

ARTICLES

- 7 **Ground Test of Docking Phase for Nanosatellite**
Hae-Dong Kim, Won-Sub Choi, Min-Ki Kim, Jin-Hyung Kim, KiDuck Kim, Ji-Seok Kim, Dong-Hyun Cho
- 23 **Development of a Software for Re-Entry Prediction of Space Objects for Space Situational Awareness**
Eun-Jung Choi
- 33 **Development and Field Test of the NEXTSat-2 Synthetic Aperture Radar (SAR) Antenna Onboard Vehicle**
Goo-Hwan Shin, Jung-Su Lee, Tae Seong Jang, Dong-Guk Kim, Young-Bae Jung
- 41 **Satellite Image Resolution Enhancement Technique using Diagonal Information of Image**
SeokWeon Choi, JaeHeon Jeong, DooChun Seo, DongHan Lee
- 49 **Lunar Crater Detection using Deep-Learning**
Haingja Seo, Dongyoung Kim, Sang-Min Park, Myungjin Choi
- 64 **Lunar Exploration Employing a Quadruped Robot on the Fault of the Rupes Recta for Investigating the Geological Formation History of the Mare Nubium**
Ik-Seon Hong, Yu Yi, Gwanghyeok Ju
- 76 **Calculation of Satellite's Power Generation by the Earth Albedo**
Won-Sub Choi, Kiduck Kim, Hae-Dong Kim
- 85 **Development Trends of Life Support System for the Manned Space Exploration**
Jongwon Lee, Younkyu Kim, Joohee Lee
- 104 **Compact Optical Systems for Space Applications**
Sergey Biryuchinskiy, Siarhei Churayeu, Yeuncheol Jeong
- 121 **U.S. Commercial Space Traffic Management Policy, Yesterday and Today**
Syeun Kim, Yungjin Jung

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 1 No. 1 May 2021



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 오수연 전남대학교

편집고문 민경욱 KAIST
심은섭 (주)솔탑
이 유 충남대학교

편집위원 김병진 (주)셋트렉아이
김은혁 한국항공우주연구원
김해동 한국항공우주연구원
박상영 연세대학교
박설현 조선대학교
박은서 한국천문연구원
송영주 한국항공우주연구원
이성희 (주)컨텍
이호진 (주)솔탑
임조령 한국항공우주연구원
장태성 KAIST 인공위성연구소
진 호 경희대학교
최은정 한국천문연구원
황정아 한국천문연구원

편집국장 김숙경 한국우주과학회

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.

Published on May 31, 2021

Published by The Korean Space Science Society

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

Tel: +82-42-865-3391, Fax: +82-42-865-3392, Homepage: <http://ksss.or.kr>, E-mail: ksss@ksss.or.kr

Design & Printing Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

우주기술과 응용 Vol. 1 No. 1 May 2021

인사말

- 1 한국우주과학회 국문학술지 “우주기술과 응용(JSTA)” 창간호를 발간하며 한국우주과학회 회장 최기혁

축사

- 3 한국우주과학회의 국문학술지 창간을 축하합니다 한국천문연구원 원장 박영득
4 한국우주과학회 국문학술지 창간을 축하합니다 한국항공우주연구원 원장 이상률
5 우주기술과 응용 분야 새 학술지 창간을 기리며 한국과학학술지편집인협회의 회장 하선

논문

- 7 초소형위성 지상 환경 도킹 시험 김해동, 최원섭, 김민기, 김진형, 김기덕, 김지석, 조동현
23 우주상행인식을 위한 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어 개발 최은정
33 차세대소형위성2호 영상 레이더 안테나 개발 및 차량 탑재 시험 신구환, 이정수, 장태성, 김동국, 정영배
41 영상의 대각선 정보를 이용한 위성영상 해상도 향상 기법 최석원, 정재현, 서두천, 이동한
49 딥러닝을 이용한 달 크레이터 탐지 서행자, 김동영, 박상민, 최명진
64 4족 보행 로봇을 활용한 달의 직선절벽(Rupes Recta)의 단층면 탐사를 통한 구름의 바다(Mare Nubium) 지역의 지질학적 형성 연구 홍익선, 이유, 주광혁
76 지구 알베도에 의한 위성의 생산전력 계산 최원섭, 김기덕, 김해동
85 유인 우주탐사용 생명유지시스템 개발 동향 이종원, 김연규, 이주희
104 Compact Optical Systems for Space Applications Sergey Biryuchinskiy, Siarhei Churayeu, Yeuncheol Jeong
121 미국의 민간(상업) 우주교통관리(Space Traffic Management, STM) 정책과 한국에의 시사점 김시은, 정영진

산업체 동향

- 131 솔탑: New Space 비즈니스를 위한 연구 개발 사공영보
133 카이로스페이스: 우주의 질문에 즉답한다 김양수
135 나라스페이스테크놀로지: 뉴스페이스, 시대가 필요한 우주기술 박재필
136 드림스페이스월드: 드림스페이스월드의 우주기술과 꿈 이성호
138 우주로테크: 우주교통관리와 우주쓰레기 예방 이성문
140 저스텍: 저스텍의 초소형 큐브 상업위성용 제어모멘트자이로와 반작용휠의 상품화와 오스텍의 관측용 망원경 개발과 상품화 김용일
142 스페이스케이: 우주기술의 과학적 혁명 속에 신화를 준비하는 스페이스케이의 도약 김명길
144 아이옵스: 인공위성 운영 토탈솔루션 제공 김영욱
146 하이리움산업: 액체수소 기술의 현주소 및 제반실태 김서영

인사말

한국우주과학회 국문학술지 “우주기술과 응용(JSTA)” 창간호를 발간하며

최기혁

한국우주과학회 회장

한국우주과학회는 1984년에 창립한 국내 우주과학분야에서 가장 큰 학술단체(회장, 최기혁 박사, 한국항공우주연구원)로서, 학회 회원은 총 700여 명으로 대학교, 출연(연)과 산업체의 전문가들로 구성되어 있습니다. 활동분야는 순수 우주과학과 우주기술 및 응용 분야를 포함하는데, 기존의 영문 학술지(JASS, Journal of Astronomy and Space Sciences)는 순수 우주과학에 중점을 두지만, 이와 차별하여 이번에 창간되는 국문학술지(JSTA, Journal of Space Technology and Applications)는 주로 우주기술, 우주산업동향과 정책 분야를 강조하게 됩니다. 따라서 국문 학술지에는 기존의 대학교, 정부출연연구기관(한국항공우주연구원, 한국천문연구원, 극지연구소 등) 외에 우주관련 산업체와 공공기관에서도 활발하게 논문과 기고문을 투고할 것으로 예상합니다.

지난해부터 코로나로 인한 많은 어려움 속에서도 학회의 변화와 발전을 바라는 회원 여러분들의 의견을 담아 학회 정관을 개정하였고, 학술지의 SCIE 등재를 위한 편집국 강화 일환으로 편집 전문인력을 새로 채용하며, 우주과학회 장기적인 발전을 위한 체제를 갖추었습니다. 이러한 어려움을 극복할 수 있었던 것은 우리 학회 회원들과 선배들의 헌신과 지금까지 축적한 저력이 있었기에 가능했다고 생각합니다.

올해는 우리나라 우주개발에 의미가 큰 한 해입니다. 금년 10월 100% 국산 발사체인 한국형 발사체(KSLV-2)가 발사됩니다. 차세대중형위성이라는 최초의 민간주도 위성이 3월 22일 발사되었으며, 이온층 연구를 위한 군집 초소형 위성 SNIPE가 연말에 발사될 예정입니다. 이미 위성개발은 선진국 수준에 도달하여 올해에 대한민국은 위성과 발사체 하드웨어 개발이 중심이 되는 우주개발 1.0을 마무리하고, 위성과 발사체 기술을 활용하여 우주탐사와 우주의 산업화를 본격적으로 추진하는 우주개발 2.0, 즉 New Space 시대가 시작될 것입니다. 정부와 민간 산업체는 New Space 시대를 이끌기 위해 우주탐사와 우주 산업화에 많은 투자를 할 것으로 예상됩니다. 우리 우주과학계에도 큰 기회가 있을 것으로 기대합니다.

국문학술지(JSTA)는 New Space 시대에 부응하기 위하여 학회의 변화와 발전을 추진하는 촉매제가 되도록 하겠습니다. 이를 바탕으로 학회의 근간인 우주과학에 더하여 우주탐사, 우주기술과 우주활용 분야로 저변을 넓혀 나가겠습니다. 이를 위해 학술지 투고논문의 질과 양을 심화확대하고, 국문학술지 JSTA는 기존 영문학술지 JASS와 상호 보완되도록 하며, 학회 재정과 젊은 회원들의 취업에 도움을 주고자 국내외 우주산업체와 교류 협력을 넓혀 나가겠습니다.

한국우주과학회가 몇 년간 노력을 경주하였던 2024년 COSPAR 학술총회 유치가, 2021년 1월 28일~2월 4일에 개최된 호주 시드니 COSPAR 총회에서 대한민국 부산으로 결정되었습니다.

니다. 부산 BEXCO에서 2024년 7월 13일~21일 까지 한국천문연구원과 공동 주최할 계획으로 전세계 60여 개국에서 3,500여명의 우주과학자와 엔지니어가 모일 것입니다. COSPAR 학술총회 개최는 대한민국 우주과학과 분야 발전과 세계화에 큰 전기가 될 것이며, 개최를 준비하기 위하여 학회 내 전담 체제를 갖추겠습니다.

이번에 창간되는 우주과학회 국문학술지는 국내 우주과학 연구 커뮤니티 활성화뿐만 아니라, 우주기술의 산업분야 활용을 위한 가교(bridge) 역할을 담당하여 우주산업계에 큰 도움이 되도록 하겠습니다. 학계, 연구계와 산업계 그리고 정책연구 분야에서 많은 투고를 바랍니다.

한국우주과학회 회장 최기혁 (gchoi@kari.re.kr)



축사

한국우주과학회의 국문 학술지 창간을 축하합니다

박영득

한국천문연구원 원장

한국우주과학회는 지난 30년이 넘는 기간 동안 우리나라 우주과학 분야의 학문적 발전과 전문 인력 양성에 크게 기여해 왔습니다.

현재 발간되고 있는 영문 학술지에 이어 이번에 창간되는 국문 학술지는 우주과학 분야의 학술적인 기여에 더하여, 우주기술과 우주기술 활용 그리고 우주정책 분야로 그 영역을 넓히는 중요한 역할을 할 것으로 기대됩니다.

그동안 한국천문연구원은 우리나라의 천문학과 우주과학 분야의 중추적 역할을 담당하는 연구기관으로서 우주관측 탑재체 개발, 태양우주환경 예보연구, 우주위험 감시 등 우주과학기술 개발과 활용에 이바지해 왔습니다. 최근에는 달탐사 탑재체 개발 등 우주탐사 관련 연구 개발 사업을 수행하고 있으며, 지구위험 소행성 “아포피스” 탐사 임무 설계와 탑재체 개발을 위한 기획연구를 수행하는 등 우리나라의 우주탐사 분야의 실질적인 발전을 위하여 노력하고 있습니다. 이와 같은 때에 한국우주과학회가 우주과학기술과 활용 분야를 아우르는 국문 학술지를 창간하는 것은 매우 시의적절하고 의미 있는 기여를 하는 것이라고 생각합니다.

지금 정부는 4차 산업혁명을 주도하는 과학기술 중심의 국가 기반산업의 개발로 국가 주요 정책을 전환하고 있으며, 우주개발의 새로운 도약을 요구하는 중요한 시기입니다. 이러한 시대적 요청에 부응하여 새로운 우주시대를 준비하고, 우주탐사와 우주환경 기술 개발 및 우주과학기술 발전을 위하여 한국우주과학회의 역할은 매우 중요하다고 생각합니다. 한국천문연구원은 앞으로도 우리나라 우주과학 연구와 우주개발 기술 발전을 위한 정보와 지식 교류의 중심 역할을 하는 한국우주과학회의 활동을 적극적으로 지지하며, 지원을 아끼지 않을 것을 약속드립니다. 아울러 앞으로 우리나라 우주과학 분야의 발전을 위한 한국우주과학회의 많은 활동을 기대하며 한국천문연구원이 항상 함께 할 수 있기를 희망합니다.

한국우주과학회의 국문 학술지 창간을 다시 한 번 축하드립니다. 그리고 학술지 창간을 위하여 힘써주신 관계자 여러분의 노고와 노력에 감사드리며 학회의 무궁한 발전을 기원합니다.

한국천문연구원 원장 박영득 (ydpark@kasi.re.kr)



축사

한국우주과학회 국문학술지 창간을 축하합니다

이상률

한국항공우주연구원 원장

한국우주과학회 회원 여러분 안녕하십니까? 무엇보다 먼저, 우리나라 우주과학 발전을 위하여 연구에 전념하시는 여러분들에게 감사의 말씀을 드립니다. 한국우주과학회는 국내에서 가장 오래 되고 큰 규모의 우주과학 전문가들이 모인 학회로 알고 있습니다. 또한 한국항공우주연구원 소속 연구원 210여명이 정회원으로 활동하고 있는 중요한 학회로서 많은 관심을 가지고 있었습니다. 이번에 우주과학회에서 우주과학뿐만 아니라, 우주기술까지 포함하는 국문학술지를 창간하는 것은 매우 뜻깊은 일이며, 우리 항공우주연구원을 비롯한 산학연의 연구결과를 반영하는 기회를 넓힌다는 점에서 바람직하다고 생각합니다.

저는 금년 3월 한국항공우주연구원의 신임 원장으로 취임하였습니다. 우선 금년 10월 한국형발사체 '누리호'의 발사 성공과 내년에 발사되는 달 궤도선의 임무 성공을 위해 최선을 다할 것입니다. 아울러 지금까지 발사체, 위성, 우주탐사 분야의 연구가 각각 독립적으로 진행된 점을 개선하여 통합 우주개발 전략을 모색해 보고자 합니다. 또한, 지금까지 발사체와 위성을 중심으로 추격형 연구에 매진하였지만, 앞으로는 선진국도 하지 않았거나 아직 완성하지 않은 분야를 대상으로 선제적인 연구를 착수하는 조직도 고려하고자 합니다. 그래서 20-30년 후를 위한 대한민국의 새로운 꿈을 만들고자 합니다.

이러한 미래지향적 연구에는 우주과학이 중요한 부분을 차지하고 있습니다. 앞으로 우주개발은 지금까지 하드웨어 중심에서 과학임무개발, 연구기획, 타당성 연구, 탐사자료 분석 그리고 국민적 공감대 형성과 같은 소프트웨어적인 연구가 더욱 중요해질 것으로 예상합니다. 이러한 점에서 한국항공우주연구원은 우주과학회의 역할에 큰 기대를 하고 있습니다. 앞으로 한국항공우주연구원과 우주과학회간의 협력이 더욱 발전되기를 바랍니다.

우주과학연구에 불철주야 수고하시는 한국우주과학회 모든 회원 여러분들에게 한국항공우주연구원을 대표해서 다시 한 번 감사를 드립니다. 한국우주과학회국문학술지 창간을 진심으로 축하하면서 한국우주과학회의 무궁한 발전을 기원합니다.

한국항공우주연구원 원장 이상률 (leesr@kari.re.kr)



축사

우주기술과 응용 분야 새 학술지 창간을 기리며

허 선

한국과학학술지편집인협회의 회장

1950년대 말 한국 전쟁 후 세대로 태어나서 초등학교 다닐 때, 인류가 달에 도착하는 소식을 텔레비전을 통해 보면서 이런 일은 미국에서나 가능하지 우리나라가 할 수 있는 일이라고 여기지 못하였다. 또한 인공위성이 지구 주위를 돌면서 수많은 정보를 제공하여 혜택을 받을 줄 알고 있지만, 우리나라에서 인공위성을 발사할 수 있으리라고 과거에는 생각하지 못하였다.

이렇게 여기던 중, 우리나라 우주과학 기술의 찬란한 발전 가능성을 보여준 2013년 1월 30일 고흥군 나로우주센터에서 나로호에 실린 인공위성 발사는 필자를 포함하여 많은 국민의 가슴을 뛰게 하고, 우주과학 강국으로 발돋움할 수 있다는 자부심을 가지게 한 일이다. 세계에서 11번째로 자국 기술로 우주발사체를 발사한 국가가 된 것은 우리나라 우주과학기술 수준에 비하여 빠른 것은 아니지만, 그동안 투자가 늦은 것뿐이지 기술이 떨어져서 그런 것은 결코 아니었다. 2022년 7월에는 달 탐사를 하는 궤도선을 발사할 예정이므로 달에 착륙선 발사도 어려움이 아님을 알 수 있다. 이런 우주과학기술 개발 성과는 과학기술 투자에서 우선 순위 확정에 달려 있다.

인공위성과 더불어 현대 과학기술 수준의 지표라고 할 수 있는 항공기 제작도 식민지시대인 1942년 창립한 조선항공공업(주)이 부산에서 일본제 해군 1, 2, 3호기가 제작한 역사가 있다. 이후 발전한 항공기 제작 산업은 초음속 고등훈련기 수출을 하고 스텔스기 개발하는 등 국제적 최고수준으로 경쟁력을 키우고 있다.

이런 발전을 위하여 수많은 우주과학 분야 전문가와 기술자의 피땀어린 노력이 있어서 가능하였다. 수많은 전문가와 기술자가 더 나은 소통을 위하여 기존 영문지인 Journal of Astronomy and Space Sciences (pISSN: 2093-5587) 이외 국영문지인 우주기술과 응용(Journal of Space Technology and Applications) 창간함을 진심으로 기린다. 워낙 영문지 발행 경험이 있어 국제적인 학술지 표준을 잘 지키고 훌륭하게 발전시킬 것이라고 기대한다.

학회지의 수준은 기본으로 학회 회원의 연구 수준이다. 워낙 회원의 연구 역량이 뛰어나므로 학술지 발전에 아무런 어려움이 없다. 아무쪼록 영문지뿐 아니라 새 국문지도 우리나라뿐 아니라 국제적인 우주과학기술과 응용분야에서 기여하고, 이 분야 발전에 기여하기를 바라며 축사에 가름한다(2021년 5월 30일).

한국과학학술지편집인협회의 회장 허 선 (shuh@hallym.ac.kr)



논문

초소형위성 지상 환경 도킹 시험

김해동^{1,2+}, 최원섭², 김민기², 김진형², 김기덕², 김지석¹, 조동현³

¹과학기술연합대학원대학교

²한국항공우주연구원

³부산대학교

Ground Test of Docking Phase for Nanosatellite

Hae-Dong Kim^{1,2+}, Won-Sub Choi², Min-Ki Kim², Jin-Hyung Kim²,
KiDuck Kim², Ji-Seok Kim¹, Dong-Hyun Cho³

¹Department of Aerospace Engineering, University of Science and Technology,
Daejeon 34113, Korea

²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

³Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan 46241, Korea



Received: March 2, 2021

Revised: March 19, 2021

Accepted: April 19, 2021

*Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-42-860-2812

E-mail : haedkim@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

Hae-Dong Kim

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

Won-Sub Choi

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

Min-Ki Kim

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

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>

요약

본 논문에서는 국내 최초로 개발 중인 랑데부/도킹 기술검증용 초소형위성의 지상 환경에서의 도킹 단계 시험 결과에 대해 기술하였다. 랑데부/도킹 기술은 우주기술 중 고난이도 기술로서 우주 궤도상에서 상대 물체에 접근한 후 작업을 수행하는 데 매우 핵심적인 기술이기도 하다. 본 논문에서는 에어베어링 장치를 이용하여 체이서가 모의 타겟으로 접근하여 최종적으로 도킹하는 단계의 지상시험 결과에 대해 기술하고자 한다. 본 논문에서 검증된 2차원 평면에서 도킹 단계에서의 추력 제어 알고리즘과 시각 기반 센서를 이용한 상대물체 인식 및 상대거리 추정 알고리즘을 기반으로 추후에는 우주에서의 시험을 위한 3차원 공간에서의 랑데부/도킹 알고리즘으로 확장·개발하는 데 이용하고자 한다.

Abstract

In this paper, we describe the results of the docking phase test in the ground environment of the rendezvous/docking technology verification satellite under development for the first time in Korea. rendezvous/docking technology is a high-level technology in space technology, which is also very important for accessing and performing tasks on relative objects in space orbit. In this paper, we describe the ground test results that the chaser finally docks the fixed target using an air bearing device. Based on the thrust control algorithm in the docking phase and the relative object recognition and relative distance estimation algorithm using visual-based sensors validated in this paper, we intend to use them for later expansion to rendezvous/docking algorithms in three-dimensional space for testing in space.

핵심어 : 랑데부/도킹, 근접운영, 초소형위성, 인공지능, 에어베어링 시험장비

Keywords : rendezvous/docking, proximity operation, nanosatellite, artificial intelligence, air-bearing testbed

1. 서론

한국항공우주연구원(이하 항우연)은 국내 최초로 랑데부/도킹 기술 개발을 2018년부터 시작하여 2019년 예비설계를, 2020년 상세설계검토회의를 수행하였다. 본 연구의 최종 목표는 랑데부/도킹 및 근접운영 기술 개발, 정밀 상대항법 핵심기술 개발, 초소형위성 적용 가능한 도킹장치 개발 및 궤도폐기용 대기저항 전개장치 개발이다. 이들 핵심기술들을 개발하여 우주 궤도상에서 검증하기 위한 기술검증용 위성 2기(체이서 1기, 모의 타겟 1기)를 제작하는 것도 포함되어 있다. 저비용 단기간 개발에 유리하도록 기술검증용(technology demonstration) 위성들은 모두 6 U(중량 10 kg급)로 제작하고 있다[1].

기술검증용 위성의 부품 중 탑재컴퓨터, 반작용휠, 태양센서, 자장토커 및 자장센서, 전력계 등 절반은 항우연에서 개발하고 있는 초소형위성들에 적용된 바 있는 국산화 부품들이며, 체이서의 모의 타겟 접근 및 도킹을 위한 추력기 및 정밀 자세제어를 수행하기 위한 통합형 자세제어 모듈은 해외 부품을 사용하고 있다.

본 논문에서는 도킹 단계에서의 최종 접근 제어 알고리즘 및 전자석 기반 도킹 장치의 유효성을 검증하기 위한 지상 시험 환경 하에서의 도킹 시험 수행 결과에 대해 기술하고자 한다. 본 연구를 통해 개발될 랑데부/도킹 및 근접운영(proximity operation) 기술은 우주쓰레기 능동 제거(active debris removal, ADR) 시스템 개발, 우주 재급유 및 위성 수리 등 위성 수명 연장을 위한 궤도상서비스(on-orbit servicing, OOS) 기술 개발에 활용할 수 있다.

2. 시스템 개요

랑데부/도킹 기술검증용 위성 개발을 위한 체이서 및 모의 타겟의 시스템 형상은 다음 Fig. 1과 같다. 체이서와 타겟 위성 모두 6 U 구조이며, 체이서 위성의 상단과 하단 모서리에는 추력기의 노즐 범위를 가상으로 보여주고 있다. 즉, 체이서 위성은 상단과 하단에 위치한 냉가스(cold gas) 추력기를 이용하여 별도의 자세변환 없이 3축 방향의 추력 제어가 가능하다. 체이서에 적용하는 추력기는 GomSpace사의 제품이며[2], 이 추력기는 유럽우주국(ESA)에서 본 과제와 동일한 6 U 초소형위성 2기를 이용하여 자동 랑데부/도킹 기술 임무인 RACE (rendezvous autonomous cubeSats experiment; Fig. 2)를 위해 개발하는 추력기와 동일한 것이다[2].

체이서 몸체 중앙에는 전자석 도킹 장치가 장착되어 있으며, 이 전자석 도킹 장치는 최종 도킹 직전 약 3초 전에 작동되어 체이서가 모의 타겟에 맞닿을 순간 두 몸체가 붙은 상태에서 더 이상 떨어지지 않도록 하는 역할을 한다. 모의 타겟의 중앙에는 체이서의 시각 센서가 상대 물체를 인식하고 상대거리를 추정하는 데 용이하도록 LED 마커를 장착하고 있다. 또한, 모의 타겟은 도킹 직후 분리되면 궤도 상에서 조기 폐기되기 위한 대기저항 전개장치(drag device)를 하단에 장착하고 있다.

체이서와 모의 타겟의 최종 도킹 시 형상은 Fig. 3과 같다. 그림에서 보는 바와 같이 체이서는 모의 타겟에 대해 십 자(+) 모양으로 자세를 변환한 뒤 도킹을 시도한다. 이는 체이서와 타겟에 장착한 안테나들과의 간섭을 회피하기 위함이다.

시스템의 주요 요구조건은 다음 Table 1과 같다. 아직 발사체가 확정되지 않은 상태이므로 임무궤도가 확정되지는 않았으나, 고도 600 km의 태양동기궤도에서의 시험을 목표로 하고 있다.

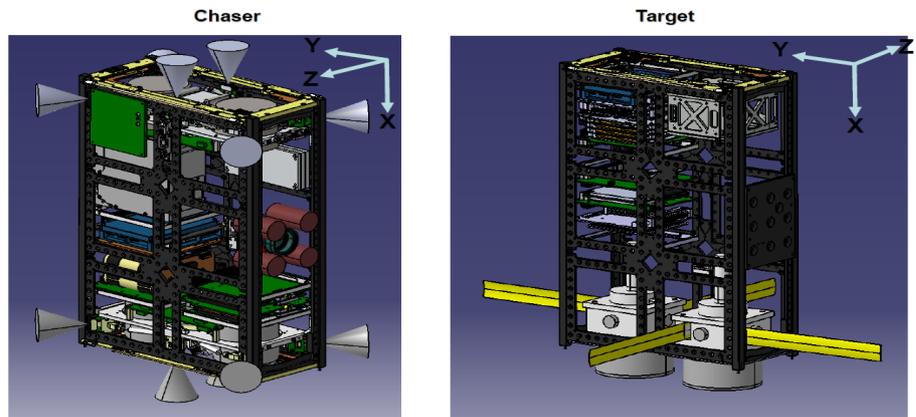


Fig. 1. System configuration of the chaser (left) and target (right).



Fig. 2. ESA's RACE mission[2].

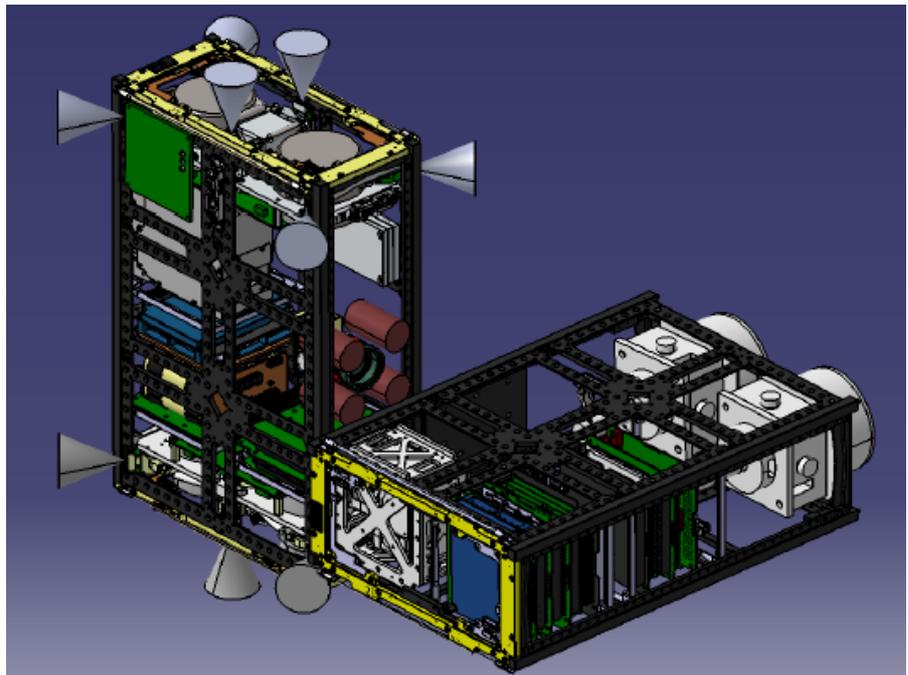


Fig. 3. Final docking phase.

Table 1. System major requirement

Item	Requirement
Mission orbit	600 km SSO (TBC)
Lifetime	At least 6 months
Test items	1. Rendezvous test (Long range → Close range → Final approach) 2. Proximity operation test 3. Target identification test 4. Target pose estimation test 5. Docking & un-docking test 6. Drag device deployment test (for target only) 7. De-orbit test (for chaser)
Weight & size	12 kg (max) and 6 U for chaser and target
Power	Chaser: > 18.61 W Target: >15.4 W
ADCS	3 axis attitude control for chaer and target Pointing knowledge : Chaser 0.007 deg. (1σ) Target 1 deg. (1σ) Pointing accuracy : Chaser 0.007 deg. (1σ) Target 1.5 deg. (1σ)
Link margine	UHF: Down 6.9 dB, Up 24.7 dB S-band: Down 5.1 dB

궤도상에서 수행하고자 하는 시험은 총 7가지이며, 이들 시험들은 순차적으로 진행하게 된다. 위성 중량은 모두 12 kg 이하를 기준으로 하며, 6 U 구조물에 제작하게 된다. 두 개의 위성들은 12 U 발사관(POD)과 함께 실려 동시 발사를 전제로 한다. 체이서 위성의 전력 요구량은 최소 18.61 W 이상이며, 상대적으로 제어 성능 요구조건이 낮고 추력기가 없는 모의 타겟은 최소 15.44 W 이상을 요구한다. 자세제어 성능은 정밀한 접근 및 추력기 제어가 가능하도록 체이서의 경우 지향 정밀도가 약 0.007도 정도이며, 모의 타겟은 약 1.5도 정도이다. 위성 상태 및 명령 전송을 위해서는 UHF를 이용하게 되며, 체이서가 타겟에 접근하여 상대 물체를 인식하기 위해 촬영한 영상 데이터는 S 밴드를 이용하여 전송 받게 된다.

임무 시나리오는 Fig. 4에서 보는 바와 같이 발사 후 위성체 상태 확인 및 제어 안정화 단계로 진입하는 동안 두 기의 위성이 자연적으로 상대거리가 멀어지는 것에서부터 시작된다. 이 기간(약 10일) 동안 상대거리는 최대 약 500 km까지 벌어질 수 있을 것으로 예측되었으며,

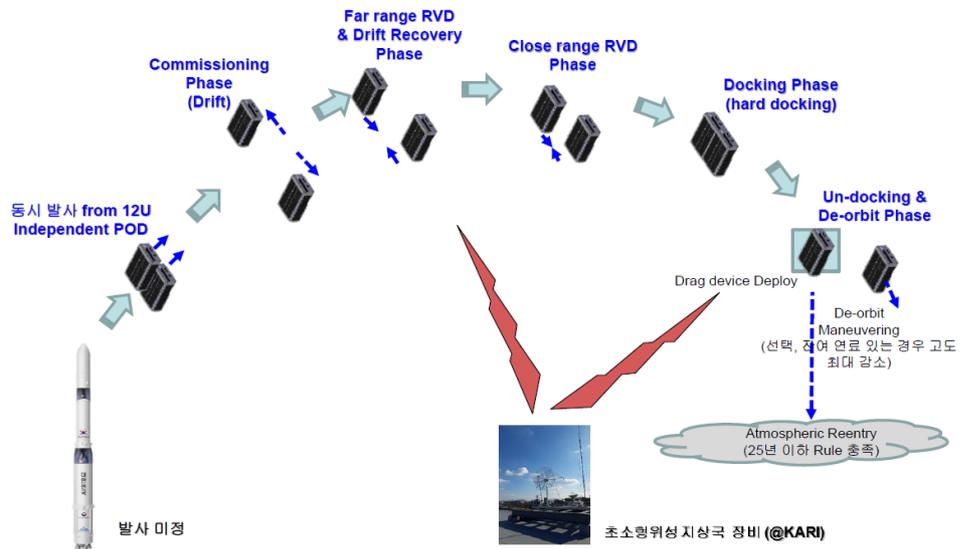


Fig. 4. Mission scenario.

이후 추력기를 이용하여 상대거리 2 km까지 접근하는 랑데부 단계에 진입하게 된다. 이 단계를 'Far Range Rendezvous & Drift Recovery Phase'로 정의하며, 체이서와 타겟으로부터 각각 받은 GPS 정보를 이용하여 각 위성의 절대 위치 및 상대 위치를 지상국에서 파악한다.

상대거리 2 km에서 다시 100 m까지 접근하는 단계는 'Close Range Rendezvous Phase'로 정의하며, 이 단계에서는 체이서 위성이 타겟 위성으로부터 상대거리 GPS 위성 신호를 송부받아 상대거리 추정을 통해 접근하게 된다.

이후 100 m에서 10 m까지 접근하고, 최종 도킹 결정 시점까지 10 m 거리를 유지하는 단계는 'Proximity operation' 단계로 정의하고, 상대거리 유지를 위한 추력기 제어를 체이서가 자율적으로 진행하게 된다. 이 단계에서는 상대거리 추정을 위해 주로 NIR 광학센서를 이용하며, 상대거리 GPS 정보로 함께 이용한다.

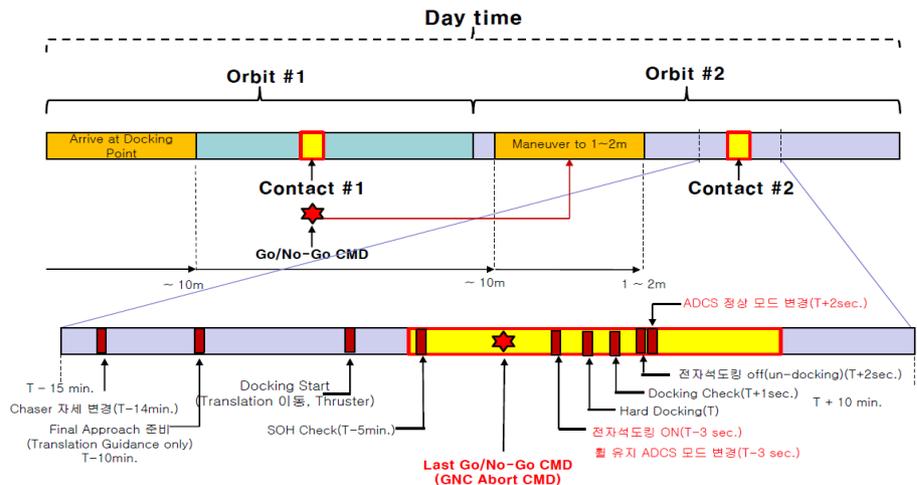


Fig. 5. Pass plan for final docking phase.

최종 도킹 패스가 결정되면 Fig. 5에서 보는 바와 같이 도킹 포지션에서 도킹을 실시하기 위한 최종 추력기 작동을 최종 교신 패스 직전에 전송하게 되며, 최종 도킹 실시를 모니터링하기 위한 교신 패스에서 상대거리 확인 및 상태 파악 후 최종 도킹 명령 중지 (Go/No-GO) 여부를 결정하게 된다. 상태가 적절하여 최종 도킹이 진행된다면 체이서는 모의 타겟에 선형 운동으로 접근하게 되며, 최종 도킹 직전 전자석 도킹장치를 작동시켜 체이서와 타겟의 몸통이 부딪치는 순간 서로 밀착시키고, 미세 중력 상황에서 더 이상 관성에 의한 작용/반작용으로 서로가 떨어지지 않도록 붙잡아 주도록 한다. 즉, 전자석 도킹 장치는 상대거리가 수 m 되는 시점에서 추력기의 도움 없이 타겟을 자기력만으로 끌어당기는 목적이 아니라, 최종 도킹 단계에서의 추력기 작동으로 선형적으로 진행되는 과정에서 마지막 수 십 cm 이내에 상호간 몸체가 거의 마주하는 순간 붙잡아 주는 역할을 하게 되는 것이다. 이는 초소형위성을 이용한 기술검증용 위성의 사이즈와 생산 전력, 그리고 자장토커, 자장센서, 리액션휠 등의 제어장치를 고려하기 때문이다.

도킹 여부는 접촉식 스위치에 의해 확인하게 되며, 도킹 확인 직후 언도킹이 시작된다. 이후 체이서는 잔여 연료를 모두 소진하여 가능한 고도를 낮추는 폐기기동을 수행하며, 추력기가 장착되지 않은 타겟의 경우에는 대기저항 전개장치를 전개하여 고도를 낮추도록 한다. 국내에서도 2020년 7월 우주쓰레기 경감 가이드라인이 과기정통부에 의해서 공포가 된 만큼 가이드라인 준수를 위한 노력으로 최종 폐기 기동까지 포함하고자 한다. 우주쓰레기 경감 가이드라인에 의하면, 저궤도 상의 위성은 임무 운영 종료 후 잔여 궤도 수명(orbital lifetime)이 25년 이하가 되도록 하여야 한다. 초소형위성 개발 시 이 가이드라인을 준수하기 위해서는 궤도 폐기용 추력기를 장착하거나, 임무 종료 후 궤도 수명이 25년 이하가 될 수 있는 낮은 고도(약 600 km 이하)에 발사하도록 해야 할 것이다.

본 임무에서 개발하고자 하는 체이서의 경우, 랑데부/도킹 시험에 사용된 연료 이외 잔여 연료량 즉, ΔV 가 약 10 m/s 수준인 경우에는 고도 680 km에서 잔존 궤도수명이 약 71년 이 될 것으로 예상되나, 잔여 ΔV 를 소모하여 고도 580 km까지 낮출 경우에는 잔존 궤도 수명이 약 14년 이하가 될 것으로 추정되었다. 또한 잔여 ΔV 가 약 5.4 m/s인 경우, 고도 690 km에서는 약 83년이 소요되나, 폐기 기동으로 고도 590 km까지 낮출 경우 약 16년이 될 것으로 분석되었다.

3. 지상 환경 도킹 시험

도킹 최종 단계에서의 지상 환경시험을 구성하기 위해 Fig. 6과 같이 설치하였다. 모의 타겟은 석정반 한쪽 면에 고정시켜 두었으며, 상대적으로 접근하기 위한 체이서는 에어베어링 장치 위에 장착하였다. 에어베어링 장치는 체이서를 석정반 위에서 무마찰 상태에서 움직일 수 있도록 하며, 체이서의 추력기를 대신하여 냉가스 노즐을 에어베어링 상단(Fig. 7)에 부착하여 체이서의 추력기 제어를 모사할 수 있도록 하였다.

체이서는 타겟의 중앙에 위치한 LED 마커를 인식하면서 추력 제어 알고리즘이 상대 위치와 자세를 분석, 추력기를 제어함으로써 최종 도킹하도록 한다. 타겟과 체이서의 상대거리는 약 2 m에서 시작하였으며, 체이서의 위성체는 상대거리 측정과 자세를 분석하기 위한 시각 센서, 탑재컴퓨터를 대체한 소형 노트북과 연결되는 형태로 구성하였다. 상대거리 추정을 위한 시각 센서는 텔리다인의 Dalsa Genie nano NIR 카메라를 사용하였다[3].

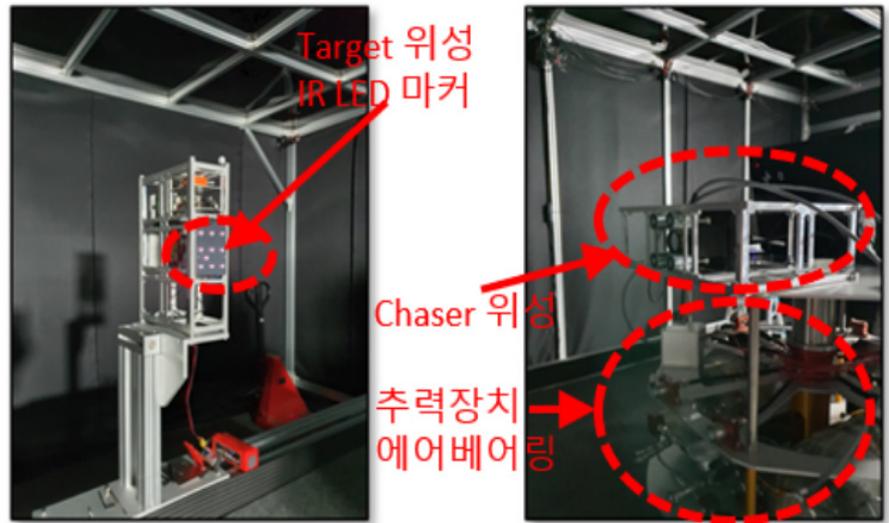


Fig. 6. Test configuration.

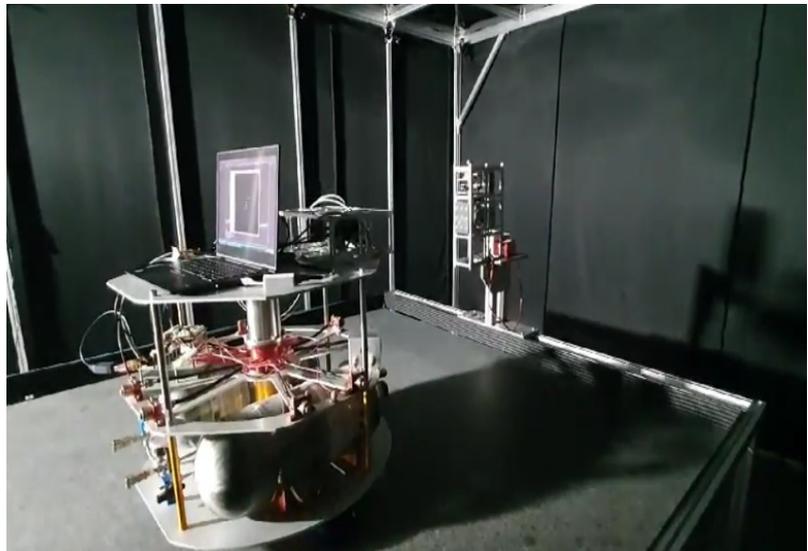


Fig. 7. Air-bearing testbed.

실제 궤도상에서 비전센서를 이용한 근접운동의 경우 10 m 거리로부터 0.5 m 거리까지 접근하면서 타겟 위성을 인식 및 상대자세 추정을 수행하지만, 테스트베드의 경우 약 2 m부터 접근이 가능하다. 따라서 상대거리 추정을 위한 시각 센서는 원 설계안의 경우 Teledyne Dalsa사의 Genie nano M1930 NIR 카메라와 30 mm 초점거리를 가지는 Schneider사의 Xenon-Topaz 렌즈의 구성이었으나, 테스트베드의 제한된 가동 영역을 고려하여, FLIR사의 Blackfly 카메라와 6 mm 렌즈로 변경하여 도킹시험에 사용하였다. Fig. 8에서는 원 설계안의 구성과 테스트베드 상 모사 환경에서의 상대 거리에 따른 10 cm 크기 물체에 대한 영상에 맺히는 상의 크기가 비교되어 있다.

본 지상시험 환경에서 사용된 추력기는 실제 체이서에 장착될 GomSpace사의 추력기의

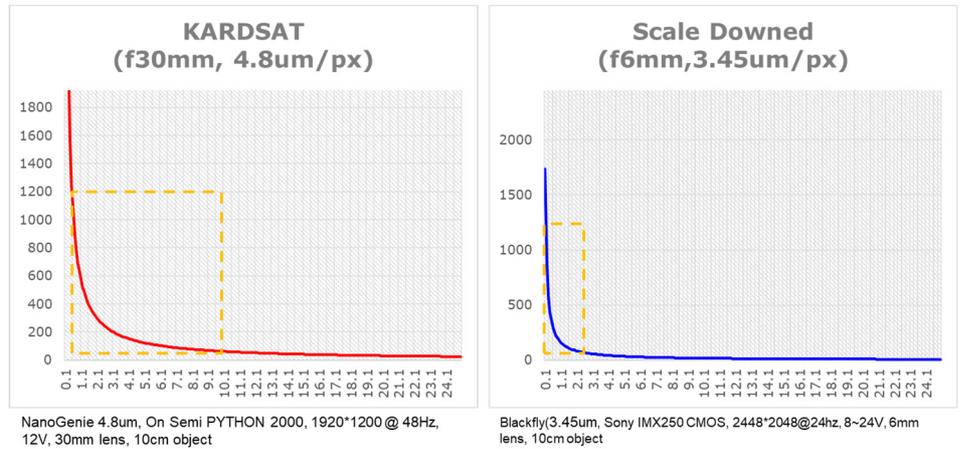


Fig. 8. Visibility comparison between KARDSAT with scale downed environment.

성과와 다소 차이가 나며, 지상시험 환경에서는 체이서 기준으로 Z-X 평판 이동만 고려하였다. 또한, 지상시험 환경에서 자세제어계는 자이로 센서는 없는 것으로 가정하고, 단지 상대 위치 추정만 시각 센서값에 의해 수행하였다. 하지만 본 지상시험은 최종 도킹 단계에서 추력 제어 알고리즘의 유효성을 검증하는 게 목적이었으므로 실제 추력기 성능을 고려한 제어 알고리즘 조정은 추후 수행하기로 한다.

KARDSAT 설계 원안인 Teledyne Dalsa사의 Genie nano M1930 카메라의 경우, 1,920 × 1,200 화소의 공간해상도로 화소크기 4.8 μm, NIR 대역의 양자효율이 가시대역 카메라보다 뛰어난 NIR 카메라로, Gigabit Ethernet 인터페이스로, 내열환경조건은 -20℃부터 60℃까지 동작이 가능하며, 12 V 전원인가 시 3.5 - 4.6 W의 전력을 소비한다. 전체 용적 40.6 × 29.0 × 44.0 mm를 차지하며, 46 g의 초경량, 초소형 카메라이다. 기본 제공되는 SDK가 ARMv7을 지원하여 KARDSAT 탑재컴퓨터(OBC)에서 개발이 용이한 장점이 있다. Fig. 9는 해당 카메라의 외관 및 양자효율을 보여주며, KARDSAT의 NIR LED 마커의 파장역인 940 nm에서의 효율이 약 14%인 것을 확인할 수 있다. 또한 카메라에 상을 모으는 렌즈는 원안에서 Schenider사의 Xenon-Topaz 2.0/30 mm 제품을 선정했다. 해당 렌즈는 1,200만 화소 카메라까지 사용 가능한 고해상도 렌즈로, 30 m보다 가까운 대상에 대한 400 - 1,000 nm 파장대역의 광투과율이 90% 이상으로 NIR 마커를 검출하기에 적합하다. Teledyne Dalsa사의 Genie nano M1930 카메라에 사용하는 경우 16.7 × 12.6도의 화각을 가진다. Fig. 10은 해

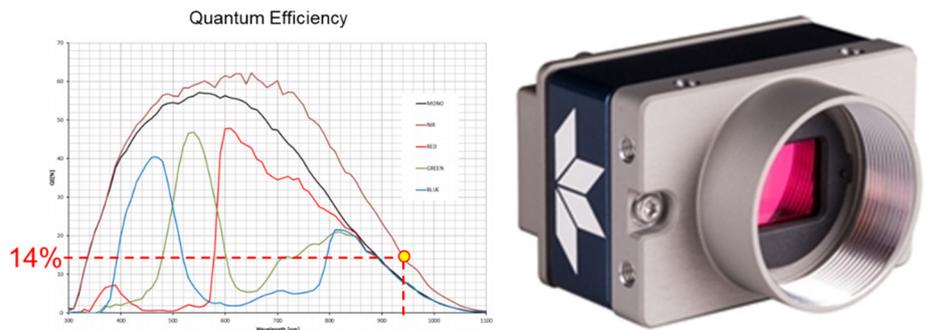


Fig. 9. Quantum efficiency and exterior form of Teledyne Dalsa Genie nano M1930.

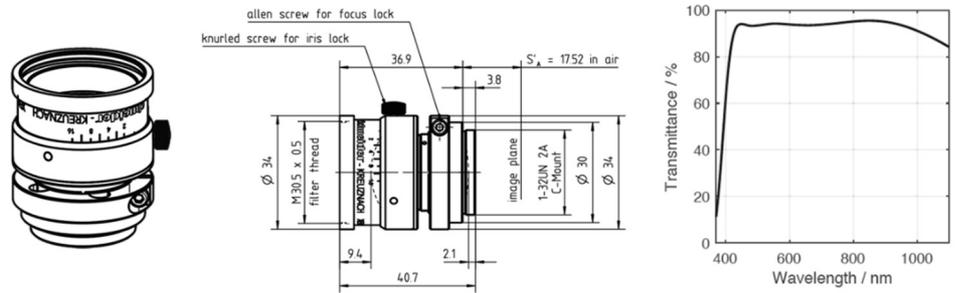


Fig. 10. Xenon-topaz 2.0/30 mm lens.

당 렌즈의 외관과 파장대별 투과율을 보여준다.

타겟의 중앙에 위치한 NIR LED 마커는 인식률 및 시인성을 높이기 위해 궤도상 태양광에서 가시대역에 비해 광량이 적은 근적외선 대역 중에서 카메라 센서의 광 민감도와 태양광 스펙트럼 강도 사이의 이율배반적인 관계를 고려하여 940 nm 대역 발광 다이오드를 선정하였다. NIR LED 모듈은 LUMINOX사의 제품을 사용하였으며, 시인성을 고려하여 120도 화각으로 광속이 퍼져 나가는 제품을 사용하였다. NIR LED 마커의 형상 및 구성은 Fig. 11과 같으며, 크게 베이스 플레이트, NIR LED 모듈, 커버 플레이트 세 부분으로 구성되어 있다. 베이스 플레이트는 LED 모듈의 방열을 원활하게 하기 위해 검정색으로 아노다이징된 알루미늄으로 가공 및 제작되었으며, 커버 플레이트는 광속이 가림없이 퍼져 나갈 수 있도록 120도 방사각에 맞춰 원기둥 모양으로 절삭 가공된 강(steel)을 사용하였다. 강 재질을 사용한 이유는 최종 도킹 단계에서 전자석에 이끌려 고정되어야 하기 때문이다. NIR LED 마커는 베이스 플레이트 부분에 마커간 하네스 연결을 위한 공간을 고려하였으며, 발사환경에서 강건하게 견딜 수 있도록 베이스 플레이트와 커버 플레이트 사이 공간을 RTV로 채운다. 한편, NIR LED 모듈은 총 10개로 구성되어 있으며, 해당 구성에 대한 번호는 0부터 9까지로, 가장자리 0, 2, 6, 8번 모듈은 평면 경계를 찾기 위해 존재하며, 9번 모듈은 마커 평면의 방향을 구분할 수 있도록 하는 방향지시자이다. 마커 좌표계는 4번 모듈이 기준점이 되어 5번 방향이 X축, 7번 방향이 Y축으로 정의된다.

한편, 체이서의 렌즈 전단에는 NIR 간섭 밴드패스 필터를 부착하여 잡광을 제외한 940 nm 대역 광속만 받아들일도록 하였다. 사용된 필터는 MIDOPT사의 Bi940 필터를 사용했으며,

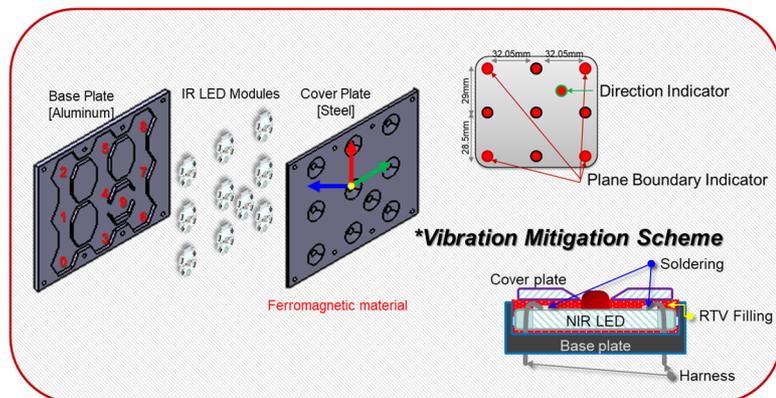


Fig. 11. NIR LED marker schematics.

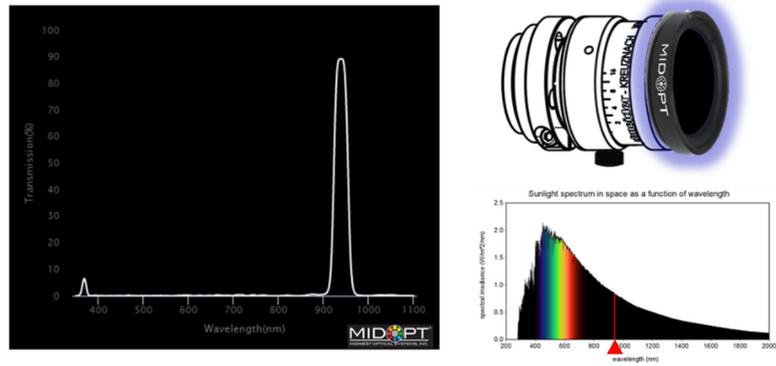


Fig. 12. NIR interference bandpass filter and sunlight spectrum in space.

Fig. 12는 파장대역별 투과율, 렌즈에 필터 장착 형상, 그리고 궤도상 태양광 스펙트럼의 세기를 보여준다.

한편, 지상시험 환경은 Fig. 13과 같은 구성을 가지며, 실제 궤도상 조건에 대비하여 접근거리는 2 m 이내, 운동 자유도는 3 자유도, 조명 조건은 300 nm, 500-650 nm, 850 nm 대역에 제한된다. 지상시험 테스트베드 시스템에는 시험 대상 객체들의 절대 움직임을 분석하기 위한 모션캡처 시스템이 있으며, 해당 시스템은 850 nm 근적외선 광을 조사하여 Retro-reflective 마커를 사용한다. 해당 시스템은 사각지대가 없도록 8개의 카메라를 사용하여 구성되어 있으며, 실험공간에는 가시광 조사를 위해 백색 LED 조명이 설치되어 있다. 접근거리는 원래 10 m 이상으로부터 접근하는 상황에서 지상시험을 하면 이상적이지만, 무마찰 평판의 편평도 유지 및 평판 규모 확장에 제약이 있어 가용한 접근거리는 약 2 m로, KARDSAT 체이서 설계 원안 카메라를 사용하는 경우, 화각이 매우 좁아 시험 초기부터 타겟 LED 마커 가시성이 저하되어 의미 있는 지상시험 수행이 불가하다. 이러한 상황을 극복하고자, 설계 원안에서 0.5 m - 10 m 구간에서의 타겟 LED 마커 가시성이 지상시험에서 0.1 m - 2 m와 동일한 구성이 되도록, 카메라 센서 크기와 렌즈 구성을 3.45 μm 크기 화소를 가지는 Blackfly S 모델과 6 mm 일반 C-mount 렌즈로 대체하여 시험 수행하였다. 원안에 비해 광 투과율이 나 근적외선 대역 수광율이 낮은 제품이지만, 축소된 거리에서 광을 수용하기 때문에 실 상황에서의 광량에 대한 상황과 다소 유사한 환경이다. 축소된 지상 시험 조건의 가시성 분석 외

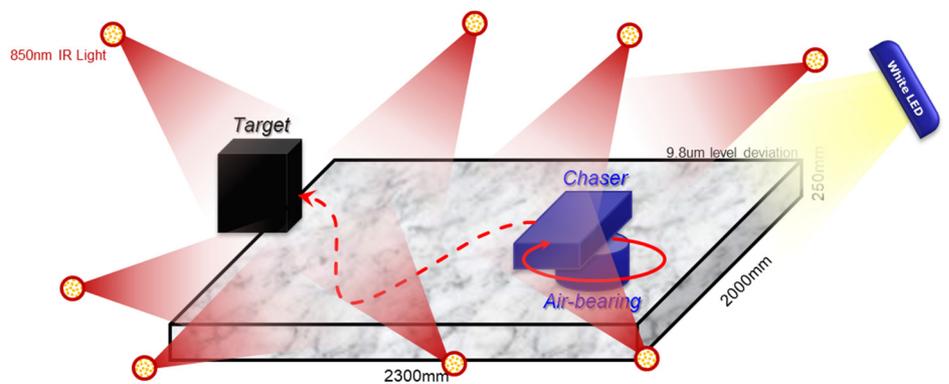


Fig. 13. Ground test facility configuration.

에 상대자세추정 알고리즘 시험의 유효성을 판단하기 위해 설계 원안 구성과 축소 구성에서의 상대자세추정 Monte-Carlo 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 수행 구성은 Fig. 14와 같으며, 마커 기준 좌표계에서의 10개 마커의 좌표 P_W 를 위치와 자세가 무작위인 가상 카메라로 투영하여 획득한 이상적인 영상 평면 상 좌표 P_I 를 계산하고, 해당 좌표의 화소 위치에 대한 가우시안 잡음을 가한 후 획득한 \hat{P}_I 를 획득하여 \hat{P}_I 으로부터 상대거리 \hat{T} 및 \hat{R} 을 SolvePnP 알고리즘으로 추정하여 원 상대거리 T 및 R 과 비교하였다. 시뮬레이션 결과는 Fig. 15와 같으며, 자세 추정 오일러 각도 오차 그래프에서 청색, 적색, 황색 순서로 roll, pitch, yaw 오차를 표기한다. 설계 원안과 축소 모델의 추정 오차의 경향이 유사한 것을 확인할 수 있다.

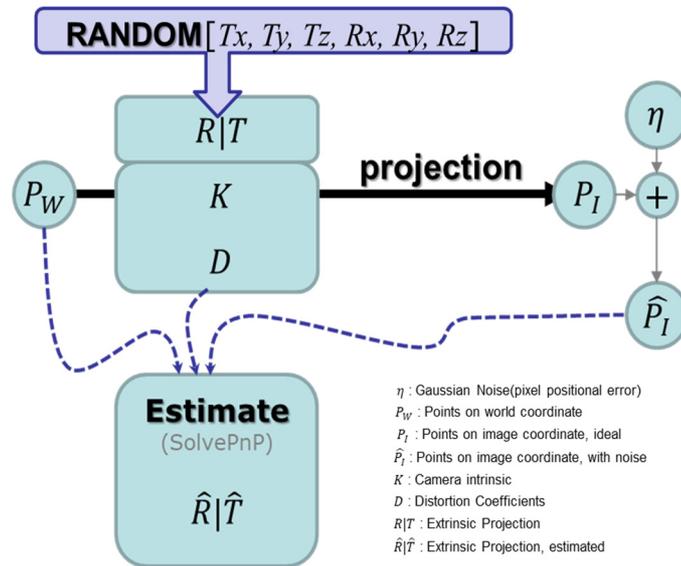


Fig. 14. Monte-Carlo simulation for pose estimation.

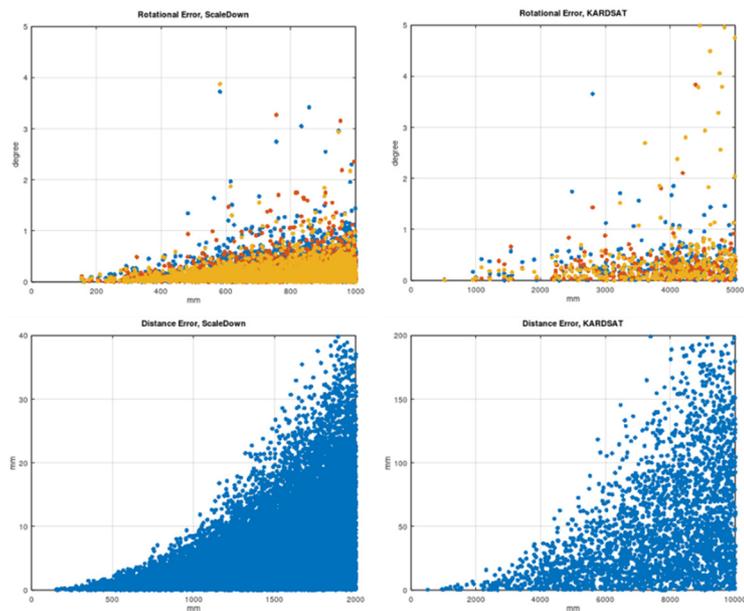


Fig. 15. Error analysis on pose estimation for the original and scale-downed model.

