개발하는 등 꾸준히 우주탑재체에 소요되는 핵심적인 요소기술들을 개발해왔다[17]. 위와 같은 프로젝트들을 통하여 광학망원경 조립체(optical telescope assembly, OTA), 프로젝트 매니지먼트(project management, PM) 및 시스템 엔지니어링(systems engineering, SE), 그리고 전개시스템의 기반기술을 확보함으로써, TRL 2-4 수준까지 끌어올린 것은 큰 성과라고 할 수 있다. 그 외 우주망원경을 구성하는 관측기기(science instrument), 비행 소프트웨어(flight software) 및 조립과 테스트(integration and testing) 분야는 상대적으로 한국의 우주산업분야에서 반사광학계의 크기가 작더라도 해당분야를 개발해 온 경험이 있으므로 TRL 5 이상의 기술을 확보한 것으로 판단할 수 있다. 한국천문연구원의 광학탑재체 개발 사업과 해당사업을 통해 분야별로 확보한 TRL을 Fig. 3에 간단히 정리하였다.

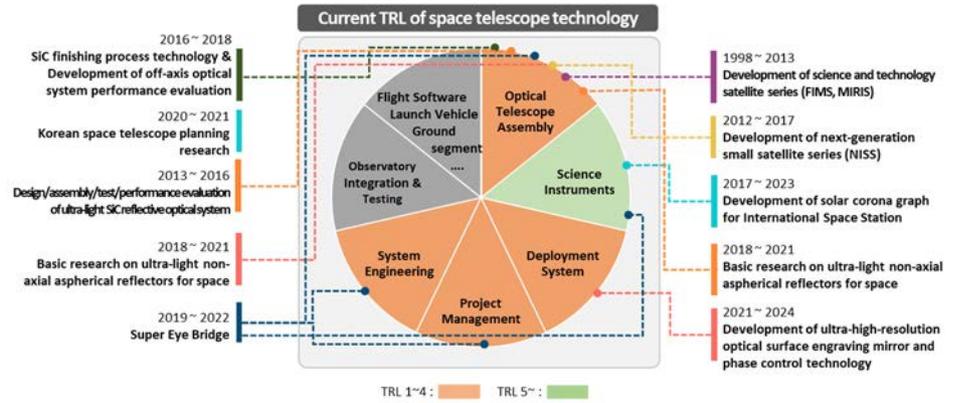


Fig. 3. Space Telescope technology readiness level (TRL) distribution map obtained by a project promoted by Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI).

2020년 9월부터는 산학연 관계기관과 망원경 기술개발모임을 통해 우주/지상 망원경 개발에 필요한 핵심기술을 소개하고 개발 방향성을 토의하고 있으며, 한국천문연구원, 카이스트 및 한국항공우주연구원과 더불어 개최하고 있는 심우주탐사연구연합회(Beyond the Moon, BtM)에서는 우주망원경 공동기획을 위한 워킹그룹 구성을 제안하여, 관심있는 연구자를 모집 중이다.

본 논문에서는 우리나라 주도의 첨단관측장비로 신우주(new space) 시대에 우주를 개척할 수 있는 도전적이지만 현실적인 우주망원경의 개발목표를 제안하고, 우주망원경 개발을 통한 파급효과를 예측하였으며, 현 실정에 맞는 산학연관의 공동기획을 위한 워킹그룹을 제안하고자 한다.

2. 우주망원경의 개발목표안

우주망원경 개발을 위한 필요기술을 식별하기 위해 Fig. 4와 같이 JWST의 업무분할구조(work breakdown structure, WBS)를 참조하였다[18]. 이 중 탑재체와 관련된 범위를 빨간 점선으로 표기했으며, 요소기술 항목 중 국내에서 기술력이 상대적으로 낮으나, 국제협력으로

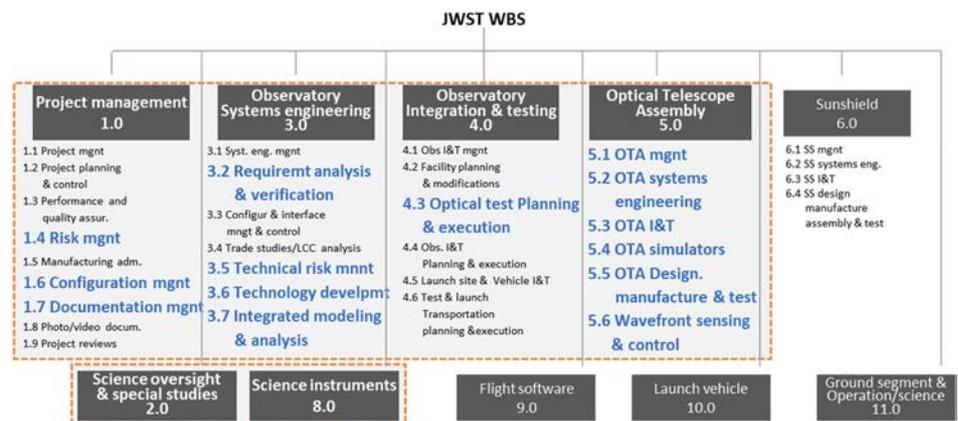


Fig. 4. Work Breakdown Structure (WBS) of James Webb Space Telescope (JWST) and key development items marked in blue.

기술력의 향상이 용이한 분야를 파란색으로 표기하였다. 전반적인 개발분야에 대한 성숙도를 향상시켜야 할 필요가 있겠으나, 본 논문에서 제안하려는 OTA 분야 기술개발을 보다 중점적으로 개발하되, PM, SE 및 조립과 테스트 등 우주망원경 시스템 개발 시 반드시 수반되는 영역도 파란색으로 표기했다.

천문관측 임무의 설계 및 수행을 위해서는 민감도(sensitivity), 분해능(resolution), 유연성(flexibility), 고대비 이미징(high-contrast imaging) 등의 항목이 종합적으로 고려되어야 한다. 일반적인 우주임무에서 민감도와 분해능을 주도하는 기술적 요소는 개구(aperture), 즉 반사경의 직경이며, 유연성은 파장대역 및 시야각 등의 요소가 주도하고, 고해상도 이미징을 위해서는 무엇보다도 위성체의 정밀자세제어가 주요한 요소이다[19].

허블 우주망원경은 지난 1990년에 발사되어 현재 30년 넘게 운용되며, 인류가 관측하지 못했던 우주의 모습을 촬영하여 지식의 지평을 넓혀왔다. 우주왕복선을 이용하여 여러 차례 궤도상 보수를 거듭하며 운용된 점도 우주망원경의 최대 단점을 극복한 경이적인 사례라고 할 수 있다. 올 해에는 허블 우주망원경의 역할을 대치하는 JWST가 발사될 예정이다. 2.4 m 직경의 허블 우주망원경보다 직경으로는 2배가 넘고 면적으로는 7배가 넘는 크기를 가진 JWST(Fig. 5)는 라그랑지 2(Lagrange 2; L2, Fig. 6) 지점에서 주로 적외선 파장대역 관측을 하며 깊은 우주에 대한 관측역량을 인류에게 제공해 줄 것으로 기대한다. 우리가 개발하려는 우주망원경이 L2 지점으로 바로 이동하기는 어렵기 때문에, 허블과 유사한 저궤도(low earth

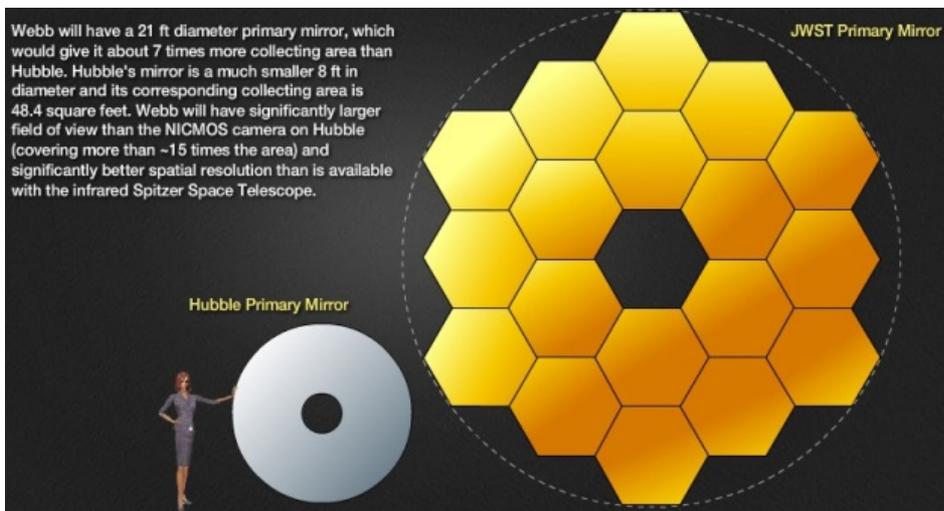


Fig. 5. James Webb Space Telescope (JWST) vs. Hubble Mirror Comparison [20].



Fig. 6. James Webb Space Telescope (JWST) relative to the Hubble telescope's orbit around the Earth [Credit: National Aeronautics and Space Administration (NASA)] [21].

orbit, LEO)에서 운용되는 경우를 가정한다면, 허블 우주망원경보다 경쟁력이 있는 관측역량을 보유해야 할 것이다. 그러므로 과학임무 수행을 위한 기술요소 중 반사경의 직경, 파장대역, 시야각 및 정밀제어 등 핵심적인 기술적 요구사항 중 경쟁력 있는 부분에 주목해야 한다.

조각거울은 지난 2019년부터 국가과학기술연구회(NST) 창의형융합연구사업으로 지정되어 한국천문연구원이 주관으로 개발 중인 이른바 슈퍼아이브릿지(Super Eye Bridge) 사업을 통하여 핵심기술 및 조각의 크기가 100 mm 인 시제품을 개발 중이고, 이보다 더 큰 크기의 조각거울을 한국연구재단의 스페이스챌린지(Space Challenge) 사업을 통하여 개발 중이다. 조각거울의 불모지였던 우리나라에서 핵심적인 조각거울 기술들이 개발을 시작하면서 우리나라도 여건이 마련되면 얼마든지 더 큰 크기의 반사경을 확보할 수 있을 것으로 기대된다. 따라서 반사경의 직경을 크게 하기 위한 기술개발이 이미 시작되고 있는 것이다.

국내 영향력 있는 천문우주 관계자 95인을 대상으로 설문조사한 바에 따르면, 다양한 과학임무 수행을 위한 한국형 우주망원경의 요구가 있었으며, 필요사양을 다음 Table 1과 같이 도출하였다[22].

국내의 핵심기술개발역량을 기반으로 하여, 국제협력을 통해 확보할 수 있는 기술력 등을 종합적으로 고려하여, 2030년 이전에 구현이 가능한 조각거울 우주망원경을 개념 설계하였으며, 단위 조각 반사경의 크기는 국내 개발성공경험이 있는 700 mm 로 하였다. 주 반사경은 18개 조각거울[Fig. 7(a)]을 사용하고, 광학성능이 우수하여 일반적인 우주망원경 개발에 활용되고 있는 Korsch 형 광학계[Fig. 7(b)]를 채용하여, 다음 Table 2와 같은 사양을 제안한다.

Table 1. Korean Space Telescope Survey

Categories	Necessity	Specifications	Science goals
Results	- Requiring space telescope observations, which overcomes the spatial resolution of ground-based telescopes	- Wide field of view photometric exploration using small aperture telescopes	- Active galactic nuclei: accretion disk, black hole mass
	- Requiring multi-band observations, which overcomes telluric absorptions in UV and IR bands	- Narrow field of view but deep photometry and spectroscopy observations in UV, visible, and near-infrared bands	- High-energy phenomena: white dwarfs, intergalactic medium, interstellar medium at halos
	- Synergy with large telescopes, e.g., GMT	- Beyond the retirement of HST around 2030s	- Gravitational lens: exoplanets, galaxy clusters, cosmology, galaxy evolution, low surface brightness features, solar system, multi-messenger astronomy
	- Acquiring cutting-edge technology and spreading public outreach of astronomy	- Large field of view (>30 arcmin) observations with large aperture (> 3 m) telescopes	
		- Wide spectral ranges in UV, visible, and near-infrared bands	
		- Wide field of view photometry with high-resolution spectroscopy	

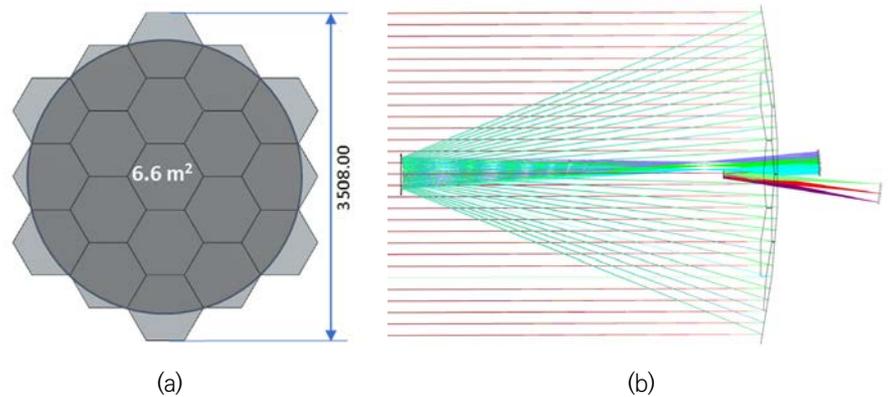


Fig. 7. Optical layout of segment mirror system. (a) Segment mirror size, shape and collection area and (b) optical layout of optical system.

Table 2. Draft specifications of optical telescope assembly (OTA) for Korea Space Telescope

Item	Specification (TBC)
Optical configuration	Korsch type
Diameter of primary mirror	3.5 m (outer diameter) 2.9 m (inner diameter)
Segment size (edge to edge)	700 mm
Number of segments	18
Wavelength coverage	0.3-1.0 μm (2.5 μm)
Field of view	10-30 arcmin
Focal length	73 m (F/20)
Collection area	8.06 m ² (segment area) 6.6 m ² (inner circle area)

최종 탑재체는 현 시점에서 구체화하기는 어려운 점이 많으나, 한국형 발사체 사용을 가정한다면, 허용 부피(3.05 m × 10 m)와 허용 무게(3,700 kg) 내에서 조각거울 주경부와 부경부 전개를 고려하여 Fig. 8과 같이 해당 공간에 수용 가능할 것으로 기대한다. 발사체를 고려한 한국형 우주망원경 탑재체의 사양은 다음 Table 3과 같이 제안할 수 있다.

초기 설계된 우주망원경 사양(안)에 따르면 파장대비 구경[Fig. 9(a)], 파장대비 민감도[Fig. 9(b)] 및 직경대비 파장별 시야각(Fig. 10)의 관점에서 경쟁력이 있음을 알 수 있다. 즉, Fig. 9(a)에서 알 수 있듯이, 2030년대 후반에 개발할 우주망원경들을 제외하고는 주반사경 구경 크기에서 경쟁력이 있다. 또한 허블우주망원경 대비 직경이 크고, 파장대역이 근적외선부터 근적외선까지 관측 가능할 경우, 지상거대망원경을 포함한다 하더라도 이제까지 관측하지 못한 탐사영역에 대해 민감도(sensitivity) 측면에서 독보적인 관측영역이 있다[Fig. 9(b)]. Fig. 10은 우주망원경을 구경과 시야각(Field Of View, FOV) 및 Etendue(빛이 퍼지는 면적과 각도를 나타내는 물리량)로 표현했으며, 광학(optical)/근적외선(NIR)에서는 구경이나 FOV가

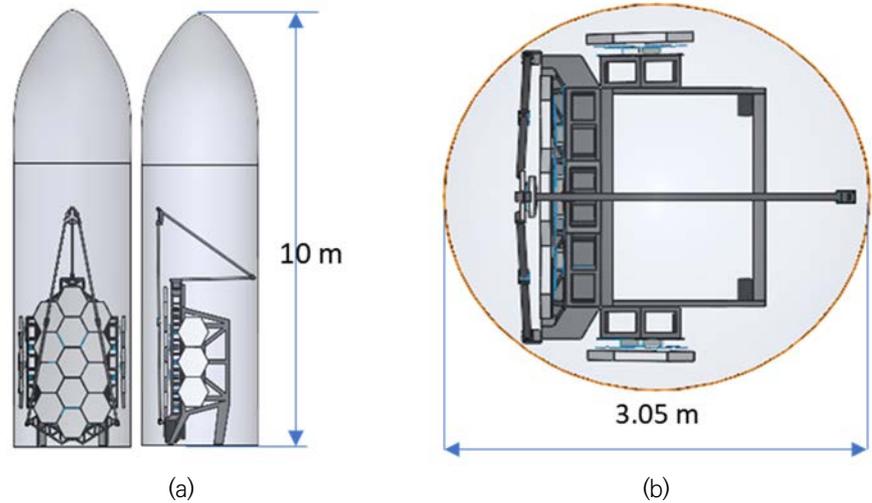


Fig. 8. Review of allowed space of Korea launch vehicles for Korean Space Telescope. (a) side view and (b) top view.

Table 3. Payload specification of Korea Space Telescope

Item	Specification (TBC)
Dimension	2.8 m(L) × 2.5 m(W) × 4.6 m(H)
Launch mass	3,000–4,000 kg
Orbit	LEO
Components	OTA + Bus + FPI*(3–4 ea)
Power	1,000–2,000 W
Pointing accuracy	Sub-arcsec (HST)

(Fine Guidance Camera might be considered)

LEO, low earth orbit, OTA, optical telescope assembly; FPI, focal plane instrument.

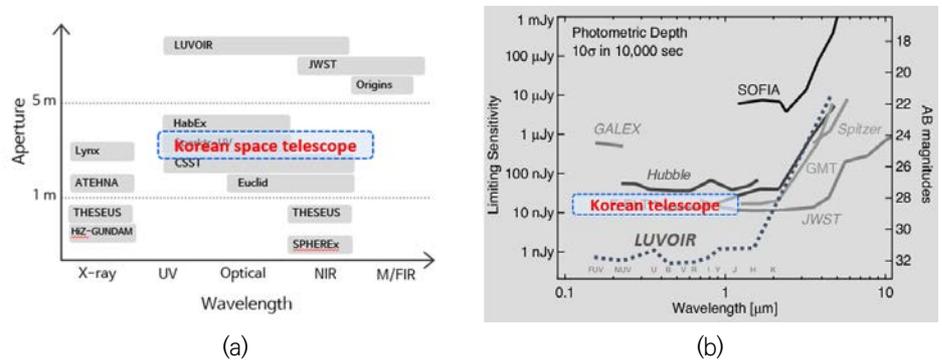


Fig. 9. Telescope distribution according to (a) wavelength versus aperture and (b) sensitivity versus wavelength.

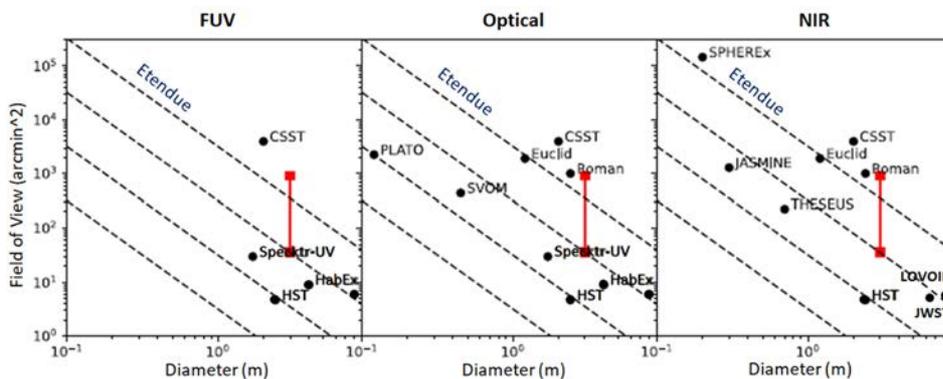


Fig. 10. Aperture, field of view, and etendue. Red lines show expected performance of the Korean Space Telescope.

비슷하거나 더 큰 다른 해외 탐사임무가 제안되었으나, 원자외선(FUV)에서는 FOV가 대부분의 계획된 해외 탐사임무보다 크다. 또한 모든 파장대에서 본 기기는 대부분의 계획된 해외 탐사임무에 비해 같은 구경에서 FOV가 더 넓거나, 같은 FOV에서 구경이 더 크다. 이에 따라 중국우주망원경(CSST)과 함께 본 기기는 다른 해외 탐사임무보다 같은 기간에 더 넓고 깊은 우주를 관측할 수 있다.

3. 기대효과 및 활용분야

3.1 기대효과

한국형 우주망원경은 다양한 연구주제를 포괄적, 종합적으로 연구하는 거대과학(big science)의 연구토대를 마련할 수 있다. 파장대역이 넓기 때문에 특정 파장에서 관측한 결과를 다른 파장대역에서 동시 관측함으로써 물리현상에 대한 정확한 분석이 가능하다. 기존 장비를 사용하여 관측한 자료와 한국형우주망원경을 사용하여 관측한 자료를 함께 활용하면 종합적인 해석이 가능하기 때문에, 아직 구축하지 않은 민감도와 파장대역의 천문현상을 관측함으로써 전 세계 다수의 연구자가 연합하여 탐구하는 거대과학 주제 및 융합연구 토대를 마련할 수 있을 것으로 기대한다. 예를 들어 지구형 외계행성은 반사경의 구경이 커질수록 발견확률이 증가하며[Fig. 11(a)], 외계행성 대기의 직접 관측 및 분석이 가능[Fig. 11(b)]하여 외계생명체 탐색분야에 큰 기여를 할 것으로 기대한다.

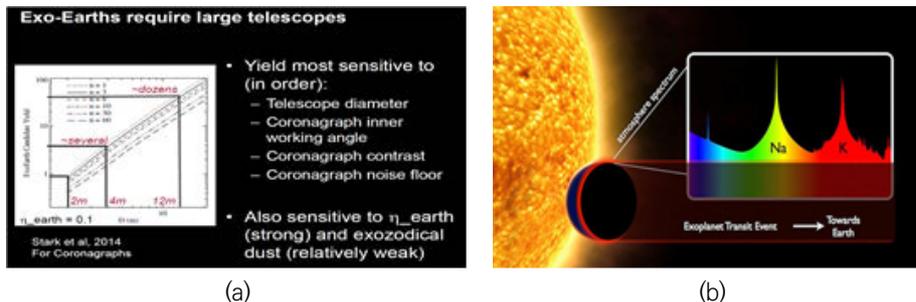


Fig. 11. Relationship between telescope size and exoplanet exploration. (a) The larger aperture, the greater probability of finding terrestrial exoplanets [23] and (b) Direct observation and analysis of exoplanet atmospheres [24].

또한 한국주도의 대형광학계 개발과정을 통해 확보한 기술들은 우주개발 기술자립의 기반이 마련될 것으로 기대한다. 또한 한국형 우주망원경 개발과정에서 신기술을 개발할 경우, 천문관측기술 연구분야에서 세계를 주도할 수 있는 독자영역을 선점하여 타국의 기술개발을 도울 수도 있을 것으로 기대한다.

지금까지의 천문관측 분야의 국제협력은 일정 예산을 투입하여 해외 첨단관측시설의 관측시간을 확보하는 전략으로 진행되었다. 기술력이 부족했기 때문에 협력의 형태를 다각화하기에 한계가 있었을 것으로 판단된다. 그러나 한국형 망원경 개발계획이 수립되고 진행된다면, 주도적인 개발경험을 기반으로 국내 연구진도 국제무대에서 참여 가능한 다양한 분야에서 역량을 발휘할 수 있을 것이다. 한국형 우주망원경의 개발경험이 축적된다면, 2040년대에 계획하는 차세대 관측 프로그램에는 우리나라도 적극적으로 의사를 개진하며 참여할 수 있을 것이다.

3.2 활용 분야

지상에서 천문우주관측, 우주물체, 인공위성 등 관측 시 대구경 망원경을 필요로 할 때 조각거울 기술을 활용하여 집광력을 확보할 수 있으며[Fig. 12(a)], 태양광 집광 시 다수의 반사경이 활용되며, 다수의 반사경이 하나의 초점으로 에너지를 전달할 때 조각거울 기술을 활용하면 효과적으로 에너지를 전달할 수 있을 것으로 기대한다[Fig. 12(b)].

또한 조각거울 및 관측기기 정밀구동 시 정밀제어기법 개발을 위해 액츄에이터(actuator)와 플렉서(flexure) 메커니즘을 결합하면 초정밀 가공[Fig. 12(c)] 시 산업계에서 요구하는 초정밀제어 정밀도를 달성하는데 기여할 수 있으며, 비폭발식 힌지 전개기술을 활용하면 차세대 폴더블 디스플레이의 핵심기술[Fig. 12(d)]로 활용할 수 있을 것이다.



(a)



(b)



(c)



(d)

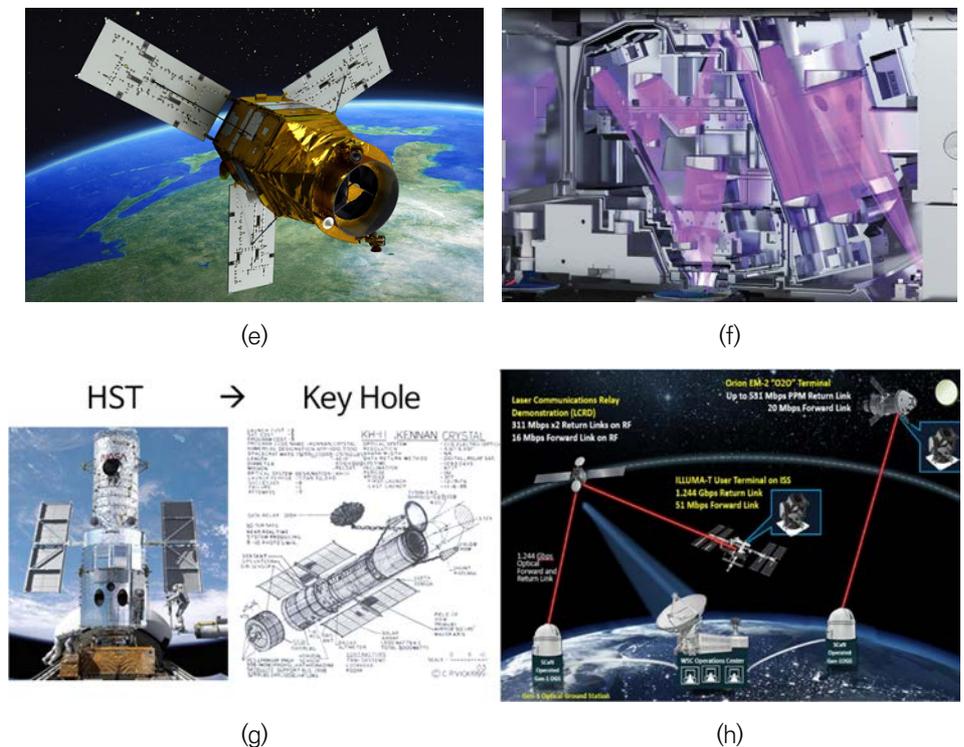


Fig. 12. Applications of element technologies for Space Telescope. (a) Astronomical Telescope with segmented mirror [2], (b) solar concentrating system with large number of mirrors [25], (c) Ultra-precision machining with multi-axis precision control [26], (d) foldable display using Hinge mechanism of deployment technology[27], (e) Earth Observation Satellite (EOS) for environmental monitoring [28], (f) optical layout of Lithography with off-axis aspheric mirrors [29], (g) Hubble Space Telescope (HST) and Key Hole as a spy satellite application [30], and (h) concept for Free Space Optical Communication with precise optical performances [31].

현재 우리나라는 환경분야 관측을 위해 GOCI(Geostationary Ocean Color Imager) 시리즈를 운용하며 해양생태계 관측을 수행하고 있다. 지상의 물체를 더욱 정교하게 관측하기 위해서는 반사경의 크기가 확대되어야 하며, 초대형 지구관측위성[earth observation satellite, EOS; Fig. 12(e)] 개발 시 본 우주망원경 개발경험이 기반이 될 것이다.

반도체 리소그래피(Lithography) 장비에는 회로 선폭의 미세한 각인을 위하여 다수의 비축 비구면 초정밀 광학부품이 사용된다[Fig. 12(f)]. 비축 비구면 또는 자유곡면 광학면은 기본적으로 연마가 어렵고 측정은 더욱 어려우며, 특히 측정의 신뢰성을 나노미터(nm) 이하까지 높이는 것은 매우 어렵다. 우주망원경이 조각가울로 구성될 경우, 필연적으로 비축 비구면 광학면이 채용되며, 신뢰성있는 비축 비구면 광학계 개발이 가능할 것으로 기대한다. 이와 같은 기반기술개발은 신뢰성있는 제품생산에 기여하게 되며, 초정밀 리소그래피 장비 개발에 도움이 될 것으로 기대한다.

지상관측용 인공위성 중 관측대상을 가장 정교하게 시각화해야 하는 분야 중 하나가 정찰 분야일 것이다. 일반적으로 정찰위성급 해상도를 구현하는 것은 상업적 기술력의 한계를

넘어서는 요구사항이 적용되기 때문에 기존의 기술로 구현하기 어렵다. 따라서 기술력 상승을 위한 천문관측용 망원경을 선개발한 후 축적된 기술력을 기반으로 정찰위성을 개발한 사례가 있으며[Fig. 12(g)의 허블우주망원경의 정찰위성 적용 사례 참조], 이러한 이유로 천문관측용 망원경 개발에 선진국이 큰 규모의 국가적인 예산배정과 민간참여를 유도하고 있다. 한국형 우주망원경이 개발된다면 개발된 기술력을 기반으로 정찰위성분야에 크게 기여할 것으로 예상된다.

자유공간 광통신 시 인공위성, 지상 송수신부 등 다양하며, 정교한 광학관측 플랫폼에 기반한 시스템 개발을 해야 하며[Fig. 12(h) 개념도 참조], 우주망원경 개발에 적용한 광학계, 통신부, 위성체 등 인공위성 및 지상 송신부 개발에 해당기술이 활용될 것으로 기대한다.

4. 워킹그룹(Working Group) 제안

우주망원경을 구성하는 요소는 위성체, 탑재체와 발사체로 크게 구분할 수 있으며, 탑재체 개발을 목적으로 관심있는 연구원을 중심으로 워킹그룹을 구성하고자 한다. 탑재체 중에서도 본 워킹그룹은 광학망원경조립체(OTA)를 주요 개발 주체로 고려한다. 한국형 우주망원경은 특정 그룹이나 집단의 독립적인 활용이 될 수 없고, 국내 커뮤니티 전체가 효율적으로 활용해야 하므로, 대표되는 주제가 있을 수 있겠으나, 관측목적이 하나로 특화되어 개발되기는 어렵다. 그러므로 관측목적에 부합한 관측기기는 크게 측광, 분광을 기본으로 탑재하고, 추가적인 관측기기는 여건을 고려하여 개발할 수 있을 것이다. 따라서 측광기 및 분광기를 개발하기 위한 워킹그룹은 별도로 운영하는 것이 효과적일 것이다.

한편, 국내 위성체 기술은 성숙단계의 수준인 것으로 파악되며, 지속적인 개발 및 응용이 되어야 하겠으나, 우주망원경에서는 매우 정교한 지향(pointing) 능력이 요구되므로, 고정밀 자세제어기술은 추가적으로 개발하는 것이 필요하다고 판단된다. 따라서, OTA를 DM(development model) 수준으로 개발하기 위해서는 Fig. 13과 같은 WBS를 기반으로 개발계획을 수립하고 관심있는 연구자와 계획을 수립하고 개발을 시작할 수 있을 것이다.

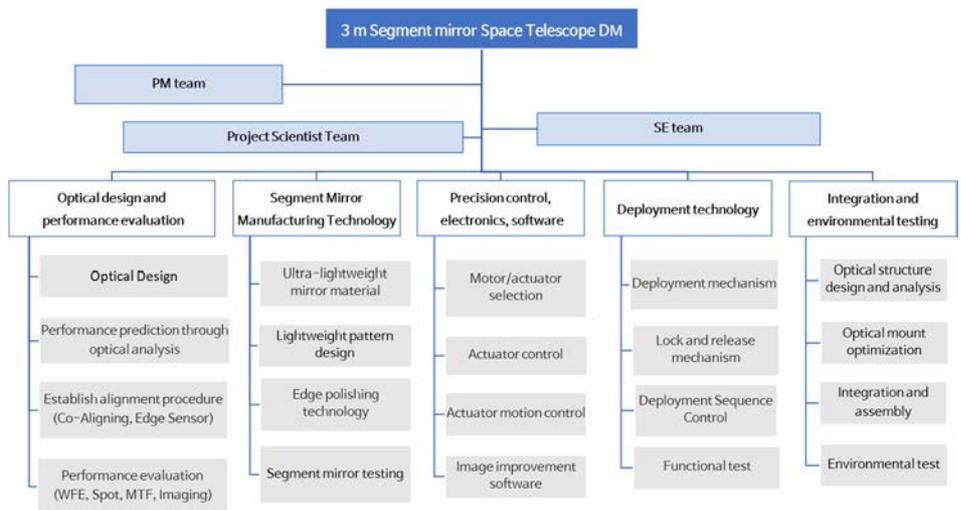


Fig. 13. Work breakdown structure (WBS) of Development Model (DM) Model for 3 m class segmented mirror space telescope. DM, development model.

한국형우주망원경의 궤도는 다른 우주망원경을 기반으로 고려할 때, LEO와 L2를 생각할 수 있으며, 종합적인 기술역량을 고려할 때 LEO 궤도가 유력하다. 또한 허블 우주망원경이 LEO에 위치함으로써 서비스 임무를 통한 관측역량의 보장이 가능했기 때문에, 우주망원경임에도 유지보수가 가능했던 점은 매우 큰 장점이라고 할 수 있다. 우리나라가 당장에 서비스 임무수행은 어렵고, 현재는 그 수요가 없지만, 게이트웨이 프로젝트(gateway project)를 통하여 달에 거점을 확보하는 국제 여건 및 흐름을 고려할 때, LEO 궤도에 위치함으로써 우주개발의 거점을 확보한다는 측면에서 의미가 있다고 할 수 있다.

한국형 우주망원경 워킹그룹은 우선적으로 탑재체의 OTA를 중심으로 구성을 시작하여 TRL을 향상시키기 위한 목표로 역량을 개발하고, 점진적으로 관측기기, 위성체, 발사체 분야에서도 유관기관과 관련 연구진의 참여로 한국형 우주망원경의 최종 개발목표 및 필요 사양을 공유하고 심도 있게 논의하여 실제 개발사업으로 빠른 시일 내에 이어질 수 있기를 기대한다.

5. 결론

본 논문에서는 2030년대 세계 천문우주관측 환경을 기반으로 한국의 천문학적 뿐 아니라, 뉴스페이스라는 시대 흐름을 따라, 우리나라에서도 반드시 2020년대 초반에 한국형우주망원경 개발을 시작해야 하는 국내외적 환경을 조사하였다. 현재의 국내 기술개발역량을 기반으로 현실적인 우주망원경 사양을 제시했으며, 선진기관의 개발경험을 참고하여 필수적인 요소 기술을 식별하였다. 해당기술들은 국제적인 경쟁력을 갖추며 국제사회에 기여함은 물론, 우리나라가 주도하는 빅사이언스 토대를 마련할 기회가 될 것이며, 환경, 산업, 안보 및 통신 등 전반적인 국가 전략분야 기술개발에 획기적으로 기여할 것으로 기대한다.

지난 날의 눈부신 과학기술발전을 기반으로 다양한 기술적 역량이 상당한 수준에 도달했음에도 불구하고, 국내 자체 기술력을 바탕으로 한 한국형우주망원경은 개발과 신뢰성 확보 측면에서 넘어야 할 과제가 많다. 본 논문을 통해 어려운 여건이지만 뜻을 함께 할 연구자들이 워킹그룹으로 모여 개발을 시작할 수 있기를 기대한다.

감사의 글

본 연구는 2021년 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지사업(NRF-2021M1A3B8078940), 국가과학기술연구회 창의형 융합연구사업(No. CAP19013-000)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. National Aeronautics and Space Administration, Large UV/Optical IR Surveyor (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://asd.gsfc.nasa.gov/luvoir/>
2. GMTO, Giant Magellan Telescope (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.gmto.org/telescope>

3. TMT International Observatory, Thirty Meter Telescope (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.tmt.org/telescope-systems>
4. European Southern Observatory, European Extremely Large Telescope (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://elt.eso.org/telescope>
5. NASA, About NASA (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.nasa.gov/careers/our-mission-and-values>
6. Korea Astronomy and Space Science Institute, Center for Large Telescopes (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <http://www.kasi.re.kr/eng/pageView/87>
7. KASI, NISS and SPHEREx (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.kasi.re.kr/kor/publication/post/newsMaterial/10875>
8. Howard JM, Current and Future NASA Space Telescopes Presentation of 2021 Optical Design and Fabrication Congress, Washington, DC, 27 June 2021.
9. Jongmin Han et al., 2018 Evaluation of Technology Level, KISTEP report, KISTEP 2018-040 (2019), available from: https://www.kistep.re.kr/reportDetail.es?mid=a10305010000&rpt_no=RES0220190146
10. Jet Propulsion Laboratory, Habitable Exoplanet Observatory (HabEx) (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.jpl.nasa.gov/habex/>
11. X-ray Observatory, LYNX (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.lynxobservatory.com/>
12. NASA, Large Ultraviolet Optical Infrared Surveyor (LUVOIR) (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.luvoritelescope.org/>
13. ipac, et al., Origins Space Telescope: from first stars to life (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://origins.ipac.caltech.edu/>
14. NASA, SDO mission (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://sdo.gsfc.nasa.gov/mission/project.php>
15. GIS Geography, Why the atmospheric window matters in Earth science (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://gisgeography.com/atmospheric-window/>
16. Stuff, Elon Musk's SpaceX satellites to light up sky for those living in North Island (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.stuff.co.nz/science/124536207/elon-musks-spacex-satellites-to-light-up-sky-for-those-living-in-north-island>
17. KASI, Space astronomy (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <http://www.kasi.re.kr/eng/pageView/67>
18. Pierre B, The Design and Construction of Large Optical Telescopes (Springer, New York, 2003).
19. Garrett JW, The LUVOIR Decadal Mission Concept: Technology Needs (Mirror Tech Days, El Segundo, CA, 2018).
20. LessThan3ley, Field trip: NASA Goddard Space Flight Center, the James Webb Space Telescope (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://lessthan3ley.wordpress.com/2016/07/20/field-trip-nasa-goddard-space-flight-center-the-james-webb-space-telescope/>

21. NASA Mission News, 'L2' will be the James Webb Space Telescope's Home in Space (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.nasa.gov/topics/universe/features/webb-l2.html>
22. Korea Astronomy and Space Science Institute, Generic technology development for space telescope system, KASI Report, KASI 2020185004 (2020).
23. Stark CC, Roberge A, Mandell A, Robinson TD, Maximizing the exoEarth candidate yield from a future direct imaging mission, *Astrophys. J.* 795, 122 (2014). <https://doi.org/10.1088/0004-637X/795/2/122>
24. Sing DK, Characterising exoplanet atmospheres through transmission spectroscopy, Presentation of ExoClimes2010 Exploring the Diversity of Planetary Atmospheres, Exeter, UK, 7-10 Sep 2010.
25. Wikipedia, Concentrated solar power (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Concentrated_solar_power
26. Prevassist, MÁQUINAS USADAS (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 26, available from: <https://prevassist.com/produtos/>
27. Daily Economy, '1mm part' that can withstand 200,000 times... 9 years of research on the Galaxy Fold 2 hinge (2020) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://www.mk.co.kr/news/it/view/2020/09/970310/>
28. KARI, Multi-purpose satellite (2021) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: https://www.kari.re.kr/kor/sub03_02_01.do
29. Bakshi V, EUV Lithography (SPIE Press, Washington, DC, 2018).
30. Astrobites, Two telescopes free to good home (2012) [Internet], viewed 2021 Oct 25, available from: <https://astrobites.org/2012/06/08/two-telescopes-free-to-good-home/>
31. Seas A, Robinson B, Shih T, Khatri F, Brumfield M, Optical communications systems for NASA's human space flight missions, Proceedings of the SPIE, International Conference on Space Optics, Chania, Greece, 9-12 Oct 2018.

Author Information

한정열 jhan@kasi.re.kr



과학기술연합대학원 천문우주과학과에서 2008년 박사학위를 취득 후, 2008년부터 2011년까지 삼성탈레스에서 정찰용 대형광학계 광학부 개발을 수행했고, 2011년부터 한국천문연구원에서 천문우주관측용 광학망원경을 개발하며, 초경량 신소재 및 연마기술 개발을 수행하고 있다.

김지현 jihun@kasi.re.kr



University of Arizona에서 광학으로 박사학위를 취득한 후, 2013년부터 한국천문연구원에서 천문우주 관측 기기 개발 업무를 수행하였으며, 현재는 태양 지상망원경과 우주 망원경 개발 업무를 수행하고 있다.

박우진 wjpark@kasi.re.kr



경희대학교 우주탐사학과에서 우주망원경용 비축반사광학계 개발과 지상망원경용 관측기기개발을 주제로 2020년에 박사학위를 취득하였고, 현재는 한국천문연구원에서 차세대 거대 망원경용 광학/적외선 분광관측기기 개발에 관련된 연구를 수행하고 있다.

김윤종 yjkim@kasi.re.kr



과학기술연합대학원 한국표준과학연구원 캠퍼스에서 2014년 위성용 및 항공용 광학계 정렬로 박사학위를 취득한 후 2017년부터 한국천문연구원에서 망원경 및 관측기기 개발관련 업무를 수행하고 있다. 현재는 비축 자유곡면 광학계 정렬, 가시광 및 적외선 관측기기 설계 및 해석과 관련된 연구를 수행하고 있다.

전유라 youraj@kasi.re.kr



University of Arizona 기계공학과에서 2021년 석사 학위를 취득한 후, 2021년부터 천문우주 연구원에서 광기계 설계와 해석 업무를 수행하고 있다.

최성환 shchoi@kasi.re.kr



경희대학교 우주과학과를 졸업하고, 동대학원에서 박사학위를 취득하였다. 2004년부터 현재까지 한국천문연구원 책임연구원으로 재직 중이며, 천문우주 관측기술 연구를 수행하고 있다. 2012년부터 2014년까지는 미국 뉴저지 공과대학 빅베어태양천문대 객원연구원으로 태양망원경의 적응광학 시스템을 개발하였으며, 현재는 NASA와 공동프로젝트인 국제우주정거장 태양코로나그래프 개발 시스템 엔지니어로 한국측 기술 총괄을 담당하고 있다.

김영수 ykim@kasi.re.kr



런던대학교(UCL)에서 박사학위를 취득한 후, 유럽남천문대(ESO)에서 근무했고, 2000년에 귀국하여 한국항공우주연구원에서 2년여간 아리랑 2호의 탑재체를 개발하였다. 한국천문연구원으로 옮긴 후 거대마젤란망원경(GMT) 국제공동개발 사업(K-GMT)을 기획부터 계획, 초기 사업관리까지 하였다. 또한 GMT 부경 FSM의 시험모델을 개발하였다. 현재는 천문연에서 망원경 소재개발 등을 수행하고 있다.

장비호 bhjang@kasi.re.kr



1986년부터 한국천문연구원 태양우주환경그룹에서 망원경 제작과 분광기에 관련된 업무를 수행하면서 1993년 한밭대학교 제어계측학과에서 학사 학위 취득 후 현재는 분광기 제어에 관련된 업무를 수행하고 있다.

백지혜 jhbaek@kasi.re.kr



충북대학교 천문우주학과에서 석사학위를 받았으며, 충남대학교 컴퓨터공학과 박사과정을 수료하였다. 2005년부터 한국천문연구원 재직중이며, 데이터 파이프라인 개발 및 데이터 센터 구축 등의 기술 개발을 수행하였다. 최근에는 '국제우주정거장용 태양코로나그래프(CODEX)'의 지상 시스템 및 지상 소프트웨어 개발을 진행하고 있으며, SDO 데이터를 활용한 딥러닝 연구도 수행하고 있다. 관심분야는 데이터센터, 데이터정책, 컴퓨터비전, 딥러닝이다.

김재우 kjw0704@kasi.re.kr



영국 Durham 대학에서 박사학위를 취득한 후, 2016년부터 한국천문연구원 재직하고 있다. 현재는 외부은하 및 은하단에 대한 연구와 다천체분광기 개발사업을 진행하고 있다.

문봉곤 bkmoon@kasi.re.kr



2003년부터 한국천문연구원 우주용 적외선 관측기기 개발 관련 연구를 수행하면서 충남대학교 천문우주학과에서 2010년 박사학위를 취득했고, 2011년부터 한국천문연구원 우주과학본부에 재직하면서 과학기술위성 3호 탑재체 MIRIS, 차세대소형위성 1호 탑재체 NISS, 차세대소형위성 2호 탑재체 LEO-DOS, 달탐사선 KPLO 편광 탑재체 PolCam 등의 우주천문용 적외선 광기계 설계 연구 및 위성 탑재체 개발 연구를 수행하였으며, 탑재체 개발을 위한 SE, PM 등을 역임하였다. 현재는 천문연 천문우주기술훈센터와 겸직하면서 우주과학본부 우주탐사그룹에서 책임연구원으로 CubeSat 탑재체 PolCube 개발, K-CLPS 탑재체 개발, 아포피스 탐사 연구에 참여하고 있다.

홍성욱 swhong@kasi.re.kr



한국과학기술원 물리학과에서 2011년 박사학위를 취득한 후, 같은 해부터 충남대학교/고등과학원/한국천문연구원/서울시립대학교에서 수치계산을 활용한 우주론 및 우주거대구조 연구를 수행해 왔다. 현재는 한국천문연구원 수치계산과 인공지능을 활용한 우주론 연구 및 다천체분광기 개발에 참여하고 있다.

정연길 ykjung21@kasi.re.kr



충북대학교 물리학과에서 박사학위를 취득한 후, 2019년부터 한국천문연구원에서 선임연구원으로 재직하고 있다. 현재 미시중력렌즈 현상을 이용한 외계행성 탐색 업무를 수행하고 있으며, 관측 영상의 자료처리 및 분석 연구를 수행하고 있다.

정소영 soyoung@wyslab.com



서울과학기술대 화학공학과에서 학사 학위를 취득하고 (주)위즈랩에서 천문우주, 우주 환경, 적외선 분광기 분야의 사업 관리 업무를 수행하고 있다.

박수종 soojong@khu.ac.kr



서울대학교 천문학과를 졸업하고 미국 텍사스 주립대학교(University of Texas at Austin) 천문학과에서 석사와 박사 학위를 받았다. 독일 막스플랑크 연구소(Max-Planck-Institut fuer extraterrestrische Physik, Garching) 박사후 연구원, 서울대학교 천문학과 조교수, 한국천문연구원 선임연구원을 거쳐서 경희대학교 우주탐사학과 교수로 재직하고 있다. 가시광 및 적외선 관측기기 제작과 은하 중심, 별탄생 지역 등의 관측이 주요 연구 분야이다. 현재 SDSS-V/LVM과 GMT/GMACS의 소프트웨어 개발을 수행 중이다.

