

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Vol. 4 No. 1 February 2024



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

우주기술과 응용

Journal of Space Technology and Applications

Volume 4 Number 1 February 2024

Published by The Korean Space Science Society

Published on February 28, 2024

Office Address

The Korean Space Science Society

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

Tel: +82-42-865-3391

Fax: +82-42-865-3392

E-mail: ksss@ksss.or.kr

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

Design & Printing

Guhmok Publishing Co. / Guhmok Info Inc.

Copyright © The Korean Space Science Society

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



우주기술과 응용

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

JSTA 의 분야

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

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

학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr

우주기술과 응용

편집위원회 (2024.01.01 - 2025.12.31)

편집위원장	임형철	한국천문연구원
--------------	-----	---------

편집위원	Shinichi Nakamura	JAXA	정종균	한국천문연구원
	Zhang Zhongping	상해천문대	조동현	부산대학교
	강원석	스페이스빔	진 호	경희대학교
	김건희	한밭대학교	최동수	(주)저스텍
	김방엽	한국항공우주연구원	한상혁	한국항공우주연구원
	김해동	경상국립대학교		
	류동영	한국항공우주연구원		
	박설현	조선대학교		
	서인호	국방과학연구소		
	선종호	경희대학교		
	심은섭	(주)솔탑		
	유광선	KAIST 인공위성연구소		
	이균호	세종대학교		
	이병선	한국전자통신연구원		
	이선호	한국항공우주연구원		
	이우경	한국천문연구원		
	이 유	충남대학교		
	이재진	한국천문연구원		
	이주희	한국항공우주연구원		
	이창한	한국항공우주산업		

편집국장	김숙경	한국우주과학회
-------------	-----	---------



우주기술과 응용 Vol. 4 No. 1 February 2024

연구논문

- 1 레이저 추적 시스템을 위한 레이더 시스템 개발 성기평, 임형철, 최만수, 유성열

- 12 Control Moment Gyroscope Torque Measurements Using a Kistler Table for Microsatellite Applications
Goo-Hwan Shin, Hyosang Yoon, Hyeongcheol Kim, Dong-Soo Choi, Jae-Suk Lee, Yeong-Ho Shin, EunJi Lee,
Sang-sub Park, Seokju Kang

- 27 인공위성 로봇팔 탑재체의 열 제어 설계 및 해석 개발 동향 신한섭, 김해동

- 48 지상-우주 레이저 연구를 위한 큐브위성 CLUB(CNU Laser Unity Bus)의 임무 중심 개념설계
송석민, 송호섭, 김채령, 강영인, 주양하, 최만수, 임형철, 이유

기술논문

- 62 초소형위성 자세제어를 통한 우주물체 충돌회피 효용성 분석 성재동, 정옥철, 정유연, 송새한

- 74 광통신 지상국 구축을 위한 자유공간 광통신 실험 김태우, 강원석, 오상훈, 박용선, 김정훈

연구논문

레이저 추적 시스템을 위한 레이더 시스템 개발

성기평[†], 임형철, 최만수, 유성열

한국천문연구원

Development of Radar System for Laser Tracking System

Ki-Pyoung Sung[†], Hyung-Chul Lim, Man-Soo Choi, Sung-Yeol Yu

Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea



Received: January 8, 2024

Revised: January 16, 2024

Accepted: February 6, 2024

†Corresponding author :

Ki-Pyoung Sung

Tel : +82-42-865-2079

E-mail : kpsung@kasi.re.kr

Copyright © 2024 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

Ki-Pyoung Sung

<https://orcid.org/0000-0003-2639-4127>

Hyung-Chul Lim

<https://orcid.org/0000-0001-5266-1335>

Man-Soo Choi

<https://orcid.org/0000-0003-2019-3615>

Sung-Yeol Yu

<https://orcid.org/0000-0002-9571-1985>

요약

한국천문연구원이 개발한 인공위성 레이저 추적 시스템(satellite laser ranging, SLR)은 지상에서 극초단파 펄스 레이저를 발진하여 우주물체를 추적하는 관측 영역에서 레이저에 의해 비행체가 피폭되지 않도록 사전에 이를 탐지하고, 레이저 발진을 중지시키는 것을 목적으로 비행체 감시 레이더 시스템을 거창 SLR 시스템에 개발하였다. 개발한 비행체 감시 레이더 시스템은 고주파대역(X-band) 레이더로 SLR 시스템이 지향하는 방향에 라디오 주파수(radio frequency, RF) 펄스 신호를 송신하고 수신하는 RHS(radar hardware subsystem)와 SLR 운영시스템과 인터페이스를 유지하면서 RHS로부터 획득한 RF 펄스 신호를 바탕으로 비행체 검출 여부 판단 및 레이저 발진을 중지시키는 MCS(main control subsystem)로 구성하였다. 본 논문에서는 비행체 감시 레이더 시스템을 구성하는 RHS와 MCS 설계 내용을 기술하고, SLR 운영시스템과의 인터페이스 및 운용 시나리오를 제시한다. 개발된 비행체 감시 레이더 시스템은 항공기를 이용한 실증 시험을 통해 비행체 검출 및 레이저 중지 신호를 발생하는 것을 확인하여 검증하였다.

Abstract

Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) developed an satellite laser ranging (SLR) system for tracking space objects using ultra-pulsed lasers. For the safe operation of SLR system, aircraft surveillance radar system (ASRS) was developed to prevent human damage from high power laser transmitted from the SLR system. The ASRS consists of the radar hardware subsystem (RHS) and main control subsystem (MCS), in order to detect flying objects in the direction of laser propagation and then stop immediately the laser transmission. The RHS transmits the radio frequency (RF) pulse signals and receives the returned signals, while the MCS analyzes the characteristics of received signals and distinguishes the existence of flying objects. If the flying objects are determined to be existed, the MCS sends the command signal to the laser controller in SLR system to pause the laser firing. In this study, we address the interface and operational scenarios of ASRS, including the design of RHS and MCS. It was demonstrated in the aircraft experiments that the ASRS could detect an aircraft and then stop transmitting high power laser successfully.