4. 시험 결과

도킹 단계에서 위치 추정은 칼만필터를 이용하였고, 추력 제어를 위한 제어기의 입력 값으로는 오일러 관측값을 이용하였다. 제어기를 통해 에어베어링 각각의 추력기 노즐을 제어하기 위한 제어값을 출력하였다. Fig. 16에서 보는 바와 같이 약 1.3 m 이내에서 시작한 상대거리에서부터 체이서는 모의 타겟에 에어베어링 추력기에 의해 접근하기 시작하여 최종 도킹까지 성공하였음을 알 수 있다. 최종 약 50 cm부터는 오직 Z축에서의 도킹을 위해 직선 추력 제어만 실시한 것을 알 수 있다. 즉, 최종 도킹 가능 거리에서는 Z-X축 2축 제어가 아닌 1축 제어만 실시한 것이다. Fig. 17에서 보는 바와 같이 체이서의 추력은 최종 도킹 단계에서 약 70초간 수행하였으며, 이는 도킹 거리 약 1.3 m에서 약 1.85 cm/sec의 속도로 접근하였음을 알 수 있다.

센서 관점에서 도킹 단계 위치 추정을 위한 칼만필터에 입력되는 관측값은 타겟 좌표계 대비 상대 오일러 각, 3차원 거리벡터로, Fig. 18과 같은 과정을 거쳐 산출되었다. 카메라로부터 영상이 입력되면 이진화를 통해 1차 영상 분할을 수행하고, 해당 분할 결과에 가우시안 평탄

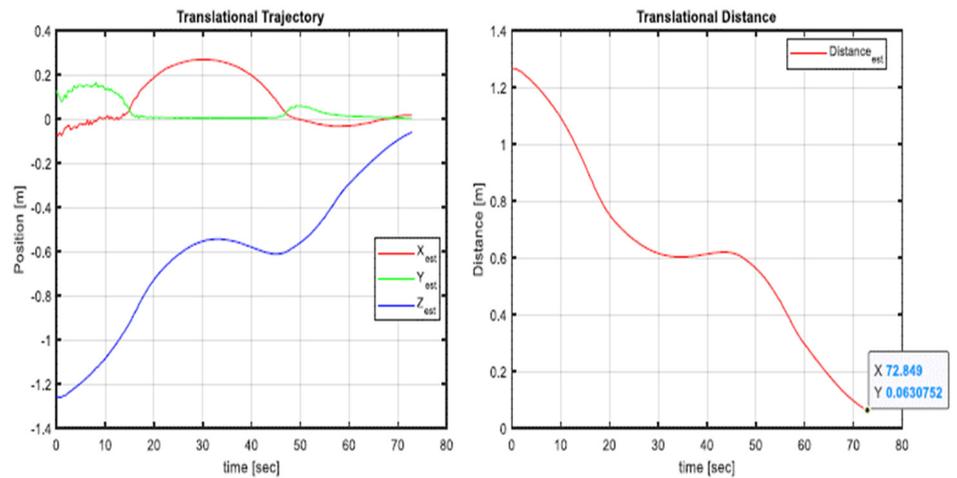


Fig. 16. Relative trajectory and distance between target and chaser.

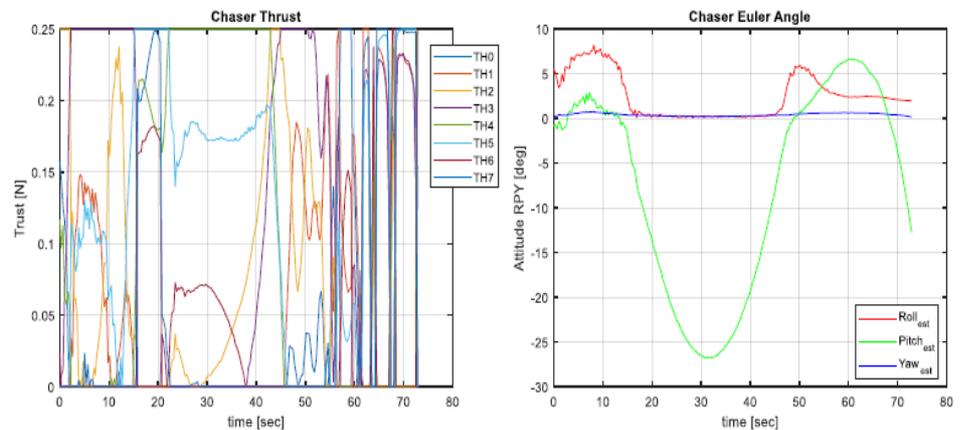


Fig. 17. Chaser thrust and euler angle during docking phase.

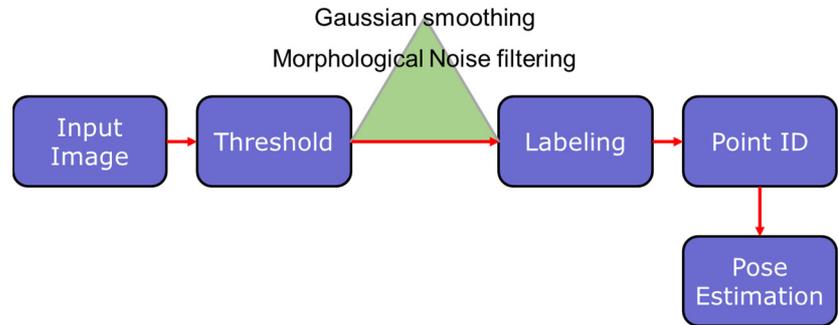


Fig. 18. Flowchart of marker recognition.

화 및 형태학적 분석을 통해 불필요한 Blob 및 잡음을 제거하여 10개의 마커 영역만 추출하여, 추출된 영역에서 각 마커 점을 인식 및 구분한 후 SolvePnP와 RANSAC을 이용하여 타겟 마커 대비 카메라의 상대 거리 및 자세를 추정한다. 마커 점의 인식은 2차원 호모그래피를 이용한 방식으로 수행되며, 그 과정은 Fig. 19와 같다. 입력 영상에서 가장 상단에 위치한 마커 점을 선택하고, 해당 점으로부터 가장 먼 지점에 있는 마커 점을 찾는다. 두 점을 이은 직선과 수직거리가 가장 먼 두 점을 나머지 경계점으로 인식하고, 찾아진 경계점 4 점을 기준으로 5×5 격자 평면에 마커 영상 패치에 대한 Warming을 수행하고, 해당 격자에서 방향지시 마커의 위치에 따라 각 마커 점을 인식한다. 인식 및 구분된 마커 점군에 대한 2차원 영상 좌표와 3차원 마커 기반 좌표 사이의 위치 및 자세 관계를 SolvePnP 및 RANSAC 알고리즘에 기반을 두어 추정한다.

시험과정에서 가시대역 및 850 nm대역 외란이 강한 상황에서도 전체 프레임에서 인식 및 추적 실패하는 경우가 없었다. 시뮬레이션 결과와는 다르게 거리 오차 및 오일러 각 오차는 더 작게 관측되었다. 지상시험환경에서 모사하지 못하는 우주방사선에 의한 센서 잡음에 대한 시뮬레이션도 수행 및 분석하였다. 궤도환경에서의 센서 열화를 고려하여 지상시험에서 수집된 촬영 영상 데이터에 8비트 영상 기준 표준편차 30, 60, 90에 해당하는 가우시안 잡음을 영상에 추가하여 자세 추정 알고리즘의 유효성을 검증하였다. Fig. 20에서 보는 바와 같이, 극심한 열화에서도 알고리즘이 문제없이 동작하여 관측값의 오차가 서브 밀리미터 수준으로 추정 알고리즘 성능이 유지되는 것을 확인할 수 있다.

도킹 최종 단계에서 체이서가 타겟에 최종 도킹하여 붙어 있는 상태를 Fig. 21에서 확인할

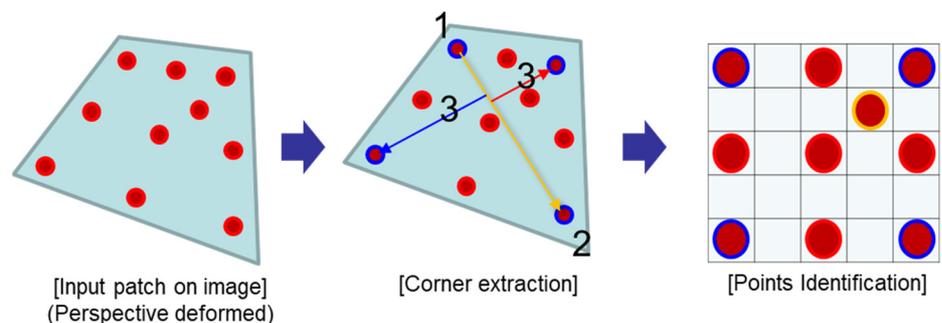


Fig. 19. Marker point identification.

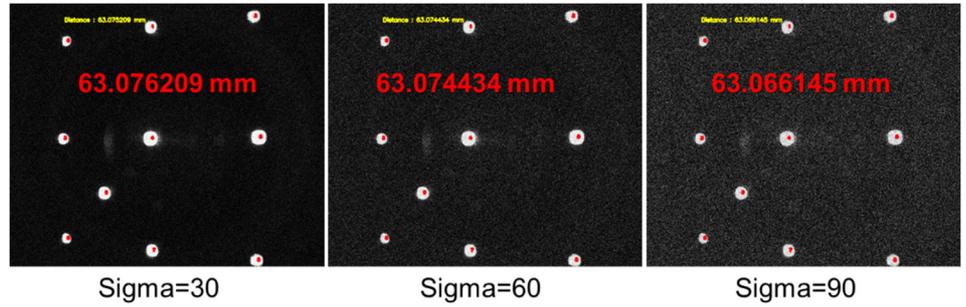


Fig. 20. Performance evaluation by contaminated sensor simulation for real image.

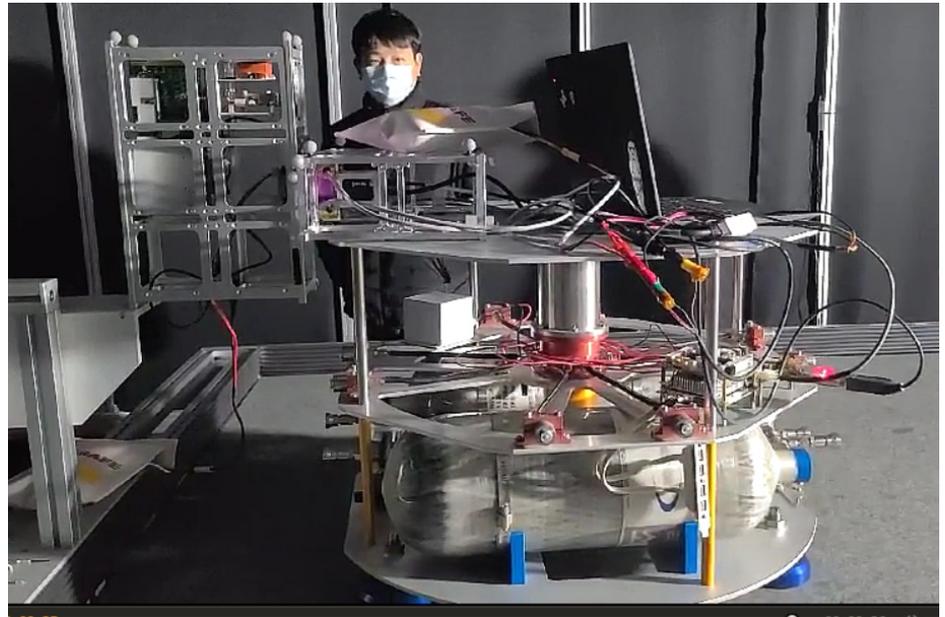


Fig. 21. Success of final docking.

수 있었다. 본 지상시험은 수차례 수행하면서 추력 제어 알고리즘의 조정을 통해 최종 도킹까지 성공할 수 있었다. 추력 제어 알고리즘은 비례-미분 제어기의 일반적인 형태로 구성하였으며, 칼만필터의 추정치를 이용하여 상대거리를 제어하며, 센서로부터 제공되는 오일러 각을 통해 타겟과의 방향을 제어하는 형태가 된다. 앞서 기술한 대로 최종 도킹 상태에서 전자석이 동작하는 순간 추력에 의해 부딪치면서 다시 떨어지려는 반발력을 대신하여 붙잡아 주는 것을 확인할 수 있었다. 추력 제어 알고리즘이 적절하지 않을 경우, 최종 도킹 단계에서 부딪치는 각도가 정면에 비해 다소 크거나 접근 속도가 큰 경우, 전자석이 작동하더라도 반발력을 줄이고, 붙잡지 못하는 경우가 다수 발생하였다. 따라서 성공적인 도킹을 위해서는 제어기의 이득을 올바르게 조율하는 것뿐만 아니라, 거리에 따른 속도 제한 증가를 통해 부딪치는 순간의 반발력이 최대한 발생하지 않도록 해야 함을 알 수 있었다. 이를 위하여 체이서는 도킹 마지막 순간까지 타겟과의 정확한 상대 거리와 함께 자세를 추정할 수 있어야 하므로 각 속도를 측정할 수 있는 자이로의 탑재를 반드시 고려해 주어야 한다. 초소형위성에 적용 가능한 전자석 도킹 장치를 이용할 경우, 이러한 상황을 고려하여 전자석의 유효 범위와 추력 제어 오차 범위를 확인하는 것이 매우 중요함을 알 수 있었다.

5. 결론

본 논문에서는 국내 최초로 개발 중인 랑데부/도킹 기술검증용 위성의 최종 도킹 단계에서의 지상 환경 시험 결과에 대해 기술하였다. 에어베어링 장치를 이용한 시험모델(engineering model)의 도킹 단계 추력 제어 알고리즘 및 NIR 센서를 이용한 상대거리 추정 및 인식 알고리즘의 유효성을 검증하였다. 본 시험에서 확인한 전자석 도킹 장치의 유효성과 추력 제어 알고리즘의 적절성을 기반으로 추후 3차원 공간에서 미세 중력 환경을 모사한 로보틱 테스트베드에서 작동 가능한 알고리즘으로 확장할 계획이다. 향후 우주에서의 시험을 통해 검증이 완료되면 우주쓰레기 능동 제거 기술 개발 및 궤도상서비스 기술 개발, 그리고 심우주 탐사에 필요한 랑데부/도킹 임무에 활용할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

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

References

1. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, Proceedings of the 2019 KSSS Spring Conference, Gangneung, 24-26 Apr 2019, 417-418.
2. ESA [European Space Agency], RACE double CubeSat mission (2019) [Internet], viewed 2021 Feb 18, available from: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/06/RACE_double_CubeSat_mission
3. Teledynedalsa, Genie Nano (2021) [Internet], viewed 2021 April 20, <https://www.teledynedalsa.com/en/products/imaging/cameras/genie-nano-1gige>

Author Information

김해동 haedkim@kari.re.kr



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

6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비스 기술을 개발하고 있다.

김기덕 KiduckKim@kari.re.kr



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

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 지상

시험, 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.

김민기 mkkim@kari.re.kr



2012년에 서울대학교에서 항공우주공학 박사 취득 후 한국항공우주연구원에 입사하였다. 위성시스템 종합설계 플랫폼 개발을 맡은 바 있고 현재는 초소형위성 개발 사업에 참여하고 있다. 주 연구분야는 시스템 전산설계 및 해석이고 그 외에 기후변화, 신재생에너지에 관심이 많다.

조동현 donghyun.cho@pusan.ac.kr



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

김진형 jinhkim@kari.re.kr



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

논문

우주상황인식을 위한 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어 개발

최은정[†]

[†]한국천문연구원

Development of a Software for Re-Entry Prediction of Space Objects for Space Situational Awareness

Eun-Jung Choi[†]

[†]Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea



Received: May 6, 2021
Accepted: May 10, 2021

***Corresponding author :**

Eun-Jung Choi
Tel : +82-42-865-3275
E-mail : eunjung@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

Eun-Jung Choi
<https://orcid.org/0000-0003-3637-2028>

요약

1톤 이상의 인공우주물체 중 통제가 불가능한 인공우주물체의 추락은 지상에서의 인명 및 자산 피해가 발생할 가능성이 높기 때문에 국가적으로도 '인공우주물체 추락·충돌 대응 매뉴얼'에 따라 우주물체 추락 상황에 대한 위기를 관리한다. 따라서 인공우주물체 추락 상황 및 위험도를 판단하기 위한 신속하고 정확한 인공우주물체 추락 예측 정보를 제공하는 것이 매우 중요하다. 인공우주물체 추락 예측 방법은 국내외 여러 기관들에서 수행하고 있으나, 국가적으로 신뢰할 수 있는 국내 독자적인 툴의 확보는 국가 우주위험 재난 위기 상황에서 매우 필수적이다. 본 연구에서는 인공우주물체의 추락 상황에서 관측으로부터 생성된 우주물체의 접촉궤도요소 또는 해외에서 공개되는 평균궤도요소를 활용하여 인공우주물체의 추락 예상 시각 및 지점을 정밀하게 예측할 수 있는 소프트웨어를 개발하였다. 개발된 소프트웨어는 그레이스 1호(Grace-1) 위성과 그레이스 2호(Grace-2), 텐궁 1호(Tiangong 1) 위성과 창정 5B호 로켓 잔해(CZ-5B)와 같은 실제 통제 불가능한 인공우주물체의 추락 상황에서 독자적인 우주물체 추락 예측 정보를 제공하여 검증하였다.

Abstract

The high-level Space Situational Awareness (SSA) objective is to provide to the users dependable, accurate and timely information in order to support risk management on orbit and during re-entry and support safe and secure operation of space assets and related services. Therefore the risk assessment for the re-entry of space objects should be managed nationally. In this research, the Software for Re-Entry Prediction of space objects (SREP) was developed for national SSA system. In particular, the rate of change of the drag coefficient is estimated through a newly proposed Drag Scale Factor Estimation (DSFE), and is used for high-precision orbit propagator (HPOP) up to an altitude of 100 km to predict the re-entry time and position of the space object. The effectiveness of this re-entry prediction is shown through the re-entry time window and ground track of space objects falling in real events, Grace-1, Grace-2, Tiangong-1, and Chang Zheng-5B Rocket body. As a result, through analysis 12 hours before the final re-entry time, it is shown that the re-entry time window and crash time can be accurately predicted with an error of less than 20 minutes.

핵심어 : 우주상황인식, 우주물체 추락위험, 우주물체 추락 예측

Keywords : space situational awareness, re-entry prediction, uncontrolled space objects

1. 서론

인공우주물체는 현재 작동 중인 인공위성과 그 외 나머진 우주잔해물, 즉, 우주쓰레기로 나뉘진다. 현재 지구 궤도상의 10 cm 이상의 인공우주물체 중 약 2만 3천여 개가 추적이 되고 있다. 그리고 이 중, 18% 정도인 4,300여 개만이 운영 중인 인공위성이다[1]. 나머지는 임무가 종료되었거나, 로켓의 잔해, 폭발이나 충돌로 발생한 파편 등의 우주쓰레기들이다. 특히 최근 미 스페이스X사의 스타링크나 영국의 원웹과 같은 상업용 초대형군집위성(mega constellation)들이 발사되면서 지구 궤도상의 환경은 급격히 혼잡해지고 있는 상황이다.

우주상황인식(space situational awareness, SSA)은 우주환경, 특히 우주공간의 우주물체에 대한 상황을 파악하고, 지상 및 우주에 설치된 센서들을 이용하여 정보를 획득하며, 우주물체의 지구 추락 또는 우주물체의 궤도상 충돌 위험 등 우주공간에서의 잠재적 위험 발생에 대처할 수 있는 개념이라고 할 수 있다[2]. 즉, 지구 궤도상의 인공위성 및 우주쓰레기의 탐지, 궤도 결정과 추적, 식별 및 이를 목록화하는 일련의 활동을 포함한다. 그리고 지구 주변의 우주환경과 우주사고로 인해 인간과 우주활동에 피해를 줄 수 있는 위험인 '우주위협'에 대비하기 위한 개념을 포함한다. 우리나라는 우주위협으로부터 국민의 안전과 우주자산 보호를 위해 2014년 5월에 '제1차 우주위협대비 기본계획(14~'23)'을 수립하였다. 우주물체의 추락이나 충돌 위험 발생이 예측되거나 발생하는 경우 국가적인 범부처 대응을 위한 '우주위협대책본부' 운영 등이 포함되어 있다. 또한 매년 우주위협대비 시행계획을 통해 우주위협 감시·대응 기술 확보를 위한 노력을 해나가고 있다. 우주위협 감시·대응 기술은 광학과 레이더 등 우주감시 센서의 개발과 함께 우주와 지상 인프라에서 관측되는 정보들을 통해 인공우주물체의 궤도를 분석하고 우주위협을 식별하여 분석할 수 있는 핵심 기술 개발이 포함되어 있다.

한국천문연구원은 우주위협대비기본계획과 우주위협대비시행계획에 따라 정확한 우주위협도 평가 수행을 위한 우주물체관측 인프라 개발과 우주위협 대응을 위한 통합분석시스템 개발을 수행하고 있다. 우주위협에 대한 통합분석을 위해서는 국내 감시자산의 관측 정보뿐만 아니라, 해외의 우주감시 정보들을 통합·수집하여 우주물체의 궤도를 분석하여, 최종 단계에서는 우주물체의 지상 추락 예측, 운용 중인 인공위성과의 충돌 예측, 우주물체로 인한 위험을 최소화할 수 있는 판단의 기초 자료를 제공해야 한다.

우주물체에 대한 감시 및 이를 통해 획득한 우주물체에 대한 정보는 국가 안보상 중요한 정보를 포함하고 있기 때문에 국가 간 공유나 일반인에 대한 공개가 제한되기도 한다. 일부 정보의 경우 국가별로 개별적인 협약을 통해 공유하고 있지만, 상대국의 자료 생산 능력에 따라 공유되는 정보의 수준도 달라지기 때문에 국제 협력으로 확보할 수 있는 정보도 제한적일 수 밖에 없다. 특히 일반인에게 공개되는 우주물체 궤도 정보에는 군사 및 경찰 위성들에 대한 궤도 정보가 포함되지 않는 경우도 있고, 상대적으로 낮은 정밀도의 정보를 제공하고 있기 때문에, 자료의 정밀도가 떨어지는 경우는 우주위협도에 대한 정확한 분석과 평가가 어려운 것이 현실이다.

하지만 국가적으로 이러한 한계를 인식하고, 우주위협에 대한 정확한 분석을 위한 핵심 알고리즘을 준비하는 것이 반드시 필요하다. 그래야만 자체적인 우주물체 관측 정보 생성 능력이 확보되었을 때 보다 정확한 분석 결과를 산출할 수 있기 때문이다.

특히 광학이나 레이더 시스템을 통해 관측된 정보로 우주물체의 궤도를 결정하고, 적시에

정확하게 분석하여 예측하는 궤도 분석 기술은 우주위험으로부터 국민의 안전과 우주자산을 보호하기 위한 우주상황인식의 핵심 기술로 해외에서 공개하지 않는 독자 개발이 필요한 영역이다[3].

인공우주물체는 지구 궤도 환경에 의해 지속적으로 궤도가 변경됨에 따라 지구로 추락해 지상에 피해를 줄 가능성이 있다. 특히 원자력을 동력으로 하거나 방사선 물질을 탑재하고 있는 대형인공우주물체는 지구 재진입 과정에서 완전히 연소되지 않고, 지상에 추락하게 될 경우, 인류에 직접적인 피해를 줄 수 있어 감시해야 할 대상이 된다. 또한 고도 250 km 이내에 도달하는 1톤 이상의 통제가 불가능한 인공우주물체의 추락은 지상의 인명과 재산에 피해를 줄 가능성이 높기 때문에 신속하고 정확하게 추락 상황 및 위험도를 예측하여 우주위험 정보를 제공하는 것이 매우 중요하다. 보통 고도 250 km 이내에 이르면 한 달 이내에 대기권 재진입 과정을 시작하고, 1톤 이상의 무게를 갖는 인공우주물체는 추락 시 약 10% - 40%의 파편들이 지표면에 도달하게 된다. 현재도 매일 인공우주물체의 추락이 진행되고 있고, 매년 수백 개의 인공우주물체가 지구 대기권으로 떨어지고 있다.

가장 큰 규모의 인공우주물체 추락은 2001년에 추락한 미르 우주정거장으로 무게가 120톤에 달했으며, 그 다음이 미국의 스카이랩 우주정거장으로 무게가 거의 70톤에 달한다. 이들 초대형 인공우주물체는 다행히 제어상태에서 대기권 재진입이 이루어졌지만, 일반적인 경우는 대부분 제어되지 않은 상태에서 지구 대기권으로 추락한다. 따라서 인공우주물체의 추락 시점과 위치는 우주를 감시하는 우주상황인식 활동이 이루어져야 예측이 가능해진다. 지구 표면의 상당 부분이 바다로 이루어져 있고, 인구 밀집지역의 넓이가 상대적으로 작기 때문에 추락하는 인공우주물체에 의해 직접적인 피해가 일어날 수 있는 확률은 낮다고 하더라도 우주물체의 추락 위험을 무시할 수는 없다.

본 연구에서는 우주상황인식을 위한 핵심 알고리즘인 인공우주물체의 지구 대기권 재진입, 즉 통제되지 않는 인공우주물체의 추락 예측을 위한 소프트웨어를 개발하였다. 특히 새롭게 고안된 대기 보정 비율 추정 방법(drag scale factor estimation)을 통해 대기 저항 계수의 변화율을 추정하고, 이를 고도 100 km까지 고정밀 궤도 예측에 사용하여 인공우주물체 재진입 시각 및 위치를 예측한다. 초기 궤도 요소 및 대기 저항의 영향을 통합적으로 반영할 수 있는 대기 보정 비율 추정 방법과 수치적분을 이용한 특수 섭동론 방법인 코웰 방법의 고정밀 궤도 예측 알고리즘을 적용하여, 인공우주물체의 궤도 예측의 정밀도를 향상시켰다.

개발된 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어는 잠재적으로 위험한 인공우주물체 추락 실제 상황에서 활용되었다. 특히, 통제 불능 상태로 지구로 재진입한 중국 최초의 우주정거장 텐궁 1호의 실제 추락 상황에서, 과학기술정보통신부의 인공우주물체 추락·충돌 대응 매뉴얼에 따라 우주위험 경계 경보 결정 단계에 본 연구의 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어가 활용되었다. 텐궁 1호 외에 2020년 5월 중국의 창정 5B 로켓의 잔해(Chang Zheng 5B R/B) 추락과 2020년 미우주군 주관의 글로벌 센티널 훈련 중 러시아 소유즈 로켓 잔해(SL-4 R/B)의 추락예측에는 공개된 궤도 정보를 활용하여 인공우주물체 추락 예측의 정밀도를 검증하였다.

2. 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어

인공우주물체 추락 예측 소프트웨어(Software for Re-Entry Prediction of space objects,

SREP)는 국가 우주상황인식을 위한 우주감시통합시스템 중 통제되지 않는 인공우주물체의 대기권 재진입 예측 분석을 위해 개발되었다. 광학이나 레이더 등 우주물체감시 관측 인프라로부터 획득된 관측 자료를 바탕으로 궤도를 결정하고, 이를 통해 지구 대기권 재진입 시점과 위치, 지표면의 충돌 예상 시점과 위치를 예측한다. 고도 250 km 이하의 인공우주물체 추락 상황에서 관측으로부터 생성된 인공우주물체의 접촉궤도요소 또는 평균궤도요소 데이터를 바탕으로, 본 연구를 통해 제안된 대기 보정 비율 추정 방법 및 고정밀 궤도 예측 프로그램을 수행한다. 무엇보다 인공우주물체에 미치는 섭동력을 수치적분을 통해 예측하는 특수 섭동론 방법을 사용하여 고정밀 궤도 예측을 수행하기 때문에 인공우주물체의 지구 대기권 재진입 시점을 보다 정밀하게 예측할 수 있다.

인공우주물체 추락 예측 소프트웨어는 크게 4단계로 구분할 수 있다. 1단계는 관측된 우주물체의 궤도 결정 정보를 입력하는 단계(Fig. 1), 2단계는 관측된 정보를 바탕으로 대기 보정 비율을 추정하는 단계(Fig. 2), 3단계는 추정된 대기 보정 비율을 반영한 정밀 궤도 예측 단계(Fig. 3), 4단계는 예측된 결과를 표출하는 단계(Fig. 4)이다. 다양한 궤도 정보들을 입력하고, 추락 예측 궤도의 추이를 분석하기 위한 GUI를 구성함으로써 인공우주물체 추락 대응을 위한 우주위험 비상 상황에서 적시에 정확한 데이터를 판별하여 결정할 수 있도록 기능을 구성

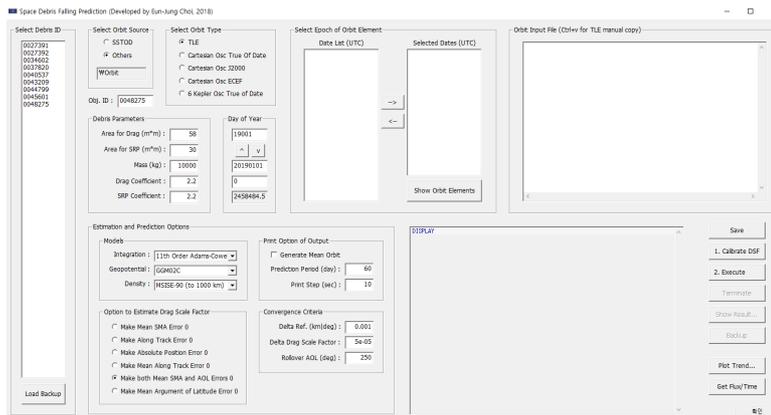


Fig. 1. SREP STEP 1. Select epoch of orbit element. SREP, Software for Re-Entry Prediction of space objects.

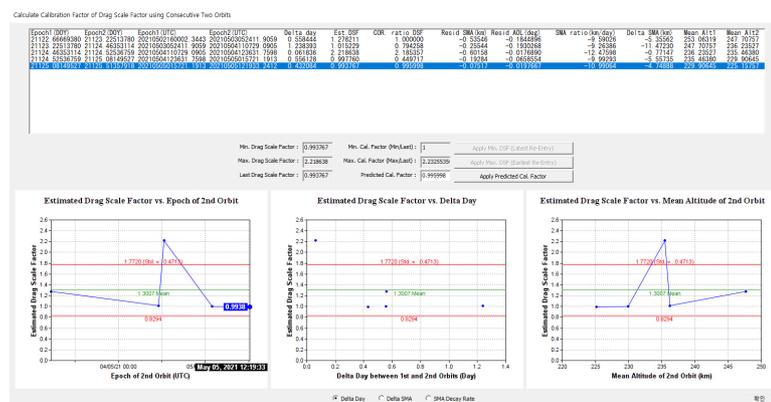


Fig. 2. SREP STEP 2. Estimate drag scale factor.

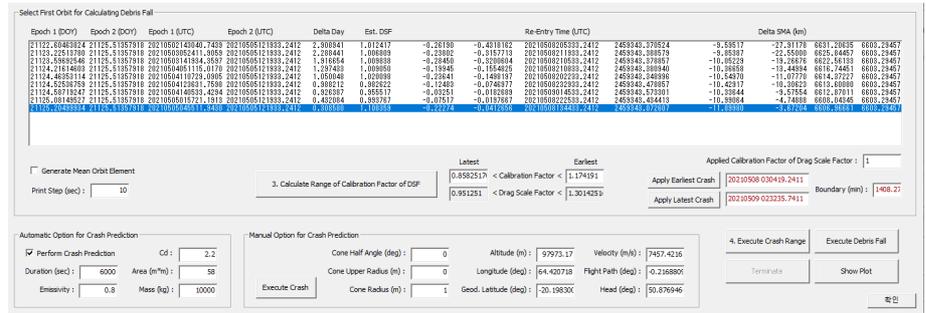


Fig. 3. SREP STEP 3. Calculate re-entry and crash prediction.

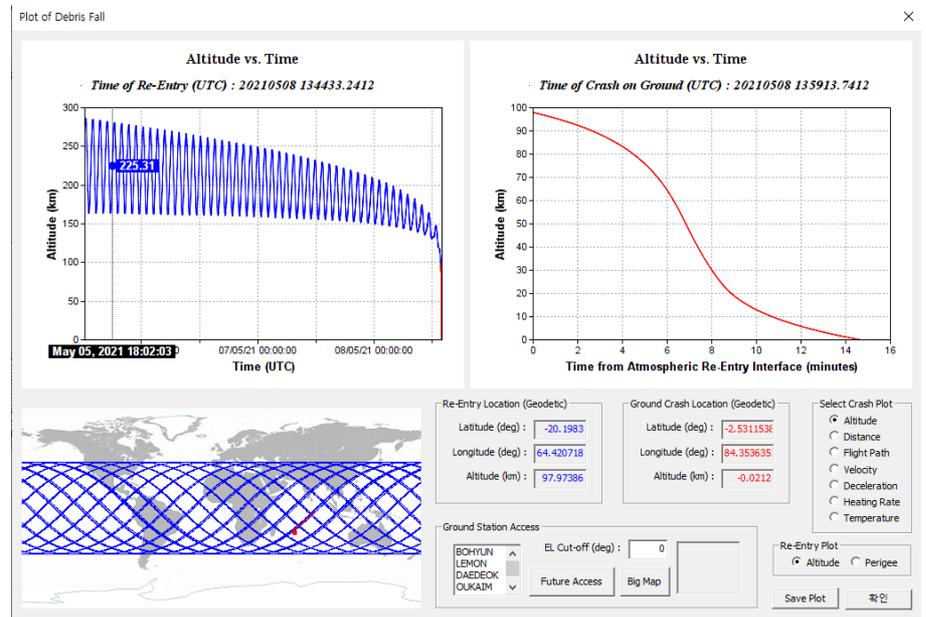


Fig. 4. SREP STEP 4. Display the result.

하였다.

입력되는 초기 궤도 정보는 관측을 통해 생성된 접촉궤도요소 또는 공개되는 평균궤도요소를 선택할 수 있다. 통제되지 않는 인공우주물체인 우주쓰레기의 경우 초기 인공우주물체에 대한 상태 정보인 질량(mass), 단면적(cross-sectional area), 대기항력 계수(drag coefficient), 태양방사압력계수(solar radiation pressure coefficient) 등은 모두 추정이 필요하다. 본 연구를 통해 개발된 대기 보정 비율 추정 방법은 초기 궤도의 변화를 탐지하여 이를 통해 인공우주물체의 상태 정보를 추정한다. 수치 적분을 통한 고정밀 궤도 예측에서는 지구 중력장에 의한 섭동, 지구 대기항력에 의한 섭동, 태양 복사압에 의한 섭동, 태양과 달에 의한 섭동을 모두 고려하였으며, 대기 항력 계수를 동시에 추정함으로써 예측의 정밀도를 향상시켰다. 고도 100 km까지는 수치적분을 통해 고정밀 궤도 예측을 수행하고, 고도 100 km 이하 대기권 재진입 후 궤적은 잔해가 남는 것으로 가정하여 지상 충돌 지점과 시간을 예측하였다. 계산 결과가 우주물체 추락 위험도 분석에 바로 활용될 수 있도록 인공우주물체의 추락 예측 시간까지의 지상 궤적과 고도 변화를 그래픽으로 표시하였다. 또한 초기 궤도 정보에 따라 추락 예측 시간과 추락 예측 지점의 변화가 어떻게 변화하는지 확인할 수 있다.

3. 인공우주물체 추락 예측 결과

3.1 그레이스 1호(GRACE-1)와 그레이스 2호(GRACE -2) 위성 추락 예측

그레이스(GRACE) 위성은 무게 487 kg의 두 개의 쌍둥이 지구 관측 위성으로 GRACE-1과 GRACE-2가 서로 220 km의 거리를 유지하며, 지구의 지열, 해류, 자기장 등을 측정하는 임무를 수행한 인공위성이다[4]. 2002년 3월 17일에 동시에 발사되었으며, 궤도 경사각 89도의 원궤도로, 고도 500 km 궤도에서 임무를 수행하였다. 2017년 9월 GRACE-2에서 배터리 문제가 발생하면서, 같은 해 10월에 임무를 마치고 퇴역시키기로 결정했다. 이후 GRACE-2는 고장난 상태로 지구궤도를 돌다가 통제되지 않은 상태로 지구로 추락했다. 2017년 10월 퇴역을 결정한 이후 지구 대기권 재진입 예측을 수행하였으며, 개발된 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어를 통해 GRACE-2의 최종 추락 예측 시각 12시간 전에 약 20분 오차 범위 내로 추락 시각과 궤도를 예측할 수 있었다. GRACE-1의 경우는 임무를 마치고 통제가 가능한 상태로 지구 대기권 재진입을 시도했으며, 추락 예측 시간 8시간 전에 20분의 오차 범위 내로 추락 시각과 궤도를 예측하였다. 최종 추락 예측 시각과 지점은 미국 연합우주작전본부(CspOC)가 운영하는 space-track 사이트의 TIP(tracking and impact prediction) 메시지를 통해 비교하였다. Fig. 5와 Fig. 6은 최종 분석 시점에서의 추락 예측 시각(UTC)과 지점에 대한 분석 결과를 보여준다. 각 그림의 추락 예측 시각은 모두 UTC로 표시되어 있다. 지도의 붉은 점은 재진입 시작 위치를 표시하였으며, 붉은 색의 선은 대기권 이내의 궤적을 표시하고 있어 끝이 낙하 예측 지점을 나타낸다.

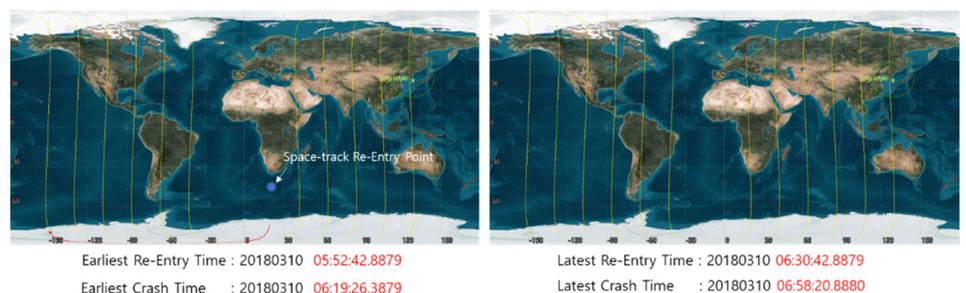


Fig. 5. Ground track of GRACE-1 for its re-entry prediction phase on March 09, 2018 21:59:42 UTC (about 8 hours before re-entry).

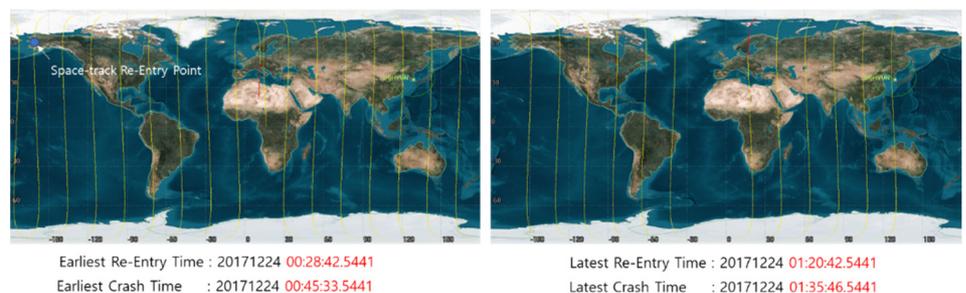


Fig. 6. Ground track of GRACE-2 for its re-entry prediction phase on December 23, 2017 12:16:42 UTC (about 12 hours before re-entry).

3.2 텐궁 1호(Tiangong-1) 위성 추락 예측

중국의 우주정거장인 텐궁 1호는 2011년에 발사된 중국 최초의 우주정거장이다. 우주인 체류와 화물선 도킹 등 임무에 활용되다 2016년 통제 불능 상태가 되면서 각국은 텐궁 1호의 지구 대기권 재진입에 관심을 갖게 되었다[5]. 텐궁 1호는 8.5톤 무게의 스킵버스 정도의 크기이다 독성 연료인 하이드라진을 탑재하고 있어서 지구 대기권에서 연소되지 않고 지상으로 파편이 떨어질 경우, 인명과 재산에 피해를 입힐 가능성이 높았기 때문이다. 텐궁 1호의 경우는 궤도가 고도 250 km 이내로 떨어진 2018년 3월 5일부터 최종 추락 예측일까지 우주물체 추락 예측 프로그램을 통해 추락 예측일에 대한 정밀 분석을 진행하였고, 더불어 유관기관과 추락 예측 결과를 공유해 나갔다. 고도 250 km부터 고도 150 km까지의 평균궤도 정보를 바탕으로 추락시각과 궤적을 예측하였고, 이를 미국 CspOC의 TIP 메시지와 비교하여 결과를 분석하였다. 결과적으로 텐궁 1호의 최종 추락 예측 정밀도는 실제 추락일 대비 3주 전에는 오차 범위 3일 이내, 1주일 전에는 1일 이내, 1일 전에는 50분 이내, 12시간 전에는 30분 이내의 오차 범위를 갖는 추락 예측 정밀도를 얻었다. 텐궁 1호의 경우는 세계적으로도 재진입 캠페인 등을 통해 우주관련 기관들이 최종 추락 예측일을 공개하고 있었기 때문에, 각 기관과의 최신 추락 예측 현황을 비교할 수 있었다. Fig. 7에서 보는 것처럼 국제우주파편조정위원회(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee, IADC)가 텐궁 1호 재진입 캠페인을 통해 공개한 최종 2주간의 추락 예측 오차를 비교한 결과, 본 연구를 통해 개발된 인공우주물체 추락 예측 정밀도를 검증할 수 있었다. Fig. 8에서와 같이 실제 추락 8시간 전 예측 결과값으로 30분 이내의 오차 범위에서 최종 추락 궤적이 예측되었음을 알 수 있다.

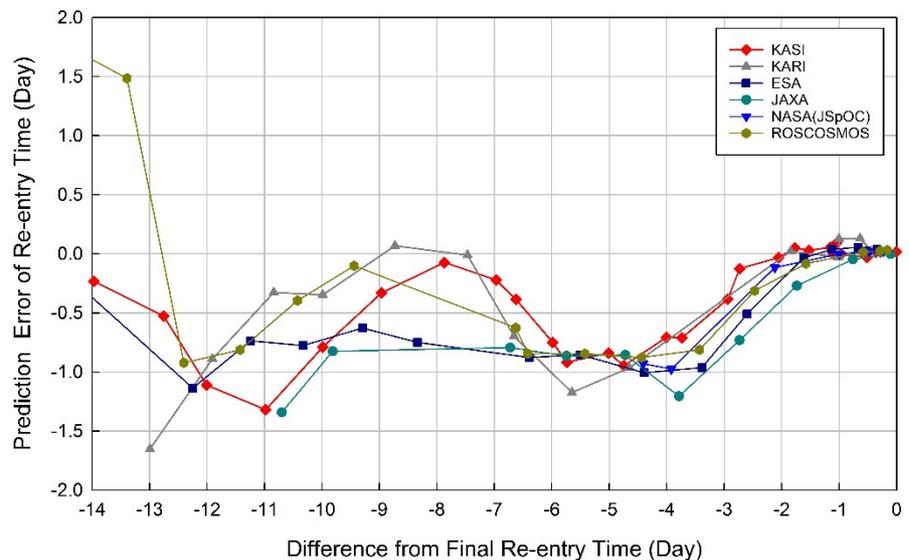


Fig. 7. TIANGONG-1 re-entry prediction error in the last 2 weeks during the IADC re-entry campaign (0.5 days = 12 hours).

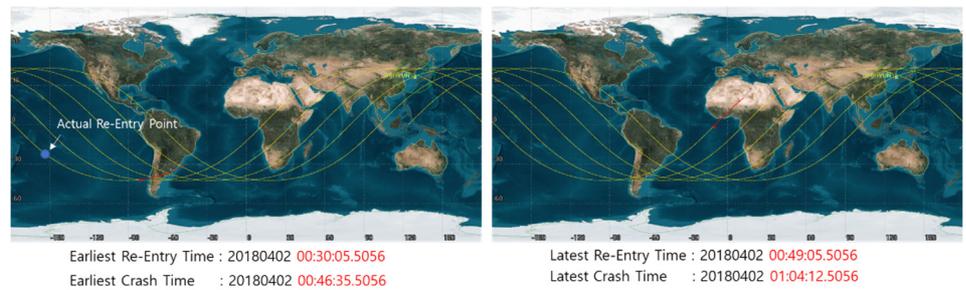


Fig. 8. Ground track of TIANGONG-1 for its re-entry prediction phase on April 01, 2018 16:07:05 UTC (about 8 hours before re-entry).

3.3 Chang-Zheng 5B 로켓 잔해 추락 예측

중국은 독자적인 우주정거장 건설을 위해 우주정거장 핵심 모듈을 운반할 대형 우주발사체인 창정 5B(Chang-Zheng 5B)는 길이 53.7 m, 지름 5 m에 최대 중량 849톤으로 22톤의 화물을 지구 저궤도에 보낼 수 있는 최대의 우주발사체이다[6]. 우리나라 시간으로 2020년 5월 5일 오후 7시에 발사된 창정 5B의 발사는 성공적이었으나, 발사 후 20톤이 넘는 로켓의 잔해가 통제되지 않은 채 지상에 추락할 가능성이 예측되었다. Fig. 9와 같이 최종 추락 시각인 2020년 5월 11일 15시 33분(UTC)의 12시간 전에 인공우주물체 추락 예측 20분 이내의 오차 범위 안에서 분석이 되었음을 알 수 있다. 창정 5B 로켓 잔해는 대기권에서 연소되지 않은 파편의 일부가 서아프리카 코트디부아르(Cote d'Ivoire)의 마호누(Mahounou) 마을에서 발견되기도 했다. 다행히 인명피해는 없었으나, 12 m 길이의 금속 파이프가 큰 굉음과 함께 바다에 꽂히듯 떨어졌다고 한다[7].

4. 결론

통제가 불가능한 인공우주물체의 추락은 지상에서의 인명 및 자산 피해로 이어질 수 있어, 이를 최소화하는 방향으로 우주위험에 대응하기 위해서는 인공우주물체의 추락 예측 기술이 반드시 필요하다. 본 연구를 통해 인공우주물체의 추락 상황에서 관측으로부터 생성된 우주물체의 궤도 요소를 활용하여 예상 추락 시각 및 궤도를 정밀하게 예측할 수 있는 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어가 국내 독자적인 기술로 개발이 되었다. 인공우주물체의 고도가

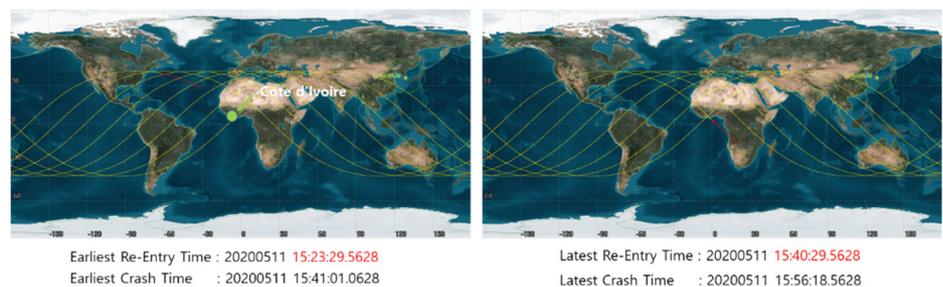


Fig. 9. Ground track of Chang Zheng 5B rocket body for its re-entry prediction phase on May 11, 2020 03:58:29 UTC (about 12 hours before re-entry).

점점 떨어지면서 겪는 지구 대기 밀도 및 대기에 저항하는 우주물체 단면적을 정확하게 예측 하기는 어렵다. 따라서 고도 변화에 따른 대기 보정 비율 추정 방법으로 대기 저항 계수의 변화율을 추정하는 대기 보정 비율 추정 방법을 개발하였고, 이를 통해 고도 100 km까지 수치 적분을 통한 고정밀 궤도 예측을 수행하였다.

Fig. 10은 실제 인공우주물체 추락 상황에서 인공우주물체 추락 예측 정밀도의 결과를 보여 준다. 즉, 최종 추락 시간 12시간 전 분석을 통해서 인공우주물체의 지구 대기권 재진입 시각 과 지상 충돌 시각을 20분 이내의 오차로 정밀하게 예측할 수 있음을 나타낸다. 추락 예측 정 밀도에 영향을 미치는 주요 요인 중, 대기모델 추정 오차와 궤도 전파 오차에 대해서는 본 개 발을 통해 대기 보정 비율 추정 방법과 고정밀 궤도 예측 전파기가 개발되었다. 본 연구의 인 공우주물체 추락 예측 소프트웨어는 인공우주물체의 자세한 사양을 알지 못하는 경우에도 대 기 보정 비율 추정 방법을 통해 대기 저항 계수의 변화율을 추정하여 인공우주물체의 고정밀 궤도 예측 알고리즘을 통해 정밀한 추락 시각과 궤도 예측이 가능하다. 즉, 인공우주물체 추 락 예측을 위한 핵심 알고리즘들이 확보가 되었다.

그러나, 가장 중요한 초기 궤도 오차에 대해서는 여전히 한계를 가지고 있다. 현재는 실제 추락 상황에서는 초기 궤도 정보를 공개된 평균궤도정보인 TLE(two line element)에 의존할 수 밖에 없기 때문이다. 인공우주물체의 관측 정보 획득의 어려움과 해외 공개되는 우주물체 궤도력에 대한 정밀도의 한계는 결국 최종 인공우주물체 추락 예측 정밀도에 가장 큰 영향을 미치게 된다.

하지만 제한된 정보이지만 독자 개발된 인공우주물체 추락 예측 소프트웨어를 통해서 인공 우주물체의 실제 추락 상황에 적용하여 국가적 우주위험 대응 상황에 적시에 정밀한 추락 예 측 정보를 제공함으로써 독자적인 우주위험 대응 체계 구축에도 기여할 수 있었다.

따라서 앞으로 수백 m급 이내의 독자적인 정밀 관측 정보의 확보가 가능하다면, 이를 통한 인공우주물체의 추락 시간과 위치의 예측 정밀도는 더욱 향상될 수 있다. 또한 인공우주물체 추락 예측 분석 능력 확보를 통해 국제 우주감시 네트워크와의 협력이 가능해지므로, 우주상 황인식 능력의 확대에도 기여할 수 있을 것이다.

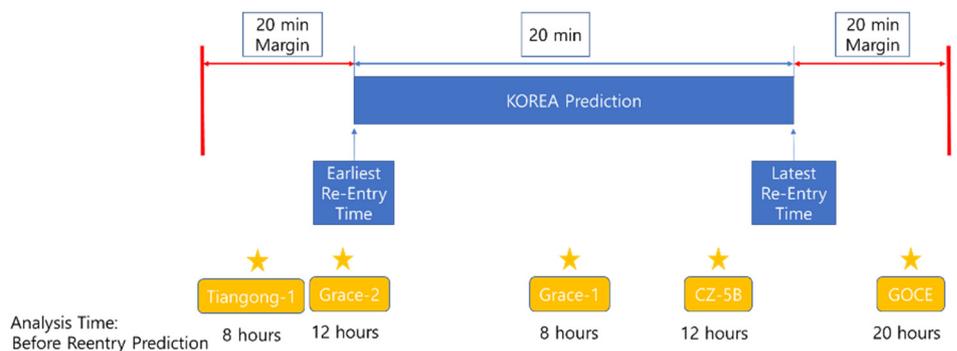


Fig. 10. Reentry prediction performance analysis using SREP.

References

1. Space-Track, Boxscore (n.d.) [Internet], viewed 2021 Apr 20, available from: <http://www.space-track.org/#boxscore/>
2. Bobrinsky N, Del Monte L, The space situational awareness program of the European Space Agency, *Cosm. Res.* 48, 392-398 (2010). <https://doi.org/10.1134/S0010952510050035>
3. Choi EJ, Cho S, Lee DJ, Kim S, Jo JH, A study on re-entry predictions of uncontrolled space objects for space situational awareness, *J. Astron. Space Sci.* 34, 289-302 (2017). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.34.4.289>
4. ESA [European Space Agency], GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) (n.d.) [Internet], viewed 2021 Apr 20, available from: <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/g/grace>
5. United Nations, Note verbale dated 4 May 2017 from the Permanent Mission of China to the United Nations (Vienna) addressed to the Secretary-General (2017) [Internet], viewed 2021 Feb 20, available from: https://www.unoosa.org/res/oosadoc/data/documents/2017/aac_105/aac_1051150_0_html/AC105_1150E.pdf
6. Wikipedia, Long March 5 (2021) [Internet], viewed 2021 Apr 20, available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Long_March_5
7. Inverse, Uncontrolled reentry: why China “just not caring” is a huge problem for space (2021) [Internet], viewed 2021 Apr 20, <https://www.inverse.com/science/long-march-5b-uncontrolled-reentry>

Author Information

최은정 eunjung@kasi.re.kr



연세대학교 천문대기과학과를 졸업하고, 동대학원 천문우주학과에서 인공위성의 궤도결정에 대한 연구로 박사학위를 받았다. 한국항공우주산업(주)과 씨트랙아이(주)에서 아리랑위성과 두바이 위성 등 인공위성 탑재소프트웨어 개발을 하였다. 현재 한국천문연구원 우주위험감시센터 우주위험연구실에서 우주위험 통합분석시스템 개발 등 인공위성의 추락 충돌 위험에 대한 예측과 분석 연구를 하고 있다. UN 우주의 평화적 이용을 위한 위원회에 한국대표로 참여하며, 지속가능한 평화적 우주이용을 위한 국제적인 노력에 동참하고 있다.

논문

차세대소형위성 2호 영상 레이다 안테나 개발 및 차량 탑재 시험

신구환^{1†}, 이정수¹, 장태성¹, 김동국¹, 정영배²

¹한국과학기술원 인공위성연구소

²한밭대학교 전자공학과

Development and Field Test of the NEXTSat-2 Synthetic Aperture Radar (SAR) Antenna Onboard Vehicle

Goo-Hwan Shin^{1†}, Jung-Su Lee¹, Tae Seong Jang¹, Dong-Guk Kim¹,
Young-Bae Jung²

¹Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

²Department of Electronics Engineering, Hanbat National University, Daejeon 34158, Korea



Received: April 13, 2021

Revised: April 22, 2021

Accepted: April 23, 2021

*Corresponding author :

Goo-Hwan Shin

Tel : +82-42-350-8622

E-mail : gooshin@kaist.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

Goo-Hwan Shin

<https://orcid.org/0000-0002-7712-2511>

Jung-Su Lee

<https://orcid.org/0000-0002-2601-2494>

Tae Seong Jang

<https://orcid.org/0000-0001-7041-1874>

Dong-Guk Kim

<https://orcid.org/0000-0002-8600-6571>

Young-Bae Jung

<https://orcid.org/0000-0002-7244-9187>

요약

본 논문에서는 총 무게 42 kg 이내의 요구사항을 토대로 차세대소형위성 2호 영상 레이다 시스템을 개발한 결과를 보고한다. 차세대소형위성 2호는 소형급 인공위성으로, 탑재체의 무게 비중이 전체 무게 대비 약 40% 정도를 차지하도록 설계하였다. 영상 레이다 시스템은 안테나, RF송수신기, 기저대역 신호처리기, 전력부 등으로 구성되며, 이 중에서 특히 무게 비중이 큰 부품은 영상 레이다의 핵심인 안테나이다. 안테나 설계시 이득, 효율 등을 고려한 다양한 선택이 가능하지만, 차세대소형위성 2호 사업에서 요구하는 무게, 전력 및 해상도 등을 반영하여 Micro-strip Patch Array 안테나를 채택하여 설계하였다. 차세대소형위성 2호의 임무 요구 조건에 부합하도록 안테나의 주파수는 9.65 GHz, 이득은 42.7 dBi 그리고 반사손실은 -15 dB로 규정하여 개발하였으며, 차량에 탑재한 현장시험을 통하여 요구 성능의 충족 여부를 검증하였다.

Abstract

Based on the requirements of a total weight of 42 kg or less, the NEXTSat-2 SAR (synthetic aperture radar) system was developed. As the NEXTSat-2 is a small-sized satellite, the SAR system was designed to account for about 40% of the dry mass of the payload relative to the total mass. Among the major components of the SAR system - which are an antenna, an RF transceiver, a baseband signal processor, and a power unit - a part with a particularly large dry mass is the antenna, the core of the SAR system. Whereas various selections are possible in consideration of gain and efficiency when designing the antenna, the micro-strip patch array antenna was adopted by reflecting the dry mass, power, and resolution required by the NEXTSat-2 project. In order to meet the mission requirement of the NEXTSat-2, the antenna was developed with a frequency of 9.65 GHz, a gain of 42.7 dBi, and a return loss of -15 dB. The performance of the antenna was verified by conducting a field test onboard the vehicle.

핵심어 : 차세대소형위성2호, 합성개구형안테나, 해상도, 이득, 효율, 패치배열안테나

Keywords : NEXTSat-2, synthetic aperture radar (SAR), resolution, gain, efficiency, micro-strip patch array antenna

1. 서론

광학계 카메라가 탑재된 인공위성은 주로 태양광이 존재하는 주간에 피사체에서 반사된 빛을 이용하여 영상화하지만, 영상 레이다 시스템의 경우는 빛이 존재하지 않는 야간이나 비가 오는 날씨에도 영상을 만들 수 있는 시스템이다. 즉, 모든 기상 조건에서 영상을 만들 수 있는 기술이라고 할 수 있다[1]. 이와 같이 전천후 조건에서 영상을 만들 수 있는 첨단 기술을 보유한 국가는 많지 않으며, 관련된 핵심 영상 레이다 요소기술은 다양한 용도로 활용이 가능하므로 기술 도입이나 이전이 불가한 품목으로 관리되고 있다. 국내에서도 이 분야의 기술이 취약하다는 판단 아래 독자 기술의 확보와 향후 활용을 위하여 2017년 차세대소형위성 2호 개발사업의 일환으로 영상 레이다 국산화 개발이 착수되었다.