논문

소행성 탐사선의 발사시기 산출 방안에 관한 연구

김방엽[†], 류동영

한국항공우주연구원

A Study on the Method of Calculating the Launch Period of the Asteroid Exploration Mission

Bangyeop Kim[†], Dong-Young Rew

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: October 12, 2021

Revised: October 28, 2021

Accepted: October 29, 2021

[†]Corresponding author :

Bangyeop Kim

Tel : +82-42-860-2144

E-mail : kby@kari.re.kr

Copyright © 2021 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

Bangyeop Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9048-8940>

Dong-Young Rew

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

요약

지구접근 소행성을 목적지로 하는 우주탐사선의 발사 시기를 결정하는 방법에 대하여 기본적인 연구를 수행하였다. 향후, 지구 궤도에 접근하는 소행성을 대상으로 하는 탐사선 임무가 국내에서 진행될 경우에 발사시기를 결정하기 위해서는 전역최적화(global optimization)기법을 적용하여 적절한 해를 구하여야 한다. 이를 위해서는 먼저 각 소행성들의 정확한 궤도 정보가 필요하고, 지구의 공전궤도 정보, 탐사선의 주엔진 성능 정보, 중력보조 기동의 횟수, 최대 비행시간 제한 등의 사전 시나리오가 논의되어야 한다. 또한 최적화의 기준이 우선 결정되어야 한다. 본 논문에서는 이러한 전제 조건과 정보를 바탕으로 PyKEP, EMTG(Evolutionary Mission Trajectory Generator) 등의 오픈소스 경로탐색 프로그램을 사용하여 소행성 탐사선의 발사 시기를 찾는 방안을 연구하였다.

Abstract

A basic study was conducted on how to determine the launch timing of a space probe targeting an Earth-approaching asteroid. In the future, when a probe mission targeting an asteroid approaching Earth's orbit is conducted in Korea, in order to determine the launch time, an appropriate solution should be obtained by applying the Global Optimization technique. For this, accurate current orbit information of each asteroid must be obtained first, and prior scenarios such as Earth's orbit information, main engine performance information of the probe and launch vehicle, the number of gravity-assisted maneuvers, and maximum flight time limit should be discussed. Also, the criteria for optimization should be determined first. In this paper, based on these prerequisites and information, a method for finding the launch time of an asteroid probe was studied using the open source software such as PyKEP and Evolutionary Mission Trajectory Generator (EMTG) which are the programs for interplanetary trajectory generation purpose.

핵심어 : 행성간 우주탐사, 소행성, 전역최적화, PyKEP, EMTG(Evolutionary Mission Trajectory Generator)

Keywords : interplanetary space exploration, asteroid, global optimization, PyKEP, Evolutionary Mission Trajectory Generator (EMTG)

1. 서론

여행 계획을 만든다고 상상해 보자. 가장 먼저 해야 할 일은 무엇이고, 그 밖에 어떤 준비들이 필요할까? 제일 먼저 떠오르는 것은 아마 목적지를 정하는 일일 것이다. 또는 언제 출발해서 언제 돌아올지, 출발일과 도착일부터 결정해야 할 것이다. 대체로 여행 계획은 이 두가지 질문에 답하는 것으로 시작할 것이다. 그 외에 생각해 볼 수 있는 질문은 다음과 같을 것인데, 이러한 질문들은 결국 행성탐사임무의 설계 과정을 시작하기 위한 질문들과 유사해 보인다.

- 여행지까지 오고 가는 교통편 → 발사체와 우주선(launch vehicle and spacecraft)
- 여행지에서 할 일 → 임무 유형(mission type: flyby/rendezvous/sample return)
- 가지고 갈 것 → 임무 탑재체(mission payloads)
- 여행 비용 → 탐사선 개발 및 발사, 운영에 필요한 소요비용
- 연락 방법 → 통신 및 운영 수단(communication and operation)
- 부수적인 일정들 → 기타 임무(miscellaneous missions)
- 여행의 기록과 정보 공유 → 자료처리와 배포(data processing and distribution)

이와 같은 관점에서, 본 논문에서 논하고자 하는 것은 여행의 적절한 시기, 즉 행성탐사 임무를 수행하기 위한 적절한 시기를 탐색하는 방법에 대한 기본적인 방법에 대해 논하고자 한다.

또한, 한국형 발사체(KSLV, Korea Space Launch Vehicle-II) 누리호의 개발이 완료되면 미래에는 우리나라의 발사체와 초소형 위성(CubeSat)을 이용하여 지구접근 소행성들을 직접 탐사하는 임무도 가능할 것으로 예상된다. 이에 본 논문에서는 지구에 접근하는 소행성을 대상으로 향후 우리나라에서 탐사 임무를 실행할 때를 대비하여 일반적인 행성탐사선의 임무 수행시기를 결정하는 방법에 대해 설명하고자 한다.

앞서 질문으로 돌아가서, 여행의 시기를 결정하는 기준은 목적지를 결정하는 것과 다시 연관되어질 수 있다. 즉, 여행 목적지의 특징에 따라 적합한 방문 시기도 달라질 수 있는 것처럼, 마찬가지로 행성탐사 임무에서도 목적지 행성에서 특별한 이벤트가 있다거나, 지구와의 근접 시기가 달라진다면 하는 조건에 따라 발사 시기를 조절해야 하는 상황이 생길 수 있다. 이처럼 행성탐사 임무의 수행시기를 결정하기 위해서는 여러 차례의 해석 과정이 반복되어야 하므로 이를 위한 설계해석 소프트웨어 도구가 준비되어야 한다. 또한 그러한 반복과정을 사전에 염두에 두고, 해석과 설계 과정을 진행해야 할 것이다.

2. 지구-화성간 탐사선 발사시기 탐색

지구 중력권을 벗어나 태양계의 다른 행성들, 즉 화성이나 목성, 토성, 소행성탐사 임무를 설계하기 위해서 가장 먼저 해야 할 일은 탐사선 발사가 예상되는 기간 중, 각 연도별로 탐사선의 전이궤도 투입에 소요되는 에너지를 산출하는 일이다. 1960년대 초부터 금성과 화성으로 행성간 탐사선을 보냈던 미국 NASA에서는 이러한 전이궤도 투입 에너지 산출을 위해 여러가지 프로그램을 개발하여 사용하고 있고, 그 중에 대표적인 것이 JPL(Jet Propulsion Laboratory)에서 개발한 MIDAS(Mission Design and Analysis Software for the optimization of

ballistic interplanetary trajectories) 프로그램이다. 대외비 프로그램인 MIDAS를 사용해서 NASA에서는 금성, 화성, 목성, 토성 등 주요 행성으로의 연도별 전이궤도 투입 에너지를 계산한 보고서를 정기적으로 발간하고 있으며, 이는 NASA에서 중장기 행성탐사 임무계획을 수립할 때 기초 자료로 사용된다[1,2].

Fig. 1은 근래에 발사되었거나 발사 준비 중인 화성탐사선들의 발사 계획을 나타내고 있다 [3]. 이 그림에서 알 수 있듯이 지구에서 화성으로 향하는 탐사선의 발사 기회는 대략 두 행성의 회합주기인 2년마다 찾아온다. 각 회합주기마다 최대, 최소 거리가 동일하지 않은 이유는 두 행성의 궤도가 완전한 원이 아니며, 공전궤도면 역시 동일 평면에 있지 않기 때문이다. Fig. 1을 보면 대부분의 화성 탐사선 발사는 화성과 지구 사이 거리가 가까워지는 시기에 진행된 것을 알 수 있다.

행성간 전이궤도 선정을 위해서는 먼저 출발지 행성과 도착지 행성의 천체력 입력이 필요하다. 여기서는 출발지 행성은 지구, 도착지 행성은 화성으로 가정하였다. Fig. 2는 지구-화성

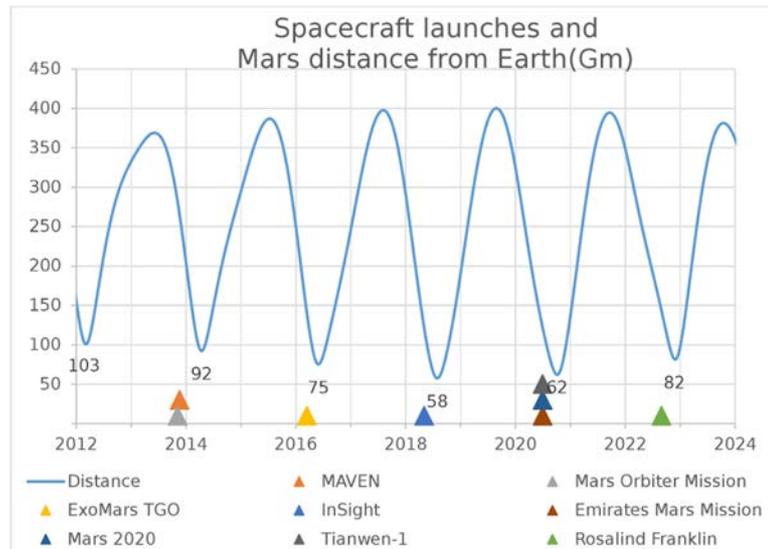


Fig. 1. Spacecraft Launches and Mars Distance from Earth. https://en.wikipedia.org/wiki/Launch_window

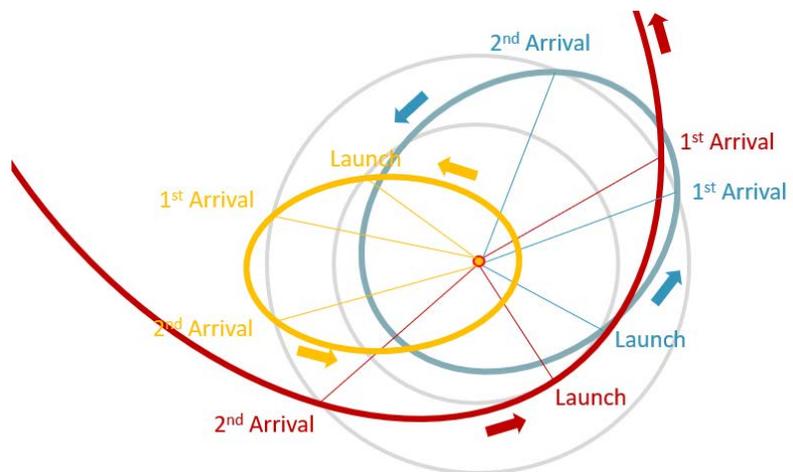


Fig. 2. The variations of interplanetary transfer orbits between the earth and the mars.

간에 형성될 수 있는 여러 형태의 비행경로를 보여준다. 만약, 비행시간과 소요 에너지의 제한이 없다면 그림에서 보는 것처럼, 이론적으로 가능한 전이경로의 숫자는 무한개가 되고, 출발지점이 반드시 근일점이어야 할 이유도 없어질 것이다.

Fig. 3에는 지구 중력권을 벗어나 화성궤도에 도달하기 위한 최소 에너지 경로, 즉 호만 궤도전이(Hohmann transfer, 비행각=180도)에서의 소요에너지를 구하기 위한 도표를 나타내었다. 해당 그래프를 참고하면, 호만 궤도전이 경로를 따라 지구 중력권을 탈출하여 화성 궤도까지 가기 위해서는, 지구의 공전궤도 속도(약 29.87 km/sec)에 더해서 지구중력권 경계에서 약 2.94 km/sec의 추가 속도가 필요한 것으로 예상된다[4-6].

우리나라 기술로 개발한 누리호 발사체(KSLV-II)로 지구중력권 탈출을 시도하는 경우의 예상 성능을 시뮬레이션해 보았다. KSLV-II 전체 중량 및 3단 엔진 중량 및 연소시간 등의 정보를 Wikipedia 공개자료 및 KISTEP 예비타당성조사 보고서 요약본에서 참고하여 지구중력권 탈출 속도 및 화성 전이궤도에 탐사선을 투입할 수 있는 최소의 가능한 중량을 개략적으로 예측해본 내용을 Table 1에 보였다[7,8].

3. 람베르트 문제의 해 구하기(Lambert Problem's Solution)

탐사대상이 결정되었다는 전제 하에, 지구 중력권을 벗어나는 행성간 임무설계 과정의 첫 단계는 최적의 발사기회, 즉 최소의 에너지로 목적지 행성과 랑데부(rendezvous)할 수 있는 시기가 언제인지를 계산하는 것이다. 지구를 출발해서 행성으로 향하거나, 행성을 출발해서 지구로 돌아오는 최적의 발사 시기 산출을 위해서는 출발일자와 도착일자를 경계 조건으로 하는 람베르트 문제(Lambert's problem)의 해를 구하는 과정이 필요하다. 람베르트 문제의 해를 구하는 알고리즘은 여러 사람에게 의해 연구되었고, 각각의 장단점이 존재한다[9-12].

본 절에서는 연도별로 지구에서 화성으로의 비행경로에 탐사선을 투입하는데 필요한 에너지량을 산출하는 프로그램을 작성하였고, 이를 이용해서 2026-2045년 기간 동안 연도별 지

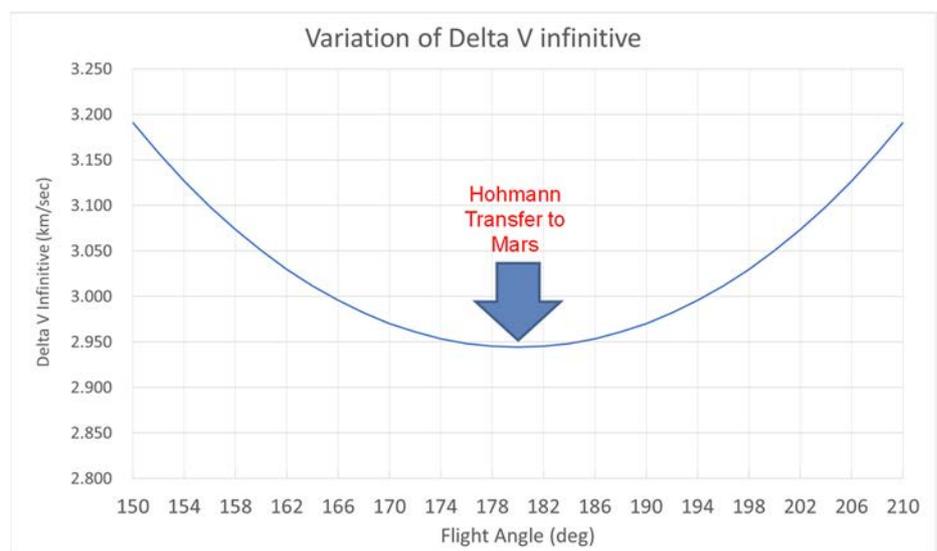


Fig. 3. The minimum delta-velocity required to escape the sphere of earth's gravity influence and reach to the Mars orbit.

Table 1. KSLV-II's estimated launch capability

탐사선 중량 (kg)	3 단부 전체 중량 (kg)	지구궤도상 가속도 (m/sec ²)	3 단 엔진분사 시간 (sec)	지구궤도 위성투입 속도 (km/sec)	지구 중력권 탈출 속도 (km/sec)
1,500	4,591.6	14.9	502	7.50	불가
500	3,591.6	19.1	502	9.59	불가
200	3,291.6	20.8	502	10.46	불가
100	3,191.6	21.5	502	10.79	1.95
90	3,181.6	21.6	502	10.82	2.13
50	3,141.6	21.8	502	10.96	2.74
40	3,131.6	21.9	502	11.00	2.88
30	3,121.6	22.0	502	11.03	3.01
20	3,111.6	22.0	502	11.07	3.14
10	3,101.6	22.1	502	11.10	3.26

Reference: Oct. 2020 data.

KSLV, Korea Space Launch Vehicle-II.

구-화성간 탐사선의 전이궤도 투입 에너지량을 비교하였다. 계산에 필요한 행성들의 천체력으로 JPL의 DE431 파일을 사용하였고 램베르트 문제의 해를 구하기 위해 배틴-보간(Battin-Vaughan's)의 Elegant Lambert 알고리즘을 적용하였다[13,14]. 계산된 결과를 2010년에 NASA에서 발행한 행성간 임무설계 핸드북(interplanetary mission design handbook)의 동일기간 화성탐사임무 발사 소요 에너지와 비교하였다[15].

지구-화성 간의 랑데부(rendezvous)가 성립하기 위해서는 행성간 비행이 종료되는 시점에 탐사선이 도착한 궤도상 지점에 목적지 행성이 존재해야 한다. 이를 계산하기 위해서는 램베르트 정리(Lambert's Theorem)로 알려진 다음 정리를 이용한다.

“원추곡선(Conic Trajectory) 상에서 두 지점 간의 비행시간은 다음 세 가지 변수에 의해 결정된다.”

- 초점으로부터 각 행성까지 거리의 합
- 두 지점 간의 직선거리
- 해당 원추 곡선(전이궤도)의 장반경

위에서 첫 번째와 두 번째 변수는 두 행성의 궤도 방정식이나 천체력, 즉 JPL에서 계산한 DE431과 같은 수치자료에 의해 구할 수 있다[16]. 첫 번째와 두 번째 변수는 거의 상수와 같아서 소요 에너지 변화에 큰 영향을 주지 않는다. 결국 세 번째 변수인 궤도 장반경의 변화에 따라 전이궤도의 전체 형상이 결정되며, 이에 따라 소요 에너지가 결정된다. 램베르트 정리를

그림으로 나타내면 Fig. 4와 같다. 여기에서 출발지 행성과 도착지 행성 간의 직선거리와 두 행성의 궤도 반경 사이에는 다음과 같은 관계가 성립한다.

$$C = \sqrt{r_1^2 + r_2^2 - 2r_1r_2 \cos \theta} \tag{1}$$

두 행성 간의 궤도전이 시에 호만궤도(Hohmann orbit)을 따르면 최소 에너지가 소요된다는 원리는 잘 알려져 있다[17]. 다시 말해서, 행성 간의 모든 궤도전이 경로에 소요되는 에너지는 호만궤도에서의 에너지보다 반드시 크다는 의미이다. 그래서 행성 간 전이궤도를 찾을 때에는 검색을 원하는 출발일과 도착일에 해당하는 호만궤도(비행각 = 180도)를 먼저 구한 다음, 궤도장반경을 조금씩 늘려가면서 랑데부가 가능한 경로를 찾는 것이 탐색 알고리즘의 기본 원리이다. 이때, 비행 경로의 비행각이 180도 미만이면 제 I형(Type I), 180도 이상이면 제 II형(Type II)으로 각각 분류한다(Fig. 5)[18,19].

람베르트 문제의 해를 구하기 위한 알고리즘으로 본 연구에서는 배틴-보간(Battin-Vaughan's)의 Elegant Lambert 알고리즘을 적용하였다. 행성간 전이궤도 투입 에너지 산출 알고리즘을 요약하여 흐름도로 나타내면 Fig. 6과 같다. 이러한 알고리즘에 의하여 개발한 프로그램으로 2026-2045년 기간 동안의 지구-화성간 전이궤도 투입 에너지량을 나타내는 Pork-chop 도

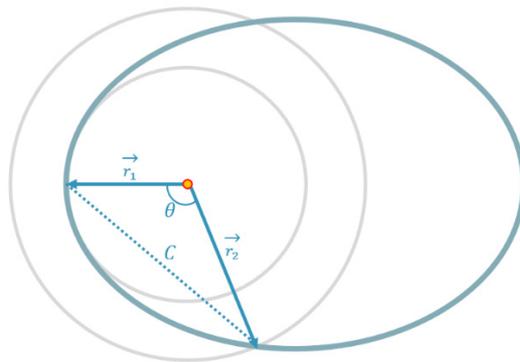


Fig. 4. The Lambert's theorem.

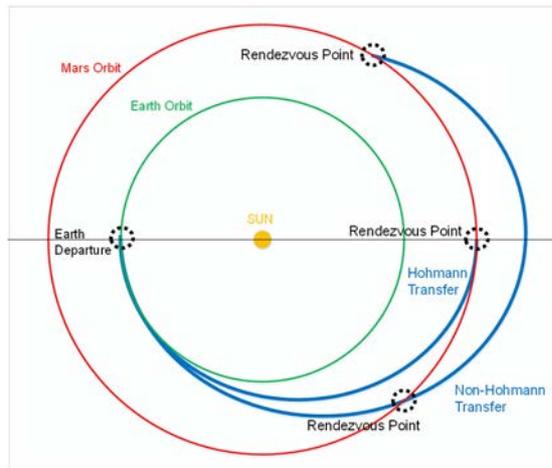


Fig. 5. Hohmann and Non-Hohmann Orbit Transfer.

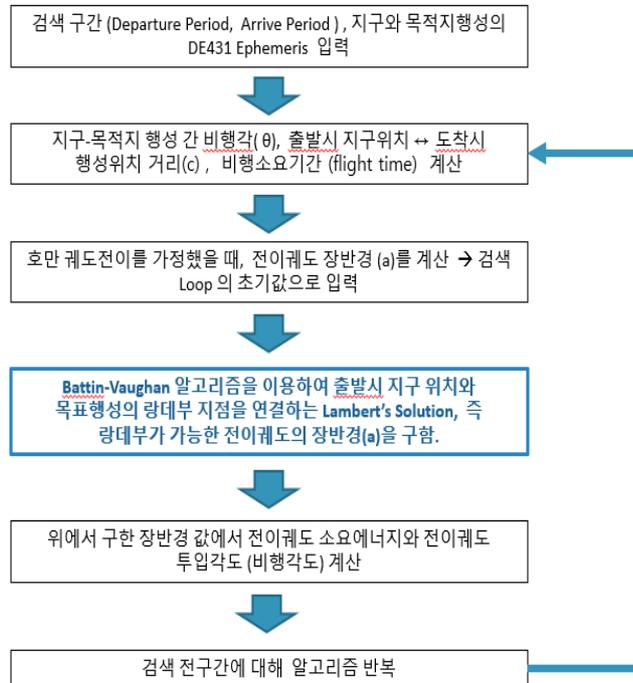


Fig. 6. Lambert's solution procedure for the calculation of injection energy to interplanetary trajectory.

표를 작성하였으며 몇 개의 예를 Fig. 7에 나타냈다. 각 결과, 그림을 NASA의 MIDAS에 의해 작성된 동일 연도의 Pork-chop 도표와 비교하였다.

4. 지구접근 소행성 탐사선의 발사시기 산출

2000년대에 들어서 지구접근 소행성의 연구자료를 얻기 위한 우주탐사 임무가 활발히 진행되고 있다. 이러한 임무에는 기존의 중소형 크기의 탐사선뿐만 아니라, 초소형위성(CubeSat) 또는 큐브크래프트(CubeCraft)로 불리는 소형 탐사선들을 투입하는 방법도 제안되고 있다 [20]. Table 2에는 최근에 진행 중인, 해외의 대표적인 소행성 탐사선 프로그램을 나타내었다. 또한 이 탐사선들이 목적지로 삼은 주요 소행성들의 궤도를 Fig. 8에 나타내었다.

근래에 지구 접근 소행성을 비롯해서 행성간 탐사선 경로를 설계할 때에는 “Interplanetary Leg” 개념을 도입하여 사용한다(Fig. 9)[21,22]. 이것은 행성간 탐사선의 전체 비행경로를 몇 개의 단위로 나누는 것인데, 지구를 떠난 중력 보조기동을 위해 여러 번의 행성 접근 비행을 할 때, 각 행성과 행성 사이의 비행 단위를 “Interplanetary Leg”로 정의한다. 예를 들어, 지구에서 목성을 가기 위해 지구(출발)-금성(중력보조기동)-지구(중력보조기동)-화성(중력보조기동)-목성(도착)을 했다면 그 경로는 ‘E-V-E-M-’이고, 4개의 interplanetary leg으로 구성되는 셈이다. 각 leg에는 출발 지점과 도착 지점을 정의하여 이를 연결하는 경로를 먼저 구한다. 그리고 램베르트 해 구하기(Lambert's solver) 알고리즘으로 해당 경로를 구현하는데 필요한 출발 속도와 도착 속도를 구하게 된다[23]. 또한 필요에 따라 DSM(deep space maneuver)과 GAM

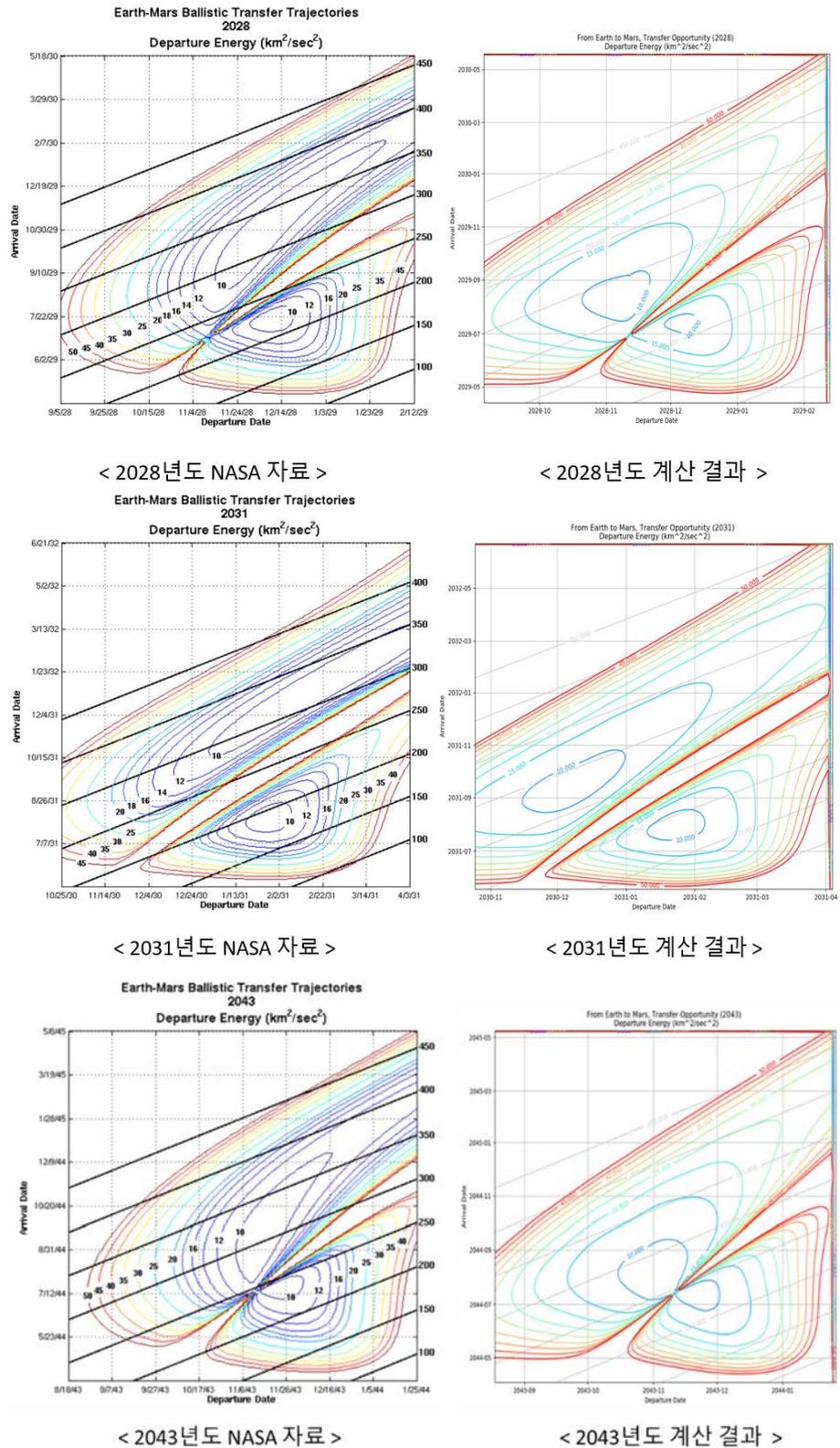


Fig. 7. The Pork-chop plots which shows the required departure energy from the earth to mars. The left plots are from NASA's reference [15], the right plots are the results of author's program.

Table 2. Current cube-craft missions

큐브셋 이름	국가(기관)	목적지	발사 시기	임무	비고
MarCO A&B	미국(NASA)	화성	2018년 5월 발사, 2018년 11월 화성 도착	인사이트호의 착륙영상 중계	2대
M-ARGO	유럽(ESA)	L2 포인트 (태양-지구 인력 평형점)	2023-24년	지구근접 소행성 감시	
HERA	유럽(ESA)	소행성 65803 (디디모스, Dydimos)	2023년 10월	소행성의 위성 궤도변화 측정	2021년 11월에 발사된 미국 NASA의 DART 탐사선과 함동으로 미션 진행. HERA는 모선의 이름이며, 모선에서 2대의 큐브셋이 분리됨
MARIO	유럽 (이태리/ 스페인/ 벨기에)	화성	미정	화성대기 조사	이온엔진 장착, 나선경로로 화성 접근

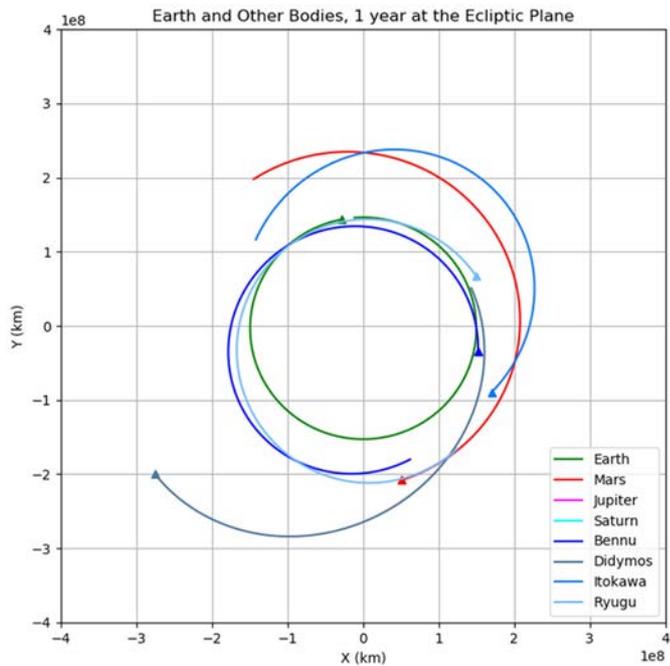


Fig. 8. The targeted asteroid's orbits of currently programmed exploration missions.

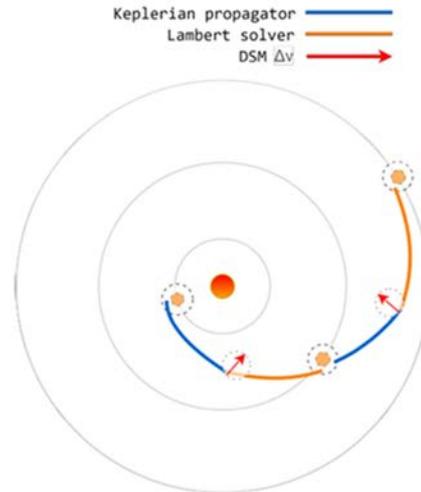


Figure 1. Schematic representation of an interplanetary leg with a DSM

Ref: F. Sena , etc. "Study on Interplanetary Trajectories towards Uranus and Neptune (AAS 21-372)"

Fig. 9. The schematic of the interplanetary legs and DSM (Deep Space Maneuver) [24,28].

(gravity assist maneuver)을 조합한 leg를 만들 수 있다. 이러한 개념을 활용해서 필요한 수 만큼의 여러 개의 leg를 마치 레고 블록처럼 조합하면 이론 상으로는 무한개의 행성간 경로가 만들어진다. 여기에 출발일과 도착일, 최대 가능 추력, 가능한 탐사선의 질량 등의 제약조건(constraints)를 도입하여 실현이 불가능한 경로들을 후보에서 제외하고 최적의 경로만을 구하는 알고리즘을 사용한다[24]. 이러한 방법을 적용하는 경로설계 소프트웨어가 근래에 많이 연구가 되고 있는데, 그 대표적인 기관과 프로그램 이름을 Fig. 10에 보였다. 이러한 전역 경로 최적화(Global Trajectory Optimization) 프로그램은 대부분 In-House 코드(자체 개발한 비공개 프로그램)로 사용되지만 제한적으로 공개하거나 완전 오픈소스로 사용할 수 있도록 공개한 프로그램도 있다. 그 중에 대표적인 프로그램이 NASA/GSFC(Goddard Space Flight

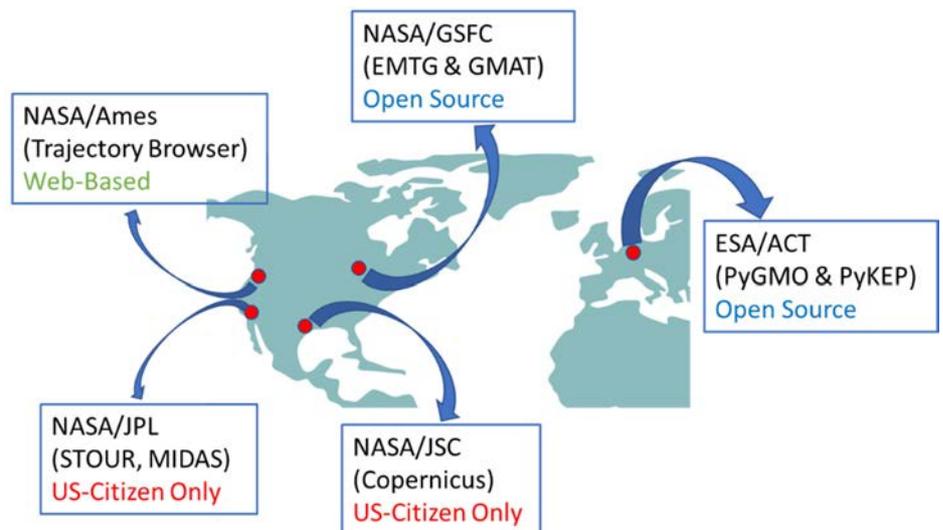


Fig. 10. The interplanetary trajectory generation programs of NASA and ESA [25,26,30].

Center)의 EMTG(Evolutionary Mission Trajectory Generator)와 ESA/ACT(Advanced Concept Team)에서 개발한 PyGMO/PyKEP 프로그램이다[25-31]. 이러한 오픈소스 프로그램들은 저추력(low-thrust) 엔진을 사용한 탐사선의 경로설계에도 적절하게 활용되고 있다 [32,33]. Fig. 11에 보인 것처럼, NASA/Ames Research Center에서는 인터넷 상에서, 행성탐사선의 비행시기와 경로를 실시간으로 산출하여 제공하는 웹서비스를 운영하고 있다. 그리고 EMTG 프로그램은 오픈 소스이긴 하지만 이를 실행하기 위해서는 스탠포드대학교에서 개발한 유료 프로그램인 SNOPT 최적화 라이브러리가 필요하다[34].

본 절에서는 공개 소프트웨어를 사용하여 소행성 탐사선의 발사 시기와 비행 경로의 후보를 산출하는 방법을 보이기 위해, EMTG(NASA/GSFC 개발)를 이용하여 소행성 아포피스(Apophis)로 향하는 탐사선의 경로를 탐색해 보았다.

아포피스 소행성은 2004년 6월에 처음 발견된 대표적인 지구접근 소행성으로서, 2029년 4월에 정지궤도위성의 궤도보다 안쪽으로 지구에 근접할 것으로 예상되는 천체이다[35]. 아직까지 근접 비행한 탐사선이 없었고, 지구상의 천체망원경으로는 배율의 한계가 있어서 정확한 형상은 알려지지 않았으며, 대략의 궤도 운동 특성만 알려져 있다(Fig. 12). Table 3에는 현재까지 알려진 아포피스 소행성에 관한 요약된 정보들을 나타내었다.

Fig. 13과 14에는, 지구에서 출발하여 DSM을 수행하지 않는 경우와 1회 수행하고 아포피스 소행성과 랑데부를 하는 비행 경로의 예를 각각 보였다. 여기서 지구 중력권 탈출 시의 탐사선 질량은 100 kg으로 가정하였다. 앞서, interplanetary leg 계산 원리에 설명하였듯이, 여기

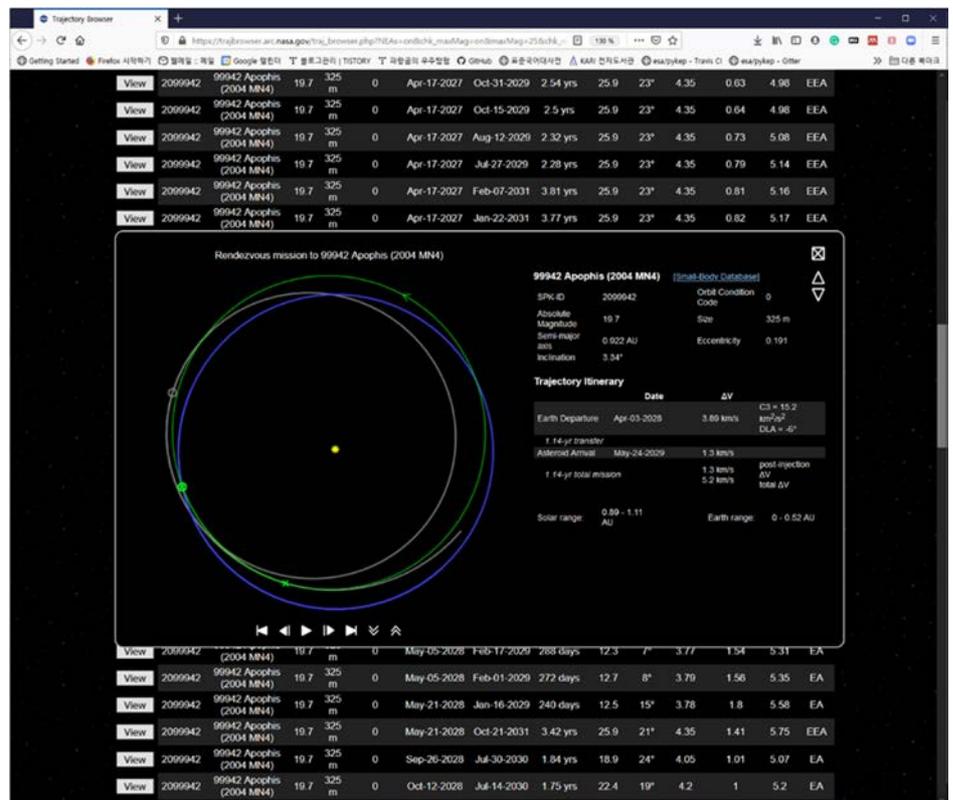


Fig. 11. NASA, Ames Research Center's Trajectory Browser. <https://trajbrowser.arc.nasa.gov>

서도 필요에 따라 DSM과 GAM의 횡수 입력 파라미터를 조절하여 반복 계산함으로써 여러 가지 경우의 가능한 비행 경로를 만들어낼 수 있다. 그 다음으로, 임무와 경로 설계 목적(최소 비행시간 또는 최소 에너지 등), 그리고 가용한 발사체의 발사 능력에 적합한 경로를 선택하는 것이 가능하다.

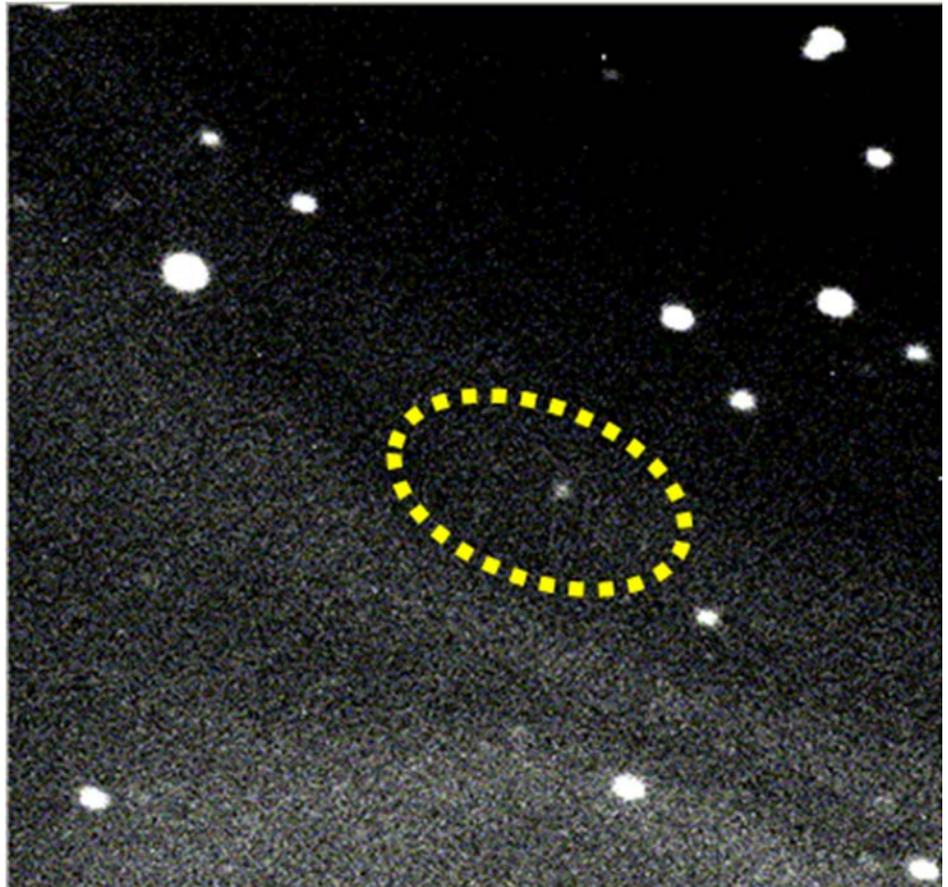


Fig. 12. The asteroid Apophis. https://id.wikipedia.org/wiki/99942_Apophis

Table 3. The Apophis Asteroid characteristics

Mission target	99942 apophis
발견시기, 발견자	2004년 6월, Tucker RA, Tholen DJ, Bernardi F
평균 궤도속도	30.78 km/sec(지구 29.78 km/sec)
추정크기	370 meters
공전주기	0.89 year
특이사항	2029년 4월 13일, 지구근처 36,000 km 접근 예상

<https://www.kasi.re.kr/kor/publication/post/newsMaterial/28706>

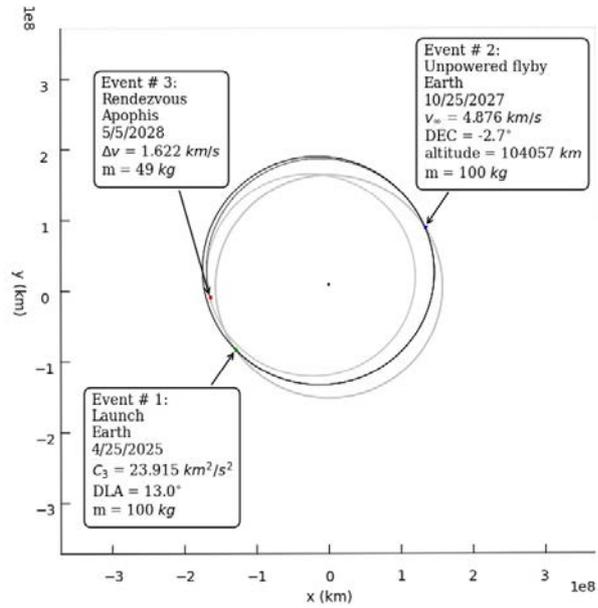


Fig. 13. One of the trajectory candidates from Earth to Apophis (in case of No-DSM, EMTG's simulation result). DSM, deep space maneuver; EMTG, Evolutionary Mission Trajectory Generator.

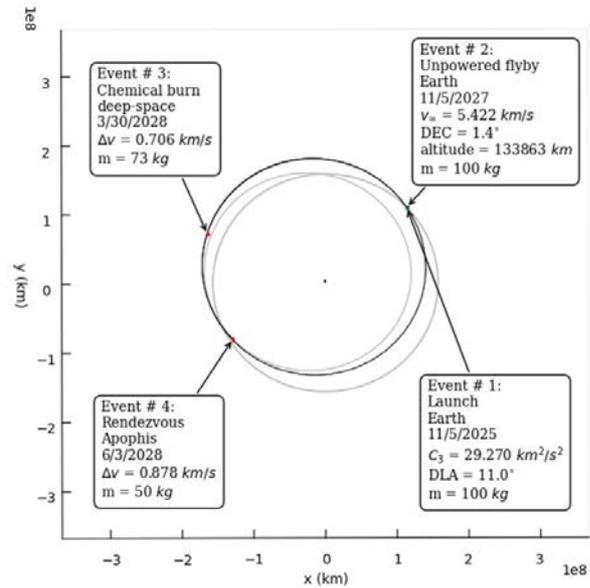


Fig. 14. One of the trajectory candidates from Earth to asteroid Apophis (in case of including 1 DSM, EMTG's simulation result). DSM, deep space maneuver; EMTG, Evolutionary Mission Trajectory Generator.

5. 결론

이상과 같이 본 논문에서는 향후 우리나라에서 추진하는 소행성 탐사임무를 대비하여 적합한 발사 시기를 산출하기 위한 기본적인 방법에 대하여 서술하였다. 적절한 발사시기 산출을

위해서는 첫째, 지구를 비롯한 태양계 행성들과 목적지 소행성의 정확한 천체력을 확보해야 하며, 둘째, 일련의 비행계획이 준비되어야 한다. 이 비행 계획은 일종의 임무 시나리오로서, 발사체의 성능 정보, 중력보조기동(gravity assist maneuver)의 횡수, DSM의 횡수, 탐사선의 주엔진 특성 등의 정보를 의미한다. 끝으로 경로 설계와 해석, 최적화를 위한 임무해석 및 설계 프로그램을 갖추어야 한다.

일반적으로 소행성 탐사의 시작부터 임무 종료까지는 장구한 시일이 소요되므로 다양한 환경 변화(예산, 기술 문제, 부품 수급, 설계 변경, 발사 일정 변경 등등 ...)를 대비하여 융통성 있는 계획을 만들어야 한다. 특히, 소행성 탐사선 발사 시기는 여러 가지 요인에 의해 변경될 수 있어서 임무 경로의 해석과 설계의 시작 단계부터 지루한 반복과 빈번한 재설계 과정을 거쳐야 함을 염두에 두어야 한다. 여러가지 상황 변동으로 인해 발사일자가 바뀔 경우, 그에 따른 발사체의 발사각 변경과 시간 변경, 새로운 비행 시나리오를 사전에 준비하거나 실시간으로 계산할 수 있어야 한다. 이러한 이유에서 경로설계 및 해석 프로그램은 필수불가결한 요소에 해당한다.

단, 경로 설계 및 해석 프로그램은 수치적인 계산 결과만을 내어 놓을 뿐, 실제로 비행할 하드웨어(탐사선과 발사체)의 성능, 지상국과의 통신가용도(contact visibility) 등에 따라 실행이 가능한지를 최종적으로 판단하는 것은 탐사선 운영자의 경험과 판단에 의한다.

경로설계와 해석 프로그램은 1) 자체 개발하거나, 2) 상용 프로그램 구입, 그리고 3) 오픈 소스를 활용하는 방법 중에서 선택할 수 있을 것이다. 각 방법에 따라 장, 단점이 있는데, 특히 본 논문에서 사용한 오픈 소스 프로그램을 활용할 경우에는 개발에 필요한 비용과 시간을 크게 단축할 수는 있으나 프로그램 구조와 사용법에 대한 상세한 설명이 제공되지 않아 사용자는 스스로 시간과 노력을 들여 내용을 이해하여야 적절한 활용이 가능하다.