핵심어 : 인공위성 레이저 추적시스템, 우주물체 추적 시스템, 비행체 감시 레이더

Keywords : satellite laser ranging, space object tracking system, aircraft surveillance radar

1. 서론

SLR(satellite laser ranging) 시스템은 우주물체를 대상으로 지상에서 레이저를 발진하여 지상으로부터 표적까지의 거리를 정밀하게 측정하는 시스템이다. 여기서, 우주물체는 인공위성과 우주쓰레기를 포함하며 지상에서 거리 데이터를 제공하는 시스템 중 SLR 시스템은 현존하는 가장 정밀한 거리 측정 데이터를 산출한다. 이 데이터는 국제기구 ILRS(International Laser Ranging Service)에 제공되어 측지학, 지구 과학, 우주물체 정밀궤도 결정 등 다양한 연구 데이터로 활용되고 있다[1-3].

SLR 시스템을 이용한 우주물체 추적은 지상에서 발진한 레이저에 의해 항공기 조종사의 일시적 또는 영구적인 시력 상실, 섬광 실명 등으로 인한 인명 사고로 이어질 수 있다[4,5]. 따라서, SLR 시스템은 레이저 발진 방향에 비행체 존재 유무를 감지하고 검출 시 자동으로 레이저 발진을 중지시킴으로써 레이저 발진 중 레이저에 의한 비행체 안전을 확보해야 한다. 여기서, 비행체는 항공기를 포함한 공중에 날아다니는 모든 물체를 말하며 패러글라이딩, 행글라이더, 스카이다이빙, 새떼 등 레이저에 의해 피해가 발생할 수 있는 모든 것을 의미한다.

이러한 문제를 방지하기 위해 전 세계 SLR 시스템에서는 비행체 안전을 확보하기 위한 다양한 방법을 사용한다. 국제기구 ILRS에 보고된 비행체 검출 방법은 광학 카메라 및 모니터를 통해 식별하는 방법, 자동종속감시시설 방송(automatic dependent surveillance-broadcast, ADS-B) 수신 데이터를 통해 식별하는 방법, 항공 교통 관제(air traffic control, ATC) 수신 데이터를 통해 식별하는 방법, 적외선(infrared ray, IR) 카메라를 통한 식별 방법, 관측자의 육안으로 확인하는 방법 등이 있다[6]. 그 중 많은 SLR 시스템에서 활용하고 있는 비행체 검출 방법은 레이더 시스템을 이용하여 비행체의 안전을 확보하는 방법이다. 레이더는 다양한 센서로부터의 정보를 이용하여 생성한 레이저 차단 신호를 바탕으로 독립적으로 레이저 제어가 가능하고, 낮은 유지비용 및 지향 정밀도가 높다는 장점이 있어 SLR 시스템에서 많이 활용되고 있다[7,8].

본 논문에서는 거창 SLR 시스템의 비행체 감시 레이더 시스템 운용 개념 및 시스템 설계에 대해 기술하고, 항공기를 활용한 실증 실험으로 지향 방향의 비행체 검출신호 및 레이저 차단 신호를 확인하여 시스템을 검증하였다[9].

2. 거창 비행체 감시 레이더 시스템 개요

비행체 감시 레이더 시스템은 SLR 시스템의 레이저 빔 발진 방향에 비행체를 감시하고 검출하여 독립적으로 레이저 발진을 멈추는 용도로 이용된다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 RF(radio frequency) 신호 송출 및 수신 안테나 지향을 위한 RHS(radar hardware subsystem)와 RHS 신호를 바탕으로 비행체 검출 여부를 판단하고 레이저 차단 신호를 발생시키는 MCS(main control subsystem)로 구성된다. SLR 운영시스템은 레이저 빔 발진 방향에 비행체 감시를 위해 MCS로 현재 지향하고 있는 지향 위치(방위각 및 고도각)를 전송한다. MCS는 SLR 운영시스템과 인터페이스를 통해 전송받은 지향 위치를 RHS로 전송하고, RHS는 모션 제어를 통해 SLR 운영시스템이 지향하고 있는 위치를 실시간으로 동기화한다. MCS는 비행체 검출 신호 및 비행체 감시 레이더 시스템이 지향하고 있는 지향 위치 정보를 지속적으로 SLR 운영시스템으로 전송함과 동시에 레이저 빔의 지향 축을 따라 원추 모양의