소형급 인공위성인 차세대소형위성 2호 개발사업에서 요구하는 주요 규격은 전체 시스템 무게 대비 탑재체 무게 비중으로, 영상 레이다 시스템의 요구사항은 총 무게 42 kg이며, 이는 탑재체의 무게가 전체 무게 대비 약 40% 정도를 차지한다[2]. 영상 레이다 시스템 구현에 필요한 구성품은 안테나, RF 송수신기, 기저대역 신호처리기 및 전력부 등인데, 이 중에서 가장 무게 비중이 큰 부품은 영상 레이다의 핵심 부품인 안테나이다. 안테나 설계시 이득, 효율 등을 고려한 다양한 선택이 가능하지만, 차세대소형위성 2호 개발 사업에서는 무게, 전력 및 해상도 등의 요구조건을 반영하여 micro-strip patch array 안테나를 채택하였으며, 특히 차세대소형위성 2호의 임무를 수행하기 위하여 안테나 주파수는 9.65 GHz, 이득은 42.7 dBi 그리고 반사손실은 -15 dB로 규정하여 개발하였다. 또, 관측 폭을 고려하여 range 방향의 빔 폭(beam width)은 2.9도, azimuth 방향의 빔 폭(beam width)은 0.21도로 설계 규격을 정하였으며, 영상 레이다 해상도(resolution)에 가장 큰 역할을 담당하는 안테나 대역폭은 250 MHz로 정하였다. 이와 같은 설계 변수를 토대로 영상 레이다에서 요구하는 안테나 인증 모델(qualification model, QM)을 설계하였으며, 제작된 QM을 차량에 탑재하고 현장 시험을 실시하여 요구 조건의 충족 여부를 검증하였다. 본 논문에서는 이 연구 결과를 보고한다.

2. 영상 레이다 시스템 개발규격

영상 레이다 시스템 안테나를 설계하기 위한 시스템의 요구 규격은 해석을 통하여 결정되는데, 본 설계에서는 관측 각(look angle) 및 임무 고도(altitude)를 입력 조건으로 정의하여 영상 레이다 임무에 필요한 설계 변수를 도출하였다. 영상 레이다 시스템의 경우, 다양한 운용 모드가 가능한데, Scan SAR(synthetic aperture radar) mode, Spot mode, 및 Strip map mode 등이 그 예이다. 이 중 차세대소형위성 2호의 사업에서는 특히 관측 폭에 중점을 두어 Scan SAR mode와 Spot mode는 제외하고, 표준 영상인 Strip map mode만 구현하도록 정하였다. 향후, Strip Map mode 기능이 우주의 임무 궤도에서 정상적으로 동작하면 다양한 운용모드를 구현할 수 있다. Table 1은 차세대소형위성 2호 사업에서 요구하는 영상 레이다 SAR 시스템의 상위 규격을 보여준다.

3. 영상 레이다 안테나 설계 및 제작

2장에서 영상 레이다 시스템의 임무 수행에 필요한 각종 파라메타를 검토하였는데, 이 요

Table 1. SAR requirements for the NEXTSat-2 program

Parameters	Requirements
Frequency	X-band
Dry mass	42 kg
Altitude	550 km
Look angle	20° - 35°
Operational mode	
Standard	
Resolution	5 - 44 m
Scan width	36 - 46 km
NESZ	-27 - -14 dB
Polarization	VV
Maximum side lobe level	< -19 dB
Accumulate side lobe level	< -12 dB

SAR, synthetic aperture radar; NESZ, noise-equivalent sigma zero.

구 성능의 충족 여부는 안테나의 성능으로부터 가늠할 수 있다. 특히, Table 1에서 정의된 변수 중 해상도(resolution), 관측폭(scan width), 등가산란지수(noise-equivalent sigma zero, NESZ), 편파(polarization), 최대부엽레벨(maximum side lobe level), 누적부엽레벨(accumulate side lobe level) 등은 성능지표의 중요한 변수들이다. 따라서, 이와 같은 요구 조건을 달성하기 위해 도파관 안테나, 슬롯 형태의 도파관 안테나, 반사판 안테나, 위상 배열 안테나 및 패치 안테나 등 다양한 종류의 안테나 후보군을 검토하였으며, 이들 중 기술 구현 가능성, 무게, 개발 일정, 소요 예산 등을 종합적으로 고려하여 micro-strip patch array antenna를 임무에 적합한 안테나로 선정하여 개발하였다. Table 2는 SAR 시스템의 상위 요구 조건에 따른 안테나 개발 규격을 나타낸다.

Table 2에 제시된 안테나 개발 규격을 토대로 안테나 설계를 수행하였다. 차세대소형위성 2호에서 요구하는 안테나 길이는 5.197 m, 폭은 0.552 m이다. 이와 같은 대형의 안테나를 성능 요구 조건을 충족하도록 micro-strip patch array로 개발하는 것은 쉽지 않다. 따라서, 안테나를 소규모의 작은 사이즈로 분리하여 설계하였다. 즉, 본 임무용 안테나의 기본 단위는 부배열(sub-array) 사이즈로서 길이 방향으로 0.37 m, 폭은 0.552 m로 설계하였다. 다음 3개 또는 2개로 구성된 부배열 안테나(sub-array antenna)의 조합으로 패널 안테나(panel array antenna)를 구성하였으며, 차세대소형위성 2호의 전체 형상을 고려하여 부배열 안테나 14개를 활용한 5조의 패널 안테나 조합으로 시스템에서 요구하는 임무 충족을 위한 전체 어레이 안테나를 설계하였다. Fig. 1은 부배열 안테나(sub-array antenna), 패널 안테나(panel array antenna) 및 시스템에 조립되었을 때의 전체 어레이 안테나(SAR system antenna)의 형상을 보여준다. 차세대소형위성 2호의 임무에 필요한 전체 어레이 안테나 이득은 42.7 dBi이며, 무

Table 2. SAR antenna requirements for the NEXTSat-2 mission

Parameters	Full array antenna
Size (mm)	5,197.567 × 552.000
Dry mass (kg)	13.7
Material	Micro-strip patch array
Frequency (GHz)	9.65
Gain (dBi)	42.7
Efficiency (%)	50%
Beam width (MHz)	250
Polarization	VV
3 dB beam width (°)	Range: 2.90 Azimuth: 0.21
Side lobe level (dB)	Vertical: -13, Horizontal: -13
S_{11} level (dB)	-15

SAR, synthetic aperture radar.

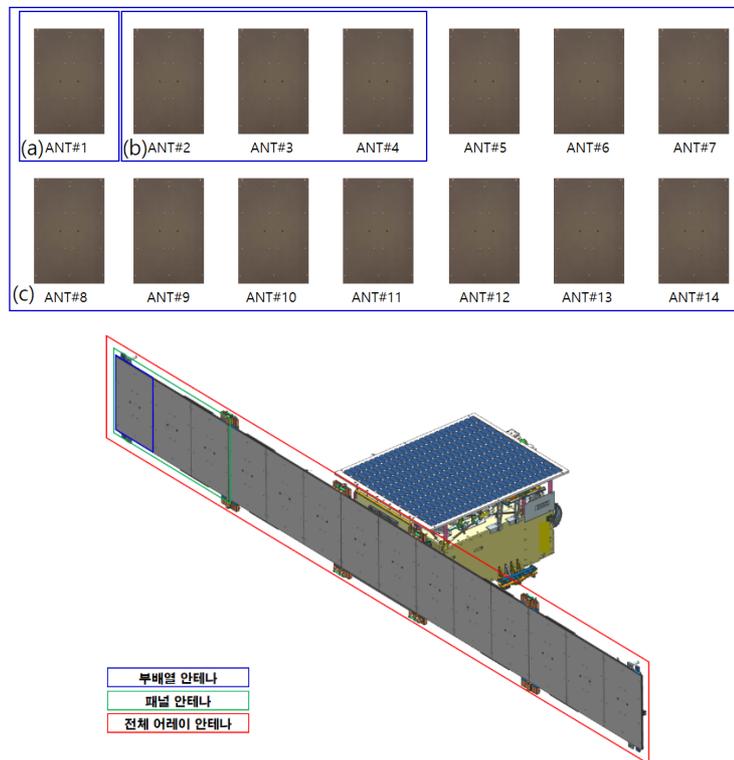


Fig. 1. SAR antenna. (a) sub-array antenna, (b) panel array antenna, (c) SAR system antenna and the entire antenna configuration mounted on the NEXTSat-2 spacecraft. SAR, synthetic aperture radar.

반사 쉘터에 안테나를 설치하여 요구 조건 충족 여부를 확인하기 위하여 원전계 빔패턴을 측정하였고, Fig. 2에 이의 결과를 제시하였다.

4. 영상 레이다 안테나 차량 탑재 시험

초대형 안테나를 지상에서 모사하여 요구 조건의 충족 여부를 검증하는 현장 시험은 실질적으로 불가하므로, 본 연구에서는 현장 시험에 적합한 안테나 형태를 구성하였다. 즉, 3장에서 기술한 안테나 구성에 따라 Fig. 3과 같이 부배열 안테나 3조로 구성된 패널 안테나를 차량에 탑재한 후 현장 시험을 수행하였다. 검증 방법은 9.65 GHz 주파수를 방사하고, 후방으로

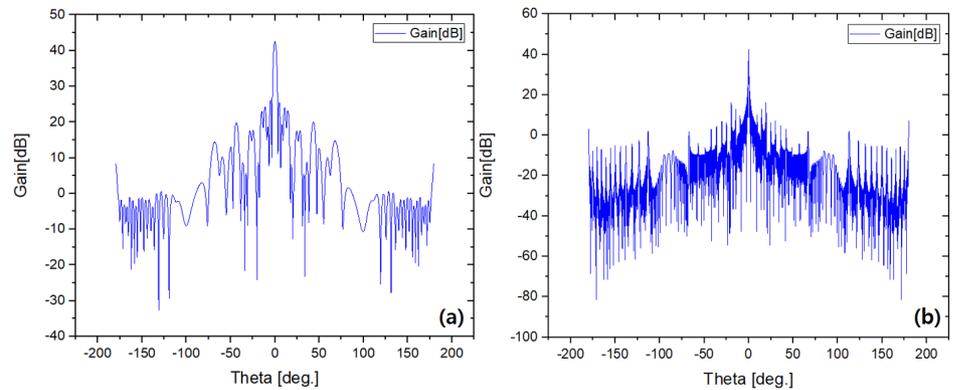


Fig. 2. Far field beam pattern measurement of the NEXTSat-2 SAR antenna configured with 5 panel antenna: (a) range beam pattern, (b) azimuth beam pattern. SAR, synthetic aperture radar.



Fig. 3. SAR panel antenna 1 set assembly onboard VAN vehicle for field test. SAR, synthetic aperture radar.

산란된 신호를 수신하여 영상품질 및 신호처리 여부를 확인하였으며, 요구 사항 대비 측정 결과를 비교하여 안테나 성능을 분석하였다. Table 3은 측정된 결과를 토대로 분석한 결과를 보여주며, 패널 안테나가 요구하는 사항을 만족하는 것을 확인하였다. 또, 대전-당진간 고속도로 및 교량을 활용하여 왕복 운동을 하면서 다양한 파라메타에 따른 안테나 성능을 측정하였는데, Fig. 4는 이 시험을 통하여 획득된 영상을 보여준다.

Table 3. SAR antenna requirements for the NEXTSat-2 mission vs. field test results

Parameters	Field test results	
	Requirements	Results
Frequency (GHz)	9.65	9.65
Gain (dBi)	36.9	> 36.9
Efficiency (%)	50%	50%
Beam width (MHz)	250	250
Polarization	VV	VV
3 dB beam width (°)	Range: 2.90	Range: 2.90
	Azimuth: 1.00	Azimuth: 1.00
Sidelobe level (dB)	V: -13, H: -13	V: -13, H: -13
S_{11} level (dB)	-15	> -15

SAR, synthetic aperture radar.

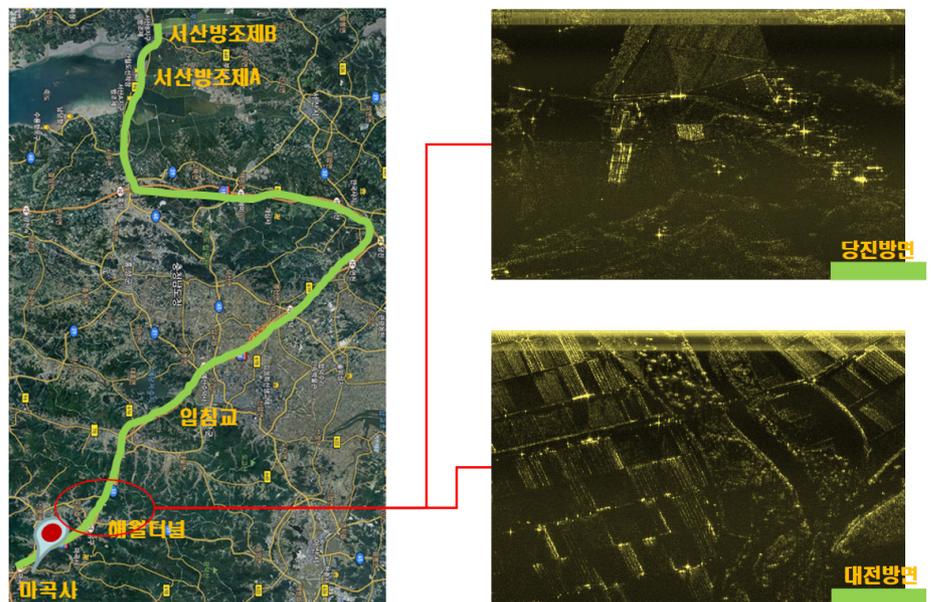


Fig. 4. SAR panel antenna test section from Daejeon to Dangjin express way and imagery. SAR, synthetic aperture radar.

5. 결과

영상 레이다 시스템은 전천후 및 기후 조건에 무관하게 영상을 획득할 수 있는 시스템으로, 다양한 목적으로 사용되고 있으며, 특히 해양관측, 지구관측, 달관측 등 심우주 분야에도 활용되고 있다. 본 논문에서는 차세대소형위성 2호 개발 사업에서 국내 기반 기술 확보의 일환으로 개발된 영상 레이다의 인증 모델에 대해 지상 검증 결과를 보고하였다. 특히, 위성이 발사될 경우의 고도와 비행속도 등에 대한 파라메타를 지상에서 사전 점검하기 위한 일환으로 차량에 탑재하여 영상 획득 시험을 수행하였으며, 당초 요구 규격으로 설정한 시스템 전체 안테나의 이득 42.7 dBi에 대해 패널 안테나로 구성한 이득 36.9 dBi의 요구조건을 충족함을 현장시험을 통하여 확인하였다. 특히, 송수신기에서 전달된 고출력의 신호를 안테나 방사 소자를 통하여 피사체에 송신하여 후방 산란된 신호가 azimuth 방향과 range 방향으로 빔이 형성되는 것을 지상의 차량에 탑재하여 검증하였다.

감사의 글

본 연구는 과학기술정보통신부의 사업으로 개발되는 차세대소형위성 2호 개발 사업에서 지원되었습니다(과제번호: 2017M1A3A4A01037203).

References

1. Kwak YG, SAR technology trend (2011) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://scienceon.kisti.re.kr/srch/selectPORSrchArticle.do?cn=JAKO201110334669216&dbt=NART>
2. 한국과학기술원, NEXTSat-2 CDR Data Package (인공위성연구소, 2020).

Author Information

신 구 환 goohshin@kaist.ac.kr



2000 과학기술위성1호 개발, 2007 과학기술위성2A호 개발, 2009 과학기술위성2B호 개발, 2011 나로과학위성개발, 2012 표준형 탑재컴퓨터 개발, 2013 과학기술위성3호 개발, 2018 차세대소형위성1호 개발, 2020 태양전지 배열기 국산화를 수행하였다. 2021 현재 KAIST 책

임연구원으로 재직 중이며, 차세대소형위성2호 및 소형군집위성 개발 중에 있다. 관심분야는 통신위성, SAR 안테나, 중계기, 이동통신, 태양전지 배열기이다.

김 동 국 dgkim153@kaist.ac.kr



2018 차세대소형위성1호 개발, 2020 저궤도 인공위성용 태양전지판 개발, 2021 차세대소형위성2호 개발 중에 있다. 2014부터 현재 한국과학기술원 인공위성연구소 연구원으로 재직 중에 있다. 관심분야는 인공위성 제품보증, 위성구조물이다.

이 정 수 cortot@kaist.ac.kr



2001년 고려대학교 전기전자전파공학과 공학사, 2003년 고려대학교 전파공학과 공학석사를 취득하였다. 2003년부터 현재 한국과학기술원 인공위성연구소 책임연구원으로 재직 중에 있다. 관심분야는 위성무선통신이다.

정 영 배 ybjung@hanbat.ac.kr



1998년 광운대학교 전파공학 학사, 2001년 한국과학기술원 정보통신공학 석사 그리고 2009년 한국과학기술원 정보통신공학 박사를 취득하였다. 2001년부터 2011년까지 한국전자통신연구원 근무하였으며, 2011년부터 현재 국립한밭대학교 전자공학과 교수로 재직하고 있다. 관심분야는 안테나, 레이다, 이동/위성통신시스템이다.

장 태 성 tsjang@kaist.ac.kr



2003년부터 KAIST 인공위성연구소에 재직 중이며, 소형위성개발 프로젝트인 과학기술위성 2호, 3호, 나로과학위성 및 차세대소형위성 1호 개발사업에 참여하였다. 현재 KAIST 책임연구원으로 차세대소형위성2호 개발사업 단장을 맡고 있다. 관심분야는 SAR 안테나전개기

구, 경량복합재, 위성구조시스템이다.

논문

영상의 대각선 정보를 이용한 위성영상 해상도 향상 기법

최석원[†], 정재현, 서두천, 이동한

[†]한국항공우주연구원

Satellite Image Resolution Enhancement Technique using Diagonal Information of Image

SeokWeon Choi[†], JaeHeon Jeong, DooChun Seo, DongHan Lee

[†]Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: March 3, 2021

Revised: March 21, 2021

Accepted: May 3, 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>

JaeHeon Jeong

<https://orcid.org/0000-0003-2540-600X>

DooChun Seo

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

DongHan Lee

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

요약

본 논문에서는 영상의 대각선 정보를 이용하여 원영상의 왜곡이나 성능저하 없이 해상도를 1.4배 증가시킬 수 있는 기술 및 기법에 대해 논하고자 한다. 적용된 방법은 영상을 45도 돌리지 않고도 인접한 4점의 영상정보를 이용하여 카메라의 특성에 맞게 확대 및 재배열을 함으로써, 영상을 실제로 45도 돌리는 것과 동일한 물리적 개념을 적용할 수 있고, 원 영상의 왜곡이나 성능 저하 없이 해상도를 1.4배 증가시킬 수 있는 구체적인 실현 방법 및 이에 대한 실증이다.

Abstract

In this paper, we will discuss techniques that can increase the resolution by 1.4 times without distortion or performance degradation of the original image, using diagonal information of the image. The applied method is to use the image information of 4 adjacent points without actual rotating the image by 45 degrees and enlarge and rearrange it according to the characteristics of the camera, so that the same physical concept as the actual 45 degrees can be applied. This is a concrete realization method that can improve the resolution by 1.4 times without deterioration of performance and a demonstration of this result.

핵심어 : 해상도 향상, 위성영상, 왜곡, 성능저하

Keywords : increase the resolution, satellite image, distortion or performance degradation

1. 서론

광학 카메라를 장착한 위성의 공간해상도(ground sample distance, GSD)는 다음과 같이 표시될 수 있다.

$$\text{공간해상도(GSD)} = (\text{위성과 촬영 목표물의 거리}) \times (\text{카메라 픽셀}) / \text{카메라 초점거리} \quad (1)$$

이론상으로는 카메라의 초점거리만 길게 하면 같은 구경을 가지는 카메라를 가지고도 해상도를 얼마든지 좋게 할 수 있겠지만, 실제적으로는 렌즈 가공의 한계로 인한 수차, 빛의 산란

및 회절 등으로 인해 카메라 렌즈의 직경(D)과 카메라 길이(초점거리 f)의 비는 일정한 값 이내에서 제한될 수밖에 없으며, 최근에 만들어지는 세계적 수준의 위성들의 초점거리와 카메라 직경의 비(f/D)는 15 - 20 정도의 값을 가지고 만들어지고 있는 추세이다[1].

위성의 카메라의 직경과 고도에 따른 해상도의 비는 변화될 수 없는 거의 당연한 값으로 여겨져 왔으나, 최근에는 카메라 검출기의 성능 향상 덕분에 카메라의 한 픽셀 사이즈가 점점 작아지고 감광도도 좋아졌기 때문에, 요즘은 50 cm 정도 구경의 카메라로도 해상도 50 cm급 영상획득도 가능해지고 있다[2].

그런데 이렇게 획득된 특정 해상도의 영상을, 지상처리를 통해 MTF(modulation transfer function) 저하 없이 향상시킬 수 있는 방법이 유럽에서 개발되어 일부 위성에 이미 적용되고 있다(다목적 3호와 거의 비슷한 시기에 개발된 플레이아데스[pleiades] 위성의 경우, 위성 고도 및 카메라의 직경 및 초점거리도 다목적 3호와 유사하였고, 당초 해상도는 개발 초에 70 cm급으로 알려져 있었으나, 어느 날 갑자기 해상도 50 cm급 위성으로 소개가 되더니, 실제로도 70 cm급 영상은 판매하지 않으며, 처리된 50 cm급 영상만을 판매하고 있다).

이 기술의 개념은 대각선 정보를 이용하여 2제곱근으로 나눈 만큼(약 1.4배 해상도 향상) 좋은 영상을 얻는다는 개념이었는데, 이 기술에 대해서는 논문이나 특허 등을 출원한 것은 없었으며, 다만 간단한 개념 및 적용방법에 대해서 몇 줄 정도의 개념만이 설명되어 있었다[3].

1. 영상을 1.4배 확대
2. 영상을 45도 회전시켜 재배열(resampling)
3. 영상데이터를 주파수 도메인으로 변환시켜 노이즈 제거

이 간단한 개념만을 가지고, 해상도 향상을 시키려고 하면, 개념은 간단하고 쉽게 이해할 수 있을 것 같으나, 실제 적용하는 데 있어서는, 영상을 45도 회전시켜 재배열하는 과정에서 계산 시간이 많이 걸리게 되고, 오히려 영상의 왜곡이 발생하게 될 수밖에 없으며, 주파수 도메인으로 변환시켜 노이즈를 제거하는 마땅한 방법을 쉽게 찾아낼 수는 없게 되어 적용하는 데는 어려움이 많게 된다.

본 논문에서는 항우연에서 개발한, 영상의 왜곡 없이 해상도를 1.4배 향상시킬 수 있는 기술 및 기법에 대해 논하고자 한다. 이 기술 및 기법은 “영상 해상도 향상 방법 및 장치(Method and Apparatus for Image Resolution Enhancement)”라는 제목으로 현재 특허 출원 중에 있는 기술이기도 하다[4].

2. 해상도 향상 개념 및 적용 방법(모델)

Fig. 1에서 보는 것과 같이, 4개의 작은 정사각형으로 이루어진 원래의 해상도에서, 대각선에 있는 정보를 이용해서 45도 회전된 내접한 마름모꼴(작은 정사각형 2개 크기)의 해상도를 가지게 하는 간단한 개념이지만, 전문적인 것처럼 회전시켜서 재배열하는 데서 발생하는 왜곡이나 카메라의 특성에 따른 변환 노이즈를 제거하는 방법은 찾아내기가 쉽지 않게 된다.

본 논문에서 제시하고자 하는 것은 물리적 개념을 이용하여, 원 영상의 왜곡이나 성능 저하 없이 해상도를 1.4배 증가시킬 수 있는 구체적 실현 방법 및 이에 대한 검증이다. 영상을 45

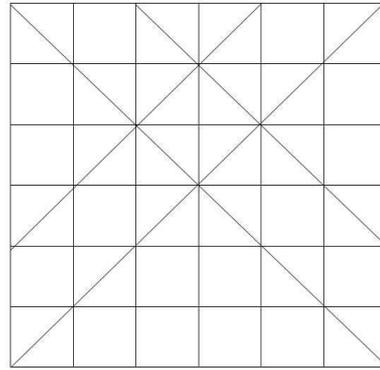


Fig. 1. The concept of obtaining a 1.4 times improved image in a rhombus without distortion using diagonal information.

도 회전시키게 되면, 회전시키는 과정에서 수치적으로 원영상의 왜곡과 처리속도의 지연이 발생할 수 있다. 이에, 발상을 전환하여, 영상 처리 시에 영상을 45도 돌리지 않고 인접한 4점의 영상 정보를 이용하여 카메라 검출기의 특성에 맞춰 확대 및 재배열을 한다면, 이것은 영상을 45도로 돌리는 것과 동일한 물리적 개념을 가질 수 있게 된다. 이러한 개념을 이용하여, 영상의 왜곡 없이 해상도를 향상시킬 수 있는 Fig. 2와 같은 향상 기법 방안을 고안하여 적용하였다.

여기서 중요한 점은 CR(Catmull-Rom) Spline 보간 기법과 B Spline 보간 기법을 적용할 때 함수는 검보정을 통해 확인된 위성 카메라의 특성 함수를 사용하는 것이다. 위의 처리단계를 좀 더 구체적으로 설명하면 아래와 같다.

영상 입력부(input image)는 MTF 보상(modulation transfer function compensation) 처리가 되어 있지 않은 영상을 입력 받게 된다. MTF 보상부(MTF compensation)는 영상 입력부에 입력된 영상에 대해서 MTF 보상을 수행할 수 있다. MTF 보상은 영상의 MTF를 증진시

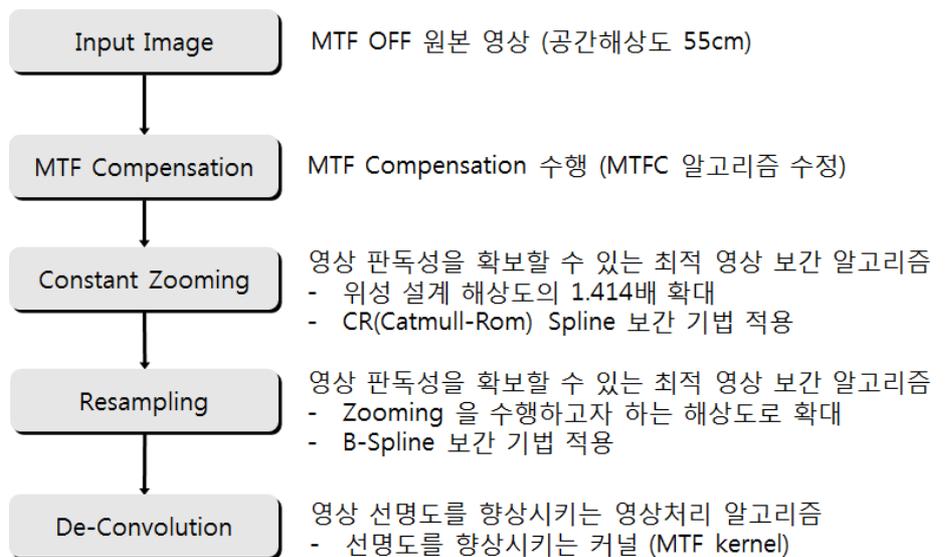


Fig. 2. 1.414 × image resolution improvement processing schematic and steps.

키는 것으로, MTF의 측정과 영상 복원의 두 단계로 진행된다. MTF 보상을 위해서는 MTF의 정확한 측정이 선행되어야 한다. MTF는 영상의 입력 신호에 따라 에지(edge) 방법과 펄스(pulse) 방법을 사용해서 측정한다.

이중 에지 방법은 영상에서 대비가 분명하게 구분되는 곳을 기준으로 영상 내의 경계선을 찾고, 경계선에 대한 시스템의 응답인 ESF(edge spread function)를 통해 MTF를 추정하는 방법이다. 원 영상에서 검출된 에지를 기준으로 각 점들을 지나는 수선을 따라서 ESF를 획득하고, ESF를 미분하여 LSF(line spread function)를 얻은 후, LSF를 푸리에 변환(Fourier transform)하여 MTF를 얻게 된다.

영상 확대부(constant zooming)는 영상에 CR 스플라인(spline) 보간 기법을 적용하여 영상을 확대할 수 있다. 영상 확대부에서 처리 대상 영상이 위성 영상인 경우, 위성 설계 해상도의 1.414배로 영상을 확대, 즉 constant zooming 할 수 있다.

리샘플링부(resampling)는 영상에 B-스플라인(B-Spline) 보간 기법을 적용하여 영상을 재배열(resampling)하여 목표(수행하고자 하는) 해상도로 확대할 수 있다.

CR 스플라인 보간 기법과 B-스플라인 보간 기법을 적용할 때 사용되는 함수는 위성 영상 검보정을 통해 확인된 위성 카메라의 카메라 특성 함수를 사용할 수 있다. 앞서 MTF 보상 과정에서 구해진 MTF, ESF, LSF를 이용한 검보정 과정을 통해 위성 카메라의 특성 함수를 구할 수 있다.

디콘볼루션부(De-Convolution)는 CR 스플라인 보간기법과 B-스플라인 보간기법을 적용한 영상에 대해서 디콘볼루션을 수행하여 선명도를 향상시킬 수 있다. 이를 위해 디콘볼루션부에서는 선명도를 향상시키는 MFT 커널(kernel)을 이용할 수 있다.

3. 결과

지금까지 기술한 바와 같이, CR 스플라인 보간 기법과 B-스플라인 보간 기법을 다목적 3A 호의 위성 영상에 적용시키고, 그 결과의 확인을 위해 프랑스의 Salon과 중국의 Baotou 에지 타겟을 촬영한 영상에서 영상의 ESF와 LSF, 그리고 표준화된 주파수에 대한 MTF 값을 측정하여, CR 스플라인 보간 기법과 B-스플라인 보간 기법에 적용되는 계수를 구하였다.

Fig. 3은 본 논문에서 적용된 CR 스플라인 보간 기법의 계수를 나타낸 것이고, Fig. 4는 적용된 B 스플라인 보간 기법의 계수를 나타낸 것이다. Fig. 5와 Fig. 6은 중국의 Baotou와 프랑스의 Salon 검보정 에지 타겟을 촬영한 영상을 제안된 영상 해상도 향상 방법을 적용하여 처리한 결과를 제시한 것이다.

향상된 영상의 ESF와 LSF, 그리고 표준화된 주파수에 대한 MTF 값을 측정한 결과를 보면, 위의 알고리즘을 이용하여 해상도 향상을 한 경우, 나타나는 특성은 적용된 CR Spline 보간 기법과 B Spline 보간 기법의 함수와 유사한 ESF와 LSF 특성을 가지고 있으며, MTF 값도 원 영상에 비해 저하 없이 해상도 행상이 이루어졌음을 확인할 수 있다.

Fig. 7은 55 cm 원영상과 해상도 향상 알고리즘을 통해 얻어진 38 cm 영상을 비교한 그림으로, 55 cm 원영상에서는 식별되지 않았던 사선 부분 등이 명확히 식별되는 것을 볼 수 있다.

현재 개발된 기법은 영상당 처리속도가 10~20분 이내에 처리가 완료될 수 있는 기법이며, 현재 적용된 CR Spline 보간 기법과 B Spline 보간 기법의 계수는 3A 영상에 적용된 값이며, 이 값들은 향후 더 최적화되어 바뀔 수도 있다.

• **CR (Catmull-Rom) Spline**

- $0 \leq x < 1$
 $y = (15x^3 - 24x^2 + 8)/6$
- $1 \leq x < 2$
 $y = (-5x^3 + 24x^2 - 36x + 16)/6$
- $2 \leq x$
 $y = 0$

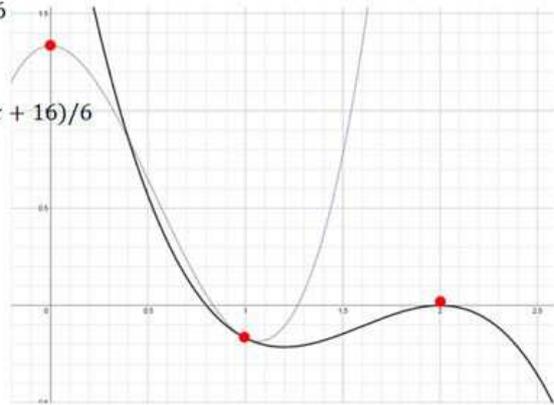


Fig. 3. Coefficients of applied CR spline interpolation. CR, Catmull-Rom.

• **B-Spline (Cubic-Spline)**

- $0 \leq x < 1$
 $y = \frac{1}{2}x^3 - x^2 + \frac{2}{3}$
- $1 \leq x < 2$
 $y = -\frac{1}{6}x^3 + x^2 - 2x + \frac{4}{3}$
- $2 \leq x$
 $y = 0$

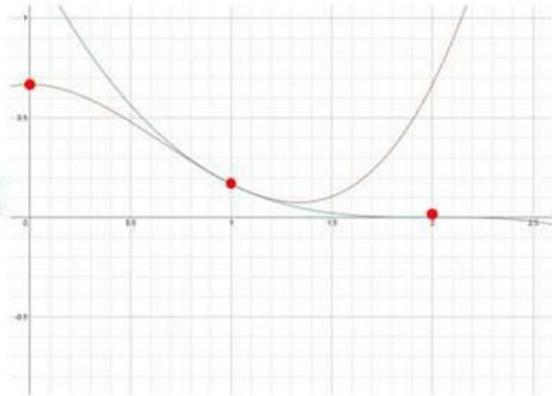


Fig. 4. Coefficients of applied B-spline interpolation.

❖ **KOMPSAT-3A (China Baotou)**

- 일시 : 2015/04/23 05:44:30
- 위치 : (40.852, 109.630)
- Tilt : -1.4 / 0.1 / 2.8 (Roll/Pitch/Yaw)

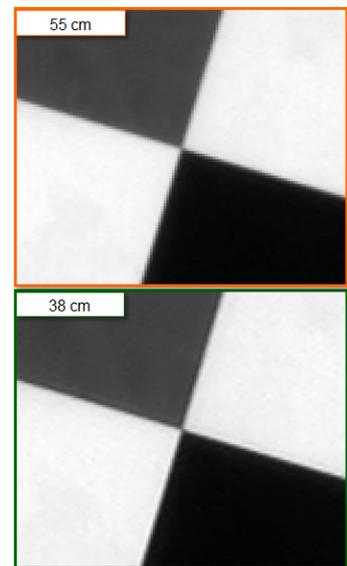
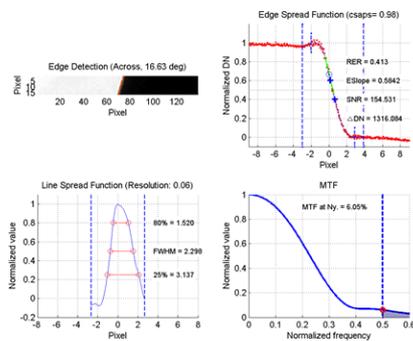


Fig. 5. Results of improving the resolution of the Baotou edge targeted image.

❖ KOMPSAT-3A (France Salon)

- 일시 : 2015/07/04 12:31:30
- 위치 : (43.577, 5.129)
- Tilt : -17.7 / 0.6 / 2.5 (Roll/Pitch/Yaw)

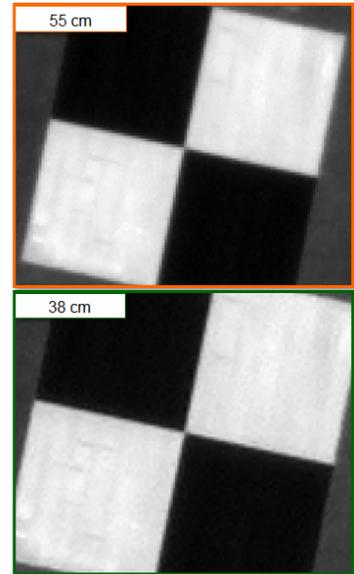
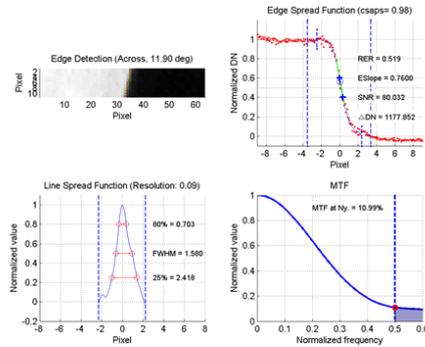


Fig. 6. Results of improving the resolution of the Salon edge targeted image.

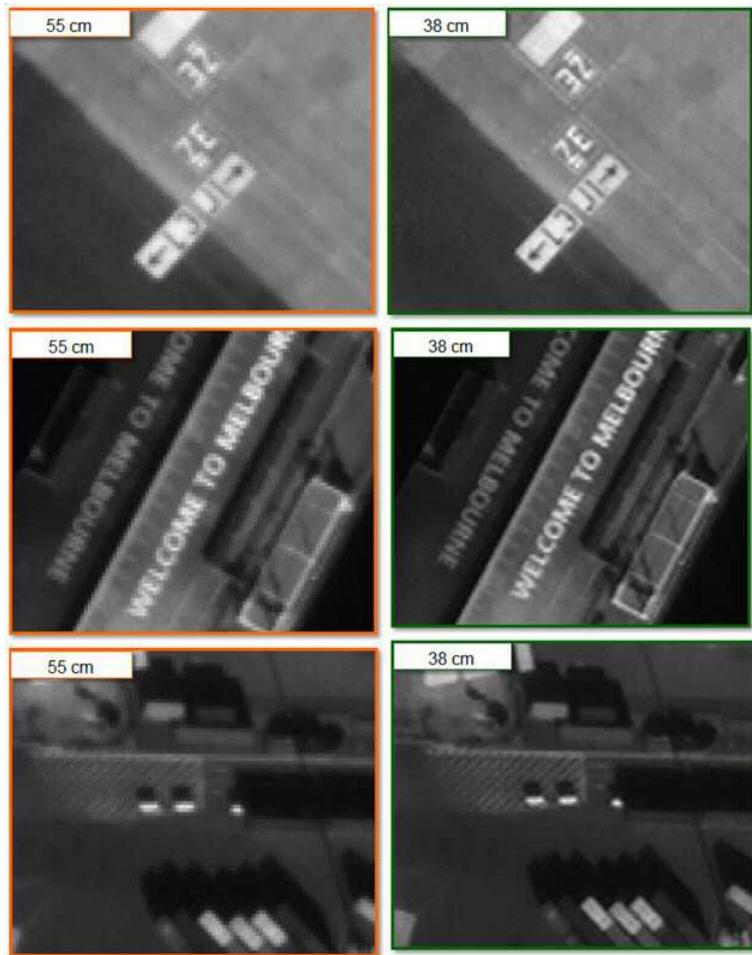


Fig. 7. Comparison between 55 cm original image and 38 cm image obtained through resolution enhancement algorithm.

4. 결론

지금까지 영상의 대각선 정보를 이용, MTF의 저하 없이 지상처리를 통해 해상도를 1.414배 향상시킬 수 있는 해상도 향상 기법이 개발되어 다목적 3A호 영상에 대해서 성공적으로 적용되었다. 적용된 방법은 영상을 45도 돌리지 않고도 인접한 4점의 영상정보를 이용하여 카메라의 특성에 맞게 확대 및 재배열을 함으로써, 영상을 45도 실제 돌리는 것과 동일한 물리적 개념을 적용할 수 있고, 원 영상의 왜곡이나 성능 저하 없이 해상도를 1.4배 증가시킬 수 있는 것을 확인할 수 있었다.

References

1. Perletta L, High resolution imagery for accurate information (2020) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://geospatialworldforum.org/speaker/SpeakersImages/high-resolution-imagery-for-accurate-information.pdf>
2. Lee D, Kim S, Lee YB, Jang SY, Yeon JH, et al., Optical payload system development for CAS500, in The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, Jeju, Korea, 28-30 Nov 2018.
3. Jacobsen K, Topan H, Cam A, Özendi M, oruc M, Radiometric and geometric characteristics of pleiades image, *Int. Arch. Photogr. Remote Sens. Spat. Inf. Sci.* 40, 173-177 (2014). <https://doi.org/10.5194/isprsarchives-XL-1-173-2014>
4. Choi SW, Jeong JH, Seo DC, Lee DH, Method and apparatus for image resolution enhancement, Korea Patent 10-2020-0173203 (2020).

Author Information

최석원 schoi@kari.re.kr



서울대학교 항공우주공학과에서 1992년 박사 학위를 취득한 후, 1992년부터 한국항공우주 연구원에서 위성개발관련 업무를 수행하였으며, 현재는 영상체계 개발부에서 해상도 향상 기법, 위성영상 분석 준비 데이터 (ARD, analysis ready data)등 위성영상 검보정 및 품질에 관련된 연구를 수행하고 있다.

서두천 dcivil@kari.re.kr



경상대학교 토목공학과에서 위성사진측량학으로 박사학위를 취득한 후, 2002년부터 한국항공우주연구원에서 위성영상기반의 수치표고모델 생성, 정사영상생성, 위성센서모델링, 영상매칭, 위성기하검보정 등의 관련 연구를 수행하였으며, 현재는 국가위성정보활용지원센터에서 국가개발위성(광학, SAR)의 지상체계개발, 검보정, 품질관리, 향상 등에 관련된 연구/관리 업무를 수행하고 있다.

정재현 jjh583@kari.re.kr



충남대학교 정보통신공학과에서 2013년 석사 학위를 취득했고, 2014년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직하고 있다. 현재 광학 위성 영상 검보정 업무를 수행하고 있으며, 광학 위성 영상의 품질 검증과 품질 향상 연구, 자료처리 자동화 및 고속병렬처리 연구를 수행하고 있다.

이동한 dhlee@kari.re.kr



1995년부터 한국항공우주연구원에서 위성 지상시스템 개발과 위성 및 영상 검보정 연구개발 업무를 수행하는 과정에서 검보정 연구 내용으로 연세대학교 천문우주과학과에서 2012년 박사학위를 취득하였고, 현재에도 고해상도위성, 중형위성, 초소형군집위성 등의 위성 및 영상 품질 및 검보정 연구 업무를 수행하고 있다.

논문

딥러닝을 이용한 달 크레이터 탐지

서행자[†], 김동영, 박상민, 최명진

한컴인스페이스

Lunar Crater Detection using Deep-Learning

Haingja Seo[†], Dongyoung Kim, Sang-Min Park, Myungjin Choi

[†]HANCOM inSPACE, Daejeon 34103, Korea



Received: May 19, 2021

Accepted: May 19, 2021

***Corresponding author :**

Haingja Seo

Tel : +82-42-862-2736

E-mail : hseo.space@hancom.com

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

Haingja Seo

<https://orcid.org/0000-0002-7027-9321>

Dongyoung Kim

<https://orcid.org/0000-0002-3364-6524>

Sang-Min Park

<https://orcid.org/0000-0003-4763-3334>

Myungjin Choi

<https://orcid.org/0000-0001-9394-530X>

요약

태양계 천체 탐사는 다양한 탑재체를 통해 이루어지고 있고, 그에 따라 많은 연구 결과들이 나오고 있다. 우리는 태양계 천체 연구의 한 방법으로 딥러닝 적용을 시도해 보았다. 지구 관측 위성 자료와 다르게 태양계 천체 자료들은 천체들에 따라 탐사선에 따라 각 탐사선의 탑재체에 따라 그 자료의 형태가 매우 다르다. 그래서 학습시킨 모델로 다양한 자료에 적용이 어려울 수 있지만 사람에 의한 오류를 줄이거나, 놓치는 부분들을 보완해 줄 수 있을 것이라고 기대한다. 우리는 달 표면의 크레이터를 탐지하는 모델을 구현해 보았다. Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) 영상과 제공하는 shapefile을 입력값으로 하여 모델을 만들었고, 이를 달 표면 영상에 적용하여 보았다. 결과가 만족스럽지는 못했지만 이후 이미지 전처리와 모델 수정 작업을 통해 최종적으로는 ShadowCam에 의해 획득되는 달의 영구음영지역 영상에 적용할 예정이다. 이 외에도 달 표면과 비슷한 형태를 가진 세레스와 수성에 적용을 시도하여 딥러닝이 태양계 천체 연구에 또 다른 방법임을 시사하고자 한다.

Abstract

The exploration of the solar system is carried out through various payloads, and accordingly, many research results are emerging. We tried to apply deep-learning as a method of studying the bodies of solar system. Unlike Earth observation satellite data, the data of solar system differ greatly from celestial bodies to probes and to payloads of each probe. Therefore, it may be difficult to apply it to various data with the deep-learning model, but we expect that it will be able to reduce human errors or compensate for missing parts. We have implemented a model that detects craters on the lunar surface. A model was created using the Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) image and the provided shapefile as input values, and applied to the lunar surface image. Although the result was not satisfactory, it will be applied to the image of the permanently shadow regions of the Moon, which is finally acquired by ShadowCam through image pre-processing and model modification. In addition, by attempting to apply it to Ceres and Mercury, which have similar the lunar surface, it is intended to suggest that deep-learning is another method for the study of the solar system.

핵심어 : 달 크레이터, 딥러닝, YOLOv5, 객체탐지, Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC)

Keywords : lunar crater, deep-learning, YOLOv5, object detection, Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC)

1. 서론

최근의 행성 자료들은 지상 관측보다는 여러 탐사선들의 다양한 탑재체들에 의해 많은 양의 자료가 여러가지 형태로 공개되고 있다. 천체에 근접하여 관측이 가능한 탐사선 자료는 특히 영상자료에서 두각을 드러낸다. 본 연구에서 활용한 달 영상의 경우에는 해상도 50 cm의 영상을 획득하였으며, 아폴로 착륙선의 형태를 인지할 수 있는 정도이다. 이런 양질의 행성 자료들은 연구의 방법을 다양하게 하고, 연구 내용 또한 풍부하게 만들어주고 있다.

태양계 천체에서 크레이터의 개수는 천체 표면의 상대적인 나이 계산에 이용되는 매우 유용한 나이 계산 연구 방법이다[1]. 특정 영역에 시간이 지남에 따라 일정 비율로 충돌 크레이터가 누적된다는 가정을 전제로 하여 상대적인 나이 계산을 수행하고 있다. Fig. 1에서 보여지는 것처럼 주어진 영역에 대해 다양한 크기의 충돌 크레이터가 몇 개나 있는지를 파악하면 축적된 시간을 알 수 있고, 표면의 생성 시점을 알 수가 있다. 이렇게 계산된 상대적인 나이는 아폴로 탐사선이 가져온 달의 샘플 토양의 방사선 연대 측정을 통해 검증되어질 수 있다.

충돌 크레이터를 이용하여 천체 표면의 상대적인 생성 시기를 결정하는 천체는 대표적으로 화성, 수성, 세레스가 있으며, 그 외에도 명왕성처럼 lava flow가 행성표면을 덮은 시기, 달 표면에 바다가 형성된 시기, 엔셀라두스(토성의 위성)와 가니메테(목성의 위성) 등 얼음이 천체의 표면을 덮은 시기 등을 알 수가 있다.

2. 충돌 크레이터 검출

태양계 천체의 충돌 크레이터는 영상을 눈으로 보고 직접 세는 방법으로 진행되어 오다가 최근에는 컴퓨터를 이용하여 머신러닝이나 딥러닝을 사용하여 탐지하고 있다. Robbins and Hynek(2012)[3]는 지름 1 km 이상 되는 크레이터를, Robbins는 지름 100 m 이상 되는 크레이터를 Mars Crater Catalog v1 Robbins라는 데이터 베이스로 정리도 하였다[4]. 수동으로 정리한 크레이터 개수는 지질학적인 의미는 보여 할 수 있으나, 수동 작업하는 과정에서 사람에 의한 오류가 다수 포함되기 때문에 특정 천체의 크레이터 개수의 정의는 내릴 수 없다.

사람에 의한 오차를 최소화하기 위해 자동화를 도입하는데, 크레이터 자동검출방법과 딥러닝을 이용하는 방법이 있다. Stepinski et al.(2012)[5]은 화성의 크레이터를 ‘크레이터 자동 검출(crater detection algorithm, CDA)’이라는 머신러닝을 도입하여 식별하였다(Fig. 2).

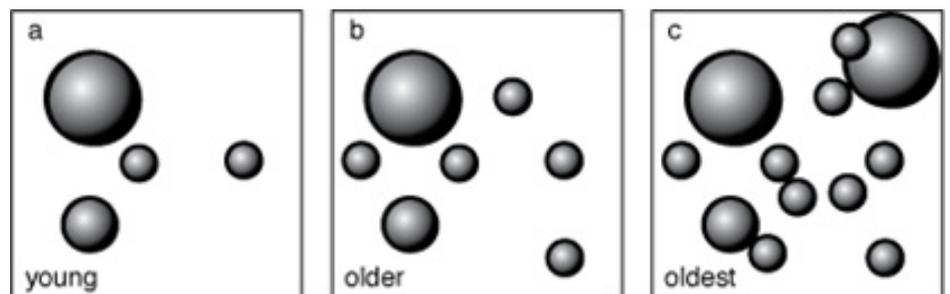


Fig. 1. The greater number of craters as older surface. Adopted from Strobel with permission of Author [2].

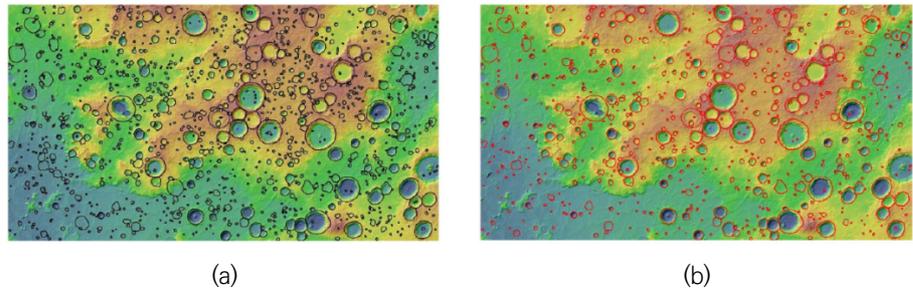


Fig. 2. ML detection for Mar's craters. (a) candidated crater, (b) predicted crater. Adopted from Stepinski et al. with permission of IGI Global [5].

크레이터에 대한 정의는 달의 DEM(digital elevation model)을 이용하는 방법과 panchromatic 영상에서 크레이터를 정의하는 방법을 사용하였다. 머신 러닝에서 발전하여 딥러닝을 이용하여 크레이터 탐지를 시도하기도 하였다. Siburt et al.(2019)[6]은 convolutional neural networks(CNNs)를 이용하여 크레이터를 식별하였고, 달의 DEM를 정답지로 입력하여 모델을 학습시켰고, 학습 결과 기존에 알려진 크레이터보다 많은 수의 크레이터를 탐지할 수 있었다(Fig. 3).

우리는 달 크레이터 객체 검출이라는 문제 정의를 하고, 딥러닝을 이용하여 크레이터 객체 검출을 시도하였다. Lunar Reconnaissance Orbiter(이하, LRO)에 탑재된 LROC WAC 데이터와 LRO archive에서 제공하는 지름 5-20 km 크기의 크레이터의 shapefile(labeling data)을 입력데이터로 사용하였다. 딥러닝 수행 과정은 1) train data set, validation data set, test data set 생성, 2) Yolov5로 객체 검출 모델 개발, 3) train data set, validation data set으로 모델 학습, 4) test data set으로 모델 테스트 및 성능평가를 수행하였다.

2.1 데이터셋 구축

데이터셋은 영상데이터와 라벨링 데이터를 세트로 구성하였다. 영상데이터는 LROC WAC 자료로 643 nm 영상, empirical normalized, 위도 ± 60 이내, 해상도는 약 470m 영상을 이용하였고(Table 1), 라벨링 데이터는 LROC archive 사이트에서 제공받았다. 우리는 지름 5-20 km에 대한 크레이터에 대해서만 딥러닝 모델을 생성하였다. Table 1은 영상 입력자료에

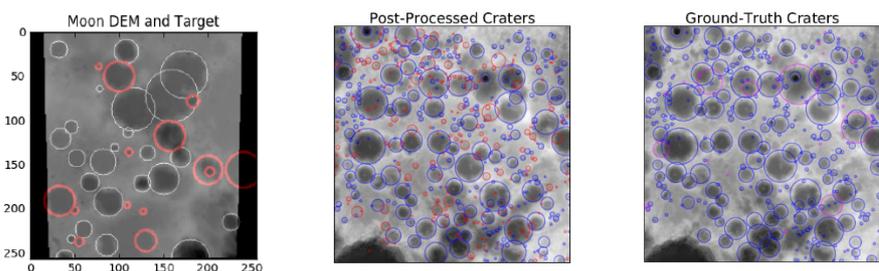


Fig. 3. The train data set. A left image is ground truth. red circle is newly detected crater, purple circle is missed result, blue circle is good. Adopted from Silburt et al. with permission of Elsevier [6].

Table 1. The metadata of image which is train dataset[7]

Product meta data <i>PDS</i>	
Product ID	WAC_EMP_643NM_E300N1350_064P
Data set ID	LRO-L-LROC-5-RDR-V1.0
Volume ID	LROLRC_2001
Product target	MOON
Product creation time	2020-08-31T12:12:41.000
Relative volume path	data\mdr\wac_emp\
Label file name	wac_emp_643nm_e300n1350_064p.img
Product type	MDREMP
Full product type name	RDR
Instrument host ID	LRO
Instrument ID	LROC
Spacecraft clock start count	N/A
Spacecraft clock stop count	N/A
Center latitude	30
Center longitude	135
Maximum latitude	60
Minimum latitude	0
Westernmost longitude	90
Easternmost longitude	180
Map resolution	64.0 <PIX/DEG>
Map scale	473.80235037734 <METERS/PIXEL>
Producer ID	LRO_LROC_TEAM
Product version ID	v1.2

Adopted from Washington University in St. Louis with permission of Author [7].

Orbiter Data Explorer (ODE) processing notes

- Product type set by ODE.
- Map resolution set from label map projection object.
- Map scale from the label map projection object.
- No observation time available.
- Min/max latitude and east/west longitude set from map projection.

LRO, lunar reconnaissance orbiter.

대한 정보이며, Table 2는 labeling data로 사용한 shapefile의 정보이며 shapefile 영상은 Fig. 4와 같다. Table 3은 각 데이터를 다운받을 수 있는 사이트 주소이다.

Table 2. The information of shapefile

Vector map	Craters 5 km to 20 km in diameter (60N to 60S, 0 to 90E)
Base map	Monochromatic (643 nm) LROC WAC morphologic map with a resolution of 100 meters/pixel
Scale	The crater rim is digitized 1:250,000 and 1:500,000
Coordinate system	IAU Moon 2000 Geographic Coordinate System : -180 to 180 and 0 to 360 longitude domains - 180 domain: LROC_5TO20KM_CRATERS_0TO90E_180 - 360 domain: LROC_5TO20KM_CRATERS_0TO90E_360

Adopted from NASA with public domain [8].

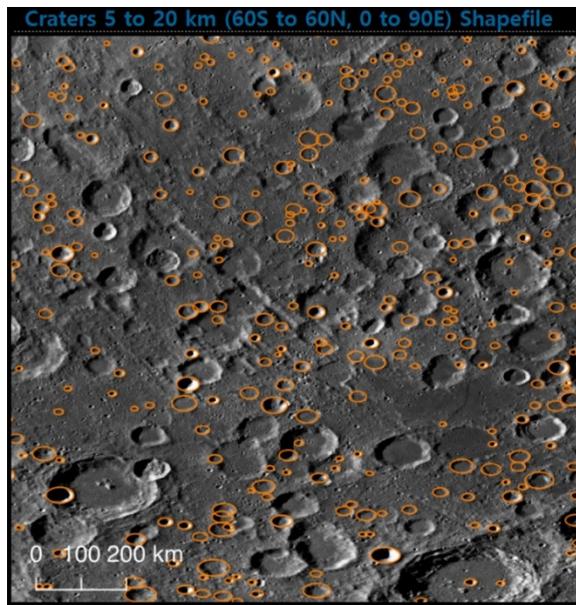


Fig. 4. Shapefile of lunar crater. Adopted from NASA with public domain [8]. LRO, lunar reconnaissance orbiter.

Table 3. Data downloaded link

Data type	Available site
Lunar images	LODE: https://ode.rsl.wustl.edu/moon/indexProductSearch.aspx Download Link: http://pds.lroc.asu.edu/data/LRO-L-LROC-5-RDR-V1.0/LROLRC_2001/DATA/MDR/WAC_EMP/
Shapefile (labeling data)	http://wms.lroc.asu.edu/lroc/rdr_product_select

이렇게 획득한 데이터는 다음과 같은 전처리 과정을 거쳤다; 1) 달 좌표계를 픽셀 좌표계로 변환, 2) .img을 .tif와 .png를 거쳐 8bit 영상으로 변환, 3) 원본 영상, percentile_clip(0.5%) 영상, percentile_clip(1.0%) 영상으로 구현하였다. Percentile_clip이란 영상의 히스토그램을 추출한 후 전체 픽셀값 분포에서 상하위 지정 퍼센트에 해당되는 값들을 의미 없는 데이터로 간주하여 제외하는 기법이다. 예를 들면 전체 픽셀의 0.5% 미만과 99.5% 초과되는 픽셀들은 제외하고, 0.5%에서 99.5%로 clip해주는 과정을 의미한다. 영상에서 극단적으로 낮은 값이나 높은 값을 제외시키고자 함에 있다. 전처리된 영상들로 train set 3,800장, validation set 1,004장, test set 1,048장으로 구성하였고, YOLOv5s와 YOLOv5x를 이용하여 6개의 결과를 도출하였다.

2.2 객체검출 모델

객체검출 모델(object detection model)은 딥러닝 기반의 문제 해결 방법 중에 하나이다. 모델은 패치 이미지와 객체 바운딩 박스로 좌표, 카테고리 정보를 받고, 객체의 바운딩박스 좌표와 카테고리(클래스) 등을 출력하게 된다. 본 연구에서는 YOLOv5s와 YOLOv5x 모델을 사용하였다.

2.2.1 YOLOv5

YOLOv5 모델은 single-stage detector인 YOLOv3를 향상시킨 모델로서, v3과 v4 모델의 장점을 살려서 성능을 향상시킨 모델이다. 기존 object detection model들에 비하여 상대적으로 작은 네트워크를 이용해서 학습 속도가 빠르며, YOLOv5의 구조는 일반적인 객체탐지 구성과 큰 차이는 없다[9]. Fig. 5의 구조와 같이 YOLOv5는 backbone, neck, head 부분으로 나눌 수 있으며, backbone은 영상으로부터 feature map을 추출하는 역할이며, CSP-Darknet을 사용하는 부분으로 YOLOv4와 유사하다. Neck은 backbone과 head를 연결해주는 역할이며, head는 추출된 feature map을 바탕으로 물체의 위치를 찾는 부분이다.

2.2.2 Backbone

YOLO5의 핵심 기술 중 하나는 DenseNet 기반의 CSP(Cross Stage Partial Networks)를 사용하는데 Fig. 6과 같은 구조를 가지고 있다.

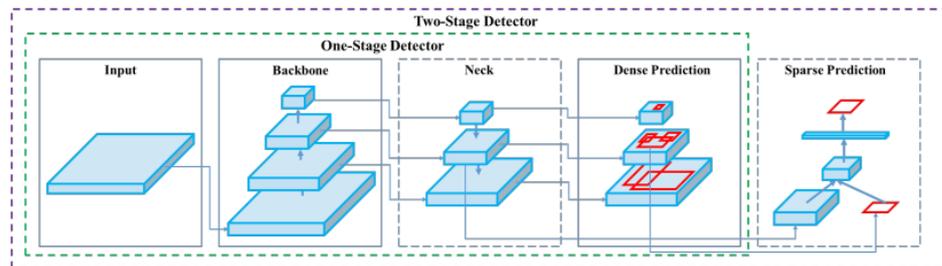


Fig. 5. Archidecture of YOLOv4. Adopted from Bochkovskiy et al. with permission of Author [9].