감사의 글

본 연구내용은 국가과학기술연구회의 지원으로, 한국항공우주연구원에서 주요 사업으로 수행한 “달 착륙 핵심기술 및 행성탐사 임무연구” 결과의 일부입니다.

References

1. Clarke VC Jr, Design of lunar and interplanetary ascent trajectories, AIAA J. 1, 1559-1567 (1963). <https://doi.org/10.2514/3.1856>
2. Clarke VC Jr, Bollman WE, Roth RY, Scholey WJ, Design parameters for ballistic interplanetary trajectories, Part I. One-way transfers to Mars and Venus, JPL Technical Report No. 32-77 (1963).
3. Wikipedia, Launch windows of Mars exploration missions (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from https://en.wikipedia.org/wiki/Launch_window
4. Breakwell JV, Gillespie RW, Ross S, Researches in interplanetary transfer, Am. Rocket Soc. J. 31, 201-208 (1961). <https://doi.org/10.2514/8.5428>
5. Mickelwait AB, Tompkins EH, Park RA, Three-dimensional interplanetary trajectories, IRE Trans. Mil. Electron. MIL-3, 149-159 (1959). <https://doi.org/10.1109/IRET-MIL.1959.5008166>

6. Topputo F, Belbruno E, Earth-Mars transfers with ballistic capture, *Celest. Mech. Dyn. Astron.* 121, 329-346 (2015). <https://doi.org/10.1007/s10569-015-9605-8>
7. Lim H, 2020 preliminary feasibility study report Korean launch vehicle advancement project (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from https://www.kistep.re.kr/reportDetails?mid=a10305020000&rpt_no=RES0220210170
8. Song YJ, Yoo SM, Park ES, Park SY, Choi KH, et al., Korean Mars mission design using KSLV-III, *J. Astron. Space Sci.* 23, 355-372 (2006). <https://doi.org/10.5140/JASS.2006.23.4.355>
9. Battin RH, Vaughan RM, An elegant Lambert algorithm, *J. Guid. Control Dyn.* 7, 662-670 (1984). <https://doi.org/10.2514/3.19910>
10. Wailliez SE, On Lambert's problem and the elliptic time of flight equation: a simple semi-analytical inversion method, *Adv. Space Res.* 53, 890-898 (2014). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2013.12.033>
11. Avanzini G, A simple Lambert algorithm, *J. Guid. Control Dyn.* 31, 1587-1594 (2008). <https://doi.org/10.2514/1.36426>
12. Izzo D, Revisiting Lambert's problem, *Celest. Mech. Dyn. Astron.* 121, 1-15 (2015). <https://doi.org/10.1007/s10569-014-9587-y>
13. Battin RH, MIT Open Courseware, Lecture Notes (2008) [Internet], viewed 2021 Nov 1, available from: <https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-346-astro-dynamics-fall-2008/lecture-notes/Lecture17.pdf>
14. Widnall S, Peraire J, MIT Open Courseware, Lecture Notes (2008) [Internet], viewed 2021 Nov 2, available from: https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-07-dynamics-fall-2009/lecture-notes/MIT16_07F09_Lec17.pdf
15. Burke LM, Falck RD, McGuire ML, Interplanetary mission design handbook: Earth-to-Mars mission opportunities 2026 to 2045, NASA GRC, NASA/TM-2010-216764 (2010) [Internet]
16. Conway BA, *Spacecraft Trajectory Optimization* (Cambridge University Press, Cambridge, 2010).
17. Hanson JM, Beard BB, Applying Monte Carlo simulation to launch vehicle design and requirements verification, *J. Spacecr. Rockets.* 49, 136-144 (2012). <https://doi.org/10.2514/1.52910>
18. Lancaster ER, Solution of Lambert's problem for short arcs, GSFC Technical Memo, NASA TM X-63656, X-643-69-370 (1969).
19. Estes RH, Lancaster ER, A universal solution of Lambert's problem, GSFC Technical Memo, NASA TM X-65306, X-643-70-302 (1970).
20. Mereta A, Izzo D, Target selection for a small low-thrust mission to near-Earth asteroids, *Astrodynamics.* 2, 249-263 (2018). <https://doi.org/10.1007/s42064-018-0024-y>
21. Lovell JB, The effect of space launch vehicle trajectory parameters on payload capability and their relation to interplanetary mission design, Master Thesis, Virginia Polytechnic Institute (1969).

22. Ceriotti M, Global optimisation of multiple gravity assist trajectories, Ph.D. Thesis, University of Glasgow (2010).
23. Vasile M, De Pascale P, Preliminary design of multiple gravity-assist trajectories, *J. Spacecr. Rockets*. 43, 794-805 (2006). <https://doi.org/10.2514/1.17413>
24. Izzo D, Becerra VM, Myatt DR, Nasuto SJ, Bishop JM, Search space pruning and global optimisation of multiple gravity assist spacecraft trajectories, *J. Glob. Optim.* 38, 283–296 (2007). <https://doi.org/10.1007/s10898-006-9106-0>
25. Izzo D, PyGMO and PyKEP: open source tools for massively parallel optimization in astrodynamics (the case of interplanetary trajectory optimization), Proceedings of the International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques-5th ICATT, Noordwijk, Netherlands, 29 May–1 Jun 2012.
26. Izzo D, Ruciński M, Biscani F, The generalized island model, in *Parallel Architectures and Bioinspired Algorithms*, eds. Fernández de Vega F, Hidalgo Pérez JI, Lanchares J (Springer, Berlin, 2012), 151-169.
27. Yam CH, Lorenzo DD, Izzo D, Low-thrust trajectory design as a constrained global optimization problem, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G, *J. Aerosp. Eng.* 225, 1243-1251 (2011), <https://doi.org/10.1177/0954410011401686>
28. Miller J, Weeks C, Application of Tisserand's criterion to the design of gravity assist trajectories, in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit*, Monterey, CA, 5–8 Aug 2002.
29. Sena F, D'Ambrosio A, Curti F, Study on interplanetary trajectories towards Uranus and Neptune, in *31st AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Virtual, Feb 2021.
30. Englander J, Ellison D, EMTGv9 Software Design Document, Flight Dynamics and Mission Design Branch, NASA GSFC [Internet], available from: <https://github.com/nasa/EMTG>
31. Englander JA, Vavrina MA, Lim LF, McFadden LA, Rhoden AR, Noll KS, Trajectory optimization for missions to small bodies with a focus on scientific merit, *Comput. Sci. Eng.* 19, 18-28 (2017). <https://doi.org/10.1109/MCSE.2017.3151246>
32. Vasile M, Bernelli-Zazzera F, Optimizing low-thrust and gravity assist maneuvers to design interplanetary trajectories, *J. Astronaut. Sci.* 51, 13-35 (2003). <https://doi.org/10.1007/BF03546313>
33. Vasile M, A systematic-heuristic approach for space trajectory design, *Ann. N. Y. Acad. Sci.* 1017, 234-254 (2004). <https://doi.org/10.1196/annals.1311.014>
34. Gill PE, Murray W, Saunders MA, SNOPT: an SQP algorithm for large-scale constrained optimization, *Soc. Ind. Appl. Math.* 47, 99-131 (2005). <https://doi.org/10.1137/S0036144504446096>
35. Korea Astronomy and Space Science Institut, Asteroid Apophis observed with OWL-Net of Korea Astronomy and Space Science Institute (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://www.kasi.re.kr/kor/publication/post/newsMaterial/28706>

Author Information

김 방 엽 kby@kari.re.kr



연세대학교 천문우주학과에서 2002년에 이학 박사 학위를 취득하였고, 1995년부터 2021년 현재까지 한국항공우주연구원에서 근무하고 있다. 주요 연구 및 관심 분야는 정지위성과 달 궤도선의 비행역학, 행성간 우주탐사 임무 해석과 설계, 행성간 탐사선의 경로 최적화설계, 우주통신과 위성지상국 운영 등이다.

류 등 영 dyrew@kari.re.kr



한국과학기술원 항공우주공학과에서 1996년 공학박사 학위를 취득한 후, 민간 기업체에서 인공위성 및 항법시스템 개발 업무를 담당하였으며, 2010년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 연구를 수행하고 있다. 주요 연구 및 관심 분야는 달 탐사를 포함한 우주탐사, 탐사선 시스템 설계, 착륙 유도·항법·제어 기술 개발 및 검증 등이다.

논문

초소형위성 SNIPE(Scale Magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 시제인증모델의 발사환경시험 및 분석

김민기^{1†}, 김해동^{1,2}, 최원섭¹, 김진형¹, 김기덕¹, 김지석², 조동현³

¹한국항공우주연구원

²과학기술연합대학원대학교

³부산대학교



Received: September 15, 2021

Revised: October 12, 2021

Accepted: October 25, 2021

†Corresponding author :

Min-Ki Kim

Tel : +82-42-860-2347

E-mail : mkkim12@kari.re.kr

Copyright © 2021 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

Min-Ki Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1167-6658>

Hae-Dong Kim

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

Won-Sub Choi

<https://orcid.org/0000-0002-2369-6210>

Jin-Hyung Kim

<https://orcid.org/0000-0002-3899-0375>

KiDuck Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>

Ji-Seok Kim

<https://orcid.org/0000-0002-9323-3078>

Dong-Hyun Cho

<https://orcid.org/0000-0001-7113-1102>

Launch Environment Test for Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIPE) Engineering Qualification Model

Min-Ki Kim^{1†}, Hae-Dong Kim^{1,2}, Won-Sub Choi¹, Jin-Hyung Kim¹, KiDuck Kim¹, Ji-Seok Kim², Dong-Hyun Cho³

¹Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

²University of Science & Technology, Daejeon 34113, Korea

³Pusan National University, Busan 46241, Korea

요약

본문은 과학관측임무 초소형위성인 SNIPE(Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment)의 시제인증모델(EQM)에 대한 발사환경시험 수행 결과 및 이를 통해 얻을 수 있는 신뢰성 있는 초소형위성 개발 방향에 대해 논한다. SNIPE는 우주기상관측을 포함한 다양한 탑재체를 지닌 6U급 초소형위성으로 4기가 편대비행을 하며 임무를 수행한다. 다수의 비행모델 제작 전 시제인증모델을 통해 먼저 설계 및 제작의 유용성을 검증하고자 하였다. 시제인증모델의 발사환경시험은 2019년 1차 시험이 수행되었고, 여기서 발견된 일부 문제점을 교정하여 2021년에 2차 시험을 수행함으로써 모든 문제가 해결되었음을 확인할 수 있었다. 두 차례의 시험에서 특이할 점은 1차 시험의 발사관과 2차 시험의 발사관이 다르다는 점인데, 1차 시험용 발사관과 달리 2차 시험의 발사관은 내부의 초소형위성을 고정하는 기능이 있어서 내부 초소형위성이 실제 받는 구조적 하중이 1차 시험에 비해 훨씬 경감되었다는 점이다. 본 논문은 두 시험의 결과로 나타난 특징을 분석하고, 차후 여타 초소형위성의 구조 설계에 반영할 수 있는 지침들을 제시하였다.

Abstract

This paper discusses the results of launch environment tests for the engineering qualification model (EQM) of nanosatellite Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIPE) for scientific missions and lessons learned for the design of nanosatellites. SNIPE is a group of four formation-flying 6U nanosatellites with a range of payloads for missions including space weather measurement. We developed the EQM to verify the preliminary design prior to fabricating the flight model. Launch environment test of EQM was conducted for the first time in 2019, and all failures were corrected and verified at the second

test conducted in 2021. A notable point of the two tests is that the nanosatellite deployer used in the first test is different from that of the second test. The second deployer has the capability to fix the internal satellite whereas the first deployer just contains and deploys the satellite. Thus actual mechanical loads the satellite receives is reduced for the second test compared to the first test. This work compares the mechanical responses of two tests and proposes general guidelines for structural design of nanosatellites.

핵심어 : 발사환경시험, 도요셋, 초소형위성, 시제인증모델, 초소형위성 발사관, 초소형위성 고정

Keywords : launch environment test, scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment (SNIPE), nanosatellite, engineering qualification model, nanosatellite deployer, nanosatellite fix

1. 서론

초소형위성(Nanosatellite)은 10 kg 이하의 극히 작은 무게를 갖는 위성으로 보통 규격[1,2]화된 정육면체/직육면체 크기를 갖는 경우가 대부분이기에 큐브셋(Cubesat)으로도 불린다. 1999년에 미국의 대학에서 최초[3]로 발사된 이후로 2021년 현재까지 1,350여기가 넘는 다양한 목적의 초소형위성이 발사되었다[4]. 초창기의 초소형위성은 1 U(10 cm × 10 cm × 10 cm) 크기의 큐브셋이었고 시간이 지나며 그 부피가 확장되어 1 U를 단위 부피로 가늠하여 큐브셋의 크기를 지칭하게 되었으며, 이에 따라 1-3 U[1], 6 U[2]의 표준이 확립되어 널리 적용 중이고, 더 나아가 12-27 U[5]도 그 규격이 제안된 상태이다. 한편, 무게를 기준으로 위성을 분류할 수 있으며, 한국어로는 모두 초소형위성으로 번역되는 위성들을 실제로 세분화하면 10-100 kg 이하의 Microsatellite, 1-10 kg의 Nanosatellite, 1 kg 이하의 Picosatellite로 분류한다.

개발 목적도 초기에는 주로 교육 목적으로 제작되었으나 현재는 상업용 및 고가의 기존 대형 위성을 대신하는 우주 기술 검증용 플랫폼으로도 널리 이용 중이다[4].

한국에서는 2006년 한국항공대에서 개발한 큐브셋을 시작으로 지금까지 총 16건의 프로젝트로 발사되었다[6]. 한국항공우주연구원은 2015년부터 6 U급 광학 지구관측 초소형위성 HiREV (High Resolution Image and Video Nanosatellite)[7]를 개발하기 시작하여 한국천문연구원과 공동으로 과학임무 초소형위성 SNIPE(Scale Magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment)[8]을, 연구원 독자적으로 우주기술 검증을 위한 KARDSAT(KARI Rendezvous/ Docking Demonstration Satellite) 프로젝트를 수행 중이다[9].

SNIPE는 과학임무 관측위성으로 6 U 형상의 초소형위성이다. 주 목적은 전리권/자기권의 소규모 플라즈마 구조들의 시공간적 변화를 관측하는 것으로서 이를 위하여 4기의 위성이 편대비행을 하며 각종 우주 입자 및 자기장 등의 현상의 공간적 변화를 관측할 수 있다. 2017년부터 개발에 착수하여 5년의 개발을 거쳐 2022년 초에 발사될 예정이다. 우주 환경 측정을 위한 다양한 관측 주탑재체와 함께 기술검증을 위한 부탑재체도 적재하고 있다. 최소 임무기간은 6개월이며 설계한 목표수명은 1년이다. 그리고 상시 작동하는 다양한 탑재체의 전력공급을 위하여 전개형 태양전지판을 사용하였으며, 편대비행을 위한 궤도 변경 목적의 추력기를 갖추고 있다. 편대비행을 위해 다양한 방식의 편대비행 알고리즘을 연구, 이를 구현하였으며, NASA cFS(core Flight Software)를 기반으로 내부 비행제어 소프트웨어를 개발하였다[10,11].

탑재체를 포함한 위성의 주요 유닛들 상당수는 국내에서 개발되었으며, 이를 통해 국내 초소형위성 기술 축적에도 많은 기여를 할 것으로 기대되고 있다. 그리고 양자 간 동등한 위치의 분업과 협업을 통한 위성 개발의 좋은 사례가 될 것이다.

통상적으로 초소형위성의 경우, 제한된 시간/예산/인력 등으로 검증모델과 비행모델(flight model)이 일체화된 준비행모델(proto flight model) 개발 전략을 채택하는 것이 일반적이지만, SNIPE는 4기의 비행모델 제작 전 검증 및 이로 인한 설계변경을 최소화하기 위하여 별도의 시험 및 검증을 전담하는 시제인증모델(engineering qualification model)을 제작하였다. 시제인증모델을 통하여 예비설계를 1차 검증을 확인하고, 이로 발견된 문제점을 상세설계에 반영하여 최종 검증하고자 하였다.

시제인증모델은 2019년에 최초 제작되어 당해 10월에 우주환경시험[12], 발사환경시험[13]을 수행하였다. 발사환경시험에서 발견된 구조적 손상들을 식별 후 이의 해결책을 적용하여 2020년에 2차 시험을 수행하고자 하였으나, 코로나19로 인하여 부득이하게 연기되어 2021년에 수행하였다.

본 논문에서는 SNIPE 시제인증모델의 2019년에 수행된 1차 발사환경시험[13]과 2021년 수행된 2차 발사환경시험 결과 및 그로부터 얻을 수 있는 초소형위성 구조설계 지침에 대해 논의하고자 한다. 더불어 발사체 선정 시 초소형위성 발사관이 내부 위성이 받는 구조적 하중에 지대한 영향을 미친다는 점 또한 지적하며, 이를 극복할 수 있는 발사관이 필요하다는 점도 같이 언급하고자 한다.

2. 본론

2.1 SNIPE(Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 위성 제원

서론에서 언급하였듯이 SNIPE는 동일한 형상의 위성 4기가 편대비행을 하며 우주권의 환경을 관측하는 초소형위성이다. 주 임무탑재체로 고에너지 입자 검출기(solid state telescope), 자력계(magnetometer), 랑뮤어 탐침(Langmuir Probe)의 3개이며, 이들 대부분은 상시 작동한다. 그리고 기술검증용의 부탑재체로 Iridium 통신모듈, GRBM(Gamma Ray Burst Monitor)이 있다. 상시 임무 특성상 많은 전력을 공급하기 위해 전개형/본체부착형 태양전지판을 장착하며, 궤도 변경을 위한 추력기도 가지고 있다. 총 무게는 대략 10 kg 정도이다.

위성 버스 및 탑재체 유닛은 Table 1에 정리되어 있고 전체 형상[14]은 Fig. 1과 같다.

시제인증모델은 비행모델(flight model)과 거의 동일하나 시제품이므로 다소 차이는 있다. 비행모델과 가장 큰 차이점은 시제인증모델에는 실물 추력기 대신 동일한 질량의 더미를 적용하였다. 1차 시험에서 발견된 문제점 및 이후의 형상변경 사항들을 2차 시험의 시제인증모델에 반영하였다.

2.2 발사환경 요구조건

초소형위성의 대부분을 차지하는 큐브위성은 통상적인 타 위성과 다른 방식으로 우주에 발사된다. 전술하였듯이 큐브위성은 그 크기 별로 규격화되어 있고, 이에 맞게 위성을 수납하는

Table 1. Subsystem and units in SNIPE

Subsystem	Units
CDHS(Command and Data Handling System)	OBC
EPS(Electric Power System)	EPS board Battery Solar panel
AOCS(Attitude and Orbit Control System)	RWA MTQR ST ASS GPS receiver GPS antenna
COMS(COMmunication System)	UHF transceiver UHF antenna S-band transceiver S-band antenna
STS(Structure and Thermal Control System)	Structure
PS(Propulsion System)	Thruster
Payload	SST MAG LP Iridium GRBM

SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

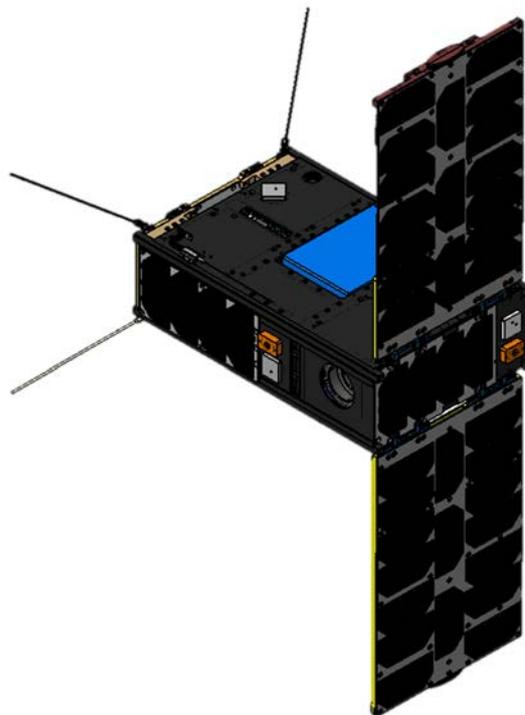


Fig. 1. SNIPE external figure. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

초소형위성 발사관이 발사 최종 단계에서 내부에 수납한 위성을 사출하여 최종적으로 우주에 전개된다. 이에 맞게 발사환경시험도 위성 단독이 아니라, 발사관에 위성을 수납한 상태로 수행하며, 위성체가 실제 받는 하중은 그 외부의 발사관을 통하여 전달된다. 여기서 초소형위성 발사관은 내부 위성의 원활한 사출을 위해 위성과 발사관 사이에 미세한 유격이 있으며, 이로 인해 발사체로부터 전달되는 외부 가진에 비해 과도한 진동하중이 발사관 내부의 초소형위성에 가해지게 된다. 따라서 이런 과도한 하중을 경감하고 위성의 손상 확률을 줄이기 위해서는 발사 동안에는 내부 위성을 고정할 수 있는 기능이 발사관에 필요하다. 이를 극명하게 보여주는 사례가 바로 후술할 1차 발사환경시험과 2차 발사환경시험이다.

시제인증모델의 진동시험은 제작 취지에 맞게 발사체 요구규격의 인증수준(qualification level)으로 수행하였다. 시험은 각 축별로 준정적 가속도 하중 시험(quasi-static acceleration), 랜덤 진동 시험(random vibration) 두 가지를 시험한다. 정현파 가진(sine vibration)은 위성의 최저 고유진동수(≥ 70 Hz)가 발사 요구조건(40 Hz)을 훨씬 상회하므로 생략하였다. 통상적으로 준정적 가속도시험은 시스템의 1차 고유주파수보다 훨씬 낮은 주파수 가진의 Sine Burst 시험으로 이루어지고 2차 시험도 이를 적용하였으나, 1차 진동시험에서는 시험장 환경으로 인하여 충격시험에 많이 활용되는 Half Sine 기법으로 준정적 가속도시험을 수행하였다. Half Sine 기법으로 준정적 가속도시험 수행 시에는 Sine Burst와 달리 양의 방향 및 음의 방향 모두에 대해 시험자의 조작 명령을 통해 개별 시험을 수행하게 된다. 전체적인 시험 규격은 Table 2에, 랜덤진동시험의 상세 규격은 Table 3 및 Fig. 2와 같다. 그리고 각 단계의 시험 종료 후에는 시스템의 고유진동수 변이에 따른 시스템 이상을 판단하기 위한 저수준 정현파

Table 2. Vibration test specification for qualification level

Quasi static	10 G
Sine vibration	Omitted
Random vibration	7.4 Grms, 20-2,000 Hz
Low level Sine Sweep	5-2,000 Hz, 0.15-0.4 G

Table 3. Random vibration specification

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

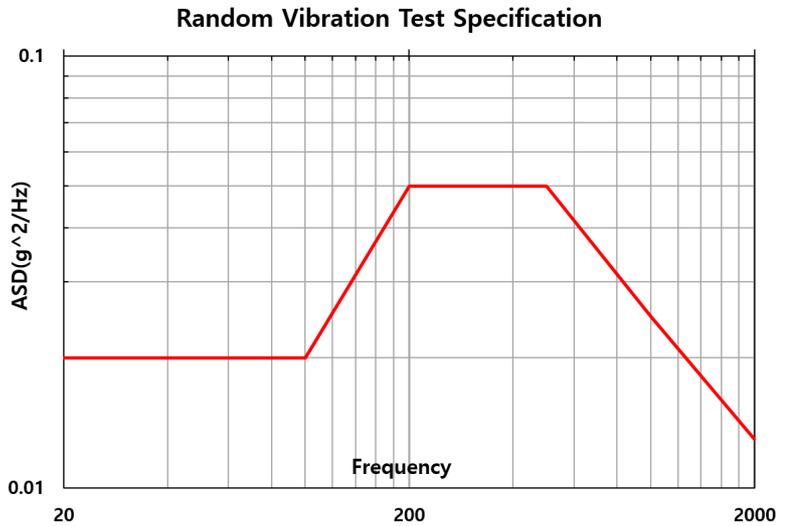


Fig. 2. Chart for random vibration specification.

가진시험(LLSS, Low Level Sine Sweep)을 수행한다. 다만 고유진동수 변이로 판별하는 시스템 안전성은 초소형위성의 경우 잘 맞지 않을 수 있으며, 육안검사와 기능시험을 통해서 최종적으로 이상을 판단할 수 있다. 이는 위성 고정기능이 없는 전통적인 발사관에서 그 현상이 더욱 심하게 나타난다.

2.3 1차 발사환경시험 및 결과 분석

1차 진동시험은 2019년 10월에 한국산업기술시험원(KTL) 우주부품시험센터에서 수행하였다[13]. 발사관에 수납된 시험 환경과 시험 축 설정은 Fig. 3과 같다. 당시에는 실제 사용될 발사관이 아직 준비되지 않았기에 1차 시험의 발사관은 2차 시험과 달리 이전부터 개발팀에

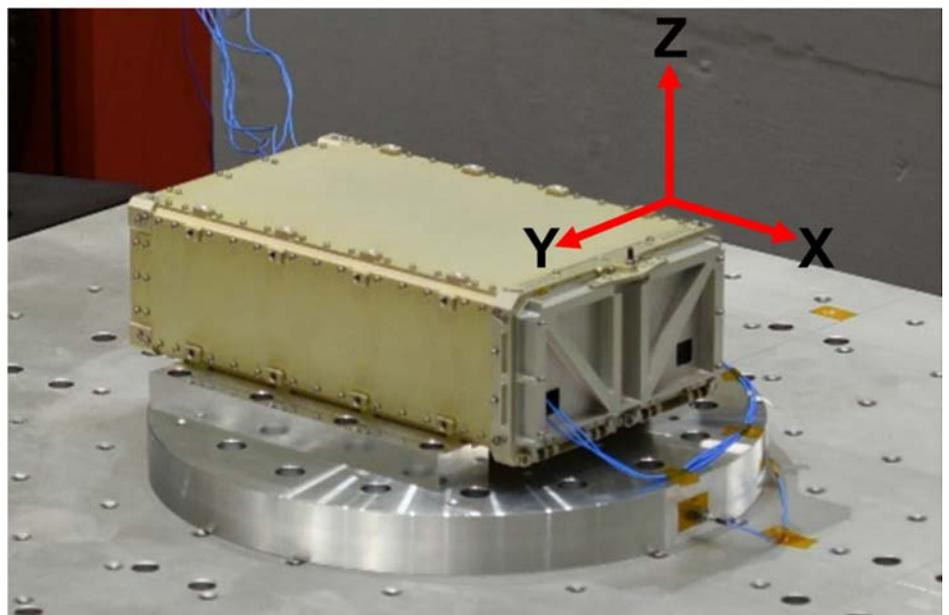


Fig. 3. Test deployer and test axes.

서 사용하던 시험용 발사관을 사용하였다. 1차 시험의 발사관은 서론에서 언급한 HiREV 포함 여러 시험에서 사용한 바 있고, 단순히 위성의 수납 및 사출만을 담당하는 역할을 수행하는 전통적 방식의 초소형위성 발사관이다. 시험 축은 위성의 사출 방향이 X축, 1U × 3U면에 수직인 방향이 Y축, 2U × 3U면에 수직인 방향이 Z축이다. 그리고 전술하였다시피 시험장 사정으로 인하여 준정적 하중시험(quasi-static acceleration test)로서 sine burst 대신 저주파 half sine으로 대체하였다.

시험 순서는 Fig. 4의 순서로 모든 축에 대해 동일하게 수행된다. 주 하중 시험은 양의 방향과 음의 방향의 half sine, 랜덤 시험이 순서대로 이루어지고, 각 하중 시험 사이에 구조물의 고유진동수를 탐지하는 저수준 정현파 가진 시험(low level sine sweep) 시험이 수행된다. 위성체에는 3개의 센서를 부착하였다.

2.3.1 발사환경시험 결과 및 분석

준정적 가속도하중 시험 결과의 시간영역 이력은 X, Y, Z축 방향 순서대로 Fig. 5들과 같다. 표 4에서 보듯이 입력 가속도(≒ 10g) 대비 최대 8배에 육박하는 가속도가 위성체 내부에 가해진다. 원래대로라면 가진가속도와 응답가속도의 비율이 1이 되어야 제대로 된 준정적 가속도하중 시험이라고 할 수 있지만, 여기서는 발사관에 가해지는 하중과 내부 위성이 받는 하중은 크기와 주파수가 판이하게 다르다.

특히 사출 방향(X축)으로 하중 증폭이 두드러지는데, 이는 발사관 내부 사출판과 하부 용수철이 유연하며, 이로 인해 사출 방향의 유격이 타 축 방향의 유격에 비해 더 크기 때문으로 판단된다. 내부 유격으로 인해 내부 위성과 발사관 내벽 사이에 충격이 있는 것으로 판단할 수

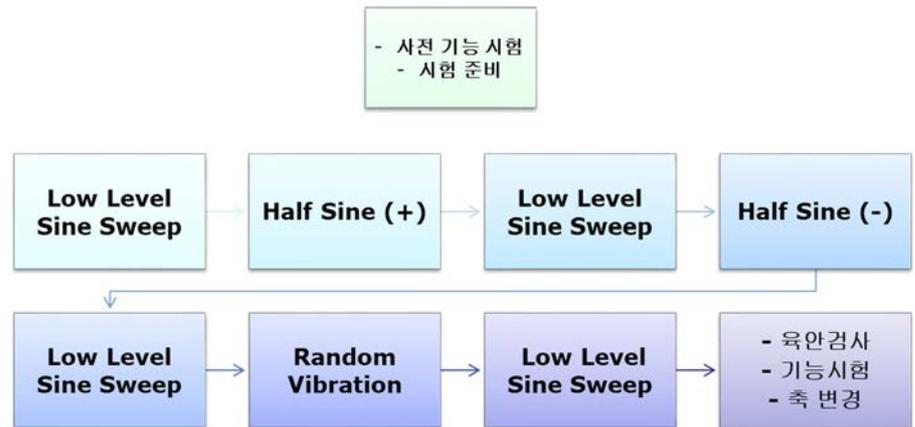


Fig. 4. Flowchart of vibration test for each Axes.

Table 4. Amplification of response over input load of quasi static acceleration test

Axis	Amplification
X	7.96
Y	5.08
Z	3.39

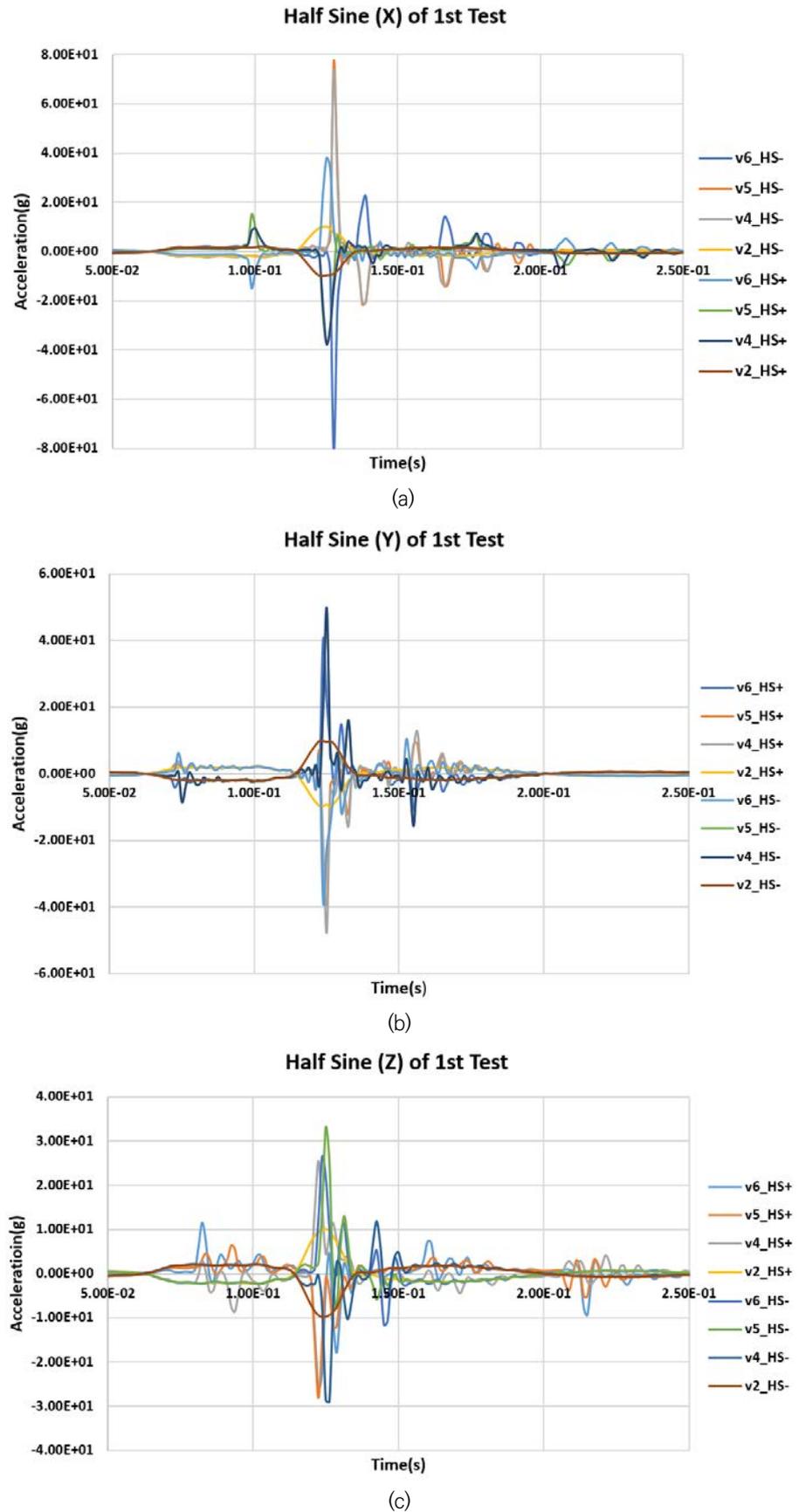


Fig. 5. Quasi-static acceleration test result for first vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

있으며, 이는 해당 가속도 응답의 그래프로도 확인할 수 있다. 입력 하중의 주파수는 대략 시스템 1차 고유주파수의 1/3 정도인 25 Hz 정도인 반면, 가속도 응답은 단순히 진폭만 커진 게 아니고, 그보다 훨씬 큰 주파수 응답을, 즉 입력하중의 시간 주기 대비 훨씬 짧은 주기의 응답을 보임을 볼 때 내부의 위성과 발사관 내부와의 충격으로 인한 거동이라고 생각할 수 있다.

이는 전통적인 큐브위성 발사관으로는 실제 시험 전에는 위성의 기계적 응답을 예측하기 어렵다는 것을 의미하며, 해당 발사관의 수납 메커니즘이 지난 수십 년 전부터 초소형위성 발사에 가장 널리 활용되고 있다는 것을 고려하면 지난 세월 동안의 초소형위성의 초기 실패에도 상당 부분 기여하고 있을 가능성을 의미한다. 비록 위성의 초기운영에 성공하더라도 임부 수명이나 내부 부품의 내구성에 심대한 영향을 미칠 여지도 배제할 수는 없다.

다음은 저수준 정현파 가진시험 결과들이다. 통상적인 위성의 진동모드와 달리 1차 시험의 경우, 주파수 응답함수 그래프에서 뚜렷하게 식별하기 애매한 모드가 많고 고유진동수의 변이가 심하다. Table 5는 최저 모드(가장 낮은 고유주파수) 및 주 모드(가장 큰 응답을 갖는 고유주파수) 두 가지로 분류한 고유진동수 변이 폭이다. 다만 여기서 언급한 최저 모드 고유주파수는 실제 고유모드라고 보기는 어려우며, 단지 주파수 응답함수 그래프에서만 볼 수 있는 최저 주파수를 갖는 모드라고 이해할 수 있다. 실제 기능시험과 육안 검사로는 Z축 시험을 제외하고는 이상이 없었음을 감안하면 각 진동하중시험 사이의 고유주파수 변이로 이상 여부를 판정하는 통상적인 방법은 초소형위성의 경우에는 적용하기 어렵다. 통상적인 시험에서 고유주파수 편이가 3%이내일 때를 물리적 이상이 없다고 간주함을 감안하면 초소형위성의 진동시험의 불확실성이 무척 큼을 알 수 있다.

랜덤 가진 시험 결과는 Fig. 6과 같다. 랜덤 가진시험 역시 준정적 시험 결과와 비슷하게 과도한 응답을 보임을 알 수 있다. 특히 이 현상은 저주파 응답을 보면 알 수 있는데, 저주파의 입력하중 대비 응답하중 비중이 1에 가까우므로 이론상으로는 입력하중의 ASD(acceleration

Table 5. Natural frequencies measured in LLSS of first vibration test

		X	Y	Z
Lowest mode	Initial	78.00	94.30	72.58
	Half sine (+)	97.97	95.04	70.88
	Half sine (-)	83.93	97.19	71.05
	Random	84.24	105.35	70.43
	Shift	19.97	11.05	2.15
	(%)	(26%)	(12%)	(3%)
Main mode	Initial	476.44	166.44	96.64
	Half sine (+)	472.71	167.72	105.88
	Half sine (-)	470.19	163.69	92.96
	Random	471.24	173.46	98.15
	Shift	6.25	9.77	12.92
	(%)	(1%)	(6%)	(14%)

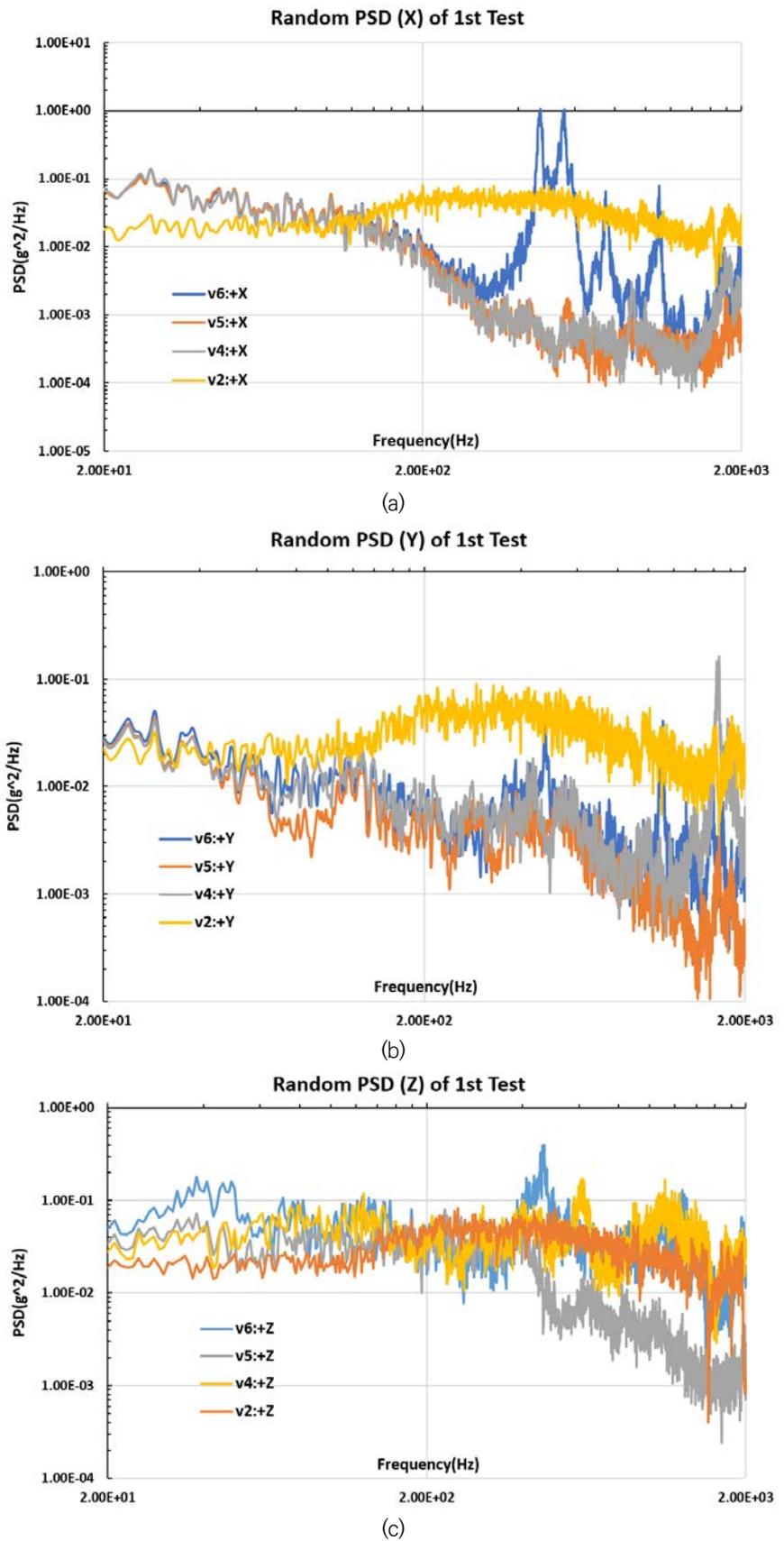


Fig. 6. Random PSD(Power Spectral Density) result for first vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

spectrum density)와 비슷한 응답을 보여야 하나, 저주파 응답의 ASD는 입력보다 훨씬 크다는 것을 알 수 있다. 특히 이러한 현상은 Fig. 6의 (a)와 같이 X축 방향, 즉 위성 사출방향일 때 더욱 두드러짐을 알 수 있다. 일반적 방식의 큐브위성 발사관과 내부에 장착된 위성 사이에는 스프링 힘에 의한 사출을 위해 매우 작은 간격이 존재할 수밖에 없다. 이로 인해 내부의 큐브위성이 외부 가짐에 제한적으로 갖는 왕복 운동에 가까운 움직임을 보이기에 아래와 같이 예측하기 어려운 현상을 일으킨 것으로 추정된다.

2.3.2 위성의 문제점 및 설계 수정

X, Y축 방향 진동시험은 기능시험 및 육안 검사 모두 이상이 없었다. 문제가 있던 것은 Z축 진동시험으로서, Fig. 7처럼 Z축 진동시험 이후에 전개형 태양전지판 1개의 전개장치(HRM, Hold and Release Mechanism) 고정 끈이 풀려 있었고, 이로 인해 태양전지판의 진동 시험 중 전개되어 시험 종료 후 자동으로 위성 사출이 되지 않는 현상이 발생하였다. 그리고 반대면 태양전지판을 포함한 다수의 태양전지판 모듈에 셀 손상이 관찰되었다.

한편 Fig. 8처럼 내부 이리듐 송수신 모듈 칩이 너트 풀림으로 인한 자세 이탈을 일으켰다. 특이한 점은 전 문단에서 언급한 고정 끈이 풀린 태양전지판은 이후의 상세 검사로도 손상이 없는 반면, 끈 풀림이 없었던 반대면의 태양전지판은 Fig. 9와 같은 측면부의 셀 손상이 있다

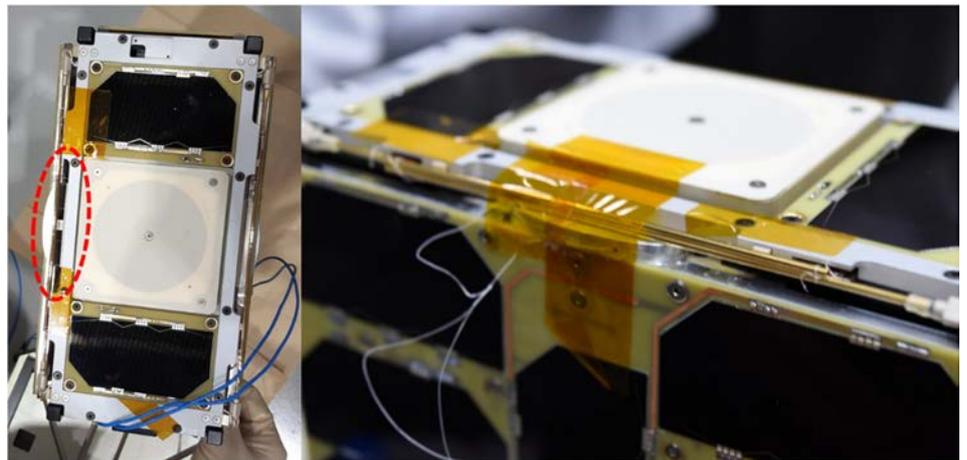


Fig. 7. Failure of the HRM(Hold and Release Mechanism) string (right) and unexpected deployment of the solar panel (left).



Fig. 8. Failure of iridium module (right) and its original picture (left).

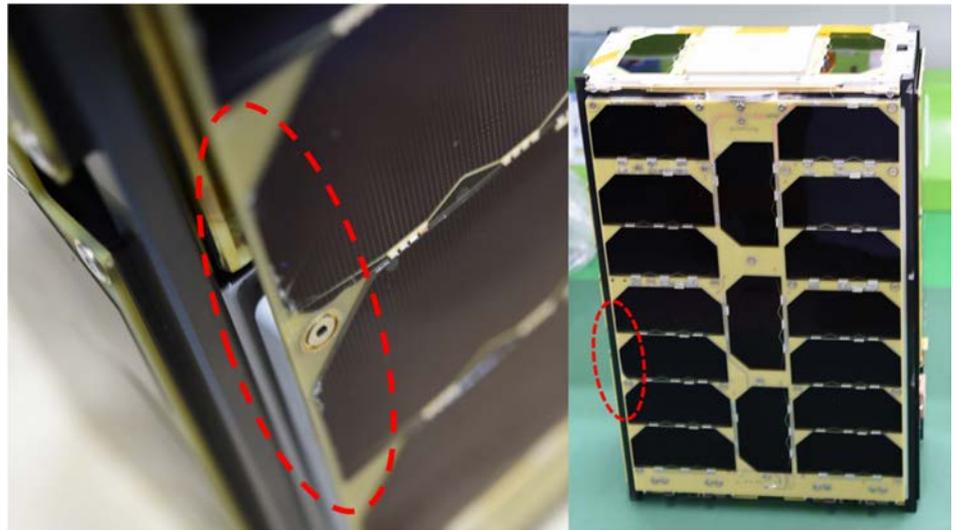


Fig. 9. Scratches of solar cells in undamaged solar panel.

는 점이다. 여기서 유추할 수 있는 점은 이리둠 모듈에서 풀린 너트로 인해 셀 손상이 발생하였다는 점이다. 이리둠 모듈 칩은 그 볼트 고정 위치가 한쪽 면에 몰려 있어서 수직방향 진동에 취약한 구조이다.

이후 확인 결과, 이리둠 모듈 조립 시 원래 적용해야 했던 접착제 처리를 생략하였으며, 2차 시험에는 정상적인 절차로 접착제 처리를 적용하였다. 전개형 태양전지판의 고정 끈 풀림 현상을 방지하기 위해 이후의 시험에는 고정 끈 체결 후 접착제 처리를 적용하였다. 이들 결과는 다음 장에서 서술할 예정이다.