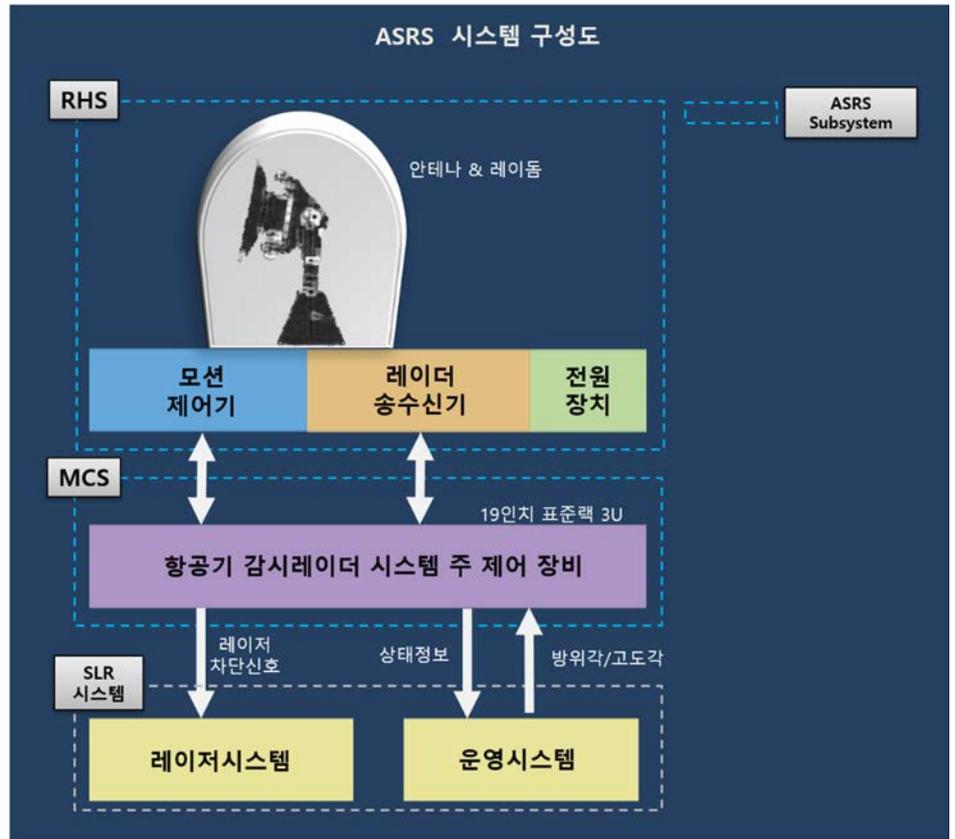


Fig. 1. System configuration of ASRS. RHS, radar hardware subsystem; MCS, main control subsystem; SLR, satellite laser ranging; ASRS, aircraft surveillance radar system.

빔 형태로 상공을 모니터링한다. 결국, RHS로부터 발사된 RF 송출 신호는 송수신기에 의해 반송파가 감지되고 MCS에 의해 비행체 유무를 통계적으로 처리한다. 이러한 신호 중 잘못된 반송 신호는 고정된 시간 범위내의 레인지 필터링과 진폭 차이에 의해 제거한다. 레인지 필터링은 유효 검출범위(0.2-40 km)에 따른 반송파의 왕복 시간에 따른 필터링을 의미하고, 진폭 차이는 반송파의 문턱 값 방식을 이용한 필터링을 의미한다. 이러한 필터링을 통해 반송파가 비행체로 식별되면 MCS는 레이저 차단 신호를 레이저 시스템으로 전송하여 레이저 빔 차단을 수행함으로써, 비행체로 레이저 빔이 발진될 가능성을 사전에 제거한다.

3. 비행체 감시 레이더 시스템 설계

3.1 비행체 감시 레이더 시스템 인터페이스 및 운용시나리오

SLR 운영시스템은 비행체 감시 레이더 시스템이 지향해야 하는 위치 정보와 그에 따른 실제 지향 위치 및 시스템 이상 유무 등을 종합하여 운용해야 한다. 우주물체를 추적하고 있는 위치와 비행체 감시 레이더 시스템이 지향하고 있는 위치가 1도 이상 차이가 발생하거나 시스템에 문제가 발생한 경우에 레이저 발진 또는 운영 중단을 수행하기 위한 인터페이스가 요구된다. 인터페이스를 통해 상호 공유되는 데이터는 크게 지향 위치를 동기화하기 위한 위치 데이터와 상태정보를 공유하기 위한 상태 데이터로 구분하였다. 이러한 인터페이스 구성은

상호 데이터 간 충돌방지 및 지향 위치 동기화를 위한 신속한 데이터 제공을 고려하여야 한다. 이를 위해 SLR 시스템과 MCS 사이에 위치 데이터 케이블과 상태 데이터 케이블로 각각 구성하여 상호 데이터에 대한 영향을 끼치지 않도록 구성하였고, 인터페이스의 간단한 구성 및 고속의 데이터를 제공하기 위해 시리얼 통신 방식으로 개발하였다. 비행체 감시 레이더 시스템의 위치 데이터 인터페이스는 RS-232 프로토콜을 바탕으로 매 50 ms 주기로 SLR 운영 시스템에 57600-8-N-1 설정으로 위치 데이터를 요청하고, 그에 대한 응답으로 방위각 위치 정보 16진수 값을 나타내는 3개의 아스키(ASCII) 문자, 고도각 위치 정보 16진수 값을 나타내는 3개의 아스키 문자, 운용시나리오에 따른 운영모드 정보 16진수 값을 나타내는 1개의 아스키 문자와 문자열의 종결을 의미하는 종료 식별자(carriage return, CR) 데이터로 구성하였다. 상태 데이터는 비행체 감시 레이더 시스템의 RHS와 MCS의 상태 정보를 별도의 요청 없이 115200-8-N-1 설정으로 SLR 운영시스템으로 주기적으로 전송한다. 상태 데이터는 단방향 통신으로 레이더의 지향 위치, 경사각, 운영 상태, RF 송출 여부, 송수신기 동작 상태, 내부 온도, 전류 및 전압 정보가 포함된다.

SLR 운영시스템과 비행체 감시 레이더 시스템은 마스터-슬레이브 관계를 바탕으로 비행체 감시 레이더 시스템의 운용시나리오를 설계해야 한다. 또한, 비행체 감시 레이더 시스템은 레이저 시스템을 자체적으로 제어할 수 있어야 하며, 마스터에 의해서도 제어될 수 있어야 한다. 이러한 마스터-슬레이브 관계에 따른 효율적 운영을 위해 비행체 감시 레이더 시스템은 Fig. 2와 같이 2개의 운용모드로 설계하였다.