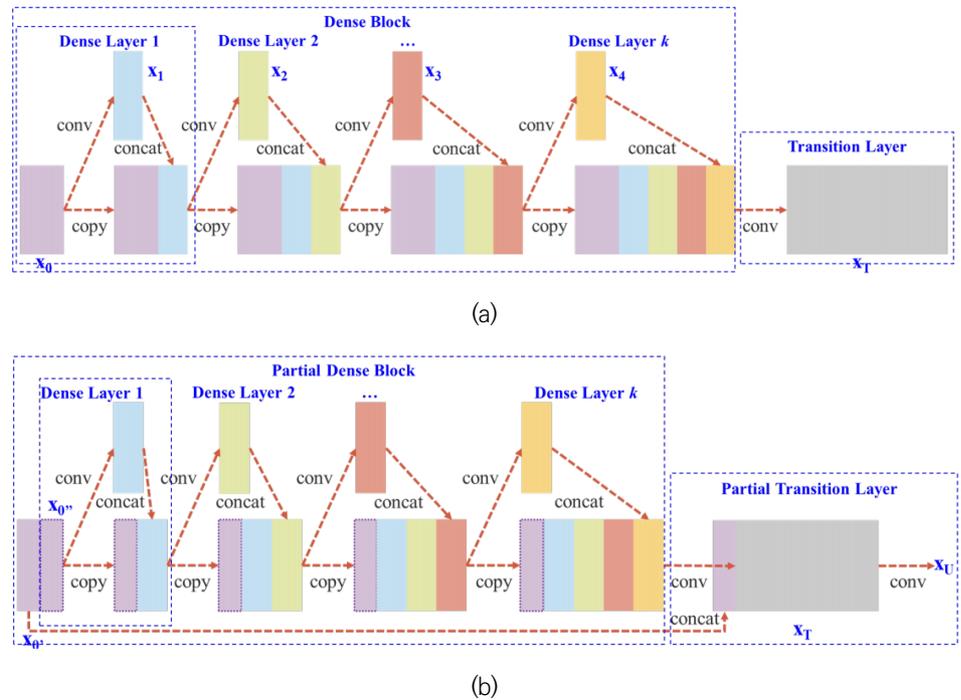


Fig. 6. The structure of models. (a) DenseNet, (b) Cross stage partial DenseNet (CSPDenseNet). Adopted from Wang et al. with permission of Author [10]. CSP, cross stage partial networks.

DenseNet은 layer가 깊어짐에 따라 발생하는 증감율 소멸 문제(gradient vanishing)를 해결하기 위해 고안되었는데, DenseNet의 최적화 과정 중 증감되는 증감율(gradient)을 줄여 연산량을 줄이고, 성능을 향상시키기 위해 CSP를 사용했다. 이러한 구조는 DenseNet의 출력값 연결을 통한 재사용을 유지하면서도 증감되는 기울기 정보(gradient information)가 많아지는 것을 방지해준다. 그 뒤 SPPNet(Spatial Pyramid Pooling Network)에 연결되어 neck 부분으로 연결되는데, SPPNet은 기존 CNN 구조들이 fully connected layer의 고정된 이미지 크기를 입력으로 받으며 발생하는 문제점들을 해결하기 위하여 고안되었다. 기존 CNN은 고정된 이미지 크기로 crop/warp 과정을 거치고, 각각의 모든 이미지들을 conv layers에 통과시킨 뒤 fully connected layer에 연결하는 방식이었다면, 이 SPPNet에서는 먼저 전체 이미지를 conv layer에 통과시킨 뒤 SPPNet을 거쳐 fully connected layer에 연결하는 방식이다[11]. Fig. 7에 일련의 과정들이 나와 있다.

SPPNet는 local spatial bins를 polling하여 spatial 정보를 유지한다. Fig. 8과 같이 SPPNet

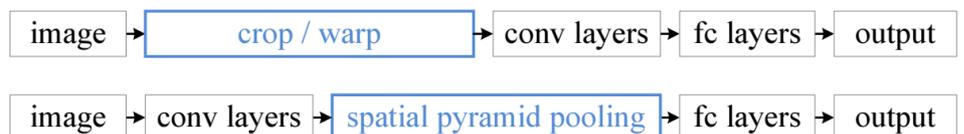


Fig. 7. The network structure. top) current CDNN, bottom) PPNet. Adopted from He et al. with permission of Author [11].

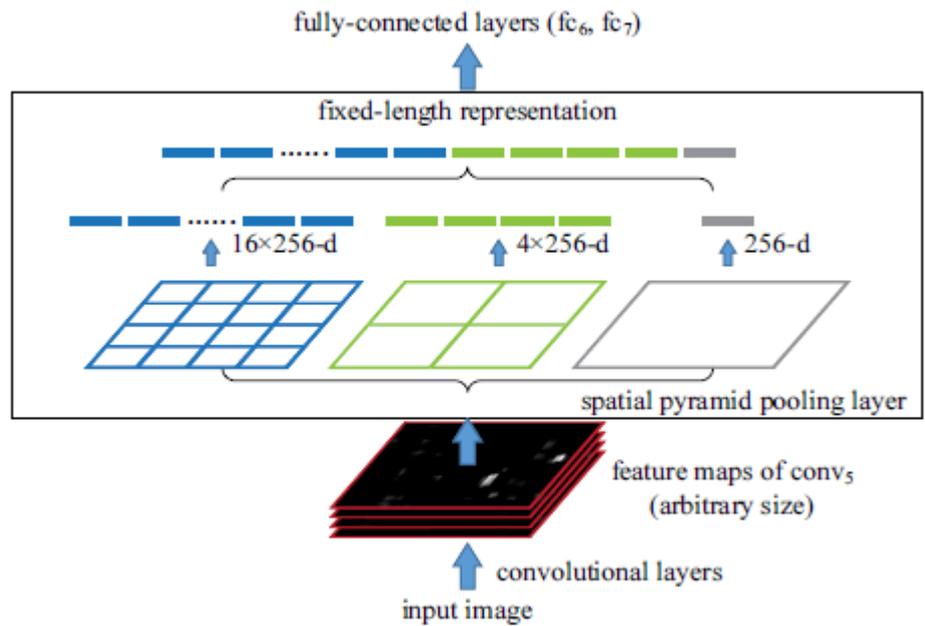


Fig. 8. The structure of Network Pyramid Pooling. Adopted from He et al. with permission of Author [11].

은 YOLOv5에서는 spatial bins를 5×5 , 9×9 , 13×13 Feature Map을 사용했으며, 최종적으로 $5 + 9 + 13 = 27$ 의 크기로 고정된 1차원 배열을 생성하여 Fully Connected Layer의 입력으로 사용했다.

2.2.3 Neck

Neck은 backbone과 head부분을 이어주는 부분이다. 전체적으로는 PANet(Path Aggregation Network)로 이루어져 있다. PANet은 FPN(feature pyramid network)에서 발전되었는데, FPN은 단계별로 신경망들을 통과하며 Feature Map을 구성 후 상위 레이어부터 내려오며, Feature를 합친 뒤 객체 탐지를 진행한다(Fig. 9)[12].

PANet 모델은 FPN에 모델을 덧붙여 만든 것으로서, 일반적으로 먼저 추출된 low-level

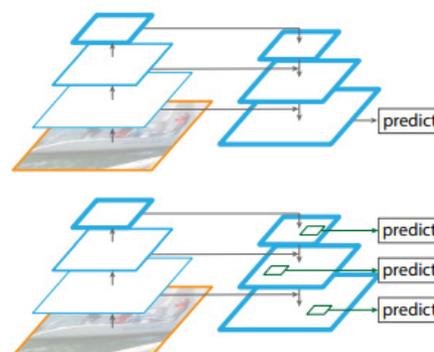


Fig. 9. Top-down architecture with skip connection. Adopted from Lin et al. with permission of Author [13].

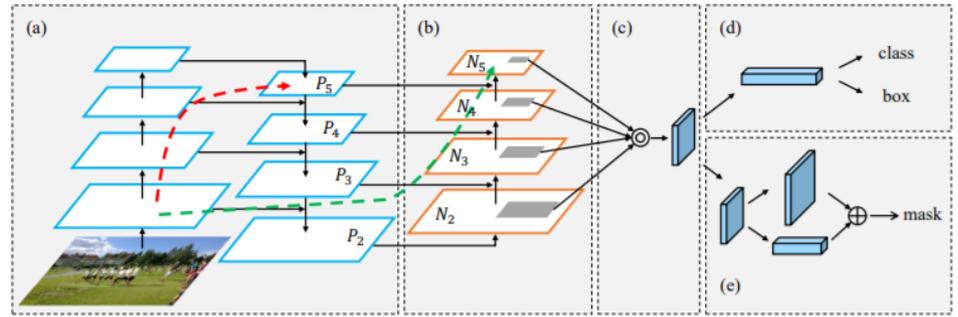


Fig. 10. Illustration of framework. (a) FPN backbone, (b) bottom-up method, (c) adaptive feature pooling, (d) box branch, (e) fully-connected fusion (Path Aggregation Network for Instance Segmentation), Adopted from Liu et al. with permission of Author [12]. FPN, feature pyramid network.

feature일수록 마지막 단계까지 진행되었을 때(output까지 propagate되면) 먼거리로 인해 (먼거리임에) 충분히 반영되지 않는 결과가 도출된다. 이를 방지하기 위해 low-level feature 도 결과에 잘 반영되는 방안을 도입한 것이다(Fig. 10).

2.2.4 Head

Head 부분은 추출된 feature map을 바탕으로 물체를 탐지하는 부분으로, Anchor Box를 처음에 설정하고, 이를 이용하여 최종적인 bounding box를 생성한다.

Yolov5는 S, M, L, X의 4종류가 있으며, 구조는 모두 같지만 depth_multiple, width_multiple 2가지 변수의 차이로 구별을 한다. S가 두 가지 변수가 다 작고 X로 갈수록 커지는데, depth_multiple이 클수록 BottleneckCSP layer가 더 많이 반복되어 더 많은 layer로서 깊어지며, width_multiple이 클수록 모듈의 채널 수가 많아진다. 본 연구에서는 S모듈과 X모듈을 사용하여 결과값을 출력, 비교하였다.

2.3 모델 수행

학습시킨 내용을 정리하면 Table 4, 5와 같다. YOLOv5s, YOLOv5x를 backbone으로 하여 크레이터 객체 탐지를 수행하였다. 패치크기는 $1,024 \times 1,024$, epoch는 300회로 모델을 구현하였다. 성능 평가를 위해 iou_threshold 0.6, conf_threshold 0.3을 기준으로 precision,

Table 4. YOLOv5s

Model	Testset result						
	Img_size	Conf_thres	Iou_thres	Precision	Recall	mAP @.5	mAP @.5: .95: 10
Org	1,024	0.3	0.6	0.878	0.748	0.767	0.602
Percentileclip_0.5	1,024	0.3	0.6	0.829	0.773	0.774	0.582
Percentileclip_1	1,024	0.3	0.6	0.834	0.766	0.765	0.586

Table 5. YOLOv5x

Model	Testset result						
	Img	Conf	IoU	Precision	Recall	mAP	mAP
	_size	_thres	_thres			@.5	@.5: .95: 10
Org.	1,024	0.3	0.6	0.894	0.767	0.783	0.633
Percentileclip_0.5	1,024	0.3	0.6	0.85	0.771	0.774	0.625
Percentileclip_1	1,024	0.3	0.6	0.843	0.782	0.776	0.628

recall, mAP를 계산하였다.

3가지 전처리 과정을 거쳐 만들어진 기본 영상, percentile_clip(0.5%) 영상, percentile_clip(1.0%) 영상에 YOLOv5s와 YOLOv5x를 적용한 크레이터 탐지 결과는 Fig. 11, 12에서 보여준다.

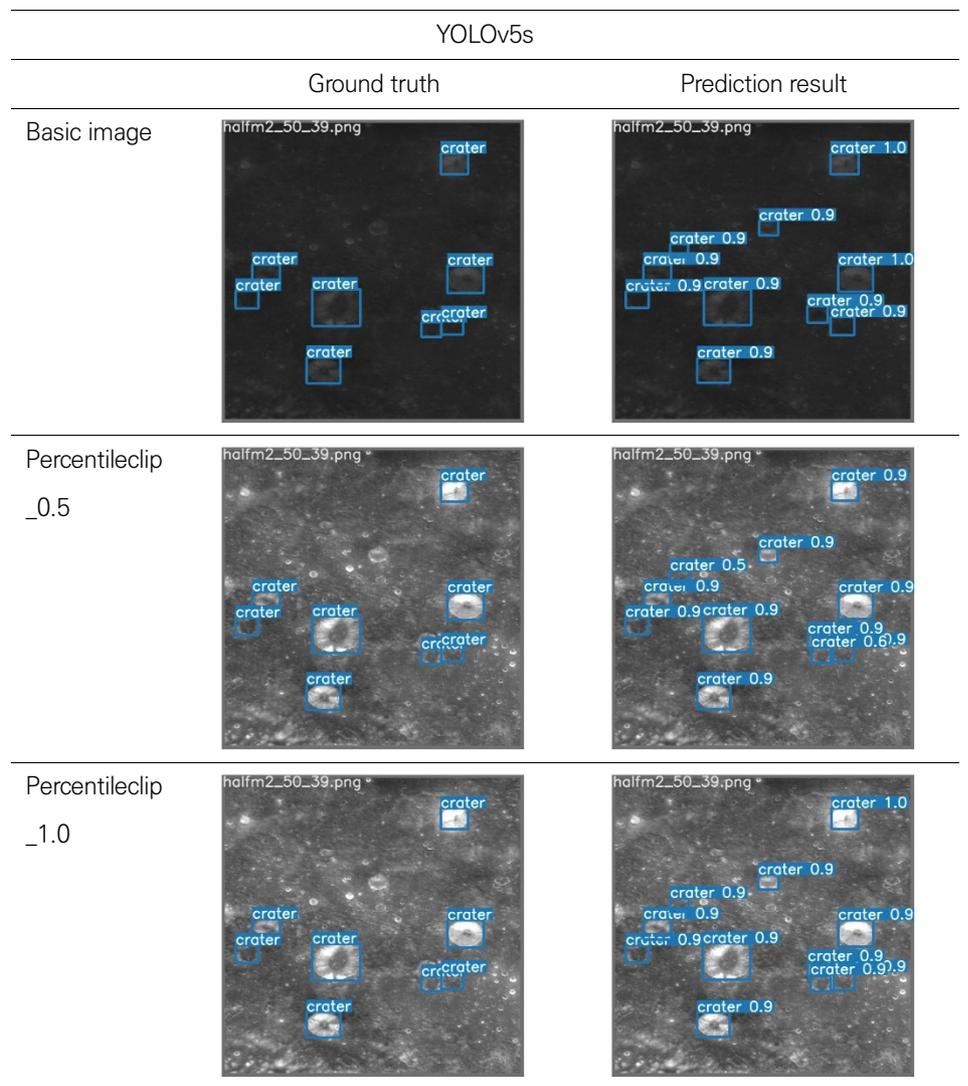


Fig. 11. The results of YOLOv5s.

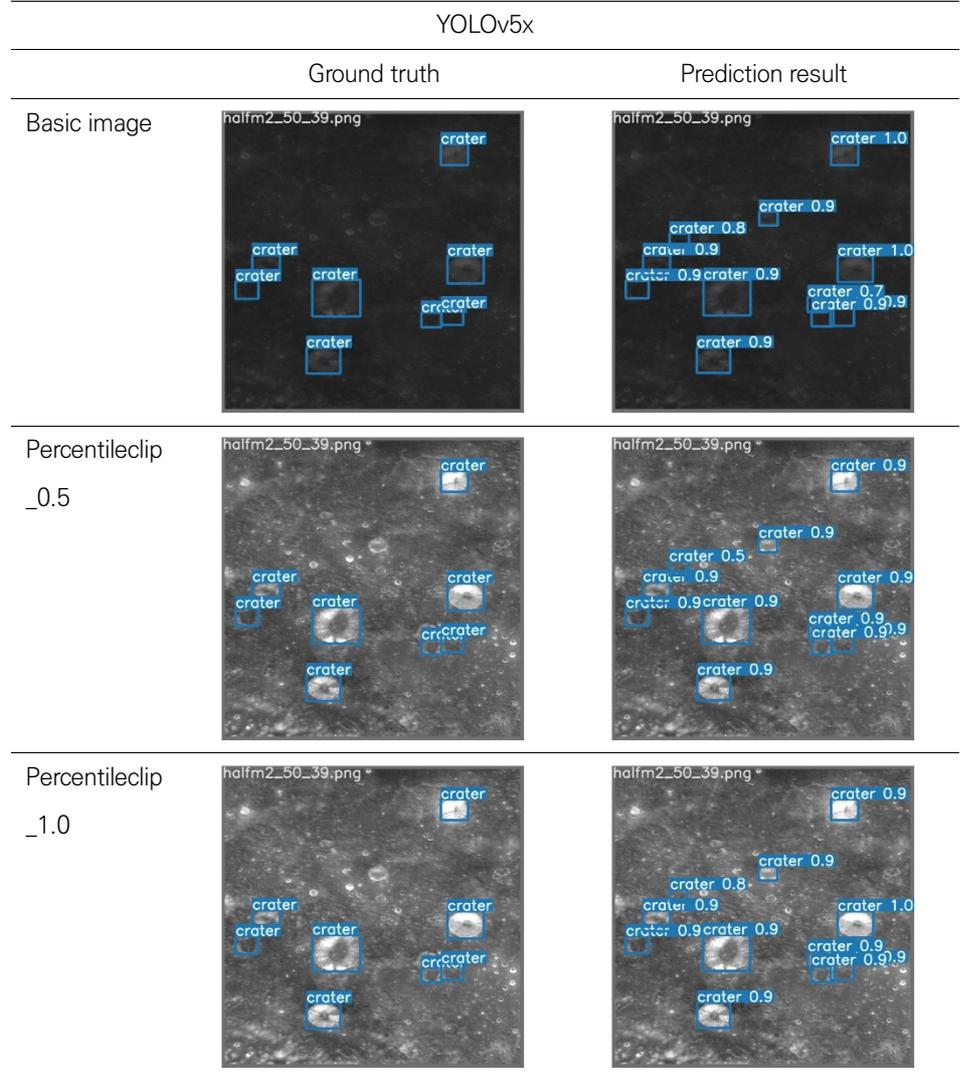


Fig. 12. The results of YOLOv5x.

3. 토의

딥러닝을 이용하여 크레이터를 식별하는 방법에는 해결해야 할 몇 가지 문제점들이 남아 있다. 지금까지의 연구들은 연구자들마다 나름의 크레이터의 정의를 각자 세우고, 거기서부터 크레이터 식별이라는 문제를 풀었다. 이 연구도 마찬가지로 영상에서 크레이터의 정의 및 큰 크레이터들의 경계를 어떻게 둘 것인지에 대한 문제가 향후 과제로 남아 있다.

크레이터는 생성된 이후부터 시간이 갈수록 gardening 효과를 거치면서 그 형태가 뚜렷하지 않다. 딥러닝 라벨링 과정에서 이런 크레이터를 정확하게 라벨링할 수 있는지의 문제와, 이렇게 학습된 모델이 형태가 뚜렷하지 않은 크레이터를 찾아낼 수 있는지가 또 하나의 풀어야 할 과제이다(Fig. 13). 대기가 없는 천체의 표면 gardening 효과는 표면의 나이와도 직결된 문제이기 때문에 크레이터 카운팅을 하는 주 목적인 나이계산을 하기 위해서는 딥러닝을 수행하는 과정에서 정의가 된 후 수행되어야 한다.

또 다른 문제는 크레이터 크기와 형태이다. Siburt(2019)[6]는 그의 결과에서 약 15픽셀보

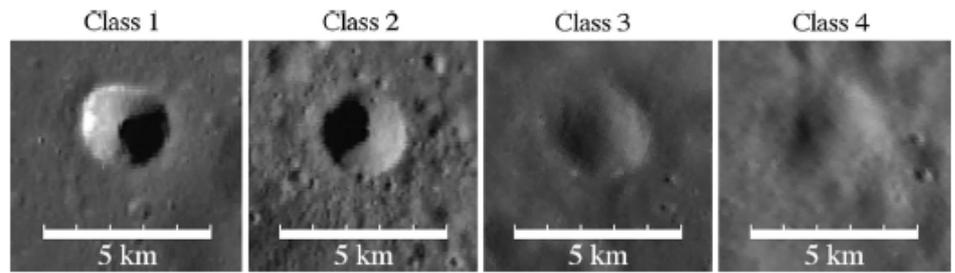


Fig. 13. Gardened the rim of crater. Adopted from Kirchoff et al. with permission of Elsevier [14].

다 작은 크레이터는 잘 탐지하지만, 큰 크레이터에 대해서는 탐지가 잘 되지 않는다고 하였다. 본 연구에서는 달 표면의 대부분을 차지하는 5 - 20 km를 가진 크레이터에 대해 수행하였다. 달 표면에서는 달 반구를 덮는 lunar basin 및 지름 5 km 미만의 크레이터도 많은 분포를 차지하고 있다. 본 연구에서 수행한 크레이터 지름 5 - 20 km의 모델은 지름 5 - 20 km 이외의 크레이터에 대해서는 탐지가 어려운 것으로 드러났다. 또한 이번 연구에서는 원형 또는 타원형의 독립 크레이터에 대해서만 학습을 하고 테스트를 수행하였다. 하지만 달 표면에는 다양한 크레이터가 분포하고 있고, 이에 대한 정의도 향후 수행되어야 할 과제이다(Fig. 14).

이 연구의 최종 목적은 개발한 모델을 향후 획득하게 될 ShadowCam 영상에 적용하고자 함이다. ShadowCam은 시험용 달궤도선(Korea Pathfinder Lunar Orbiter, KPLLO)에 탑재 예정인 NASA에서 개발 중인 달의 영구음영지역에서 물을 탐색하기 위한 목적으로 개발되고 있다. ShadowCam은 영구음영지역의 영상을 secondary scattering된 빛을 이용하여 촬영할 예정이며, 이렇게 획득된 영상은 일반적인 reflectance 영상과 다른 것으로 예상된다(Fig. 15). ShadowCam이 촬영한 기존 영상과는 다른 영상에 본 연구에서 개발한 딥러닝 모델을 적용하여 영구음영지역의 영상에서 크레이터를 식별하고자 한다. 획득되는 영상에서 크레이터 식별을 딥러닝을 통해 시도하는 것은 크기가 작거나 경계가 불분명하거나 또는 또 다른 이유로 인하여 육안으로 판단하기 어려운 영상에서 크레이터를 식별하는 하나의 방법이 될 것이다.

향후, 이 연구는 ShdowCam에 의해 획득될 영상에 적용하여 그 결과를 지켜보고자 한다. 앞서 우리는 LROC/LRO 영상 외에도 MI/Selene data, HIRES data/Clementine 그리고 LOLA의 DEM 자료를 이용하여 모델 학습을 수행하고 결과를 분석할 예정이다. 또한 달 환경과 유사한 수성과 세레스에도 적용하여 딥러닝 기법이 태양계 천체 연구에 도움을 줄 수 있는 방법임을 알리고자 한다.

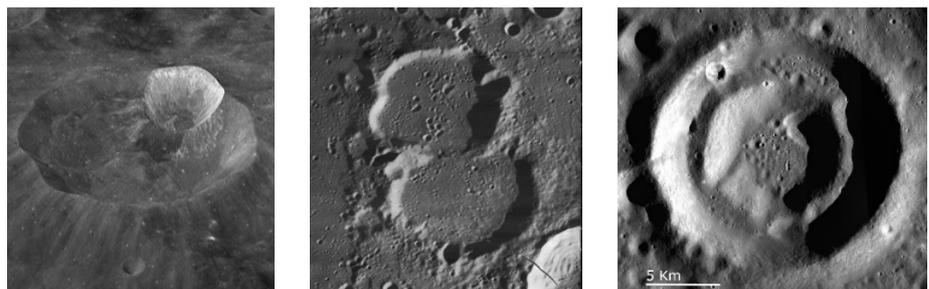


Fig. 14. The various lunar crater types. left) a small crater is in a large crater, middle) connected rims of two craters, right) double rim [8].

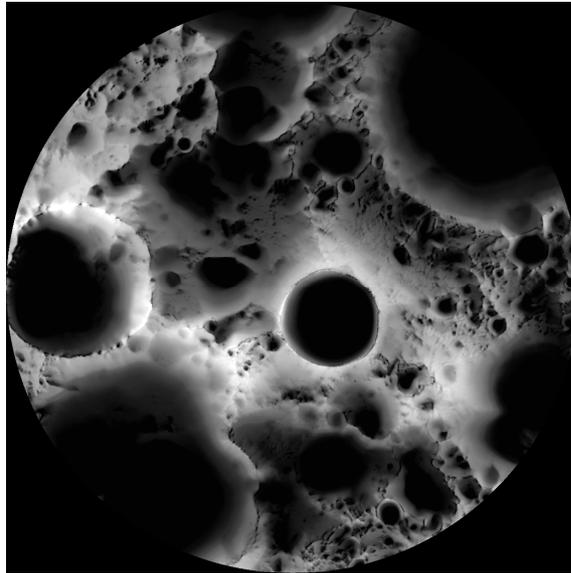


Fig. 15. Lunar south pole, main target of ShadowCam. Adopted from ShadowCam with permission of ShadowCam [15].

감사의 글

본 과제는 한국연구재단(NRF)의 지원을 받아서 연구를 수행하였습니다(2018M1A3A3A02065832).

References

1. Wikipedia, Crater counting (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: https://en.wikipedia.org/wiki/Crater_counting
2. Strobel N, Planet surfaces (2019) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <http://www.astronomynotes.com/solarsys/s8b.htm>
3. Robbins SJ, Hynes BM, A new global database of Mars impact craters ≥ 1 km: 1. database creation, properties, and parameters, *J. Geophys. Res.* 117, E05004 (2012). <https://doi.org/10.1029/2011JE003966>
4. Robbins S, Mars crater catalog v1 Robbins (2012) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: https://astrogeology.usgs.gov/search/map/Mars/Research/Craters/RobbinsCraterDatabase_20120821
5. Stepinski TF, Ding W, Vilalta R, Detecting impact craters in planetary images using machine learning, in *Intelligent Data Analysis for Real-Life Applications: Theory and Practice*, eds. Benedito RM, Global IGI (IGI Global, Hershey, PA, 2012).
6. Silburt A, Ali-Dib M, Zhu C, Jackson A, Valencia D, et al., Lunar crater identification via deep learning, *Icarus*. 317, 27–38 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2018>.

06.022

7. Washington University in St. Louis, Lunar Orbital Data Explorer (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://ode.rsl.wustl.edu/moon/>
8. NASA, Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: http://wms.lroc.asu.edu/lroc/view_rdr/SHAPEFILE_LROC_5TO20KM_CRATERS_90ETO180E
9. Bochkovskiy A, Wang CY, Liao HYM, YOLOv4: optimal speed and accuracy of object detection, in Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, online, 23 Apr 2020.
10. Wang CY, Liao HYM, Yeh, IH, Wu YH, Chen PY, et al., CSPNET: a new backbone that can enhance learning capability of CNN, in Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, Long Beach, CA, 15-21 Jun 2019.
11. He K, Zhang X, Ren S, Sun J, Spatial pyramid pooling in deep convolutional networks for visual recognition, in Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, Brisbane, Australia, 23 Apr 2015.
12. Liu S, Qi L, Qin H, Shi J, Jia J, Path aggregation network for instance segmentation, Proceedings of the IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, Salt Lake City, UT, 18-22 Sep 2018.
13. Lin TY, Dollár P, Girshick R, He K, Hariharan B, et al., Feature pyramid networks for object detection, in Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, Honolulu, HI, 21-26 Jul 2017.
14. Kirchoff MR, Chapman CR, Marchi S, Curtis KM, Enke B, et al., Ages of large lunar impact craters and implications for bombardment during the Moon's middle age, *Icarus*. 225, 325-341 (2013). <https://doi.org/10.1016/j.icarus.2013.03.018>
15. ShadowCam, Seeing into the Shadows (2018) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://www.nasa.gov/feature/moon-s-south-pole-in-nasa-s-landing-sites>

Author Information

서행자 hseo.space@hancom.com



경희대학교 우주과학과를 졸업하고, 동대학원 우주과학과에서 적외선 분광관측자료를 이용한 행성대기연구로 박사학위를 받았다. 현재 한컴인스페이스 미래기술개발부 책임연구원으로, 달, 소행성, 화성 탐사, 원격탐사 자료처리 및 분석, 탐사선용 과학탑재체 임무설계에 대해서 연구하고 있다.

박상민 psm.space@hancom.com



한컴인스페이스 미래기술개발부 인공지능기술 개발팀에서 머신러닝 모델 개발 및 현업 적용의 업무를 수행 중에 있다. 주 관심사는 항공 우주, 딥러닝, 영상처리 분야이다.

김동영 dykim.space@hancom.com



한컴인스페이스 미래기술개발부 인공지능기술 개발팀에서 딥러닝과 머신러닝 모델 개발과 영상처리 등의 업무를 수행 중에 있으며, 관심분야는 컴퓨터비전, 딥러닝, 머신러닝이다.

최명진 prime.space@hancom.com



(주)한컴인스페이스 대표이사이고, 한국무인이동체연구조합(KRAUV) 이사장이다. 관심분야는 항공·우주, 우주기상, 심우주탐사이다.

논문

4족 보행 로봇을 활용한 달의 직선절벽(Rupes Recta)의 단층면 탐사를 통한 구름의 바다(Mare Nubium) 지역의 지질학적 형성 연구

홍익선¹, 이유¹⁺, 주광혁²

¹충남대학교 우주지질학과

²한국항공우주연구원 우주탐사연구부



Received: May 9, 2021
Revised: May 15, 2021
Accepted: May 16, 2021

*Corresponding author :

Yu Yi
Tel : +82-42-821-5468
E-mail : euyiyu@cnu.ac.kr

Lunar Exploration Employing a Quadruped Robot on the Fault of the Rupes Recta for Investigating the Geological Formation History of the Mare Nubium

Ik-Seon Hong¹, Yu Yi¹⁺, Gwanghyeok Ju²

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

²Space Exploration Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

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

Ik-Seon Hong
<https://orcid.org/0000-0002-4529-8002>
Yu Yi
<https://orcid.org/0000-0001-9348-454X>
Gwanghyeok Ju
<https://orcid.org/0000-0003-0647-3135>

요약

달이나 지구의 특정 지역의 지질학적 형성 과정을 이해하는 가장 쉬운 방법은 지층이 쌓이는 순서인 층서를 관측하는 것이다. 층서를 분석하면 과거의 지질학적 사건과 그 시기의 유추가 가능하다. 달의 바다 중 구름의 바다(Mare Nubium)에는 층서를 관측할 수 있는 Rupes Recta라는 기울기 10° - 30°의 단층 지형이 있으며, 이 지역의 여건상 바퀴로 움직이는 로버는 탐사가 불가능하기 때문에 원활한 탐사를 위해 경사로와 험지 이동도 무난히 수행 가능한 4족 보행 로봇을 사용해야만 한다. 4족 보행 로봇으로 단층면을 탐사하려면 층서의 구현정도, 지형의 경사도, 지형의 거친 정도인 석리(texture)와 장애물의 유무를 고려하여 탐사 경로를 설계할 필요가 있다. 본 논문에서는 기존 화성 탐사선들의 원격 탐사 자료를 활용하여 최적화된 탐사 경로 선정과정을 제시한다. 그리고 4족 보행 로봇을 활용한 단층면 탐사에 필요한 필수탐재체로 층서의 실제 형상을 촬영하고 구별하기 위한 광학카메라, 구성성분을 분석하기 위한 분광기, 지표에 노출되지 않은 시료를 얻기 위한 드릴로 이루어진 구성을 제안한다.

Abstract

On the moon as well as the earth, one of the easiest ways to understand geological formation history of any region is to observe the stratigraphy if it is available, the order in which the strata build up. By analyzing stratigraphy, it is possible to infer what geological events have occurred in the past. Mare Nubium also has a unique normal fault called Rupes Recta that shows stratigraphy. However, a rover moving with wheels is incompetent to explore the cliff since the Rupes Recta has an inclination of 10° - 30°. Therefore, a quadruped walking robot must be employed for stable expedition. To exploration a fault with a four-legged walking robot, it is necessary to design an expedition route by taking account of whether the stratigraphy is well displayed, whether the slope of the terrain is moderate, and whether there are obstacles and rough texture in the terrain based on the remote sensing data from the previous lunar missions. For the payloads

required for fault surface exploration we propose an optical camera to grasp the actual appearance, a spectrometer to analyze the composition, and a drill to obtain samples that are not exposed outward.

핵심어 : 달탐사, 4족 보행 로봇, 층서, 직선절벽, 단층, 구름의 바다

Keywords : Lunar exploration, quadruped walking robot, stratigraphy, Rupes Recta, fault, Mare Nubium

1. 서론

달은 오랜 시간 지구와 함께 하는 위성이다. ‘우리는 어디에서 왔는가’라는 근원적 질문을 가지고 역사를 탐구하는 인류에게는 달은 매력적인 천체라고 할 수 있다. 과거 지구에서 어떤 일들이 있었는지 알기 위해서는 지질학적 관점에서 봐야할 필요가 있다. 하지만 지구에서는 물과 대기의 순환, 생명체의 활동으로 인한 풍화작용 때문에 과거의 지질생물학적 정보가 변질되지 않고 유지되기는 거의 불가능하다. 반면에, 달에는 지구와 같은 물과 대기의 순환도 없고, 생명체의 활동도 없기 때문에 과거 지질학적 사건들의 정보가 고스란히 보존되어 있다. 이런 연유로 지구의 과거를 이해하기 위해서도 달 연구는 매우 중요하다.

지질학적 역사를 쉽게 관찰할 수 있는 방법은 층서를 관측하는 것이다. 17세기에 니코라오스 스테노(Nicolaus Steno)가 제안한 지층 누층의 법칙(principle of superposition)에 따라 ‘변형이 되지 않는 지층들에서 하부 지층이 상부 지층보다 오래되었다’는 원리는 달의 층서 관측을 통한 지질학적 사건을 탐구하고 분석하는 데도 유용하다. 기본적으로 층서를 통한 연대 측정은 상대적 연대에 제한되지만, 해당 층서의 시료 분석을 이용한 연대 측정으로 절대적 연대 또한 알아낼 수 있다. 지구에서는 지각활동으로 생성되는 단층을 분석하거나 코어를 시추해서 분석 혹은 지표 투과 레이더 등을 사용하여 층서를 관측한다. 2019년 1월 3일, 세계 최초로 달 뒷면의 폰 칼만(Von Kármán) 충돌구에 착륙한 중국의 Chang'E-4 탐사선은 신공간 달탐사 로버에 지표 투과 레이더(Lunar Penetrating Radar) 장비를 탑재하여 평균 30 m 깊이의 표면 탐사를 시도한 바 있다[1].

달을 탐사하는 방법으로 현재 시도할 수 있는 것은 원격 탐사와 현장 탐사 두 가지 방법이 있다. 원격 탐사는 현재 태양계 천체들을 탐사하는 대표적인 방법이다. 궤도선을 이용하는 것으로 자전하고 있는 관측 대상 주위를 공전하면서 관측한다. 관측 대상으로부터 일정 거리를 두고 관측하기 때문에 대상의 전체 모습이나 넓은 지역을 쉽게 관측할 수 있으나, 관측 대상의 자전으로 인해 궤도선이 특정한 지역을 장기간 연속적으로 관측하기가 어렵다. 그래서 원격 탐사는 주로 넓은 영역에서의 지형, 고도, 화학 성분, 자기장과 같은 물리적 특성에 대한 분포 정보를 제공하는 지도 제작(mapping)에 초점이 맞추어져 있다. 뿐만 아니라, 궤도선의 물리적 제약과 탑재체 성능의 한계로 인해 대부분 달 표면만 관측할 수 있고, 달 표면 아래를 관측하는 것은 깊이와 공간 해상도 등의 한계가 있다. 그래서 달 표면 아래 심층부의 의미있는 과학적 정보를 얻기 위해서는 내부의 물질이 표면으로 노출되어 있는 충돌구와 용암류나 용암 돔과 같은 화산활동이 있던 지역을 관측하는 것이 필수적이다. 대표적인 사례로는 2009년에 발사되어 현재도 운영 중인 미국의 달 탐사선 Lunar Reconnaissance Orbiter(LRO)가 있고, 2022년 계획되어 있는 우리나라의 달 탐사선 Korea Pathfinder Lunar Orbiter(KPLO)가 있다.

현장 탐사는 달표면에 직접 착륙하여 관심지역을 관측하는 것으로, 원격 탐사에서 제약이

되는 관측조건이나 자료 해상도 등의 영향이 거의 없기 때문에 관측 자료의 질이 높다. 하지만 원격 탐사와 달리 특정 지역에 한해서만 탐사가 가능하기 때문에 탐사 구역 선정과 같은 과정을 거쳐야 하며, 임무 지역 외의 다른 관심 지역을 탐사할 수 없는 한계가 있다. 가장 바람직한 선택은 사람이 직접 가서 탐사하는 유인 탐사로 미국의 Apollo 계획 이후 인류가 직접 태양계 다른 천체로 가는 일이 없었으나, 미국의 ARTEMIS 계획이 수립되면서 2024년 이후 유인 달 탐사가 다시 실현될 것으로 보인다. 하지만 유인 탐사는 준비하는 데 많은 자원이 소모되므로 대부분의 현장 탐사는 무인 착륙선과 로버를 이용하며, Surveyor 임무 이후로는 달 착륙 임무가 없다가 최근에 들어서 중국의 Chang'E 시리즈가 달 착륙 임무를 이어 가고 있다. 우주 공간에서의 운영이지만 지구에서 수행하는 대부분의 탐사 방법을 그대로 적용이 가능하다. 다만 한정된 지역만 탐사할 수 있으나, 여러 대의 탐사선을 보내서 해결할 수 있다. 최근 사례로는 달에 착륙한 중국의 Chang'E-4와 화성에 착륙한 미국의 Mars2020 Perseverance가 있으며, 우리나라도 2030년 달 착륙 임무를 계획하고 있다.

최근 현대자동차그룹은 로봇을 제작하는 기업인 Boston Dynamics를 인수하였는데, 이 기업에서 만든 로봇으로 4족 보행 로봇 'Spot'이 있다. National Aeronautics and Space Administration(NASA)/ Jet Propulsion Laboratory(JPL)에서는 이 'Spot'을 개조하여 화성 동굴 탐사를 목적으로 하는 Nebula Spot(Fig. 1)을 개발하고 있다[2,3]. 이 4족 보행 로봇은 개의 형태를 가지고 움직이며, 험난한 지형을 바퀴로 움직이는 로버보다 쉽게 이동할 수 있다.

기업들 간의 인수 결과 덕분에 우리나라도 멀게만 느껴졌던 4족 보행 로봇을 사용한 우주 탐사의 기회가 가능해졌다. 2021년 3월 '대한민국 우주전략 보고회'에서 2030년까지 달 착륙 임무 수행에 대한 언급이 있기 때문에 우리나라 달 착륙 임무에 4족 보행 로봇을 채택하는 것도 하나의 옵션이 될 수도 있을 것이다. 바퀴로 움직이는 로버는 주로 평탄한 지형에서 장애물이 있으면 피해가는 운영방식을 취하고 있기 때문에 경사진 험난한 지형의 탐사는 거의 불가능하다. 반면에 4족 보행 로봇은 지형적 악조건에서 로버보다 월등한 기동력을 보유하고 있다. 달의 극한 환경적, 지형적 조건에서 바퀴를 이용한 로버보다 원활한 운영을 기대할 수 있는 로봇 기술을 시험할 수 있는 기회가 될 수 있으며, 향후 계획될 우주탐사 임무의 패러다임을 바꿀 잠재력이 있다.

달 탐사에서 4족 보행 로봇을 활용하는 것은 행성과학 및 우주탐사 종사자들의 많은 관심

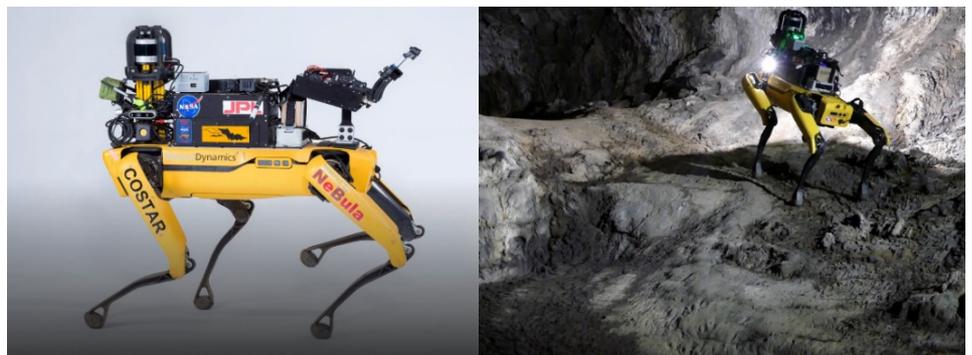


Fig. 1. NeBula Spot modified by NASA JPL (left). NeBula Spot performing an operational test in an earth lava tube for exploration of Mars caves (right). NASA, National Aeronautics and Space Administration; JPL, Jet Propulsion Laboratory.

과 대화가 필요하며, 하나의 임무 예시로 달에 있는 거대한 단층인 Rupes Recta의 층서를 탐사하기 위해 4족 보행 로봇으로 경사면을 오르며 관측하는 임무를 제안한다.

2. 단층면 탐사

2.1 Rupes Recta

구름의 바다(Mare Nubium) 동쪽 21.8°S, 7.7°W에 있는 거대 단층으로 Rupes Recta는 라틴어로 ‘긴 절벽’을 의미한다. 이름처럼 겉보기에는 절벽처럼 보이며, 북북서-남남동 방향으로 약 120 km 길이, 폭 1 km 내외의 형태로 뻗어 있으며, 경사는 약 10°–30°로 절벽이라고 보기 힘들지만 정단층의 형태를 가지고 있고, 단층 상부와 하부 고도 차이는 약 300–400 m, 단층면의 폭은 약 1.2 km이다(Fig. 2).

경사가 최대 30° 안팎으로 1 km 정도의 넓은 단층면이 궤도선으로도 관측 가능할 정도로 노출되어 있기 때문에 충분히 층서 관측이 가능하며, 현장 탐사 임무로 관측을 수행한다면 더욱 자세한 층서 정보를 알아내어 단층의 생성 시기와 층서들의 연대도 추정할 수 있을 것으로 기대한다.

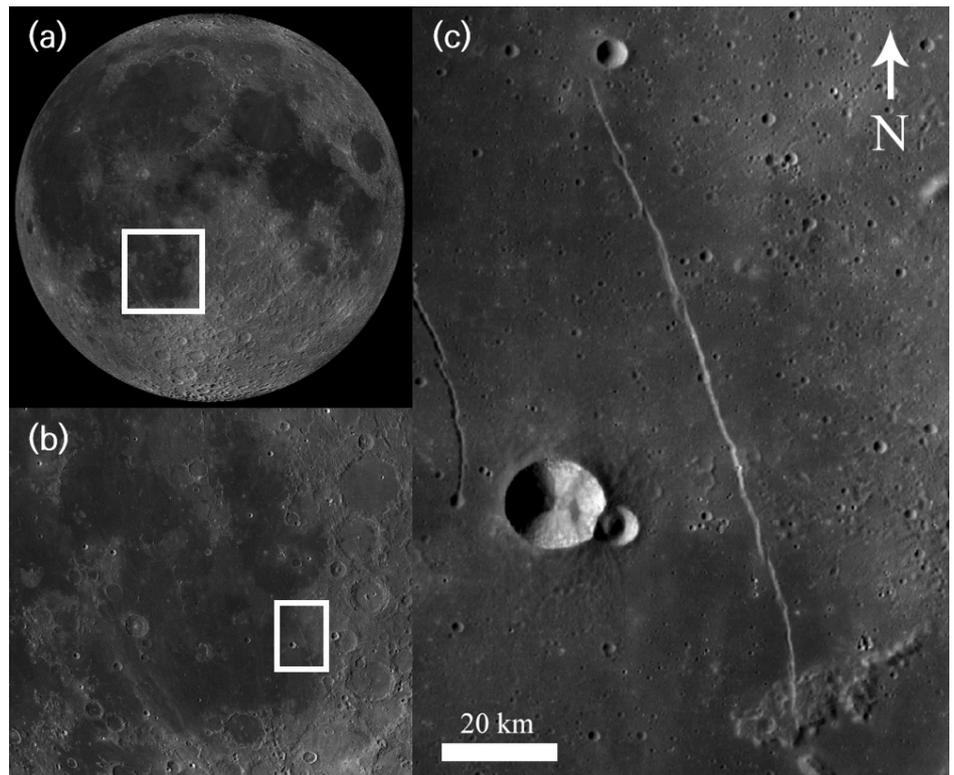


Fig. 2. This is the Wide Angle Camera (WAC) image of the Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC). (a) shows the position of Mare Nubium in white squares, and (b) shows the location of Rupes Recta in Mare Nubium with white squares. (c) is the morphology of Rupes Recta, which is the topography of the fault that extends in the north–northwest to south–southeast direction.

2.2 4족 보행 로봇 탐사

깎아지르는 절벽이 아닌 완만한 경사의 단층이기 때문에 로봇을 이용한 탐사를 고려할 수 있다. 달은 순환할 물과 공기가 없어서 풍화 침식이 없기 때문에 표면을 고운 표토가 덮고 있다. 지구에서도 고운 모래가 많은 경사진 길을 자동차가 주행할 때 바퀴가 헛돌면서 앞으로 나아가지 못하는 것처럼 달에서도 이런 지형을 바퀴 달린 로버로 이동하게 되면 파묻히게 되는 등 로버의 작동에 문제가 발생할 가능성이 있다. 게다가 최대 경사가 30°에 육박하는데, 이 각도를 우리나라 도로에서 사용하는 경사도로 표현하면 약 60%에 해당하므로 바퀴를 이용한 로버 입장에서는 상당한 급경사이기 때문에 운용하는 데 어려움이 있다. 이런 곳에서 다리로 움직이는 로봇이 해결책이 될 수 있다.

2.3 탐사 경로

Rupes Recta는 매우 긴 지형이라 한정된 자원으로 전체를 탐사할 수 없으므로 효율적인 탐사를 위해 탐사 경로를 계획해야 할 필요가 있다. 경로를 설정할 때 고려해야 할 사항은 층서가 확실히 나타나는지, 로봇의 이동에 방해가 될 정도로 경사가 높지 않은지, 지형의 거친 정도인 석리가 적당한지, 돌 무더기와 같은 장애물들이 없는지의 여부를 들 수 있다.

층서가 단층 전체가 아닌 부분적으로만 관측되기 때문에 단층 내에서 층서가 확실히 나타나는 지점으로 경로를 지정해야 한다. 층서가 나타나는 곳은 구성 광물의 차이도 있기 때문에 궤도선이 사전에 관측한 분광 자료들을 참고한다. Rupes Recta에서 층서가 관측되는 곳은 크게 3개 구역으로 위도에 따라 상, 중, 하로 나누면 중에 해당하는 구역의 층서가 명확하게 나타난다.

층서가 관측되는 지역들은 단층 내에서 상대적으로 경사가 큰 지점으로 단층내 최대 경사인 30°에 육박한다. 4족 보행 로봇이 고운 표토가 덮고 있는 급경사를 충분히 올라갈 수 있더라도 임무 운영의 안정성을 위해서는 그 중에서도 경사가 낮은 곳을 선정해야 한다. 경사도는 궤도선이 관측한 고도 자료로부터 만들어낸 경사도 자료를 참고한다.

로봇이 경사면을 올라가는 경로에 노두가 튀어나오는 등의 거친 석리를 조우하게 되면 임무 운영 난이도가 올라갈 수 있으므로 석리가 로봇 운용에 방해가 되지 않는 곳을 선정해야 한다. 하지만 적당한 거친 석리는 로봇이 움직일 때 마찰력에서 이득을 볼 수 있기 때문에 거친 정도가 너무 낮은 곳은 피하는 것이 좋다. 석리의 거친 정도를 파악하기 위해서는 고해상도 광학 사진을 참고해야만 한다.

일반적으로 경사가 있는 지형 아래에는 굴러 떨어진 돌들이 있기 마련이다. 달에서도 마찬가지로 돌 무더기들이 경사면 아래에 존재하는데, 로봇이 처음 경사면을 올라가기 시작할 때, 이동을 방해할 가능성이 있다. 그러므로 돌과 같은 장애물이 적은 구역을 경로로 선정해야 하며, 장애물 분포를 정확하게 파악하기 위해 고해상도 광학 사진을 참고한다.

2.4 탐사 경로 선정 조건 예시

실제 임무가 계획되면 그에 맞춰 루트가 설계되어야 하지만, 여기서 대략적인 탐사 루트 선정 조건의 예시를 들어보도록 한다.

먼저 층서가 잘 드러나는 곳을 선정해야 한다. Fig. 3a는 LRO의 Lunar Orbiter Laser Altimeter (LOLA)와 Selenological and Engineering Explorer(SELENE)의 Terrain Camera(TC)를 병합한 3차원 고도 자료(SLDEM)이고[4], Fig. 3b는 3차원 고도 자료에 SELENE Multiband Imager(MI)의 감람석 지도를 표시한 것이다[5]. Rupes Recta의 지형이 표현되어 있는데, 특정

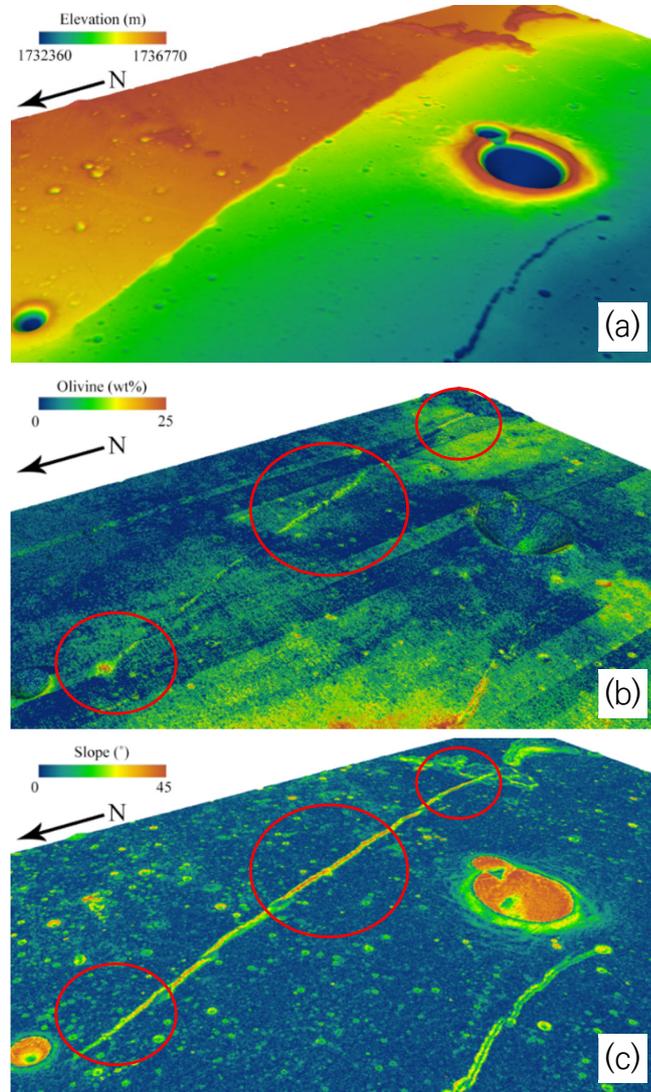


Fig. 3. The appearance of Rupes Recta as a three-dimensional image based on SLDEM altitude data (double exaggeration applied). (a) It shows the SLDEM altitude, and the altitude is higher as the color goes red. (b) As the data of SELENE MI olivine content, the content of olivine is higher as the color goes red. When viewed from the north-south direction, it appears that the content of olivine is high in the central, northern, and southern regions (red circles). (c) SLDEM slope data shows that there is an intersection (red circle) between a place with a high olivine content and a place with a high slope. Since the picture is displayed in three dimensions, there is a sense of perspective, so the scale is not indicated. SELENE, Selenological and Engineering Explorer.

부분에서 감람석의 신호가 강한 것을 볼 수 있다. 이런 지역들에서 층서가 잘 드러난다고 할 수 있으며, 탐사 루트로 선정해야 할 곳이다. Fig. 3c는 3차원 고도 자료에 경사도 지도를 표시한 것이다. 경사도는 SLDEM의 기울기를 계산하여 얻을 수 있다. 층서가 보이는 지역은 경사도가 대체로 높은 곳들이는데, 이 중에서 과도하게 높아 보이는 곳들은 피해야 한다.

Fig. 4는 Fig. 3b와 3c에 표시한 붉은색 동그라미 중 중앙 부분만 좀 더 자세하게 나타낸 것이다. Fig. 4a는 고도를 나타낸 것으로 단층면 아래쪽에 충돌구들이 여러 개 있는 것을 볼 수 있으며, 경로를 선정할 때 이 충돌구 지역들을 제외해야 한다. Fig. 4b는 SELENE MI 감람석 자료이며, 단층면 위쪽과 아래쪽의 감람석 함량 차이가 나는 것으로 보아 층서가 확실히 관측 될 것으로 보인다. Fig. 4c는 경사도 자료로 경사면에 충돌구가 겹쳐져 있는 곳을 제외하고, 그 외에도 경사가 큰 부분이 몇 곳 있기 때문에 해당 지역을 경로 선정에서 제외해야 한다. Fig. 4d는 LRO의 Lunar Reconnaissance Orbiter Camera(LROC) 고해상도 카메라인 Narrow Angle Camera(NAC) 영상으로 석리가 거친 정도와 장애물 존재 유무를 확인할 수 있다.

고해상도 영상을 더 자세히 나타낸 Fig. 5를 보면 석리의 거친 정도와 장애물들이 있는 것을 볼 수 있다. 단층이 무너져 내리면서 쌓인 물질들이 물결 같은 무늬를 가진 석리(Fig. 5의 붉은 동그라미)를 만들어내는데, 매우 거칠지 않다면 로봇이 이동하는 데 큰 무리가 없을 것으로 예상된다. 정확한 판단을 위해 단층면과 유사한 지구의 지형이나 실험실에서 지형을 모사하여 시험할 필요가 있다. 장애물은 태양빛의 입사각과 궤도선이 촬영하는 방출각의 조건

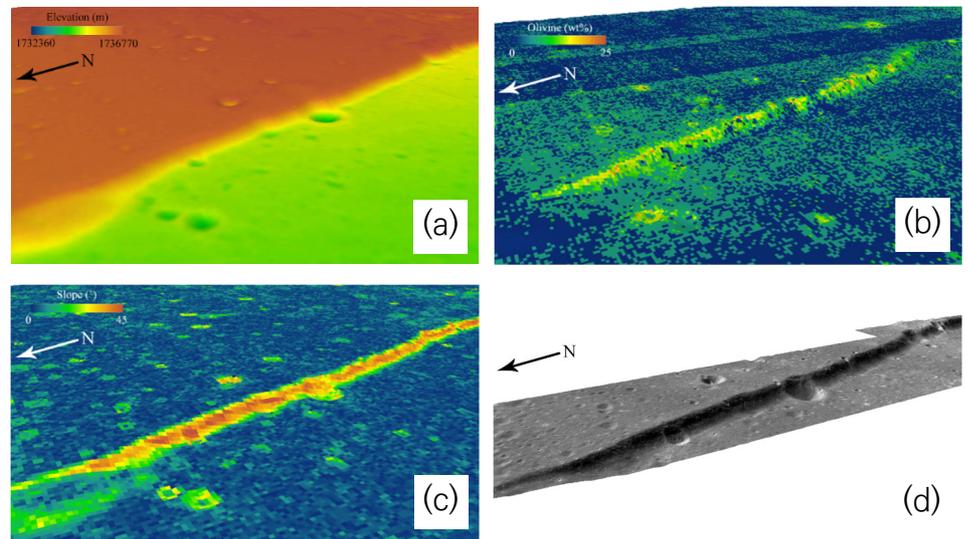


Fig. 4. It is an enlarged image of the place where the stratigraphy is well visible. It is the middle of the red circle in 3(b). (a) SLDEM altitude data reveals the existence of craters overlapping the fault plane. (b) It is data from SELENE MI olivine, and the olivine content is high in the upper part of the fault surface and relatively low in the lower part, so it can be said that there is a stratigraphy. (c) SLDEM slope data show that the slope of the region with relatively high olivine content is high. (d) With the LROC NAC image, show the actual shape of the fault and identify texture and obstacles. SELENE, Selenological and Engineering Explorer; LROC, Lunar Reconnaissance Orbiter Camera; NAC, Narrow Angle Camera.

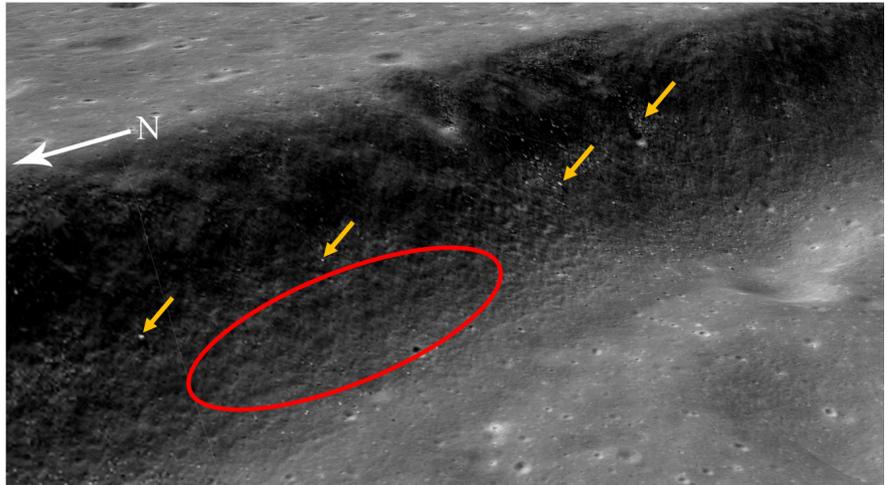


Fig. 5. The LROC NAC image is shown in Fig. 4(d) A partially enlarged view. The fault plane appears dark due to a shadow caused by the solar incidence angle, which in contrast shows that obstacles look bright (yellow arrows). At the bottom of the fault, a texture appears (red circle). LROC, Lunar Reconnaissance Orbiter Camera; NAC, Narrow Angle Camera.

만 맞으면 광학 영상에서 주변 지형과 장애물의 밝기 대비가 확연하게 드러나는 특징을 가지고 쉽게 파악할 수 있으며(Fig. 5의 노란색 화살표), 경로 선정에서 밝기 대비가 큰 구역은 제외해야 한다.

3. 탑재체

로봇의 과학 임무 탑재체는 단지 임무 플랫폼이 로버에서 로봇으로 바뀌는 것이므로 로버를 이용한 과학 임무 탑재체와 큰 차이가 없다. 그러므로 로봇을 운용하는 데 필요한 장비 이외에 기존에 사용되는 탑재체를 그대로 차용할 수 있다. 먼저 참고할 수 있는 것은 화성 탐사 로버들이다. Mars Science Laboratory(MSL; Curiosity)이나 Mars2020 임무의 Perseverance 같은 로버들은 행성 탐사에 필요한 대부분의 탑재체들을 가지고 있기 때문에 이 중에서 달 탐사에 필요한 탑재체들을 추려내는 것이다. 그런 탑재체로는 광학 카메라와 분광기, 시료 채취를 위한 드릴 등을 꼽을 수 있다. 이 탑재체들은 화성 탐사 로버에 장착되어 임무를 충실히 수행하고 있으므로 달에서도 충분히 운용 가능할 것으로 보인다.