한편 위성의 태양전지판이 발사 중 의도치 않은 전개 시 위성 사출에 문제가 있을 수 있음이 이번 시험을 통해 드러났다. 이 문제는 발사관 내부의 문턱과 유사한 구조물과 전개된 태양전지판과 간섭을 일으키면서 발생한 문제로, 이는 위성 수납 방향을 반대로 하면 예방할 수 있다.

2.4 2차 발사환경시험 및 결과 분석

2차 발사환경시험은 1차 시험에 나타난 문제점의 해결 방안을 적용함과 동시에 그 이후에 있었던 여러 변경 사항들을 최대한 적용하였다. 1차 시험 이후 2020년 초에 2차 시험을 수행하려고 하였으나 코로나19로 인하여 발사관 배송이 지연되어 2021년 4월에 항공우주연구원 에서 수행하였다. 그리고 준정적 가속도하중 시험으로 Sine Burst법을 사용하였다.

1차 시험과의 가장 큰 차이점은 바로 큐브위성 발사관으로 2차 시험의 발사관은 실제 발사에 사용될 예정인 발사관과 동일한 형상이며 제조사에서 명명하는 'dynamic rail'을 통해 내부 큐브위성을 수납 후 고정하는 기능을 갖고 있다. 이를 위하여 제조사의 기술진들과 화상회의를 통해 해당 기술의 적용 방법을 전수받아 시험에 적용하였다. 후술하겠지만 이를 통하여 내부의 초소형위성이 실제 받는 구조적 하중을 그렇지 않은 경우에 비해 훨씬 경감함을 알 수 있다. 그 외의 두 발사관의 차이점으로 1차 시험의 발사관은 위성 1기를 수납하는 반면, 2차 시험 발사관은 2기의 위성을 수납한다. 원래 본 시험에서 시제인증모델과 함께 더미모델

을 같이 수납할 예정이었으나, 발사관 제조사 사정에 의해 시제인증모델만 수납한 채로 시험을 수행하였다.

2차 진동시험의 준정적 가속도하중 시험 결과는 Table 6 및 Fig. 10과 같다. Table 6은 1차 시험과 2차 시험의 가진 대비 응답의 비율을 비교한 것이다. 1차 시험에 비해 2차 시험의 증폭비는 이상적인 수치인 1에 훨씬 더 가까운 것을 알 수 있다. 2차 시험의 발사관으로도 내부 위성을 완전하게 구속하는 것은 아니므로 진폭비가 1을 다소 상회하는 것을 알 수 있다.

2차 시험의 발사관은 수납 시 적절한 볼트 조작을 통해 발사관 레일이 내부 큐브위성의 레일을 눌러서 구속을 가하는 방식이고, 이는 현대적 방식의 초소형위성 발사관들이 기본적으로 적용하는 메커니즘이다[15-17]. 단, 다른 구속방식들의 경우, 발사관 개폐문이 열림과 동시에 구속이 해제되는 반면 2차 시험의 발사관은 볼트 조작을 통해 구속하므로 개폐문의 개폐 여부와 관계없이 일정한 구속력을 가하게 된다. 따라서 위성의 성공적인 사출을 위해 구속력을 일정 수준 이상으로는 크게 가져가기 어려우며, 이에 따라 내부의 위성을 구속하는 효과도 한계가 있다고 볼 수 있다. 위성 구속 방식 및 구속력에 따른 하중 증폭비는 다양한 요인에 의해 결정되며, 어느 정도의 하중 증폭을 용인할 것인지에 대한 비교와 논의가 필요하다.

저수준 정현파 가진시험도 1차 시험과 2차 시험의 결과가 확연히 다르다. 일단 2차 시험의 주파수 응답함수 그래프는 그 모양이 상대적으로 간결하며 모드 구분이 확실하다. 그리고 측정된 고유주파수 편이는 Table 7과 같다. Table 5와 비교하면 고유주파수 값 자체가 무척 판이한데, 이는 내부 위성의 구속 여부에 따라 위성이 받는 경계조건이 확연히 달라지기 때문이다. Table 7에서 보면 X, Y, Z축 시험 모두 준정적 하중시험 전후로는 거의 고유치 변화를 보이지 않지만, 랜덤진동 시험 이후로는 상대적으로 큰 편이를 보이고 있다. 이는 전술한 것처럼 2차 시험의 발사관의 구속력의 한계로 인해 상대적으로 높은 수준의 하중시험인 랜덤진동 전후로 고유주파수의 편이가 발생한 것으로 보인다. 다만 1차 시험과 비슷하게 고유주파수 편이와 무관하게 시험 후 사후 기능시험과 육안 검사로는 어떠한 이상도 없었으므로 고유주파수 편이로 이상을 판정할 수는 없다.

Fig. 11은 랜덤진동시험 결과이다. 1차 시험 결과인 Fig. 6과 비교 시 저주파의 응답이 입력 응답과 거의 일치하는 양상을 보임으로서 입력 가진 대비 과도함이 훨씬 경감됨을 알 수 있다. 특히 두 시험의 X축, Z축 가진 결과를 비교하면 저주파의 응답 안정성이 2차 시험의 현대적 위성 구속 방식 적용 시 훨씬 향상됨을 직관적으로 알 수 있다.

종합적으로 1차 시험과 2차 시험 결과를 비교하면 내부의 큐브위성을 발사 중 고정하는 메커니즘이 적용된 현대 방식의 발사관이 해당 기능이 없는 전통적 방식의 발사관보다 위성에 가하는 기계적 하중이 훨씬 적다는 것을 알 수 있다. 향후 발사 예정인 초소형위성에서는 위성

Table 6. Amplification of response over input load of 1st and 2nd quasi static acceleration test

Axis	First test	Second test
X	7.96	1.33
Y	5.08	1.21
Z	3.39	1.07

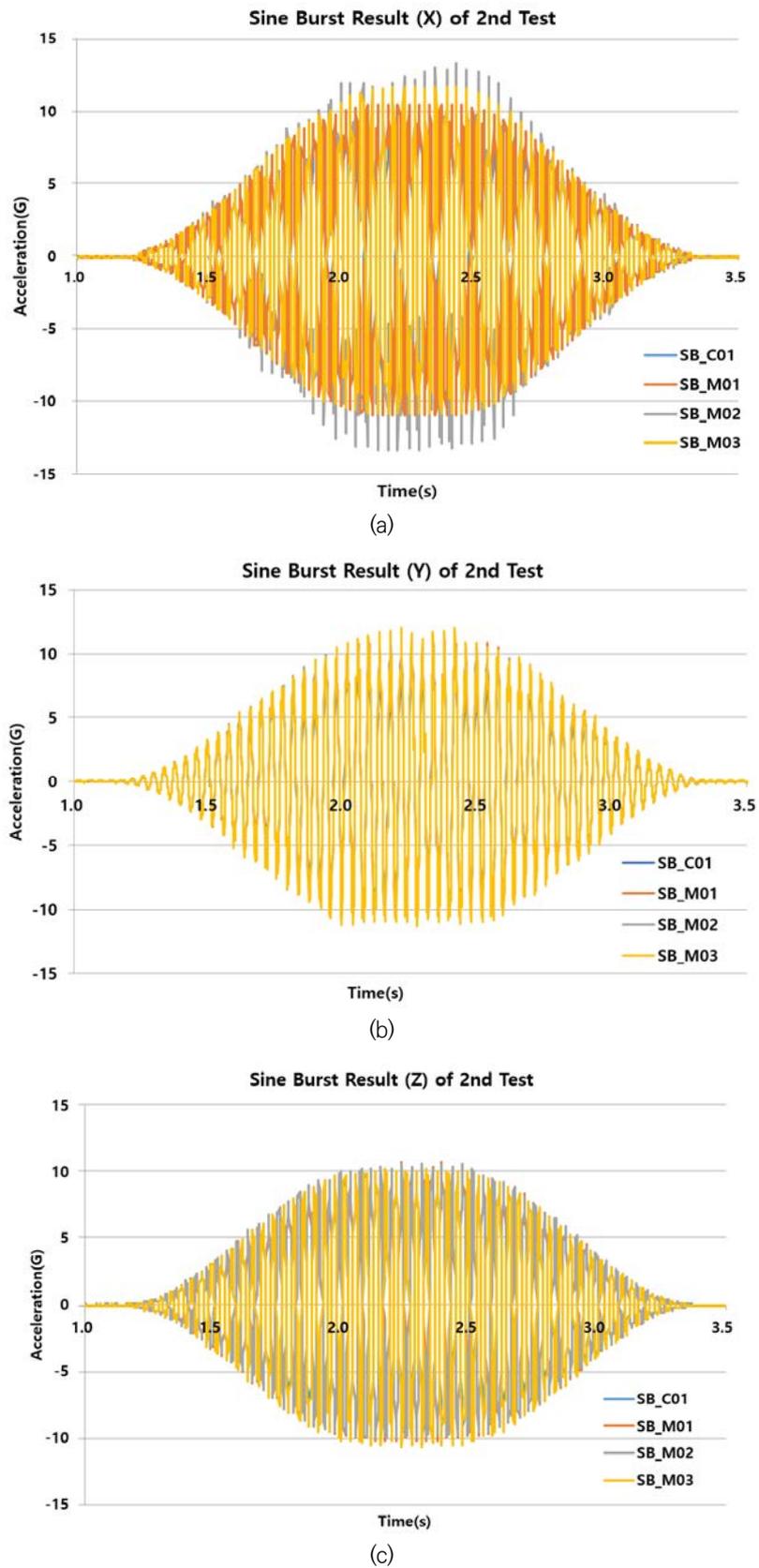
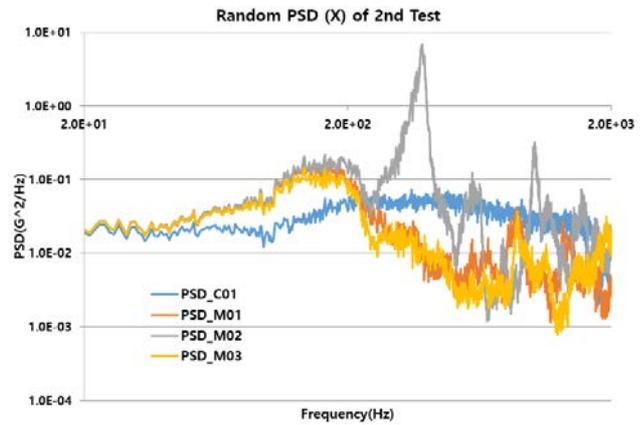


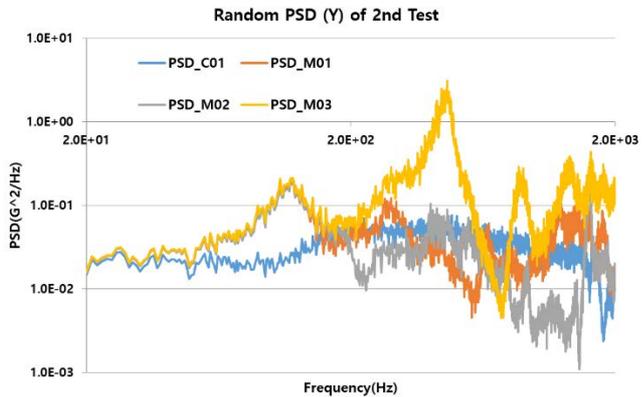
Fig. 10. Quasi-static acceleration test result for second vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

Table 7. Natural frequencies measured in LLSS of second vibration test

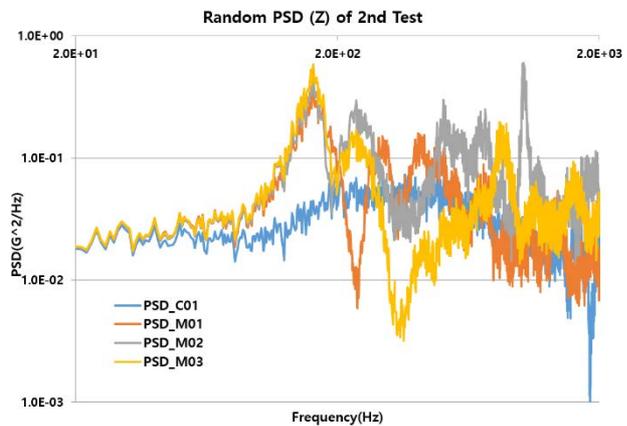
		X	Y	Z
Main mode	Initial	239.00	119.78	179.31
	Sine burst	240.33	120.45	177.34
	Random	228.67	124.51	158.78
	Shift (%)	10.33 (4.3)	4.73 (3.9)	20.53 (11.45)



(a)



(b)



(c)

Fig. 11. Random PSD result for second vibration test. (a) X axis, (b) Y axis, (c) Z axis.

고정 기능을 가진 발사관을 선택하는 것이 위성 개발의 부담을 줄이고, 기계적 실패율을 낮추는 데 크게 기여할 수 있을 것이다.

한편 시험 종료 후 사후 기능시험 및 검사 결과, 1차 시험의 문제점들은 전혀 발생하지 않았음을 확인함으로써 문제 해결 방식이 성공적으로 적용되었음을 알 수 있었다.

3. 결론

과학임무 초소형위성 SNIPE의 시제인증모델의 두 차례의 진동시험 결과를 분석하였고, 구조적으로 발생한 문제 해결책에 대해 논의하였다. 현대적 위성구속 방식의 발사관과 일반적 방식의 발사관의 차이점에 대해 두 차례의 시험의 실패를 통해 분석하였으며, 보다 안정적인 발사를 위해서 위성 구속 방식의 필요성을 강조하였다. 그리고 위성 부품 소자의 조립의 중요성, 전개형 태양전지판의 구속 방식의 개선, 큐브위성 수납 방식 고려를 통해 전개형 태양전지판에서 잠재된 위험성을 경감 및 극복할 수 있는 방법들을 기술하였다.

감사의 글

본 논문은 천문연 위탁사업인 “근지구 우주환경 관측용 초소형위성 본체 개발” 사업의 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다.

References

1. California Polytechnic State University, San Luis Obispo, CubeSat design specification, 13th rev. (2014).
2. California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 6U CubeSat design specification, 1st rev. (2018).
3. Helvajian H, Janson S, Small satellites: past, present, and future (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, DC, 2009).
4. Erik Kulu, Nanosatellite & cubesat database (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 21, available from: <https://airtable.com/shrafcwXODMMKeRgU/tblJJoOBP5wINOJQY>
5. Planetary Systems Corporation, Payload Specification for 3U, 6U, 12U and 27U (Planetary Systems Corporation, Silver Spring, MD, 2017).
6. Korea Aerospace Research Institute, Nano/micro satellites information network (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 21, available from: <https://www.kari.re.kr/nanosat/launch-history/>
7. Cho DH, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Sim E, et al., High-resolution image and video CubeSat (HiREV): development of space technology test platform using a low-cost CubeSat platform, *Int. J. Aerosp. Eng.* 2019, 8916416 (2019). <https://doi.org/10.1155/2019/8916416>
8. Korea Astronomy and Space Science Institute, SNIPE Project (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 21, available from: <http://kswrc.kasi.re.kr/snipe/main.php?lang=ko>
9. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a

- rendezvous/docking demonstration satellite, Proceedings of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2019 Spring Conference, Buan, Korea, Apr 2019.
10. Choi W, Kim JH, Kim H, A study on developing flight software for nano-satellite based on NASA CFS, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 997–1005 (2016). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.11.997>
 11. Cho DH, Choi W, Yoo P, Sim ES, Development method of attitude determination and control system for CubeSat by using NASA cFS SIL, Proceedings of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, Nov 2019.
 12. Kim MK, Thermal tests of the engineering qualified model of nanosatellite SNIPE, Proceedings of Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2020 Spring Conference, Hongcheon, Korea, Jul 2020.
 13. Kim MK, Launch environment test of engineering qualified model of nanosatellite SNIPE, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Spring Conference, Hongcheon, Korea, Jul 2020.
 14. Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea Aerospace Research Institute, SNIPE Critical Design Review/Bus System (Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea, 2019).
 15. Cha WH, Tahk KM, Advances in deployment mechanism of the localized 3U CubeSat deployer, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, Nov 2019.
 16. Kim M, Kim HD, Choi W, Cho DH, Kim JH, Satellite projectile having vibration reducing function and launching method using the same, Korea Patent No. 1021346200000 (2020).
 17. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim JH, Satellite launch vehicle, Korea Patent No. 1023043770000 (2021).

Author Information

김민기 mkkim12@kari.re.kr



비상 등 우주기술 연구에 참여하고 있다.

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

김해동 haedkim@kari.re.kr



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

KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑 위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡처시스템 지상시험모델,

Author Information

최원섭 wschoi@kari.re.kr



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

김지석 jiskim@kari.re.kr



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

김진형 jinhkim@kari.re.kr



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

조동현 donghyun.cho@pusan.ac.kr



2012년 KAIST 항공우주공학과 박사졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원에서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어기술 및 군집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적궤적설계, 인공위성 궤도제어, 궤도상서비스 기술이다.

김기덕 KiduckKim@kari.re.kr



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

논문

SAR(Synthetic Aperture Radar) 위성 개발현황 및 향후 HRWS(High Resolution Wide Swath) SAR 위성 개발전략

고웅대[†], 서인호, 이주영, 정현재

국방과학연구소

Current Trends of the Synthetic Aperture Radar (SAR) Satellite Development and Future Strategy for the High Resolution Wide Swath (HRWS) SAR Satellite Development

Ungdai Ko[†], Inho Seo, Juyoung Lee, Hyunjae Jeong

Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Korea



Received: October 12, 2021
Revised: November 2, 2021
Accepted: November 5, 2021

†Corresponding author :

Ungdai Ko
Tel : +82-42-821-0788
E-mail : udko@add.re.kr

Copyright © 2021 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

Ungdai Ko
<https://orcid.org/0000-0002-0808-3598>
Inho Seo
<https://orcid.org/0000-0003-3623-5138>
Juyoung Lee
<https://orcid.org/0000-0001-9329-464X>
Hyunjae Jeong
<https://orcid.org/0000-0002-5726-1602>

요약

본 논문은 SAR 위성 기술의 현황을 조사하여 향후 우리나라 HRWS SAR (High Resolution Wide Swath Synthetic Aperture Radar) 위성을 개발하기 위한 전략을 제안하기 위해 만들어졌다. 현황조사를 통해, 최신 SAR 기술 동향은 SAR 위성 영상을 보다 적극적으로 활용하기 위해 DBF(Digital Beam-Forming), SCORE(SCan-On-REceive), DPCA(Displaced Phase Center Antenna), 간섭계, 그리고 편파 기술을 사용하는 것이라는 것을 알 수 있었다. 이와 같은 최신 SAR 기술 동향 및 해외 HRWS SAR 개발 사례를 기반으로, 수년 내로 발사가 예정된 KOMPSAT-6(KOrea Multi-Purpose SATellite-6)를 사용하여 DPCA 및 SCORE 기술을 개발하고, 결국에는 전지구를 일주일 간격으로 관측할 수 있는 HRWS SAR 위성을 개발하는 것을 향후 우리나라 HRWS SAR 위성 개발을 위한 전략으로 제안하였다.

Abstract

This paper is made to suggest a future strategy for the Korean High Resolution Wide Swath Synthetic Aperture Radar (HRWS SAR) satellite development by surveying the current trends for the SAR satellite technologies. From the survey, the latest SAR technology trends are revealed of using Digital Beam-Forming (DBF), SCan-On-Receive (SCORE), Displaced Phase Center Antenna (DPCA), interferometry, and polarimetry for exploiting the SAR imagery. Based on the latest SAR technology trends and the foreign HRWS SAR development cases, the strategy for the future HRWS Korean SAR satellite development is suggested to develop the DPCA and SCORE technologies by using the KOrea Multi-Purpose SATellite-6 (KOMPSAT-6) which is going to launch in a few years, and consequently to develop the HRWS SAR satellites which can monitor the whole Earth at weekly intervals.

핵심어 : SAR(Synthetic Aperture Radar) 위성, 광역 고해상 SAR, 다중입출력 SAR, 다중채널 SAR, SAR 간섭계

Keywords : Synthetic Aperture Radar (SAR) satellite, High Resolution Wide Swath Synthetic Aperture Radar (HRWS SAR), Multiple-Input Multiple-Output (MIMO) SAR, multichannel SAR, SAR interferometry

1. 서론

1978년 최초의 SAR(Synthetic Aperture Radar, 합성개구레이다) 위성인 SEASAT이 발사된 후 지금까지 약 40년 동안 무수히 많은 SAR 위성이 발사되어 지구를 돌고 있으며, 우리나라도 2013년 다목적실용위성 5호를 발사하여 현재 운용 중에 있다. SAR 위성은 태양광이 필요한 EO(electro-optical, 전자광학) 위성과는 달리 레이더 파를 사용하여 날씨 및 밤낮 구분 없이 운용이 가능하다. 그리고 SAR 신호의 특성을 이용하여 관심지역에 대한 다양한 분석이 가능하다.

본 논문에서는 SAR 위성 개발 현황을 파악하고 이를 바탕으로 향후 우리나라 HRWS(High Resolution Wide Swath, 고해상광역관측폭) SAR 위성의 개발전략을 제안하였다. 이를 위해 2절에서 위성용 SAR 탑재체 기술 개발 동향을 기술하였으며, 2.1절 SAR 탑재체 위성 개발 동향에서는 현재 SAR 탑재체를 탑재하여 성공적으로 운용되고 있는 대표적인 SAR 위성들을 기술하였다. 그리고 2.2절 SAR 탑재체 기술 개발 동향에서는 2.2.1절에서 현재 활용되고 있는 보편적 SAR 운용 기술을 소개하였고, 2.2.2절에서 최신 SAR 탑재체 기술 개발 동향을 소개하였다. 2.3절 SAR 탑재체 영상 활용 기술 동향에서는 기존의 SAR 영상 활용 기술과 새롭게 연구되고 있는 주요 SAR 영상 활용 기법에 대해 언급하였다. 3절에서는 이상 언급된 SAR 탑재체 기술 개발 동향과 해외 HRWS SAR 위성 개발 사례를 바탕으로 향후 우리나라 HRWS SAR 위성 개발전략을 제안하였다.

2. 위성용 SAR(Synthetic Aperture Radar) 탑재체 기술 개발 동향

2.1 SAR 탑재체 위성 개발 동향

2.1.1 RADARSAT-II

RADARSAT-II는 캐나다 CSA(Canadian Space Agency)와 MDA(MacDonald Dettwiler Associates of Richmond, BC)가 함께 개발한 민간 위성이다. RADARSAT-II는 RADARSAT-I의 후속위성으로 2007년 12월 발사되었으며 1대가 운용 중이다[1]. Fig. 1a는 RADARSAT-II의 형상을 보여준다. 주요 특성은 Table 1과 같다.

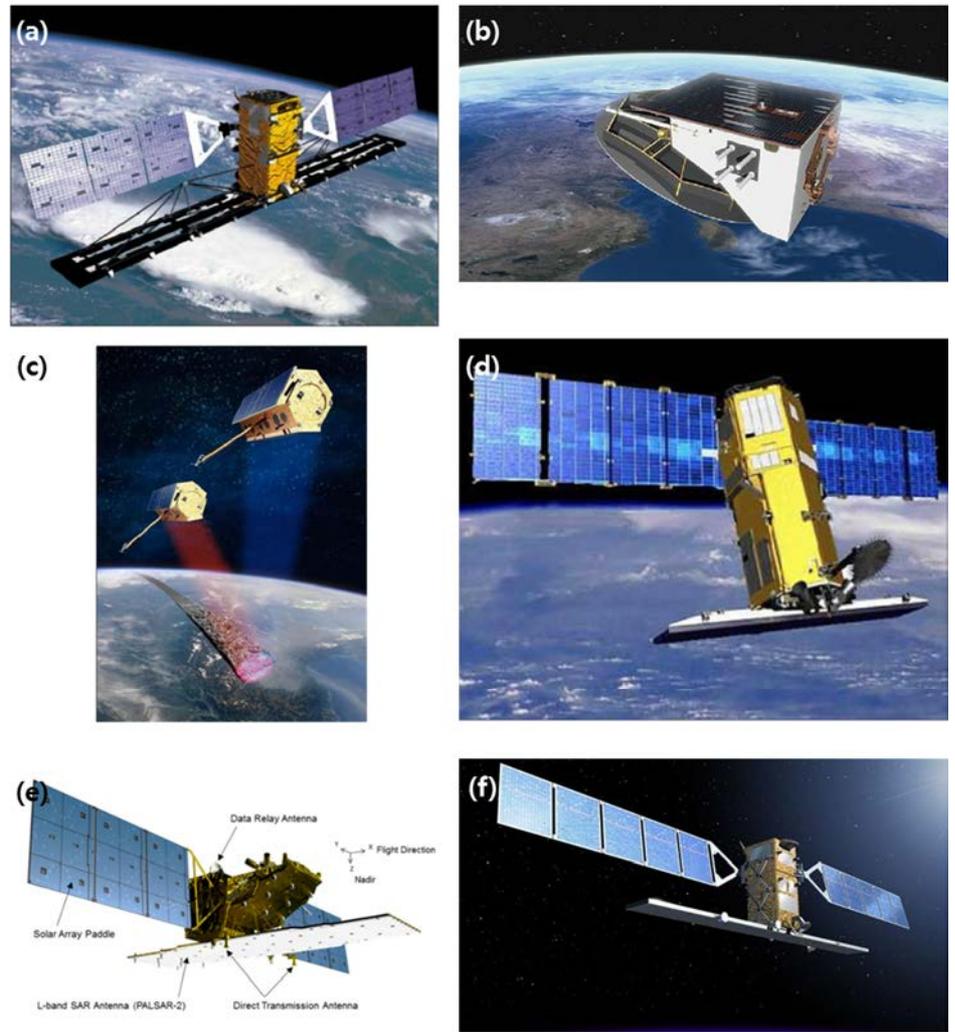


Fig. 1. SAR payload satellites. (a) RADARSAT-II [1], (b) SAR-Lupe [3], (c) TerraSAR/TanDEM [4], (d) KOMPSAT-5 [5], (e) ALOS-2 [6], (f) COSMO-SkyMed 2nd Generation [7]. SAR, Synthetic Aperture Radar; KOMPSAT-5, KOREA Multi-Purpose SATELLITE-5; ALOS-2, Advanced Land Observing Satellite-2.

Table 1. RADARSAT-II characteristics [1,2]

Item	Characteristic
Resolution	3–100 m
Polarimetry	Quadruple
Orbit	Sun-synchronous
Altitude	798 km
Orbit inclination	98.6°
Frequency band	C-band
Center frequency	5.405 GHz
Antenna	Active phase array antenna

2.1.2 SAR-Lupe

SAR-Lupe는 독일 OHB-System AG가 개발한 독일 최초의 군사위성이다. SAR-Lupe는 2006년 12월 발사된 1호를 시작으로 2008년 7월 발사된 5호까지 총 5대가 군집으로 운용된다[3]. Fig. 1b는 SAR-Lupe의 형상을 보여준다. 주요 특성은 Table 2와 같다.

2.1.3 TanDEM-X (TDX)

TDX(TanDEM-X: TerraSAR-X add-on for Digital Elevation Measurement)는 독일 DLR(German Aerospace Center), EADS GmbH, 그리고 Infoterra GmbH가 함께 개발한 민간위성이다. TDX는 TSX(TerraSAR-X)의 후속위성으로 2010년 6월에 발사되었으며 1대가 운용 중이다[4]. TDX는 고정밀 DEM(digital elevation model, 수치표고모델)을 확보하기 위해 필요한 간섭영상(interferometric image) 촬영이 가능하도록 TSX 근처에서 비행하며 임무를 수행한다. Fig. 1c는 TDX와 TSX의 형상을 보여준다. 주요 특성은 Table 3과 같다.

Table 2. SAR-Lupe characteristics [2,3]

Item	Characteristic
Resolution	0.5 m, 1 m
Polarimetry	Single
Orbit	Polar
Altitude	500 km
Orbit inclination	98.2°
Frequency band	X-band
Center frequency	9.65 GHz
Antenna	Reflector

SAR, Synthetic Aperture Radar.

Table 3. TDX characteristics [2,4]

Item	Characteristic
Resolution	1, 3, 16 m
Polarimetry	Quadruple
Orbit	Sun-synchronous
Altitude	514 km
Orbit inclination	97.44°
Frequency band	X-band
Center frequency	9.65 GHz
Antenna	Active phase array antenna

TDX, TanDEM-X.

2.1.4 KOREA Multi-Purpose SATellite-5 (KOMPSAT-5)

KOMPSAT-5(Korea Multi-Purpose SATellite-5)는 우리나라 KARI(Korea Aerospace Research Institute)가 개발한 위성이다. KOMPSAT-5는 2013년 8월에 발사되었으며, 1대가 운용 중이다[5]. Fig. 1d는 KOMPSAT-5의 형상을 보여준다. 주요 특성은 Table 4와 같다.

2.1.5 Advanced Land Observing Satellite-2 (ALOS-2)

ALOS-2(Advanced Land Observing Satellite-2)는 일본 JAXA(Japan Aerospace and Exploration Agency)가 개발한 위성이다. ALOS-2는 ALOS-1의 후속위성으로 2014년 5월 발사되었으며, 1대가 운용 중이다[6]. Fig. 1e은 ALOS-2의 형상을 보여준다. 주요 특성은 Table 5와 같다.

2.1.6 COSMO-SkyMed Second Generation Synthetic Aperture Radar (CSG-SAR)

CSG-SAR(COSMO-SkyMed Second Generation Synthetic Aperture Radar)는 이탈리아

Table 4. KOMPSAT-5 characteristics [5]

Item	Characteristic
Resolution	1, 3, 20 m
Polarimetry	Single
Orbit	Sun-synchronous
Altitude	550 km
Orbit inclination	97.6°
Frequency band	X-band
Center frequency	9.66 GHz
Antenna	Active phase array antenna

KOMPSAT-5, KOREA Multi-Purpose SATellite-5.

Table 5. ALOS-2 characteristics [6]

Item	Characteristic
Resolution	3, 6, 10, 100 m
Polarimetry	Quadruple
Orbit	Sun-synchronous
Altitude	628 km
Orbit inclination	97.9°
Frequency band	L-band
Center frequency	1,236.5 / 1,257.5 / 1,278.5 MHz (selectable)
Antenna	Active phase array antenna

ALOS-2, Advanced Land Observing Satellite-2.

ASI(Italian Space Agency)에서 요구조건을 제공하고, I-MoD(Italian Ministry of Defense)에서 자금을 받아 개발된 민군 겸용 위성이다. CSG-SAR는 CSK(COSMO-SkyMed first Generation)의 후속위성으로 2대가 계획되었으며, 1호기는 2019년 12월 발사되었다[7]. Fig. 1f는 CSG-SAR의 형상을 보여준다. 주요 특성은 Table 6과 같다.

2.2 SAR 탑재체 기술 개발 동향

2.2.1 일반 SAR 탑재체 기술

일반적으로 SAR 시스템은 안테나 방사 패턴을 운용 모드에 따라 조절하여 다양한 영상 모드를 구현한다. SAR 탑재체에 적용되는 위상 배열 안테나의 경우, 안테나를 소형 개구(sub-aperture)들로 나누고, 송수신 모듈(TRM, transmit/receive module)의 위상과 크기를 조절하여 방사 패턴을 합성할 수 있다[8].

2.2.1.1 Stripmap

SAR 시스템의 가장 기초적인 영상모드는 stripmap 모드이다. Stripmap 모드는 안테나 패턴이 하나의 관측폭으로 고정되어 있어서, Fig. 2a와 같이 연속된 strip 영상을 촬영할 수 있다. Stripmap 모드의 해상도는 안테나의 진행방향(azimuth)을 한 축으로 하고 안테나의 진행 방향에 수직이 되는 안테나 고도각 방향(slant-range)을 다른 한 축으로 하는 2차원으로 표현될 수 있다. 안테나 고도각 방향의 경사거리(slant-range) 해상도 d_r 은 아래 식 (1)과 같이 표현된다[8-11].

$$d_r = c_0/2B_r \quad (1)$$

여기서 c_0 는 빛의 속도를 나타내며, B_r 은 주파수 대역폭을 나타낸다. 그리고 안테나 방위각(azimuth)의 해상도 δ_a 는 아래 식 (2)와 같이 표현된다[8-11].

Table 6. CSG-SAR characteristics [7]

Item	Characteristic
Resolution	0.35-40 m
Polarimetry	Quadruple
Orbit	Sun-synchronous
Altitude	619.6 km
Orbit inclination	97.86°
Frequency band	X-band
Center frequency	9.6 GHz
Antenna	Active phase array antenna

CSG-SAR, COSMO-SkyMed Second Generation Synthetic Aperture Radar.

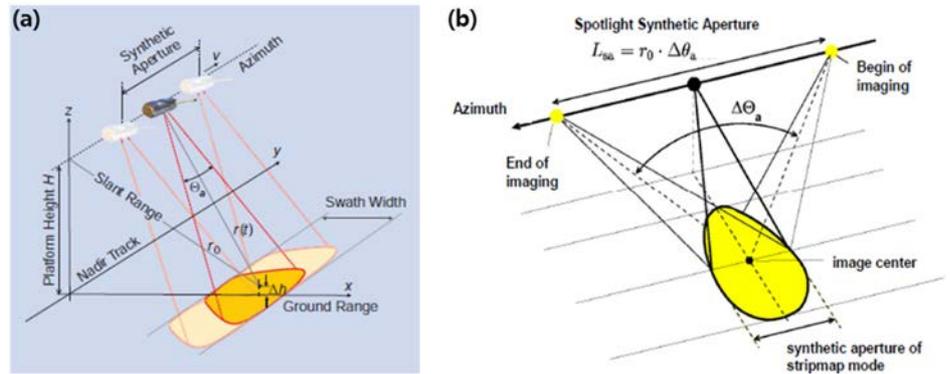


Fig. 2. General principles of SAR imaging. (a) Stripmap mode [8], (b) Spotlight mode [12].

$$\delta_a = \frac{d_a}{2} \tag{2}$$

여기서 d_a 는 안테나 길이를 나타낸다.

2.2.1.2 Spotlight

만약 방위각 방향(안테나 진행방향) 해상도를 높이고 싶다면 spotlight 모드가 사용된다. Spotlight 모드에서는 어느 한 지역을 촬영할 때 Fig. 2b에서처럼 안테나 패턴이, 해당 지역 안에 위치한 고정된 한 점을 계속 바라보도록 방향을 바꾸게 된다. 해당 지역에 대해 길어진 촬영시간은 합성개구 길이를 증가시키고, 결국 더 좋은 해상도를 얻게 된다. 방위각 방향(안테나 진행방향) 해상도 δ_a 는 아래 식 (3)과 같다.

$$\delta_a = \frac{\lambda}{2\Delta\theta_a} \tag{3}$$

여기서 λ 는 파장을 나타내고, $\Delta\theta_a$ 는 촬영 시작에서의 빔조향 방향과 촬영 끝에서의 빔조향 방향 사이의 각을 나타낸다[8-11].

2.2.1.3 ScanSAR

만약 stripmap보다 더 넓은 관측폭이 필요하다면, scanSAR 모드가 사용될 수 있다. ScanSAR 모드의 고도각 방향 안테나 패턴은 Fig. 3a와 같이 다중(multiple)으로 나누어진 소형 관측폭(sub-swath)에 해당하는 고도각에 맞추어, 방향을 바꾸게 된다. 이 때문에, 각 소형 관측폭들은 stripmap 경우보다 짧은 시간 동안 촬영된다. 적절한 처리가 끝난 뒤 scanSAR 모드는 넓은 관측폭의 SAR 영상을 만들게 된다. 하지만 stripmap 모드에 비해 방위각 방향 해상도는 낮아진다[8,13].

2.2.1.4 Terrain Observation by Progressive Scans (TOPS)

TOPS(Terrain Observation by Progressive Scans) 모드는 stripmap 모드의 일종이며, 안테나 패턴을 고도각 방향으로만 변환하는 scanSAR 모드와는 다르게, Fig. 3b와 같이 안테나 패턴을 고도각 방향뿐 아니라, 방위각 방향으로도 변환시켜 영상을 촬영한다. TOPS 모드는

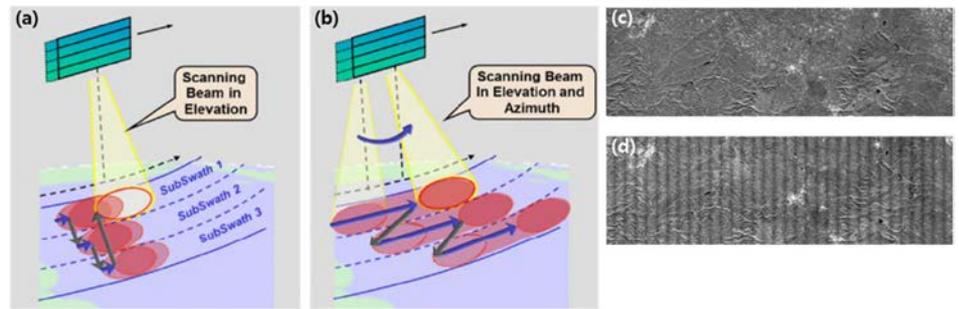


Fig. 3. General technologies of SAR payload. (a) ScanSAR mode [13], (b) TOPS mode [13], (c) TOPS mode image [14], (d) ScanSAR mode image(no scalloping correction applied) [14]. TOPS, Terrain Observation by Progressive Scans.

Fig. 3c와 3d에서 볼 수 있는 것처럼 scanSAR 모드 영상에서 세로 방향으로 나타날 수 있는 scalloping 현상을 제거하여 영상품질을 향상시킬 수 있다[8,13,14].

2.2.2 최신 SAR 탑재체 기술 개발 동향

앞에서 보편적 SAR 운용 기술에 대해 살펴보았고, 다음으로 최신 SAR 탑재체 기술 동향을 정리하였다. 현재 multistatic, DBF(Digital Beam-Forming, 디지털빔형성)를 기반으로 한 HRWS 기술 등이 주로 연구되고 있으며, 해당 기술은 가까운 미래에 실용화 될 것으로 예상된다[8,11].

2.2.2.1 Bistatic and multistatic SAR

하나의 안테나를 이용하여 송신과 수신을 모두 수행하는 기존의 monostatic SAR 시스템과 비교하여, bistatic SAR는 Fig. 4a와 같이, 송신기와 수신기가 공간적으로 떨어져 있는 레이더 시스템을 의미하며, multistatic SAR는 하나의 수신기를 가지는 bistatic SAR와는 다르게 Fig. 4b와 같이 다중(multiple) 수신기를 가진 레이더 시스템을 의미한다[15]. 기존의 monostatic 시스템과 비교하여 송신기와 수신기들을 따로 분리하는 경우, 동시에 여러 각도로 지상영상을 획득할 수 있는 고유한 관찰 기하가 가능하게 된다[11,15].

수신기 수가 많을수록 더 많은 정보를 얻을 수 있을 뿐만 아니라, 관련 위성을 재구성하거나 그들의 위치를 미세 조정하는 방법으로 방사 측정 및 간섭 측정 모드에서 시스템 감도를 최적화 할 수 있다[11]. 이러한 특징들로 인해 bistatic과 multistatic SAR 시스템은 지구탐사에 많이 사용되고 있다. 관련된 지구탐사의 예를 들면 지형 매핑, 얼음의 질량과 부피 변화 관찰, 식물 구조 측정 및 3-D 변화 관측 등이 있다[11,15].

2.2.2.2 High resolution wide swath synthetic aperture radar (HRWS SAR)

HRWS SAR 시스템은, Fig. 4c와 같이, 여러 개의 소형 개구(sub-aperture)로 나누어진 큰 수신 안테나를 가지고 있다. 각 소형 개구들은 개별적인 수신 채널에 연결되어 있다. 고도각 방향의 다중(multiple) 소형 개구들은 돌아오는 레이더 파면(wavefront) 방향에 맞춰 폭이 좁은 고도각 빔의 방향을 실시간으로 바꾸는데 사용된다[8,11,16].

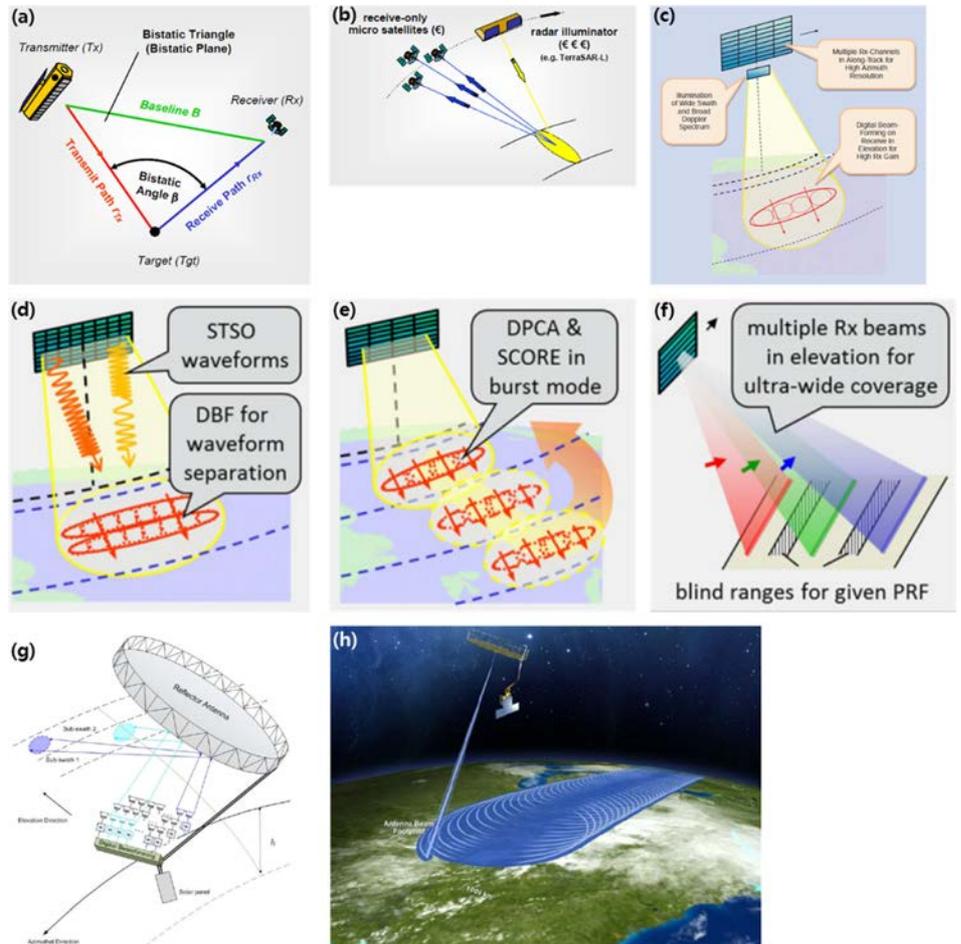


Fig. 4. Latest technologies of SAR payload. (a) Bistatic flight [15], (b) Multistatic flight [15], (c) HRWS SAR [8], (d) MIMO SAR [11], (e) Multichannel ScanSAR [11], (f) Single-channel SAR with multiple elevation beams [11], (g) Digital beam forming with reflector antenna [17], (h) SMAP mission [19]. HRWS SAR, High Resolution Wide Swath Synthetic Aperture Radar; MIMO, Multiple-Input Multiple-Output; SMAP, Soil Moisture Active and Passive.

이와 같은 기술은 SCORE(SCan-On-Receive, 수신스캔) 기술이라 불리며, 관측폭을 희생하지 않으면서 민감도와 방사해상도를 높이는데 적합하다. 또한, 돌아오는 레이더 파면을 방위각 방향으로 서로 떨어져 있는 다중 소형 개구들이 샘플링하는데, 이런 추가적인 방위각 방향 샘플링은 방위각 방향 모호성(ambiguity)을 증가시키지 않고, 방위각 방향 해상도를 높일 수 있는 넓은 도플러 대역의 영상을 얻을 수 있게 한다[8,11,16].

2.2.2.3 Multiple-input multiple-output synthetic aperture radar (MIMO SAR)

다중채널 stripmap 모드를 가진 HRWS은 방위각 방향 해상도를 1 m 이하로 줄일 수는 있으나, 150 km보다 큰 관측폭을 위해선 15 m 이상의 다소 긴 안테나가 필요하기 때문에 넓은 관측폭 매핑에는 부적절하다[11]. 관측폭을 확장하기 위한 해결방법은 Fig. 4d에 나와 있는 것처럼 두 개의 송신기를 동시에 사용하는 것이다. 이러한 MIMO(Multiple-Input Multiple-

Output, 다중입력다중출력) SAR는 전체 안테나 길이를 일정하게 유지하면서 관측폭을 두 배로 늘릴 수 있다[11].

2.2.2.4 Multichannel ScanSAR

Multichannel scanSAR는 Fig. 4e와 같이, DPCA(Displaced Phase Center Antenna, 분산 배치위상중심안테나) 기술을 사용하여 많은 수의 방위각 방향 개구로 샘플링된 넓은 도플러 스펙트럼을 활용하고, SCORE 기술을 사용하여 고도각 빔의 방향을 실시간으로 변경하여 높은 해상도와 넓은 관측폭을 얻는 기술이다. 하지만 대역폭 변화, 큰 스캔트각 변화, 그리고 서로 다른 burst PRF(Pulse Repetition Frequency, 펄스반복주파수)와 같은 어려움은 아직 해결해야 할 과제이다[8,11,16,17].

2.2.2.5 Single-channel SAR with multiple elevation beams

Single-channel SAR with multiple elevation beams은 multichannel scanSAR의 대안 중 하나이다[17]. Fig. 4f에서 볼 수 있듯이, 하나의 광폭 빔 조사기로 송신된 서로 다른 펄스의 반사파들이 서로 다른 방향으로 동시에 도착할 때, 각각의 반사파를 따로 수신할 수 있도록 다중의 좁은 고도각 빔들이 만들어진다. 이 기술은 안테나 크기를 크게 하거나 burst 모드를 사용할 필요 없이 촬영지역을 증가시킬 수 있다[8,11,17,18].

하지만, 해결해야 할 2가지 어려움이 있다. 첫 번째는, 서로 다른 송신 펄스로부터 만들어지는 반사파들이 동시에 수신될 때, 서로 다른 반사파임에도 불구하고 같은 반사파로 오인되면서 생기는 고도각 방향 모호성(range ambiguity)을 최소화하는 것이다. 그리고 두 번째는 레이더가 전파를 송신하는 동안에는 수신을 하지 못하기 때문에 발생하는 관측 불가능 거리(blind range)이다. 하지만, 첫 번째 어려움은 고도각 방향으로 좁은 폭의 빔을 만들 수 있는 안테나로 해결할 수 있고, 두 번째 어려움은 서로 떨어져 있는 두 개의 위성을 사용하거나 관측 불가능 거리가 관측폭을 가로질러 이동할 수 있도록 천천히 변하는 PRF를 사용하여 해결할 수 있다[8,11,17].

2.2.2.6 Digital beam forming with reflector antenna

안테나 패턴이 고정되는 반사판 안테나의 단점을 해결하고, 다양한 안테나 패턴을 디지털 방식으로 생성 가능한 DBF 기술을 적용한 것이 DBF를 적용한 반사판 안테나 기술이다. Fig. 4g와 같이, 파라볼릭 반사판형 안테나는 돌아오는 레이더 파를 하나 또는 몇 개의 피드 요소(feed element)에서 포커싱을 수행한다. 반사파는 고도각이 증가하는 방향으로 도착하기 때문에, 도착하는 반사파 방향에 맞춰 피드 요소를 차례로 읽기만 하면 된다[8,17]. 직접 방사 어레이와 비교해서, 각 순간마다 몇 개의 피드 신호들을 합치기만 하면 되기 때문에, 실시간 빔조향을 위한 계산시간이 많이 줄어든다. 이러한 안테나는 우주 열변형에 둔감한 진보된 경량 그래파이트 에폭시 복합재료로 만들어진다[8,17].