운용모드는 준비모드와 동작모드로 구분되고, 인터페이스를 통해 SLR 운영시스템과의 데이터 전송 시점은 운용모드 중 준비모드로 진입했을 때 동작된다. 여기서, 준비모드는 시스템 초기화, 자가진단, 하드웨어 기능 시험이 정상적으로 동작되었을 때를 의미하며, 비행체 감시 레이더 시스템이 재 시작할 때 자동으로 수행한다. 동작모드는 수동 모드(manual mode), 대기 모드(slave-standby mode), 추적 모드(slave-transmit mode)로 구성된다. 수동 모드는 시스템 점검, 시스템 정렬 및 테스트를 위해 사용되는 기능으로 SLR 운영시스템으로부터 전송

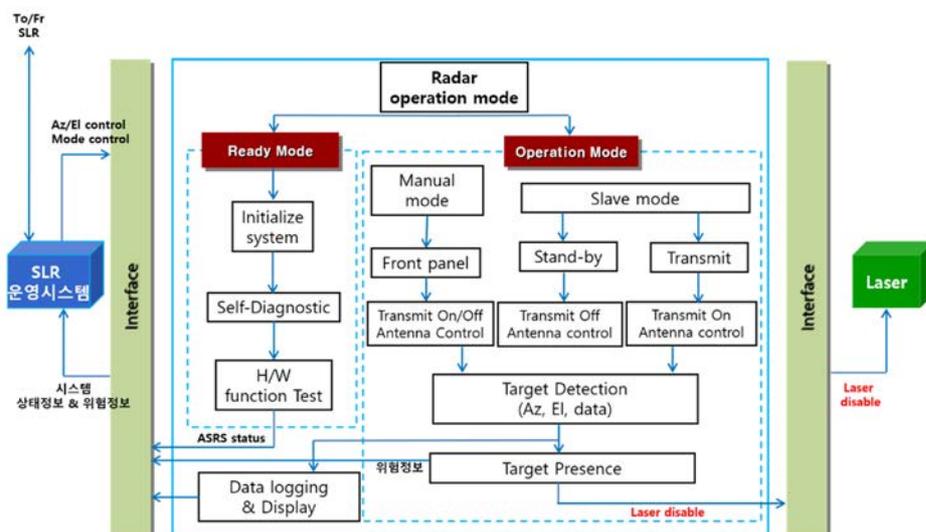


Fig. 2. Operational scenarios of ASRS. SLR, satellite laser ranging; ASRS, aircraft surveillance radar system.

되는 지향 위치 정보 및 제어 명령을 무시한다. 대기 모드는 지향 위치 정보에 따라 지향 방향을 동기화하지만, RF 펄스 신호를 송출하지 않는 모드로 우주물체 추적 전 사용되는 모드이다. 마지막으로 추적모드는 대기 모드와 동일하게 지향 위치를 동기화하고, RF 펄스 신호를 송출하는 모드로 우주물체 추적 때 사용되는 모드이다. 추적모드에서 비행체를 검출했을 때는 SLR 운영시스템을 거치지 않고 별도로 구성된 트리거(trigger) 신호를 바탕으로 레이저 발진을 멈추게 된다.

3.2 RHS(Radar Hardware Subsystem) 설계

RHS은 비행체 감시 레이더 하드웨어로 구성된 서브시스템으로, MCS로부터 지향 위치를 수신 받아 안테나를 레이저 빔 방향으로 지향하고, RF 펄스 신호를 송수신하여 MCS로 송신하는 서브시스템이다. Fig. 3과 같이 RHS는 크게 안테나 및 레이돔, 모션 제어기, 레이더 송수신기, 레이더 제어 보드(radar control board, RCB)로 구성된다.

안테나는 레이저 빔이 지향하는 특정 방향에만 모니터링하기 때문에 높은 안테나 효율성과 고지향성 특징을 갖는 파라볼라 반사판 안테나 형태로 레이저 발진 방향을 중심으로 피폭 위험 영역에 RF 펄스 신호를 집속시키는 용도로 사용되며, 레이돔은 이를 외부 환경으로부터 보호하는 용도로 사용된다.

모션 제어기는 방위각 및 고도각 2축 구조로 서보 모터(servo motor)를 이용하여 모션을 제어한다. SLR 시스템과 지향위치를 동기화하여 비행체를 모니터링하기 위해서는 고려해야 할 점이 있다. 첫 번째는 지향 방향에 비행체를 지속적으로 모니터링할 수 있도록 보장해야 한다. 모션 제어기는 각종 센서 및 컨트롤러, 보드 등 다양한 부품으로 구성되는데 이를 제어

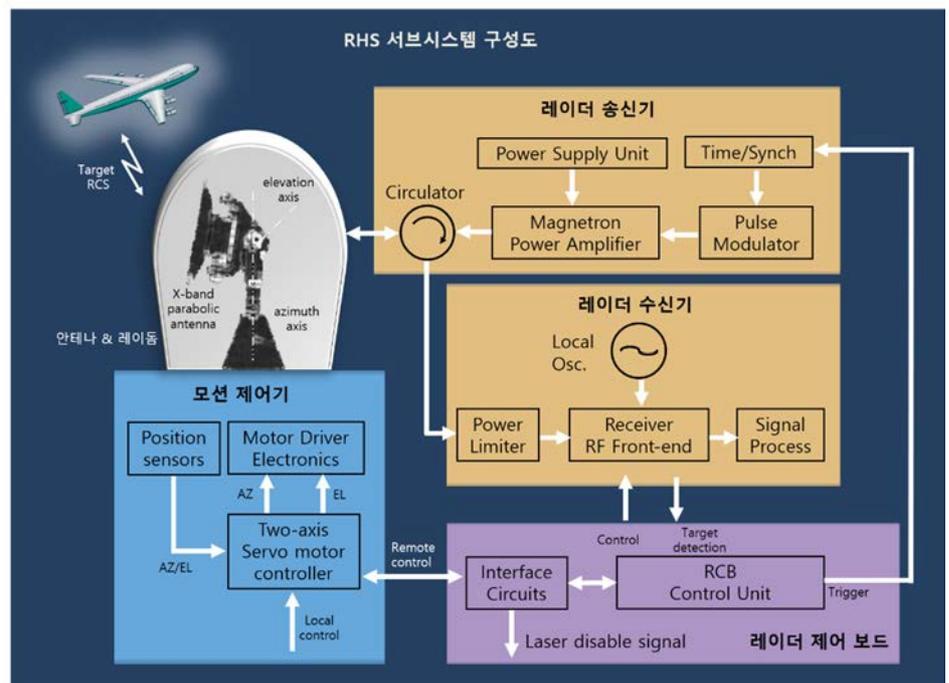


Fig. 3. System configuration of RHS. RHS, radar hardware subsystem; RCB, radar control board.