3.1 광학 카메라

탐사에 가장 기본적인 탑재체로 광학적으로 층서가 관측되는지를 확인해야 한다. 층서가 있다면 어떤 형태를 가지고 있는지, 어느 정도의 두께인지, 층서간의 색상 차이와 질감 차이가 있는지 등의 요소들을 알 수 있다. 또한 두 대의 카메라를 사용하면 스테레오 영상으로 촬영하여 입체감 있는 단층면의 3차원 영상을 얻을 수 있다. 대표적인 활용 예시로는 화성 탐사 임무인 MSL의 Mastcam 탑재체와 Perseverance의 Mastcam-Z 탑재체가 있으며, Fig. 6에 예시 사진을 나타내었다. 이 탑재체들도 주요 목표가 지형 및 층서, 석리, 광물 결정과 같은 지질학적 특성을 관측하는 것이다.



Fig. 6. This is a 360° panoramic image of Mars taken with the Perseverance Mastcam-Z (Image credit: NASA/JPL-Caltech/ASU/Malin Space Science System [MSSS]). NASA, National Aeronautics and Space Administration; JPL, Jet Propulsion Laboratory.

3.2 분광기

층서간에 광물적, 화학적 특성을 알기 위해서 분광기가 필요하다. 행성탐사에서 주로 사용하는 파장 대역은 감마선, X선, 가시광선, 적외선으로, 광물과 같은 구성 물질의 특성을 확인할 수 있다. 층서의 형태를 파악하고 난 후에는 구성 성분이 어떤 차이를 가지고 있는지 확인할 필요가 있다. 구성 성분을 토대로 과거에 어떤 지질학적 사건들이 있었으며, 층서에 따라 이 사건들을 나열하면 지질학적 역사를 유추하는 데 큰 도움이 될 수 있다. 또한 자원 활용의 측면에서도 특정 지층의 구성 성분이 자원의 가치가 있다면 향후 자원 채굴에 대비하여 채굴 지점 후보로 고려할 수 있다. 기존 로버 임무에서의 활용 예시로는 MSL의 Chemistry and Camera complex(ChemCam; Fig. 7) Chemistry & Mineralogy(CheMin), Alpha Particle X-ray Spectrometer(APXS)과 Perseverance의 SuperCam, Planetary Instrument for X-Ray Lithochemistry(PIXL)이 있다.

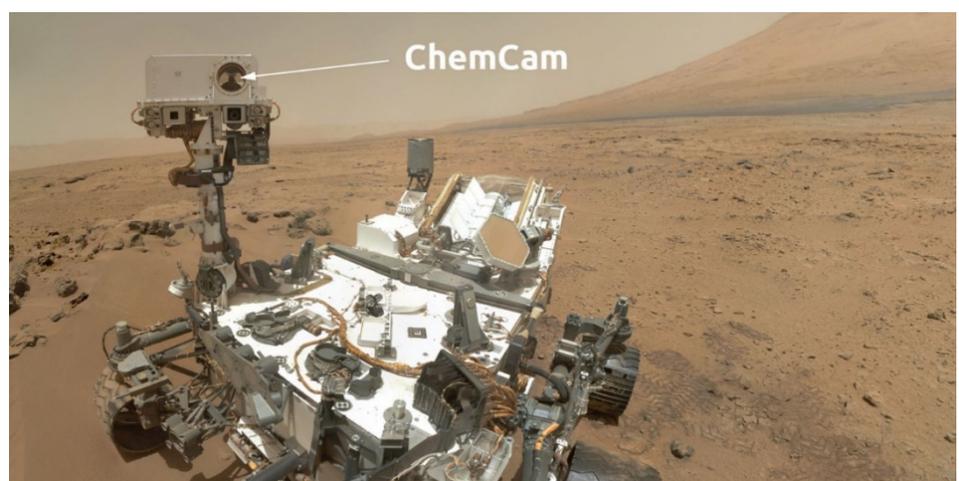


Fig. 7. The appearance of MSL's ChemCam (Image credit: NASA/JPL-Caltech/MSSS). MSL, Mars Science Laboratory; ChemCam, Chemistry and Camera complex; NASA, National Aeronautics and Space Administration; JPL, Jet Propulsion Laboratory.

3.3 드릴

달은 대기가 없고 자기장도 거의 없는 것과 마찬가지로 태양풍 입자들이 표면과 충돌하는 우주 풍화가 발생한다. 우주 풍화는 시간에 따라서 달 표면의 광물 특성을 변화시키기 때문에 태양풍에 의해 오염되지 않은 순수한 광물의 특성을 관측하려면 표면 아래에 확인해야 할 필요가 있다[6]. 일반적으로 우주 풍화는 표면의 매우 얇은 두께에서만 영향을 주기 때문에 작은 드릴로도 충분히 표면 아래의 순수한 광물의 정보를 얻어낼 수 있을 것이다. 또한 달 표면에서 시간에 따라 우주 풍화가 일어나는 정도를 성숙도(maturity)라 하는데, 상대적인 연대를 추정하는 방법이 될 수 있다[7]. 표면 아래의 우주 풍화를 받지 않은 광물 특성과 표면에서 우주 풍화를 받은 광물의 특성을 비교하여 단층의 상대적인 나이도 유추할 수 있을 것이다. 대표적인 사례는 MSL에 탑재되어 있는 드릴이 화성 표면의 암석에 구멍을 뚫은 것으로 Fig. 8에 그 모습을 나타내었다.

4. 결론

과거 Apollo나 Surveyor 착륙 임무 이후로 달 탐사의 대부분의 임무는 궤도선이며, 최근에 중국의 Chang'E가 착륙하면서 착륙 미션이 다시 시작되고 있다. 우리나라도 첫 번째 달 탐사 임무인 KPLO를 성공적으로 수행하고 나면 2030년으로 예정되어 있는 두 번째 달 탐사로 달 착륙 임무에 대한 기대도 커질 것이다. 그리고 지금까지 이루어진 착륙 및 로버 임무들은 평탄한 지형을 대상으로 한정되어 있었는데, 본 연구에서는 단층면과 같은 경사진 지형을 탐사하는 임무를 제안한다. 바퀴로 움직이는 로버는 경사면과 같은 험난한 지형을 탐사할 수 없기 때문에 지형에 관계 없이 기동력이 우수한 4족 보행 로봇을 운영하여 단층면의 층서를 관측해서 해당지역의 과거 지질학적 역사를 알아내는 임무이다. 탐사 대상은 Rupes Recta라 불리는 길이 100 km에 육박하는 매우 긴 단층면으로 10°-30° 경사를 가지고 있다. 모든 단층면을 탐사하기에는 자원이 한정되어 있으므로 최적의 루트를 설계해야 한다. 로봇 운영 측면에서는 경사와 기복, 장애물들이 없는 안전한 지형을 선정하고, 과학 임무 측면에서는 층서

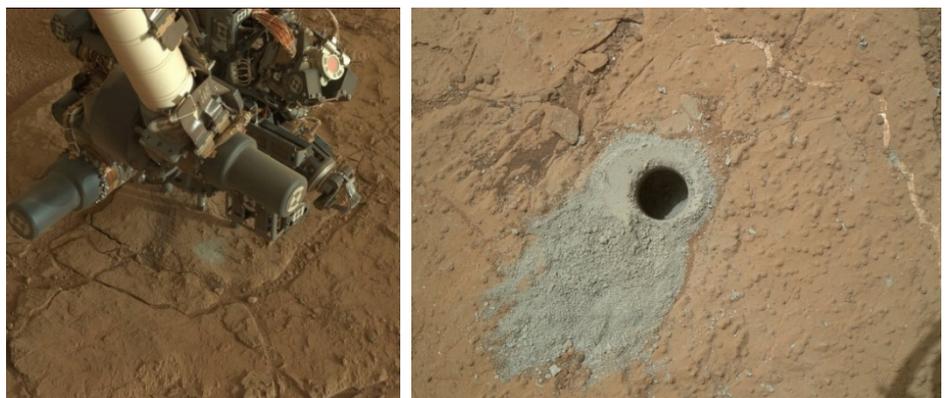


Fig. 8. A drill mounted on the MSL (left) and a hole in the rock of Mars using a drill (right) (Image credit: NASA/JPL-Caltech/MSSS). MSL, Mars Science Laboratory; NASA, National Aeronautics and Space Administration; JPL, Jet Propulsion Laboratory.

가 확실히 보이는 지점을 선정한다. 이 과정에서는 기존의 달 탐사 자료를 활용하여 결과를 도출한다. 과학 탐재체로는 기존의 화성 탐사 로버들이 사용하는 것을 참고하여 달 탐사에 적합한 것들을 고려해야 한다. 기본적으로 단층면의 모습을 관측하고 있는 광학 카메라와 구성 성분을 확인하는 분광기, 외부의 영향을 받지 않은 표면 아래의 물질을 확인하기 위한 드릴 등을 제시한다. 이 밖에도 우리나라 정부가 고려하고 있는 ARTEMIS 계획의 참여가 본격화 되면 달 착륙 우주인이 접근하기 어려운 위험지형에 우주인을 대신하여 탐사를 하거나 기본적인 탐사임무를 보조해주고 달 기지에서 순찰임무를 담당하는 일에도 4족 보행로봇이 다양하게 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

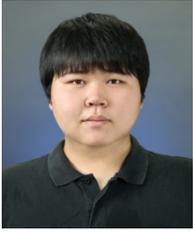
This research was supported by Basic Science Research Program through the National Research Foundation of Korea (NRF) funded by the Ministry of Education (NRF-2019R111A3A01063976).

References

1. Lai J, Xu Y, Bugiolacchi R, Meng X, Xiao L, et al., First look by the Yutu-2 rover at the deep subsurface structure at the lunar farside. *Nature Commun.* 11, 3426 (2020). <https://doi.org/10.1038/s41467-020-17262-w>
2. Aghamohammadi A, Touma T, Blank JG, Ginting MF, Patterson C, Mars dogs: biomimetic robots for the exploration of mars, from its rugged surface to its hidden caves, in 2020 AGU Fall Meeting, online, 1-17 Dec 2020.
3. Bouman A, Ginting MF, Alatur N, Palieri M, Fan DD, et al., Autonomous spot: long-range autonomous exploration of extreme environments with legged locomotion, arXiv, 2010.09259 (2020).
4. Barker MK, Mazarico E, Neumann GA, Zuber MT, Haruyama J, et al., A new lunar digital elevation model from the lunar orbiter laser altimeter and SELENE terrain camera, *Icarus* 273, 346-355 (2016). <http://dx.doi.org/10.1016/j.icarus.2015.07.039>.
5. Lemelin M, Lucey PG, Miljković K, Gaddis LR, Hare T, et al., The compositions of the lunar crust and upper mantle: spectral analysis of the inner rings of lunar impact basins, *Planet. Space Sci.* 165, 230-243 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.pss.2018.10.003>
6. Pieters CM, Fischer EM, Rode O, Basu A, Optical effects of space weathering: the role of the finest fraction, *J. Geophys. Res. Planet* 98, 20817-20824 (1993). <https://doi.org/10.1029/93JE02467>
7. Lucey PG, Taylor GJ, Malaret E, Abundance and distribution of iron on the moon, *Science* 268, 1150-1153 (1995). <http://doi.org/10.1126/science.268.5214.1150>

Author Information

홍익선 ishong@cnu.ac.kr



충남대학교에서 2014년 천문우주과학 석사 학위를 취득하고, 현재 동 대학교에서 우주지질학 박사과정에 재학 중이다. 한국형 달탐사 위성의 탑재체인 고해상도 카메라의 촬영계획 결정 알고리즘 개발에 참여하였으며, 현재는 원격탐사 수치 및 영상자료를 활용하여 과거 화

산 활동의 흔적을 가지고 있는 달의 지형과 미래 인류 기지로 사용할 수 있는 달 동굴에 대한 연구를 하고 있다. 또한 달 표면 아래의 물리적 특성을 이해하기 위해 중력장을 이용한 달 내부의 지구물리학적 접근도 시도하고 있다.

이유 euyiyu@cnu.ac.kr



서울대학교에서 물리학 학사(1985), 석사(1987), 미국 콜로라도 대학 (University of Colorado at Boulder)에서 물리학 박사(1994)를 취득하였고, 그 후 LASP(Laboratory for Atmospheric and Space Physics)에서 Research Associate로 근무하다가 1997년부터는 충남대학교 천

문우주과학과(대학원 우주지질학과)에서 교수로 재임 중이다. 다양한 자연 현상에 관한 호기심으로 달과 화성에 인류의 미래 기지 조성을 위해 용암동굴 및 절벽 등 지질학적 연구를 하고 있으며, 위성 원격탐사 자료를 활용하여 지구 해양 및 대기의 기후변화의 근원이 되는 열의 기원 등을 연구하고 있다.

주광혁 ghju@kari.re.kr



서울대학교에서 1985, 1992년 각각 항공공학사 및 항공우주공학 석사학위를, 2001년에 미국 Texas A&M 대학교 항공우주공학과에서 박사학위를 취득 후 한국항공우주연구원에 입사하였다. 천리안위성 1호 영상항법보정시스템 개발업무를 담당하였으며, 달탐사연구실장,

우주탐사연구부장, 미래기술연구소장을 역임하면서 우리나라 달탐사 사업기획과 달탐사 기반기술연구를 주도하였다. IAF 우주탐사기술위원회와 국제우주탐사협의체 대표단 일원으로도 참여하고 있으며, 현재 미래사업 발굴과 우주탐사 국제협력 증진을 위해 노력하고 있다. 관심연구분야로는 뉴스페이스 기반의 우주탐사 실현방안과 달 영상 가상화플랫폼 구축 및 머신러닝기반의 달착륙기술 등이 있다.

논문

지구 알베도에 의한 위성의 생산전력 계산

최원섭[†], 김기덕, 김해동

[†]한국항공우주연구원

Calculation of Satellite's Power Generation by the Earth Albedo

Won-Sub Choi[†], Kiduck Kim, Hae-Dong Kim

[†]Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: March 15, 2021
Revised: March 20, 2021
Accepted: May 3, 2021

***Corresponding author :**

Won-Sub Choi
Tel : +82-42-860-2820
E-mail : wschoi@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

Won-Sub Choi
<https://orcid.org/0000-0002-2369-6210>
KiDuck Kim
<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>
Hae-Dong Kim
<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

요약

일반적으로 위성의 태양전지판은 태양을 지향하도록 제작되기 때문에 지구 알베도에 의한 생산전력은 거의 없고, 이에 전력 분석에서도 보통 무시된다. 그러나 큐브위성은 태양전지판이 전개되지 않는 형태로 몸체에 고정되어 부착되는 경우가 많다. 이 경우, 태양전지판은 직육면체의 6면에 붙어 각각 다른 방향으로 향하기 때문에 지구 알베도에 의한 전력 생산은 무시할 수 없는 양이 될 수 있다. 본 논문에서는 지구 알베도에 의한 위성의 생산 전력을 계산하였다. 알베도 에너지를 계산하기 위해 극좌표계를 기반으로 지구표면을 격자로 나누었고, 이 격자에서의 반사에 의해 태양전지 셀에서 생산되는 전력에너지를 모델링하였다. 고도 500 km, 태양동기궤도에서 비행하는 1 U 크기의 큐브위성을 시뮬레이션하였고, 지구 알베도에 의해 생산되는 전력량을 계산하였다.

Abstract

Because solar panels of normal satellites are faced to the sun, the power generation by the Earth Albedo is almost neglected in satellite's power analysis. However, many cubesats don't have deployable solar panels and in this case the Earth Albedo is not negligible because solar panels are in six sides facing different directions. In this paper, we calculated satellite's power generation by the Earth Albedo. We divided the Earth's surface into grids based on polar coordinate system. We modeled power generation in each solar cell by reflection on these grids. We simulated 1 U cubesat which flies in sun synchronous orbit and 500 km altitude so that we calculated satellite's power generation by the Earth Albedo.

핵심어 : 지구알베도, 큐브위성, 전력 시뮬레이션

Keywords : Earth Albedo, Cubesat, Power simulation

1. 서론

지구 알베도는 지구 지표면이나 대기, 구름 등에 의해 태양의 복사에너지가 반사되는 것을 일컫는다. 지구 알베도에 의해 반사된 에너지는 온난화 등 기후 현상에 큰 영향을 미치므로 이와 관련된 연구가 많이 있다[1,2]. 지구 궤도를 비행하고 있는 위성의 주 에너지 원은 태양이지만, 지구 알베도에 의한 에너지도 위성의 전력 생산, 자세제어, 열적인 측면 등 다양한 부분에 대해 영향을 미친다. 이에 위성의 열 해석에 지구 알베도에 의한 영향을 적용하거나

[3,4], 태양 센서에서 지구 알베도에 의한 에러를 보정하는 등의 연구가 진행된 바 있다[5,6]. 전력 생산측면에서는 중/대형 위성의 경우, 대부분 태양을 지향하도록 태양전지패널이 구성되기 때문에 지구 알베도의 영향이 그리 크지 않아 전력 분석에서는 보통 무시되는 경우가 많다. 그러나 큐브위성의 경우, 직육면체의 각 면에 태양전지 패널이 부착된 경우가 많고, 이 경우 태양 전지패널의 일부는 항상 지구 쪽을 지향하기 때문에 궤도의 일기간 중에는 직접적인 태양 에너지뿐만 아니라, 지구 알베도에 의해서도 전력 에너지가 생성된다. 본 논문에서는 지구 알베도에 의해 위성에서 생산되는 전력량을 계산하였다. 이를 위하여 Dan et al.의 지구 알베도 모델링을 참조하여 지구 알베도에 의해 태양전지 셀에서 생산되는 전력 에너지를 모델링하였고[7], 이를 적용하여 1 U 사이즈 큐브위성의 궤도 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서는 알베도에 의한 전력뿐 아니라, 비교를 위해 태양으로부터 직접 생산되는 전력 에너지도 결과로 계산하였다.

2. 본론

지구 알베도의 모델링을 위하여 지표면을 Fig. 1과 같이 일정한 간격으로 나뉘어진 격자의 형태로 구분할 수 있다. 지구를 구로 가정하면 각 격자의 중심은 극 좌표계의 의하여 (θ, φ) 로 표현될 수 있다.

격자의 개수가 경도 방향으로 N , 위도 방향으로 M 개라고 하면 격자의 중심 (θ, φ) 는 식 (1)과 같은 값을 갖는다.

$$\theta = \left(\frac{2i}{N} - 1\right)\pi + \frac{\pi}{N} \quad (0 \leq i \leq N - 1), \varphi = \left(\frac{j}{M} - \frac{1}{2}\right)\pi + \frac{\pi}{2M} \quad (0 \leq j \leq M - 1) \quad (1)$$

Fig. 2는 이러한 격자 영역에서 반사되는 태양 에너지에 의해 위성의 솔라 셀에서 생산되는 전력에너지의 모델링 개념을 보여준다. 그림에서 격자의 중심좌표는 (θ, φ) 이고, \vec{r}_{sun} 은 격자 중심에서의 태양으로의 방향 벡터, $n_e(\theta, \varphi)$ 는 격자의 노멀 벡터, $\vec{r}_{sat}(\theta, \varphi)$ 은 격자 중심에서 위성으로의 방향벡터, 그리고 n_{cell} 은 위성에 부착된 솔라 셀의 노멀 벡터를 의미한다. 각 벡터는 ECEF(earth centered earth fixed) 좌표계에서의 단위 벡터이다. 그리고 지구 지표면에서의 반사율은 태양의 입사각이나 반사각의 값에 무관하고, 격자의 모든 영역에서 일정한 값

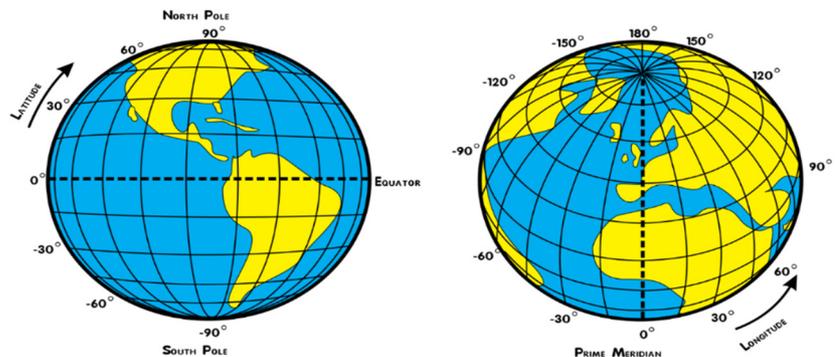


Fig. 1. Polar coordinate of earth surface.

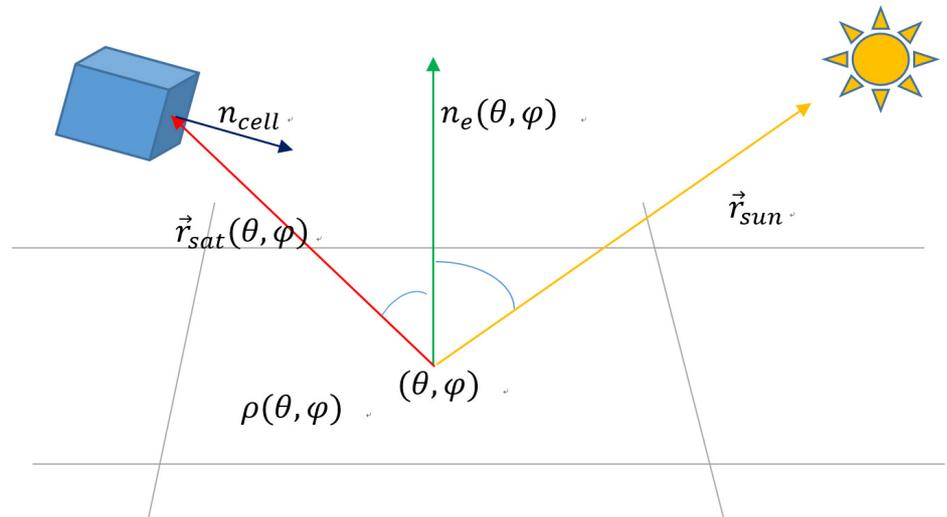


Fig. 2. Modeling concept of satellite's power generation by the Earth Albedo.

을 갖는다고 가정한다. $\rho(\theta, \varphi)$ 는 격자 영역에서의 태양에너지 반사율이다. 먼저 격자가 받는 태양에너지를 $E(\theta, \varphi)$ 라고 하면 식 (2)와 같다.

$$E(\theta, \varphi) = E_{AM0} A_c(\theta, \varphi) (\vec{r}_{sun} \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi)) \quad (2)$$

E_{AM0} 는 지표면에서의 단위면적당 태양 에너지이고, $A_c(\theta, \varphi)$ 는 격자의 면적으로 식 (3)과 같다.

$$A_c(\theta, \varphi) = \Delta\theta r_{earth}^2 \left(\sin\left(\varphi + \frac{\Delta\varphi}{2}\right) - \sin\left(\varphi - \frac{\Delta\varphi}{2}\right) \right) = 2\Delta\theta r_{earth}^2 \cos\varphi \sin\frac{\Delta\varphi}{2} \quad (3)$$

식에서 r_{earth} 는 지구 반지름 그리고 $\Delta\theta, \Delta\varphi$ 는 극 좌표계에서 각 격자 중심 사이의 간격으로 식 (1)과 같이 격자를 나누는 경우 각각 $\frac{2\pi}{N}, \frac{\pi}{M}$ 값을 갖는다.

지표면 격자에서 반사된 태양에너지에 의해 위성에서 생성되는 전력 에너지는 식 (4)와 같이 쓸 수 있다.

$$P_c(\theta, \varphi) = \begin{cases} (\vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_{cell}) \tau_{cell} A_{cell} \frac{E_{AM0} A_c(\theta, \varphi) \rho(\theta, \varphi) (\vec{r}_{sun} \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi)) (\vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi))}{\pi r_{sat}(\theta, \varphi)^2} \\ \text{if } \vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_{cell} < 0, \vec{r}_{sun} \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi) > 0, \vec{r}_{sat}(\theta, \varphi) \cdot \vec{n}_e(\theta, \varphi) > 0 \\ = 0 \text{ else} \end{cases} \quad (4)$$

식 (4)에서 $r_{sat}(\theta, \varphi)$ 는 격자 중심에서 위성까지의 거리, A_{cell} 은 솔라 셀의 면적, τ_{cell} 은 솔라 셀의 에너지 변환 효율이다.

위성에 태양 에너지를 반사하는 지표면은 위성의 Fig. 3과 같이 위성의 위치와 위성의 FOV(field of view), 그리고 태양의 FOV에 의해 결정된다.

(θ_k, φ_k) 는 위성으로 태양에너지를 반사하는 영역의 중심 좌표이고, σ_{sat} 은 반사 영역의 크기를 결정하는데 Fig. 3에서 지구 중심으로부터 위성까지의 거리를 r_{sat} 이라고 하면 σ_{sat} 은 식

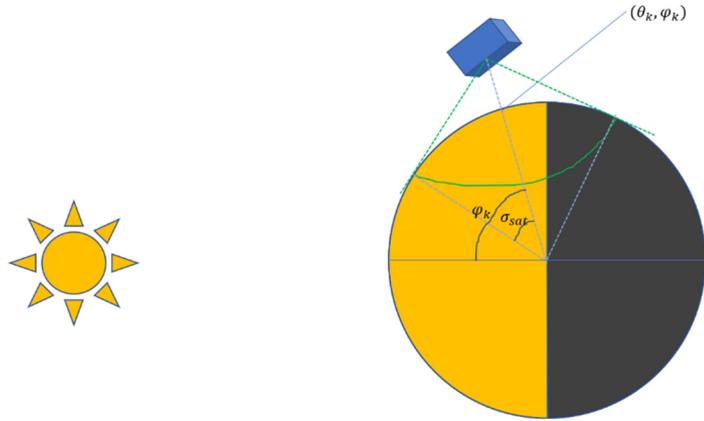


Fig. 3. Solar FOV and satellite's FOV. FOV, field of view.

(5)와 같이 결정된다.

$$\sigma_{sat} = \cos^{-1} \frac{r_{earth}}{r_{sat}} \tag{5}$$

위성의 솔라 셀에서 생성되는 총 에너지는 위성의 FOV와 태양의 FOV가 겹치는 영역에서 반사되는 에너지이므로 겹치는 영역의 격자로부터의 에너지를 모두 합한 것이다. 이를 식으로 표현하면 식 (6)과 같이 표현될 수 있다.

$$P_{cell} = \sum_{\vec{r}_e(\theta, \varphi) \cdot \vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k) < \cos \sigma_{sat}} P_c(\theta, \varphi) \tag{6}$$

$\vec{r}_e(\theta, \varphi)$ 는 지구 중심으로부터 격자 중심으로의 방향벡터를 의미한다.

식 (6)의 계산을 위해 $\vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k)$ 를 $(1,0,0)^T$ 로 좌표 변환을 한다. 이렇게 하는 이유는 위성의 위치에 의해 결정되는 (θ_k, φ_k) 의 값과 관계없이 동일한 수식으로 식 (6)을 계산하기 위함이다. $\vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k)$ 는 ECEF 좌표계에서의 벡터 값으로 식 (7)과 같이 표현된다.

$$\vec{r}_e(\theta_k, \varphi_k) = \begin{bmatrix} \cos \varphi_k \cos \theta_k \\ \cos \varphi_k \sin \theta_k \\ \sin \varphi_k \end{bmatrix} \tag{7}$$

이를 $(1,0,0)^T$ 로 변환하기 위해서는 Z축으로 $-\theta_k$, Y축으로 $-\varphi_k$ 회전시켜야 한다. 이러한 변환 행렬은 식 (8)과 같다.

$$R_k = R_Y(-\varphi_k)R_Z(-\theta_k) = \begin{bmatrix} \cos(-\varphi_k) & 0 & \sin(-\varphi_k) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(-\varphi_k) & 0 & \cos(-\varphi_k) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta_k & \sin \theta_k & 0 \\ -\sin \theta_k & \cos \theta_k & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{8}$$

변환된 좌표계에서의 한 격자에 의한 솔라 셀의 생성 에너지를 $P_k(\theta, \varphi)$ 라 하면 식 (6)은 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

$$P_{cell} = \sum_{\theta=-\frac{\sigma_{sat}}{2}}^{\frac{\sigma_{sat}}{2}} \sum_{\varphi=-\frac{\sigma_{sat}}{2}}^{\frac{\sigma_{sat}}{2}} P_k(\theta, \varphi) \quad (9)$$

위성의 FOV 영역이 $(2n-1) \times (2n-1)$ 크기의 격자로 나누면 솔라 셀에서 생성되는 에너지는 식 (10)과 같이 쓸 수 있다.

$$P_{cell} = \sum_{i=1}^{2n-1} \sum_{j=1}^{2n-1} P_k\left(\frac{2(i-n)}{2n-1} \sigma_{sat}, \frac{2(j-n)}{2n-1} \sigma_{sat}\right) \quad (10)$$

3. 결과

식 (10)을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션의 목적은 궤도상에서 지구 알베도에 의해 위성의 솔라 셀에서 생성되는 에너지의 양을 계산하는 것이다. 이를 위하여 위성은 1 U 사이즈의 큐브 위성을 가정하였다. 그리고 솔라 셀은 6면 모두의 방향으로 동일한 크기의 셀이 붙어 있는 것으로 모델링을 하였는데, 각 면에 붙어 있는 셀은 AZURSPACE社의 솔라 셀이라고 가정한다. 이 솔라 셀은 큐브위성에 널리 사용되는 것으로 1 U면에 두 장을 직렬 연결하여 구성하는 것이 보통이다. 셀의 사양에 의하면 셀의 면적은 30.18 cm^2 이고, $E_{AMO} = 1,367 \text{ W/m}^2$ 일 때 변환효율이 29.5%이다[8]. 그리고 위성의 궤도는 태양동기궤도이고, 고도 500 km인 원형궤도를 가정했다. 그리고 지구는 반지름이 6,371 km의 완전한 구를 가정하였다. 시뮬레이션은 LTAN을 08:00 - 16:00 범위에서 1시간 단위로 변경시키면서 알베도에 의한 전력생산량을 계산하였다. 시뮬레이션 기간은 12시간이고, 시뮬레이션동안 위성은 3축의 Norm이 1 deg의 각속도로 회전하도록 설정하였다. 각 축으로의 각속도 분배는 랜덤하게 생성되도록 하였다. 그리고 지구의 각 지역마다 태양에너지의 반사율이 구름의 양, 지역특성에 따라 변하는 값이지만 위성의 생산전력을 계산하는 경우, 궤도 비행을 하면서 전 지구 영역으로부터 영향을 균등하게 받는다고 생각할 수 있으므로 이 논문에서는 각 격자의 반사율을 지구 알베도의 평균 값인 30.4%를 상수로 사용하였다. 그러므로 식 (4)에서 $\rho(\theta, \varphi)$ 의 값은 0.304이다. 그리고 식 (10)에서 $n = 7$, 곧 위성의 FOV 영역을 169개의 영역으로 분할하여 시뮬레이션을 수행하였다.

Fig. 4와 Fig. 5는 LTAN 값을 변경시키면서 시뮬레이션을 수행한 결과이다. Fig. 4는 지구 알베도에 의해 생성된 전력이고, Fig. 5는 태양으로부터 직접 생산된 전력이다. Table 1은 각 궤도에서 알베도와 태양에 의해 생산된 전력량 값이고, Fig. 6은 이들 값의 그래프이다.

4. 결론

본 논문에서는 지구 알베도에 의해 위성에서 생산되는 전력량을 계산하였다. FOV 영역에서 태양의 입사각이 제일 크게 생성되는 LTAN12 궤도에서 알베도 생산 전력이 가장 값이 크고, 08시와 16시로 갈수록 전력 값이 줄어드는 경향을 볼 수 있다. 그리고 태양으로부터 직접 생산되는 전력은 08시와 16시에서 식(eclipse) 기간이 가장 짧으므로 이때의 생성 에너지가 더 큰 경향을 확인할 수 있다. 시뮬레이션한 궤도에서는 태양으로부터 직접 생산되는 전력과 알

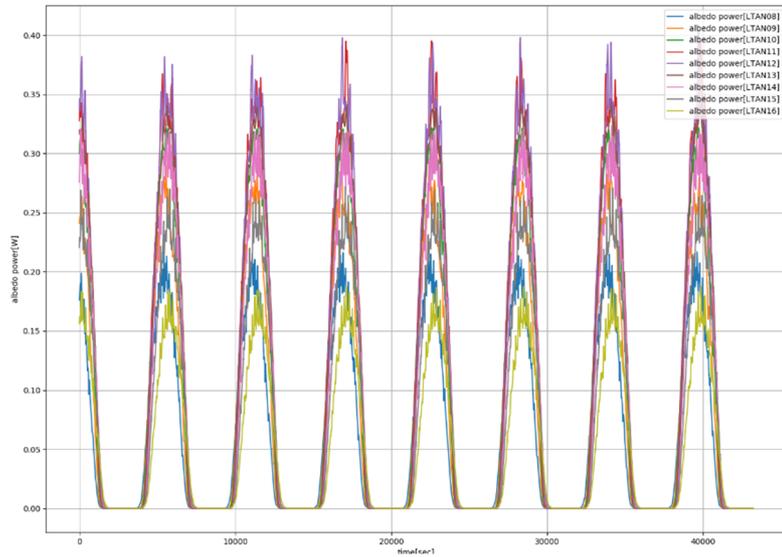


Fig. 4. 1 U cubesat’s power generation [W] by the Earth Albedo.

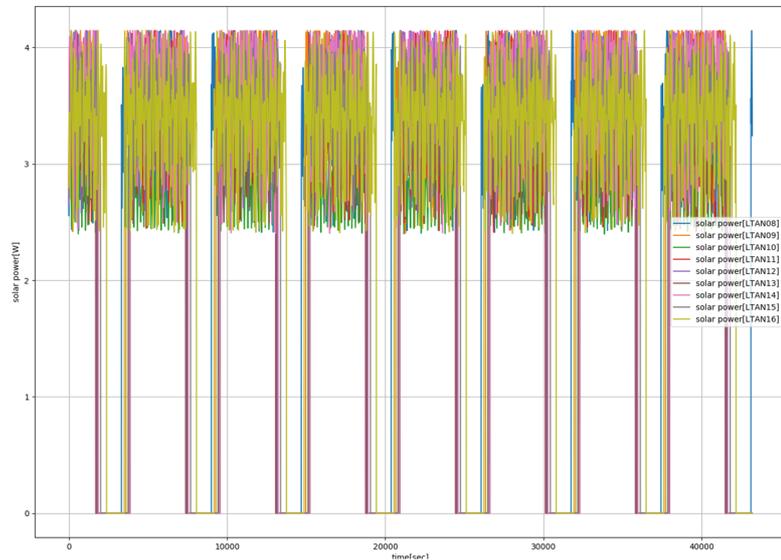


Fig. 5. 1 U cubesat’s power generation [W] by sun directly.

Table 1. 1 U cubesat’s power generation [Wh] in each orbit

	LTAN08	LTAN09	LTAN10	LTAN11	LTAN12	LTAN13	LTAN14	LTAN15	LTAN16
Albedo power [Wh]	0.7276	0.9809	1.1553	1.2884	1.3146	1.2384	1.1116	0.8970	0.6258
Solar power [Wh]	30.417	28.120	21.182	26.218	26.753	24.585	28.271	28.612	32.848

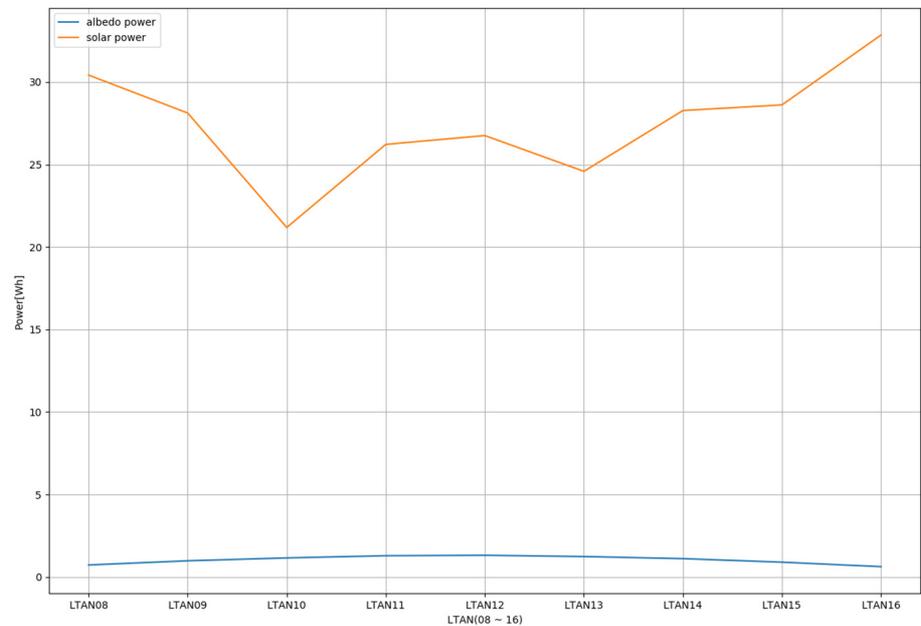


Fig. 6. 1 U cubesat's power generation [Wh] in each orbit.

베도에 의해 생산되는 전력의 비율이 2.3% - 5% 정도로 계산되었다. 본 논문의 알베도 모델은 큐브위성의 전력 시뮬레이션에 적용되어 에너지 균형 시뮬레이션 등 큐브위성의 전력 안정성 분석에 사용될 예정이다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원 'AI 기반 랑데부/도킹 기술 검증용 위성 개발' 연구과제의 일부로 수행되었으며, 이에 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

1. Herman JR, Celarier EA, Earth surface reflectivity climatology at 240–380 nm from TOMS data, *J Geophys. Res.* 102, 28003–28001 (1997).
2. Shuai Y, Tuerhanjiang L, Shao C, Gao F, Zhou Y, et al., Re-understanding of land surface albedo and related terms in satellite-based retrievals, *Big Earth Data.* 4, 45–67 (2020). <https://doi.org/10.1080/20964471.2020.1716561>
3. Peyrou-Lauga R, Using real earth albedo and earth IR flux for spacecraft thermal analysis, in 47th International Conference on Environmental Systems, Charleston, SC, 16–20 Jul 2017.
4. Garzón A, Villanueva YA, Thermal analysis of satellite libertad 2: a guide to cubesat temperature prediction, *J. Aerosp. Technol. Manag.* 10:e4918 (2018). <https://doi.org/10.5028/jatm.V10.1011>

5. Brasoveanu D, Sedlak J, Analysis of earth albedo effect on sun sensor measurement based on theoretical model and mission experience, in AAS/GSFC 13th International Symposium on Space Flight Dynamics, Greenbelt, MD, 1 May 1998, vol. 1, 435–447.
6. Appel P, Theil S, Winkler S, Cshleicher A, Attitude estimation from magnetometer and earth-albedo-corrected coarse sun sensor measurements, in 5th International ESA Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, Frascati, Italy, 22–25 Oct 2002, 613–616.
7. Dan D, Thomas B, Modeling earth albedo for satellites in earth orbit, Proceedings of AIAA Conference on Guidance, Navigation, Navigation and Control AIAA, San Francisco, CA, 15–18 Aug 2005.
8. AZUR SPACE, Product Datasheet: 30% Triple Junction GaAs Solar Cell, Type TJ Solar Cell 3G30C-Advanced (AZUR SPACE, Heilbronn Germany, 2021).

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 지상 시험, 지구 관측 초소형위성 개발에 참여하였고, 현재 근지구 우주 환경 관측용 초소형위성, 랑데부/도킹 기술 검증용 초소형 위성 등을 개발 중이다.

김해동 haedkim@kari.re.kr



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, 6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비스 기술을 개발하고 있다.

김기덕 KiduckKim@kari.re.kr



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

논문

유인 우주탐사용 생명유지시스템 개발 동향

이종원, 김연규, 이주희[†]

¹한국항공우주연구원

Development Trends of Life Support System for the Manned Space Exploration

Jongwon Lee, Younkyu Kim, Joohee Lee[†]

¹Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: March 14, 2021

Revised: April 1, 2021

Accepted: May 10, 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

Jongwon Lee

<https://orcid.org/0000-0002-3778-0720>

Younkyu Kim

<https://orcid.org/0000-0001-5959-6396>

Joohee Lee

<https://orcid.org/0000-0001-8968-0900>

요약

인간이 지구를 벗어난 우주 공간, 태양계 내의 천체(예, 달, 화성 등) 등에서 안전하게 생활하기 위해서는 반드시 환경제어 및 생명유지시스템 기술이 필요하다. 생명유지시스템은 일반적으로 공기관리시스템, 물정화시스템, 폐기물관리시스템 등으로 구성되며, 우주공간의 밀폐된 주거지에서 인간의 호흡 활동과 일상생활이 가능하도록 해준다. 본 논문에서는 우선 미국 항공우주국(NASA) 주도로 개발되어 온 생명유지시스템의 개발 동향을 소개하였다. 그리고, 현재 국제우주정거장(ISS)에서 운용 중인 생명유지시스템의 현황에 대하여 살펴보고, 국내 개발 동향도 조망해 보았다.

Abstract

Environmental Control & Life Support System (ECLSS) technology is essential for humans to live safely in space other than on Earth and celestial bodies (ex, Moon, Mars etc.) in our solar system. Life support systems generally consist of Air Management System (AMS), Water Recovery System (WRS), and Waste Management System (WMS), and it can enable humans to breathe and live in enclosed dwellings in outer space. First, this paper described the development trends of life support systems that have been developed under the leadership of NASA. In addition, we introduced the current development status of life support system in operation on the International Space Station (ISS) and prospected the development trends in Korea.

핵심어 : 환경제어 및 생명유지시스템, 국제우주정거장, 유인우주탐사

Keywords : environmental control and life support system (ECLSS), international space station (ISS), manned space exploration

1. 서론

1961년에 인류는 처음으로 지구권을 벗어나 우주 공간을 유인 비행하고, 1969년에 최초로 지구가 아닌 다른 천체(지구의 달)에 첫발을 내디뎠다[1,2]. 1970년대부터 소련(현재 러시아)과 미국이 독자적으로 건설하고 운영했던 우주정거장(샬루트, 스키아렙, 미르 등)은 1998년부터는 세계 16개국이 국제 공동으로 참여하여 건설하는 협력 상황으로 바뀌어 국제우주정거장(International Space Station, ISS)이라는 우주 건축물로 탄생하였으며, 지금까지 우주탐

사를 위한 우주공간의 과학실험실로서의 임무를 수행하고 있다[3]. 그 후부터 약 20년이 지나 세계 우주탐사를 주도하고 있는 미국 NASA는 아르테미스 프로젝트(Artemis Project)를 통해 달에 다시 인간을 보내고, 달 표면에 기지를 건설하여 지속적인 탐사를 수행할 것을 발표하였다[4]. 또한, 미국의 민간 기업인 스페이스 엑스(SPACE-X)는 화성을 식민지화하여 향후 인류가 거주할 수 있는 공간을 만들고자 하는 계획을 발표하였다[5].

이렇듯 우주는 더 이상 우리에게 단순히 탐사하는 공간이 아니며, 우주관광, 우주활용 서비스 등의 우주산업화와 유인 우주탐사를 통한 삶의 공간으로 영역이 확장되는 새로운 우주, 즉, 뉴스페이스(new space)의 시대로 변해가고 있다.

그러나 이러한 거대한 계획과 달리, 지구라는 울타리를 벗어나 우주에서 인간이 살아간다는 것은 결코 쉬운 일은 아니다. 지구는 인간에게 적절한 대기 압력과 산소, 그리고 삶에 필요한 물과 풍부한 자원을 제공하지만, 우주 공간과 다른 천체는 그야말로 척박한 환경의 불모지이다. 이러한 우주에서 인간이 살아가기 위해서는 반드시 ‘환경 제어 및 생명유지지원시스템 (environmental control life support system, ECLSS, 이하 생명유지시스템)’ 기술이 필요하다. 생명유지시스템이란, 극한의 환경인 우주 공간 및 달, 화성 등의 행성에서 인간이 살아가기 위한 공기, 물, 압력, 온도 등을 공급하고 제어하는 장치로써 사람이 머무르며 안전하게 활동할 수 있도록 도와준다. 이러한 시스템은 1960년대에 일회용 장치로 개발되었으며, 사용 시간에도 제한이 있었으나 스카이랩(Skylab)과 국제우주정거장에서 재사용이 가능하도록 설계, 개발되어 장기간 활용이 가능하게 되었다[6-8].

본 논문에서는 머큐리(Mercury), 제미니(Gemini), 아폴로(Apollo), 스카이랩, 국제우주정거장 등 미국 NASA에서 개발해온 생명유지시스템을 중심으로 시스템의 구성과 역사에 대하여 살펴보고자 한다. 이를 위해 “NASA-RP-1324(1994)” 문서를 참조하여 작성하였다. 아울러 현지자원을 활용한 새로운 개념의 생명유지시스템과 우리나라의 생명유지시스템 개발 현황에 대하여 소개하였다.

2. 생명유지시스템의 개발역사

생명유지시스템은 Fig. 1과 같이 잠수함에서 사용되는 생명유지시스템을 토대로 개발하였으며[10] 우주에서 최초로 이를 적용한 연구 사례는 동물실험에서 시작되었다. 1957년, 옛소련은 스푸트니크 2호(Sputnik II)에 라이카(Laika)라는 개를 태워 우주로 발사하였으며[11] 1958년, 미국은 주피터(Jupiter) 미사일에 고르도(Gordo)라는 이름의 원숭이를 태워 생명유지시스템의 기능을 시험하였다[12]. 초기의 생명유지시스템은 바랄림(baralyme)을 이용한 이산화탄소(CO₂)의 흡수, 산소 공급을 위한 압력용기, 단열재에 의한 온도제어, 다공성 물질을 이용한 수증기 흡수, 폐기물 저장 장치로 구성되어 단순히 산소를 공급하고 이산화탄소를 제거하며, 열을 제어하는 방식에 초점이 맞춰져 있었다. 그렇기 때문에 동물의 생존을 위한 물과 음식은 포함되지 않았다. 이 생명유지시스템은 오픈 루프(open-loop) 시스템으로써, 약 15분가량의 짧은 운영 시간 동안만 생존이 가능하였다. 이후, 생명유지시스템은 머큐리, 제미니, 아폴로 프로젝트를 통해 발전을 거듭하였으며, 현재에 이르러 국제우주정거장에서 장기간 사용이 가능하게 되었다.

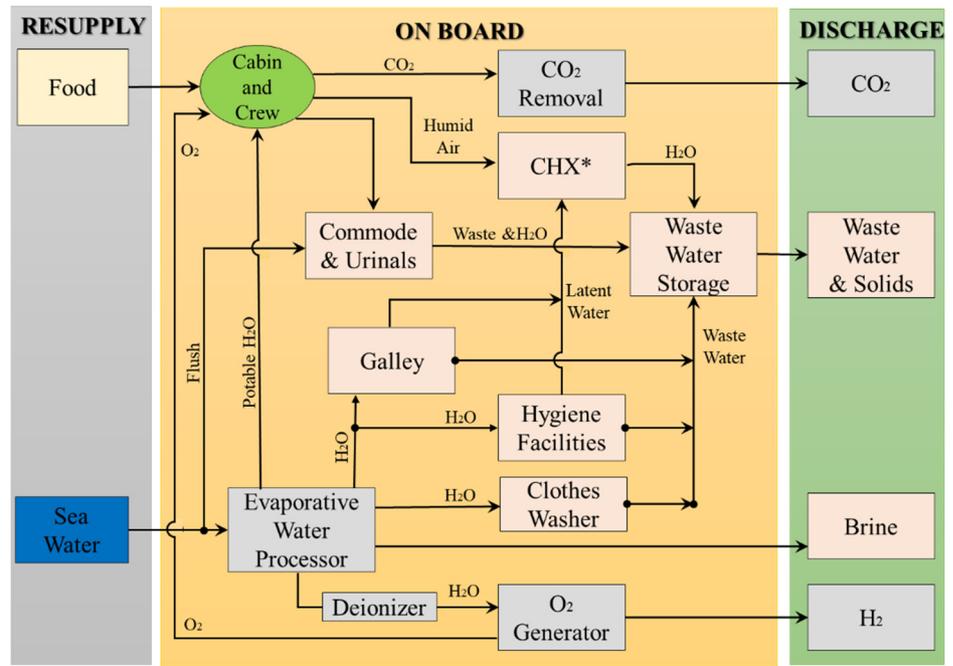


Fig. 1. Schematic of a typical Submarine ECLSS. Adopted from Wieland with public domain [9].

2.1 1960–1963: 머큐리(Mercury)

1958년대 이후, 미국은 머큐리 프로젝트를 통해 1.56 m³ 크기의 작은 볼 형태의 캡슐형 (capsule) 유인우주선을 개발하였다. 이때, 개발된 생명유지시스템은 우주인 한 명의 생존이 목적이었으며, 우주복과 연결되는 압력 슈트 서브시스템(pressure suit subsystem)과 우주선 내 공기제어를 위한 선실용 서브시스템(cabin subsystem)으로 구분된다. Fig. 2는 머큐리에서 사용된 생명유지시스템을 보여주고 있다. 우주복 서브시스템에서 우주인의 헬멧과 스테인리

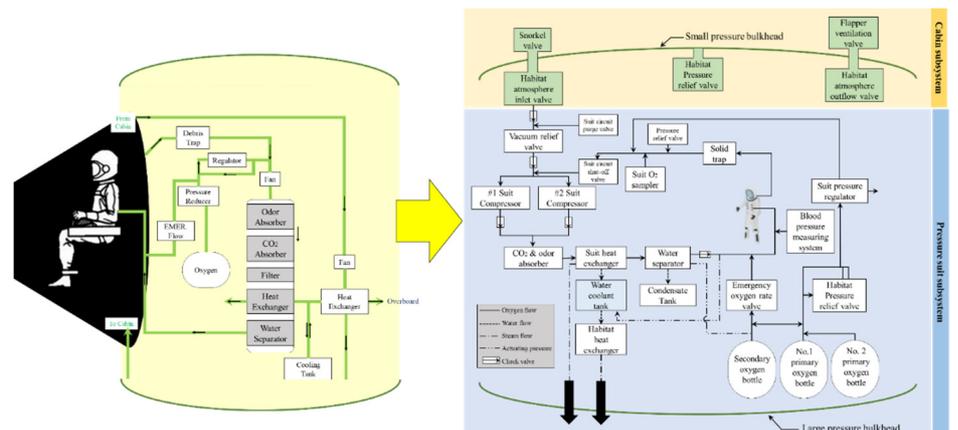


Fig. 2. Schematic of the Mercury ECLSS. Adopted from Wieland with public domain [9] and NASA with public domain [1].

스 스틸 재질의 고체 트랩(solid trap)은 내부 직경 2.5 cm, 길이 86 cm이 실리콘 코팅 호스와 연결되어 있으며, 40 μm 보다 큰 입자를 필터링한다. 고체 트랩을 통과한 가스는 우주의 마이크로중력 환경을 보상하기 위해 개발된 원심분리형의 압축기와 연결된다. 압축기는 두 개가 병렬로 연결되어 있어 한 개의 압축기에 장애가 발생하였을 때, 자동 혹은 수동으로 다른 하나의 압축기를 작동시킨다. 압축기를 통과한 가스는 이산화탄소 및 악취 흡수제와 연결되며, 수산화 리튬(lithium hydroxide, LiOH)과 활성탄(activated charcoal)으로 구성되어 있다. LiOH의 이산화탄소 흡수 반응은 아래와 같다[13].



흡수기를 지나 반응에서 나온 Li_2CO_3 와 물은 우주복 열교환기(suit heat exchanger)로 들어가 약 4°C로 냉각되고 응축되어 냉각수 탱크(water coolant tank)에 저장된다. 물 분리기(water separator)는 피스톤 펌프와 스펀지로 구성되어 있으며, 스펀지에 물과 가스가 여과되면 펌프에 의해 스펀지를 짜내어 물을 응축수 탱크에 저장한다. 순환된 산소, CO_2 및 냄새 제거, 냉각 및 제습은 우주복의 허리에 위치한 입구로 되돌아가게 되고 내부의 열과 수증기 및 이산화탄소를 수집하여 재순환하게 된다[13]. 이와 같이, 압력 슈트 서브시스템의 역할은 우주인에게 적절한 대기 환경을 제공하고 온도, 습도를 제어하는 것이다[14].

선실 서브시스템은 팬, 선실용 열교환기(habitat heat exchanger), 릴리프 밸브(relief valve), 실내 공기 흡입/배출 밸브(habitat atmosphere inlet/outflow valve)로 구성되어 있어 실내 환기 및 온도와 대기 압력을 조절한다. 선실의 대기 압력은 34.5 kPa이고, 조성은 산소 100%이다. 또한, 지구로 귀환 시, 우주선이 바다로 착륙할 것을 대비하여 잠수함용 스노클(snorkel)이 장착되어 있다[13].

머큐리 프로젝트에서 생명유지시스템의 주요 기능은 산소공급, 열제어, 압력제어, LiOH를 이용한 이산화탄소 흡수, 대기 중 유해물질 제거 등으로써 공기 환경 관리를 위한 시스템을 이루고 있다. 물과 음식은 우주선 내에 실어 저장하였으며 소변과 같은 사람의 노폐물은 수집하여 우주 공간으로 배출하였다.

2.2 1964-1966: 제미니(Gemini)

머큐리 프로젝트의 후속 연구인 제미니 프로젝트는 달에 사람을 보내기 위한 아폴로 프로젝트의 선행 연구로써, 14일 동안 우주 저궤도에서의 우주선의 성능과 우주인의 활동성을 시험하고 다른 우주선과의 도킹기술, 선외활동(extravehicular activity)의 수행 및 기초 우주과학 실험 등을 목표로 하였다. 제미니의 캡슐은 2.26 m^3 으로써 두 명의 우주인이 생활할 수 있는 거주 공간이다[14]. 이때 사용된 생명유지시스템은 머큐리에서 사용한 장치와 거의 유사하지만 산소가스용기, 열교환기, 수분분리기 등이 변화하였다. 이에 대한 내용은 Table 1에 기술하였다.

Table 1. The difference between Mercury and Gemini's ECLSS

머큐리	제미니	비 고
고압저장탱크	초임계 산소 저장탱크	저장탱크의 무게 및 크기 감소
열교환기와 스펀지 형태의 수 분리기의 분리	열 교환기와 수 분리기의 통합	신뢰도 증가 및 전력소모/무게 감소
	ECSS 구성품의 배치 개선 및 모듈화	유지보수 용이

Adopted from Wieland with public domain [9].

ECLSS, Environmental Control & Life Support System.

2.3 1968–1972: 아폴로(Apollo)

1961년 5월 25일, 미국 대통령 존 F. 케네디는 달의 유인탐사와 지구로의 무사귀환을 목표로 한 아폴로 프로젝트를 발표하였다[15]. 이를 위해 머큐리와 제미니 프로젝트를 통해 검증된 생명유지시스템의 기초적인 능력을 토대로 아폴로 프로젝트에서는 이전에 사용된 생명유지시스템보다 더 복잡한 시스템으로 발전하였다. 아폴로는 5.9 m³의 공간에서 3명의 우주인이 총 14일 동안 생활이 가능하도록 생명유지시스템이 설계되었으며, 명령/서비스 모듈용(command/service module, CSM)과 달 착륙 모듈용(lunar excursion module, LEM)으로 구분된다[12,14]. 각 모듈의 생명유지시스템은 다시 머큐리, 제미니에서 사용된 것과 같이, 우주복용과 선실용 서브시스템으로 나뉜다. 아폴로의 생명유지시스템에서 가장 큰 변화는 바로 물관리시스템이다. 이전의 생명유지시스템은 물을 탱크에 저장하여 사용하였으며, 소변과 같은 사람의 폐기물은 수집하고 배출하였다. 그러나 아폴로 CSM의 생명유지시스템에서는 서비스 모듈에 위치한 3개의 연료전지(fuel cell)[16]와 산소 탱크로부터 물을 생성하고 공급하도록 개발되었으며, 이로 인해 생명유지시스템용으로 탑재되는 물의 무게가 감소하였다. 또한, 아폴로 생명유지시스템에서는 물을 정화하는 기술이 포함되었으며 이를 위해 차아염소산 나트륨(sodium hypochlorite)을 24시간마다 물에 추가하였다. 다만, LEM에서는 기존과 같은 방법으로 물을 탱크에 저장하여 사용하였다.

아폴로 생명유지시스템의 또 다른 점은 선실의 대기조성의 변화이다. 아폴로 프로젝트에서 발사 시 선실 내 산소농도는 100%였기 때문에 화재 위험성이 매우 컸다. 이로 인해 3명의 우주인이 사망하였다. 그래서 아폴로는 발사 시, 선실 내 가스조성을 질소 60%, 산소 40%로 사용함으로써 화재 안전성을 증가시켰으며 생명유지시스템 기술에서 화재에 대한 중요성을 인식하게 되었다[17].

2.4 1973–1974: 스카이랩(Skylab)

스카이랩은 미국의 첫 번째 우주정거장으로써 오랫동안 우주에서 사람이 살아가는데 있어 인체에 미치는 영향을 조사함과 동시에 마이크로중력 환경에서의 다양한 실험과 우주과학 임무를 수행하였다. 스카이랩은 우주인의 활동공간인 OWS(orbital workshop)와 에어락 모듈

(airlock module, AM)로 구분되며, 생명유지시스템은 에어락 모듈에 배치하였다. 스카이랩의 생명유지시스템에서 가장 큰 변화는 대기관리시스템과 화재감지 기능이다. 스카이랩의 선실 대기압은 34.5 kPa로써 질소가스 28%, 산소가스 72%를 혼합하여 조성하였으며 이산화탄소의 제거를 위해 기존의 LiOH 대신 2개의 제올라이트 계열의 분리콜러 시브(molecular sieve)를 이용하였다. 화재 감지의 경우, 우주선 내 공간이 361 m³으로 커짐에 따라 우주인의 직접적 관찰에 의해 판단하는 것이 불가능하게 되었다. 이에 자외선 화재 감지기를 설치함으로써 화재의 감지를 자동화하였다. 이러한 스카이랩 임무는 우주에서 사람이 장기간 거주가 가능하게 된 연구의 자료로 활용되었다.