2.2.2.7 Rotating reflector antenna

Rotating reflector antenna 개념은 SMAP(Soil Moisture Active and Passive) 프로젝트에서 NASA/JPL에 의해 소개되었다. Fig. 4h와 같이, 이 기술은 DBF 기술을 사용하지 않으며,

하나의 피드가 약 13-14.6 rpm으로 회전하는 안테나를 지향하도록 한다[17,19].

포프린트는 약 40 km의 관측폭을 가진다. 하지만 처리 알고리즘의 도움을 받는 경우, 위성 진행 방향의 회전은 1,000 km의 관측폭이 가능하게 된다[17,19]. 이 기술은 전 지구를 기존의 방법보다 4배 빠르게 촬영할 수 있게 한다. 그러나 안테나를 회전시키는 것은 어려운 기술이다. 회전이 시작되면 위성은 주어진 궤도에서 벗어나지 않도록 위성의 자세가 제어되어야 한다[17,19].

2.3 SAR 탑재체 영상 활용 기술 동향

2.3.1 SAR interferometry

SAR 간섭계(interferometry) 기술은 지표형상, 지표변위 및 침하, 빙하 이동과 같은 중요한 지구 물리학적 매개 변수를 매우 정확하게 측정할 수 있는 강력하고 잘 확립된 원격탐지 기술이다[20,21]. SAR 간섭계 기술의 핵심 아이디어는 주어진 촬영지역에 대해 약간 다른 위치 또는 서로 다른 시간에서 획득한 두 개 이상의 레이더 영상에 포함된 위상을 비교하는 것이다.

각 SAR 영상의 위상에는 정확한 레이더 파장 정보가 포함되어 있기 때문에, 센티미터 또는 밀리미터 정확도로 레이더 파 경로 길이 차이를 감지하고 측정할 수 있다[8,11]. SAR 간섭계 기술의 기본적인 측정값으로 interferogram이 있다[8]. 이 측정값은 어떤 한 지역에 해당하는 두 장의 SAR 영상으로 만들어지며 두 영상 사이에서의 위상 값 차이를 나타낸다. 다른 말로 하면 지표변위의 디지털 표현이라고 할 수 있다[22]. Fig. 5a는 interferogram으로 만들어진 DEM이다.

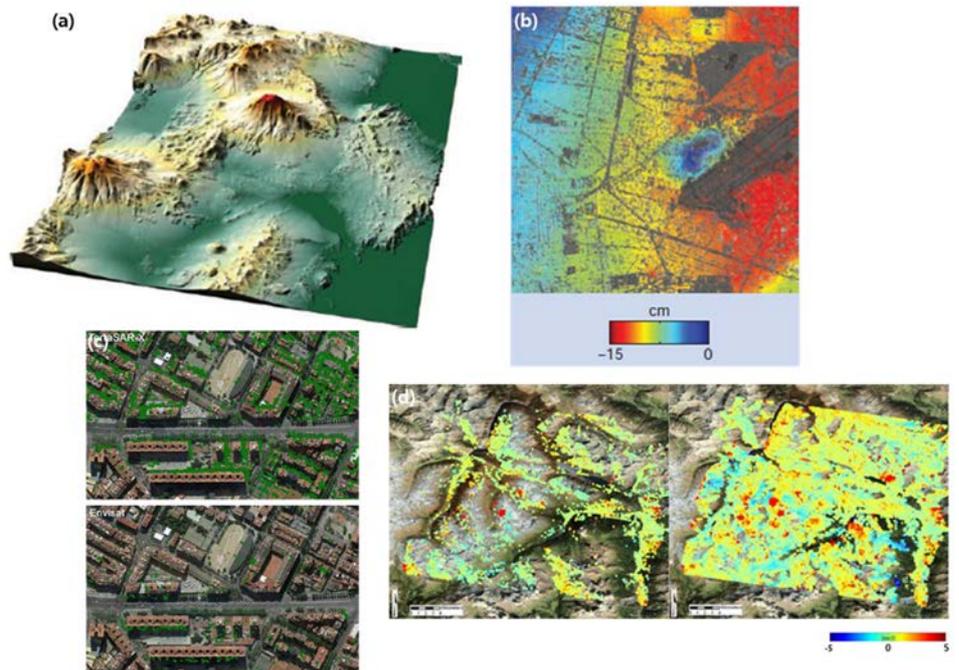


Fig. 5. SAR interferometry. (a) DEM from Interferogram [8], (b) DInSAR at Mexico City [8], (c) PS [24], (d) PS vs SqueeSAR [25]. SAR, Synthetic Aperture Radar; DEM, Digital Elevation Model; DInSAR, Differential Interferometry SAR; PS, Permanent Scatterer.

하지만, interferogram을 사용하면 LOS(Line Of Sight, 조준선) 방향의 정확한 지표변위 값을 얻을 수 있을 것이라는 기대와는 다르게, 어떤 한 위성이 서로 다른 시간에 같은 장소를 촬영하면, 촬영 때마다 약간씩 다른 LOS 방향으로 촬영하게 되기 때문에, 지형학적 왜곡에 영향을 받게 된다[21,22]. 이런 지형학적 왜곡을 최소화하기 위해 DEM을 사용하여 지형학적 왜곡을 보정한 differential interferogram을 만들어 사용하는데, 이 기술은 DInSAR(Differential Interferometry SAR)라고 불린다[21,22]. Fig. 5b은 DInSAR로 얻은 Mexico city의 지표변위 그림이다.

2.3.1.1 Permanent Scatterer Interferometry Synthetic Aperture Radar (PSInSAR)

PSInSAR(Permanent Scatterer Interferometry SAR, 고정산란체간섭 SAR)는 DInSAR 중 하나로 지표변위를 밀리미터 정확도로 구할 수 있는 기술이다. 이 기술은 PS(Permanent Scatterer, 고정산란체)를 사용하는데, 이는 영상에서 시간의 변화에도 안정된 크기를 보여주는 하나의 픽셀로 나타나며, 보통 빌딩이나 바위와 같은 점 같은 표적이 이에 해당한다 [8,22-24]. Fig. 5c에서의 초록색 점은 TerraSAR-X와 ENVISAT 영상으로 구한 PS를 나타낸다[24].

2.3.1.2 SqueeSAR

PSInSAR는 인공 구조물을 PS로 선별하여 도심지역 외에는 그 밀도가 저하된다[23,25]. 이를 극복하기 위해서 개발된 squeeSAR는 PS 외에도 서로 유사한 레이다 반사특성을 가지는 인접 픽셀들, 즉 DS(Distributed Scatterer, 분포산란체)를 이용하여 높은 품질의 지구 물리적인 특성을 고밀도로 얻을 수 있는 장점을 가지고 있다[23,25]. SqueeSAR란 이름은 최적의 결과를 얻기 위해 필요한 정보를 “squeezing“하는 데서 유래한다[25]. Fig. 5d는 PS 기술과 squeeSAR 기술로 얻을 수 있는 측정점을 비교한 그림이다.

2.3.2 Synthetic aperture radar-ground moving target indication (SAR-GMTI)

SAR-GMTI(Ground Moving Target Indication, 지상이동표적탐지)는 SAR 위성의 데이터를 사용하여 지상의 이동물체를 관측하는 기술이다. SAR 탑재체 위성은 EO 탑재체 위성과는 다르게 밤낮 구분 없이 영상을 획득할 수 있기 때문에, 지상 이동물체를 지속적으로 관측하는데 유리하다. 하지만 SAR는 EO와는 다르게 표적이 되는 이동물체의 속도를 정확히 추정할 수 있어야 이동물체의 정확한 위치를 영상에 표현할 수 있다[26,27]. 현재 이를 위한 많은 연구가 진행되고 있다. Fig. 6a에서 색깔 있는 삼각형은 이동물체를 나타낸다.

최근, HRWS 기술로 얻을 수 있는 낮은 클러터 특성을 가진 SAR 영상을 사용하여 GMTI의 이동물체 탐지 가능성을 높이려는 연구가 활발히 진행 중에 있다[28,29].

2.3.3 SAR polarimetry

SAR polarimetry는 인공 및 자연 산란체에 대한 편파 특성 측정을 기반으로 토지, 눈, 얼음, 해양 및 도시 관련 응용 분야에서 정성적 및 정량적인 물리학적 정보를 얻는데 널리 사용되는 기술이다[8]. 전체 산란 행렬을 측정하면 산란체의 모양, 방향 및 유전(dielectric) 특성을 정밀하게 관찰할 수 있으며, 해상도 셀 내부에서 발생하는 산란 메커니즘을 식별하거나 분

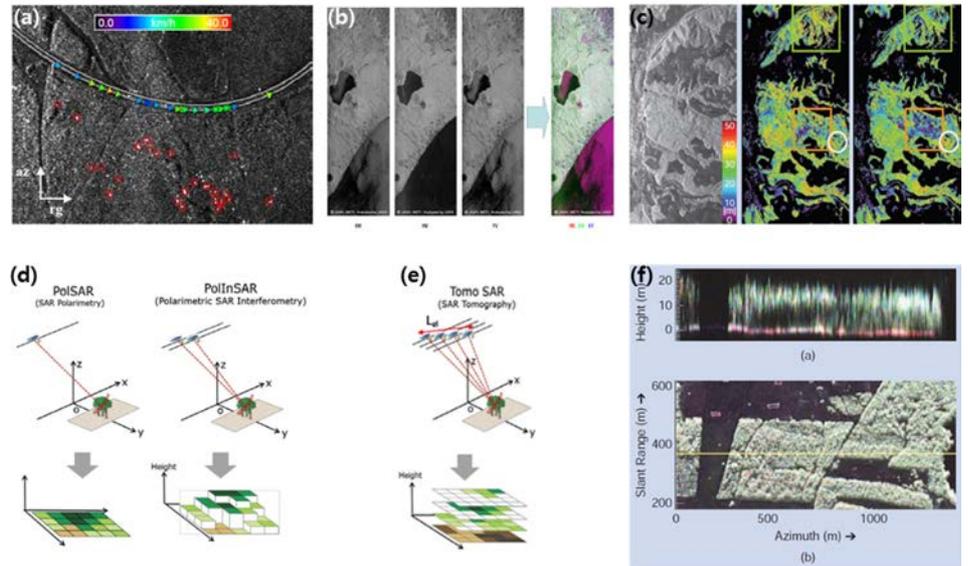


Fig. 6. Polarimetric and interferometric SAR (a) GMTI [26], (b) ALOS/PALSAR polarimetry [30], (c) PolInSAR [8], (d) PolSAR vs PolInSAR [33], (e) SAR tomography [33], (f) SAR tomography forest characteristics and height [8]. GMTI, Ground Moving Target Indication; ALOS-2, Advanced Land Observing Satellite-2; PALSAR, Phased Array L-band Synthetic Aperture Radar; PolInSAR, Polarimetric SAR Interferometry; PolSAR, Polarimetric SAR.

리할 수 있는 물리학적 모델을 개발할 수도 있다[8]. Fig. 6b는 ALOS/PALSAR(Advanced Land Observing Satellite/Phased Array L-band Synthetic Aperture Radar, 첨단지상관측위성/위상배열 L-밴드 합성개구레이다) 프로젝트에서 촬영한 편파 영상이다[30].

SAR 편파(polarimetry) 기술을 발전시켜 간섭계(interferometry) 기술을 접목한 polarimetric SAR interferometry는 다중 편파로 얻어진 하나 또는 그 이상의 SAR 간섭계 영상을 조합하여 자연물 또는 인공 구조물 상에 존재하는 산란체들의 수직 분포 및 구조 특성을 파악할 수 있는 방법이다[23,31,32]. Fig. 6c는 polarimetric SAR interferometry로 구한 숲의 높이 지도이다. Fig. 6d는 polarimetric SAR와 polarimetric SAR interferometry 기술을 비교한 그림이다.

2.3.4 SAR tomography

SAR tomography는 SAR의 기본 개념인 인공위성이 진행하는 방위방향으로 합성개구를 형성하여 방위방향 해상도를 높이는 것과 유사한 원리를 이용하며, Fig. 6e와 같이 다양한 고도각 방향으로 영상을 획득하여 기존의 SAR 영상 정보에 높이 정보까지 획득할 수 있는 기법이다[8,23,33–35]. 이중기준선(dual-baseline)으로 영상을 획득하는 polarimetric SAR interferometry와는 다르게, SAR tomography는 다중기준선(multi-baseline)으로 영상을 획득하여 산란체들의 수직 분포 및 구조 특성을 더욱 명확하게 파악할 수 있다[8]. Fig. 6e를 Fig. 6d와 비교하면 SAR tomography와 polarimetric SAR, 그리고 SAR tomography와 polarimetric SAR interferometry와의 차이를 알 수 있다. Fig. 6f는 산림 특성 및 높이를 SAR tomography 기법으로 구현한 것이다[8,23].

3. 향후 HRWS SAR(High Resolution Wide Swath Synthetic Aperture Radar) 위성 개발전략

3.1 해외 HRWS SAR 위성 개발 사례

향후 우리나라 HRWS SAR 위성 개발전략을 세우기 위해, 앞서 살펴본 SAR 탑재체 및 SAR 영상 처리 기술 개발 동향과 더불어, 해외 HRWS SAR 위성 개발 사례를 살펴보았다.

2009년부터 TSX는 Fig. 7a와 같이 DRA(Dual Receive Antenna, 이중수신안테나)를 사용하여 2채널 DPCA 기술을 시험하였다[36]. 그 결과 Fig. 7b에서처럼, 모호성 억제(ambiguity suppression)를 통해 고스트 영상이 사라진, 보다 선명한 영상을 얻을 수 있었다. Fig. 7b에서 위의 그림은 일반적인 단독 안테나 모드로 촬영한 영상이고 아래의 그림은 DRA 모드로 촬영한 영상이다.

2013년과 2014년에 TSX를 사용하여 고도각 방향으로 SCORE 기술을 시험하였다[37]. TSX는 이 시험을 위해 2개의 빔을 교대로 사용하는 방법을 사용하였다[37]. Fig. 7c에서 볼 수 있듯이, 왼쪽 그림의 빨간 사각형 안에서 보이는, 모호성(ambiguity)로 인해 생성된, 고스트 형상이 오른쪽 그림에는 보이지 않는다. Fig. 7c에서 왼쪽 그림은 1개 빔으로 촬영한 영상이고 오른쪽 그림은 2개의 빔을 고도각 방향으로 교대로 사용하여 촬영한 영상이다[37].

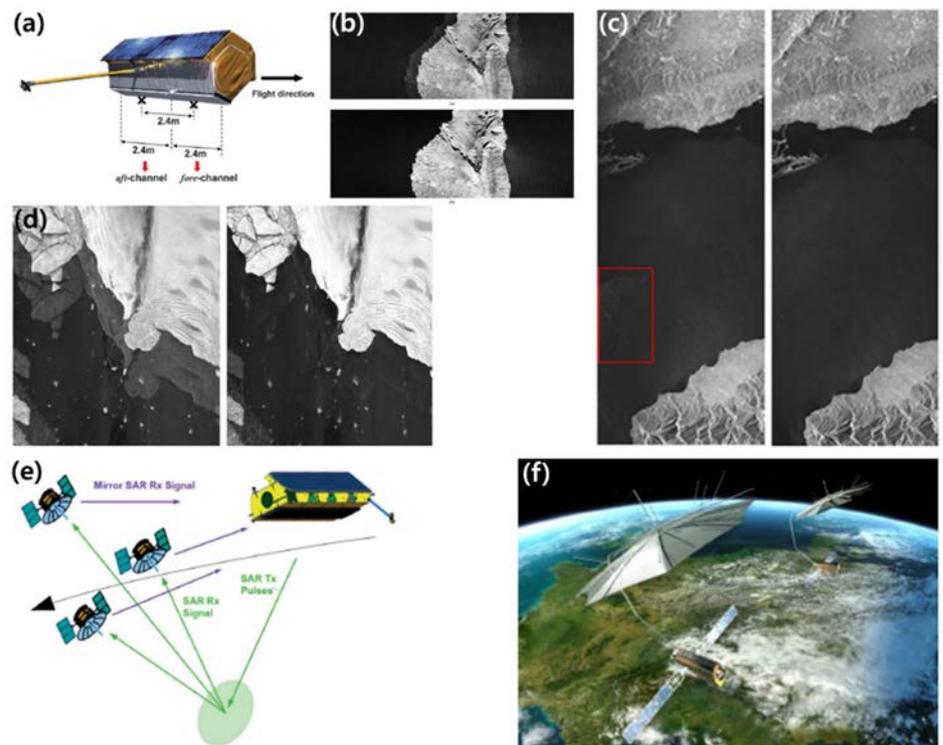


Fig. 7. Foreign cases of HRWS SAR development. (a) TSX 2 channels DRA [36], (b) TSX 2 channels ambiguity suppression [36], (c) TSX SCORE ambiguity suppression [37], (d) TSX-TDX 4 channels ambiguity suppression [38], (e) MirrorSAR concept [39], (f) Tandem-L concept [42]. HRWS, High Resolution Wide Swath; TSX, TerraSAR-X; SCORE, SCan-On-Receive; DRA, Dual Receive Antenna.

2014년에 TSX와 TDX는 각각 DRA 모드를 사용하여 4채널로 확장된 DPCA 기술을 시험하였다[38]. 그 결과, Fig. 7d에서처럼 모호성 억제를 통해 고스트 영상이 사라진, 보다 선명한 영상을 얻을 수 있었다. DLR은 Fig. 7e에서와 같이 SAR 신호 송신을 담당하는 1대의 HRWS 위성과 지상에서 반사된 SAR 신호를 수신하여 다시 HRWS 위성에 전달하는 3대의 수신전용 위성으로 구성된 mirrorSAR를 제안하였다[39]. 이 프로젝트는 수신을 담당하는 위성이 단지 SAR 신호 전달 역할만을 수행하기 때문에 중저가에 획득할 수 있다는 장점이 있으며 2024년 발사가 계획되어 있다[39,40].

DLR은 또한 Fig. 7f에서와 같이 직경 15 m의 reflector 안테나를 장착한 두 개의 위성으로 이루어진 Tandem-L 프로젝트를 제안하였다. 이 위성은 SCORE 기술을 이용하여 staggered SAR[41]을 구현할 예정이다. 이 기술로 인해 Tandem-L은 최대 약 350 km의 관측폭을 가질 수 있으며, 지구 전역을 약 1주에 2번 정도 촬영할 예정이다[41,42]. 또한 고해상을 얻기 위해 다중 방위각 방향 채널을 탑재할 예정이고, 2024년 발사 예정이다[41,42].

Airbus는 DLR과 함께 worldSAR 군집위성 개념을 제안하였다[43]. WorldSAR는 국적은 다르지만 비슷한 성능의 SAR 위성을 군집 운용하여 재방문주기를 줄이고 관측능력을 넓히며, 관측의 연속성을 제공한다는 개념을 가지고 있다[43]. 현재 worldSAR 군집위성은 독일의 TSX/TDX 그리고 스페인의 PAZ로 구성되어 있으며, PAZ는 스페인어로 평화라는 의미이며 TSX를 기반으로 만들어진 위성이다[43].

해외 HRWS SAR 위성 개발 사례를 살펴보면 우리가 알 수 있는 것은, 민간 SAR 관련 정보가 개방된 국가 중 최고의 기술수준을 가지고 있는 독일과 같은 해외 SAR 위성 선진국은 높은 해상도를 가지면서 동시에 넓은 관측폭을 제공할 수 있는 HRWS SAR 위성 개발에 많은 투자를 하고 있다는 것이다. 또한, HRWS SAR 이전까지 모호성 문제 때문에 SAR 영상의 해상도를 높이려면 관측폭을 희생해야 하고 관측폭을 넓히려면 해상도를 희생해야 했지만, HRWS SAR의 핵심기술인 DBF과 다중채널 기술이 개발되고 우주 궤도시험에 성공하면서 이 모호성 문제는 극복될 수 있다는 것이 증명되었다는 것이다.

3.2 향후 우리나라 HRWS SAR 위성 개발전략

해외 사례를 토대로 우리나라의 HRWS SAR 위성 개발전략을 아래와 같이 제안한다.

- (1) TSX 형태로 개발되는 KOMPSAT-6호의 dual phase center[44] 기능을 통해 2채널 DPCA 시험을 실시하여 관련 기술을 확보한다.
- (2) KOMPSAT-6의 2개 빔을 사용한 고도각 방향 SCORE를 시험하여 관련 기술을 확보한다.
- (3) KOMPSAT-6과 KOMPSAT-5의 궤도가 겹치는 기간을 이용하여 2개 이상의 다중채널 및 multistatic SAR를 시험하여 관련 기술을 확보한다.
- (4) KOMPSAT-6의 업그레이드 버전을 개발할 때, 다수의 초소형 위성을 수신전용 위성으로 함께 운용할 수 있도록 한다.
- (5) (1)-(4)에서 언급된 기술들이 확보되고 성숙되었을 때, Tandem-L과 같은 대형 안테나를 장착하고 일주일 단위로 전 지구 관측을 반복할 수 있는 SAR 위성을 개발한다.

(6) WorldSAR와 같이 다국적 SAR 위성을 군집 운용하는 국제협력기구에 참가하여 다양한 SAR 영상을 확보함과 동시에, 이를 사용하여 polarimetry SAR interferometry, tomography와 같은 3D SAR 영상처리 기술을 개발한다.

앞에서 언급한 기술 외에도 HRWS SAR 영상촬영 시 발생하는 많은 양의 데이터를 보다 효과적으로 처리하기 위해 위성탑재(onboard) 데이터 처리 기술[45] 개발도 병행할 필요가 있다.

4. 결론

지금까지 SAR 탑재체 기술과 SAR 영상처리 기술 동향 및 해외 HRWS SAR 개발 사례를 조사하였다. 그리고 이를 바탕으로 향후 우리나라 HRWS SAR 위성 개발전략을 제안하였다. SAR 탑재체 기술 동향에 관해서는 보편적 SAR 운용 기술뿐 아니라 DBF, SCORE, DPCA 등 최신 SAR 탑재체 기술에 대해서도 함께 조사하였다. SAR 영상처리 기술 동향에 관해서는 간섭계, 편파 등을 이용한 다양한 영상처리 기술에 대해 조사하였다. 그리고 해외 HRWS SAR 개발 사례는 DLR에서 TSX를 활용하여 SCORE와 DPCA 기술을 시험한 것으로부터, 앞으로 수년 내 발사 예정인 Tandem-L까지 알아보았다.

향후 우리나라 HRWS SAR 위성 개발전략에 대해서는 TSX를 활용한 해외 HRWS SAR 개발 사례를 참고하여 수년 내 발사 예정인 KOMPSAT-6를 활용한 HRWS SAR 기술개발 전략을 제안하였다.

앞으로 우리나라가 HRWS SAR 기술을 개발하기 위해서는 장기간에 걸친 많은 투자가 필요하다. 이와 같은 큰 사업을 민간 기업이 단독으로 추진하기엔 많은 위험이 따른다. 그러므로 민간, 공공 및 군사 분야 연구소가 함께 투자하고 협력하여 개발 위험을 줄이는 동시에 서로의 성과를 공유하여 시너지 효과를 확대하는 노력이 필요하다.

감사의 글

부족한 논문의 완성을 위해 세심한 심사를 해주신 익명의 심사위원님들께 감사드립니다.

References

1. ESA, RADARSAT-2 (2020) [Internet], viewed 2020 Nov 26, available from: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/radarsat-2>
2. Kwak WG, Satellite image radar (SAR) technology trends, Korea Electromagnetic Engineering Society, Ilsan, 25 Nov 2011.
3. ESA, SAR-Lupe (2020) [Internet], viewed 2020 Nov 26, available from: <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sar-lupe/>
4. ESA, TDX(TanDEM-X) (2020) [Internet], viewed 2020 Nov 26, available from: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tandem-x/>
5. ESA, KOMPSAT-5 (2020) [Internet], viewed 2020 Nov 26, available from: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/k/kompsat-5/>
6. ESA, ALOS-2 (2020) [Internet], viewed 2020 Nov 26, available from: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/alos-2/>

7. ESA, COSMO-SkyMed Second Generation (2020) [Internet], viewed 2020 Nov 26, available from: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cosmo-skymed-second-generation/>
8. Moreira A, Prats-Iraola P, Younis M, Krieger G, Hajnsek I, et al., A tutorial on synthetic aperture radar, *IEEE Geosci. Remote Sens. Mag.* 1, 6–43 (2013). <https://doi.org/10.1109/MGRS.2013.2248301>
9. Curlander JC, McDonough RN, *Synthetic Aperture Radar: Systems and Signal Processing* (John Wiley & Sons, Hoboken, 1991).
10. Carrara WC, Goodman RS, Majewski RM, *Spotlight Synthetic Aperture Radar: Signal Processing Algorithms* (Artech House, Norwood, 1995).
11. Moreira A, Zink M, Reigber A, Neff T, Krieger G, et al., *Research Results and Projects Status Report 2011–2017* (Microwaves and Radar Institute, Weßling, 2018).
12. Petrie G, Current & future spaceborne SAR systems, in the 8th International Scientific & Technical Conference, Porec, Croati, 4 Sep 2008.
13. Younis M, Synthetic aperture radar (SAR) principles and applications, in 6th ESA Advanced Training Course on Land Remote Sensing, Bucharest, Rumania, 14–18 Sep 2015.
14. Meta A, Prats P, Steinbrecher U, Mittermayer J, Scheiber R, TerraSAR-X TOPSAR and ScanSAR comparison, in EUSAR Conference, Friedrichshafen, 2–5 Jul 2008.
15. Krieger G, Advanced bistatic and multistatic SAR concepts and applications, in EUSAR Conference, Dresden, 16–18 May 2006.
16. Krieger G, Younis M, Gebert N, Huber S, Bordoni F, et al., Advanced concepts for high-resolution wide-swath SAR imaging, in EUSAR Conference, Aachen, 7–10 Jun 2010.
17. Costa M, Passaro A, Trends for spaceborne synthetic aperture radar for Earth-observation, in XVII Simposio de Aplicacoes Operacionais em Areas de Defesa Conference, São José dos Campos, Sep 2015.
18. Krieger G, MIMO-SAR: opportunities and pitfalls, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.* 52, 2628–2645 (2014). <https://doi.org/10.1109/TGRS.2013.2263934>
19. Entekhabi D, Yueh S, O'Neill PE, Kellogg KH, Allen A, et al., *SMAP Handbook* (Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA, 2014).
20. Rosen PA, Hensley S, Joughin IR, Li FK, Madsen SN, et al., Synthetic aperture radar interferometry, *Proc. IEEE.* 88, 333–382 (2000). <https://doi.org/10.1109/5.838084>
21. Bamler R, Hartl P, Synthetic aperture radar interferometry, *Inverse Probl.* 14, R1 (1998). <https://doi.org/10.1088/0266-5611/14/4/001>
22. TRE ALTAMIRA, InSAR interferometric synthetic aperture radar (2021) [Internet], viewed 2021 Jan 30, available from: <https://site.tre-altamira.com/>
23. Yang D, Recent trends in synthetic aperture radar (SAR) applications and technology, *Curr. Ind. Technol. Trends Aerosp.* 16, 127–135 (2018).
24. Crosetto M, Monserrat O, Cuevas-González M, Devanthéry N, Crippa B, Persistent scatterer interferometry: a review, *ISPRS J. Photogramm. Remote Sens.* 115, 78–89 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.isprsjprs.2015.10.011>

25. Ferretti A, Fumagalli A, Novali F, Prati C, Rocca F, et al., A new algorithm for processing interferometric data-stacks: SqueeSAR, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.* 49, 3460-3470 (2011). <https://doi.org/10.1109/TGRS.2011.2124465>
26. Suchandt S, Eineder M, Müller R, Laika A, Hinz S, et al., Development of a GMTI processing system for the extraction of traffic information from TerraSAR-X data, in *EUSAR Conference, Dresden, 16-18 May 2006*.
27. Bae CS, Jeon HM, Yang DH, Yang HG, Ground moving target's velocity estimation in SAR-GMTI, *J. Korean Inst. Electromagn. Eng. Sci.* 28, 139-146 (2017). <https://doi.org/10.5515/KJKIEES.2017.28.2.139>
28. Rousseau LP, Chouinard JY, Gierull C, Performance analysis of HRWS/GMTI for space-based SAR using sparse arrays, *Proceedings of the 17th International Radar Symposium (IRS), Krakow, Poland, 1-5 May 2016*.
29. Yang T, Wang Y, Li W, A moving target imaging algorithm for HRWS SAR/GMTI systems, *IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst.* 53, 1147-1157 (2017). <https://doi.org/10.1109/TAES.2017.2667858>
30. Earth Observation Research Center, Polarimetric observation by PALSAR Earth Observation Research Center (2006) [Internet], viewed 2021 Nov 24, available from: https://www.eorc.jaxa.jp/ALOS/en/img_up/pal_polarization.htm
31. Cloude SR, Papathanassiou KP, Polarimetric SAR interferometry, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.* 36, 1551-1565 (1998). <https://doi.org/10.1109/36.718859>
32. Papathanassiou KP, Cloude SR, Single-baseline polarimetric SAR interferometry, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.* 39, 2352-2363 (2001). <https://doi.org/10.1109/36.964971>
33. Heliere F, Fois F, Arcioni M, Bensi P, Fehringer M, et al., Biomass P-band SAR interferometric mission selected as 7th Earth Explorer Mission, in *EUSAR Conference, Berlin, 3-5 Jun 2014*.
34. Reigber A, Moreira A, First demonstration of airborne SAR tomography using multibaseline L-band data, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.* 38, 2142-2152 (2000). <https://doi.org/10.1109/36.868873>
35. Fornaro G, Pauciullo A, Reale D, Zhu X, Bamler R, SAR tomography: an advanced tool for 4D spaceborne radar scanning with application to imaging and monitoring of cities and single buildings, *IEEE Geosci. Remote Sens. Newsl.* 2012-12, 9-17 (2012).
36. Kim JH, Younis M, Prats-Iraola P, Gabele M, Krieger G, First spaceborne demonstration of digital beamforming for azimuth ambiguity suppression, *IEEE Trans. Geosci. Remote Sens.* 51, 579-590 (2013). <https://doi.org/10.1109/TGRS.2012.2201947>
37. Bertl S, Lopez-Dekker P, Wollstadt S, Krieger G, Demonstration of digital beamforming in elevation for spaceborne synthetic aperture radar, in *EUSAR Conference, Berlin, 3-5 Jun 2014*.
38. Kraus T, Braeutigam B, Bachmann M, Multistatic SAR imaging: first results of a four phase center experiment with TerraSAR-X and TanDEM-X, in *EUSAR Conference, Hamburg, 6-9 Jun 2016*.

39. Mittermayer J, Krieger G, Bojarski A, Zonno M, Villano M, et al., A MirrorSAR case study based on the X-band High Resolution Wide Swath Satellite (HRWS), in EUSAR Conference, Leipzig, 29 Mar-1 Apr 2021.
40. Spiridonova S, Kahle R, HRWS – an ambitious 4+satellite formation flying mission, in 18th Australian Aerospace Congress, Melbourne, 24-26 Feb 2019.
41. Huber S, Villano M, Younis M, Krieger G, Moreira A, et al., Tandem-L: design concepts for a next-generation spaceborne SAR system, in EUSAR Conference, Hamburg, 6-9 Jun 2016.
42. Moreira A, Bachmann M, Balzer W, Tridon DB, Diedrich E, et al., Tandem-L: project status and main findings of the phase BI study, in IGARSS 2018, Valencia, 22-27 Jul 2018.
43. Janoth J, Jochum M, Petrat L, Knigge T, High resolution wide swath – the next generation X-band mission, in IGARSS, Yokohama, 28 Jul-2 Aug 2019.
44. Lee S, Yoon J, Kim J, KOMPSAT-6 mission, operation concept, and system design, in EUSAR Conference, Hamburg, 6-9 Jun 2016.
45. Villano M, Krieger G, Del Zoppo V, On-board Doppler filtering for data volume reduction in spaceborne SAR systems, IEEE Geosci. Remote Sens. Lett, 13, 1173-1177 (2016). <https://doi.org/10.1109/LGRS.2016.2574886>

Author Information

고 응 대 udko@add.re.kr



University of Texas at Austin 항공우주공학과에서 2008년 박사학위를 취득한 후, 2013년 3월 까지 Center for Space Research/UT에서 연구원으로 근무하였다. 2013년 4월부터 국방과학연구소에서 SAR위성 검보정 계획 및 검보정 인프라 구축과 관련 업무를 수행하고 있다.

이 주 영 juyoung_lee@add.re.kr



한국과학기술원 항공우주공학과에서 2013년 석사학위를 취득한 후, 2013년부터 지금까지 국방과학연구소 국방위성체계단에서 위성궤도 및 임무분석 업무를 수행하고 있다.

서 인 호 inho@add.re.kr



한국과학기술원 항공우주공학과에서 2008년 박사학위를 받았다. 한국과학기술원 인공위성 연구소에서 과학기술위성1호부터 3호까지 개발에 참여하였으며, 삼성전자 생산기술연구소에서 반도체 메모리 검사장비를 개발하였다. 현재는 국방과학연구소 국방위성체계단에서 체계종합

업무를 수행하고 있다.

정 현 재 nowholic@add.re.kr



전북대학교 기계공학과에서 2019년에 석사학위를 취득한 후, 2019년부터 지금까지 국방과학연구소 국방위성체계단에서 위성 체계종합 업무를 수행하고 있다.

논문

중적외선 센서 위성 영상의 상온 온도 정보 추출 가능성 및 정확도

최석원[†], 서두천, 이동한

한국항공우주연구원

Possibility and Accuracy of Extracting Room Temperature Information from Mid-Infrared Sensor Satellite Images

SeokWeon Choi[†], DooChun Seo, DongHan Lee

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: September 13, 2021

Revised: October 8, 2021

Accepted: October 18, 2021

[†]Corresponding author :

SeokWeon Choi

Tel : +82-42-860-2453

E-mail : schoi@kari.re.kr

Copyright © 2021 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

SeokWeon Choi

<https://orcid.org/0000-0002-3352-3102>

DooChun Seo

<https://orcid.org/0000-0001-7229-2338>

DongHan Lee

<https://orcid.org/0000-0002-3853-9816>

요약

중적외선을 이용하여 획득한 영상은 상온 부근의 온도 측정에는 적당하지 않다는 것이 교과서적 상식이었으나, 최근 중적외선 센서를 이용한 위성 영상을 살펴보면 중적외선 센서를 이용하여 측정한 결과물도 상온 부근의 온도를 측정할 수 있다는 가능성을 보여주고 있다. 본 논문에서는 중적외선 센서를 가지는 위성 영상의 상온 온도 정보 추출 가능성 및 정확도에 대해 살펴보고자 한다. 논문에서 검토된 중적외선 위성 영상은 상온 부분의 온도를 잘 표시하였으며, 측정된 온도의 절대값으로서의 신뢰성에 관해서는, 태양광의 지표면 직접 반사에 의한 열전달량 영향과 대기에서 흡수되는 적외선 대기 흡수량의 영향은 비교적 작거나 일정한 값으로 볼 수 있지만, 비접촉식 온도계의 한계인 물성치의 의한 복사 계수(emissivity)의 불확실성 문제는 여전히 해결해야 할 문제로 남아 있게 되었다.

Abstract

It was common knowledge in textbooks that images acquired using mid-infrared ray were not suitable for measuring temperature near room temperature. But a recent satellite image using a mid-infrared sensor show the possibility that the result measured using the mid-infrared sensor can also measure the temperature near room temperature. In this paper, the possibility and accuracy of extraction room temperature information from satellite images with mid-infrared sensors are reviewed. The mid-infrared satellite image reviewed in this paper showed the temperature of room temperature well, and regarding the reliability as an absolute value of the measured temperature, the effect of the heat transfer amount due to the direct reflection of sunlight on the surface and the effect of the infrared absorption amount absorbed in the atmosphere can be seen as a relatively small or constant value. However, the problem of uncertainty in the radiation coefficient due to physical properties, which is the limit of the non-contact thermometer, remained a problem to be solved.

핵심어 : 중적외선 위성 영상, 중적외선 센서, 상온 온도 측정, 측정 정확도

Keywords : mid-infrared satellite image, mid-infrared sensor, ambient temperature measurement, measurement accuracy

1. 서론

적외선은 가시광선보다 파장이 긴 전자기파이며, 넓은 의미에서는 빛이지만 사람의 눈에 보이는 빨간색보다 긴 영역의 눈에 보이지 않는 전자기파를 통칭하여 부르는 용어이다.

적외선을 파장에 따라 조금 자세히 구분하여 예전에는 0.75-3 μm 영역을 근적외선, 3-25 μm 를 적외선, 25-1,000 μm 를 원 적외선이라고 구분하기도 하였으나, 최근에는 이보다 조금 자세히 구분하여 0.75-1.4 μm 를 근적외선(near infrared, NIR; IR-A), 1.4-3 μm 를 단적외선(short wavelength infrared, SWIR; IR-B), 3-8 μm 영역을 중적외선(medium wavelength infrared, MWIR, IR-C), 8-15 μm 를 장적외선(long wavelength infrared, LWIR; IR-C), 15-1,000 μm 를 극적외선(far Infrared, FIR)이라고 구분하고 있다[1].

적외선 센서는 적외선 램프를 켜서 반사되는 적외선 빛을 측정하는 타입과 물체에서 자연적으로 나오는 열원을 감지하는 수동형 센서 타입으로 구분할 수도 있으며, 파장에 따라 센서의 종류를 구분하기도 하는데, 인공위성에 적용되는 적외선 센서는 수동형 센서를 많이 사용하며, SWIR 센서는 광물탐지나 대기보정 등에 활용될 수 있기에 위성에 많이 탑재되는 편이고, 8-15 μm 의 장적외선 파장 센서는 온도측정을 위해 많이 활용되고 있다.

중적외선을 이용하여 획득한 영상은 상온 부근의 온도 측정에는 적당하지 않다는 것이 상식이었으나, 최근 중적외선을 이용한 위성 영상을 살펴보면 중적외선 센서를 이용하여 측정한 결과물도 상온 부근의 온도를 측정할 수 있다는 가능성을 보여주고 있다[2-5].

본 논문에서는 중적외선 센서를 가지는 위성 영상의 상온 온도 정보 추출가능성 및 정확도에 대해 실제 운용 중인 위성의 결과를 이용하여 살펴보고자 한다.

2. 본론

적외선 센서를 이용하여 온도를 측정하는 것은 두 물체간의 복사 열전달에 의한 값을 측정하는 것인데, 통상적으로 위성체 열해석 등을 할 때에는 가시광선 영역을 포함하는 태양 직접광에 의한 열전달은 물성치에 따른 태양광 흡수도(solar absorbance)를 이용해서 계산하고, 물체간의 복사에 대한 열전달은 스테판 볼츠만 공식에 의해 절대 온도 4승에 대한 차이에 물성치에 따른 복사 계수(emissivity)를 곱해서 계산을 하게 되며, 복사에 의한 열교환량의 대부분은 중적외선과 장적외선 영역에서 이루어지므로, 3-14 μm 의 영역을 열적외선이라고 부르기도 한다.

복사 열전달에 의한 온도 측정값들은, Fig. 1에서 보듯, 같은 표면 복사율 조건에서도 파장 및 온도에 따라 복사도가 균일하지 않음을 확인할 수 있으며[4], 상온부근의 온도인 300 K에 대한 복사도는 8-15 μm 의 장적외선 파장대에서는 어느 정도의 균일한 크기값을 가지고 있기 때문에 이 파장대를 이용하여 상온 부분의 정확한 온도 측정이 용이하지만, 중적외선 파장대인 3-8 μm 에서는 파장에 따라 기울기도 다르고 크기도 작아, 이 파장대는 상온 부분의 온도 측정에는 적절하지 않은 것으로 알려져 있었다.

중적외선 영역 중에서도 3-5 μm 영역은 600 K 이상의 고온부에 대해선 잘 표현할 수 있으나, 상온에 가까운 온도에 대해서는 같은 온도에 대해서도 파장에 따른 복사도의 크기도 작고, 파장에 따라 복사도의 크기 차이가 굉장히 큰 구간이므로, 이 구간의 파장은 상온 부근의 물체를 표현하기에는 적당하지 않을 수 있는 파장대임을 쉽게 생각할 수 있다.

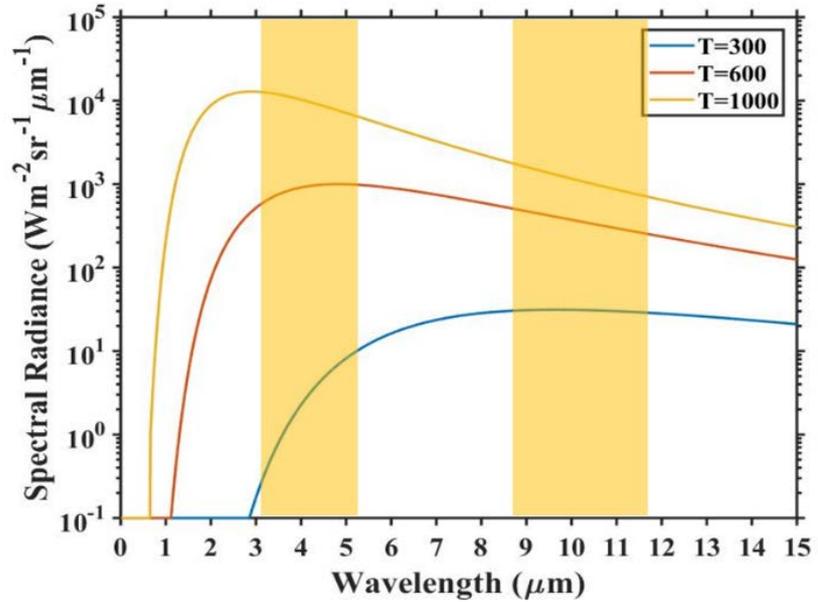


Fig. 1. Spectral radiance as a function of wavelength and temperature (typical example).

하지만 3.3-5.2 μm 정도로 약간만 파장을 달리 하면 상온부터 700도 이상의 높은 온도에 대해서도 영상으로 잘 표시할 수 있는 가능성이 보이며, 상온 부분의 온도도 측정할 수 있는 가능성이 존재하게 된다. 실제로 3.3-5.2 μm의 파장대의 적외선 영상은 영상표현에 더 특화된 영역으로 알려져 야간 영상장비 등에 많이 사용되고 있으며, 현재 운용 중인 중적외선 센서 위성의 경우도 이 파장대를 사용하고 있다.

2.1 적외선 온도 측정시 주요 온도 측정 오차 요인과 영향성

지상 시스템에 적용되는 적외선 센서를 이용하여 온도를 측정할 때는 적외선 센서의 신뢰성에는 문제가 없다고 가정하더라도, 일반적으로 다음과 같은 3가지의 요인에 의한 오차 및 편차 요인을 제거해야 한다고 알려져 있다[5].

- a. 낮 영상의 경우, 태양광의 직접 반사에 의한 태양광 흡수도에 의한 열전달량 영향
- b. 대기에서 흡수되는 적외선 대기 흡수량의 영향
- c. 물성치의 의한 복사 계수(emissivity)의 불확실성

일반적으로 항공기 등에 탑재되어 운용되는 적외선 카메라의 경우 촬영할 때마다 a, b의 영향을 많이 받게 되며, 이로 인해 같은 지역 촬영영상도 편차가 큰 값을 나타내게 되며, 이 값들에 대한 보정이 중요한 문제로 대두되게 된다.

반면, 최근에 운용 중인 적외선위성의 적외선 영상은 통상의 지상체 적외선 카메라와는 다른 특성이 나타나게 된다.

Fig. 2는 탑재된 카메라의 형태 및 빛의 경로인데, M1-M4까지 4개의 반사거울을 이용해서 빛을 반사시켜 빛의 경로를 길게 하고(초점거리를 증가시키는 효과로서 해상도를 좋게 만들), M4까지 반사된 빛을 정교한 분광기인 반사 및 투시 거울(M5)를 이용해서 빛의 파장을 가시

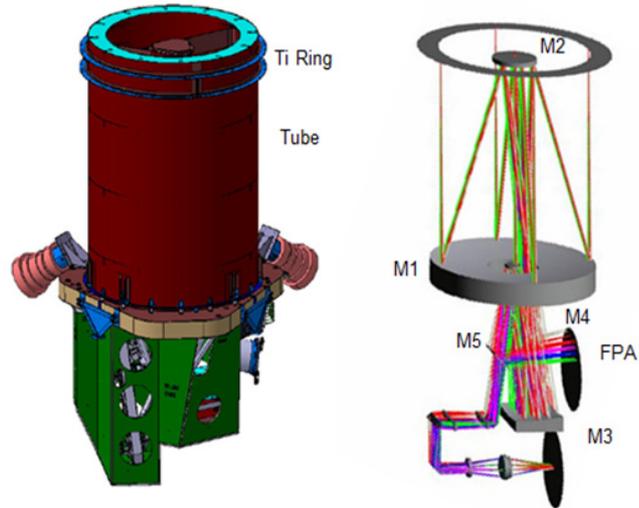


Fig. 2. Satellite camera light path.

광선과 적외선을 사전에 분광하여, 가시광선은(반사하여) 광학 카메라 검출기에 넣어주고, 3.3-5.2 μm 파장대의 적외선 만을(투과시켜) 적외선 검출기에 넣어주기 때문에, 정밀한 분광 없이 검출기만을 이용해서 직접 물체를 관측하는 일반적인 지상 적외선 카메라와는 다르게 태양광 반사광에 의한 영향은 거의 받지 않게 된다.

이것은 운용 중인 위성의 낮 영상과 밤 영상을 이용하여 같은 지역의 상대 온도를 추출하였을 때 편차가 큰 차이가 없는 결과로부터 확인할 수 있다[4].

대기 흡수 영향성의 경우도, 항공기 등에 탑재되어 촬영을 하는 경우에는, 목표물과 가깝게는 몇 km에서부터 멀게는 몇 백 km까지 다른 거리에서, 동일한 장비를 이용해서 적외선 영상을 촬영하여 획득하기 때문에, 대기에 의해 흡수되는 영향이 경우에 따라 수백 배까지 차이가 나게 됨으로 중요하게 보정을 해주어야 하는 요소이나, 위성 영상의 경우 지표면에서 500 km 이상 떨어진 우주에서 10 km 미만의 균일한 대기층을 거의 수직으로 보게 되고, 이 대기층의 두께는 위성영상 촬영에 대해 거의 일정하게 됨으로 대기 흡수도의 의한 영향값도 일정한 상수로 가정하여도 무방하며, 이것은 밤 영상 등의 촬영에서 영상이 재현성 있게 촬영되는 것으로 확인할 수 있다(물론 계절에 따른 변화나 안개가 낀 경우 등에 의해 값들이 변할 수는 있으나, 위성영상 획득이 가능한 맑은 날의 영상의 경우에는 대기에 의한 영향성의 편차가 적다고 볼 수 있게 된다.).