하기 위한 케이블이 반복적인 회전에 의해 시스템에 영향을 끼쳐서는 안 된다. 두 번째는 지향 위치를 제한하여 시스템을 보호해야 한다. 고도축의 경우 0도 이하로 내려가게 되면 비행체 감시 레이더 시스템의 구조물과 충돌이 우려되기 때문에 운용에 제한을 두어 설계해야 한다. 이러한 부분들을 고려하여 방위축은 회전에 의한 데이터 케이블 손상 방지 및 연속적인 비행체 검출을 위해 슬립링(slipring)을 적용하여 무한회전이 가능하도록 하였고, 고도축은 충돌 방지를 위해 -5에 리밋(limit) 스위치를 설치하여 이 범위를 넘지 않도록 설계하였다.

레이더 송수신기 모듈은 중심 주파수 9.41 GHz, 송신 출력 4 kW, 펄스 폭 1 μ s를 갖는 송신부와 수신 대역폭 3 MHz, 잡음지수 3 dB를 갖는 일본 무선(JRC)사의 해양 레이더 모듈을 도입하였다. 레이더 송수신기 및 모션제어기를 제어하고 MCS와의 제어신호를 처리할 수 있는 RCB는 별도로 설계하였다. RCB는 RHS의 기능 제어 및 감시 기능과 MCS와의 인터페이스를 유지하는 통신 모듈을 구성된다. RCB는 주로 레이더 송수신기 모듈로 송신하기 위한 레이더 trigger 신호 생성, 수신부에서는 Video 신호출력으로 아날로그 전압 형태를 구성하여 실시간 모니터링 용도로 사용되며, 모션제어기로부터 방위각 및 고도각 모터 제어 신호, limit 신호, 브레이크 전원, RF 모니터 신호를 확인한다. 또한, RHS와 MCS 인터페이스 역할을 수행하기 위한 RS-232, RS-422, RS-485 프로토콜을 지원한다.

3.3 MCS(Main Control Subsystem) 설계

MCS는 SLR 운영시스템과 RSH 간의 인터페이스 및 제어 신호 생성을 수행하며, RHS로부터 수신된 RF 펄스 신호를 분석하여 비행체 검출 여부를 판단하고, 레이저 차단 신호를 생성하여 레이저 시스템으로 전달하는 서브시스템이다. SLR 운영시스템으로부터 수신한 지향 위치와 RHS로부터 수신한 안테나의 지향 위치를 이용하여 잔차(residual)를 계산하고, 상호 간의 지향 위치가 문턱(threshold)을 벗어나면 레이저 차단신호를 발생하는 것이 주요 기능이다.

Fig. 4에 MCS 구성도를 나타내고 있으며, MCS는 SLR 운영시스템 인터페이스를 이용하여 현재 지향 위치를 전달받고, 서보 모터를 제어하기 위한 지향위치 정보를 RHS로 전달한다. 동시에 현재 RSH가 지향하고 있는 위치와 지향해야 하는 위치를 실시간 비교하고, 레이더 송수신기로부터 획득한 RF 신호로 비행체 검출을 판단하도록 설계하였다. 여기서, 가장 고려해야 할 부분은 문턱 값을 어떠한 방식으로 결정할 것인가에 대한 문제이다. 문턱 값을 정하는 방식은 크게 두 가지로 구분되며, 고정 문턱 값과 가변 문턱 값을 이용하는 방식이다. 고정 문턱 값은 검출 신호를 고정된 값으로 비행체 검출 여부를 판단하는 방식이며, 가변 문턱 값은 비행체 거리에 따른 신호의 감쇄까지 고려하여 비행체 검출 여부를 판단하는 방식이다. 고정 문턱 값은 가변 문턱 값 방식 대비 비교적 계산 및 구현이 간단한 장점이 있으나 고정된 문턱 값을 결정하기가 어렵고 오 경보율이 높아지는 단점이 존재한다. 이러한 단점을 보완하고자 하는 방식이 가변 문턱 값을 이용한 비행체 검출 방식이다[10].

MCS에서 가변 문턱 값 적용하는 방식을 구현하기 위해 감도 시간 제어(sensitivity time control, STC)와 일정 오경보율(constant false alarm rate, CFAR) 알고리즘을 적용하여 구현하였다. STC 알고리즘은 송신 빔 검출 후 가까운 거리에서는 높은 문턱 값을 사용하고, 이를 계단 형태로 점점 낮추어 먼 거리에서는 낮은 문턱 값을 사용하는 방식이며, CFAR 알고리즘은 배경 잡음으로부터 오 경보율을 일정하게 유지하는 방식이다. 배경 잡음 레벨보다 큰 신호를 무조건 검출 신호라고 판단하면 잡음 신호를 비행체 검출 신호로 오인하여 오경보가 발생