2.5 1981-2011: 우주왕복선 궤도선(Space Shuttle Orbiter)

우주왕복선 궤도선 프로그램은 우주탐사의 비용을 낮추고, 우주로의 접근성이 증가하기 위해 재사용이 가능한 수송기를 개발하는 것으로써 궁극적인 목표는 영구적인 유인우주정거장의 건설이었다. 궤도선의 부피 74 m³으로써 기존의 우주인보다 약 2배가 많은 평균 7명의 우주인이 7일 동안 탑승할 수 있도록 설계됨에 따라 생명유지시스템은 혁신적인 변화를 하였다. 이는 현재의 국제우주정거장 생명유지시스템과 가장 유사한 형태로써 대기압은 101 kPa, 조성은 산소 22%, 질소 78%로써, 잠수함의 설계 조건과 동일하며 지구 환경과 유사하다. 특히, 궤도선의 생명유지시스템은 우주인의 생활 편의성 측면에서 크게 개선되었다. 우주인은 물의 정화를 위해 소변을 배출하고 이를 활용하여 주기적으로 아이오딘(iodine)을 공급해 왔으나, 본 궤도선에서는 미생물 체크밸브를 추가함으로써 지속적으로 물에 아이오딘의 조성을 조절하였다. 또한, 우주인의 물질대사에 의해 배출되는 고체 배설물은 가방(bag)에 보관해왔는데, 이를 대신한 변기 겸용 의자를 추가하였다. Fig. 3은 물 관리 시스템(water management system)을 보여주고 있다. 우주는 마이크로중력 환경이기 때문에 물의 흐름을 유도하기 위해서 질소 가스를 이용하여 물탱크를 가압하는 방식으로 물을 수송시켰다. Fig. 4는 폐기물 관리시스템

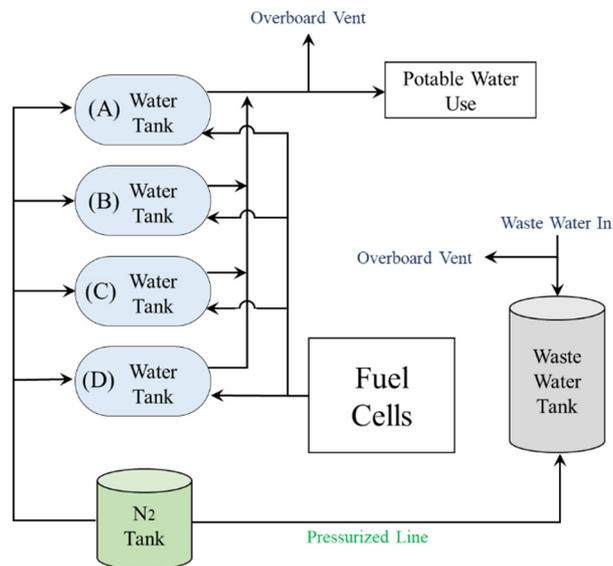


Fig. 3. Schematic of the orbiter water management system. Adopted from Wieland with public domain [9].

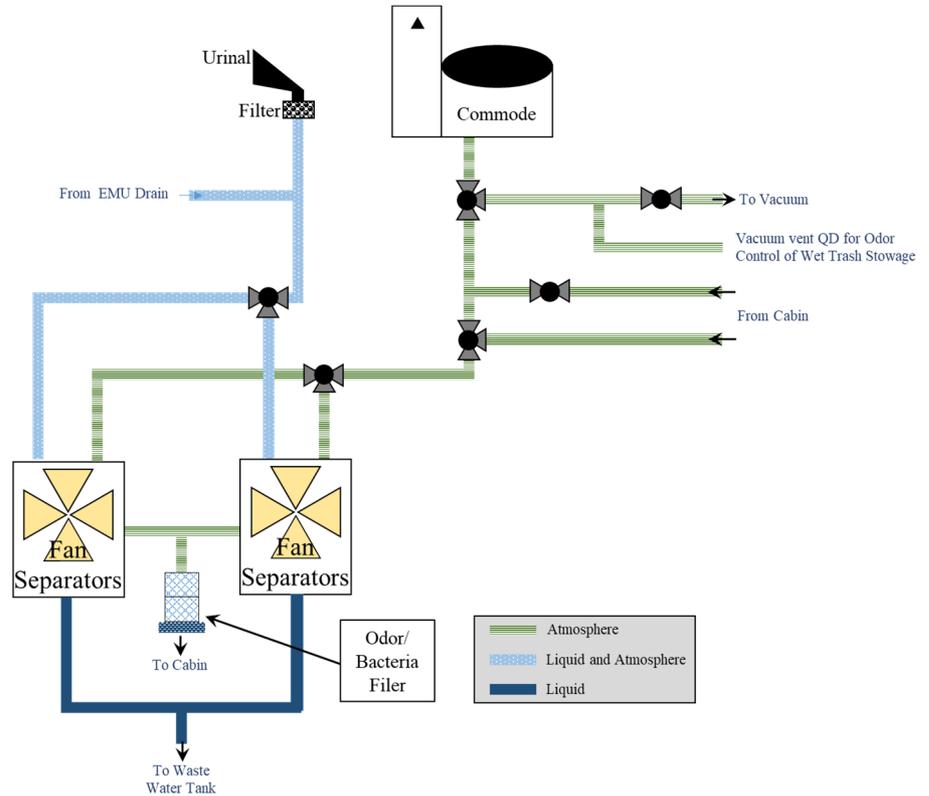


Fig. 4. Orbiter waste management system. Adopted from Wieland with public domain [9].

(waste management system)으로써 우주로 고체 폐기물을 배출하거나 탱크로 수집하였으며, 소변은 필터와 팬 원심분리기(fan separator)를 이용하여 선실의 대기습도를 조절하는데 활용하였다.

3. 현재 생명유지시스템의 개발 현황

3.1 국제우주정거장용 생명유지시스템

국제우주정거장은 미국, 러시아, 유럽연합, 일본, 이탈리아, 캐나다 등 세계 16개국이 참여하여 1998년 11월부터 건설을 시작하여 2011년 건설을 완료하였다[18]. 국제우주정거장의 생명유지시스템은 초기 단계에서는 러시아가 전체 모듈에 산소를 공급하였으며, 이에 러시아의 생명유지시스템 장비인 일렉트론(Electron)을 이용하여 전기분해에 의해 산소를 생성하고 공급하였다[19]. 또한, 프로그레스(Progress) 수송선에 의해 6개의 산소용기, 6개의 질소용기, 물 등을 지구로부터 공급받아 다른 ISS 모듈로 분배하여 공급하였다[20]. 국제우주정거장의 대기 환경은 질소 78%, 산소 21%, 이산화탄소 1%이며, 온도는 18.3℃에서 26.7℃를, 상대습도는 25%에서 75%를 유지하며 대기압은 101.4 kPa이다[21, 22].

그러나, 이러한 국제우주정거장의 생명유지시스템 운영에는 많은 예산과 물자가 소모되었다. 이에 미국 NASA에서는 재활용이 가능한 생명유지시스템(regenerative environmental control and life support system, R-ECLSS) 개발에 힘써왔다[23]. R-ECLSS는 크게 물정화시

스팀(water recovery system, WRS), 산소발생기(oxygen generation system, OGS)로 구성되어 있으며, 물정화시스템은 물 처리장치(water processor assembly, WPA)와 소변처리장치(urine processor assembly, UPA)로 구성되며, 산소발생기는 산소발생장치(oxygen generation assembly, OGA), 공기활성화시스템(air revitalization system, ARS), 사바티어(sabatier)와 이산화탄소 제거 장치(carbon dioxide removal assembly, CDRA)로 구성되어 있다. OGS는 2007년, WRS는 2008년[24], 사바티어는 2010년[25], CDRA는 2002년[26]에 각각 ISS에 설치되어 현재 운영되고 있다. NASA의 R-ECLSS의 개념도는 Fig. 5와 같다. 그림에서 알 수 있듯이, 국제우주정거장의 생명유지시스템은 각 장치들이 비교적 독립적으로 운용되는 오픈루프(open loop) 시스템이었으나, 장치의 성능 개선과 사바티어 시스템의 추가로 인해 폐루프(closed loop) 시스템으로 발전하였다. 현재 국제우주정거장은 공기 40%, 물 90% 이상의 재순환이 가능한 것으로 보고되고 있다[27].

Fig. 6과 같이, 국제우주정거장의 물처리장치는 폐수저장탱크의 물을 미립자 필터(particulate filter)와 무기 및 비휘발성 유기 오염 물질의 제거를 위한 다중 여과 필터(multifiltration beds)를 거쳐 이송된다. 그런 다음, 물은 열 교환기와 촉매반응기를 거쳐 원심 가스/물 분리기(gas/liquid separator)로 전달되며, 이때 분리된 가스는 선실로 공급한다. 물은 전기 전도도 센서를 이용하여 순도를 확인하여 정화되지 않은 물은 재처리하고, 정화된 물은 이온 교환 베드(ion exchange bed)를 통과하여 남아있는 산화 생성물을 제거하며 아이오딘을 첨가하여 잔류 미생물을 제거한다. 그 뒤, 저장 탱크에 물을 저장하여 우주인의 식수, 생활수, 음료 등에 사용된다[19].

Fig. 7은 소변처리장치이다. 국제우주정거장 모듈 내 위치한 위생 구역으로부터 소변을 수집하고 화학물질과 세척수로 처리한 뒤, 폐수 저장 탱크에 저장된다. 폐수 저장 탱크에 충분한 양의 물이 모이면 소변처리장치는 자동으로 작동되며, 회전식 증류 장치(distillation assembly)에 의해 증류함으로써 액체와 오염 물질을 분리하여 물을 회수한다. 증류된 액체는 Fig. 3의 폐수저장탱크(waste water tank)에 저장되어 물처리공정을 거치게 된다[19].

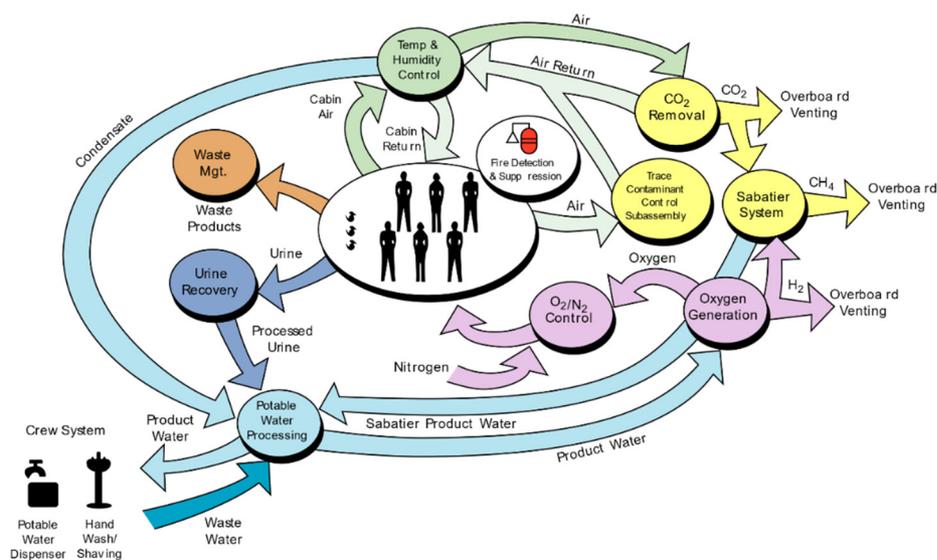


Fig. 5. ISS Regenerative ECLSS Flow diagram. Adopted from NASA with public domain [7].

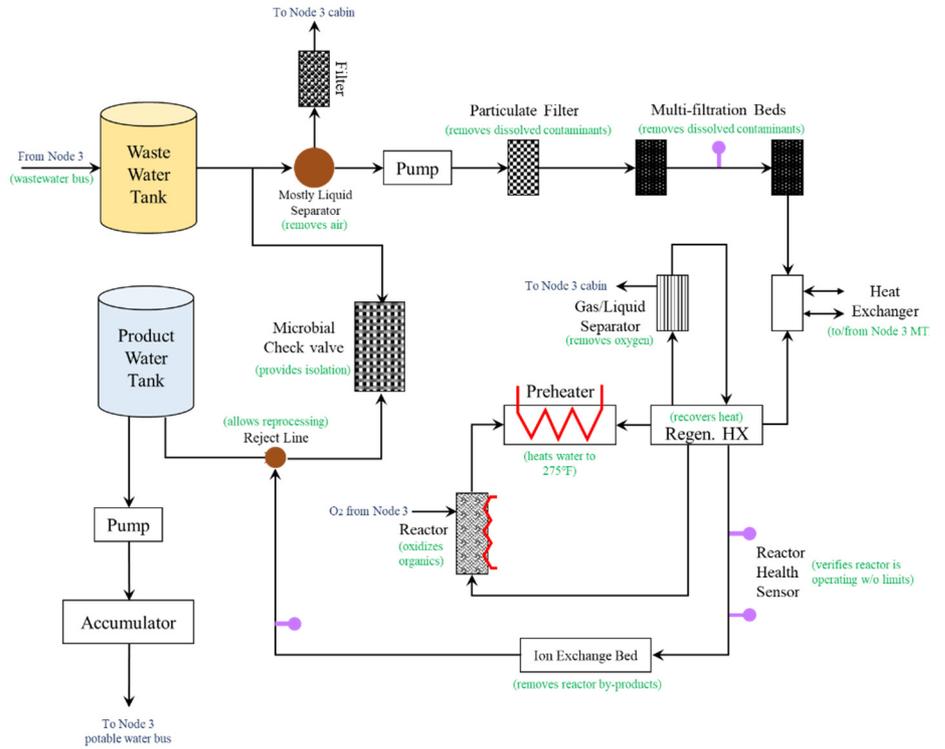


Fig. 6. ISS WPA Simplified Schematic. Adopted from Bagdigian & Cloud with permission of SAE International [8].

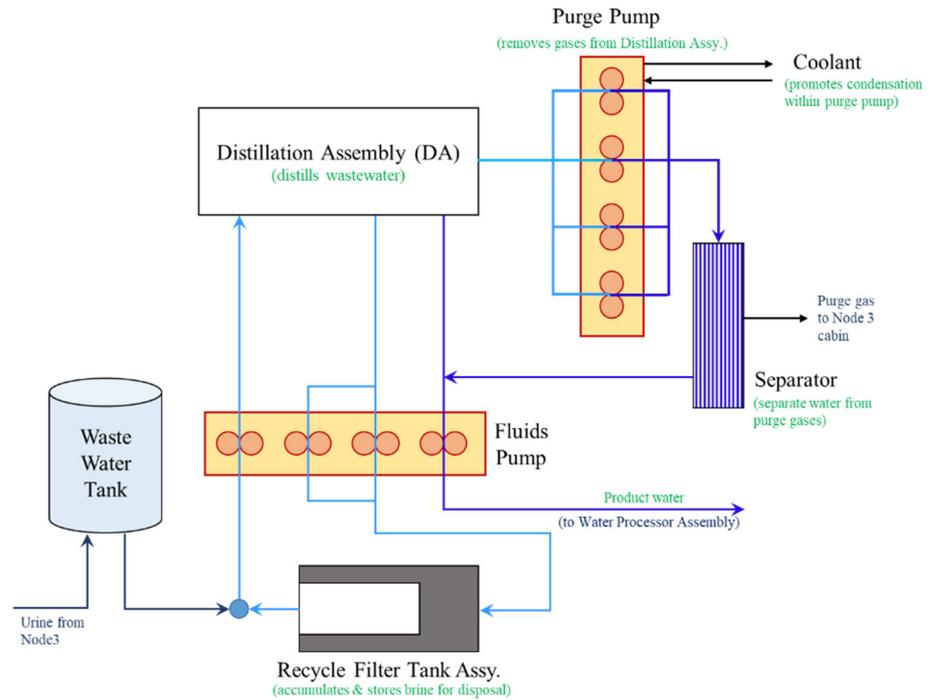


Fig. 7. ISS Urine Processor Assembly Schematic. Adopted from Bagdigian & Cloud with permission of SAE International [8].

Fig. 8은 산소발생장치를 보여주고 있다. 산소발생기는 연료전지로부터 물을 공급받아 전기 분해에 의해 산소와 수소를 생산한다. 생산된 산소는 국제우주정거장의 선실로 공급되어 우주인의 호흡에 사용됨에 따라 이산화탄소가 생성되며 이는 CDRA로 전달된다[28].

Fig. 9와 같이, CDRA로 전달된 이산화탄소는 ① → ②흡수베드(adsorbent Bed) → ③의 과정을 거쳐 CO₂를 제거한다. ①의 건조베드(desiccant Bed)에서는 흡착 성능에 영향을 미치는 공기 중의 수분은 실리카 겔(silica gel)에 의해 제거하며, 제올라이트 13X(zeolite 13X)는 공기 중 유해물질이나 CO₂를 일차적으로 제거한다. ②번 베드에서는 제올라이트 5A(zeolite 5A)

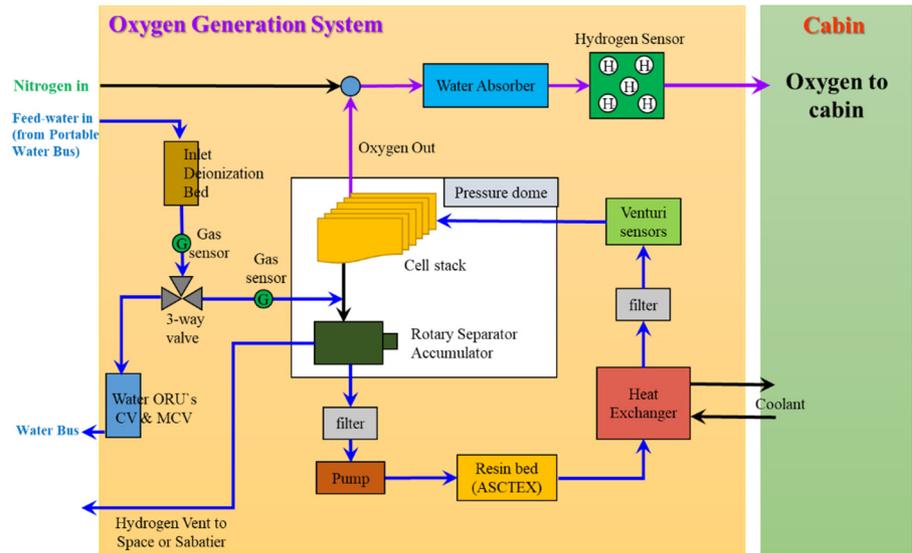


Fig. 8. OGA Simplified Schematic. Adopted from Takada with permission of International Conference on Environmental Systems [28]. OGA, oxygen generation assembly.

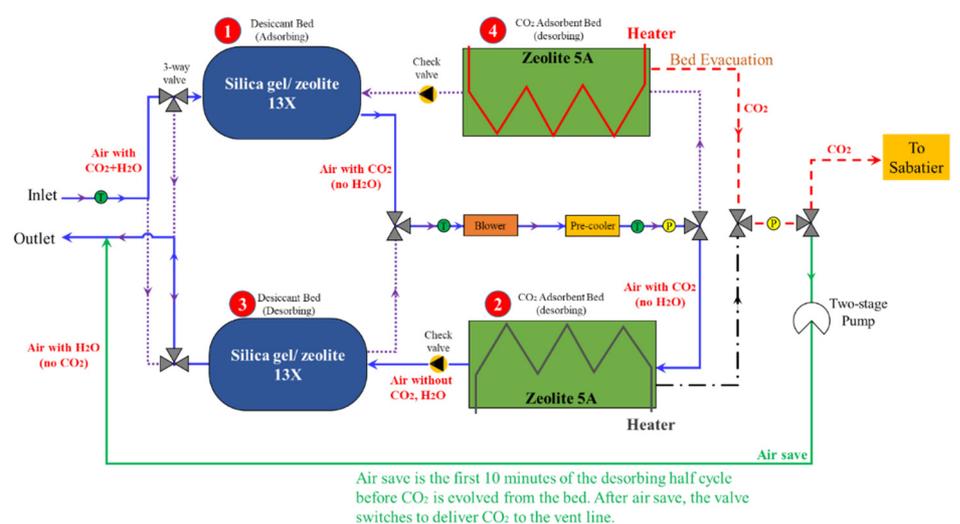
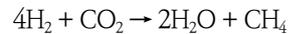


Fig. 9. CDRA Simplified Schematic. Adopted from Perry et al. with permission of American Institute of Aeronautics and Astronautics [29]. CDRA, carbon dioxide removal assembly.

를 이용하여 CO₂를 제거하는데, 제올라이트 5A는 제올라이트 13X에 비해 CO₂ 제거 능력이 나 재생성이 우수하다. ③번에서는 선실의 습도조절을 위해 건조한 공기가 실리카 겔이 흡수한 수분을 다시 공급받아 선실로 전달된다. ①, ②, ③번의 과정이 진행되는 동안 ④의 흡수베드에서는 기존에 흡수된 CO₂를 열 히터에 의해 에너지를 가함으로써 이산화탄소를 제올라이트와 탈착시키며, 탈착된 CO₂는 Sabatier로 배출된다. 제올라이트가 CO₂를 흡수하여 포화상태가 되면 ②번 베드는 재생모드로 바뀌고, CO₂의 흡수는 ③, ④, ①의 순서로 다시 진행하게 된다.

OGS에서 생성된 수소(H₂)와 CDRA에서 포집되어 배출된 이산화탄소는 사바티어에서 다음과 같은 화학적 반응에 의해 물이 생성되어 WPA로 공급되며, 메탄은 우주로 배출된다.



이러한 R-ECLSS로 인해 국제우주정거장으로 보급하는 물을 약 65%, 연간 2,850리터를 줄임으로써 운영비용을 절감하였다[19]. 이렇듯, 생명유지시스템은 머큐리 프로젝트부터 시작하여 지속적인 성능 개선과 기술 개발을 통해 발전해 왔으며 이를 Table 2와 같이 요약하였다.

3.2 심우주탐사를 위한 생명유지시스템

생명유지시스템은 1960년도부터 연구 개발되어 끊임없이 기술의 발전을 이루어 왔지만, 여전히 달, 화성과 같은 지구로부터 더 먼 우주 환경에서 활용하기에는 어려움이 있다. 이는 생명유지시스템이 완전한 폐루프의 시스템이 아니기 때문에 인간의 생명유지에 필요한 물, 산소, 질소 등을 지속적으로 보급해줘야 하기 때문이다. 이러한 문제를 해결하기 위해 생명유지시스템에 현지자원활용(in-site resource utilization, ISRU) 기술을 접목하기 위한 노력이 이루어지고 있다. 현지자원활용 기술은 달, 화성 등에 존재하는 행성 자원을 활용하여 물이나 산소와 같은 자원을 추출, 생성하는 기술을 말한다. 이를 통해서 자원의 보급을 최소화할 수 있다. 미국의 아르테미스 프로젝트에서 달의 남극을 착륙지로 선정하였는데, 이는 달 남극의 표토에 존재하는 얼음 형태의 물을 추출하고 정제하여 우주인에서 물과 산소를 공급하기 위해서다. 또한, 생명유지시스템과 현지자원을 활용한 수소와 메탄 등의 로켓 엔진 개발 연구가 이루어지고 있다. 이뿐만 아니라, 화성 유인우주탐사는 현재의 생명유지시스템을 공기 75%, 물 98%의 폐루프 시스템으로 바꾸어야 하는데[27], 이를 위해 2020년, MOXIE(mars oxygen ISRU experiment) 미션을 통해 화성 대기의 주성분인 이산화탄소를 이용하여 산소를 생성하는 기술에 대한 연구가 수행되고 있다[30]. 이러한 현지자원활용 기술과 생명유지시스템 기술의 접목은 진보된 생명유지(advance life support)라고 한다.

3.3 한국의 생명유지시스템

이러한 시대적 흐름에 발맞춰 한국항공우주연구원(KARI)에서는 2019년부터 생명유지시스템에 대한 기초 연구를 수행하고 있다. 생명유지시스템은 앞서 기술한 바와 같이, 다양한 분야가 접목되어 있기 때문에 국내의 기술을 스핀온(spin-on)함과 동시에 우주 환경을 고려한

Table 2. Summary of ECLSS

시스템	서브시스템	머큐리	아폴로 LM	스카이랩	우주왕복선 궤도선	ISS (R-ECLSS)
	CO ₂ 의 제거	- CO ₂ 흡수제: LiOH - 개수: 2EA - 흡수제 사용 후 폐기 및 교체	- CO ₂ 흡수제: LiOH - 개수: 2EA - 흡수제 사용 후 폐기 및 교체	- 흡수제(adsorbent): 분자체(molecular sieve) · 제올라이트 5A: CO ₂ 제거 · 제올라이트 13X: H ₂ O 제거 - 건조제(desiccant): 우주 진공에 노출 - 개수: 2 bed - 재사용 가능	- CO ₂ 흡수제: LiOH - 개수: 2EA - 흡수제 사용 후 폐기 및 교체	- 흡수제: 분자체 · 제올라이트 5A: CO ₂ 제거 · 제올라이트 13X & 실리카겔(silica gel): H ₂ O 제거 - 건조제: 열과 압력을 가함. - 개수: 4 bed - 재사용 가능(2 bed씩 30분 주기로 사용 - LiOH (백업용)
대기의 활성화 (Atmosphere revitalization)	가스 회수 및 발생 (Gas recovery/generation)	가능없음	가능없음	가능없음	가능없음	- 사바티어(sabatier) 반응기 · 기능: 이산화탄소를 회수하여 산소 발생 · 재생율: 40% - 산소발생기(OGS): 산소 생산
	미량의 오염물질 제어 (Trace contaminant control)	- 활성탄 - LiOH의 상류(upstream)에 설치	- 활성탄 - LiOH의 상류에 설치	- 활성탄 - 분자체의 상류에 설치 - 주기적으로 대기를 환기(venting)	- 활성탄 - LiOH의 하류(downstream)에 설치	- 활성탄 - LiOH의 하류에 설치
	미량의 오염물질 모니터링 (Trace contaminant monitoring)	- 일산화탄소 센서	가능없음	- 드래거(Draeger) 가스검지관	가능없음	- TCCS (trace contaminant control system)을 이용한 오염물질 감지 - 최대 216개의 오염물질 감지

Table 2. Continued

시스템	서브시스템	머큐리	아폴로 LM	스카이랩	우주왕복선 궤도선	ISS (R-ECLSS)
관리의 목의 회수 및 관리 (Water recovery and management)	수질 (water quality)	- 음료용(potable)	- 음료용	- 음료용	- 음료용	- 음료용 & 위생용(hygiene)
	수처리 (water processing)	- 수처리 안함 - 폐수를 우주로 배출	- 수처리 안함 - 폐수 탱크에 저장 후 우주로 배출(when tanks are full) - 달 표면에서는 미배출	- 수처리 안함 - 폐수 탱크에 저장 후 우주로 배출	- 수처리 안함 - 폐수 탱크에 저장 후 우주로 배출	- WPA를 이용하여 폐수와 소변의 재활용하여 음용수(potable water) 생산 - 재순환된 물은 산소발생기에 활용
	수질 모니터링 (water monitoring)	- No on-orbit monitoring.	- No on-orbit monitoring.	- 아이오딘 샘플러(Iodine sampler)	- No on-orbit monitoring.	- 전기 전도도 센서
	물탱크	- 1 개	- 3 개 - 4 개 (Apollo 15,16,17)	- 10 개(272 kg) - 1 개 음료 탱크 (11.8 kg)	- 4 개 (76 kg) - 음료수 (연료전기로부터 생산)	- 8 개 (총 600 L) - 사바티에 반응기에 의한 물 생산: 2006 L
대기제어 및 공급 (Atmosphere control and supply)	대기조성	- 100% O ₂ - 34.5 kPa	- 100% O ₂ - 34.5 kPa	- 72% O ₂ , 28% N ₂ - 34.5 kPa	- 21.7% O ₂ , 78.3% N ₂ - 101 kPa	- 21.7% O ₂ , 78.3% N ₂ - 101 kPa
	가스저장	- O ₂ : 2 개(1.8 kg, 51.7 MPa/개당) - 1 개 (백업용)	(아폴로 CM) - O ₂ : 2 개(145 kg, 6.2 MPa/개당) · 초임계 극저온 유체(supercritical cryogenic fluid) (착륙 단계) - O ₂ : 18.6 MPa, 21.8 kg (상승 단계) - O ₂ : 5.86 MPa · 초임계 극저온 유체	- O ₂ : 6 개, 2,779 kg, 20.7 MPa - N ₂ : 6개, 741 kg, 20.7 MPa	- O ₂ & N ₂ : 22.8 MPa - O ₂ 극저온 저장 - 1개 O ₂ 탱크(비상용) - N ₂ 탱크: 4개	- O ₂ : 6 개, 2,779 kg, 20.7 MPa - N ₂ : 6 개, 741 kg, 20.7 MPa - 고압가스탱크: 5 개 (O ₂ : 3 개, N ₂ : 2 개) - 41.4 MPa - 산소발생기(OGS) · 일반 속도: 5.4 kg/day · 연속 속도: 2.3-9 kg/day - 백업: 고체연료 산소발생기 (SFOG) - NORS (Nitrogen oxygen recharge system)

Table 2. Continued

시스템	서브시스템	머큐리	아폴로 LM	스카이랩	우주왕복선 궤도선	ISS (R-ECLSS)
폐기물 관리(Waste management)	대/소변의 처리 (Fecal/urine handing)	- 우주복 내 소변 저장 가방(bag)	- 소변: 가방에 저장 후 우주로 배출 - 대변 억제 시스템(Apollo CM)	- 소변: 일회용 저장 가방 - 대변: 가스 투과형 가방(gas permeable bags)	- 소변: 소변저장기에 수집 후 우주로 배출 - 대변: 좌변기에 의해 수집한 후, 압축하여 저장	- 소변: UPA 및 WPA를 이용하여 저장된 소변을 재사용 가능한 물로 변환, 물 복구율 90% - 대변: 좌변기로 수집하여 가방에 저장
	진화제 (suppressant)	- 소화기: 음식용 재수화 건(food rehydration gun) - 수동 실내 감압	- 소화기: 음식용 재수화 건(food rehydration gun) & 휴대용 앰뷸어스 젤(aqueous gel) - 실내 감압	- 소화기: 휴대용 앰뷸어스 젤 (성분: hydroxy-methyl cellulose) - 실내 감압	- 소화기: Halon 1301 (3개) - 실내 감압	- 소화기: 물결정체 (러시아 모듈) 이산화탄소 (미국 모듈) - 소리와 경보기를 통한 화재 알람 기능 - 자동으로 전원 및 공기 순환 차단 - 수동 화재 진압
화재의 감지 및 진화 (Fire detecting and suppression)	감지 (detection)	- 우주인이 직접 감시	- 우주인이 직접 감시	- 자외선 감지기	- 이온화 연기 센서	- 감광식(light obscuration) 연기 감지기

Adopted from Wieland with public domain [9] and Bryce & Humphries with permission of SAE International [8].

R-ECLSS, Regenerative Environmental Control and Life Support System; OGS, Oxygen Generation System; LiOH, Lithium Hydroxide.

기초 연구가 수행 중에 있다. Fig. 10과 Fig. 11은 현재 개발중인 생명유지시스템의 개략도를 보여준다. 한국의 생명유지시스템은 공기정화장치, 이산화탄소 제거장치, 산소발생장치 등의 공기관리시스템을 중심으로 연구를 수행 중이며 이에 대한 개발 계획을 Fig. 12와 같이 수립 하였다.

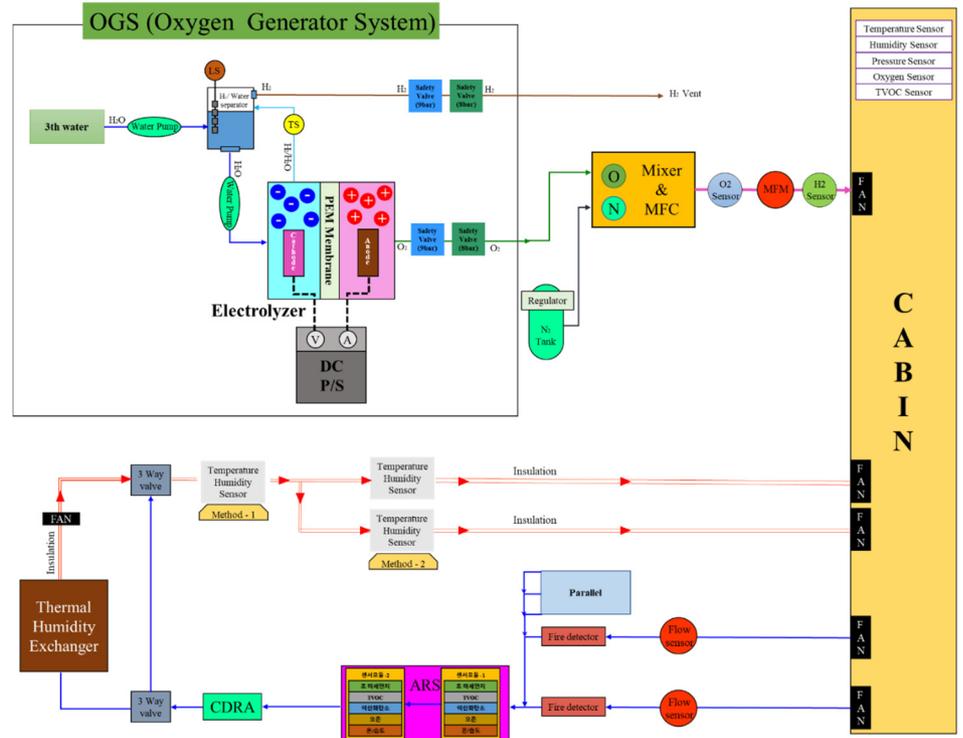


Fig. 10. Simplified Schematic of oxygen generation system in KARI.

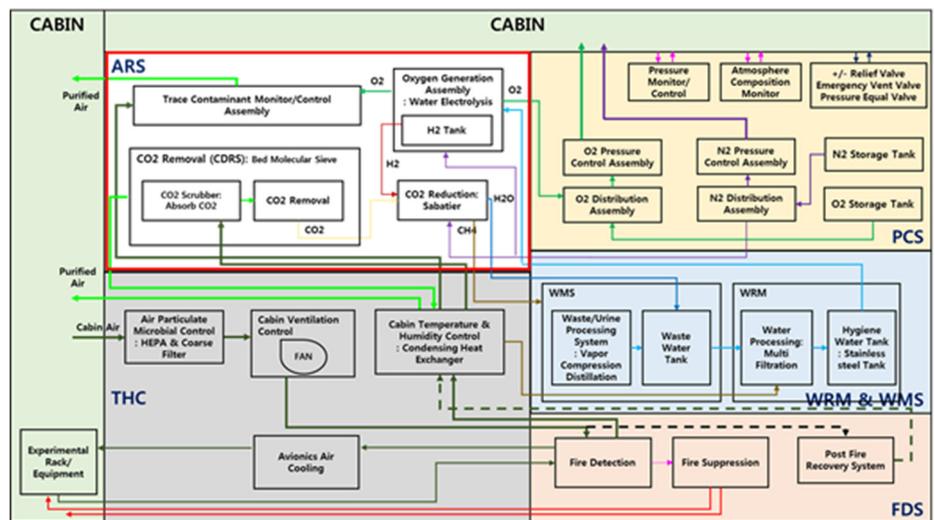


Fig. 11. Schematic diagram of ECLSS in KARI.

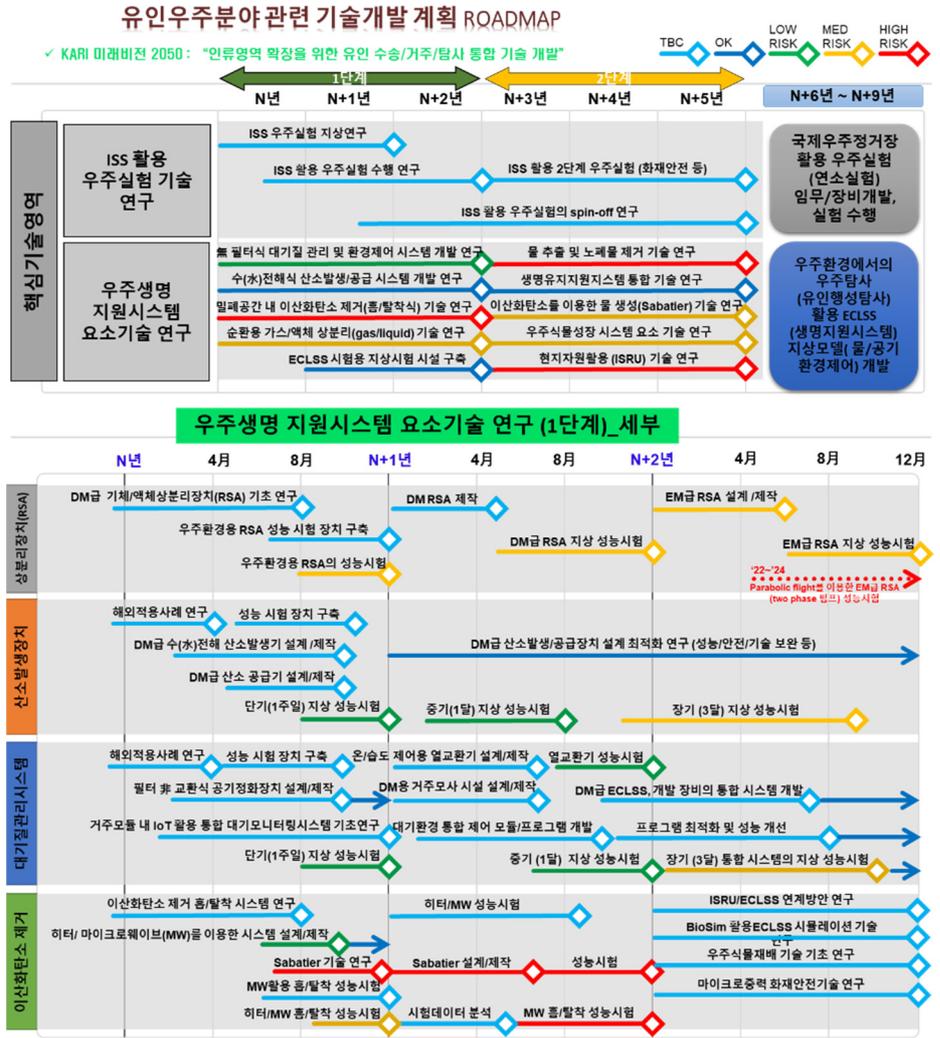


Fig. 12. Development plan of ECLSS in KARI.

4. 결론

본 논문에서는 유인 우주탐사에 사용되어온 생명유지시스템의 역사와 발전 과정, 국내외 생명유지시스템의 개발 현황 등에 대하여 살펴보았다. 생명유지시스템은 유인우주탐사 역사와 함께 하였으며, 국제우주정거장의 핵심 시스템으로써 우주인들이 안전하게 체류하며, 다양한 마이크로중력 환경 활용 실험과 우주과학 연구를 할 수 있도록 함으로써 인류의 산업기술 발전에 이바지해왔다. 이제 세계는 그동안 머물러 있던 지구 영역을 벗어나 달과 화성으로 향하고 있다. 달궤도에 건설될 계획인 루나 게이트웨이(lunar gateway)와 향후 달 및 화성 표면에 건설될 유인 우주기지를 통해 다시 한번 생명유지시스템 기술은 진일보할 것이다. 그러나, 우리나라의 생명유지시스템 기술과 유인우주탐사는 아직도 가야할 길이 먼 것이 사실이다. 현재까지 한국항공우주연구원에서 생명유지시스템의 공기관리시스템 분야에 대한 지상모델을 개발하고, 실험을 진행하고 있는 수준이다. 우리나라는 세계 우주선진국을 따라잡기 위해 독자적으로 개발해야 하는 선행 기술들이 있으며, 아직 유인 우주기술 분야는 우선순위에

밀려 있다. 하지만 시대적 유인 우주탐사 흐름에 발을 맞추어야 국제협력이 가능하고, 특히 유인우주기술은 지속적인 연구개발이 이루어져야만 하는 분야이기에 지속적인 관심과 전략적 지원이 필요하다. 가까운 미래에 우리나라에서 개발한 생명유지시스템과 우주인이 우주로 나아갈 수 있길 기대하며, 기반기술로서 지속적 연구가 필요하다고 본다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원 기본사업(1711135081)으로 진행되었습니다.

References

1. National Technical Information Service, Results of the First U.S. Manned Suborbital Space Flight (National Technical Information Service, Washington, DC, 1961).
2. NASA, Technical information summary, Apollo-11 (AS-506) Apollo Saturn V space vehicle, NASA Technical Reports, S&E-ASTR-S-101-69 (1969).
3. NASA, Reference guide to the International Space Station, NP-2010-09-682-HQ (2010).
4. NASA, Artemis Plan: NASA's Lunar Exploration Program Overview (NASA, Washington, DC, 2020).
5. SpaceX, Presentation Slides – Elon Musk Update on SpaceX's interplanetary transport system (2017) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://spaceflight101.com/spx/iac-2017-spacex-slides/>
6. Bazley JA, ISS regenerative life support: challenges and success in the quest for long-term habitability in space, in 62nd International Aeronautical Congress, Cape Town, South Africa, 3-7 Oct 2011.
7. NASA, Space station regenerative ECLSS flow diagram (2017) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://www.nasa.gov/offices/oct/image-feature/space-station-regenerative-eclss-flow-diagram>
8. Bagdigian RM, Cloud D, Status of the International Space Station regenerative ECLSS water recovery and oxygen generation systems, SAE Technical Paper, 2005-01-2779 (2005).
9. Wieland PO, Designing for human presence in space: an introduction to environmental control and life support systems, NASA-RP-1324 (1994).
10. Carrasquillo R, ISS ECLSS technology evolution for exploration, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 10-13 Jan 2005
11. Kemp M, Russian science: a dog's life, *Nature*. 449, 541 (2007). <https://doi.org/10.1038/449541a>
12. NASA, A brief history of animals in space (2000) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://history.nasa.gov/animals.html>
13. Samonski FH Jr., Technical history of the environmental control system for project mercury, NASA-TN-D-4126 (1967).
14. NASA, Environmental Control and Life Support System (ECLSS): System Engineering

- Workshop (NASA, Washington, DC, 2009).
15. The Decision to Go to the Moon: President John F. Kennedy's Speech before Congress (1961) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://history.nasa.gov/moondec.html>
 16. RYN Design, Apollo fuel cell, space (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <http://ryanseper.com/blog/2018/12/20/apollo-fuel-cell>
 17. Bryce LD, Humphries WR, Past and present environmental control and life support systems on manned spacecraft, SAE Trans. J. Aeronaut. 99, 376-408 (1990).
 18. Lee J, Kim Y, Lee J, Development technology development on habitats and environment in space, J. Korean Assoc. Air Cond. Refrig. Sanit. Eng. 36, 28-42 (2019).
 19. Davide S, Life support systems of the international space station, in Handbook Of Life Support Systems For Spacecraft And Extraterrestrial Habitats, eds. Seedhouse E, Shayler DJ (Cham, Springer, 2019).
 20. Wieland PO, Living together in space: the design and operation of the life support systems on the International Space Station, NASA/TM-98-206956 (1998).
 21. NASA, International Space Station User's Guide 2.0 (NASA, Washington, DC, 2000).
 22. Seo J, Life support and air revitalization in space, Mag. Soc. Air-Cond. Refrig. Eng. Korea. 42, 66-74 (2013)
 23. Carrasquillo R, ISS ECLSS technology evolution for exploration, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 10-13 Jan 2005.
 24. NASA, ECLSS (2020) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://www.nasa.gov/centers/marshall/history/eclss.html>
 25. NASA, The sabatier system: producing water on the space station (2011) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/news/sabatier.html
 26. Winton D, Isobe J, Henson P, MacKnight A, Yates S, et al., Carbon dioxide removal technologies for U.S. space vehicles: past, present, and future, Proceedings of the 46th International Conference on Environmental Systems, Vienna, 10-14 Jul 2016.
 27. Anderson MS, Broyan JL, Macatangay AV, Shaw L, Perry JL, et al., NASA environmental control and life support technology development and maturation for exploration: 2016 to 2017 overview, in 47th International Conference on Environmental Systems ICES-2017-226, Boston, MA, 16-20 Jul 2017.
 28. Takada KC, Ghariani AE, Van Keuren S, Advancing the oxygen generation assembly design to increase reliability and reduce costs for a future long duration mission, in 45th International Conference on Environmental Systems, Bellevue, WA, 12-16 Jul 2015.
 29. Perry JL, Carrasquillo R, Harris D, Atmosphere revitalization technology development for crewed space exploration, in 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 9-12 Jan 2006.

30. Mars Oxygen In-Situ Resource Utilization Experiment (MOXIE) - NASA Mars (2020)
[Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/instruments/moxie/>

Author Information

이 종 원 ljw21c@kari.re.kr



2014년 기계 공학 석사학위를 취득하여, 2014년부터 현재까지 한국항공우주연구원 우주탐사연구부 선임연구원으로 재직 중이며, 유인 우주 시스템의 설계/해석/실험 등의 분야에 대한 연구를 수행 중에 있다.

이 주 희 jhl@kari.re.kr



2013년 우주과학 박사학위를 취득하였으며, 1998년부터 현재까지 한국항공우주연구원 우주탐사연구부 책임연구원으로 재직 중이다. 유인 우주 임무설계 및 시스템 개발 연구, 달 및 행성과학 분야의 임무개발 및 탑재체 분야에 대한 연구를 수행 중에 있다.

김 연 규 ykkim@kari.re.kr



2004년 전기 및 전자공학 석사학위 취득하여, 2004년부터 현재까지 한국항공우주연구원 우주탐사연구부 선임연구원으로 재직 중이며, 유인우주 시스템 및 행성탐사 로버 시스템 최적 설계 등의 분야에 대한 연구를 수행 중에 있다.

논문

Compact Optical Systems for Space Applications

Sergey Biryuchinskiy¹, Siarhei Churayeu², Yeuncheol Jeong^{3†}

¹Vigitek Inc., Darien, CT, 06820, USA

²Machine Vision Laboratory, Minsk 220112, Belarus

³Department of History, Sejong University, Seoul 05006, Korea



Received: March 21, 2021

Accepted: March 25, 2021

***Corresponding author :**

Yeuncheol Jeong

Tel : +82-2-3408-3134

E-mail : yeuncheoljeong@sejong.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

Sergey Biryuchinskiy

<https://orcid.org/0000-0001-9889-2438>

Siarhei Churayeu

<https://orcid.org/0000-0002-7668-4141>

Yeuncheol Jeong

<https://orcid.org/0000-0001-5775-4610>

Abstract

Some optical schemes of lenses for spacecraft developed by the author are considered. The main optical characteristics of telescope lenses of various architectures are compared. We propose compact solutions of mirror, lens-mirror, and lens systems with maximum available angular resolutions and other parameters. Examples of calculating the optical systems of lenses used for various tasks both in the field of astronomy and in the field of remote sensing of the Earth and other planets are given. The example of onboard computer system is discussed. Practical recommendations on the development and use of telescope lenses are given.

Keywords : lens, telescope, satellite, aberrations, optical system, optimization, bandwidth

1. INTRODUCTION

The creation of optical systems with highest resolving power is one of the most important tasks of the space industry. The constructing of such optical systems significantly overlaps the ground-based technologies, which are very important for example in professional cinematography, especially in the field of calculation of optical systems, registration and image processing. There are various methods for calculating and optimizing the optical systems, including those suitable for space applications. The possible solutions were published by [1-3]. The recent discussions can be found in [4-7]. Here after we demonstrate the results for several optical systems. Note that few of them were first published by [8], the other are developed in this paper.

2. PROBLEM STATEMENT

Various system parameters such as dimensions, wavelength regions, mass, resolving power, relative aperture and photodetector parameters for a well-corrected optical system (without noticeable aberrations) are interconnected in a complex way. This is also due to the existence of various options for the developing of optical systems (suitable for overall limitations) that are approximately the same in basic characteristics. In practice, the requirements for dimensions, preferred focal length, and equivalent angular

resolution are often given at the same time (angular resolution criteria may vary), which can lead to poorly resolved contradictions even for diffraction-limited optical systems.

The process of choosing the necessary features of optical systems for space applications is inherently connected both with the choice of way of image detection (the method of its registration), as well as with the hardware and software component of its processing. Sometimes it is necessary to increase the resolution by the post-processing of the obtained image. Usually it is not allowed since the image received from the matrix photodetector is discrete and contains a fixed amount of information about the observation object and any manipulations with the provided amount of information at the output can only reduce it. This way can improve only the visual perception of received information, but the equivalent angular resolution cannot be increased without the postulates concerning the properties of imaged objects. Especially the amount of information obtained about the objects depends on the information throughput of the lens, the shooting conditions, the photodetector's properties and on some other factors (for example, you can process several images of one object, which can lead to some limited increase in the amount of information received).

In some cases (for example, if the exact information about the observed object is a priori known), it is possible to use numerical-analytical methods to restore the information about object beyond the level obtained at the output of photodetector, of course with a certain degree of validity. However, these methods are very limited in practical applications. There are also various apodization methods, for example, the decrease of first dark Airy ring diameter, which theoretically can greatly increase the resolution, however, in practice, these methods are practically unsuitable for remote sensing of the Earth. Another method of increasing the resolution is the active interaction with the observed object (special external illumination, as, for example, in some microscopy methods), but these methods are complex, not universal and impossible for space objects.

The various options of digital image processing algorithms can improve the perception of some details of the obtained image, as well as the improvement of image quality by obtaining a lot of frames with different offset relative to the matrix (offset up to several pixels), the use of observations received at different angles, and also the photogrammetric processing.

3. THE SELECTION OF OPTIMUM OPTICAL SCHEME CONSTRUCTION

Currently, there are various software packages for the calculation of optical systems. However, the use of such packages is not a sufficient condition for performing an applied task. The main necessary condition for constructing the optimal architecture of

the optical system is the algorithm for predicting the properties of the system, the main of which is the bandwidth information [8], in advance of the calculation stage. At this stage the cost of the work can be estimated and the wrong result often leads to the impossibility of the project as a whole.

Another condition is the criterion for achieving the optimal calculation result, i.e. you need to know how much the result differs from the truly optimal for this technical task. It should be understood that an optimal optical scheme (the so-called global optimum) may not be a point result, but mathematically can be represented by some structure in a multidimensional space. In this case, it is possible to carry out the additional optimization with new criteria, for example, in order to reduce the price or to facilitate the production process.

The next condition is the existence of algorithm to find the optimal solution. This condition not only restricts the mathematical methods for finding the minimum of the optimized function (implemented in all software packages), but also helps to define the optimized function, which should characterizes the entire optical system by a few numbers. It should be understood that a good software implementation of the numerical method for finding the minimum of the optimized function is not sufficient to achieve a global optimum. Therefore, the main difficulty is the lack of versatility of optical systems and the wide variety of technical parameters required. That is why an algorithm suitable, for example, for calculating the telephoto lenses may not be used for wide-angle ones.

Here after we made an overview of several solutions developed by the authors and the possible use of these solutions in space applications. A distinctive feature of optical systems for space-based lenses is the requirement to minimize mass and dimensions. This condition often leads to the creation of multi-purposed optical systems, combined in common housing. Such lenses can use the optical system architectures where the certain optical surface can be a refractive element for one group of wavelengths and a mirror element for another (i.e., combining optical systems with different ray paths into the framework of one optical architecture). Fig. 1 shows the architecture of the optical

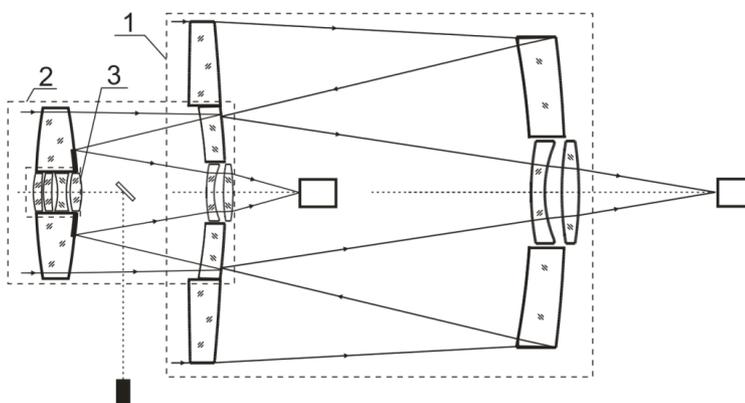


Fig. 1. The optical scheme of the combined system of the transceiver.

system of the combined three-channel lens of the transceiver. The main purpose of the system is the creation of a secure communication channel, including the channel between the spacecrafts.

4. THE COMPACT OPTICAL SCHEMES

The process of selecting the lens architecture for space applications is associated not only with their functional application, but also with the requirements of necessary radiation resistance of the product. This requirement significantly limits the range of optical materials used. The strict weight and size limitations, as well as design requirements for dynamic loads and assembly adjustment features are necessary also. The combination of these factors often leads to significant differences with the architectures of ground-based optical systems.

Fig. 2 shows the optical system of two mirror lenses with a three-lens corrector and an aperture diameter of 700 mm. In the basic version the angular field of view is 1° , and the corresponding linear one is 85.5 mm. The relative aperture ratio of the telescope lens is 1:7. The angular field of view can be increased without changing the basic characteristics of mirror's part of the system by adjusting the lens corrector only. The lens is designed to operate in a wide spectral range - from 0.4 to 3 microns, which allows user to solve a wide range of problems of the Earth's remote sensing. Fig. 3(a) shows the graph of the polychromatic modulation transfer function (PMTF) of this system. It illustrates the high, diffraction-limited image quality for all wavelengths and across the entire field of view. The field curvature and distortion plots (Fig. 3b) show the high quality correction of the corresponding aberrations. As a rule it does not require for further improvements. If necessary, the distortion can be reduced by the order of magnitude, but a significant complication of the optical surface profiles will be required.

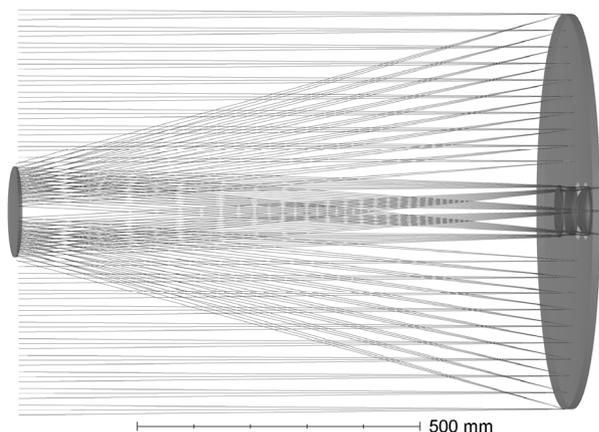
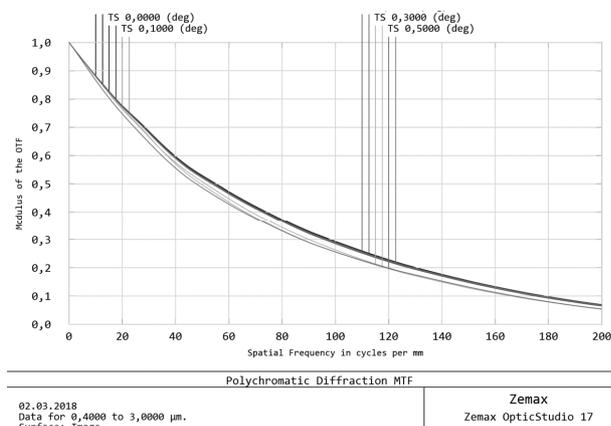
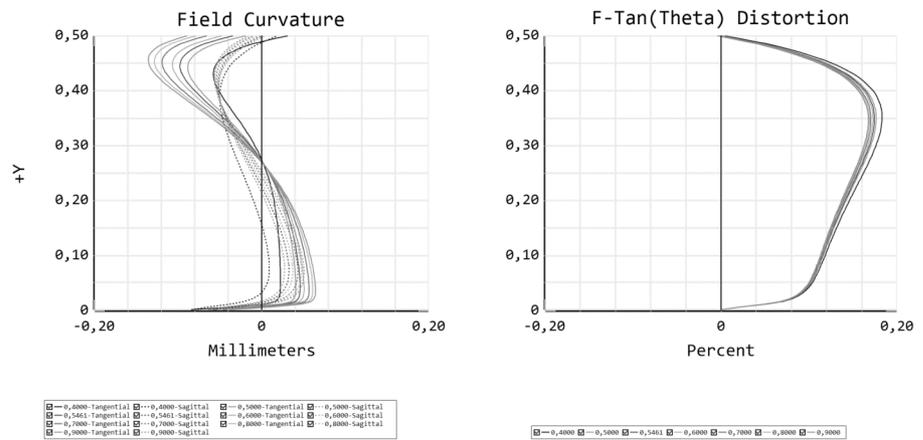


Fig. 2. The optical scheme of two mirror system with a lens corrector and aperture diameter of 700 mm.



(a)



(b)

Fig. 3. Graphs of the polychromatic modulation transfer function (a), field curvature and distortion (b) for the optical system in Fig. 2.

To create the small-sized lenses it is possible to construct the mirror-lens optical systems with refractive components comparable in diameter to the main aperture of the system. Taking into account the necessity of minimizing the total weight of the product, the number of such components should be as small as possible. The example is Fig. 4, where we demonstrate the compact high-aperture (1:2) mirror-lens system with an extended spectral range (0.4 – 3 μm) and a field of view of about 4 degrees. This optical system is made of one material and possesses not only diffractive image quality over the entire field, but also an ultralow value of distortion as it is shown in Fig. 5a, and chromatism (Fig. 5b). The relative apertures of similar lenses in Fig. 4 can reach 1:1, however, for systems with apertures of the order of 1:4 – 1:5, it is possible to find better solutions (depending on the special requirements, especially in terms of the angular field of view and spectral range).

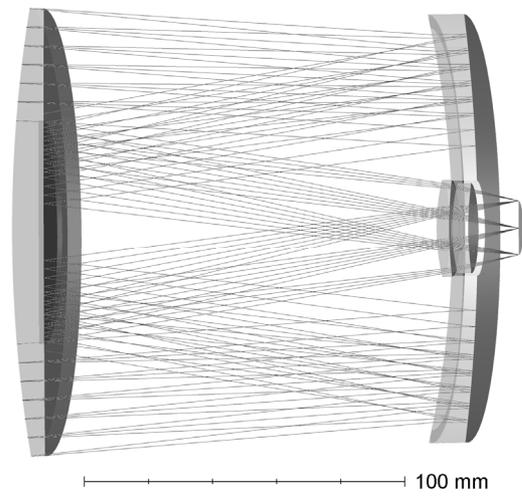
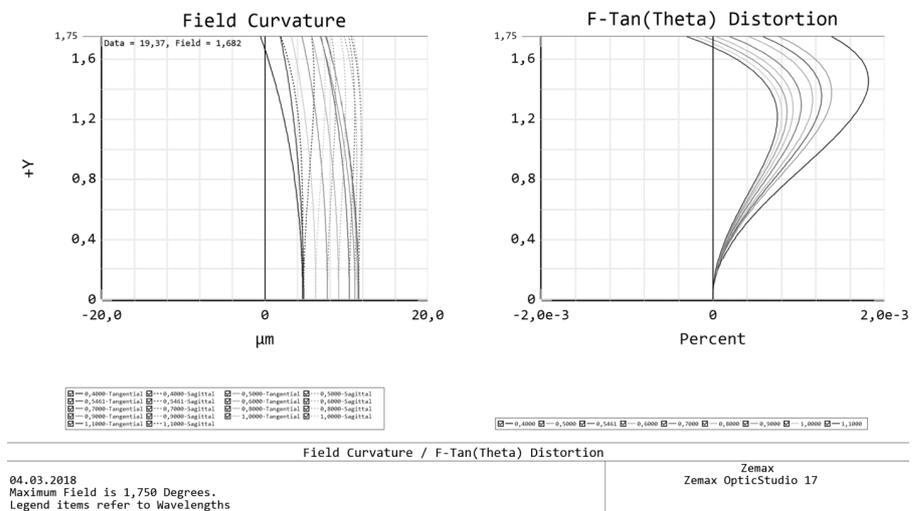
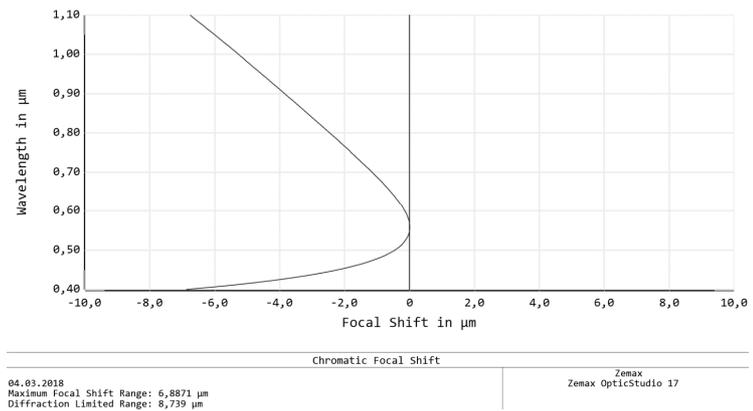


Fig. 4. Optical design of a high aperture (1:2) mirror-lens compact system with an extended spectral range.