운용 중인 적외선 위성과 같이, 우주에서 파장을 분광하여 적외선 영상을 촬영하는 경우는, 통상 지상에서 촬영되는 적외선 영상에 비해 a, b에 의한 변동 요인은 적다고 할 수 있으며, 상온 부분의 온도도 Fig. 1에서 보여진 것과 같이 파장 및 온도에 따른 복사율의 크기 및 편차가 커서, 중적외선 영역에서는 곤란하고, 8-12 μm 정도의 장적외선을 이용하여 측정해야 한다는 교과서적 수준의 상식에도 불구하고, 3.3-5.2 μm 의 영역도 정밀하고 재현성 있게 측정이 된다면, 좋은 온도 측정 결과를 얻을 수 있는 가능성이 존재하게 된다.

Fig. 3은 실제 운용되는 위성 영상에서 관측할 수 있는 중적외선 센서의 온도와 복사휘도의 전형적인 관계를 보여주고 있다.

실제로 3.3-5.2 μm 로 운용 중인 중적외선 위성은, 검출기 부분을 컴프레서를 이용한 냉각기

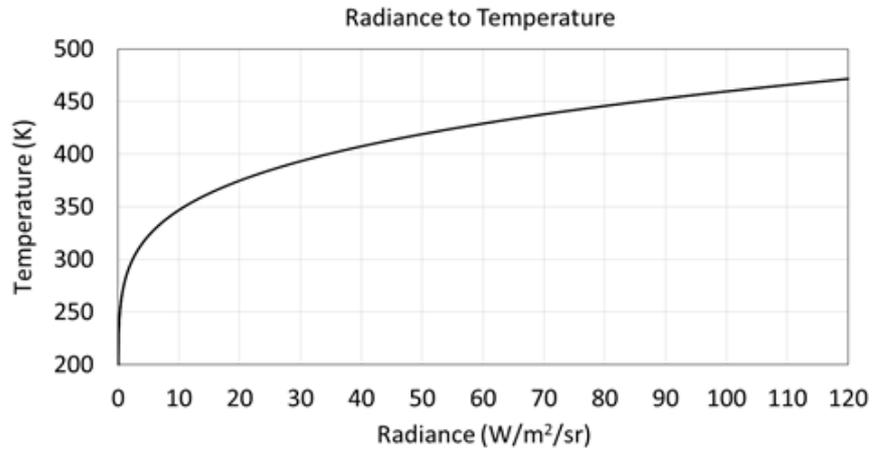
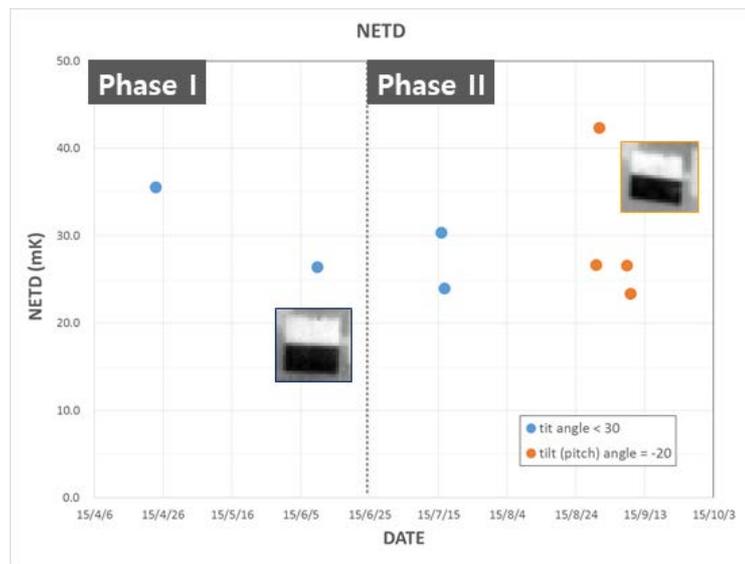


Fig. 3. Relationship between mid-infrared sensor temperature and radiance.

로 극저온으로 냉각시켜 사용함으로써 Fig. 3과 같은 재현성 있는 균일한 상관관계 그래프를 얻을 수 있었으며, Fig. 4에서 볼 수 있는 것과 같이 실험실 및 궤도에서 300 K 온도에 대해 0.05 K 이하의 NETD(noise equivalent temperature difference)값도 구현할 수 있었다[2].



Phase	Roll	Pitch	image date	Cloud level	NSC	NETD	
						N=3	N=4
Phase I	-06.14	00.00	2015-04-23	C	100	-	35.6
	-09.15	00.00	2015-06-09	C	99	-	26.4
Phase II	08.15	00.00	2015-07-15	A	81	-	30.4
	-16.41	00.00	2015-07-16	A	80	-	24.0
	13.11	-20.00	2015-08-29	A	98	26.7	-
	-12.24	-20.00	2015-08-30	B	98	42.4	-
	11.78	-20.00	2015-09-07	A	98	26.6	-
	-13.40	-20.00	2015-09-08	A	97	23.4	-

Fig. 4. NETD of mid-infrared sensor satellites. NETD, noise equivalent temperature difference.

$$NETD = \frac{STD}{DN_{white} - DN_{black}} \times \Delta T$$

이 결과는 복사계수가 일정하다고 가정하면, 중적외선 센서임에도 불구하고, 상온 부근에서 0.05도 이내의 상대적 온도 정확도를 구분할 수 있다고 해도 무방한 값이다.

이것들은 현재 운용 중인 중적외선 위성의 경우, 직하 방향에 대해 대기 수분량의 오차를 $\pm 10\%$ 로 할 경우, 평균 0.06 K의 오차를 발생시키는 것으로 알려져 있으며, 지표면 근처의 대기 온도 오차 ± 1 K 측정오차에 따른 온도 추정 오차는 평균 0.39 K이고, 센서 NETD에 의한 온도 추정 오차는 0.16 K 정도로 알려져 있는 것을 통해서도 확인할 수 있다[5].

Fig. 5는 운용 중인 적외선 위성에서 촬영한 특정 원자력 발전소 인근의 해수 온도로서 발전소 부근은 인근 바다보다 약 7도 정도 높은 온도를 나타내고 있으며, 측정된 DN값은 약 1,000 정도의 차이를 나타낸다. 같은 바닷물의 복사율은 큰 차이가 없으므로, 측정된 상대 온도의 차는 신뢰성 있는 자료이며, 바닷물과 같은 특정지역의 물성치는 거의 일정한 값을 가지게 됨으로, 중적외선 영상을 통한 정밀한 온도측정 가능함을 보여주는 한 예라고 할 수 있다.

하지만 영상에서 획득된 여러 지점의 정보를 온도로 변환하여 정확성을 주장하는데 있어서는, 비접촉식 온도계의 한계인 물성치의 의한 복사 계수(emissivity)의 불확실성 문제가 대두되게 된다.

하나의 예로 물체의 복사계수는 알루미늄의 경우 0.05-0.08 정도로 매우 낮고, 블랙 페인트의 경우에는 0.9-0.96까지 높은 값으로 차이가 나게 됨으로, 영상 정보를 온도로 변환할 때, 물성치가 다른 각 지점의 복사 계수를 모르는 상태에서는 정확한 온도를 계산할 수 없는 한계에 직면하게 된다.

이러한 한계는 중적외선 파장이기에 발생한 문제가 아니며, 8-12 μm 의 파장대를 이용하는 적외선 온도계에서도 발생할 수밖에 없는 필연적 문제이며, 적외선 온도 측정시 가장 유념해야 하는 부분이다.

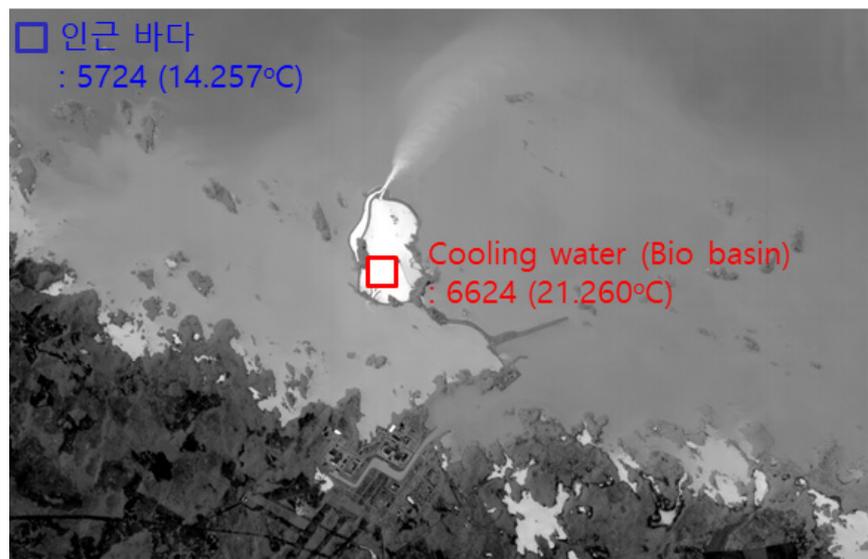


Fig. 5. Satellite imagery of the Forsmark nuclear power plant area in Sweden, measured by mid-infrared sensor.

3. 결론

적외선 센서를 이용하여 온도 측정시 중적외선 영역은 파장 및 온도에 따른 복사율의 크기 및 편차가 커서 곤란하고, 8-12 μm 정도의 장적외선을 이용하여 측정해야 한다는 교과서적 수준의 상식이었으나, 최근 중적외선을 이용한 위성 영상을 살펴보면 중적외선 센서를 이용하여 측정한 결과물도 상온 부근의 온도를 정확히 측정할 수 있다는 가능성을 보여주고 있다.

운용되고 있는 적외선 위성영상의 경우, 측정된 온도의 절대값으로서의 신뢰성에 관해서는, 태양광의 지표면 직접 반사에 의한 열전달량 영향과 대기에서 흡수되는 적외선 대기 흡수량의 영향은 비교적 작거나 일정한 값으로 볼 수 있지만, 비접촉식 온도계의 한계인 물성치의 의한 복사 계수(emissivity)의 불확실성 문제는 여전히 대두되게 된다.

이러한 물성치에 의한 복사 계수(emissivity)의 불확실성 한계는 중적외선 파장이기에 발생한 문제가 아니며, 8-12 μm 의 파장대를 이용하는 적외선 온도계에서도 발생할 수밖에 없는 필연적 문제이다.

References

1. Byrnes J, Unexploded ordnance detection and migration (Springer, Dordrecht, 2009), 21-22.
2. Seo DC, et al., Focus calibration/KOMPSAT-3A LEOP Cal/Val, Korea Aerospace Research Institute, KOMPSAT-3A Phase-I Report (2015).
3. Choi SW, Seo DC, Lee DH, The possibility and accuracy of temperature information extraction from satellite image with mid-infrared sensor, in Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2020 Fall Conference, Jeju, Korea, 19 Nov 2020.
4. Won JS, Park W, Report for development of temperature information extraction technology using K3A mid-infrared image, Yonsei University Office of Research Affairs, Consignment Report for KARI (2016).
5. Won JS, et al., High-resolution infrared imaging relative and absolute temperature research, Yonsei University Office of Research Affairs, Final Consignment Report for KARI (2018).

Author Information

최석원 schoi@kari.re.kr



서울대 항공우주공학과에서 1992년 박사학위를 취득한 후, 1992년부터 한국항공우주연구원 에서 위성개발관련 업무를 수행하였으며, 현재 는 영상체계 개발부에서 해상도 향상기법, 위성 영상 분석 준비 데이터 (ARD, Analysis Ready Data) 등 위성영상 검보정 및 품질에 관련된 연구를 수행하고 있다.

이동한 dhlee@kari.re.kr



1995년부터 한국항공우주연구원에서 위성 지 상시스템 개발과 위성 및 영상 검보정 연구개 발 업무를 수행하는 과정에서 검보정 연구 내 용으로 연세대학교 천문우주과학과에서 2012 년 박사학위를 취득하였고, 현재에도 고해상 도위성, 중형위성, 초소형군집위성 등의 위성 및 영상 품질 및 검보정 연구 업무를 수행하고 있다.

서두천 dcivil@kari.re.kr



경상대학교 토목공학과에서 위성사진측량학 으로 박사학위를 취득한 후, 2002년부터 한국 항공우주연구원에서 위성영상기반의 수치표 고모델 생성, 정사영상생성, 위성센서모델링, 영상매칭, 위성기하검보정 등의 관련 연구를 수행하였으며, 현재는 국가위성정보활용지원 센터에서 국가개발위성(광학, SAR)의 지상체계개발, 검보정, 품질관 리, 향상 등에 관련된 연구/관리 업무를 수행하고 있다.

논문

그물형 안테나의 고어 개수에 따른 Radio Frequency (RF) 특성 분석

김진혁¹, 이시아¹, 박태용¹, 최한솔¹, 김홍래¹, 채봉건², 오현웅^{2,3†}

¹(주)솔탑 초소형위성연구팀

²(주)스텝랩 우주비행체열기술팀

³조선대학교 스마트이동체 융합시스템공학부 우주기술융합연구실



Received: September 30, 2021

Revised: October 29, 2021

Accepted: November 9, 2021

†Corresponding author :

Hyun-Ung Oh

Tel : +82-62-230-7183

E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

Copyright © 2021 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

Jin-Hyuk Kim

<https://orcid.org/0000-0002-1811-4458>

Si-A Lee

<https://orcid.org/0000-0002-7914-7480>

Tae-Yong Park

<https://orcid.org/0000-0002-7552-287X>

Han-Sol Choi

<https://orcid.org/0000-0002-9133-1707>

Hongrae Kim

<https://orcid.org/0000-0002-4317-3919>

Bong-Geon Chae

<https://orcid.org/0000-0001-5765-3991>

Hyun-Ung Oh

<https://orcid.org/0000-0003-2161-7272>

Analysis of Radio Frequency (RF) Characteristics and Effectiveness according to the Number of Gores of Mesh Antenna

Jin-Hyuk Kim¹, Si-A Lee¹, Tae-Yong Park¹, Han-Sol Choi¹,
Hongrae Kim¹, Bong-Geon Chae², Hyun-Ung Oh^{2,3†}

¹Soletop Co., Ltd, Daejeon 34051, Korea

²STEPLab. Ltd, Daejeon 34365, Korea

³Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Smart Vehicle System Engineering, Chosun University Gwangju 61452, Korea

요약

본 논문에서는 초소형 위성에 적용할 수 있는 전개형 메쉬 안테나의 Gore 특성에 따른 radio frequency (RF) 특성 변화에 관해 논한다. 메쉬 안테나의 경우 다양한 초소형위성에 탑재할 수 있으며, 통신/영상레이다/SIGINT 등 다양한 우주임무에 활용이 가능하다. 이상적인 안테나 곡면을 형성하기 위해서는 충분한 개수의 안테나 Rib 구조로 반사판을 구현해야 한다. 그러나 안테나 Rib 개수 증가에 따라 안테나 질량을 비롯해 기계적인 전개 메커니즘의 복잡도 및 전개 신뢰성 등 다양한 설계인자에 영향을 미치게 된다. 본 논문에서는 안테나의 RF 성능 열화 최소화 관점에서 적정 안테나 Rib의 개수를 도출하기 위해 메쉬 안테나의 예시 모델을 대상으로 다양한 Rib 개수에 따른 RF 시뮬레이션을 통해 비교분석을 수행하였다.

Abstract

This research discusses the change in radio frequency (RF) characteristics according to the number of Gores on the deployable mesh antennas for potential micro-satellite applications. The deployable type of lightweight mesh antenna can be used for various space missions such as communication/SAR/ SIGINT. In order to implement an ideal curvature of antenna surface, sufficient number of antenna rib structures are required. However, the increase in antenna ribs affects various design factors of the antenna system, especially total system mass, complexity of deployable mechanism and reliability. In this paper, the proper number of ribs for the mesh antenna were derived by comparison of electro-magnetic (EM) simulation results of example of antenna model in accordance with the various number of ribs.

핵심어 : 메쉬 안테나, 고어, 초소형위성, 전개형 안테나

Keywords : mesh antenna, gore, microsatellite, deployable antenna

1. 서론

최근 세계 위성 개발 패러다임은 초소형위성을 저가로 양산하기도 한다. 100 kg 내외의 초소형급으로 질량과 체적 상 제약이 있음에도 불구하고 기계, 광학, 전자, 통신 분야 기술발전에 따라 위성의 임무성능이 지속적으로 향상되어 왔다. 또한, 초소형위성의 군집운영을 통한 재방문주기 최소화로 준실시간 지구관측, 우주인터넷망, 감시정찰 등에서 종래 실현 가능성이 낮았던 다양한 우주임무를 실현할 수 있게 되면서 관련 수요가 급증하고 있다[1].

초소형위성 임무에 있어서 영상레이다나 통신 탑재체 등의 구현을 위한 핵심기술 중 하나로 파라볼라 형태의 전개형 경량 메쉬 안테나가 주목받고 있으며, 폭넓은 연구개발이 이뤄지고 있다[2-4]. 와이어 메쉬 소재로 안테나 반사판을 형성하기에 현존하는 안테나 형태 중 경량화, 전개 면적 대비 수납효율 관점에서 가장 뛰어난 장점을 갖는다. 최근 Umbra Labs, Oxford Space System, i-QPS 등 해외 민간기업은 Wrapped-Rib, 트러스 링크, 관절형 Rib 등 다양한 수납/전개 방식의 메쉬 안테나 기술을 확보하였다[2-4]. 반면, 국내의 경우 이에 대한 연구개발이 미비하여 확보기술이 사실상 전무한 상황이다.

전술한 바와 같이 해외에서는 메쉬를 이용한 안테나를 오래 전부터 관련된 연구를 수행해 왔다. Rusch et al.은 ATS-F에 탑재되는 우산형 반사판 안테나의 Boresight 이득 감소와 부엽의 특성변화에 대해서 분석을 수행하였다[5]. Manohar et al.은 초소형위성에 탑재될 Ka 밴드 우산형 안테나의 피더 위치의 최적화에 대한 연구를 수행하였다[6]. Zhang et al.은 비균일한 안테나 고어 시트에 따른 반사판 안테나의 오차 특성에 대한 분석을 수행하였다[7]. 하지만 국내에서는 상대적으로 이러한 메쉬 안테나 관련 연구사례 및 지적 기반이 미비하다. 공개된 메쉬 안테나에 대한 연구사례는 ETRI에서 수행한 각면 반사판 안테나에 대한 안테나 특성 해석 사례[8]와 본 연구팀이 최근에 발표한 Lotus 타입의 안테나에 대한 연구 외에는 이뤄져 있지 않은 상황이다[9-12].

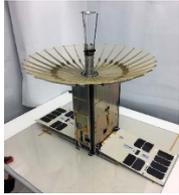
향후 국내 초소형위성 수요급증이 예상됨에 따라 핵심 탑재체 기술 중 하나로 메쉬 안테나의 개발 필요성이 대두되고 있다. 메쉬 안테나의 경우, 체적 측면에서 고효율 수납이 가능하나 질량 최적화도 필요하며, radio frequency (RF) 성능만을 고려하여 Rib을 무한정 증가시킬 수 없기에 적정 Rib 개수가 설계를 통해 도출되어야 한다. 그러나 전술한 국내 지적 기반의 한계로 메쉬 안테나를 대상으로 이와 같은 분석이 이뤄진 바 없다. 따라서 본 연구에서는 안테나 Rib에 따라 형성되는 고어 개수에 따른 안테나의 전파적 특성을 분석하고, EM (electromagnetic) 시뮬레이션 결과에 기반하여 적정 안테나 고어 개수 선정에 관해 고찰하였다.

2. 안테나 설계 모델

2.1 안테나 형상

우주용 대형 전개형 메쉬 안테나에 폭넓게 적용되어 오던 안테나는 Table 1의 AstroMesh 형 안테나, Wrapped-Rib 형 안테나, Foldable 안테나 등 와이어 메쉬를 기반으로 반사판을 형성하는 다양한 안테나가 개발되어 왔다.

Table 1. Comparison of various types of spaceborne deployable mesh antennas

Factor	AstroMesh Type	Wrapped-Rib Type	Foldable Type
Config.			
Pros.	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Good surface accuracy ◆ Easy deployment speed adjustment ◆ Suitable for large antenna 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Simple deployment mechanism 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Easy deployment speed adjustment ◆ Medium surface accuracy (dependent on number of ribs)
Cons.	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Low reliability (Complex mechanism and many joints) ◆ 0g device required 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Large deployment shock ◆ Possible to Mesh surface damage when deployment 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Relatively more complex than Wrapped-Rib type ◆ Ground support equipment such as zero-g device required (for large antenna)
Properties	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Off-axis antenna 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Horn-feed parabolic antenna or Cassegrain/Gregorian antenna 	<ul style="list-style-type: none"> ◆ Horn-Feed parabolic antenna or Cassegrain/Gregorian antenna

각 안테나 형태에 따른 장단점이 존재하며, 특히 전개 메커니즘의 신뢰성 측면에서 적정 안테나 Type에 관해 고찰하였다. Table 1은 안테나 형태에 대한 예시와 함께 장단점을 비교 분석한 결과를 나타내고 있다[2-4]. 본 연구에서는 전개 신뢰도, 복잡성, 전개 시 안테나 메쉬의 구조적 안전성 측면에서 관절형 안테나인 Foldable 안테나를 대표적인 예로 고려하여 분석을 수행하였다. 관절형 안테나는 안테나 대형화 설계에 용이한 Type 중 하나로 정지궤도 신호 정보수집 위성 개발 등에 활용이 가능하다.

본 연구에서 수행하고자 하는 안테나의 반사판은 Cassegrain Type이다. 안테나 성능 검토 전에 단일 반사판 형태로 Single Feed에 대한 안테나 분석을 수행하였다. 이에 따라 설계된 안테나 주 반사판의 형상은 Fig. 1과 같다.

이론적인 포물선 공식을 이용 시에 다음과 같은 공식을 따른다.

$$Z = \frac{1}{4F}(x^2 + y^2) = \frac{c}{r^2}(x^2 + y^2) \tag{1}$$

여기서 F 는 초점거리를 의미한다. F 는 $r^2/4c$ 형태로 나타낼 수 있으며, c 는 포물선의 높이 r 은 포물선의 외곽 반경을 의미한다. 메쉬 장착 시에 방사방향으로 영강성이 나타나도록

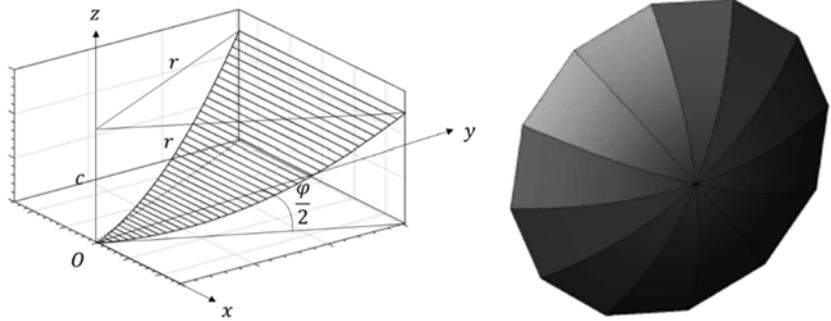


Fig. 1. Configuration design of reflector antenna (zero membrane stiffness in radial direction).

하기 위한 안테나의 곡면은 다음 식 (2)와 같이 정의된다. 여기서 φ 는 360도를 n 개의 Rib로 나누었을 때의 각도이다.

$$z = \frac{c}{r^2} \frac{y^2}{\cos^2\left(\frac{\varphi}{2}\right)} \tag{2}$$

이에 따라 나타낼 수 있는 RMS(Root Mean Square) 오차는 다음 식 (3)과 같다.

$$\epsilon = \sqrt{\frac{2}{S} \int_0^a \int_0^b \left[\frac{c}{r^2} \frac{y^2}{\cos^2\left(\frac{\varphi}{2}\right)} - \frac{c}{r^2} (x^2 + y^2) \right]^2 dx dy} = \frac{2\sqrt{2}}{3\sqrt{5}} c \sin^2 \frac{\varphi}{2} \tag{3}$$

여기서 $s = r^2 \sin\left(\frac{\varphi}{2}\right) \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)$ 는 고어가 xOy평면에 투영되었을 때 면적이고, $a = r \cos\left(\frac{\varphi}{2}\right)$ 이고, $b = y \tan\left(\frac{\varphi}{2}\right)$ 이다. 이는 현재 고려하고 있는 안테나의 메쉬 특성을 고려한 RMS 오차로 정의된다.

2.2 안테나 기계 설계

Fig. 2는 본 연구에서 수행하고자 하는 안테나 특성분석을 위해 가정된 우주용 메쉬 안테나 모델의 수납/전개 시 기계형상을 나타낸다. 안테나의 경우, 주 반사판 기준 직경 2 크기로 제작되었으며, 현재 지상기능 검증모델로 개발되었다. 가정된 안테나 모델의 기본설계는 12개의 전개형 주 반사판 Rib 구조, 부 반사판 조립체, 주/부 반사판 장착 I/F 제공을 위한 중앙 Base Plate(Antenna Rim Structure)로 구성된다. 여기서 전개형 주 반사판 Rib 구조는 발사 구속, 수납효율(체적 최소화) 등을 고려하여 3단 관절형으로 설계되었다. 각 관절부에는 Rib 내부에 위치하는 Embedded Type의 회전 힌지를 적용하였으며, 전개를 위한 복원력은 각 Rib 간 적용된 2개의 Constant Force Spring(CFS)가 제공한다. 여기서 Rib #1-#2 간 CFS는 2.4 kgf, Rib #2-#3 간 CFS는 1.0 kgf의 힘으로 궤도 무중력(0 G) 환경에서 전개가 가능하도록 구성하였다. 1단-Base 간 힌지의 경우에만 CFS가 아닌 토크 스프링 힌지를 적용하였다.

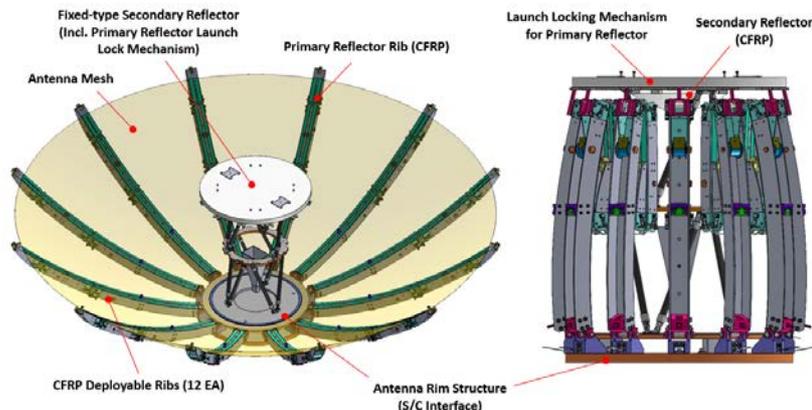


Fig. 2. Deployed and stowed configurations of mesh antenna model.

안테나의 체적은 수납 시 $\varnothing 0.56 \text{ m} \times 0.62 \text{ m}$, 전개 시 $\varnothing 2.00 \text{ m} \times 0.63 \text{ m}$ 이며, 시험모델의 질량은 29.2 kg이다.

안테나 곡률 최적화 설계를 통해 부 반사판 조립체는 고정형으로 설계하여 안테나 전개 동작을 최소화하였다. 부 반사판 조립체 상단부에는 주 반사판 수납 및 발사구속을 위한 메커니즘이 위치한다. 안테나 전개 시에는 Fig. 3과 같이 2개의 구속분리장치 작동 직후 상단부 판넬이 Pop-up 형태로 10 mm 가량 이동하며 모든 주 반사판 Rib의 전개가 시작되며, #1, #2, #3단이 동시다발적으로 전개가 이뤄지게 된다. 따라서 Rib 각각에 대해 구속분리장치를 적용하는 방식이 아니므로 분리장치 개수가 최소화되어 전개실패 가능성을 가능한 줄일 수 있도록 메커니즘 설계가 이뤄졌다. 발사구속 중에는 #2, #3 Rib의 구조건전성 확보를 위해 #1-#2 단, #2-#3단 간 Ball & Socket I/F를 두어 모든 Rib에 대한 구속력을 제공할 수 있다.

안테나의 전기적/기계적 성능 구현에 있어서 중요하며, Trade-off 되어야 하는 주요 고려 사항 중 하나로 Rib 구조의 개수를 들 수 있다. 직조 또는 경편 그물망 구조의 와이어 메쉬는 반사판 Rib 구조에 일정량 인장(tension)을 가하여 체결함으로써 반사판의 곡률이 적절히 형

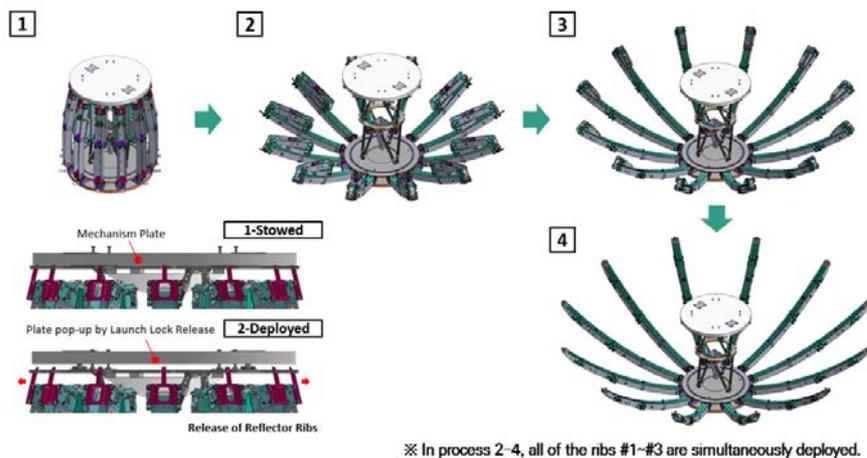


Fig. 3. Concept of launch locking mechanism and deployment sequence of mesh antenna model.

성될 수 있다. 여기서 Rib 구조 자체가 갖는 곡률로 인하여 Radial 방향으로서는 적절한 곡률 형성이 용이하나, 이에 대한 Tangential 방향으로서는 통상 'Gore'라고 명명하는 Rib 사이의 메쉬 영역의 구속조건 부재로 메쉬가 직진성을 나타낼 수밖에 없다. 이로 인해 급전부에서 발생한 신호들은 개구면까지 도달하는데 경로의 길이 차이가 발생하게 되고, 개구면에서 위상 불균일로 인해 안테나의 성능이 저하된다. 따라서 안테나 성능을 위해서는 전기/기계적인 Trade-off를 통해 Gore 영역 발생이 최소화되어야 하는데, Rib을 무한정 늘릴 수 없으므로 안테나 성능이 수렴되는 Gore 개수를 찾아야 하는 문제가 본 논문의 핵심내용이다. Fig. 4는 제작된 안테나 모델 형상을 나타낸다.

3. 고어 개수에 따른 안테나 특성 분석

3.1 반사판 안테나 해석 결과

Fig. 5는 이상적인 안테나 반사판과 고어 개수에 따른 반사판 구조를 비교하여 나타낸다. 안테나 고어 특성에 따른 RF 특성변화를 확인하기 위해 고어 개수를 그림과 같이 24개부터 64개까지 고려하였다.

본 논문의 안테나 설계 및 시뮬레이션은 CST의 Microwave Studio(Dassault Systèmes®)를 이용하여 수행하였으며, 반사판 고어의 개수를 증가시켜 안테나 성능 변화를 분석하였다. 고어 개수에 따른 특성을 확인하기 위해 반사판의 재질은 PEC(perfect electric conductor)를 사용하였다. Fig. 6은 고어의 개수에 따른 안테나의 E-평면과 H-평면에서의 동일편파 및 교차편파 방사패턴을 나타낸다. 이에 따른 안테나의 성능변화는 Table 2에 나타내었으며, 동일편

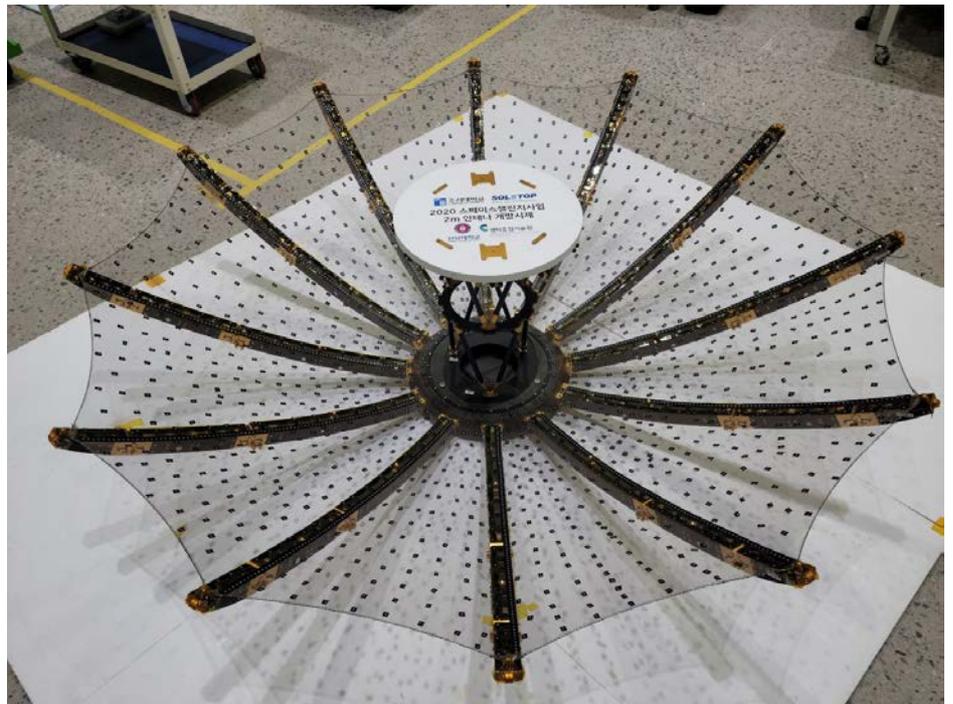


Fig. 4. Manufactured mesh antenna with 12-gores.

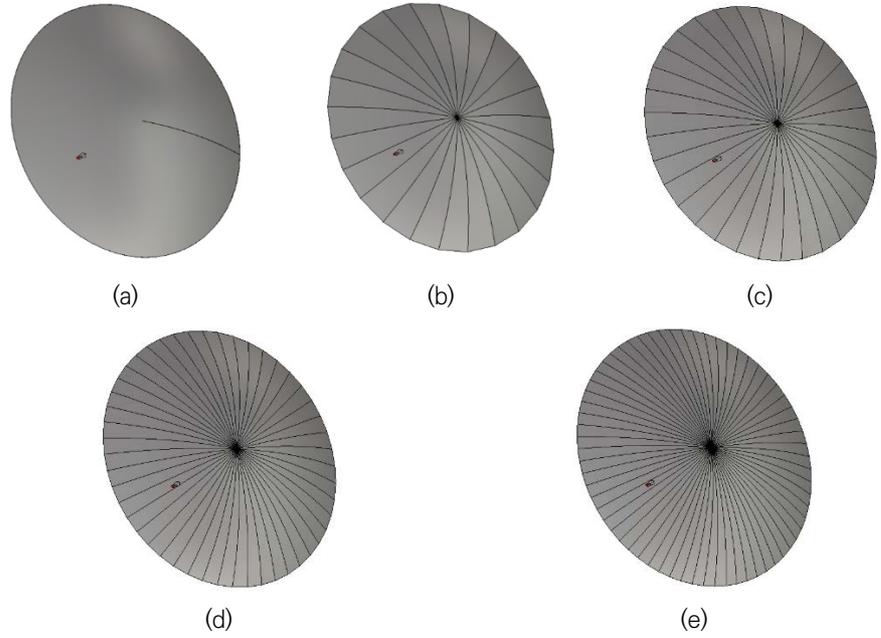


Fig. 5. Configurations of reflector antennas according to the number of gores (a) Ideal (b) 24-gore (c) 32-gore (d) 48-gore (e) 64-gore.

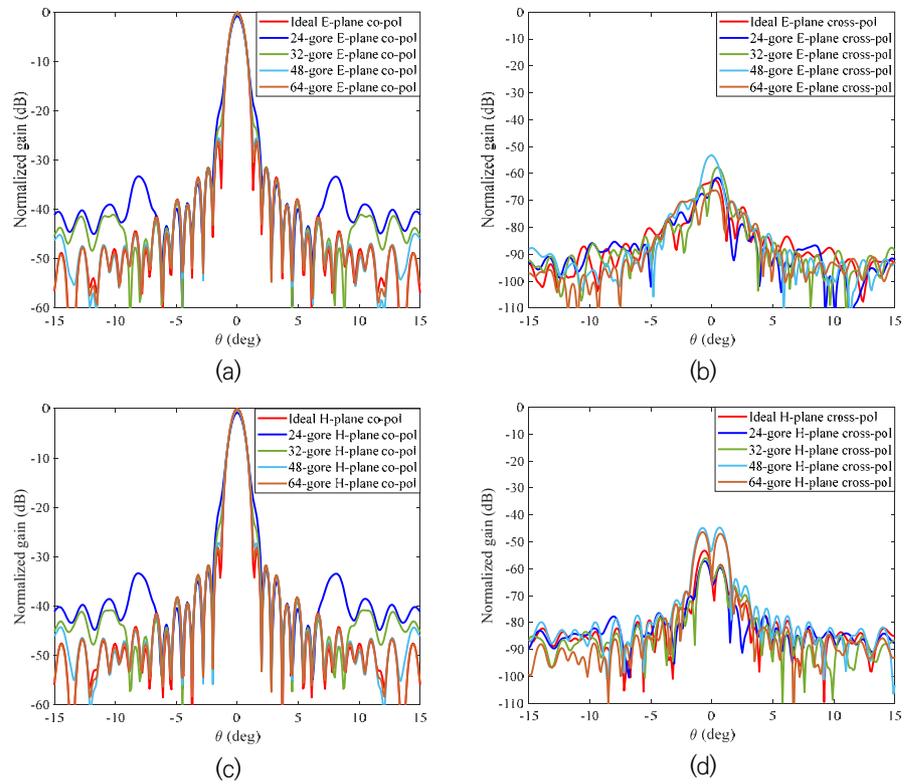


Fig. 6. Radiation patterns according to the number of gores (a) E-plane co-pol (b) E-plane cross-pol (c) H-plane co-pol (d) H-plane cross-pol.

Table 2. Summary of electrical performance of antenna according to the number of gores

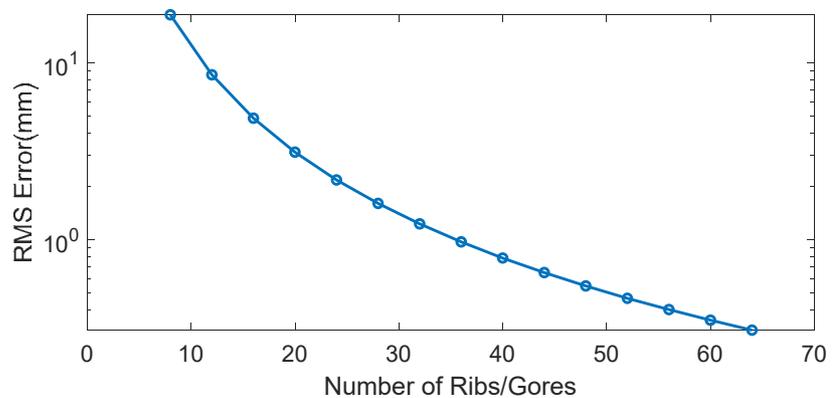
The number of gores	Gain (dBi)	Side-lobe level [dB]		3 dB BW (deg.)
		E-plane	H-plane	
Ideal	44.9	-26.5	-28.8	1.0
24	44.0	-30.7	-31.6	1.0
32	44.6	-31.1	-31.8	1.0
48	44.8	-25.5	-27.1	1.0
64	44.8	-26.1	-28.0	1.0

파의 경우 고어가 24개 이상이면 반사판이 이상적인 곡면인 경우에 비해 1 dB 이내로 이득이 감소하였다. 한편, 안테나 부엽레벨의 경우, 고어가 32개 이하인 Case에서는 첫 번째 부엽이 주엽과 합쳐지면서 빔폭이 넓어지는 특성을 나타내며, 안테나 이득에 비해 고어의 영향이 비교적 크게 나타났다. 고어가 64개 이상이면 반사판이 이상적인 곡면을 이루는 경우와 유사한 성능을 갖는 것을 확인하였다. 교차편파 특성의 경우, 고어의 개수가 증가하여 48개 이상일 때 교차편파 성분이 증가하였다. 안테나의 교차편파 성분은 SAR 시스템의 모호성 성능의 열화를 유발할 수 있으므로 교차편파 특성에 대한 고려가 필요하다.

3.2 RMS 특성 분석 및 Ruze's Equation 비교

고어로 인한 반사판 표면의 RMS 오차를 식 (3)을 이용하여 계산하였다. 고어 개수 증가에 따른 표면오차의 변화를 분석하였을 때, 고어개수가 36개 이상이면 RMS 표면오차가 1 mm 이내로 줄어드는 것을 확인하였다. 고어의 개수에 따른 반사판 RMS 표면오차의 변화는 Fig. 7에 나타내었다.

고어로 인해 발생하는 안테나 이득손실에 대해 Ruze's Equation[13]을 이용하여 분석하였다. 계산된 RMS 오차 값을 식 (4)에 대입하여 표면오차에 의한 이득손실을 계산하였으며, 이득 손실 값이 RMS 오차 크기에 비례하여 나타나는 것을 Fig. 8에서 확인할 수 있다. 고어 개

**Fig. 7.** Antenna RMS surface error according to the number of gores.

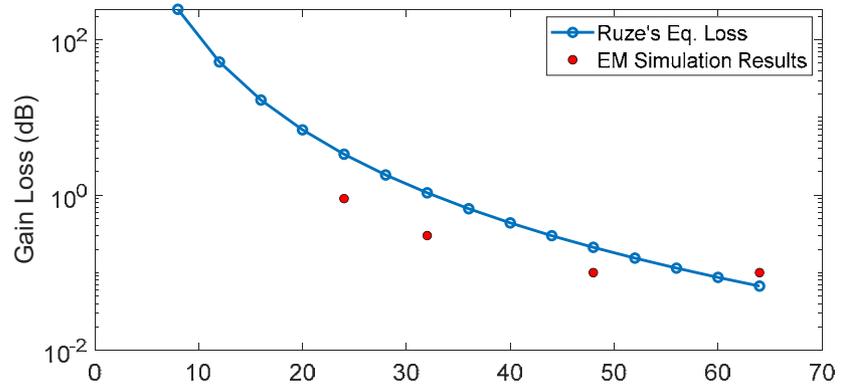


Fig. 8. Gain loss according to the number of gores.

수가 증가하여 RMS 오차가 작아짐에 따라 이득손실 값이 감소하였고, EM 시뮬레이션 결과와 비교하였을 때, 서로 동일한 경향을 나타내는 것을 확인하였다.

$$G(\epsilon) = G_0 e^{-\left(\frac{4\pi\epsilon}{\lambda}\right)^2} \tag{4}$$

$$G(\epsilon) = g_0 - 685.81 \left(\frac{\epsilon}{\lambda}\right)^2$$

4. 결론

본 논문은 메쉬 안테나의 경량화 및 고효율을 위한 Rib 개수의 최적화 시에 필수적으로 고려해야 하는 요소인 안테나의 전기적 성능 영향에 관해 시뮬레이션을 통해 고찰하였다. 메쉬 반사판의 직진성에 의해 형성되는 고어(Gore)의 개수가 적을수록 안테나의 이득 및 부엽레벨 등의 동일편파 성능이 저하되었으며, 부엽이 주빔과 합쳐져 빔폭이 넓어지는 영향이 있었다. 고어의 개수가 증가하여 직진성의 영향을 받는 반사판 영역이 감소하게 되며, 이에 따라 이상적인 반사판일 때와 유사한 성능특성을 나타내었다. 교차편파의 경우, 고어가 48개 이상일 때 증가하는 경향이 나타났다. 향후 안테나 메쉬의 소재 특성을 고려하여 반사판 안테나에 대한 분석을 수행할 계획이다. 안테나의 임무목적에 따른 RF 성능 요구사항을 고려하여 Rib 구조의 개수를 최적화한다면 위성 통신, 위성 SAR, SIGINT 등 다양한 분야에 적용 가능할 것으로 사료된다.

감사의 글

본 연구는 2020년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 스페이스챌린지 사업의 지원을 받아 수행되었음(NRF-2020M1A3B8084734).

References

1. Ince F, Nano and micro satellites as the pillar of the “new space” paradigm, *J. Aeronaut. Space Technol.* 13, 235-250 (2020).
2. Umbra lab (2021) [Internet], viewed 2021 Aug 21, available from: <https://umbra.space/products/radio-frequency-sensing>
3. ICEYE (2021) [Internet], viewed 2021 Aug 21, available from: <https://www.iceye.com/sar-data/satellite-capabilities>
4. i-QPS (2021) [Internet], viewed 2021 Aug 21, available from: <https://i-qps.net/>
5. Rusch W, Wanselow R, Boresight-gain loss and gore-related sidelobes of an umbrella reflector, *IEEE Trans. Antennas Propag.* 30, 153-157 (1982). <https://doi.org/10.1109/TAP.1982.1142748>
6. Manohar V, Kovitz JM, Rahmat-Samii Y, Ka band umbrella reflectors for CubeSats: revisiting optimal feed location and gain loss, in 2016 International Conference on Electromagnetics in Advanced Applications (ICEAA), Cairns, Australia, 19-23 Sep 2016.
7. Zhang S, Duan B, Random error characterization of nonsmooth parabolic reflector antennas with gore-faceted or discontinuous surface, *IEEE Trans. Antennas Propag.* 69, 1922-1930 (2020). <https://doi.org/10.1109/TAP.2020.3026870>
8. Kwak CS, Uhm MS, Yom IB, Analysis of faceted-reflector antenna, *J. Satell. Inf. Commun.* 5, 34-39 (2010).
9. Park YH, Im JH, Jang IS, Oh HW (2021), Development of mesh-type reflector antenna based on superelastic shape memory alloy, in Proceedings of Fall Conference of the The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2021, Jeju, Korea, 17-19 Nov 2021.
10. Park TY, Chae BG, Kim HR, Kim YB, et al., (2021), Main reflector deployment mechanism design of deployable mesh antenna, in Proceedings of Fall Conference of the The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2021, Jeju, Korea, 17-19 Nov 2021.
11. Kim YB, Im JH, Jung GS, (2021) Development of deployment structures using composite tape spring hinges , 2021 항공우주학회 추계학술대회논문집.
12. Jang IS, Shin SJ, Oh HW, Im JH, Kim HR, et al., (2021) Deployment test of multi-functional mesh-type deployment antenna capable of generating solar power, in Proceedings of Fall Conference of the The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2021, Jeju, Korea, 17-19 Nov 2021.
13. Kiedron K, Chian CT, Chuang KL, Statistical analysis of the 70 meter antenna surface distortions, *The Telecommunications and Data Acquisition Progress Report* (1987).

Author Information

김진혁 jhkim84@soletop.co.kr



2017년에 동국대학교에서 박사학위 취득 후 2017년부터 2021년까지 극동통신에서 재직하였고, 2021년부터 (주)솔탑에 재직 중이다. 현재 초소형위성안테나 기술 개발 관련 연구에 참여하고 있다.