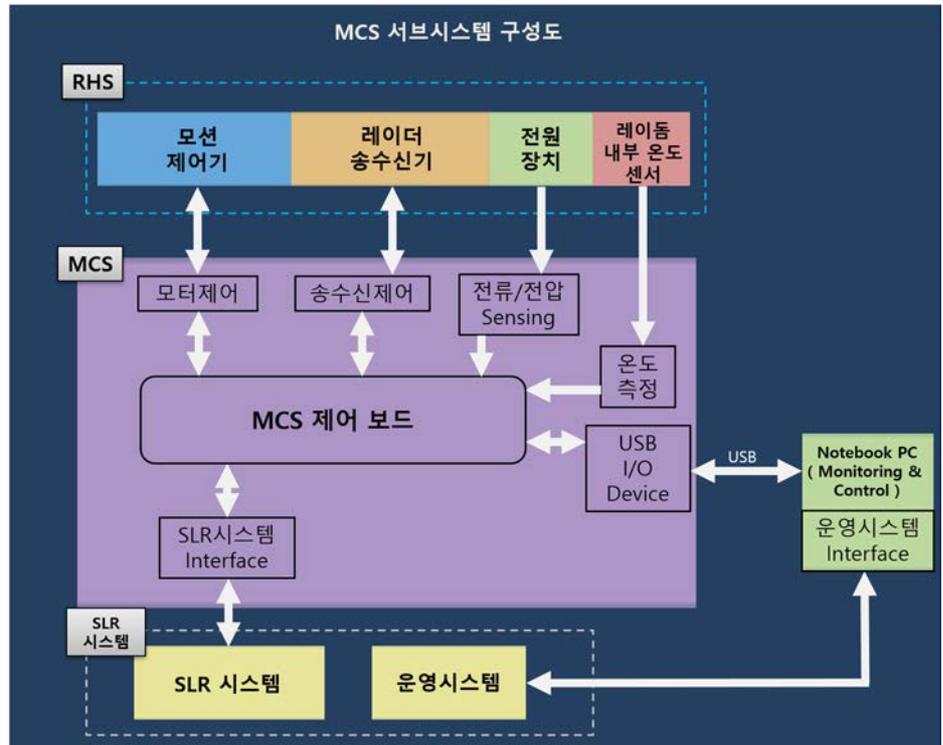


Fig. 4. System configuration of MCS. MCS, main control subsystem; RHS, radar hardware subsystem; SLR, satellite laser ranging.

하게 된다. 따라서, 신호 영역을 일정하게 셀(cell)로 구분하여 검출하고자 하는 셀 영역의 주변 잡음 세기를 파악하고, 이 신호의 세기를 잡음의 통계치로 사용하여 실제 검출하고자 하는 셀의 값에 사용하는 방식이다. 이러한 검출방식을 적용한 회로도에는 Fig. 5와 같다. 그림에서 보듯이, 인가된 비디오 신호를 일정 레벨로 증폭하여 FPGA(field programmable gate array)를 거쳐 전용 마이크로 컨트롤러(micro controller unit, MCU)에서 기준 신호 세기와 비교함으로써 비행체의 존재 여부를 검출한다. 기준 신호는 교류(alternating current, AC) 검출기의 MCU에서 발생시키며, MCU의 계산 결과를 이용하여 주포(main bang)와 비행체 검출신호를 추출하여 local controller에 전달된다. Local controller에서는 레이저 차단 신호를 생성하고 SLR 레이저 시스템으로 신호를 전달하여 독립적으로 SLR 시스템의 레이저 발진을 멈추도록 설계하였다.

4. 비행체 감시 레이더 시스템 검증

비행체 감시 레이더 시스템의 기능 시험 및 검증은 모의 실험 및 시험 검증으로 수행하였다. 모의 실험은 RHS와 MCS 기능 및 성능 검증을 각각 수행하였다. RHS는 주파수 대역, 송신 출력, 방위각 및 고도각 지향 기능을 독립적으로 제어하여 스펙트럼 분석기, 지향 데이터로 확인하였다. MCS는 SLR 운영시스템과 RHS 간의 상호 인터페이스 및 레이저 차단 신호 생성 여부를 확인하였다.

모듈 통합시험은 모의 SLR 운영시스템을 별도로 개발하여 비행체 감시 레이더 시스템의 운용모드에 따른 운용 및 각 모듈의 상태 정보를 확인하여 검증하였으며, 시스템 시험 검증은

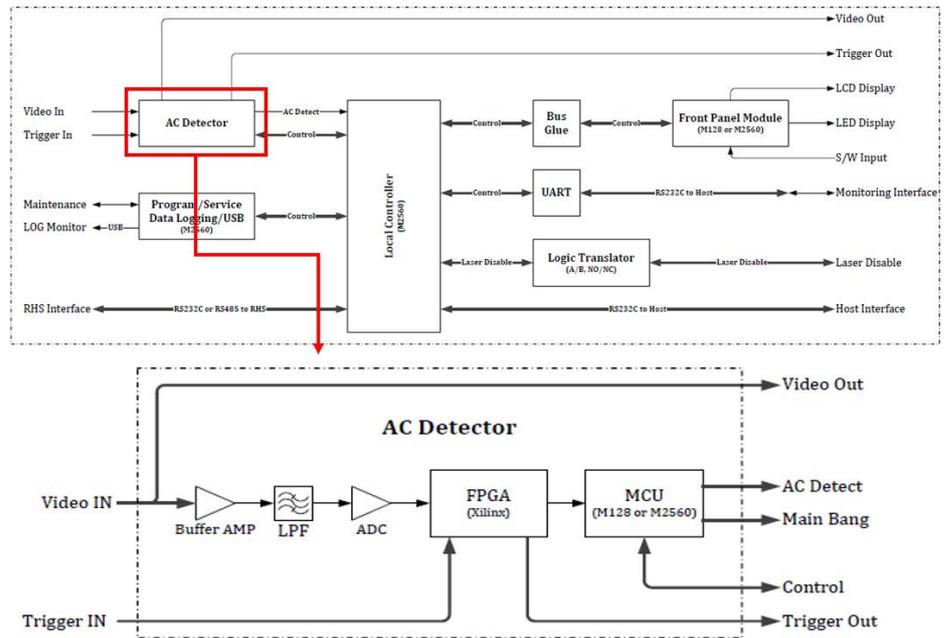


Fig. 5. Aircraft detection diagram. RHS, radar hardware subsystem; LPF, low pass filter, ADC, analog to digital converter; AMP, amplifier.