(a)



(b)

Fig. 5. Graphs of field curvature and distortion (a) and longitudinal chromatic aberration (b) for the system, shown in Fig. 4.

In some cases, in order to increase the resolution, the telescope lens may have several apertures. The example is shown in Fig. 6. The figure shows the compact system with an embedded ring aperture, which can be transformed by eliminating the non-used fractions of a given ray path. In the considered case with two apertures, the lens is actually an interferometer. It contains two entrance apertures and the mirror's system. Due to multiple reflections it is quite compact in its class and provides an angular resolution of 0.3 angular seconds at 546 nm, with aperture diameters of 140 mm each. The figure does not show lens corrector and some auxiliary components to ensure multispectrality. The aperture ratio of such systems is usually near 1:15 and cannot be too high due to the construction difficulties and due to the availability of better solutions for higher aperture ratio systems.

Let us discuss the systems designed not only for visible and near infrared wavelength range, but also for mid-infrared range (for example, 8 - 14 microns). Due to a significant restriction on the choice of optical materials used, the requirement of radiation resistance, as well as due to high requirements both in image quality and aperture ratio, the range of optimal solutions for lens architectures is significantly narrowed. Both lens, mirror-lens, and purely mirror systems can be used. The example of lens system with high aperture ratio is shown in Fig. 7. The diameter is 140 mm, the aperture ratio is

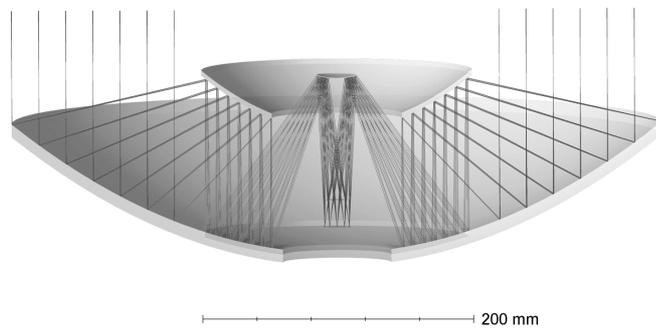


Fig. 6. Optical design of a dual-aperture high angular resolution mirror lens.

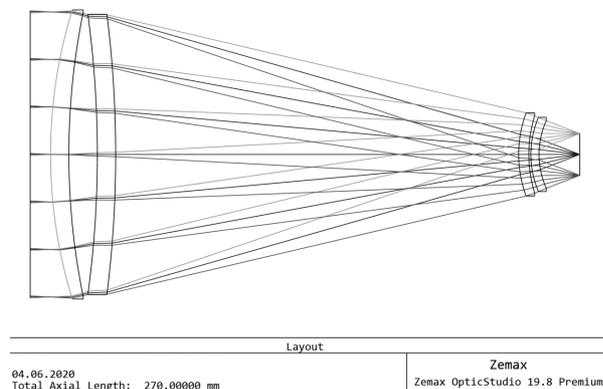


Fig. 7. Optical design of a high aperture (1:1.4) four-lens system for mid-infrared wavelength region.

1:1.4, the field of view is 6° (linear field of view is 20.6 mm). The plots of the PMTF (Fig. 8a), field curvature and distortion (Fig. 8b), and longitudinal chromatic aberration (Fig. 8c)

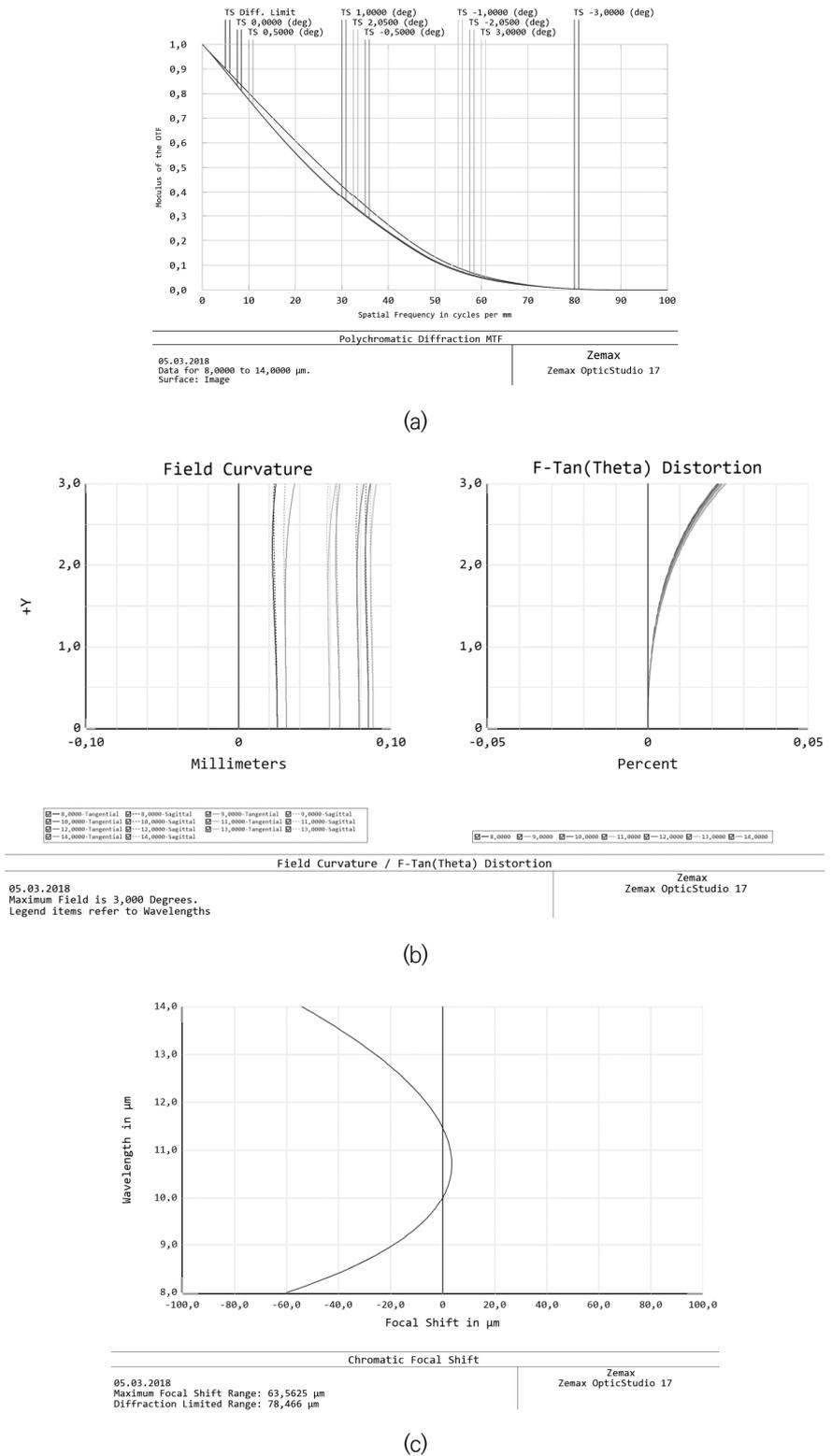


Fig. 8. Graphs of the polychromatic modulation transfer function (a), field curvature and distortion (b), longitudinal chromatic aberration (c) for the optical system shown in Fig. 7.

show not only the diffraction quality of the image over the entire field (Strehl ratio is over 0.9), but also an ultralow distortion. Note, that aspherical surfaces are not used in this lens, and the distortion is less than 0.025 percent.

The next lens is shown in Fig. 9. The basic features of this system is similar to previous lens (Fig. 7), but of a different, compact mirror-lens design is used. It allowed the creation of more compact and low weight lens with even better aberration's correction (see Fig. 10a, 10b). The Strehl number exceeds 0.99 over the entire field of view, the chromaticity is lower by two orders of magnitude. Nevertheless, the presence of a high (25% by area) central shielding should be taken into discussed. The comparison of Figs 8a and 10a allows the visual estimation of the influence of central shielding on the contrast of resulted image. So, for example, for a spatial frequency of 20 lines/mm, the lens, shown in Fig. 7, gives an image with a contrast twice as large as the mirror-lens lens of Fig. 9.

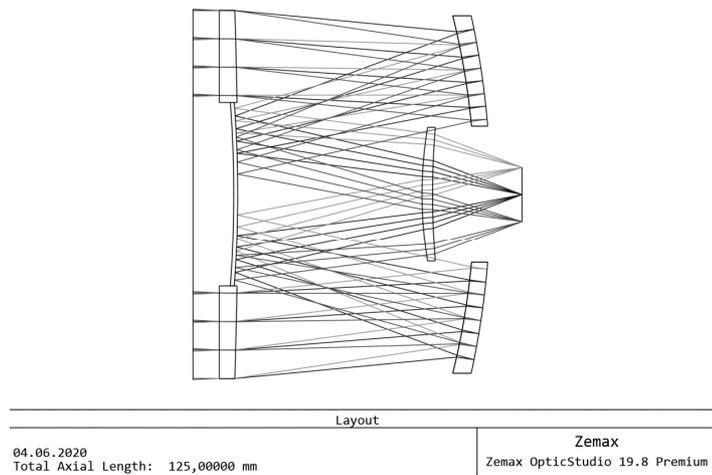
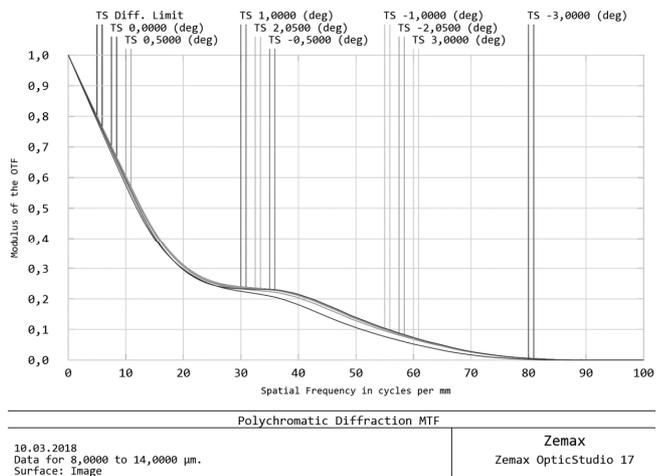


Fig. 9. Optical design of a compact high aperture (1:1.4) mirror-lens system for mid-infrared wavelength region.



(a)

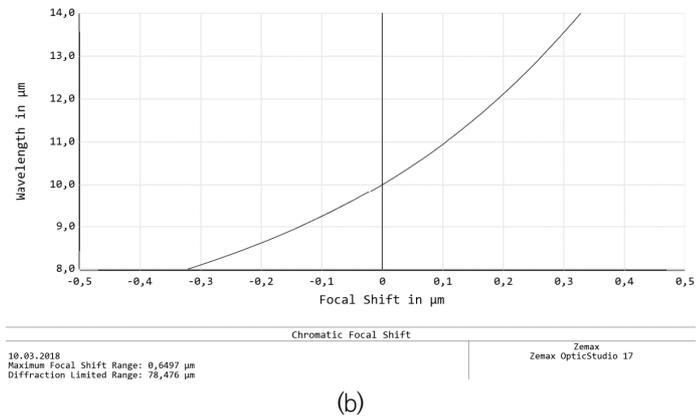


Fig. 10. Graphs of the polychromatic modulation transfer function (a), longitudinal chromatic aberration (b) for the optical system in Fig. 9.

Note that the focal length and aperture ratio of these lenses are similar. However, the angular resolution of the second lens (Fig. 9) slightly exceeds the angular resolution of the first one (Fig. 7). Also, the distortion of mirror–lens system is significantly lower.

It is possible to construct compact optical systems which preserve the overall system architecture similar that of Fig. 2. Such systems are often needed in the visible and near ultraviolet range. The aperture ratios can be of the order of 1:10 or less. An example of such a system with an aperture diameter of 140 mm, spectral range from 0.4 to 2 or even 3 microns, and a aperture ratio of 1:10 is illustrated in Fig. 11. The angular field of view is 0.7°, it can be increased twice by modification of the lens corrector.

The size of this lens along the optical axis is only 90 mm, and in combination with a

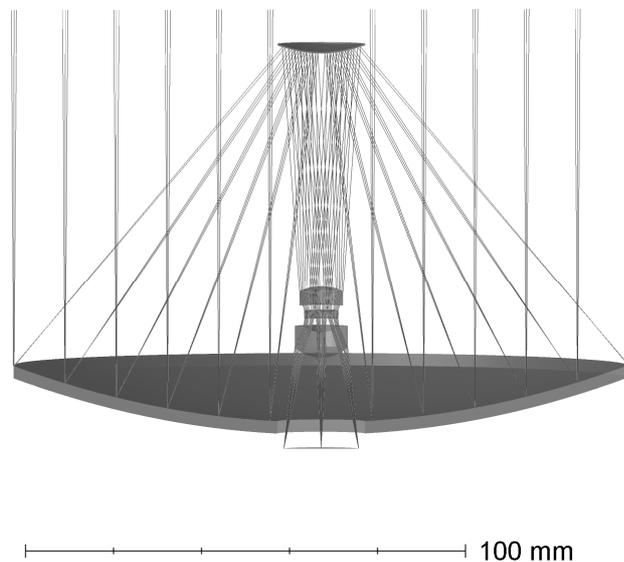
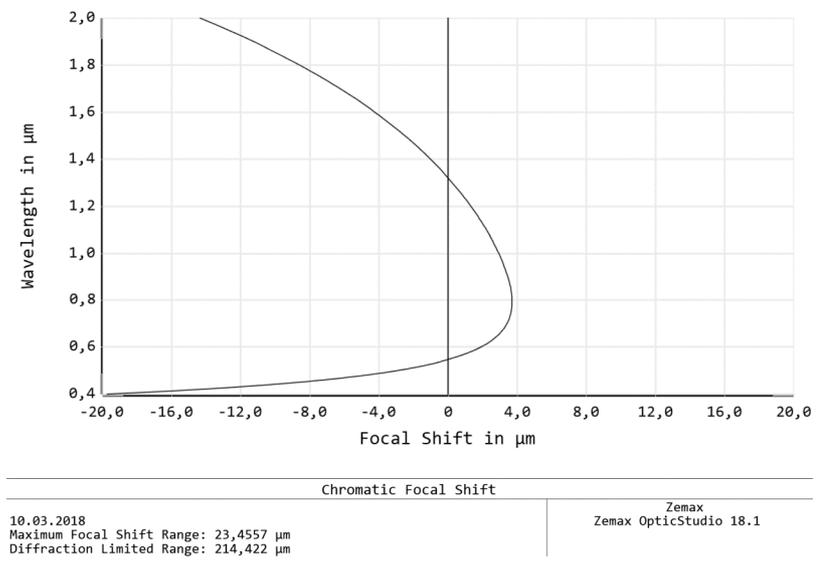


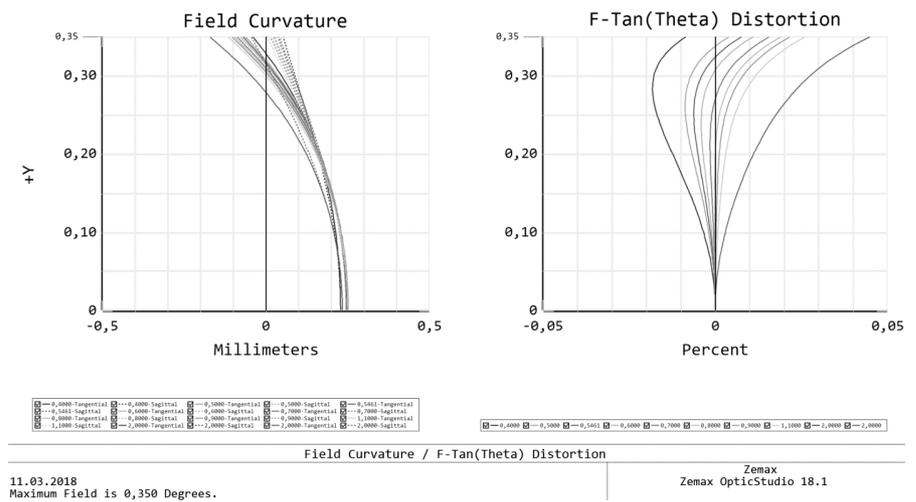
Fig. 11. Optical design of two–mirror compact system with lens corrector and aperture diameter of 140 mm.

small-sized lens corrector, the total lens mass is negligible. Note that the reduction of lens size to 90 mm required the use of three-lens corrector with more complex configuration and the introduction of sixth-order aspherical surfaces (second-order aspherical surfaces were used in the previous scheme). Despite the complex ray path in the corrector, the chromatism of the system is small and does not affect the image quality (Fig. 12a). the distortion is also close to zero, as it is illustrated in Fig. 12b).

In some cases, when, for example, the requirements are the wide spectral range, the absence of spurious glare, and the operating under high radiation it is necessary to use of complex multi-mirror lenses, including the lenses with high values of aperture ratio



(a)



(b)

Fig. 12. Graphs of longitudinal chromatic aberration (a), field curvature and distortion (b) of the lens in Fig. 11.

and field of view. More complicated schemes usually require an integrated approach in optimization to satisfy all three of the above conditions. For this case of simple optimization methods used in various commercial programs are not sufficient.

That is why we developed a computer program designed for this special problem. For complex lenses, for example the lenses with variable focal length and wide-angle, such programs are compiled individually, due to the lack of universal requirements for image quality. The task is usually solved by a semi-analytical method. At the initial stage, various simplex methods (the methods without the use of derivatives) can be used to achieve a local optimum solution. The separation of different order aberrations is not done in the classical methods. Instead, the optimization function is defined so that the number of equations for its exact description is finite.

There is also no separation into axial and off-axis aberrations, since the solution of the problem only for axial aberrations is insufficient. This is especially true for systems where the uniform image quality across the entire field is required. The final part of calculations can be made with the use of usual commercial programs. Moreover, one of the criteria for the correctness of the obtained solution will be the similarity of results obtained by different programs (within the specified evaluation function) and by different optimization algorithms.

Fig. 13a and 13b show, respectively, the optical systems of high (1:2) and super high (1:1) aperture ratio four-mirror lenses developed by the author in 1987. Lenses with similar characteristics were presented for the first time [9]. In this case, the diameter of the aperture is 140 mm and the angular field of view is 2° . The central shielding of the system does not exceed 10% in area, which minimizes its negative contribution to image contrast. The scatter plots in Fig. 14a show a high and uniform diffraction limited image quality over the entire field. The lens is free of all monochromatic aberrations (the Strehl ratio at a wavelength of 546 nm exceeds 0.98 over the entire field), including distortion, the ultra-low value of which is less than 0.001 percent.

The scatter plots of Fig. 14a were calculated for the optical system of Fig. 13a with second-order surfaces only. If necessary (for example, to scale the system to a larger diameter or to increase the aperture ratio), it is possible to improve the image quality by introducing the higher-order aspherical surfaces.

So for example a similar to Fig. 13a, a four-mirror lens with a relative aperture of 1:1 has a central shielding of only about 10% of the area and also a similar ultra-low distortion value. The image quality is also much better, as it is illustrated by the scatter plot in Fig. 14b. The presented four-mirror telescope lenses, can be developed to correct all monochromatic aberrations. As a result these systems can be easily recalculated to significantly higher input aperture values, say to the scales of 1 meter or more.

To reduce the optical system weight and production cost, it is possible to reduce the diameters of the last two mirrors several times, which is extremely desirable for the

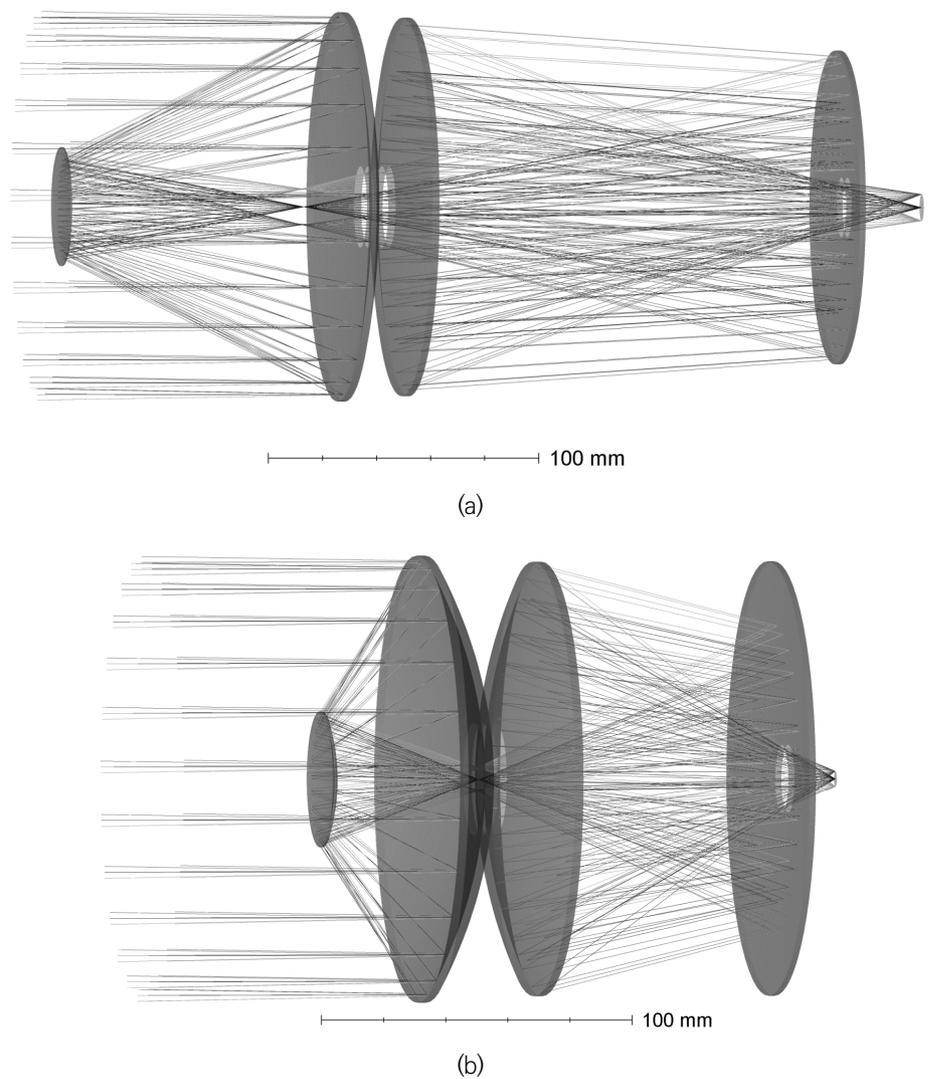
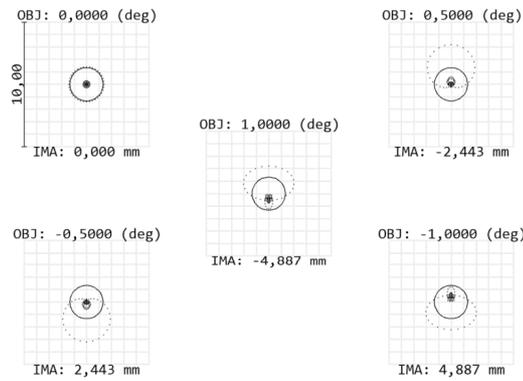


Fig. 13. The optical scheme of high aperture (1:2) (a) and super high aperture (1:1) (b) four-mirror systems with an increased field of view and diffraction image quality over the entire field.

practical use of such lenses with an input aperture diameter of 300 mm or more. Such an architecture of the optical system is also advantageous for constructing the combined multispectral optical systems with high degree of compactness, low weight, and resistance to high accelerations.

All the results presented in this paper are not intended to predict the development of any architecture of the optical system depending on the initial data, although this possibility partially exists. Any changes in the initial data for calculating the optical systems can change not only the basic architecture of the output systems (the number of lenses, mirrors, their location, etc.), but also affect even the possibility of creating the acceptable solutions in the frames of required dimensions.

0,546074

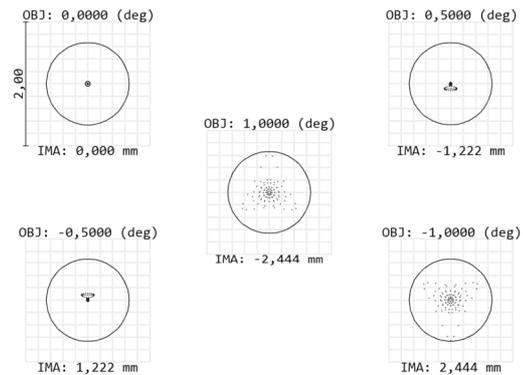


Surface: IMA

Spot Diagram		Zemax Zemax OpticStudio 18.1
11.03.2018	Airy Radius: 1,332 μm . Legend items refer to Wavelengths	
Units are μm .		
Field : 1 2 3 4 5		
RMS radius : 0,785 1,093 1,023 1,093 1,023		
GEO radius : 1,410 3,189 2,330 3,189 2,330		
Scale bar : 10 Reference : Chief Ray		4Mirr_F2_v1_2.zmx Configuration 1 of 1

(a)

0,546074



Surface: IMA

Spot Diagram		Zemax Zemax OpticStudio 18.1
11.03.2018	Airy Radius: 0,6662 μm . Legend items refer to Wavelengths	
Units are μm .		
Field : 1 2 3 4 5		
RMS radius : 0,021 0,061 0,223 0,061 0,223		
GEO radius : 0,037 0,136 0,653 0,136 0,653		
Scale bar : 2 Reference : Chief Ray		4Mirr_F1_v1_2.zmx Configuration 1 of 1

(b)

Fig. 14. The scatter diagrams of systems shown in Fig. 13.

5. THE ARCHITECTURE OF ON-BOARD COMPUTER SYSTEM

The above set of classes of space optical systems (SOS), operating in standalone mode, gives special requirements to the architecture of the on-board computer system (OBCS)

used to solve various problems. Fig. 15 showed one of possible architectures of OBSC as a good example. Also, OBSC can be used for the needs of astronavigation, communication, spacecraft control and other needs, beside tasks of image recognition, data processing and matrix control. The optimal computational architecture is the most critical parameter of OBSC to provide fixed-time response of the whole system without unpredictable delays and interruptions.

The OBSC architecture depends on the optical scheme of the telescope and classes of computational tasks. As a rule, OBSC architecture uses field-programmable gate array (FPGA) and special high-performance microprocessors. FPGA allows execution of primary real-time image processing tasks that require high speed information processing (for example, 2D–3D Fourier or Wavelet transforms). At the same time the OBSC microprocessors (MCU) used in more complex tasks, such as heuristic algorithms with high computational complexities, where post processing or time-critical computation executed by using FPGA parts which then will be used as an input of MCU.

FPGA ability to dynamically reconfiguration for the short time makes it strictly desirable to compare with the classical architecture with MCU only. In adaptive filtering tasks, the system response time is important, which makes such a scheme a good alternative to classical architectures. In systems where the cost, power, performance and reliability are critical such systems are good alternatives to classical architectures. Using two port synchronous memory is more preferable than error correction techniques for dram memories.

Design and manufacture of radiation-resistant computing devices requires a special approach and technologies, as well as special protection of operating equipment. As a rule, the set of concrete solutions against radiation can be determined depending on

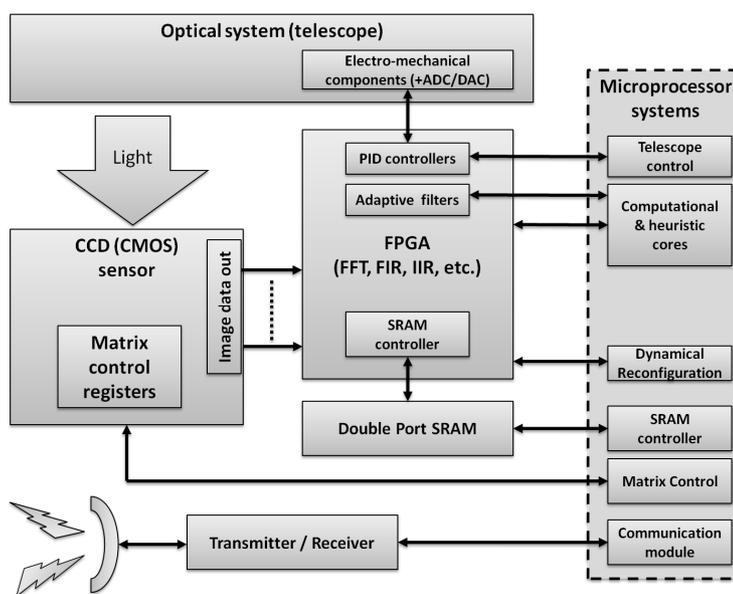


Fig. 15. The architecture of the onboard computer system.

such parameters as the type of orbit, distance from the Earth, the probability of uptime and other parameters affecting the spacecraft operation, what is not a trivial task.

All calculations were carried out using the method and software, which was developed by one of the authors, as well as the Zemax OpticStudio 17 – 19.8 Premium program.

6. CONCLUSION

The schemes considered in this paper belong to the category of optimal optical systems (the ideal solution for the discussed problem) and cannot be improved without deterioration of other characteristics. This allows (according to the author's method) to calculate the lenses with significantly different characteristics. Only a few lenses with the most interesting optical system architectures were considered here before.

It is technically possible to build systems with a higher resolution and similar dimensions (with not circular input aperture, including asymmetric apertures). However, they can be more complex (for example, the weight limit may be violated) and the describing of these question is beyond the scope of this work. Further development of space-based lens systems is possible only in combination with the development of technologies for production of high-quality light-weight optical components, as well as registration systems and image processing hardware.

References

1. Beaulieu J, Gagné C, Parizeau M, Lens system design and re-engineering with evolutionary algorithms, Proceedings of GECCO 2002, New York, 9-13 Jul 2002.
2. Milton L, Lens Design, 4th ed. (CRC Press, Boca Raton, 2006).
3. Nagata Y, The lens design using the CMA-ES algorithm, in Genetic and Evolutionary Computation Conference, Seattle, WA, 26-30 Jun 2004.
4. Ho J, Juhee L, Youngju K, Sanghyuk K, Optical design of a reflecting telescope for CubeSat. *J. Opt. Soc. Korea.* 17, 533-537 (2013). <https://doi.org/10.3807/JOSK.2013.17.6.533>
5. Kingslake R, Johnson RB, Lens Design Fundamentals (Academic Press, Boston, 2010).
6. Rachim E, Tahir AM, Herawan A, Preliminary of optical lens design for micro-satellite, IOP Conf. Ser. Earth Environ. Sci. 54, 012095 (2017). <https://doi.org/10.1088/1755-1315/54/1/012095>
7. van Turnhout M, van Grol P, Bociort F, Urbach HP, Obtaining new local minima in lens design by constructing saddle points, *Opt. Express.* 23, 6679-6691 (2015). <https://doi.org/10.1364/OE.23.006679>
8. Biryuchinskiy S, Modeling and optimization of optical systems architecture for a modern cinema (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=24251928>
9. Biryuchinskiy S, Optical systems of space lenses (2021) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=35288931>

Author Information

Sergey Biryuchinskiy sbiruchinsky@optica4d.com



Sergey Biryuchinskiy received the Ph.D. degree in Quantum Electronics from Saint Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics, Russia. He has expertise in Laser and Optical Telecommunications (RF and optics devices, antenna design, tunable metamaterials design), Professional cinema optics, Artificial intelligence, Biomedical optics and devices, Technology of invention process, Invention problem solving, Cryptographic devices and algorithms. He has worked with various international customers (more than 50 patents and patent applications); as a R&D adviser at Vigitek Inc. (USA) and Samsung-Electromechanics (South Korea), and as a Chief Technical Officer at Opto-mechanical Systems Limited (Russian Federation).

Siarhei Churayeu serg_vhdl@yahoo.com



Siarhei Churayeu received the Ph.D. degree in Electronics and Computer Engineering from Saint Petersburg National Research University of Information Technologies, Mechanics and Optics, Russia. He has expertise in ASIC / GPU / FPGA / FPAA / IC / CMOS design. He has worked as an engineer, researcher and adviser in the electronic and semiconductor industry in the USA (CA, AMD), South Korea (Dongbu Hi-Tek), Russia, China and Belarus.

Yeuncheol Jeong yeuncheoljeong@sejong.ac.kr



Yeuncheol Jeong received his Ph.D.s in Astronomy from UCLA, in Science Studies from Korea Univ., and in Philosophy from University of South Carolina. His research interests include Stellar Astrophysics, History and Philosophy of Science and Philosophy of Physics. He is an Assistant Professor in the Department of History at Sejong University, Seoul, Korea.

논문

미국의 민간(상업) 우주교통관리(Space Traffic Management, STM) 정책과 한국에의 시사점

김시은, 정영진[†]

[†]한국항공우주연구원

U.S. Commercial Space Traffic Management Policy, Yesterday and Today

Syeun Kim, Yungjin Jung[†]

[†]Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: March 21, 2021

Revised: April 10, 2021

Accepted: May 3, 2021

***Corresponding author :**

Yungjin Jung

Tel : +82-42-870-3655

E-mail : yjjung@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

Syeun Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1896-9955>

Yungjin Jung

<https://orcid.org/0000-0002-4542-4371>

요약

미국은 1960년대부터 민간 우주발사를 장려하기 위한 정책들을 수립해 왔다. 구체적으로는 인공위성의 제작 및 상용발사 공급자의 역할을 확대하기 위한 정책들을 펼쳐왔는데, 이를 위해서는 민간의 우주발사를 위한 프로세스를 정립할 필요가 있었다. 우주활동 초기에는 전체 발사 비율 중 민간 발사가 차지하는 비율이 적었으나, 1990년대 이후 꾸준히 증가해오다, 최근 대형 민간 우주기업들이 거대 프로젝트를 제시하며, 전체 발사 비율의 50% 이상을 차지하기에 이르렀다. 이와 같이 발사 주체의 다양화 및 궤도 상 우주물체의 증가는 기존의 우주환경 관리 프로세스의 관점을 변화시키는 계기가 되었다. 우주기술에 대한 진입 문턱이 낮아지며 우주물체의 운용기관 및 발사기관의 수가 획기적으로 증가하였고, 지난 60여 년간 누적된 우주쓰레기는 안전하고 안정적이며 지속가능한 우주 이용을 위협하고 있다. 본 논문에서는 민간의 우주발사가 가장 활발한 미국에서 상업우주발사를 관리하기 위한 프로세스가 어떻게 변화되어 왔는지를 살펴보고자 한다. 미국은 국방부, 상무부, 교통부, 항공우주국 등의 기관에 우주교통관리 서비스 기능을 분배하여 운영 및 제공하고 있다. 민간의 우주발사 활성화에 따른 미국의 우주교통관리 정책 변화에 대한 고찰은 향후 우리나라에서도 현실화 될 것으로 예상되는 민간의 우주발사에 대한 관리에도 시사점을 제공할 수 있을 것이다.

Abstract

Since the 1960s, the United States has developed and implemented policies to encourage commercial space launches. Specifically, national policies have been implementing to expand the role of commercial space actors, which required establishing a process for private space launches. In the early days of the space age, private launches accounted for a small portion of the total launch rate, but, since the 1990s, the proportion has exploded, with private space companies presenting large projects one after another, accounting for more than 50% of the total launch rate. This diversification of space actors and the increase in orbital space objects have led to changes in the perspectives of existing space environmental management processes. During and after the Cold War, when the space age began, civilian actors' actions were limited, and policies limited their actions, too. So they had little impact on government space activities. However, space technology's entry barrier has lowered since, and policies to facilitate commercial space launches have been implemented for a long, and the accumulated amount of space waste over the past 60 years is also threatening the safety, stability, and sustainability of space use. This paper examined how

the United States, the most active country in commercial space launches, has managed commercial space launches. The United States has a Space Traffic Management (STM), distributed to departments such as the Department of Defense, Department of Commerce, Department of Transport, NASA, etc. A review of changes in U.S STM management policy could also provide implications for us to manage commercial space launches in Korea.

핵심어 : 우주교통관리, 뉴스페이스, 상업우주발사, 미국 우주정책

Keywords : space traffic management (STM), new space, commercial space launch, U.S. space policy

1. 민간 우주물체 발사의 증가와 우주교통관리(STM) 개념의 등장

한 해에 발사되는 우주물체의 수는 매년 증가세를 보이고 있다. 2015년부터 2019년까지 발사된 인공위성의 수는 2010년에서 2014년 사이에 발사된 인공위성 수의 114%를 기록했고, 1957년 이래로 한번이라도 인공위성을 운용한 경험이 있는 나라도 92개국에 달한다[1].

한편, 오늘날 가장 많은 우주물체를 발사하는 나라는 단연 미국이다. 미국은 냉전시대를 거치며 지속해온 우주개발의 우위성과 수많은 도전과 실패로 축적된 기술력을 바탕으로 우주에서의 운용을 선도해 왔다. 그리고 미국은 다른 국가들에 비하여 비교적 일찍 즉 1960년대 초반부터 민간의 우주발사를 장려하였다. 그러나 미국의 기업들은 항공우주국(National Aeronautics and Space Administration, NASA) 또는 국방부(United States Department of Defense, DOD)와의 계약을 통해서만 상업용 인공위성을 발사할 수 있었다. 1970년대 말 유럽이 상업용 우주발사 시장에 뛰어들고, 미국 내에서도 상업용 발사수요가 증가하자 1982년 7월 로널드 레이건 대통령은 국가안보결정지침(National Security Decision Directive 42, NSDD 42)을 통해 민간의 우주발사 장려를 선언하였다. 다음 해인 1983년 NSDD 94에서 소모성 우주발사체의 상용화 촉진과 관련 규제 정책을 예고하였다. 1984년 행정명령 12465에서는 교통부를 상업용 소모성 우주발사체의 허가 기관으로 지정하였고, 같은 해에 상업우주발사법을 제정하여 민간의 발사와 재진입 서비스를 장려하는 정책을 추진화하였다. 무엇보다 레이건 대통령이 1988년 미국의 정부부처 및 기관들이 민간회사로부터 발사 서비스를 구매하는 정책을 발표하면서, 미국의 상업 우주 발사는 가파른 성장세를 보이기 시작하였다[2].

한편, 체코 출신의 연구자인 루보스 페렉(Lubos Perek)은 1982년 자신의 논문 ‘우주교통법규(Traffic Rules for Outer Space)’에서 우주교통관리(space traffic management, STM)의 개념을 최초로 제시하였다. 기존에도 우주물체의 증가와 관련한 다양한 문제의 가능성을 제시한 논문들은 다수 발표된 바 있으나, 페렉의 논문은 기존 논문들에서 더 나아가 우주교통규칙의 원칙들을 최초로 제시하였다는 점에서 의미를 가진다. 그가 제시한 원칙들은 폐기위성의 처리, 묘지궤도(graveyard orbit), 우주쓰레기 감소, 우주물체 식별 및 우주환경 오염의 최소화 등이었다[3]. 페렉의 논문이 발표된 후 얼마 지나지 않아 국가 및 국제기구에서 관련 정책 또는 가이드라인이 수립되기 시작하였다. 미국은 1988년 세계 최초로 우주쓰레기경감조치(United States Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices, ODMSP)를 발표하였고, 연방통신위원회(Federal Communications Commission, FCC)에 민간우주회사의 발사 라이선스 발급 권한을 부여하는 등 우주물체와 관련한 규제를 도입하기 시작하였다[4].

학계에서도 우주교통관리에 대한 논의가 전개되었다. 국제우주학회(International Academy of Astronautics, IAA)에서는 2001년 우주교통관리 실무그룹을 구성하였다. 국제우주학회는 2006년 우주교통관리에 대한 보고서를 발간하면서 우주교통관리를 “우주로의 접근, 운영 및 지구로의 귀환을 안전하게 수행하기 위한 기술적·규범적 대비책”으로 정의하였다[5].

위에서 본 바와 같이 우주운용 주체의 수적 증가와 함께 우주교통관리에 대한 개념이 확장되면서 실제적인 우주교통관리 정책 및 임무들이 다양화되고 구체화되어 갔다.

2. 우주교통관리의 한계 및 관련 국제규범

우주교통에 영향을 미치는 요인은 다양하다. 우주물체의 운용은 우주로의 접근, 우주에서의 운용, 임무 종료 후의 지구대기 재진입 또는 묘지궤도로의 이동, 때로는 파괴(intentional or unintentional breakup)에 이르기까지 일종의 라이프사이클을 가진다고 할 수 있다. 지상에서도 교통이 원활하기 위해서는 사고나 장애물이 없어야 하는 것처럼, 우주교통에도 사고나 장애물이 없어야 안전하고 안정적이며 지속 가능한 교통이 보장된다. 따라서 발생 가능한 사고요인들에 대한 대비나 대책 역시 우주교통관리에 포함되는 행위인 것이다.

하지만 우주교통관리는 개별 국가 차원에서 수행하기에는 한계가 있다. 몇 가지 측면에서 우주에서의 운용 안정성과 지속성을 위협하는 원인이 존재한다. 먼저, 안정성 측면에서 우주는 물리적 환경과 기술적 한계에 따른 위험이 있다. 환경적 측면에서는 소행성 등과 같이 자연적으로 존재하는 자연우주물체와 인공위성이나 우주정거장 등과 같은 인공우주물체와의 충돌 위험이 그것이다. 기술적 측면에서는 원적으로 운용할 수밖에 없는 인공우주물체의 특성상 기기 운용에 대한 제한성 역시 위험요소로 작용한다. 상대적으로 충돌 등의 특이 사항이 발생할 경우, 이에 대한 예측과 회피가 어렵기 때문이다. 지속성 측면에서는 지구 주변의 한정된 공간을 이용해야 한다는 점에서 궤도 점유율과 우주쓰레기 문제를 고려해야 한다. 예를 들면 통신이나 항법위성 등 실생활에 지대한 영향을 미치는 인공위성들은 주로 정지궤도에 위치하며, 지구관측이나 연구 목적의 인공위성은 저궤도에 위치한다. 이처럼 특정 목적을 위해 이용하는 궤도들이 혼잡해지면서 다음에 발사할 위성이 점유할 수 있는 궤도와 이들이 이용할 주파수 대역이 줄어들게 된다. 이에 국제전기통신연합(International Telecommunication Union, ITU)은 관련 규정을 시행하여 궤도와 주파수를 관리하고 있다. 우주쓰레기의 경우, 짧게는 수 년에서 길게는 수십 수 백 년까지 궤도를 공전하고 제어가 불가능하다는 점에서 운용 중인 우주자산에 대한 심각한 위험을 초래할 수 있다. 문제는 우주쓰레기가 기하급수적으로 증가하고 있다는 것이다. 지난 2021년 3월 말 일본의 민간기업인 아스트로스케일(Astroscale)이 우주쓰레기용 인공위성을 개발하여 발사하였지만, 현재 기술 시연 단계에 있어 그 효과는 아직 미지수다.

이러한 어려움을 해결하기 위하여 국제사회는 조약을 비롯하여 다양한 규범을 제정하였다. 이들 규범은 우주물체의 운용 단계에 따라 발사 전 단계, 발사 단계, 운용 단계 및 운용 종료 후 단계로 해당 구간을 구분할 수 있는데, 이는 Fig. 1과 같다.

탄도미사일 헤이그행동규범(HCoC) 제4조는 우주발사체의 발사 시 발사장소 및 방향 등에 대하여 회원국에 대한 사전 통고를 의무화하고 있다[6]. 따라서 HCoC 회원국은 우주발사체의

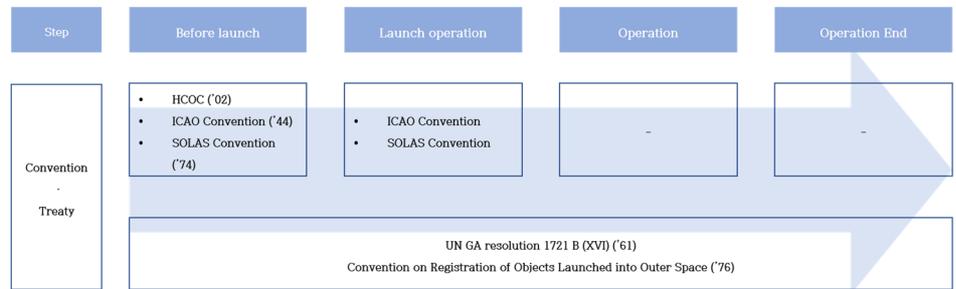


Fig. 1. International Treaty on STM (HCoC, ICAO Convention, SOLAS Convention을 토대로 작성). STM, space traffic management.

발사 전 회원국에 통보하여야 한다. 국제민간항공기구(International Civil Aviation Organization, ICAO) 협약 및 해상인명안전협약(Safety of Life at Sea, SOLAS) 협약은 발사 인근을 비행하는 항공기 및 운항하는 선박의 안전을 보장하기 위하여, 우주발사체의 발사 또는 우주발사체의 낙하에 따른 예상 위치정보를 사전에 통보하거나, 발생 시 관련 정보를 통보하도록 규정하고 있다[7,8]. 그리고 유엔총회 결의 1721 B[9] 및 우주물체 등록협약 제2조[10]에 따라 우주물체의 정보를 유엔 사무총장에게 제공하여야 한다.

우주교통관리를 위해서는 우주기기를 운용하는 주체가 우주공간에서 우주물체를 운용하고 관리하기 위한 다양한 정보를 수집하고, 이를 활용할 수 있는 능력이 요구되며, 나아가 국제사회와 소통하고 협력하여 발생할 수 있는 예외사항에 대비하기 위한 노력을 기울여야 한다.

3. 2010년 이전 미국의 우주교통관리

미국은 2000년대 초 우주교통관리 역량을 구축하기 시작하였다. 항공우주국, 교통부 등이 수행하던 자연우주물체의 감시와 민간의 우주발사 관리에 더하여 국방의 역량을 활용하여 우주상황인식정보를 생성하고, 이를 상업용으로 그리고 국외 운용자들에게 제공하는 프로그램(CFE Pilot Program)을 시범적으로 운용하였다[11,12]. 이 시기 미국의 우주교통관리는 국방부(DOD), 연방항공청(FAA), 해양대기청(National Oceanic and Atmospheric Administration, NOAA), 정보통신청(National Telecommunications and Information Administration, NTIA), 항공우주국(NASA), 연방통신위원회(FCC)의 6개 기관에 의해 수행되었다. 이들 각각에 대한 임무 및 권한을 우주물체의 발사, 운용 및 폐기 단계에 따라 구분하면 Table 1과 같다[13].

Table 1에서 본 바와 같이, 상기 대부분의 기관들은 발사 전 단계, 운용단계, 비활성 단계 등 모든 과정에서 우주교통 관련 임무를 수행하는데, 각각의 임무는 각 기관의 고유임무 및 관련 역량에 법적 근거를 두고 있다. 그러므로 미국에서 이루어지는 발사, 운용 및 폐기 과정에 필요한 정보는 관련된 모든 기관으로부터 제공받는다.

Table 1. U.S. Space Launch Management Cycle in 2010s

Dept.	Mission		
	Before launch	Activate spacecraft	De-activate satellite
DOD	<ul style="list-style-type: none"> • Provide launch vehicle standard and launch range infrastructure • Manage the flight safe 	<ul style="list-style-type: none"> • Maintain space catalog • Ensure safety arrival of the sat to the orbit • Sharing Space Situational Awareness info. 	<ul style="list-style-type: none"> • Management of successful reentry/disposal/return process
FAA	<ul style="list-style-type: none"> • Licensing and regulation of commercial launch and reentry 	<ul style="list-style-type: none"> • Promote operators to register space object and check with international treaty obligations 	<ul style="list-style-type: none"> • Notice to air traffic control center to clear the path for objective return
FCC	<ul style="list-style-type: none"> • Licensing for non-federal spectrum use • GEO orbital slot assignments • ITU process 	<ul style="list-style-type: none"> • Supervision of non-governmental spectrum use followed by 1967 OST • Maintain non-federal spectrum database 	<ul style="list-style-type: none"> • Licensing for spectrum use for re-entry FCC-licensed satellite • Govern safety issues of the FCC-licensed spacecraft • Collects info on FCC-licensed disposal satellites
NASA	<ul style="list-style-type: none"> • Provide orbital debris mitigation requirements • Provide launch range infrastructure • Manage the flight safe 	<ul style="list-style-type: none"> • Ensure safety arrival of the sat to the orbit • Space Exploration and Research 	<ul style="list-style-type: none"> • Management of successful re-entry/disposal process
NOAA	<ul style="list-style-type: none"> • Licensing US commercial remote sensing 	<ul style="list-style-type: none"> • Provide space weather info. • Management of NOAA-licensed satellites 	<ul style="list-style-type: none"> • Licensing and monitoring of NOAA-licensed satellites disposal plan

Table 1. Continued

Dept.	Mission		
	Before launch	Activate spacecraft	De-activate satellite
NTIA	<ul style="list-style-type: none"> • Licensing for federal spectrum use • Maintain federal spectrum use databases • Provide policy on allocation and regulation of federal spectrum uses 	<ul style="list-style-type: none"> • Management of US government spectrum use and its database 	-

Adopted from Hunter (2016) with CC-BY-NC-ND.

DOD, United States Department of Defense; FAA, Federal Aviation Administration; FCC, Federal Communications Commission; ITU, International Telecommunication Union; NASA, National Aeronautics and Space Administration; NOAA, National Oceanic and Atmospheric Administration; NTIA, National Telecommunications and Information Administration.

4. 2010년 이후 미국 우주교통관리의 주요 변화

최근 미국의 우주교통관리체계는 트럼프 전 대통령의 임기 중이던 2018년 5월과 6월에 각각 발표된 대통령 행정지시인 우주정책지침(space policy directive, SPD)에 따라 개편된 것이다[14]. SPD-2는 상업적 우주이용에 대한 규제 완화를 다루었고, SPD-3은 우주물체를 어떻게 관리할 것인가에 초점을 두고 있다.

SPD-2는 국가안보의 보호, 공공 안전, 우주 상업분야에서 미국의 리더십 확보, 경제성장, 세금 납부자에게 세수 지출의 불투명성 타파 등을 목적으로 설정하였다. 이를 위해 상업적 우주발사와 재진입을 위한 라이선스 발급, 상업원격탐사 관련 규정, 상무부 개편, 무선주파수 스펙트럼 정책, 상업적 우주비행에 관한 수출 라이선스 등 다양한 규제들의 요구조건을 최소화함으로써 우주 분야에서 미국의 국제경쟁력 향상을 꾀하고 있다[15]. 대표적인 예로, 기존에 Part 415, 417, 431, 435로 구분하여 발급하던 연방통신위원회 상업우주물체 발사 라이선스가 Part 450으로 통합되며 간소화되었다.

SPD-3은 우주환경의 혼잡도 증가와 우주공간에서의 경쟁 심화로 인해 미국의 우주운용에 대한 안전, 안정 및 지속가능성에 대한 도전을 타파하고, 미국의 리더십을 유지하기 위한 목적으로 우주교통관리에 대한 새로운 접근방식의 도입을 선언하였다. SPD-3은 우주상황인식을 “안전하고 안정적이며 지속 가능한 우주활동을 위한 우주물체와 우주물체의 운용환경에 대한 지식 및 특성 파악”으로, 우주교통관리를 “우주환경에서의 운용 안전성, 안정성, 그리고 지속가능성을 강화하기 위한 전략, 조정 및 궤도상 동기화 활동”으로 정의하였다. 그리고 우주환경의 안전성, 안정성 및 지속가능성을 영위하기 위한 국제적 책임, 우주상황인식 및 우주

교통관리 데이터의 무료 제공, 궤도잔해물 경감조치의 국제적 실행, 우주교통관리 표준 및 모범사례의 개발 필요성을 언급하고 있다. 상기 목표들을 바탕으로 미국의 우주교통관리 수행 기관들의 임무를 Table 2와 같이 제시하였다[16].

Table 2. U.S departments on STM mission followed by SPD-3

	DOD	NASA	DOT	DOC	DOS	DNI	FCC
SSA-STM R&D	■	■	■	■	■		■
Mitigation of orbital debris	●	■	■	●	●	●	
Commercial use in SSA-STM	●	●	●	■			
Offering SSA data and STM service	■	●	●	■	●	●	
SSA data sharing and improving its interoperability				■			
Promote STM standards and best practices	■		■	■			
Reduce unintentional RF interference			■	■			◎
STM and Space object registration						■	◎
Develop regulations for future orbital operations	■	●	■	■	●	●	

■, supervising agency; ●, cooperative agency; ◎, advisory agency.

STM, space traffic management; SPD, space policy directive; DOD, United States Department of Defense; NASA, National Aeronautics and Space Administration; DOT, Department of Transportation; DOC, Department of Commerce; DNI, Director of National Intelligence); FCC, Federal Communications Commission; SSA, space situational awareness.

5. 한국의 STM 정책방향에 대한 시사점

미국이 주장하는 우주교통관리란 우주에서 운용되는 다양한 주체의 우주자산이 안전하고 안정적으로 운용될 수 있게 하기 위한 조치라고 할 수 있다. 기존에 미국에서 궤도상 안전을 위한 정보서비스는 항공우주국과 국방부가 나누어 담당하였다. 그러나 전체 우주발사에서 민간이 차지하는 비율이 정부의 발사횟수를 상회함에 따라 혼잡한 우주공간에서 미국의 우주자산을 안전하게 운용하기 위해서는 정확하고 구체적이며 공개적인 우주교통정보를 민간에 제공해야 하고, 이를 위해 전담 기관이 필요하게 되었다. 이에 2018년 6월 도널드 트럼프 전 대통령은 SPD-3을 발표하고, 우주상황인식과 우주교통관리에 대한 새로운 접근법을 제시하며, 상무부를 민간 우주상황인식과 우주교통관리를 이끌 새로운 기관으로 지정하였다.

한편, 한국은 아직 정부주도로 우주개발을 수행하는 국가로서, 국제 발사시장에서 한국 정부나 민간의 역량은 전무하다고 할 수 있다. 그러나 국내에도 인공위성의 경우 이미 독자적인 개발 능력을 갖춘 민간 기업들이 존재하며, 소형 인공위성 발사를 목적으로 우주발사체를 개발하는 스타트업 역시 등장하였다. 향후 국내 우주발사 비율의 증가는 당연한 귀결인 것이다.

미국의 우주교통관리 정책은 어느 날 갑자기 등장한 것이 아니다. 오랜 기간 일관성 있게 수립해 온 민간 우주발사의 장려 정책이 효과를 나타내는 시점에 우주물체의 안전한 운용을 보장하기 위한 방안으로써 우주교통관리를 정의하고, 관련 정책을 추진하고 있는 것이다. 미국의 우주교통관리 정책에서 두드러진 특징은 가시성과 효율성이다. 우주물체를 발사하고자 하는 자가 무엇에 대해 어떤 기관에 접촉해야 하는지가 기관의 특성에 따라 명확히 구분되어 있으며, 최근에는 관련 규정의 간소화로 실제 운용자의 행정적 부담까지도 절감되었다.

우리나라는 과연 우주교통관리를 어떻게 정의해야 할까? 우주교통관리 정책의 첫걸음은 우리나라가 향후 우주를 어떻게 활용할 것인지, 정부를 넘어 민간차원에서 어떻게 우주를 이용하고 접근할 것인지 등에 대한 정부의 장기적인 철학을 마련하는 것일 것이다. 두번째로 이렇게 마련한 철학, 그리고 우주교통관리에 대한 국제적인 논의 및 기존 규범을 바탕으로 우주교통관리를 위한 법과 정책을 수립하여 우리나라에서 이루어지는 우주발사를 전주기적으로 관리하며, 관련 서비스를 제공하기 위한 틀을 갖추어야 한다. 일례로 현재 우주개발진흥법은 우주에서의 안전한 운용을 보장하기 위한 틀이 단편적으로 드러날 뿐 포괄적으로 제시되어 있지 않다.

우주시대를 적극적으로 살아 나가기 위하여, 이와 같이 관련 법과 정책을 고안하고 실행하며, 국제사회에 공유할 수 있는 모범사례를 만들어 나가야 할 것이다.

References

1. BRYCE, Satellite Industry Association (SIA): State of the Satellite Industry Report (BRYCE, Alexandria, VA, 2020).
2. Federal Aviation Administration [FAA], Origins of the commercial space industry (n.d.) [Internet], viewed 2021 Feb 15, available from: https://www.faa.gov/about/history/milestones/media/commercial_space_industry.pdf
3. Perek L, Traffic rules for outer space, in International Colloquium on the Law of Outer Space by the International Institute of Space Law (IISL), Paris, France, 1982.

4. Gleason MP, Establishing space traffic management standards, guidelines and best practices, in First International Orbital Debris Conference, Sugar Land, Tx, 9–12 Dec 2019.
5. Contant-Jorgenson C, Lála P, Schrogl KU, Cosmic Study on Space Traffic Management (International Academy of Astronautics, Paris, France, 2006).
6. HCoC, Text of the Hague Code of Conduct (2012) [Internet], viewed 2020 Dec 15, available from: https://www.hcoc.at/?tab=what_is_hcoc&page=text_of_the_hcoc
7. ICAO, Convention on International Civil Aviation done at Chicago on the 7th day of December 1944 (1944) [Internet], viewed 2020 Dec 5, available from: https://www.icao.int/publications/Documents/7300_orig.pdf
8. SOLAS, International Convention for the Safety of Life at Sea (1974) [Internet], viewed 2020 Oct 17, available from: <https://www.ifrc.org/docs/idrl/I456EN.pdf>
9. UNOOSA [United Nations Office for Outer Space Affairs], Resolution adopted by the general assembly: 1721 (XVI). International co-operation in the peaceful uses of outer space (1961) [Internet], viewed 2020 Dec 5, available from: https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/spacelaw/treaties/resolutions/res_16_1721.html
10. UNOOSA, Convention on registration of objects launched into outer space (1974) [Internet], viewed 2020 Nov 28, available from: https://www.unoosa.org/pdf/gares/ARES_29_3235E.pdf
11. Kelso TS, Commercial and Foreign Entities (CFE) Support Pilot Program (2004) [Internet], viewed 2020 Dec 15, available from: https://www.celestrak.com/NORAD/elements/notices/CFE_Fact_Sheet_v4.pdf
12. FAA [Federal Aviation Administration], SSA feasibility study (CSLCA section 110 report) (2016) [Internet], viewed 2021 Jan 18, available from: https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ast/media/3_section_110_report_summary.pdf
13. Hunter SK, Space traffic management concepts leveraging existing frameworks, in Space Traffic Management Conference, Daytona Beach, FL, 17 Nov 2016.
14. Harrison T, Johnson K, How does space policy directive 3 affect space traffic management? (2018) [Internet], viewed 2021 Jan 15, available from: <https://www.csis.org/analysis/how-does-space-policy-directive-3-affect-space-traffic-management>
15. The White House, Space policy directive–2, Streamlining Regulations on commercial use of space (2018) [Internet], viewed 2021 Mar 3, available from: <https://trumpwhitehouse.archives.gov/presidential-actions/space-policy-directive-2-streamlining-regulations-commercial-use-space/>
16. The White House, Space policy directive–3, National space traffic management policy (2018) [Internet], viewed 2021 Mar 15, available from: <https://trumpwhitehouse.archives.gov/presidential-actions/space-policy-directive-3-national-space-traffic-management-policy/>

Author Information

김 시 은 kse@kari.re.kr



한국과학기술연합대학원대학교에서 과학기술 정책학 박사 학위를 취득하였으며, 현재 한국항공우주연구원 우주정책팀에서 박사후연구원으로 근무 중이다. 주요 연구영역 및 관심 분야는 SSA/STM/SDA(우주상황인식/우주교통관리/우주영역인식), 우주안보, 출연(연) 혁신정책 등이다.