김홍래 hrkim@soletop.co.kr



한국항공대학교에서 항공우주공학 박사학위를 취득했다. 2015년부터 (주)솔탑에 입사하여 초소형위성연구팀의 팀장으로 재직 중이다. 관심 분야는 초소형위성 임무 및 시스템 개발로 2U위성에서부터 마이크로위성에 대한 프로젝트에 다양하게 참여하고 있다.

이시아 salee@soletop.co.kr



한국항공대학교에서 2019년 항공전자공학 학사, 2021년 석사학위를 취득하였다. 2021년부터 (주)솔탑의 주임연구원으로 재직 중이며, 현재 초소형 위성용 안테나 개발 연구에 참여하고 있다.

채봉건 bgchae@steplab.co.kr



2016년, 2021년 조선대학교 항공우주공학과 학사학위와 석사학위를 취득하였다. 2018년부터 2019년까지 드림스페이스월드, 2019년부터 2021년까지 (주)솔탑에서 선임연구원으로 재직하였으며, 2021년부터 (주)스텝랩 우주비행체개발본부에 재직중에 있다. 현재 초소형 위성 SAR 위성군 열제어계 및 대형안테나 전개 구조물 관련 연구에 참여하고 있다.

박태용 typark@soletop.co.kr



조선대학교에서 항공우주공학 전공으로 2015년 학사, 2017년 석사학위, 2021년 박사학위를 취득하였다. 2021년부터 (주)솔탑 선임연구원으로 재직 중이며, 현재 초소형위성 시스템 개발, 기계설계 및 구조해석, 초소형 위성용 안테나 개발 연구 등에 참여하고 있다.

오현웅 ohu129@chosun.ac.kr



1992년 한국항공대학교 항공우주공학 학사학위, 동 전공으로 일본 동경대학교에서 1997년 석사학위, 1999년 박사학위를 취득했다. JAXA (1999-2005), 국방과학연구소(2005-2012)에서 근무했다. 현재 조선대학교 스마트이동체융합 시스템공학부에서 교수로 재직 중이며, 일본 항공우주학회(JSASS), 한국항공우주학회(KSAS), 한국소음진동공학회(KSNVE) 등에 편집위원으로 참여 중에 있다. 위성/탑재체 기계 시스템, 초소형위성 및 관련기술, 우주용 전개형 안테나, 수동형/반능동형 진동제어, 스마트 재료 및 구조의 우주응용, 우주용 메커니즘, 위성 열제어 등 다양한 연구를 수행하고 있다.

최한솔 hschoi@soletop.co.kr



전북대학교에서 2019년 기계공학 학사학위, 2021년 기계공학 석사학위를 취득하였다. 2021년부터는 (주)솔탑에 입사하여 주임연구원으로 재직 중이다. 관심 분야는 인공위성 전개장치의 다물체동역학 해석 및 구조설계 기술이며, 현재 초소형위성개발 사업에 참여하고 있다.

논문

NASA 워크숍 및 해외 착륙임무에 기반한 달 착륙 후보 지역과 임무에 대한 고찰

이주희[†], 류동영

한국항공우주연구원

A Review of the Candidate Areas and Missions for Lunar Landing Sites based on NASA Workshop & Overseas Landing Missions

Joohee Lee[†], Dong-Young Rew

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: October 13, 2021
Revised: November 1, 2021
Accepted: November 4, 2021

†Corresponding author :

Joohee Lee
Tel : +82-42-860-2378
E-mail : jhl@kari.re.kr

Copyright © 2021 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

Joohee Lee
<https://orcid.org/0000-0001-8968-0900>
Dong-Young Rew
<https://orcid.org/0000-0002-2450-4313>

요약

우리나라는 2022년 8월 시험용 달 궤도선을 처음으로 달에 보낼 계획이다. 그리고 제3차 우주개발 진흥 기본계획을 통해서 밝힌 바에 따르면 이후 2030년 이전까지는 달 착륙선을 달에 보낸다는 계획이다. 달 착륙지역 선정에는 착륙선의 임무에 따라 적합한 착륙 지역이 달라질 수 있으며, 따라서 성공적인 달 탐사 임무 설계를 위해서는 달 착륙지역에 대한 사전 연구가 반드시 필요하다. 본 논문에서는 2018년 NASA 워크숍에서 제안한 주요 달 착륙 후보지역에 대한 자료를 바탕으로 NASA의 MoonTrek을 이용하여 14개 제안 지역중 주요 지역의 특성을 분석하였다. 그리고 이런 지역이 향후 어떠한 달 착륙 임무에 적합한지 알아보았다. 또한 최근 달 착륙 국가들의 달 착륙 지역과 아르테미스(Artemis) 계획을 통해 달 남극의 중요성에 대해서도 알아 보았다.

Abstract

Korea plans to send a pathfinder lunar orbiter to the Moon for the first time in August 2022. And according to the 3rd Basic Plan for Space Development Promotion, the plan is to send a lunar lander to the Moon before 2030. The selection of the lunar landing area can be varied depending on the lunar lander's mission, therefore preliminary research on the lunar landing sites is essential for a successful lunar exploration mission design. This paper analyzed the characteristics of major regions among 14 proposed regions using NASA's MoonTrek based on the data on the candidate areas for the major moon landing proposed sites by the NASA workshop in 2018. And we looked into what kind of future moon landing missions are suitable for these areas. We also looked at the importance of lunar Antarctica area through the recent lunar landing areas of Moon landing countries and Artemis plan.

핵심어 : 달 착륙 지역, 달 남극 지역, Shackleton 충돌구, 아르테미스 프로그램

Keywords : lunar landing site, lunar polar region, Shackleton crater, Artemis program

1. 서론

우리나라는 2022년 8월 시험용 달 궤도선을 국내 최초로 달에 보낼 예정이다. 시험용 달 궤도선(KPLO)은 달의 궤도를 공전하는 달 관측 임무를 수행할 예정이다. 달 궤도선 이후 2030년 이전까지는 달 착륙선을 달에 보낸다는 계획을 제3차 '우주개발진흥 기본계획(2018년)'을 통해 밝히고 있다[1]. 달 착륙 임무를 위해서는 임무의 형태에 따라 착륙지역이 다르게 선정될 수 있다. 그렇지만 기본적으로 달 착륙지는 착륙선의 안전한 착륙을 위해 암석이 적고 경사도가 완만한 지역이 선호되며, 착륙선의 운용과 임무 기간 측면에서 태양의 일조량이 고려되어야 한다. 이에 따라 달 착륙지역 선정에는 달 착륙선의 임무에 따라 착륙 지역이 다르게 선정될 수 있다.

또한 성공적인 임무설계를 위해서는 달 착륙지역에 대한 사전 연구가 반드시 필요하다. 국내의 경우, 달 연구에 대한 연구자들이 이전보다 증가는 하고 있지만 아직도 부족한 실정이며, 이에 달 착륙지역에 대한 상세한 연구도 부족하다. 그렇지만 이미 1969년 아폴로(Apollo) 유인 달 착륙을 진행한 미국 NASA는 다양한 달 지형과 특성에 대한 많은 자료들과 지속적인 연구가 진행되고 있다.

최근에는 아시아 지역의 중국, 일본, 인도 등이 달 착륙 임무를 진행했거나 계획하고 있다. 중국의 경우, 이미 창어(Chang'e) 4호를 통해 달 뒷면 착륙에 성공하였으며, 창어 5호를 통해 달 샘플 귀환 임무를 성공적으로 수행하였다. 인도에서는 찬드라얀(Chandrayaan) 1호를 통해 궤도선 발사를 수행하였으며, 비록 실패를 했지만 찬드라얀 2호를 통해 달 착륙을 시도하였다. 일본도 일찍이 셀레네(Selene, 가구야) 달 궤도선 발사에 성공하였으며, 달 착륙 임무를 수행할 슬림(SLIM, Smart Lander for Investigating Moon) 착륙선 발사를 계획하고 있다. 미국 항공우주국(NASA)에서는 늦어질 수는 있지만 2024년 아르테미스(Artemis) 계획을 통해 다시 달에 사람을 보낸다는 계획을 추진하고 있다. 이를 위해 아르테미스 발사 이전에 민간 기업을 중심으로 상업용 달 탐사 탑재체 발사 서비스(CLPS, Commercial Lunar Payload Services)를 통해 우리나라를 비롯한 여러 국가들과 협력하고 있다. 또한 이스라엘의 민간기업에서도 비록 착륙에는 실패하였지만 베레시트(Beresheet)라는 달 착륙선의 달 착륙을 시도한 바 있다[2].

해외의 달 착륙 임무는 통상적으로 과학적 목적에 따라 분류하고 있지만, 우리의 경우는 과학, 기술, 활용 등의 측면에 따라 임무의 목적을 분류하는 것도 가능하리라 생각한다. 목적에 따라 분류하는 달 착륙 임무는 여러 유형(대분류로 과학, 기술, 활용, 유인 등)으로 분류할 수 있으며, 달의 구성성분 및 진화 연구와 관련한 순수 과학 목적(과학 목적에도 세부적인 분류가 다양하게 있을 수 있음)을 위한 임무, 달과 같은 태양계 내의 다른 천체에 착륙하는 기술 개발을 위한 기술적 목적의 임무, 달의 자원을 연구하고 활용하기 위한 자원탐사 임무, 향후 인간의 체류 탐사 준비를 위한 유인탐사 활용 임무 등[3,4,5]으로 구분할 수 있을 것이다.

따라서 본 논문에서는 미국 NASA를 중심으로 해외에서 연구된 달 착륙 주요 후보지역에 대한 자료를 바탕으로 미국 NASA의 문트랙(MoonTrek)[6]을 이용해 주요 지역의 특성을 분석하고, 향후 어떤 달 착륙 임무에 적합한지 알아보았다.

2. NASA 워크숍 자료 주요 지역 분석 및 임무 분류

달 착륙 지역의 특성을 분석하기 위해서 SSERVI(Solar System Exploration Research

Virtual Institute)와 LEAG(Lunar Exploration Analysis Group) 주관으로 2018년 1월에 미국 NASA의 에임즈 연구센터에서 개최되었던 달 착륙 임무를 위한 달 과학 워크숍에서 도출된 14개 지역[7]에 대해서 정리하고, 주요 관심 대표 지역에 대해서 NASA의 MoonTrek을 이용하여 지역 환경을 분석하고 관련 임무를 정리해 보았다.

미국 NASA의 JPL에서 개발한 MoonTrek을 이용하면 달 착륙지 지형에 대한 거리, 경사도, 태양 고도각, 3D 지형도 등을 알아볼 수 있으며, 착륙지역의 지형에 대해 대략적인 특성을 확인할 수 있다. 여기서는 주로 착륙지의 경사도와 같은 착륙 안정성에 초점을 두었다.

Fig. 1에서는 달 착륙 임무를 위한 달 과학 워크숍에서 제시한 주요한 14곳의 착륙지역을 보여주고 있다. 달 앞면의 바다 지역과 적도 부근의 저위도 지역에 다수의 착륙 후보지역을 제안하고 있으며, 달 과학 임무뿐만 아니라 달 남극 지역도 기술적 발전과 유인 탐사 임무를 위해 향후 착륙 임무에 중요한 지역으로 고려되고 있음을 알 수 있다.

우리나라의 경우, 아직 달 착륙 임무 및 착륙지역에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있지는 않지만, 시험용 달 궤도선에 탑재된 관측카메라인 LUTI의 촬영 계획에 향후 착륙 후보지역으로 예상되는 지점을 촬영하는 임무도 계획되어 있는 만큼 이러한 자료를 활용하여 국제협력으로 착륙지역에 대해 연구한다면 향후 우리의 달 착륙 지역 연구에도 많은 도움이 되리라 본다. 우리나라는 달 착륙 임무 및 착륙지역 선정시 고려해야 할 사항은 많이 있겠지만 과학 기술적 사항뿐만 아니라, 기본적으로 지속적 탐사 연구를 위해 우리나라의 '우주개발진흥 기본계획' 상에 반영 또는 반영해야 할 임무(계획 상의 과학연구, 자원탐사, 기술개발 및 향후 우주기지 건설 등)를 고려할 것인가?, 시험용 달 궤도선의 과학적 임무(탑재체로는 PolCam, KGRS, KMAG, LUTI, ShadowCam 등이 탑재됨) 지속을 고려할 것인가?, 과학, 기술검증 및 향후 활용 측면의 임무보다는 기술적 제한사항을 우선시하여 도전적보다는 안정적 착륙지를 고려할 것인가? 등의 정책적 사항도 고려될 수 있을 것이다. 또한 임무 고려사항으로 달 착륙 임무의 큰 범주인 달 과학 연구, 달 탐사 기술검증, 달 자원 개발 연구, 달 유인탐사 준비 연구 등의 임무 중 어느 임무에 우선순위를 둔 것인가도 반드시 고려해야 할 것이다.

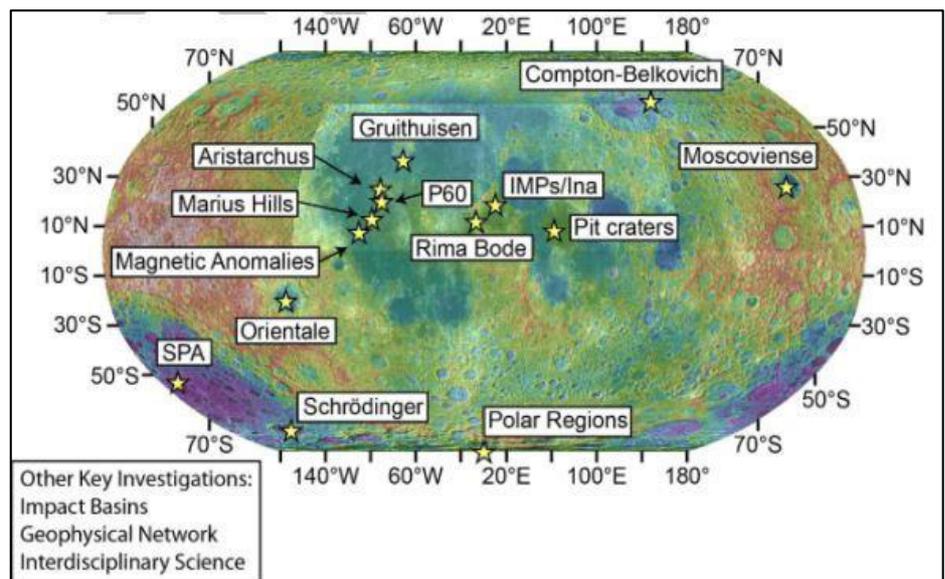


Fig. 1. Yellow stars indicate the high-priority landing sites outlined in the workshop report [7].

2018년 NASA 달 착륙지 과학임무 워크숍에서는 달 과학을 위한 착륙 임무에 대해 여러 과학적 측면을 고려하여 가능성 있는 지역을 제시하였으며, 아래에 제시한 지역의 주요 특징에 대하여 정리하였다. 일부 지역은 우리나라 연구자들이 관심을 갖고 있는 지역과도 중복되는 경우가 있어서 관심을 갖고 분석해 볼 필요성이 있다. Erica R. Jawin 등이 NASA 워크숍 보고서에서 제시한 14곳은 (1) 아리스타쿠스 충돌구(Aristarchus, 50°W, 25°N), (2) 콤프턴-벨코비치 화산 퇴적물 지역(Compton-Belkovich Volcanic Deposit, 99.5°E, 61.1°N), (3) 그루이트휘젠 돔(Gruithuisen domes, 40.5°W, 36.6°N), (4) IMPs 지역(Irregular mare patches, 5.3°E, 18.66°N, Ina), (5) 자기장 이상 지역(Magnetic anomalies, e.g., 59°W, 7.5°N, 레이너 감마/Reiner Gamma), (6) 마리우스 힐스(Marius Hills, 53°W, 13°N), (7) 모스크바의 바다(Mare Moscoviense, 147°E, 26°N), (8) 동방의 바다(Mare Orientale, 95°W, 20°S), (9) P60 현무암 지대(P60 basaltic unit, 49°W, 20°N), (10) 원형 구덩이(pit craters, e.g., 33.22°E, 8.336°N, 고요의 바다/Mare Tranquillitatis), (11) 극 지역(polar regions, e.g., 0.0°E, 89.9°S, 새클턴 충돌구/Shackleton crater), (12) 리마 보데(Rima Bode, 3.5°W, 12°N), (13) 슈뢰딩거 충돌구(Schrödinger, 135°W, 75°S), (14) SPA(South Pole Aitken) 분지(SPA basin, 170°W, 53°S) 등이다[7].

이러한 주요 지역에 대해서 임무별(과학, 기술, 활용, 유인 등)로 어떤 임무가 가능한지 분석해 보고, 임무 목적에 따라 대표적인 주요 지역에 대해서는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 세부적인 환경을 조사해 보았다. 달 지형에 대한 구체적인 설명보다는 임무의 여러 유형 중에서 어떠한 목적으로 탐사 주제를 정할 것인지에 대해서 분석하였다.

2.1 아리스타쿠스 충돌구(Aristarchus Crater, 50°W/25°N, 달 앞면/바다 지역, 과학 임무)

달 앞면 폭풍의 대양(Oceanus Procellarum) 지역의 아리스타쿠스 고원 고지대에 있으며, 화산 쇄설물이 축적되어 있어 화산과 충돌구에 대하여 동시 연구가 가능한 것으로 알려졌다. 또한 이러한 화산 쇄설물에는 많은 휘발성 물질이 포함되어 있을 수 있다[7]. 비교적 젊은 아리스타쿠스 충돌구와 고원지대는 지질학적으로 달에서 가장 복잡한 지형 중의 하나로 보며, 달 탐사 임무 중에서 달 과학(지질) 연구 측면에서 탐사지역으로써 의미가 있다고 판단된다. 또한 이 지역은 아폴로 18호의 유인 임무(실제 진행 안됨)와 향후 아르테미스(Artemis) 계획의 착륙 후보지역으로 거론되었다[8]. Fig. 2에서는 아리스타쿠스 충돌구의 LROC(Lunar Reconnaissance Orbiter Camera) 탑재체 관측 이미지를 보여주고 있다. Fig. 3에서는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 기본적인 경사도와 태양각 등을 분석하였다. 아리스타쿠스 충돌구의 왼쪽 상단 11시 방향으로 경사도가 양호한 지역이 확인되며, 태양각도 달의 낮 시간 동안 양호한 것으로 보여 향후 자세한 주변지역 분석을 통해 기술적으로 착륙에 안전한 착륙 후보 지역으로 적합한지를 검토할 필요성이 있다고 판단된다. Fig. 4에서는 아리스타쿠스 충돌구 주변(Fig. 3의 왼쪽 상단 노란색 박스 부분)의 3차원 지형을 출력한 화면으로 중간 지점까지 약 10 km 정도는 양호한 지형 기울기를 확인할 수 있다.

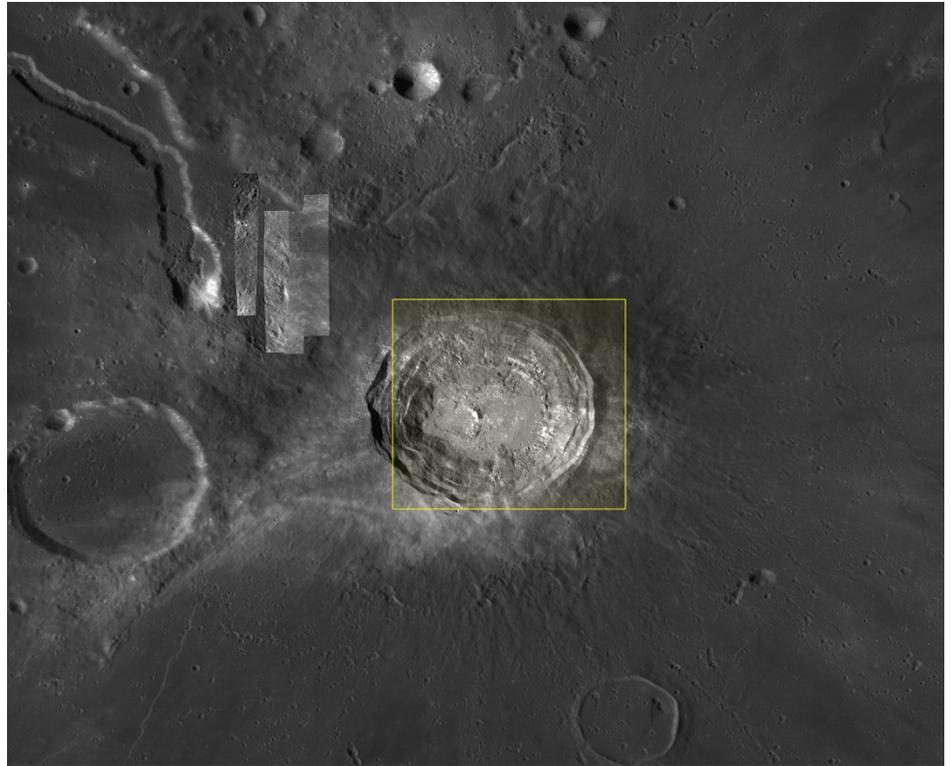


Fig. 2. Aristarchus crater search result using NASA MoonTrek website. LRO NAC and Chang'e 2 CCD Merge, Ortho Mosaic [6].

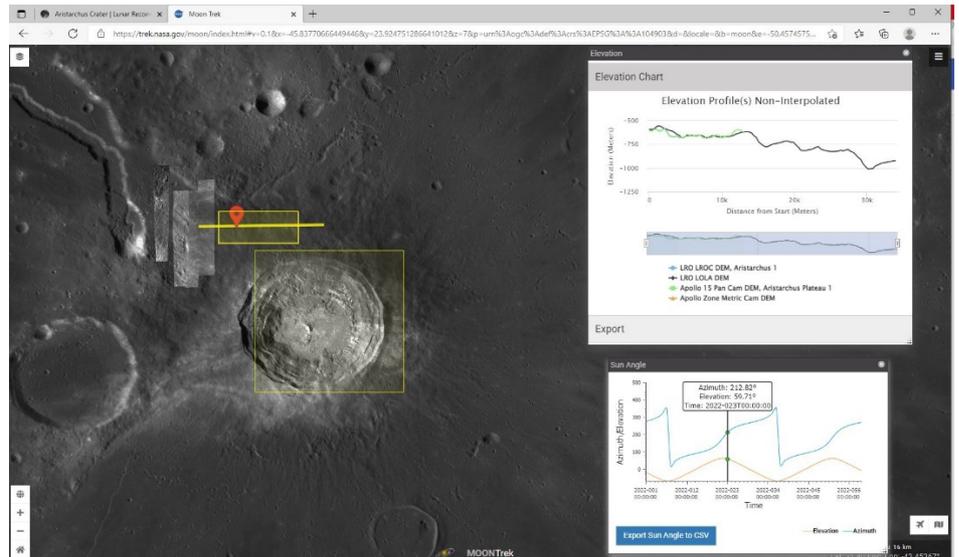


Fig. 3. Elevation profile and Sun angle at near site of Aristarchus crater.

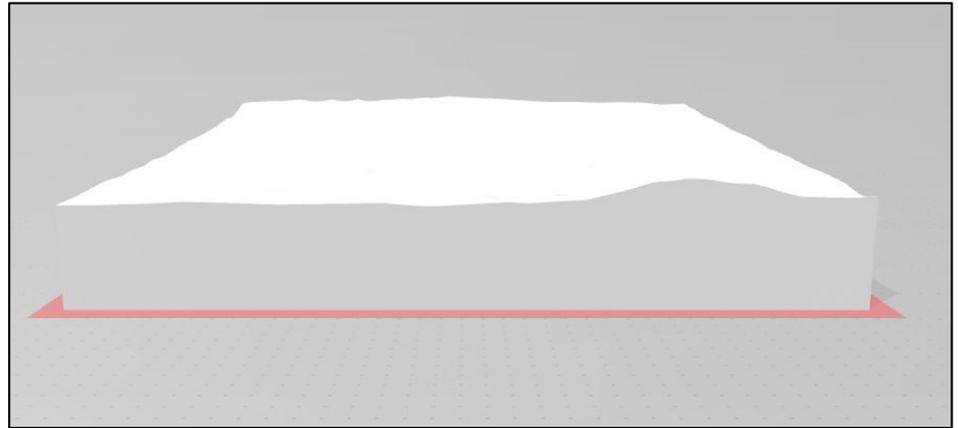


Fig. 4. Generated 3D print file of surrounding areas at Aristarchus crater.

2.2 자기장 이상 및 스월 지역(Magnetic Anomalies and Swirls, 59°W/7.5°N, 레이너 감마(Reiner Gamma), 달 앞면, 과학 연구)

달에서 지역적으로 자기장을 띄며, 알베도(Albedo)가 높아 밝게 보이는 대표적인 루나 스월 지역으로 8곳 정도가 있는데, 레이너 감마 지역(Fig. 5)은 그 중의 한 곳으로 자기장도 강하게 측정되고 있다[7]. 달에 스월이 발생한 가설로는 태양풍의 부분적 차폐 현상, 혜성 충돌, 부서진 혜성의 충돌, 하전 입자 먼지의 이동[7,9] 등이 있으며, 최근 달 과학 주요 연구 주제 중의 하나인 스월 연구에 적합하다고 본다. 또한 달 형성 이후 점차적으로 소멸하고 있는 달 주변 미세한 자기장 세기를 측정해 세계적 수준의 고정밀 3차원 자기장 지도를 작성하는 것이 임무인 KPLO 달 자기장 측정 탐재체의 관측 대상 지역이기도 하다. 달 표면의 자기 이상 지역 연구 등을 통해 달 생성과 진화과정, 태양과 상호작용 관계 규명에 필요한 자료를 확보할 달 과학 연구 측면에서 탐사지역으로써 의미가 있다고 본다.

Fig. 6에서는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 레이너 감마 지역의 기본적인 경사도를 조사

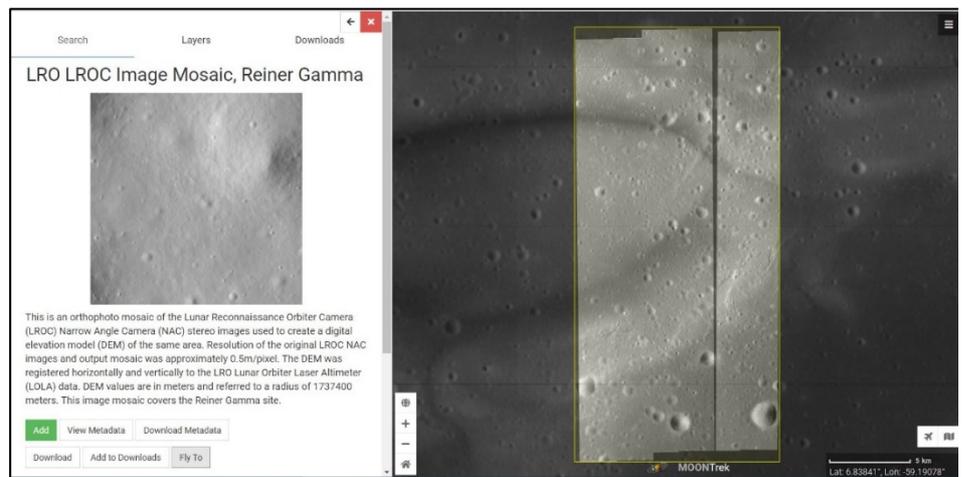


Fig. 5. Reiner Gamma Lunar Swirl search using MoonTrek.

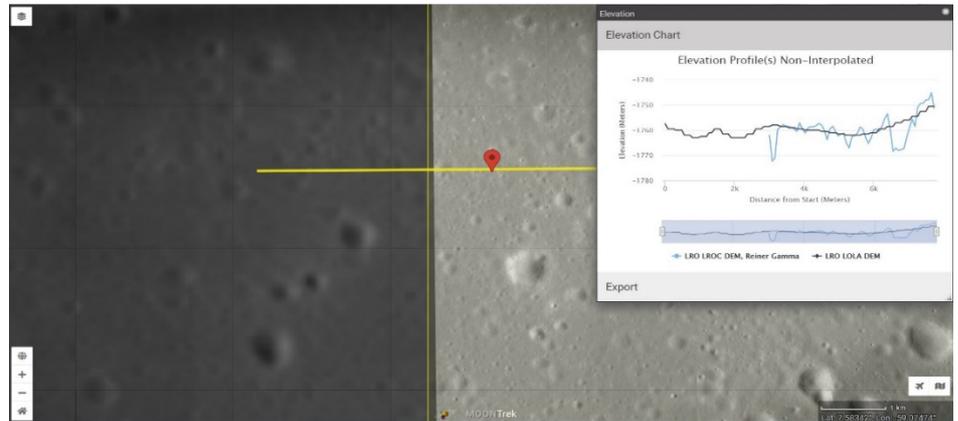


Fig. 6. Elevation profile at near site of Reiner Gamma lunar swirls.

하였다. 레이너 감마 주변 지역의 경사도는 안전한 착륙에 필요한 경사도를 갖는 지역이 다수 확인되는 것으로 보여 향후 자세한 주변지역 분석을 통해 적합한 착륙 후보지역을 검토할 필요성이 있다고 판단된다. Fig. 7에서는 레이너 감마 주변의 3차원 지형을 출력한 화면으로 거시적으로 양호한 지형 기울기를 확인할 수 있다.

2.3 마리우스 힐스(Marius Hills, 53°W/13°N, 달 앞면의 바다 지역, 유인 탐사 연구)

달의 화산 지대에 속하며, 용암 동굴이 발견된 지역으로 원형 구덩이(Pit Crater)와 용암 동굴(Lava Tubes)이 연계되어 있는 경우가 많이 있다. 일본 달 궤도선인 셀레네(Selene)의 레이더 관측 자료를 이용하여 지하 동굴의 터널을 확인(최소 폭 1 km, 길이 50 km)하기도 하였다 [7]. 향후 유인 달 탐사시 달에 떨어지는 운석 등으로부터 인간을 보호하는 거주시설인 월면 기지를 건설할 수 있는 후보지역 중의 한 곳으로 판단된다.

Fig. 8에서는 NASA의 LRO에서 LROC를 이용해 촬영한 지역의 영상을 MoonTrek을 이용하여 검색한 이미지이다. 마리우스 힐 지역의 경사도를 조사한 이미지(Fig. 9)와 3차원 지형을 출력한 이미지(Fig. 10)를 통해 대략적으로 착륙선의 착륙이 가능 정도의 경사도를 갖는 지형이 있음을 확인하였다. 향후 주변지역에 대한 보다 정밀한 분석을 통해 기술적으로 착륙에 안전한 착륙 후보지역인지를 검토할 필요성이 있다고 판단된다.



Fig. 7. Generated 3D print file of surrounding areas at Reiner Gamma lunar swirls.

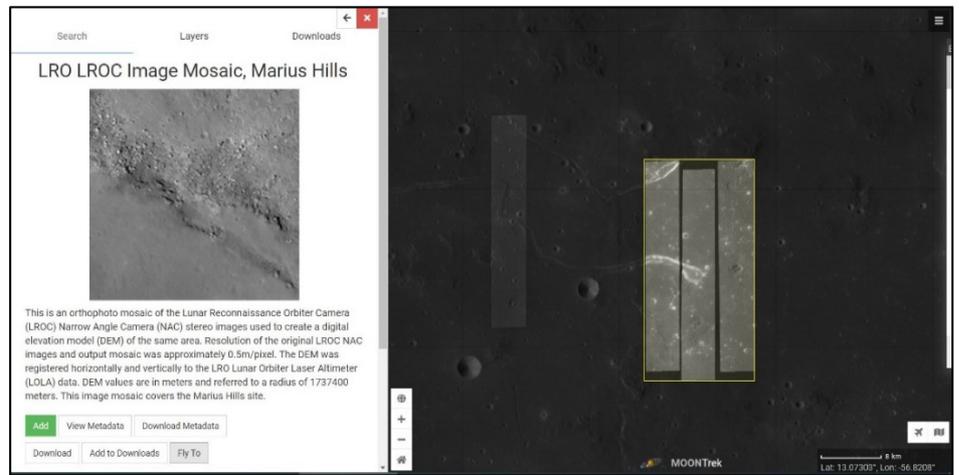


Fig. 8. Marius Hills search using MoonTrek.

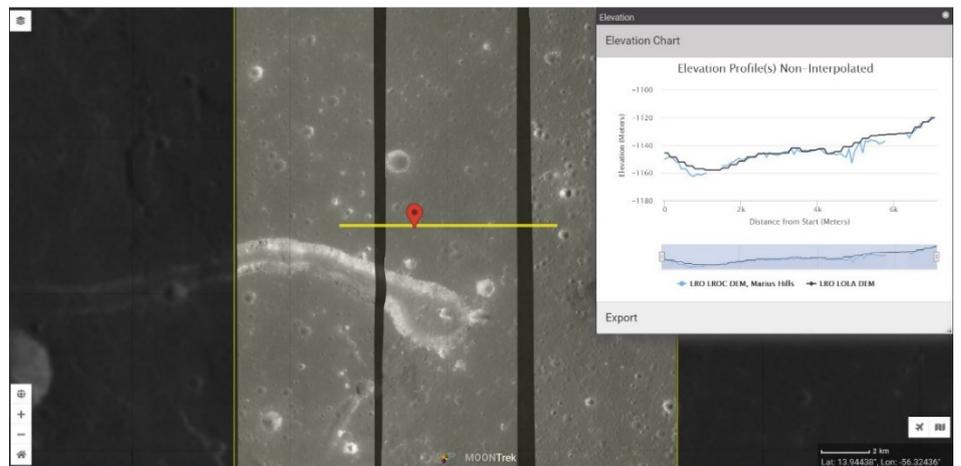


Fig. 9. Elevation profile at near site of Marius Hills.

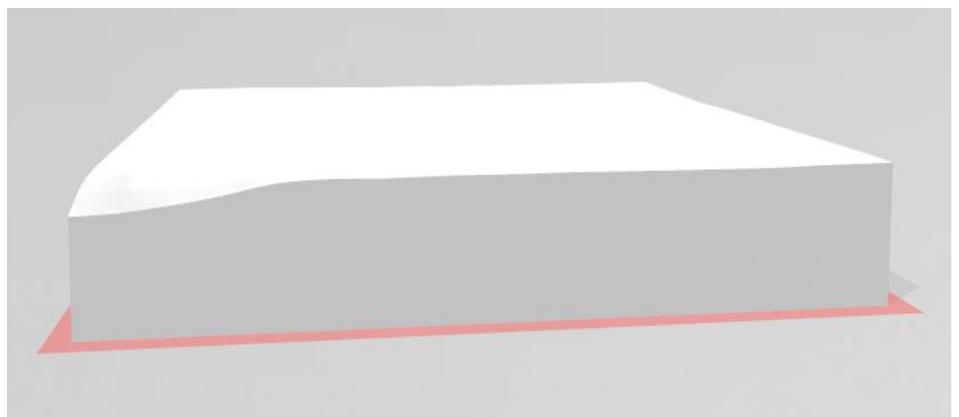


Fig. 10. Generated 3D print file of surrounding areas at Marius Hills

2.4 모스크바의 바다(Mare Moscoviense, 147°E/26°N, 달 뒷면, 자원 활용 연구)

모스크바의 바다는 달 뒷면에 위치하며 지역은 표면이 평평하며 높은 함량의 이산화티타늄이 존재하는 것으로 알려졌으며, 화산 쇄설암과 루나 스윌이 나타나는 지역으로 측정되는 자기장은 약한 편(4 nT)이지만 헬륨-3가 풍부한 것으로 분석되고 있다[7]. 또한 모스크바의 바다는 국내 달 과학 연구자인 Kim et al.은 헬륨-3가 풍부한 달 착륙 가능한 지역이라는 논문을 발표하기도 했다[10]. 따라서 이들 연구진은 시험용 달 궤도선(KPLO)에 탑재될 고해상도 카메라(LUTI)의 임무 기간 중에 이 지역에 대한 영상 촬영을 제안하기도 하였다. 따라서 달 과학 및 자원탐사 연구 측면의 탐사임무 지역으로써 의미가 있다고 볼 수 있다. Fig. 11에서는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 LROC로 촬영한 모스크바의 바다 지역의 검색 영상을 보여준다. 이 지역의 경사도를 조사하면 Fig. 12에서와 같이 일부 지역에서는 경사도가 착륙에 적합하지 않은 지역도 볼 수 있다. 그렇지만 Fig. 13에서와 같이 3차원 지형을 출력해 보면 전체적으로는 경사도가 완만한 지역이 많아 착륙선의 착륙에 적합한 지역을 찾을 수 있다. 주변 지역에 대한 보다 정밀한 분석을 통해 기술적으로 착륙에 안전한 착륙 후보지역과 위험한 지역을 분석할 필요성이 있을 것이다.

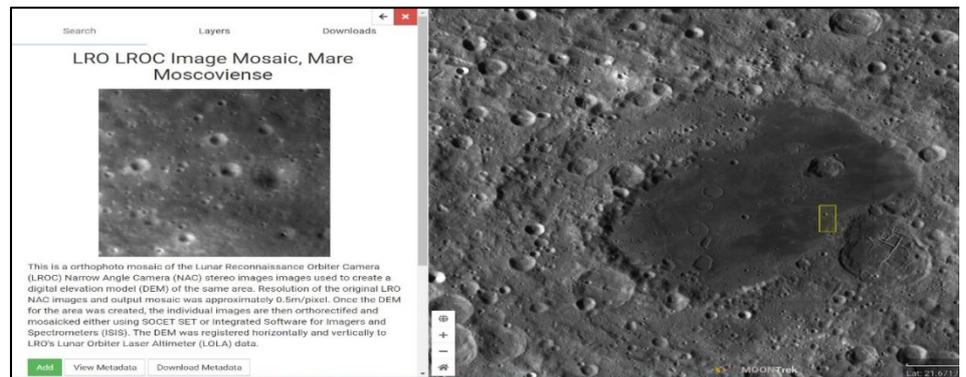


Fig. 11. Mare Moscoviense search using MoonTrek.

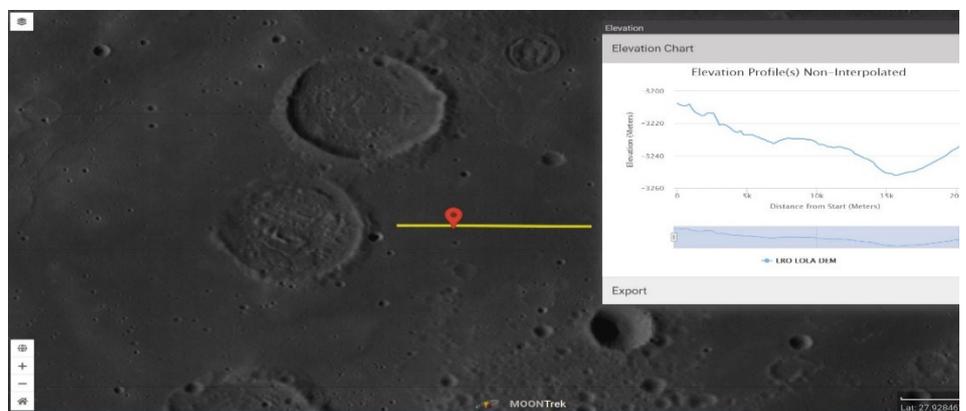


Fig. 12. Elevation profile at near site of Mare Moscoviense.

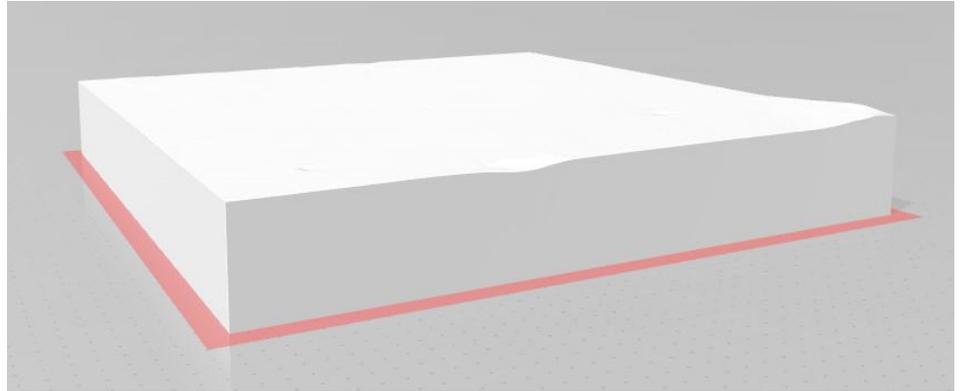


Fig. 13. Generated 3D print file of surrounding areas at Mare Moscoviense.

2.5 원형 구덩이/용암동굴(Pit Crater/Lava Tubes, 고요의 바다(Mare Tranquillitatis), 33.22°E/ 8.336°N, 달 앞면, 유인 탐사연구)

달에 존재하는 원형 구덩이는 일반적으로 화산체의 중심부가 수직으로 침강한 함몰 구조를 보이며, 달 표면에 존재하는 수직 구덩이 형태의 용암 동굴로 구덩이는 용암 동굴 위의 표면이 붕괴되면서 형성된 것으로 추정되고 있다. 관측된 구덩이들의 지름은 5~900 m로 다양하며, 지하로 가면서 넓어지는 형태를 보인다[7,11]. NASA LRO 탐사선에 의해 2009년부터 달 표면에서 약 200개 이상을 발견했다. 대표적으로 고요의 바다 지역을 비롯하여 라쿠스 모티스(Lacus Mortis), 마리우스 힐(Marius Hills), 지혜의 바다(Mare Ingenii) 등에 있다. 향후 유인 우주탐사 시에 거주 공간으로 활용 가능하다고 볼 수 있는 지형이다. Fig. 14는 달의 앞면 고요의 바다 지역을 검색한 결과를 보여주고 있으며, Fig. 15는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 본 주변지역의 경사도를 볼 수 있다. Fig. 16에서는 고요의 바다 주변 지역에 대한 3차원 지형을 출력한 화면으로 약 30 km 정도는 양호한 지형 기울기를 확인할 수 있다.

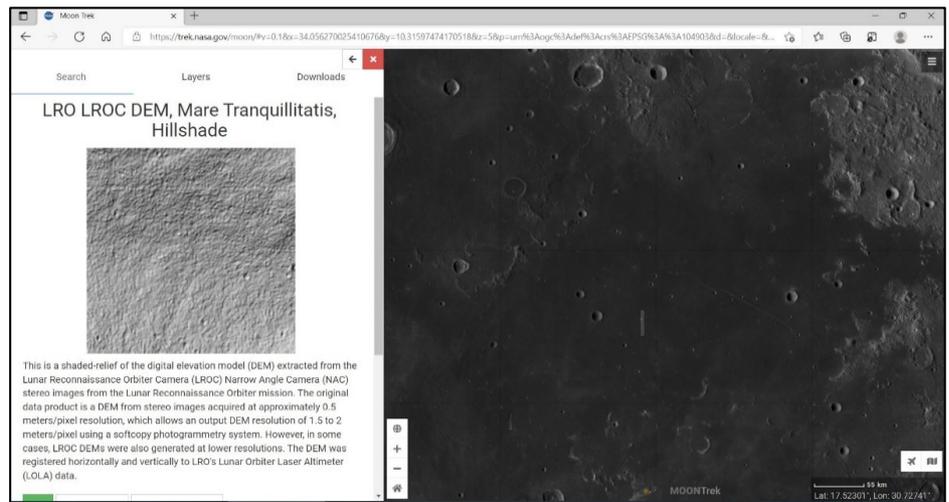


Fig. 14. Mare Tranquillitatis regions search using MoonTrek.

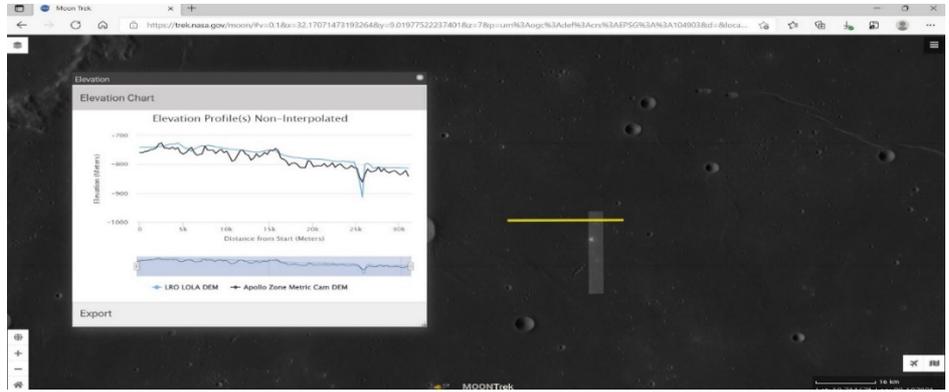


Fig. 15. Elevation profile at near site of Mare Tranquillitatis.

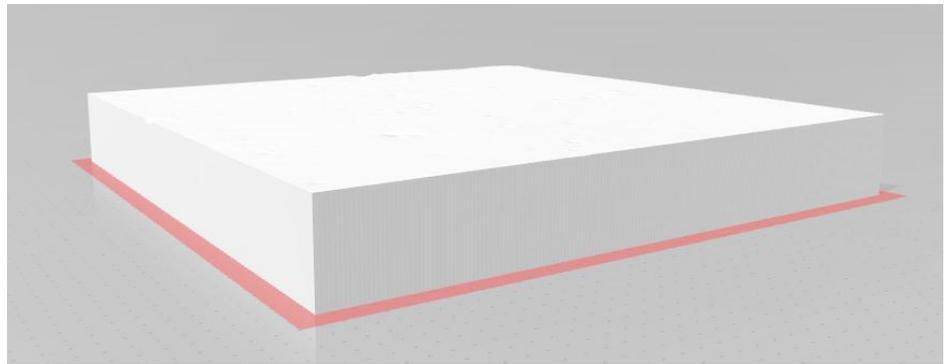


Fig. 16. Generated 3D print file of surrounding areas at Mare Tranquillitatis.

2.6 새클턴 충돌구/극 지역(Shackleton Crater/Polar Regions, 0.0°E/89.9°S, 달 남극 지역, 유인 탐사 임무)

가로 7 km, 세로 2 km 정도 크기로 주변보다 지대가 높으며, 햇빛이 비치는 기간이 한 달에 50%~70%로 많다. 1998년 Lunar Prospector 탐사선은 이곳에서 물의 존재 증거를 발견하기도 했다. 즉, 태양광이 도달하지 않는 지역에 수십억 년 이상 얼음이 안정된 상태로 있을 가능성이 있다고 밝혔다[7]. 또한 2008년 찬드라얀 관측결과로 얼음 형태의 물 존재를 확인하기도 하였다. 달 남극 지역은 2024년 미국의 유인 달 착륙(아르테미스 계획)시 착륙지역 중의 한 곳으로 고려되는 지역으로 영구 음영지대가 존재하며, 새클턴 크레이터 표면에 얼음이 존재하는 것으로 추측되고 있다. 또한 충돌구 주변의 하워스(Haworth), 슈메이커(Shoemaker) 충돌구에도 물 존재가 예측된다[7,12].

향후 달 기지를 건설할 후보지역으로 유력한 지역으로 일조량이 많아 태양광 발전에 유리하고 지구와 통신에도 좋은 조건을 갖추고 있으며, 인간에게 필수적으로 필요한 물을 얻을 수 있는 곳으로 판단되고 있다.