실제 항공기를 이용하여 Fig. 6과 같은 방법으로 수행하였다. 사전에 항공기 조종사와 특정 지향 위치를 공유하여 항공기가 그 위치를 선행 비행하도록 하였다. 지상에서는 모니터를 통해 안테나가 지향하고 있는 방향을 표시하고, 표시된 지향 방향에 항공기가 지나갔을 때 Fig. 7과 같이 모니터를 통한 비행체 영상과 오실로스코프를 통한 항공기 수신 검출 신호 및 레이저 차단 신호가 생성되는 것을 확인하였다. 비행체의 경우 비행체 검출 레이더의 검출 반경을 지나가는 속도가 각기 다르기에 속도가 느린 H-60 헬리콥터와 속도가 빠른 F-15K 전투기를 활용하여 각 3회씩 반복적으로 비행체 검출 테스트를 수행하여 비행체 감시 레이더 시스템의 기능 및 성능을 최종적으로 검증하였다.

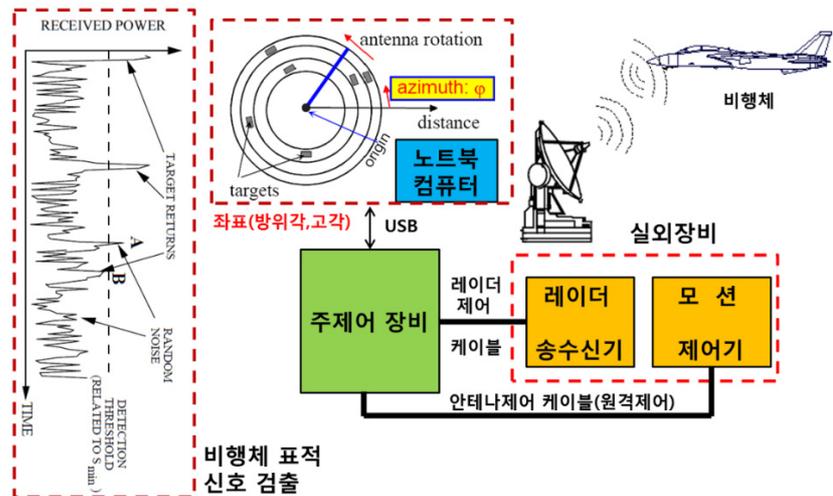


Fig. 6. Aircraft detection method.



Fig. 7. Aircraft detection verification.

5. 결론

거창 SLR 시스템을 위한 비행체 감시 레이더 시스템은 SLR 시스템의 레이저 지향 방향의 비행체를 검출하여 레이저 발진 차단을 통해 비행체의 안전을 확보하기 위해 개발되었다. 비행체 감시 레이더 시스템은 실외장비인 RHS와 실내장비인 MCS로 구분하여 설계하였으며, 운용 시나리오에 따라 운용되도록 개발하였다. RHS는 SLR 시스템의 지향 방향과 동기화되어 RF 펄스 신호를 송신하고 반사된 신호를 집속하여 MCS로 전송하는 역할을 수행한다. MCS는 RF 펄스 신호를 바탕으로 비행체 검출 여부를 판단하며, 이때 사용된 검출 방법은 가변 문턱 값 방식을 이용하여 개발하였다. 최종적으로 개발된 레이더의 비행체 검출 검증을 위해 속도가 다른 비행체 2기의 비행 경로에 안테나를 지향하고 RF 펄스 신호를 송신하여 최종적으로 반사된 수신 검출 신호와 동시에 레이저 차단 신호가 발생하는 것을 확인하였다. 비행체 감시 레이더 시스템 개발로 인해 거창 SLR 시스템이 안정적이고 지속적인 운용을 지원함과 동시에 레이저로부터 관측 상공의 비행체 안전을 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 주요사업 “우주물체감시 관측인프라 통합운영” 과제로 수행된 연구 결과입니다.

References

1. Sung KP, Choi EJ, Lim HC, Jung CG, Kim IY et al., Development of operation software for high repetition rate satellite laser ranging, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 1103-1111 (2016). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1103>
2. Oh H, Park E, Lim HC, Lee SR, Choi JD, et al., Orbit determination of high-Earth-orbit satellites by satellite laser ranging, J. Astron. Space Sci. 34, 271-279 (2017). <https://doi.org/10.5140/JASS.2017.34.4.271>

3. International Laser Ranging Service, Map of stations (2023) [Internet], viewed 2023 Nov 3, available from: <https://ilrs.gsfc.nasa.gov/science/scienceContributions/index.html>
4. Hudson SJ, Eye injuries from laser exposure: a review, *Aviat. Space Environ. Med.* 69, 519-524 (1998).
5. Lally DR, Duker JS, Foveal injury from a red laser pointer, *JAMA Ophthal.* 132, 297 (2014). <https://doi.org/10.1001/jamaophthalmol.2014.34>
6. International Laser Ranging Service, Map of stations (2023) [Internet], viewed 2023 Nov 3, available from: https://ilrs.gsfc.nasa.gov/network/stations/active/SEJL_station_info.html?log
7. McGarry JF, Hoffman ED, Degnan JJ, Cheek JW, Clarke CB, et al., NASA's satellite laser ranging systems for the twenty-first century, *J. Geod.* 93, 2249-2262 (2019). <https://doi.org/10.1007/s00190-018-1191-6>
8. Blanchet G, Haag H, Hennegrave L, Assemat F, Vial S, et al., Laser ranging for effective and accurate tracking of space debris in low earth orbits, *Proceedings of the 6th European Conference on Space Debris*, Darmstadt, Germany, 22-25 Apr 2013.
9. Lim HC, Sung KP, Yu SY, Choi M, Park E, et al., Satellite laser ranging system at Geochang station, *J. Astron. Space Sci.* 35, 253-261 (2018). <https://doi.org/10.5140/JASS.2018.35.4.253>
10. Kim HS, Lee SW, Nam KG, A study on the voxel coloring using multi-variable thresholding, *J. Inf. Commun. Converg. Eng.* 9, 1102-1110 (2005).