신정책 등이다.

정 영 진 yjjung@kari.re.kr



프랑스 파리11대학에서 국제우주법으로 박사 학위를 취득하였으며, 현재 한국항공우주연구원 우주정책팀에서 근무 중이다. 주요 연구영역 및 관심분야는 우주법, 무력분쟁법, 우주안보, 국제기구법, 국제관계 등이다.

산업체 동향

솔탑: New Space 비즈니스를 위한 연구 개발

1. 솔탑 소개

솔탑은 위성관제시스템 및 TT&C(telemetry tracking and command system) 기술이전을 시작으로 다목적 위성의 운영 및 시험, 관제에 대한 독자적인 기술을 확보하고 있으며, 무인항공기 및 원격기상관측, 해양 분야에 이르기까지 영역을 확대하여 기술의 신뢰성을 높이는데 중점을 두고 있습니다. 최근 7년간 초소형위성분야에 집중적으로 투자하고 있으며, 관련하여 다양한 비즈니스를 하고 있습니다.

- 군집위성 임무 설계 및 분석
- 초소형위성 위성시스템 개발 (버스, 탑재체)
- 초소형위성 구성품 개발
- 초소형위성 비행소프트웨어 개발
- 초소형위성 지상시험장치 개발
- 초소형위성 지상국 개발
- 초소형위성 관제시스템 개발
- 초소형위성 임무데이터 처리시스템 개발
- 초소형위성 운용

2. 솔탑의 초소형위성 사업 및 연구 개발

솔탑은 우주기술 융복합(spin-off)사업에서 큐브위성 위성체 플랫폼 연구를 시작으로 다양한 연구와 개발사업에 참여하고 있습니다. 솔탑은 초소형위성의 프로젝트 전 생애 주기 및 End-to-End를 위한 솔루션을 제공하고자 하고 있으며, 주요 사업 아 이템은 다음과 같습니다(Fig. 1).

- 궤도상 임무 시험 컨설팅 (in-orbit demonstration)

솔탑은 해당사업을 시작으로 국내 다양한 초소형위성 사업에 참여해 왔습니다(Fig. 2).

- KMSL (주관 조선대학교): 2017년 초소형위성 경연대회에 선정된 조선대학교에 탑재컴퓨터, 인터페이스 보드 등을 제공하였으며, 임무 성공을 위해 다양한 측면에서 기술지원을 하였습니다.
- SNIPE 임무 (주관 한국천문연구원): 솔탑은 한국천문연구원과 한국항공우주연구원이 진행하는 SNIPE 임무에 참여 중이며, 지상시험장치, 지상관제소프트웨어 및 탑재체 임무데이터 처리



Fig. 1. (주)솔탑의 초소형위성 서비스 분야 (위성 구성품, EGSE, 위성시험, 임무/시스템 설계 및 분석).

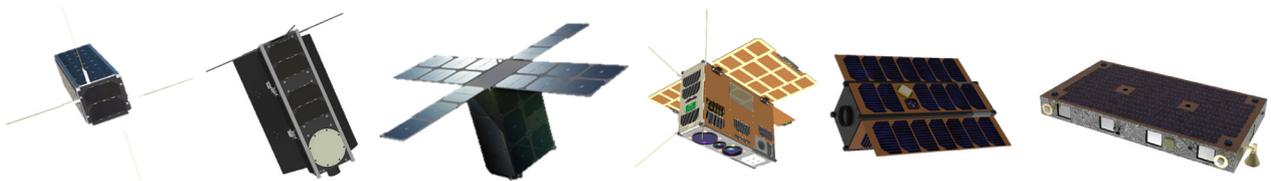


Fig. 2. (주)솔탑의 참여 초소형위성 프로그램(KMSL(조선대), MIMAN (연세대), SNIPE(천문연), STEP CubeLab-II (조선대), SoleSat-1 (Soletop), S-STEP (한화시스템)).

시스템 개발, 이리디움/GPS 통합 탑재체 보드 개발 등에 참여 중에 있습니다.

- STEP CubeLab-II (주관 조선대학교): STEP CubeLab-II는 다중밴드를 이용해서 지구관측을 하는 것이 임무입니다. 솔탑은 조선대학교 및 한화시스템, 에델테크, 캠틱 등과 함께 산학 컨소시엄으로 참여 중이고, 위성체 설계, 제작, 조립 및 운용에 대한 책임을 가지고 프로젝트를 수행하고 있습니다.
- 소형경량 SAR 위성군 체계개발 연구 (주관 한화시스템): 솔탑은 한화시스템과 함께 미래도전국방기술과제의 소형경량 SAR 위성군 체계개발 연구를 수행하고 있으며, 솔탑은 군집위성 임무 설계 및 운용개념 분석, 시스템 설계 및 분석, 탑재체 전원 공급기, 지상시험장치 개발, MBSE (model-based system engineering)기반 시스템 설계분야에 있어 연구개발 중입니다. 그 밖에 다양한 연구개발 사업을 수행 중에 있으며, 향후 New Space 다양한 비즈니스 모델 발굴을 위해 근간이 되는 기술을 연구하고 있습니다.
- 저궤도 초소형위성(10 kg급) 기반 글로벌 IoT 서비스를 위한 저전력 위성다중액세스 핵심기술개발: 솔탑은 저궤도 IoT 임무를 위한 초소형위성 시스템 및 SDR(software defined radio)기반 OBP(on-board processor)에 대한 연구를 수행

하고 있습니다.

- 초탄성 형상기억합금 기반 안테나 시스템 연구: 초탄성 형상기억합금 소재에 기반하여 대형전개형 안테나 시스템 연구를 조선대학교, 캠틱, 전북대학교와 함께 연구개발을 수행하고 있습니다.
- SoleSat-1: 솔탑은 내년 상반기를 목표로 3U 초소형위성인 SoleSat-1을 개발하고 있습니다. 주요 임무는 솔탑의 핵심기술을 검증하는 목적입니다. 이밖에 메쉬 안테나 소재, 소프트웨어 정의 라디오 등 다양한 연구개발을 수행하고 있습니다.

3. 솔탑의 향후 비전

솔탑은 기존의 위성/UAV 관제시스템, 위성영상 활용시스템의 기술을 적극 초소형위성에 활용하여 downstream부터 upstream까지 다양한 비즈니스를 수행하고 있습니다. 솔탑은 New Space 시대에 중심에 설수 있도록 다양한 임무 서비스 및 비즈니스 모델 개발과 미래 기술에 대해서 연구를 수행할 계획입니다.

사공영보 (ybsakong@soletop.com)

산업체 동향

카이로스페이스: 우주의 질문에 즉답한다

카이로스페이스는 우주 시스템과 각종 솔루션을 제공하는 우주 산업체입니다. 우주 기술 분야에서 다양한 경험을 가진 엔지니어들로 구성되어 "High Quality and Excellent Service"란 가치 아래 폭넓은 서비스를 제공하고 있습니다. 카이로스페이스 팀은 지금까지 우주 기술 분야에서 20년 이상 쌓아온 경험을 기반으로, 세계적으로 선도적인 우주탐사 기관 및 기업들과 협력하며, 긴밀한 관계를 구축해 왔습니다.

현재 카이로스페이스의 주요 서비스와 제품으로는 우주탐사에 필요한 각종 우주 솔루션, 위성용 중소형 광학시스템(22mm, 75mm, 90mm, 250mm, 350mm camera 등), 위성 디플로잉 시스템(Specialized on Deploying System for Launch Vehicle), 우주쓰레기 감축을 위한 Deorbit system, 우주 핵심 부품 및 고성능 센서 (Star Tracker, Transceiver, Patch Antenna 등), 지상 통제시스템, 광학계 표면 블랙 코팅, 우주부품의 3D 프린팅 솔루션, 반도체 전공정장비용 극자외선(EUV) 광학헤드 등이 있습니다(Fig. 1-13). 카이로스페이스는 한국항공우주연구원, 한국천문연구원, 에이피위성 등 다양한 국내의 우주 선도 기관뿐만 아니라, 해외의 우주 기관 및 산업체들과도 활발히 교류하고 있습니다.

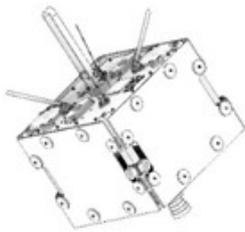


Fig. 1. Small universal platform(24U).



Fig. 2. 6U Platform with 90mm camera.

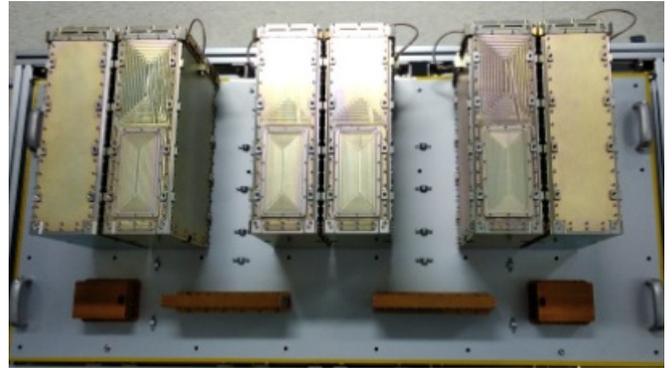


Fig. 3. Deploying system.

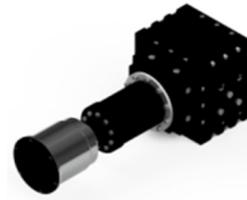


Fig. 4. 22mm camera.

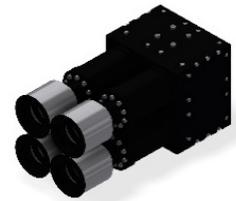


Fig. 5. 22mm cluster camera.



Fig. 6. 90mm camera (Left; High resolution, Right; Medium resolution).

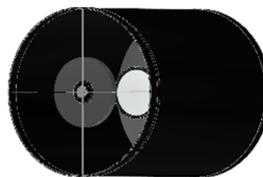


Fig. 7. 350mm camera (High resolution).

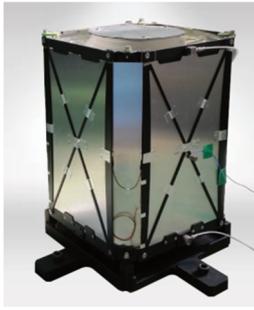


Fig. 8. 250mm camera.



Fig. 9. Star tracker.

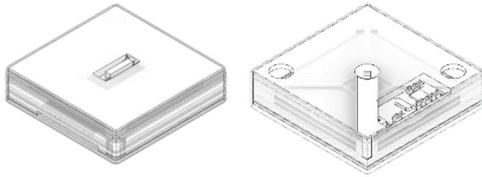
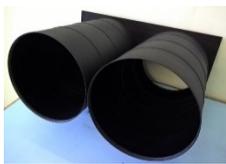


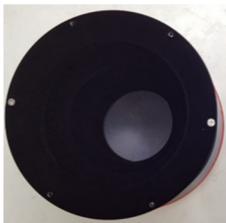
Fig. 10. Deorbit system.



Telescope baffle



Satellite focal array frame



Sniper scope



Satellite focal array frame

Fig. 11. Black coating.



Fig. 12. Ground station.

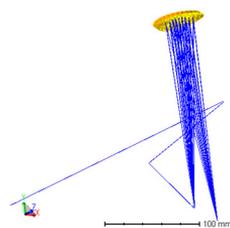


Fig. 13. EUV optical system.

최근 우주 산업의 무한한 가능성과 시장성에 대한 기대가 날로 커지고 있고, 다수의 세계적인 선두 기업들이 우주 산업으로 진출하고 있습니다. 카이로스페이스는 이러한 변화에 앞장 서서 적극적인 네트워킹과 한발 앞서는 기술력으로 우주개발 및 탐사를 위한 최고 최상의 제품과 서비스를 제공함으로써 대한민국을 대표하는 우주산업체로 도약하려 합니다. 아울러 기후변화 대응, 우주쓰레기 감축, 소행성 충돌 예보 등 인류가 당면한 여러 문제들을 해결하기 위한 우주영역의 문제해결자로서 기여하고자 합니다. 특히 최근 반도체 주권 확보를 위한 최첨단 극자외선 장비 개발을 위해 EUV 광학헤드 개발을 추진함으로써 국내 반도체산업의 경쟁력 확보에 기여하고자 합니다.

앞으로도 카이로스페이스는 우주에 대한 근원적 질문을 계속 하면서, 혁신적이고 실용적인 우주기술을 개발하여 국가우주산업 발전에 기여할 것입니다. 나아가 핵심가치인 Innovation, Team Work, Excellence를 모토로 세계 우주산업의 대표 주자가 될 수 있도록 책임감 있는 역할을 해내려고 합니다. 카이로스페이스는 고객이 필요로 하는 어떠한 우주 임무든지 현존 최고 기술력으로 구현할 것을 약속합니다.

김양수 (contact@kairo.space)

산업체 동향

나라스페이스테크놀로지: 뉴스페이스, 시대가 필요한 우주기술

1980년대의 SF 영화나 소설들을 보고 있다면 우리가 살고 있는 2021년은 마땅히 달이나 화성에 인류가 진출해 있고, 저 먼 우주를 마치 해외여행 가는 것처럼 드나들 수 있으리라 상상했습니다. 이러한 생각이 틀리지만은 않았던 것이 아폴로 임무의 뒤를 이은 아르테미스 프로젝트는 식민지 건설을 위해 다시 한번 달로 사람을 보내기 위해 준비하고 있고, 재사용 발사체에 탑승한 우주비행사들은 세련된 터치스크린과 스타트랙에 나올법한 멋진 우주복을 입고 우주정거장에 안착하였습니다.

최근 여러 우주 이벤트를 통해 근래에 어느 때보다 일반 대중들이 우주에 가지는 관심은 커지고 있습니다. 이러한 관심은 투자시장에서도 우주 ETF(exchange traded fund)나 일반 VC(venture capital)의 관련 스타트업 투자로 이어지고 있습니다. 이러한 초기투자자와 자금의 유입은 정부 수요 중심의 우주기술 개발을 벗어나 산업으로서의 우주기술 발전을 촉진하고, 'New Space'를 위한 도전적인 우주기술과 사업모델을 가능하게 하는 중요한 요소가 되었습니다.

정치, 경제, 사회, 문화를 통해 갈수록 더 밀접하게 얽혀가는 글로벌 사회에서 환경오염, 지구온난화, 에너지, 식량 문제는 우리가 지금 즉시 해결해야 하는 시급한 문제가 되었습니다. 이로 인해 ESG(environment, social, governance)로 대표되는 기업의 지속성이 가장 큰 화두가 되면서, 도시나 국가를 뛰어넘어 지구 전체에 대한 이해의 차원을 한 단계 높이는 것은 도의적인 책임만이 아닌 경제적, 사회적으로 필수가 되었습니다. 북극의 얼음이 녹는 것, 아마존의 산림이 훼손되어 가는 것이 지금 당장 우리의 밥상에 올라오는 밥값에 영향을 미치게 될 것입니다.

이러한 사회적 요구를 가장 잘 해결할 수 있는 우주기술이 시대의 기대만큼 이런 문제들을 해결하는 데 이바지할 수 있어야만 합니다. 하지만 여전히 우주기술로 인한 혜택을 일반 사용자들 피부로 느끼기는 어렵습니다. 우주기술은 이제 개발뿐만 아니라, 사회의 가장 필요한 문제에 직접적으로 적용되어야 합니다.

저희 나라스페이스테크놀로지도 이러한 흐름에 발맞추어 나가고자 노력하고 있습니다. 위성 정보에 특화된 AI 기술을 기반으로 여러 파장영역(multispectral, hyperspectral, infrared, synthetic aperture radar [SAR])의 빅데이터를 분석하여 다양한 목적에 맞춤 제공을 서비스하고 있습니다. 해양, 농업, 식생, 탄소 등 환경요소 분석을 통한 금융 정보 서비스 및 지자체의 도시관리 지원 서비스를 진행하고 있으며, 사용자들이 편리하게 접근할 수 있는 구독 플랫폼을 개발하고 있습니다.

더불어, 대량생산을 통한 위성 군집을 구성하여 지구 Big Data를 수집하고자 합니다. 이를 위해 세계에서 가장 스마트한 위성을 만드는 것을 목표로, 동일 성능 대비 가장 크기가 작은 위성 스탠다드 플랫폼을 개발하고 있습니다. 2023년 상반기까지 시험용 위성을 우주로 발사하여 성능을 검증할 예정입니다.

여태까지 우주 시장은 냉전 시대 'Space Race'를 선점했던 우주 선진국들이 주도해 왔습니다. 이제 우주 시장은 'New Space' 시대를 맞이하면서 다시 한번 그 지형도가 변화하고 있고, 이제 우주 시장에서 살아남기 위해서는 시대의 요구를 가장 잘 반영하여 대중들의 삶을 변화시킬 수 있어야 합니다.

하지만 하나의 회사만으로는 우주 시장에 대한 기대와 이를 만족하기 위한 밸류체인 전체를 구성하기는 불가능합니다. 앞으로의 우주 시장은 우주산업 생태계 간의 경쟁이 될 것입니다. 각 밸류체인의 세부 요소를 구성하는 민·관·군·산·학·연의 수많은 우주개발 주체들이 더욱더 활발하게 소통해야 합니다. 활발한 소통은 자연스럽게 우리나라 우주개발 생태계를 가꾸어 나갈 것입니다. 이번엔 창간이 되는 '우주기술과 응용'이 우주산업 생태계 구성원 간의 교류 장이 되기를 희망합니다.

박재필 (jppark@naraspace.com)

산업체 동향

드림스페이스월드: 드림스페이스월드의 우주기술과 꿈

저희 드림스페이스월드는 소형인공위성인 우리별위성과 과학 위성급 개발경험을 활용하여 우주기술의 대중화를 실현하고자 창업한 벤처기업입니다. 수년간 상용화를 위한 연구와 고민을 지속하여 왔으며, 초소형위성급 우주상용제품 판매를 통하여 시장에서 인정받는 기업이 되어 뉴스페이스 시대를 열어가고자 합니다. 저희 회사의 주요 사업분야는 3가지로 나눌 수 있는데, 첫째, 초소형 위성용 주요 모듈의 제작, 판매 및 인공위성 시스템 구현, 둘째, 소형 위성급 자세제어용 주요 모듈의 제작 및 판매와 자세제어 시스템 개발이며, 마지막으로 초소형 위성망에 이용한 위성 서비스입니다. 현재 회사의 주요 개발 실적은 다음과 같습니다. 2015년 한국항공우주연구원의 초소형위성개발 국산화 사업과제의 수주를 통하여 초소형 위성급 주요 모듈의 제품화를 성공적으로 완수하여 국내 큐브위성 시장에 납품 및 서비스를 지원하고 있습니다. 또한 주요 제품의 해외에서도 꾸준한 관심을 받고 있습니다. 아래 Fig. 1은 초소형위성의 국산화 성과물을 나타낸 것입니다.

초소형위성 개발사업을 통한 주요 성과는 다음과 같습니다.

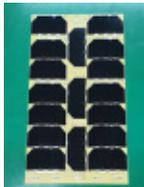
초소형 위성 제품명	초소형위성	OBC	EPS	Star Sensor	Solar-Panel	MTQR	ASS
제품사							
특징	6U급 초소형 인공위성구조체	TID > 15K TMR High speed	40W~ 100W급	고 정밀 별 센서	6U/3U/2U/0.5U 20W~1W/panel	자기토크 0.2~0.4Am ²	1.0deg 이하

Fig. 1. 한국항공우주연구원 초소형인공위성 국산화 과제를 통해 개발된 제품들.

주: OBC, on board charger; EPS, electric power system; MTQR, magnetorquer; ASS, analog sun sensor.

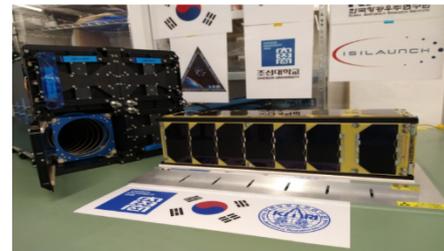
1. 큐브위성용 FM급 제품 납품 및 우주검증 성공

큐브위성대회 선정팀 조선대학교 KMSL 큐브위성팀에 드림스페이스월드의 큐브위성 주요 모듈을 납품하였으며, 4월 기준 정상적인 운영을 하고 있으므로 성공적인 우주검증이 되었습니다.

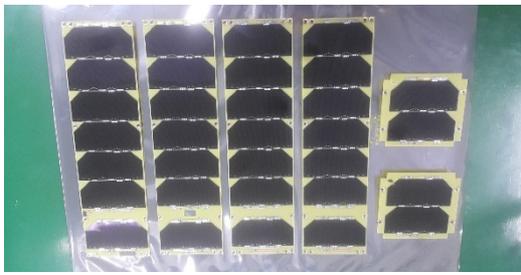
Fig. 2는 KMSL 팀에 납품된 주요 모듈인 3U & 1U 태양전지판, 온보드컴퓨터, 자기토크, 태양센서입니다.

조선대·연세대 KMSL 큐브위성

등록 2021-03-22 21:50:51



[서울=뉴스시스]조수정 기자 = 과학기술정보통신부는 22일 오후 3시 07분(현지시간 11시 07분)에 국내 대학(원)생들이 주축이 되어 개발한 큐브위성 3대가 카자흐스탄 바이코누르 우주센터에서 러시아의 발사체 소유즈-2를 통해 발사에 성공했다고 발표했다. 사진은 조선대 KMSL (연세대에서 합체제(공발레) 참여) 큐브위성. (사진=과학기술정보통신부 제공) 2021.03.22. photo@newsis.com *재판매 및 DB 금지



(a) FM 3U/1U 태양전지 패널



(b) 온보드컴퓨터



(c) 자기토커



(d) 태양센서

Fig. 2. 조선대 KMSL 팀에 납품된 주요 모듈.

2. 한국천문연구원 국내 최초 군집형 큐브위성 SNIPE 위성의 FM급 제품 납품

2021년 말 발사예정인 SNIPE 위성의 FM급 주요 모듈을 납품

완료하였습니다. 납품사진은 다음과 같습니다. 6U급 태양전지판, 온보드컴퓨터, 자기토커(MTQR), 태양센서 3EA, IF보드 등입니다(Fig. 3,4).

소형위성용 주요 성과는 한국형 발사체 검증위성용 자세제어 시스템 개발을 통하여 소형위성용 자세제어분야에서 경험한 기술을 활용하고 있습니다.

저희 드림스페이스월드(株)는 비록 작은 회사이지만 우주기술 상용화의 실현을 위한 열망만은 그 누구보다도 크다고 생각하며 저희들은 기필코 성공적인 도전을 이루겠습니다.

이성호 (shr@dreamspaceworld.com)

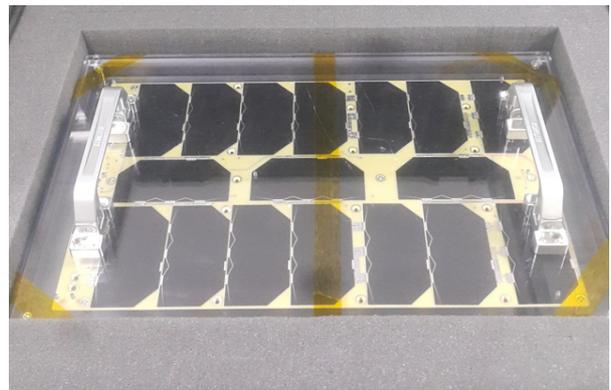


Fig. 3. FM 6U/3U/2U/0.5U 태양전지패널 컨테이너.



Fig. 4. 온보드컴퓨터.

산업체 동향

우주로테크: 우주교통관리와 우주쓰레기 예방

1. 비전

우주로테크는 인류의 지속가능한 우주개발의 위하여 우주쓰레기 예방 솔루션을 제공합니다. 초소형인공위성을 중심으로, 임무 후 폐기(PMD, Post mission disposal) 장치를 통해 우주쓰레기 예방과 위성간 충돌위험 회피 기능을 제공합니다. 이를 통해 고객의 위성은 우주물체 관리 및 폐기에 대한 국제 권고안을 만족할 수 있으며, 지상의 우주물체 추적/모니터링 비용의 절감이라는 산업적 가치를 확보할 수 있습니다.

최근 'Iridium Communications'를 비롯한 인공위성 운용기업에서 위성 폐기에 대한 수요가 발생하고 있으며, 우주산업분야 보험에서도 우주쓰레기가 보험금액 산출의 근거로 고려되고 있습니다.

대부분의 초소형인공위성과 우주물체들은 임무가 종료된 이후 우주공간을 떠다니는 우주쓰레기로 전락합니다. 이러한 우주쓰레기들은 수년~수십년간 궤도를 떠다니며 다른 위성을 위협합니다. 향후 5년 내 발사예정인 인공위성의 수는 인류 최초의 우주개발이후 현재까지 발사된 인공위성의 수보다 많습니다. 자연 궤도추락(orbit decaying)에 의해 폐기되는 인공위성의 수보다 발사되는 인공위성의 수가 매우 큰 이러한 현실에서 우주쓰레기의 급증은 시간문제이며, 우주쓰레기는 크고 작은 위성활용 지상서비스의 장애부터 최악의 경우 Kessler syndrome과 같은 전 인류적 문제를 유발할 수 있는 위협으로 작용하고 있습니다.

이제는 미래 우주교통관리(Space traffic management)를 고려하여 인공위성을 발사하고 운용하는 것을 넘어, 위성의 폐기를 현실적으로 고려해야 합니다.

2. 개발현황

인공위성의 임무 후 폐기를 위하여 Fig. 1과 같이 단일추진제 기반의 추진기관을 사용하며, 수십년에 달하는 궤도추락 기간을 수년~수개월 수준으로 크게 줄임으로써 고객의 위성체는 우주물체 폐기 권고안을 만족할 수 있습니다.

우주로테크의 기술은 획기적인 형상으로 인해 탑재체 공간을

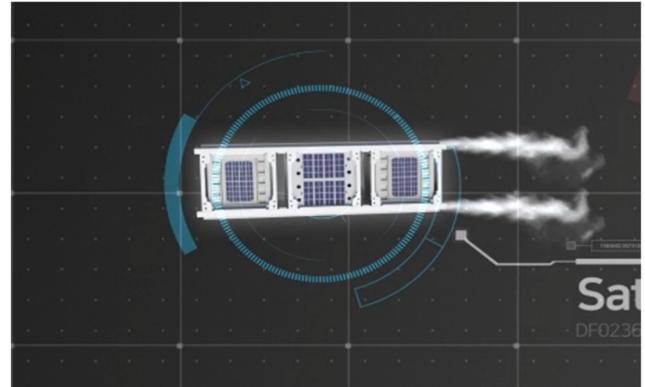


Fig. 1. 우주로테크 PMD 장치 구동모습 (그래픽).

침해하지 않으며, 위성폐기 기능을 제공합니다. 이러한 강점으로 인해 고객은 부수적인 발사비용 증가 없이 위성 간 충돌방지, 우주물체 모니터링 비용절감이라는 경제적 가치는 물론, 지속가능한 우주개발이라는 공익적 가치를 확보할 수 있습니다.

또한 위성운용 중 위성 간 충돌이 예상되는 경우, 즉각적인 회피동작을 통해 위성 간 충돌예방이 가능하며, 이에 따른 피해보상에 대한 위험관리가 가능합니다.

경쟁기술 대비 탑재체 공간확보 및 발사비용 절감, 저독성 추진제 사용에 따른 최종 사용자의 제반시설 비용 저감, 운반과 충전 편의성 증대 등의 강점을 바탕으로 글로벌 경쟁력을 갖추었습니다. 기술력 강화를 위하여 한국항공우주연구원으로부터 기술적 자문을 받고, 기술이전을 준비하는 등 협력하고 있습니다.

최근, 러시아의 위성폐기 솔루션 기업과 MOU 체결을 통해 상호간 기술교류 및 장비활용/발사기회 등에 대한 국제협력체계를 구축하였고, Fig. 2의 사례와 같이 해외시장을 대상으로 홍보를 진행 중입니다.

3. 시장 및 경쟁 환경

우주쓰레기 시장은 타켓의 크기에 따라 대형위성 대상 시장과 초소형위성 대상 시장으로, 위성의 폐기 시점에 따라 'Post

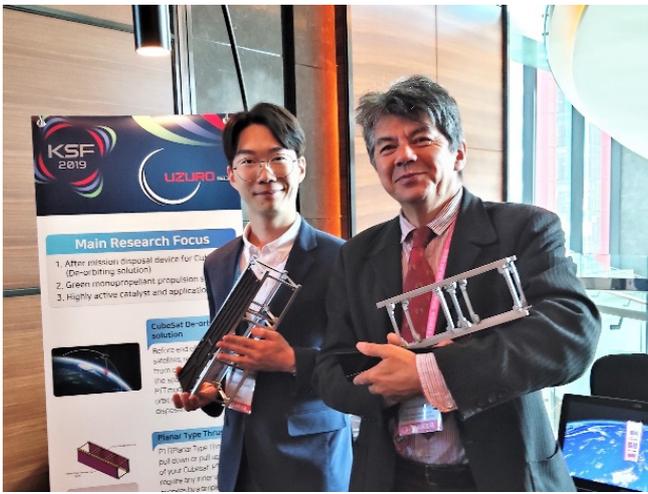


Fig. 2. ESA 국제달탐사연구단 연구책임자, Bernard Foing 방문.

mission disposal' 기술과 'Active debris removal' 기술로 나눌 수 있습니다. 대형위성의 경우, orbit traffic management 및 보안의 목적으로 폐기를 수행합니다. 이러한 경우, 고장위성의 포획/접근을 위한 별도의 위성이 발사되어 임무를 수행합니다. 하지만 최근 급격히 수가 많아지고 있는 초소형인공위성의 경우, 상대적으로 저비용 위성이 많아, 별도 위성을 발사하여 폐기를 수행하는 것은 경제적 이유로 민간에서 수행되기 어렵습니다. 이러한 이유로 초소형인공위성의 경우, 임무 후 자가폐기를 위한

PMD(post mission disposal) 장치를 부착하는 것이 필요합니다. UN이 승인한 '우주 폐기물 경감 가이드라인'에 따르면 25년 내 인공위성을 포함한 우주물체에 대해 적절히 폐기할 것을 권고하고 있지만, 현재 위성폐기 비율은 60%에 불과하며, 제한된 부피를 갖는 초소형인공위성의 위성폐기 비율은 더욱 낮을 것으로 추정됩니다. 이러한 낮은 폐기율의 원인으로는 기존 PMD 장치의 과도한 부피가 지목됩니다. 국외 인공위성 제조기업들은 우주쓰레기의 심각성에 대해 인지하고 있지만, 현실적인 위성폐기 방법이 부족하다고 응답하였습니다. 글로벌 경쟁기업의 PMD 장치의 경우, 위성의 내부부피를 크게 차지하여 탑재체의 가용부피를 침범하므로 경제성이 떨어지며, 시장조사 결과, 고객군은 과도한 부피를 PMD 장치 적용의 가장 큰 부담원인으로 꼽았습니다. 우주로테크는 판형 추진기관 기반의 위성폐기 솔루션을 제공함으로써 이러한 고객의 Pain point를 해결하여 경쟁기업과의 차별성을 가집니다. 우주쓰레기 폐기와 관련된 비즈니스 모델로는 일본의 Astroscale, 유럽의 D-Orbit, 러시아의 D-Start 등이 있습니다.

이성문 (official@uzurotech.com)

산업체 동향

저스텍: 저스텍의 초소형 큐브 상업위성용 제어모멘트자이로와 반작용휠의 상품화와 오스텍의 관측용 망원경 개발과 상품화

저스텍은 산업용 정밀 리니어 모터 개발하여 모션 전문기업으로 산업용 리니어모터 개발 태동기부터 관련 기술을 개발하며, 국내 산업용 모션 스테이지 시장 발전에 이바지하여 왔습니다. 창업 전 개발 단계에서부터, 그리고 창사 후에도 꾸준히 기술을 내재화 하고, 고난도 기술에 도전하는 정신으로 사업을 발전시켜왔습니다. 이를 바탕으로 국가 연구 개발 사업, 국가 연구기관, 연구소 및 산업체의 도움과 협력으로 우주산업에 도전한지 10년째에 이르고 있습니다. 저스텍은 디스플레이 및 반도체 등의 생산 검사에 쓰이는 산업용 고정밀 고성능 리니어/로터리 모터와 드라이버 제어기들을 연구하였고, 이를 우주로 확장하려는 노력이 국내 우주산업의 한 도움이 될 수 있는 기회를 맞이하게 되었습니다.

휠/베어링 가공 조립, 전자기 해석, 모터 드라이버 및 제어기 등 그동안 저스텍이 연구개발 및 사업화해왔던 분야이고, 자신 있는 분야였습니다. 그러나 산업용 제품을 우주에 바로 쓸 수 없는 바 기술개발과 공정정립이 필요하였고, 국가지원과제 및 연구관리기관에서 국가 연기관이 신생산업체에 기술지도하도록 프로그램을 마련해주어 500kg급 위성에 적용할 수 있는 제어모멘트자이로를 개발할 수 있었습니다. 이를 바탕으로 100kg급 위성용 반작용휠을 우주 궤도에서 성능검증하는 프로그램에 참여하여 우주궤도에서 2년 이상 성능검증하였고, 후속 위성에 주 구동기로 탑재 예정이며, 앞서 제어모멘트자이로 역시 성능 검증 프로그램으로 궤도에 올라갈 준비를 하고 있습니다.

저스텍이 우주 산업에 뛰어들 것은 국가 연구 기관의 부품 국산화 의지로 시작하였으나, 그 개발과정 및 개발 이후 사업화 과정을 진행하면서, 요근래 화두가 되었던 “뉴 스페이스”의 시대로 CubeSat 등 소형 위성 시장이 급팽창하고 있는 바, 자체 투자로 CubeSat용 반작용 휠을 개발하고 있습니다. 이를 검증하기 위해 독자적으로 3U 위성 개발을 준비 중입니다. 아울러 반작용 휠 외에도 내재화가 필요하다고 판단되는 컴포넌트들도 같이 개발 진행 중입니다. 또 한편으로는, 저스텍의 자매회사 오스텍에서는 3U CubeSat용 광학 탑재체를 준비하고 있습니다. 국가 연

구소와 같이 협업하여 자체 제작하면서 쌓은 광학 및 정밀 가공/제조 기술의 중간 산물이며, 1 m 크기 이상의 거울/렌즈 가공이 가능합니다. 광학 외에도 알루미늄 세라믹 등의 초정밀 가공 기술 및 가공 장비를 개발하였습니다.

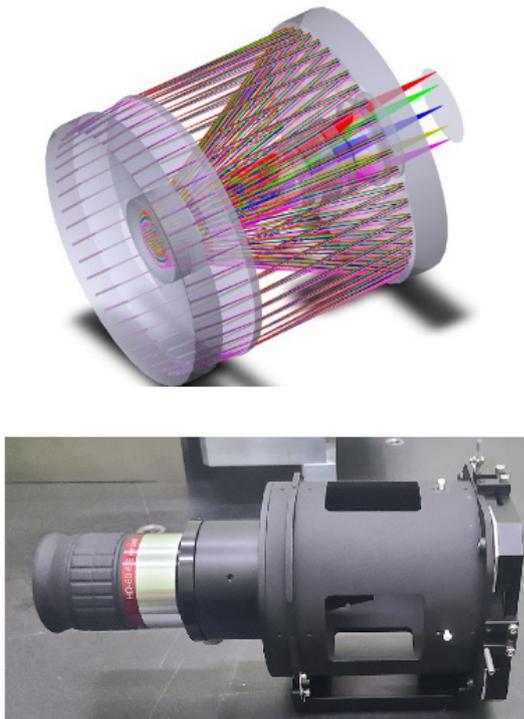
제어모멘트자이로, 반작용휠, 천체망원경의 광학부품 등을 갖고서도 실제 우주 적용은 쉽지가 않았습니다. 우주 산업에서의 부품 선정에서 헤리티지에 대한 요구는 작은 회사로서는 아직은 큰 벽이었고, 이를 해결할 방법의 일환으로 CubeSat을 직접 발사하여 검증하고자 준비하게 되었습니다. 3U CubeSat 정도를 구동할 수 있는 반작용휠과 4m급 GSD 를 가지는 광학탑재체를 가지는 3U CubeSat을 2022년 발사목표로 진행하고 있으며, 향후 발사 수량을 늘리고, 2024년에는 구경을 2배로 늘린 광학계를 탑재하기 위한 12U CubeSat과 더욱 커진 위성을 효과적으로 회전시키기 위하여 반작용휠보다 토크를 더 크게 발생할 수 있는 제어모멘트자이로 탑재를 계획하고 있습니다. 또한 별추적기, 마그네토크 등 추가 센서/구동기, OBC, Flight Software, 전력계, 위성구조도 자체 개발 진행 및 계획 중입니다.

계획만 한다고 일이 쉽게 굴러가는 것이 아니라는 것은 누구든 다 아는 사실입니다. 저스텍이 초일류의 테크기업은 아니겠으나, 리니어모터를 개발하고 모션스테이지를 공급하면서 뻗고 쉽게 해외 업체의 부품들을 조합하여 공급하고 임기응변으로 대응하였다면, 수차례의 전 세계 경제 위기를 극복하지 못했을 것입니다. 시장과 고객의 요구에 귀를 기울이고, 연구/개발에 매진하여 우리나라 디스플레이 산업에 미력하나마 도움이 되었다고 생각합니다. 우주산업에서도 저스텍/오스텍 단독으로 할 수 있는 산업이 아님은 명확하고, 위성의 구동기와 광학계가 위성에서 차지하는 비중이 작던 크던간에 저희가 할 수 있는 일을 해내고자 합니다. 우주산업은 아직도 국가 간 경쟁과 기술 공개/공급에 제한이 심하여 국가차원에서도 국산화에 대한 요구가 많으나, 기술 자체의 난이도가 높고 개발 기간이 오래 걸리며, 수요가 천천히 열리고 있어서 작은 기업이 감내하기에는 만만치 않은 분야이기도 합니다. 저스텍이 국가 연구 개발 사업의 한 과제로

시작한 것과 같이 국가의 투자도 중요합니다. 위성을 개발 발사하는 연구원에서도 국산화를 목표로 사업을 진행하고, 민간 기업을 기술지도/독려하는 것도 중요합니다. 민간 기업에서도 연구 개발에 매진하여 대한민국의 우주산업 발전에 기여할 수 있어야 합니다. 관주도뿐만 아니라, 산업체간의 협업도 중요합니다. 대학/연구소와의 산학협력 역시 빼놓을 수가 없습니다. 우주산업에서 “뉴 스페이스”의 시대가 왔다고는 하지만, 우리의 지정학적 요구사항에서 어느 정도 정부 주도의 성격과 그에 맞는 사업 특성도 있을 것입니다. 반면에 “뉴 스페이스”시대로서 작은 민간기업이 글로벌하게 움직일 수 있는 시장 여건도 열리고 있습니다.

저스텍은 국가 연구 개발 사업의 도움으로 우주산업을 시작한 바, 국내 위성 구동계 전문기업으로서 국가 우주 산업 발전에 도움이 되고자 합니다. 또한 오스텍은 정밀 가공/광학 전문 기업으로 지구 관측용 위성 부품 공급 회사로 거듭나고자 합니다. 저스텍/오스텍의 기술로 국내 연구원/연구소 및 다양한 업체와의 협업에서 강인한 인상을 남기는 회사로 기억되고자 연구개발에 매진하고자 합니다(Fig. 1).

김용일 (yykim@justek.com)



[Telescope]

Parameter	Value
GSD @ 500km	3.75 m Pan ; 15 m MS;
Swath width @ 500km	~ 21 km
Spectral band	400~700 nm
MTF @ Nyquist frequency	> 0.2
Effective focal length	600 mm
Sensor	Pixel 4.5um (4096 x 4096)
Dimension	95 x 95 x 148 (mm)
Weight	< 2 kg
Camera interface	GigE
Cubesat standard	3U and above

Fig. 1. 2022년 상반기 발사예정인 FM급 초소형 큐브위성용 1.5U 크기의 관측용 망원경.

산업체 동향

스페이스케이: 우주기술의 과학적 혁명 속에 신화를 준비하는 스페이스케이의 도약

먼저, 우주기술과 응용(JSTA) 학술지 창간을 진심으로 축하드리며, 우주기술을 어떻게 하면 보다 보편적이며 인류 기술 문명에 이바지 할 수 있을까를 고민할 수 있는 장이 마련된 개기를 제공한 점에 대해 관계자 여러분의 노고에 감사드립니다.

요즘 항공우주업계에 화두가 되고 있는 새로운 패러다임(new paradigm)에 대한 역사적 의미를 집고 넘어가면, 1962년 출간된 '과학혁명의 구조(The Structure of Scientific Revolution)'를 쓴 토마스 쿤(Thomas S. Kuhn)이 처음 사용한 언어로써 과학적 진보라는 것은 이미 수용된 사실과 이론의 "축적에 의한 발전"이 정상상태 과학이라 하면, 이런 연속적인 시기가 혁명적인 과학의 시기에 의해 방해되는 불연속적인 모델로 변화되고, 혁명의 시기에 발견된 이상 현상은 새로운 패러다임을 야기하고, 이때 새로운 패러다임은 오래된 데이터에 새로운 질문을 던지게 될 수 있다. 이때 이전 패러다임의 "수수께끼 풀기"를 넘어서, 게임의 법칙과 새로운 연구방향을 제시하는 "지도"로 변경되는 경우를 말한다고 합니다.

이처럼 20세기 들어 대학, 연구기관의 신기술 검증하기 위한 초소형위성이 기존 상용위성에게 던지는 질문에 대한 답변을 하고 있으며, 우주 기술지도를 변화시키고 있지 않나 사료됩니다. 즉 기존의 정부주도 산업을 민간주도 산업으로, 커다란 상용위성을 군집형 초소형위성으로 변해야 앞으로 우주산업이 나아가야 한다고 메아리를치고 있는 것입니다.

일례로, 스페이스X의 민간 우주선 발사로 인하여 급속한 민간 주도 우주개발이 진행되고 있으며 전 지구 위성 망 구축을 위한 Star-Link 프로젝트로 소형위성에 대한 연구와 제작이 급팽창하고 있는 새로운 패러다임 전환을 맞이한 것입니다. 또한 연간 30%이상의 초소형위성 발사율을 보더라도 이런 패러다임의 전환 시대에 우리는 살고 있고 이 변화의 물결을 잘 헤쳐 나아가야 합니다.

따라서, 우리 스페이스케이는 기존의 상용위성 개발 경험과 방위산업 및 항공우주 베테랑 엔지니어들이 모여 국내 초소형위성 시장을 선도할 수 있는 잠재력을 갖추고 2019년 스타트업을 하게 되었으며, 특히 항공우주기술의 안정화(steady-state)된 보수

적 기술인 구 패러다임을 전환 시점에 맞추어 새로운 항공우주 산업의 구조적 혁명을 초소형위성시장의 가능성으로 인지하고, 상용위성에서 요구되는 고 신뢰성 확보 기술과 대량생산을 할 수 있는 양산기술, 제작공정기술 뿐 만 아니라 해외시장을 진출하기 위한 인증기술을 확보하기 위해 연구개발에 매진하고 있습니다. 그 일환으로 현재 우주성과확산사업으로 소자 인증 개발에 선정되어 성공적인 발사취를 남기고 있으며, 초소형위성용 모듈을 전량 국산화를 통해 "고객의 만족이 최우선"이라는 경영방침으로 공격적인 마케팅과 적극적인 정부 R&D 사업 참여로 기술고도화에 앞장서고 있습니다. 또한, 매년 일자리창출을 위해 대학과 협력을 추진하여 새로운 산업 일꾼이 될 유능한 인재를 발굴하는 기회와 아이디어를 개발하고 있습니다. 스페이스케이는 중소기업벤처부 지원을 통해서 OBC, CS를 개발을 진행중이며, 2021년에는 다중주파수를 이용한 위성간 데이터링크시스템을 개발로 군집 위성 간 대용량의 이미지데이터를 공유하여 짧은 지상교신시간에 대한 단점을 보완하고 실시간 모니터링이 가능한 시스템으로 기술고도화를 추진하고 있습니다(Fig. 1). 또한, 과학기술정보통신부 지원 스페이스챌린지 사업을 통해서 1mN급 전기장 추력기(FEEP)개발사업 선정을 통해서 초소형위성에 적합한 전기추력기개발을 앞두고 있습니다. 이를 통해 추력기의 모듈화를 구현하고 필요에 따라 여러 개를 장착함으로써 보다 큰 사이즈의 초소형이나 정밀 제어가 필요한 위성에 적용할 수 있는 전기추력기를 개발할 계획입니다.

앞 절에서 말씀 드린 바와 같이 우리 스페이스케이는 초소형 위성 100% 국산화를 목표로 국내시장진입을 도모하고 한국형발사체를 이용한 우주 헤리티지를 확보하여 해외시장에 적극적으로 마케팅을 진행하며, 국내 발사체 성공을 개기로 국내 초소형 위성시장의 저변확대를 통한 기업가치를 확장할 계획이며, 교육 & 컨설팅 사업으로는 새로운 인력 인프라를 구축 위성시스템 교육프로그램을 개발하여 국가 일자리 창출에 기여하겠습니다. 또한, 초소형위성산업의 취약한 제품보증 기술을 융합하여 기존 제품보다 신뢰도 높은 제품으로 고객 만족도 향상시키고, 민수산업의 우수한 기술로 융합하는데 어려움을 겪고 있는 초기 진



Fig. 1. 스페이스케이에서 개발 중인 품목(OBC, CS). OBC, On Board Computer; CS, Communication Systems.



Fig. 2. 기술 세미나.

입 기업에게 기술적 보안을 위한 중간 매개 역할 기술컨설팅을 진행하고 재직자를 위한 교육 프로그램도 마련하여 작업자 인증 체계가 국내에도 뿌리내릴 수 있도록 할 계획입니다(Fig. 2).

토마스 쿤이 말한 것처럼 이미 과학적혁명은 시작되었으며, New Paradigm에 대한 답은 이미 나와 있는 상태입니다. 그 바다의 물결 위에 스페이스케이의 항로를 지켜 바 주시고 응원해 주시기 바랍니다. 마지막으로 “우주기술과 응용(JSTA)” 학술지 창간을 다시 한번 축하 드리며, 초소형위성에 관심있는 모든 국

민과 산학연 관계자 분들에게 좋은 영감을 줄 수 있도록 학문적 교류의 장 뿐만 아니라 항공우주기술을 필요로 한 모든 분들에게 다양한 기술과 니즈(needs)를 공유하여 인류 발전에 이바지 할 수 있는 기록의 장이 되길 희망합니다.

김명길 (mgkim@thespacek.com)

산업체 동향

아이옵스: 인공위성 운영 토탈솔루션 제공

1. 아이옵스 소개

아이옵스는 우주개발 산업 및 세계적인 추세에 맞춰 전문성을 갖추어 위성의 궤도, 크기, 운영특성, 운영단계에 제한되지 않는 운영 서비스 및 운영과 관련된 모든 분야의 토탈 솔루션을 제공할 수 있는 위성운영 전문기업으로 발돋움하고 있습니다. 아이옵스의 미래는 지속적으로 발사되고 증가될 위성의 고도화된 위성 운영 및 다양한 솔루션 제공 기술에 달려 있다고 생각합니다.

2. 아이옵스의 위성사업 분야

아이옵스는 인공위성을 운영하기 위한 모든 관제시스템(실시간운영, 임무계획, 비행역학, 영상수신/처리)에 대한 운영 프로세스와 기술인력을 기반으로 안정적인 운영서비스를 제공하고 있습니다. 뿐만 아니라 운영 경험을 바탕으로 한 분석을 통해 인공 위성 운영환경과 사용자 요구에 적합한 시스템/네트워크를 설계, 구축하여 지상 인프라 구축과 운영자가 직접 연구나 설계에 참여하여 사용자 편의성과 안정성을 극대화할 수 있는 지상 소프트웨어 기획/개발까지 사업영역을 넓혀 가고 있습니다(Fig. 1,2).

- 위성관제시스템 운영대행
- 지상시스템/네트워크 구축 및 유지보수(Fig. 3)
- 인공위성 지상 소프트웨어 개발(Fig. 4)



Fig. 2. 인공위성 관제모습.



Fig. 3. 지상시스템 구축 및 유지보수.

우주 관련 기술 개발 및 활용은 국가 주도 우주 개발 산업의

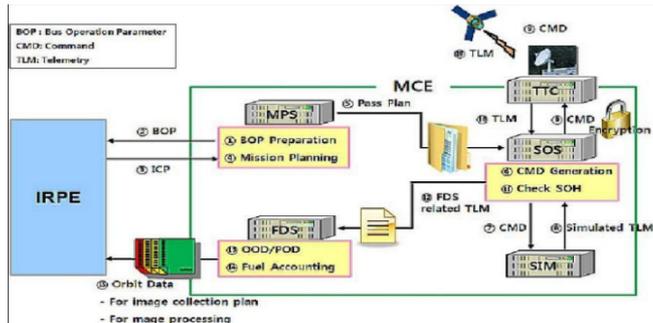


Fig. 1. 위성관제시스템 구성.

Satellite	Station	Main ANT	Sub ANT	Orbit	AOS	EOS	Remain AOS	Remain EOS	MAXEL	Description
KOMPSAT-3	KGS	K07	-	43847	03:46:30	03:59:35	-00:00:29	00:13:34	32.8	Overlap
KOMPSAT-3A	KGS	K13	-	29608	04:00:33	04:11:52	-00:14:32	-00:25:51	31.2	Overlap
KOMPSAT-4	SGS	SG4	-	00008	04:08:09	04:18:30	-00:21:59	-00:32:29	25.2	Overlap
KOMPSAT-3	KGS	K13	K07	43847	05:24:16	05:34:44	-01:38:15	-01:48:43	21.1	Close
KOMPSAT-3A	KGS	K13	K07	29709	05:36:30	05:45:40	-01:50:29	-01:59:39	14.6	Close
KOMPSAT-5	SGS	SG6	-	38187	08:24:29	08:34:02	-04:38:28	-04:48:01	10.4	Close
KOMPSAT-7	SGS	SG22	-	43849	08:57:47	09:09:42	-05:07:41	-05:11:34	79.1	Close

Fig. 4. 운영소프트웨어 개발.

기술이전을 통해 민간업체의 참여확대 및 첨단산업을 육성하고 있습니다. 또한 우주개발 선진국은 위성운영 전문기업에 위탁

운영하는 것이 세계적인 추세이기도 합니다.

아이옵스는 이러한 우주 개발 산업 및 세계적인 추세에 맞춰 전문성을 갖추어 위성의 궤도, 크기, 운영특성, 운영단계에 제한되지 않는 운영 서비스 및 운영과 관련된 모든 분야의 토탈 솔루션을 제공할 수 있는 위성 운영 전문기업을 유지하고 있습니다. 또한 위성 운영 및 활용분야의 시장이 확대되는 것에 맞추어 다양한 서비스를 제공할 수 있도록 기술개발 및 전문 인력을 양성하고 있습니다. 아이옵스는 위성의 시스템 운영, 지상국 설계 및 구축, 소형위성 관제시스템 개발 등을 체계적이고 안정적으로 제공할 수 있는 독보적인 전문성을 기반으로 하여 시장을 선도하여 위성운영분야, 시스템관리 분야의 토탈 솔루션을 제공하도록 하겠습니다. 또한 이에 만족하지 않고 기술개발 및 연구에 앞장 서서 세계적인 경쟁력을 갖춘 위성 운영 전문기업으로 발전해 나갈 예정입니다.

3. 향후 비전

항공우주산업은 항공기, 우주비행체 등과 관련된 모든 생산 활동으로 기술 집약적인 고부가가치산업입니다. 고도의 지식 및 기술이 결합되어 이루어지는 최첨단 산업이기 때문에 다양한 부가가치와 지속적 발전이 가능합니다. 과거의 항공우주산업은 국가주도로 방향이 정해지는 산업이었습니다. 미래의 항공우주산업은 국가주도에서 벗어나서 민간주도로 방향이 바뀌고 있습니다. 따라서 ㈜아이옵스는 기술 및 지식을 확보하기 위한 장기적인 안목과 투자를 통해 다양한 기술들과 융합할 수 있는 연구를 진행하고 있습니다. 또한 전문기술인력을 양성하거나 준비할 수 있는 기반을 갖추어 빠르게 변화하는 항공우주산업에 기여할 수 있는 전문기업으로 발전해 나갈 것입니다.

김영욱 (sm5461@i-ops.co.kr)

산업체 동향

하이리움산업: 액체수소 기술의 현주소 및 제반실태

1. 수소란 무엇인가?

수소(水素, Hydrogen)는 화학주기율표의 가장 첫 번째 화학 원소로, 원소 기호는 H, 원자 번호는 1입니다. 표준 원자량은 1.008로, 질량 기준으로 우주의 75%를 구성하고 있는 우주에서 가장 흔한 원소이며, 지구상에 풍부하게 존재하는 물에 다량 포함되어 있습니다. 수소는 온실가스 배출이 없는 친환경성과 단위 질량당 에너지 밀도가 매우 높은 장점으로 인해 자동차, 기차, 항공기, 선박 등 미래 모빌리티의 청정 연료로서 최근 전 세계적으로 관심이 집중되고 있습니다.

2. 왜 액화수소인가?

수소는 단위 질량당 에너지 밀도가 가장 높은 에너지원으로서 가솔린의 3배에 달하나, 단위 부피당 에너지 밀도는 낮아서 가솔린의 1/4에 불과합니다. 이로 인해 효과적이며 경제적인 저장 방법이 필요합니다. 지금까지의 가장 일반적인 수소 저장 방법은 고압으로 수소 가스를 압축하여 저장하는 방법으로, 사용상의 편리성은 있으나 고압에 따른 안전성과 운송, 저장 효율이 매우 낮은 문제점이 있습니다.

기체 수소를 -253°C로 냉각하면 수소는 액화되며, 그 밀도는 기체 수소에 비해 800배, 700기압 압축 수소가스에 비해서도 1.8배 더 높습니다. 액화 수소의 저장 압력은 통상 3기압 미만으로 고압 압축가스 방식에 비해 안전성의 측면에서도 매우 유리합니다. 다만, 액화수소는 초저온이므로 단열 성능이 우수한 보냉용기에 저장되어야 합니다. 열침입에 기인하는 기화로 인한 액화 수소의 손실을 줄이기 위해 액화수소 저장용기는 초단열기술이 적용되고 있습니다. 대류 및 전도에 의한 열 침입을 최소화하기 위해 액화 수소 저장용기는 고진공 단열을 하게 되며, 진공층을 통한 복사열 전달을 막기 위해 진공층 내에 MLI(multi-layered insulation) 복사 차폐층을 설치함으로써 단열 성능을 높이고 있습니다.

3. 액화수소의 적용

액화수소는 중량대비 추력이 가장 큰 연료로서 지금까지는 우주발사체의 주 연료로 사용되어 왔습니다. 1969년 인류 최초로 달 착륙에 성공했던 아폴로 11호는 로켓엔진의 주 연료와 우주선의 수소연료전지를 위해 액화수소를 탑재하여 사용하였습니다. 연료전지의 전기생산 과정에서 나오는 물은 아폴로 11호에 탑승했던 우주인의 식수로 활용되었습니다. 그 이후 우주왕복선도 마찬가지로 액화수소와 액화산소를 사용해 수많은 우주개발 임무를 완수할 수 있었습니다.

연료전지기술의 발전과 함께 미래 항공기의 추진 연료로서 수소의 활용 가능성은 매우 높다고 볼 수 있습니다. 최근 시장이 급성장하고 있는 드론 및 에어택시(UAM)의 예를 들면, 액화수소 기반의 연료 공급 장치를 적용할 경우, 기존 리튬배터리 대비 10배 이상의 체공 시간 확보가 가능하며, 300기압의 고압 수소 가스 저장탱크 대비 2배 이상의 체공 시간 확보가 가능합니다. 기존 리튬 배터리 드론의 체공 시간이 20분 내외에 불과했으나, 한국과학기술연구원 창업기업인 하이리움산업(주)이 초경량 액화수소 탱크와 고분자연료전지(PEM FC)를 기반으로 개발한 액화수소파워팩을 장착한 드론은 2017년 세계 최초로 비행 시간 5시간을 기록한 바 있습니다. 현재 하이리움산업(주)는 이러한 장시간 체공 액화수소 드론을 활용한 재난 감시, 시설물 안전진단, 항만 관리 및 통신기지국 등을 추진하고 있습니다(Fig. 1).

PERSPECTIVE



Fig. 1. 액화수소 드론.

친환경차에 대한 시장의 요구에 따라 수소전기차의 상업화가 가속화되고 있고, 연료전지 기반의 항공기, 기차, 선박 개발까지 이루어지는 현 상황에서, 수소산업이 성숙해지기 위해서는 수소의 저렴한 생산, 액화수소의 안전한 저장, 운송기술의 발전과 함께 수소 연료를 쉽게 충전할 수 있는 수소 충전소 구축이 필수적이라 할 수 있습니다. 이러한 점에서 액화수소기반의 수소충전소는 현재 국내에서 사용되고 있는 고압기체 저장방식 수소충전소에 비해 초기투자비와 운영비의 혁신적인 절감이 가능하고, 안전성과 주민수용성이 우수하여 향후 국내 수소 충전소의 보급 확대에 크게 기여할 것으로 기대됩니다(Fig. 2).



Fig. 2. 이동식 수소충전소.

4. 맺음말

수소전기차, 수소기차, 수소선박, 수소항공기, 등 미래 친환경 수소 모빌리티를 활성화하기 위해서는 수소의 저장과 운송의 효율화 및 수소의 안전성 강화가 필수적이며, 이를 위해 액화수소에 대한 국가적 차원의 인프라 구축이 필요합니다. 특히 최근 각광을 받고 있는 수소전기차의 보급 확대를 위해 수소 충전소의 확대가 필요하며, 이를 위해서는 초기 투자비 및 운영비의 획기적인 절감이 가능한 액화수소 방식의 수소 충전소의 보급에 관심을 기울여야 합니다. 하이리움산업은 액화수소 생산설비, 액화수소 드론, 수소모빌리티 파워팩, 액화수소 저장용기 및 액화수소기반 수소충전소 등의 핵심 액화수소 솔루션을 국내에서 독자적으로 개발하였으며, 전세계 시장진출을 적극적으로 추진하고 있습니다.

김서영 (seokim@hylium-industries.com)

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 편당 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

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	썬트렉아이	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	네오스팩	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	디에스테크놀러지	55	인터콤전자	91	한화시스템
21	레볼루띠	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	지아이이앤에스	100	KT sat
30	뷰웍스	65	지오스토리	101	KTL
31	비츠로넥스텍	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	코마텍코리아	106	Thales Korea

우주기술과 응용

제1권 1호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2021년 5월 31일

발 행 인 | 최기혁

편 집 인 | 오수연 · 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