Fig. 17에서는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 달의 남극 지역과 대표적인 충돌구인 새클턴 충돌구 지역을 검색한 결과를 보여주고 있으며 Fig. 18은 MoonTrek을 이용하여 본 주변 지역의 경사도를 볼 수 있으며, 약 5 km 정도의 거리에 대하여 완만한 경사도를 갖는 착륙지로서의 가능성을 볼 수 있다. Fig. 19에서는 새클턴 충돌구 주변 지역에 대한 3차원 지형을 출력한 화면으로 좁지만 착륙 가능성이 있는 지형을 확인할 수 있다.

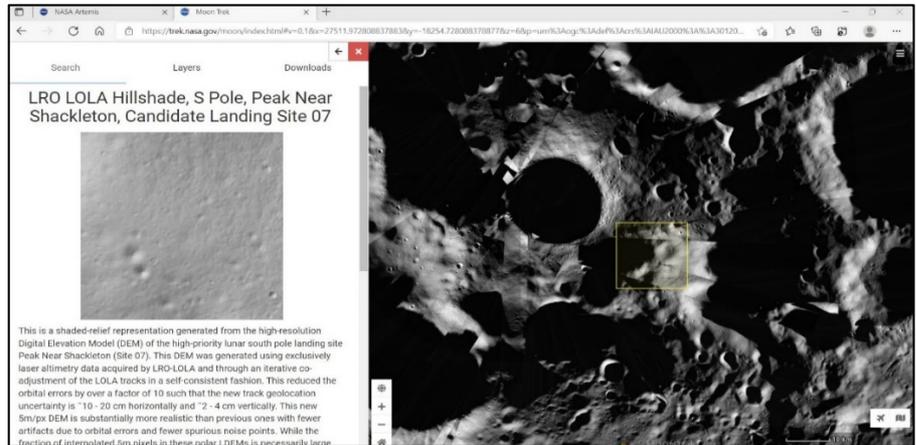


Fig. 17. Shackleton crater and surrounding areas (South-pole) search using MoonTrek.

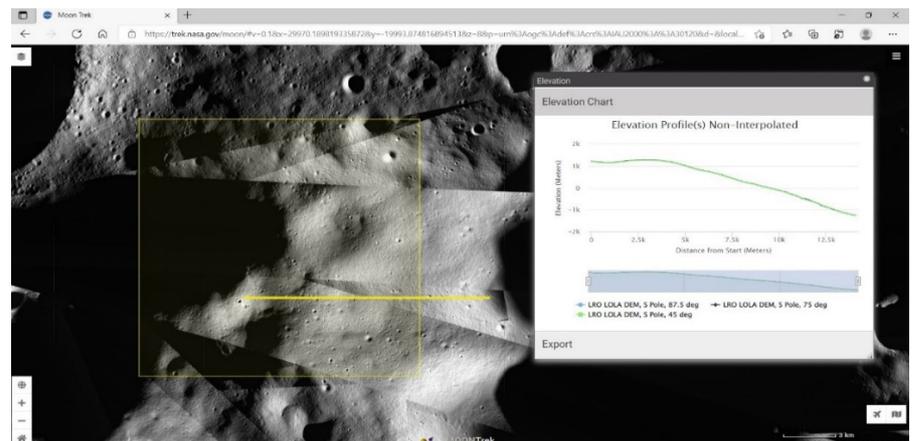


Fig. 18. Elevation profile at near site of Shackleton crater.

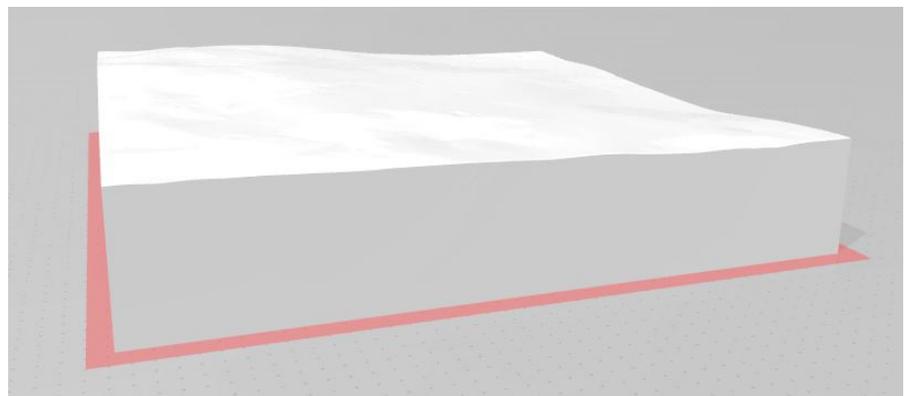


Fig. 19. Generated 3D print file of surrounding areas at Shackleton crater.

2.7 SPA 분지(SPA Basin, 170.0°W, 53.0°S, 달 남극 지역, 과학/유인 탐사 연구)

달의 뒷면에 있는 직경이 2,500 km 달하는 달에서 가장 오래되고, 깊고, 넓은 충돌 분지로 달의 진화 역사 초기에 대형 천체와 충돌한 흔적으로 당시 충돌 여파로 달의 지각 50 km 아래 맨틀 층까지 녹아 내린 것으로 추측되고 있다[7]. 중국 창어 4호의 착륙 지역으로 SPA 분

지 내의 폰카르만(Von Karman) 충돌구(177.589E, 45.457S) 지역이 이용되었다. 달 과학 연구와 달기지 건설 측면에서 탐사지역으로써 의미가 있다고 판단된다.

Fig. 20에서는 NASA의 MoonTrek을 이용하여 달의 SPA 분지 지역을 검색한 결과로 다양한 형태의 충돌구들이 존재하고 있음을 볼 수 있다. Fig. 21은 MoonTrek을 이용하여 SPA 중심 지역의 경사도를 볼 수 있으며, 충돌구 내부 및 주변에 약 5 km 정도의 거리에 대하여 완만한 경사도를 갖는 착륙지로서의 가능성 지역을 볼 수 있다. Fig. 22에서는 SPA 주변 지역에 대한 3차원 지형을 출력한 화면으로 착륙 가능성이 있는 지형을 확인할 수 있다.

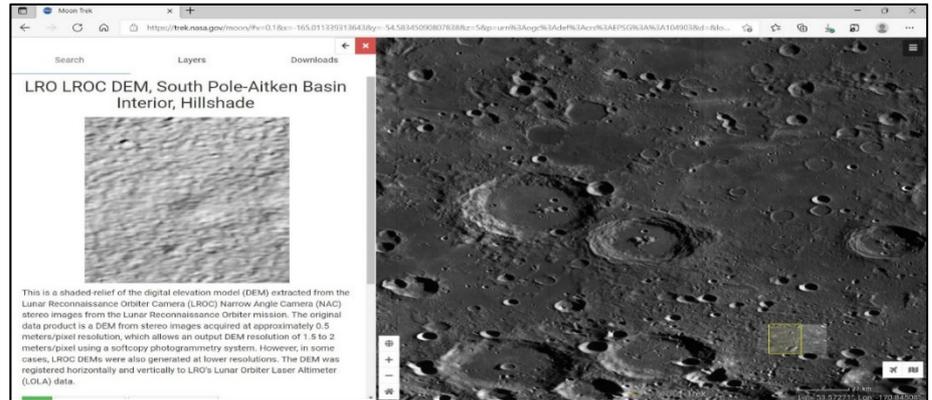


Fig. 20. SPA basin and surrounding areas search using MoonTrek. SPA, South Pole Aitken.

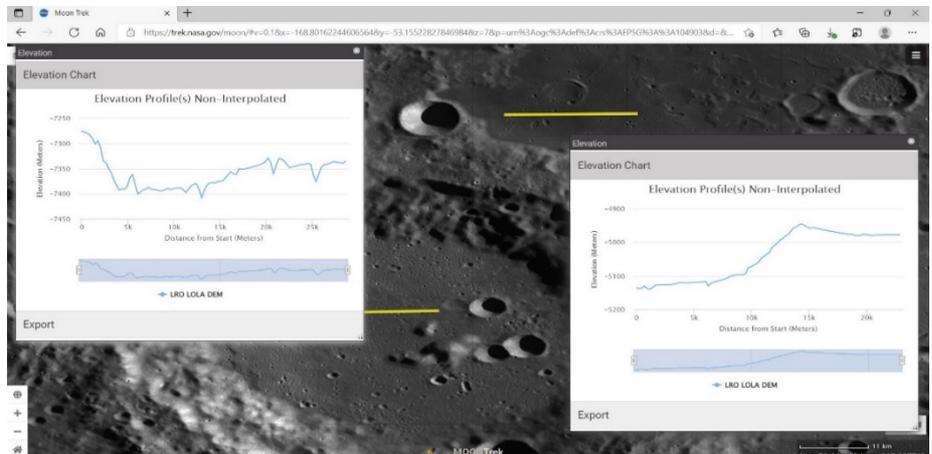


Fig. 21. Elevation profile at center site of SPA basin. SPA, South Pole Aitken.

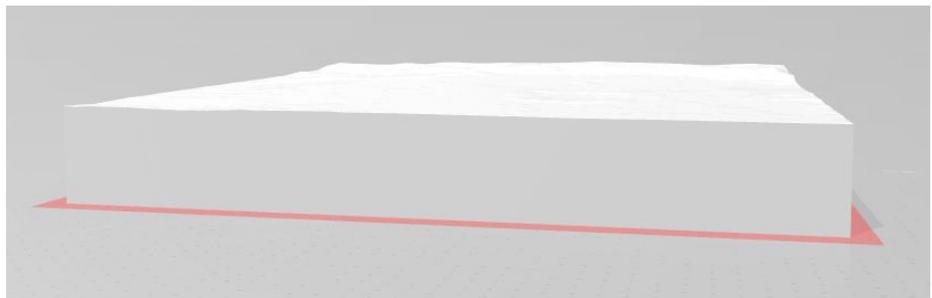


Fig. 22. Generated 3D print file of surrounding areas at SPA basin. SPA, South Pole Aitken.

3. 해외의 달 착륙 지역 조사 분석

3.1 중국 창어(Chang'e) 4호 및 5호

중국의 창어 4호는 달 뒷면 남극 에이트켄(SPA) 분지의 '폰 카르만(Von Karman) 충돌구(177.589E, 45.457S)' 지역에 2019년 1월 성공적으로 착륙하였다[Fig. 23(a)]. 착륙선에 실린 로버인 위투(Yutu) 2호의 가시광 및 근적외선 영상 분광계(VNIS) 탑재체가 관측한 영상을 분석한 결과, 달 표면에서 달 지각과 핵 사이의 맨틀 구성 물질의 성분인 감람석, 휘석 등을 발견하였다[13,14].

창어 5호는 달 앞면 폭풍의 대양(Oceanus Procellarum) 지역 내의 MONS RÜMKER[Fig. 23(b)] 부근 예정 착륙지(51.916°W, 43.057°N)에 2020년 12월 성공적으로 착륙하였다. 이후 12월 16일 달 표면 토양/암석 샘플 약 2 kg을 싣고 네이멍구 자치구 초원지대인 쓰쩌왕 지역에 착륙 귀환하였다[15,16].

중국의 경우, 창어 4호 착륙선의 착륙지로 달 뒷면의 SPA 분지를 선택함으로써 세계 어느 국가보다도 먼저 달 뒷면 탐사의 선점과 유인 달 기지 건설과 관련한 도전을 시작하였다고 본다. 또한 창어 5호 달 샘플 귀환선의 착륙지로 사용된 곳은 지금까지 대다수의 착륙선과 미국의 아폴로 탐사에 이용한 달의 앞면이지만, 달의 화산활동에 대한 연구가 가능한 샘플을 채취하여 귀환함으로써 달 과학 연구와 샘플 채취/귀환 기술을 확인하였다고 볼 수 있다. 이를 분석하면 중국은 달 탐사 임무에서 달 뒷면 탐사와 샘플 귀환을 수행함으로써 기술력과 과학 연구, 유인탐사 지역 확인/준비 등의 다양한 임무를 수행하였다고 판단된다.

중국의 착륙 지역을 Fig. 24(a), (b)처럼 MoonTrek를 통해 살펴보면, 창어 4호의 경우, 달 뒷면에 대한 첫 착륙지역임을 감안하여 SPA 분지의 안정적 지역을 고려하고, 지구와 통신은 달 궤도선에 의한 중계를 선택하였다. 창어 5호는 샘플 채취 귀환 임무를 고려하여 달 앞면의 안정적 지역을 고려하였으며, 두 곳 모두 2 km 정도 완만한 경사도 지역이 존재함을 볼 수 있다.

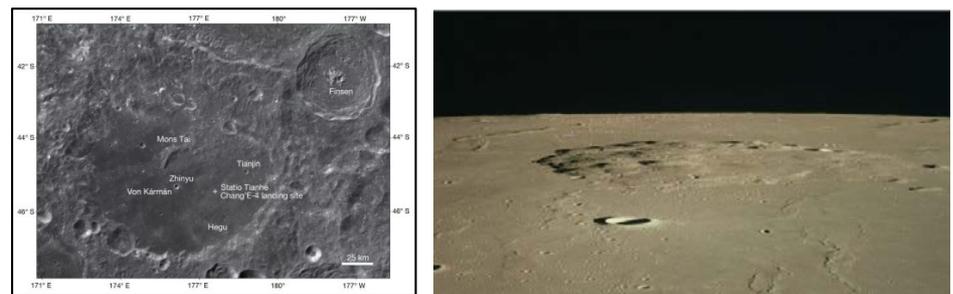


Fig. 23. Chang'e 4 & 5 landing sites. (a) The Chang'e-4 landing site and Finsen on a 7-meter-resolution Chang'e-2 digital orthophoto map [14], (b) Chang'e 5 landing site, MONS RÜMKER. This image of Mons Rümker on the Moon was captured by Apollo 15 astronauts in 1971. Located in Oceanus Procellarum—the Ocean of Storms—Mons Rümker is a raised region formed by volcanic activity late in the Moon's history [16].

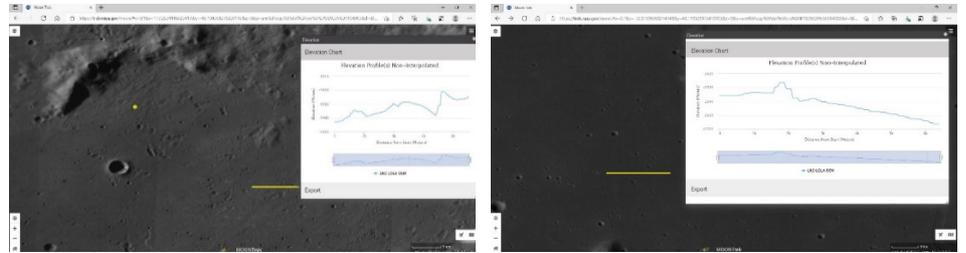


Fig. 24. Elevation profile of Chang'e 4 & 5 landing sites. (a) Chang'e 4 landing site (b) Chang'e 5 landing site using MoonTrek.

3.2 인도 찬드라얀(Chandrayann) 2호

인도의 찬드라얀 2호는 궤도선, 착륙선, 로버로 구성되어 있으며, 착륙선은 2019년 7월 9-16일 발사 및 9월 6일 달 남극 표면에 착륙시킬 계획이었다. 찬드라얀 2호는 2007년에 개발을 시작해 당초 계획은 2018년에 발사할 계획이었으나, 2019년 1월 → 4월말 → 7월로 계속 발사가 연기되었다[17]. 그리고 수차례의 발사 연기 끝에 2019년 7월 22일 발사하여 9월 6일 달 표면에 착륙을 시도하던 중 착륙까지 약 2.1 km를 남기고 통신 두절이 발생하여 달 표면에 충돌하였다.

Fig. 25에서와 같이 찬드라얀의 착륙선인 비크람(Vikram)과 로버 프라그얀(Pragyan)의 주 착륙지(prime landing site, PLS54)는 70.90267°S, 22.78110°E이었으며, 예비 착륙지(alternate landing site, ALS01)는 67.874064°S, 18.46947°W이었다. 임무는 남위 70° 부근



Fig. 25. Chandrayaan-2 candidate landing sites. This wide-angle Moon view shows the prime (right blue dot) and alternate (left blue dot) Chandrayaan-2 landing sites [18].

에 착륙, 달의 낮 기간 동안 물의 흔적, 헬륨-3 등을 탐사하는 것이었다. 그러나 착륙선은 착륙에 성공하지 못하고 아쉽게도 맨지누스(Manzinus)와 심펠리우스(Simpelius) 충돌구 사이로 추락하여 충돌하였다[17].

인도의 착륙 지역은 주 착륙지와 예비 착륙지를 두어 원하는 지역 부근에 착륙할 수 있도록 준비하였으며, Fig. 26과 같이 주 착륙지에 대해 MoonTrek를 통해 살펴보면 비록 착륙에는 성공하지 못했지만 안전한 착륙(약 7 km 정도의 완만한 경사도 지역)과 달 낮 기간의 임무를 충실하게 수행할 수 있도록 준비하였다는 것을 착륙지형을 통해 확인할 수 있다.

3.3 이스라엘 베레시트(Beresheet)

이스라엘의 항공우주기업과 비영리단체인 스페이스일(SpaceIL)이 개발한 베레시트는 2019년 2월 22일 발사되었다. 그리고 4월 11일 달의 앞면 평온의 바다(Mare Serenitatis_31.9°N, 18.3°E) 지역에 착륙(Fig. 27)을 시도하였으나, 주 엔진 고장으로 추락하였다[19].

이스라엘의 착륙 지역을 보면 착륙의 성공확률을 높이기 위하여 비교적 평탄한 지역이 많은 달 앞면의 바다 지역을 선택하였으며, Fig. 28과 같이 MoonTrek를 통해 살펴보면 약 3 km 정도의 완만한 경사도를 갖는 착륙 안전성에 무난한 지형임을 알 수 있다.

4. 아르테미스(Artemis) 계획 및 달 남극 지역의 중요성

1960년대 NASA의 아폴로 계획 이후, 달 유인 탐사 재개를 목적으로 하는 아르테미스 계획에서 NASA는 2024년 우주인 2명을 달의 남극 지역에 착륙시키는 것을 목표로 하는 추진 방안을 발표(NASA's Lunar Exploration Program Overview, 2020년 9월)하였다[21].

NASA의 달 탐사 계획은 Fig. 29에서와 같이 2024년 인간 달 착륙 및 2025년 이후의 지속 가능한 달 탐사(화성 유인탐사로의 연계) 등 두 가지 목표에 초점을 두고 있으며, 아르테미스

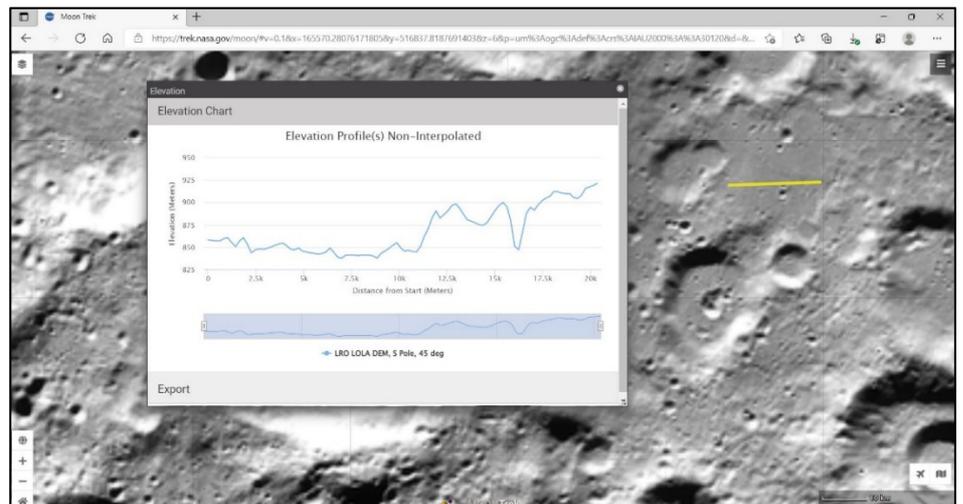


Fig. 26. Elevation profile of Chandrayaan-2 primary landing site using MoonTrek.



Fig. 27. Beresheet landing site. Beresheet attempted to land in Mare Serenitatis, the "Sea of Serenity," shown as the larger circle. The approximate landing site is in the inner circle [20].

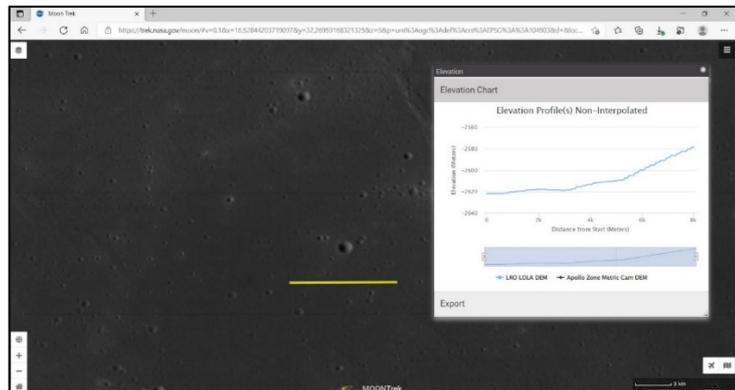


Fig. 28. Elevation profile of Beresheet landing site using MoonTrek.

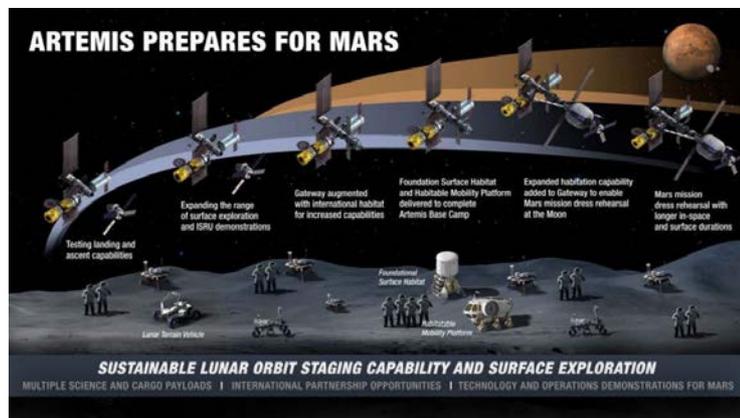


Fig. 29. Artemis program for Mars exploration [21].

계획은 2021년 비행체의 성능을 시험하는 1단계 무인 임무, 2023년 통신과 운항 시스템을 시험하는 2단계 유인 임무를 거쳐, 2024년 우주인을 달 남극 표면에 보내는 3단계 임무로 구성되어 있다. 그렇지만 최근 NASA의 여러 일정상 문제로 아르테미스 계획의 실현 시기가 2026년까지 늦춰질 것이라는 이야기도 있다.

프로그램의 각 단계가 다 중요하고 관심을 갖겠지만, 달 착륙지 연구자 입장에서는 아르테미스 계획의 최종 단계인 달 남극 착륙지 베이스 캠프(base camp) 지역에 관심과 흥미가 많이 있을 것이다. 사실 NASA의 달 탐사 착륙선을 위한 완벽한 착륙 지점을 찾는 것은 매우 까다로울 것이다. NASA는 달에 대한 아르테미스 임무를 위해 이미 남극 지역을 우주비행사의 목적지로 선택했지만, 정확한 착륙 지점은 아직 결정되지 않았다. 달의 중위도 지역에 착륙한 아폴로 임무와 달리 아르테미스 계획에서 착륙 지역은 달의 남극 근처에 위치한다.

달에서 우주인들은 일조량과 온도의 극심한 변화에 노출되므로 임무를 수행하기에 매우 어려운 환경이지만, 극 지방에는 얼음 형태의 물이라는 귀중한 자원이 있다고 예측되므로 이에 대한 실체를 확인하는 것이 핵심적인 임무가 될 수 있다. NASA가 선택한 달 남극 착륙 지역은 우주인들이 체류하는 베이스 캠프에 전력을 공급하는 데 사용할 햇빛에 대한 충분한 노출과 얼음 형태의 물이 풍부한 지역으로의 쉬운 접근성을 제공해야 할 것이다. NASA에서는 충돌 분화구의 가장자리를 따라 착륙하는 것이 가능할 수 있다고 판단하고 있으며, 이는 충돌구와 같은 내부의 영구 음영지역에 대한 접근성을 쉽게 제공할 수도 있을 것이다.

현재 NASA가 고려하고 있는 개념은 햇빛이 잘 비치는 충돌구 가장자리 또는 능선을 따라 비교적 평평한 표면에 착륙선의 안전한 착륙을 시도하는 것이다. 그러나 동시에 착륙 지점은 주요 우주인들의 활동 지역에서 조금은 멀리 떨어져 있어야 한다. 달 착륙선의 추진장치가 달 먼지와 암석, 가스와 같은 형태의 많은 물질을 밀어내 착륙 지역을 오염시킬 수 있기 때문이다. 일반적으로 이러한 상황을 예방하기 위하여 태양 전지판을 포함할 베이스 캠프 거주지역이 착륙지점과 약 800 m 정도는 떨어진 곳에 위치해야 하는 이유이다[21].

이러한 환경조건을 고려하여 다양한 착륙지 제안이 있으며, Fundacion Universidad Empresa와 같은 기관에서는 얼음 형태의 물이 있을 수 있다는 증거를 제공하는 달 남극의 여러 충돌구를 제안하기도 하였다. 달 착륙지를 연구하는 연구자들이 아르테미스 계획의 착륙지역으로 제안하는 여러 곳이 있지만 다수의 연구자들이 공통적으로 이야기하는 곳 중의 하나가 새클턴 충돌구(Shackleton crater) 지역이다.

앞서 살펴보았지만 새클턴 충돌구의 경우, NASA의 달 탐사선(LRO)이 새클턴 분화구 표면 물질의 일부분을 얼음이 차지할 수 있다는 분석 자료를 내놓았으며, Fig. 30에서와 같이 MoonTrek을 본 내부는 달 남극과 거의 일치하기 때문에 직사광선이 들어오지 않고, 이 때문에 영구 음영지역이 존재하는 지역이다. 따라서, 다양한 달 남극 지역에서 인간의 거주에 필수적인 얼음 형태의 물이 존재할 수 있는 곳이 필수적으로 아르테미스 계획의 달 착륙 지역으로 고려될 것으로 판단된다. 또한 유인 탐사 임무를 위해 장기간 태양 빛이 비치는 지역, 지구와 직접 통신이 가능한 지역, 착륙선의 안전한 착륙 등에 적합한 지역이 달 남극 쪽에 충분히 존재하며, 이러한 조건이 고려될 것이다.

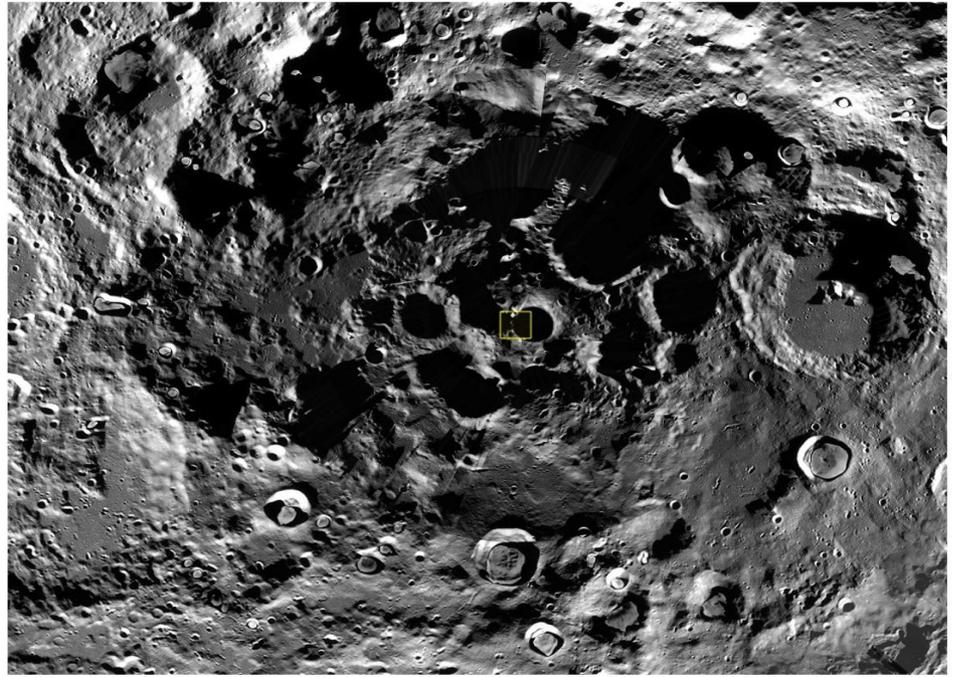


Fig. 30. Shackleton crater and its rim areas (yellow box) using MoonTrek.

5. 제안

본 논문에서는 논문에서는 미국 NASA 워크숍에서 제안된 달 착륙 주요 후보지역에 대한 자료를 바탕으로 미국 NASA의 MoonTrek 분석 도구를 이용해 14개 제안 지역중 일부 주요 관심 지역의 특성을 분석하고, 향후 어떤 달 착륙 임무에 적합한지 알아보았다. 전체적으로 모든 지역을 세부적으로 분석하지는 못했지만, 착륙지역의 지형 경사도에 초점을 두고 관심 지역에 대해서 분석하였다. 따라서 지속적으로 추가적인 분석이 계속 필요할 것으로 본다. 또한 달 착륙 임무에 참여하는 국가는 전통적인 미국, 러시아, 유럽 이외에 최근에 중국, 인도, 이스라엘 등이 참여하고 있으며, 이들 국가 중에서 달 착륙 임무를 시도하였던 달 착륙 지역에 대해서 알아보고, 착륙지로 선정된 지역에 대해서 알아보았다. 그리고 미국 NASA에서 추진 중인 아르테미스 계획에서 착륙지역으로 계획 중인 달 남극 지역의 중요성에 대해서 알아보았다.

이러한 분석에 NASA의 MoonTrek을 이용하면 대략적인 달 지형 정보를 확인할 수 있으며, 좀 더 자세한 정보는 NASA PDS(Planetary Data System)의 원본 지형 데이터나 NASA Quick map 등을 활용하여 좀 더 구체적으로 확인하는 것을 고려해야 한다.

우리나라는 아직 달 착륙 계획이 구체적으로 진행되고 있지는 않으나, 달 착륙지 선정에 많은 시간이 소요되는 점을 감안한다면 지금부터 해외의 제안지역이나 국내 연구자들이 제안하는 지역 등에 대해서 조금씩 분석해 나갈 필요성이 있다고 생각한다. 따라서 앞으로 우리나라가 계획하게 될 달 착륙 임무에 대해 과학 연구, 기술 검증, 달 환경 활용, 유인 우주탐사 준비 등의 목적에 입각하여 어느 것을 주 임무로 할 것인지 고민하고, 착륙 후보지역을 조사하고 분석할 필요성이 있다. 물론 여러 목적이 함께 고려되는 지역도 있을 수 있고, 한가지 주

요 목적에 따라 고려될 지역도 있을 것이다. 중요한 것은 탐사 연구의 지속성과 활용성을 고려하여 적합한 달 착륙 후보지역 선정에 진행할 필요가 있다고 본다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 기본사업인 ‘달 착륙 핵심기술 및 행성탐사 임무연구’ 사업을 통해 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

References

1. Ministry of Science and ICT, The 3rd Basic Plan for Space Development Promotion (Ministry of Science and ICT, Sejong, 2018).
2. ESA, Sharing Earth observation resources/missions database (ESA 2000-2001) (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions>
3. National Research Council [NRC], The Scientific Context for Exploration of the Moon (National Academies Press, Washington, DC, 2007).
4. Lunar Exploration Analysis Group [LEAG], Advancing science of the Moon, Specific Action Team Report (2017).
5. National Research Council [NRC], Vision and Voyages for Planetary Science in the Decade 2013-2022 (National Academies Press, Washington, DC, 2011).
6. Moon Trek, NASA JPL web-based portal for exploration of Moon (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://trek.nasa.gov/moon/index.html>
7. Jawin ER, Valencia SN, Watkins RN, Crowell JM, Neal CR, et al., Lunar science for landed missions workshop findings report, *Earth Space Sci.* 6, 2-40 (2019). <https://doi.org/10.1029/2018EA000490>
8. NASA, Aristarchus crater (2018) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://moon.nasa.gov/resources/347/aristarchus-crater>
9. NASA, Lunar swirls (2006) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2006/26jun_lunarswirls
10. Kim KJ, Wöhler C, Berezhnoy AA, Bhatt M, Grumpe A, Prospective ^3He -rich landing sites on the Moon, *Planet. Space Sci.* 177, 104686 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2019.07.001>
11. Kim YH, Choi SH, Yu Y, Kim KJ, Basic lunar topography and geology for space scientists, *J. Space Technol. Appl.* 1, 217-240 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.2.217>
12. Spudis PD, Bussey B, Plescia J, Josset JL, Beauvivre S, Geology of Shackleton crater and the south pole of the Moon, *Geophys. Res. Lett.* 35, L14201 (2008). <https://doi.org/10.1029/2008GL034468>
13. Wikipedia, Chang'e 4 (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Chang%27e_4

14. Bruce Murray Space Image Library, Regional map of the Chang'e-4 landing site [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://www.planetary.org/space-images/regional-map-of-ce-4-site>
15. Wikipedia, Chang'e 5 (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Chang%27e_5
16. The Planetary Society, Mons Rümker [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://www.planetary.org/space-images/mons-r%C3%BCmker>
17. Wikipedia, Chandrayann-2 (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://en.wikipedia.org/wiki/Chandrayann-2>
18. The Planetary Society, Chandrayaan-2 candidate landing sites (wide) (2021) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://www.planetary.org/space-images/chandrayaan-2-candidate>
19. Wikipedia, Beresheet [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://en.wikipedia.org/wiki/Beresheet>
20. The Planetary Society, Beresheet landing site (global map) [Internet], viewed 2021 Sep 15, available from: <https://www.planetary.org/space-images/spaceil-lander-site>
21. NASA, Artemis plan: NASA's lunar exploration program overview, NASA report, NP-2020-05-2853-HQ (2020).

Author Information

이 주 희 jhl@kari.re.kr



2013년 우주과학 박사학위를 취득하였으며, 1998년부터 현재까지 한국항공우주연구원 우주탐사연구부 책임연구원으로 재직 중이다. 주요 연구 분야는 유인 우주 실험, 임무 설계 및 시스템 개발 연구, 달 및 행성 과학 분야의 임무 개발 및 탑재체 분야에 대한 연구 등이다.

류 동 영 dyrew@kari.re.kr



한국과학기술원 항공우주공학과에서 1996년 공학박사 학위를 취득한 후, 민간 기업체에서 인공위성 및 항법시스템 개발 업무를 담당하였으며, 2010년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 연구를 수행하고 있다. 주요 연구 및 관심 분야는 달 탐사를 포함한 우주탐사, 탐사선 시스템 설계, 착륙 유도·항법·제어 기술 개발 및 검증 등이다.



JSTA 투고규정

1. JSTA 는 연간 4회 (2월, 5월, 8월, 11월 말일) 발간된다.
2. JSTA 에 투고되는 원고는 교신 저자가 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)을 통해 온라인으로 제출하여야 한다.
3. JSTA 투고를 위한 원고는 JSTA 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 JSTA 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)에 게시되어 있는 투고지침에 따라 템플릿을 참조하여 MS-Word로 작성되어야 한다.
4. 제출된 논문 원고는 60일 이내에 JSTA 편집위원회에서 위임한 2인 이상의 전문가에 의해 심사되며, JSTA 편집위원장의 게재승인에 의거해 출판된다. 기고문은 전문가의 심사절차 없이 JSTA 편집위원회에서 출판을 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 한국우주과학회에 양도하여야 한다.
*저작권 이양동의서는 JSTA 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 JSTA 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 탑재된 양식을 사용한다.
7. 논문과 기고문의 저자들은 출판에 앞서 윤리강령을 반드시 확인, 숙지하도록 한다. 윤리강령은 JSTA 홈페이지 (<https://www.jstna.org>)와 JSTA 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 명시되어 있다.
8. 논문 및 기고문의 게재료는 1편당 200,000원으로, JSTA 발행완료 후 학회 사무국으로 납부한다.

학술지 JSTA 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr



AUTHOR'S CHECKLIST

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

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

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

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

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

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

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

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

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



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

Manuscript Title: _____

COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

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

DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

Corresponding Author

E-mail: _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

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

우주기술과 응용 배포기관

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

우주기술과 응용

제1권 3호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2021년 11월 30일

발 행 인 | 최기혁

편 집 인 | 김해동 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

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

편집·인쇄 | 거목문화사 · 거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

New Space를 위한 인공위성 플랫폼 서비스 솔탑이 만들어 가겠습니다.



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



초소형 위성
설계·제작시험



위성영상수신



실시간 데이터
분석·처리



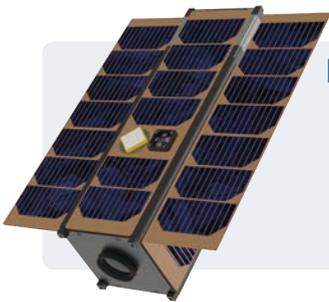
위성관제



탑재체·위성체
시험 및 분석

SOLESat-01

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



Mission

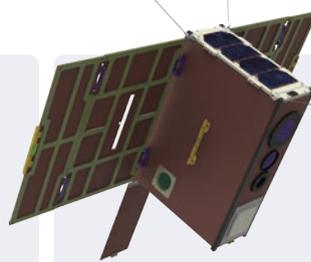
- 초소형위성 플랫폼 검증
- 태양전지판 핵심 기술검증
- 지구관측
- 우주 기상 관측

Specifications

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

STEPCubeLab-2

솔탑에서 버스개발 참여
STEP CubeLab-II 조선대학교 STSLab에서 큐브위성 경연대회 사업으로 개발중인 6U 초소형위성입니다.



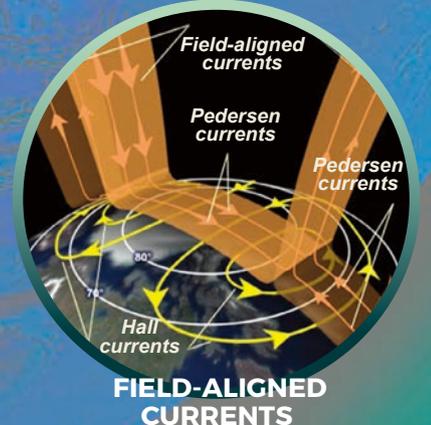
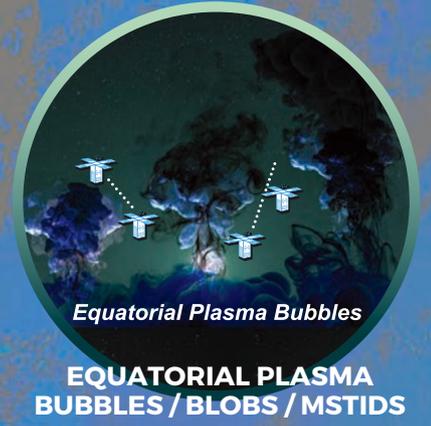
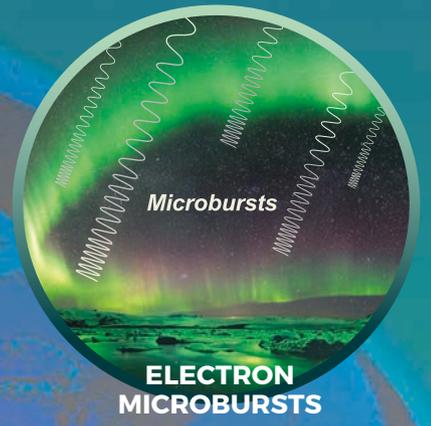
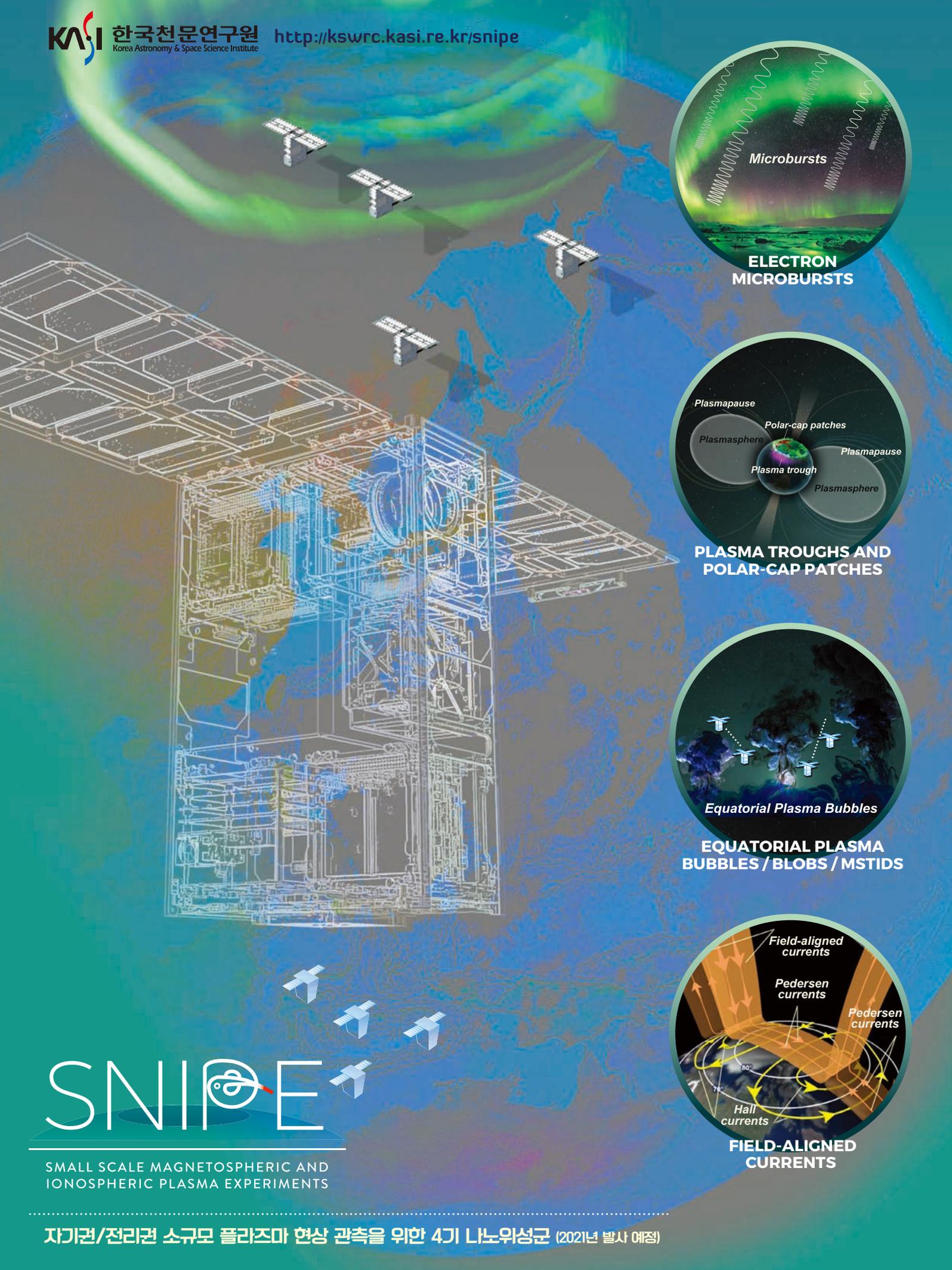
Mission

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

Specifications

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





SNiPE

SMALL SCALE MAGNETOSPHERIC AND IONOSPHERIC PLASMA EXPERIMENTS

KF-21
BORAMA E



'대한민국의 힘'으로 만든 '차세대 대한민국 하늘의 시작'

KF-21 보라매를 개발하기 위한 우리의 노력은 **대한민국 항공우주산업의 의지**입니다.
우리의 오랜 **염원과 노력을** 담아 대한민국의 하늘에 한국형전투기가 날아옵니다.



KF-21 최종 조립현장



KF-21 아이언버드(계통시험장)



KF-21 HQS(조종성 평가 시뮬레이터)

대한민국 항공우주산업의 시작과 미래, 한국항공우주산업이 만들어 갑니다.

KAI 한국항공우주산업|주
KOREA AEROSPACE INDUSTRIES, LTD.

www.koreaaero.com | TEL 055-851-1000 | FAX 055-851-1004

국내 유일의 위성시스템 수출기업

세트렉아이

SpaceEye-X

Very High-resolution Satellite
0.5m & 18km @550km

SpaceEye-W

Wide-swath Satellite
6m & 144km @600km

SpaceEye-1

High-resolution Satellite
1m & 12km @600km

Ground Systems

Mission control systems and
Image receiving & processing systems



SATREC INITIATIVE

www.satreci.com

Best Partner for Satellite Operations

(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

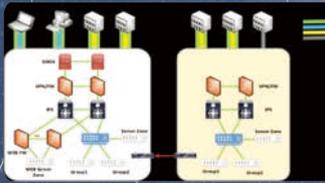
위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공



위성 지상시스템 운용



시스템 네트워크 구축 및 유지보수



인공위성 지상소프트웨어 개발



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

또한, 지상 인프라 구축과 소프트웨어 개발까지 전영역에 대한 서비스를 제공하면서 위성운영의 토탈 솔루션을 제공합니다.

3대비전 열린경영 | 도전혁신 | 인재경영

핵심가치



ARTICLES

- 283 Proposal of Joint Planning Working Group for Development of Korean Space Telescopes**
Jeong-Yeol Han, Woojin Park, Youra Jun, Jihun Ki1, Yunjong Kim, Seonghwan Choi, Young-Soo Kim, Ji-Hye Baek, Bongkon Moon, Biho Jang, Jae-Woo Kim, Sungwook E. Hong, Youn Kil Jung, Soojong Pak, Soyoung Chung
- 302 A Study on the Method of Calculating the Launch Period of the Asteroid Exploration Mission**
Bangyeop Kim, Dong-Young Rew
- 319 Launch Environment Test for Scale magnetospheric and Ionospheric Plasma Experiment (SNIPE) Engineering Qualification Model**
Min-Ki Kim, Hae-Dong Kim, Won-Sub Choi, Jin-Hyung Kim, KiDuck Kim, Ji-Seok Kim, Dong-Hyun Cho
- 337 Current Trends of the Synthetic Aperture Radar (SAR) Satellite Development and Future Strategy for the High Resolution Wide Swath (HRWS) SAR Satellite Development**
Ungdai Ko, Inho Seo, Juyoung Lee, Hyunjae Jeong
- 356 Possibility and Accuracy of Extracting Room Temperature Information from Mid-Infrared Sensor Satellite Images**
SeokWeon Choi, DooChun Seo, DongHan Lee
- 364 Analysis of Radio Frequency (RF) Characteristics and Effectiveness according to the Number of Gores of Mesh Antenna**
Jin-Hyuk Kim, Si-A Lee, Tae-Yong Park, Han-Sol Choi, Hongrae Kim, Bong-Geon Chae, Hyun-Ung Oh
- 375 A Review of the Candidate Areas and Missions for Lunar Landing Sites based on NASA Workshop & Overseas Landing Missions**
Joohee Lee, Dong-Young Rew