Author Information

성기평 kpsung@kasi.re.kr



충남대학교에서 석사학위 취득 후 2018년부터 한국천문연구원에서 우주위험감시센터에서 근무하고 있다. 세종 및 거창 인공위성 레이저 시스템 개발 업무를 수행하였으며, 현재에는 우주물체 레이저 추적 시스템, 우주 광통신 및 국방 관련 연구를 수행하고 있다.

최만수 mansoo@kasi.re.kr



충남대학교 전자공학과에서 제어 및 항법 전공으로 박사학위를 취득하였으며, 2008년부터 한국천문연구원에서 위성항법시스템 운영 및 활용과 관련된 연구를 수행하였고, 현재는 우주위험감시센터에서 인공위성 레이저 추적시스템 및 우주 국방관련 연구를 수행하고 있다.

임형철 hclim@kasi.re.kr



KAIST 항공우주공학과에서 위성제어 전공으로 박사학위를 취득하였다. 1996년부터 (주)현대전자 위성사업단에서 근무한 이후, 2000년부터는 한국천문연구원 재직 중이다. 2009년부터 1년간 NASA/GSFC에서 visiting scientist로 근무하였고, 2015년부터 2020년까지 과학기술연합대학원대학교에 교수로 지냈으며, 현재 서태평양 레이저추적 네트워크(WPLTN) 기구의 의장을 맡고 있다. 레이저에 기반한 우주물체 추적, 광통신 및 우주탐사 관련 연구를 수행하고 있다

유성열 syyu@kasi.re.kr



2018년부터 한국천문연구원에서 인공위성 레이저 시스템의 광학 시스템 관련 업무를 수행하고 있으며, 현재는 거창 인공위성 레이저 관측소와 세종 인공위성 레이저 관측소의 광학 시스템 운영 및 연구 업무를 수행하고 있다.

연구논문

Control Moment Gyroscope Torque Measurements Using a Kistler Table for Microsatellite Applications

Goo-Hwan Shin^{1†}, Hyosang Yoon¹, Hyeongcheol Kim¹, Dong-Soo Choi²,
Jae-Suk Lee², Yeong-Ho Shin², EunJi Lee³, Sang-sub Park³, Seokju Kang³

¹Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

²Justek Incorporated, Pyeongtaek 17711, Korea

³Hanwha Systems, Yongin 17121, Korea



Received: January 19, 2024

Revised: February 8, 2024

Accepted: February 13, 2024

†Corresponding author :

Goo-Hwan Shin

Tel : +82-42-350-8622

E-mail : goohshin@kaist.ac.kr

Copyright © 2024 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>

Hyosang Yoon

<https://orcid.org/0000-0002-9163-4812>

Hyeongcheol Kim

<https://orcid.org/0009-0003-4884-8721>

Dong-Soo Choi

<https://orcid.org/0009-0007-8195-5130>

Jae-Suk Lee

<https://orcid.org/0009-0001-9717-9777>

Yeong-Ho Shin

<https://orcid.org/0009-0007-6995-4872>

EunJi Lee

<https://orcid.org/0000-0002-7159-3881>

Sang-sub Park

<https://orcid.org/0009-0002-0633-6501>

Seokju Kang

<https://orcid.org/0000-0001-6660-8754>

Abstract

Attitude control of a satellite is very important to ensure proper for mission performance. Satellites launched in the past had simple missions. However, recently, with the advancement of technology, the tasks to be performed have become more complex. One example relies on a new technology that allows satellites quickly alter their attitude while orbiting in space. Currently, one of the most widely used technologies for satellite attitude control is the reaction wheel. However, the amount of torque generated by reaction wheels is too low to facilitate quick maneuvers by the satellite. One way to overcome this is to implement posture control logic using a control moment gyroscope (CMG). Various types of CMGs have been applied to space systems, and CMGs are currently mounted on large-scale satellites. However, although technological advancements have continued, the market for CMGs applicable to, small satellites remains in its early stages. An ultra-small CMG was developed for use with small satellites weighing less than 200 kg. The ultra-small CMG measured its target performance outcomes using a precision torque-measuring device. The target performance of the CMG, at 800 mNm, was set through an analysis. The final torque of the CMG produced through the design after the analysis was 821mNm, meaning that a target tolerance level of 10% was achieved.

Keywords : control moment gyroscope, agile attitude control, Kistler table, torque, reaction wheel, maneuver

1. INTRODUCTION

Advances in semiconductor technology have accelerated the development of satellite technologies. Even just 20 years ago, performance outcomes such as the resolution compared to the size of a satellite were not efficient. In other words, the resolution of an earth observation satellite could be increased by increasing the size of the optical system aperture. However, with recent advances in electrical and electronic technologies, hardware and software technologies have been developed such that it is now possible to increase the resolution while reducing the size of the optical system aperture. With regard to the scale of satellites, their size and volume have become significantly smaller. However, despite the improvements in performance capabilities, there has not been

much change in terms of usability. As one example, it is important for Earth observation satellites to secure a large amount of imagery but to maintain a small quantity. Earth observation satellites are now required to have more rapid rotational maneuverability and other abilities than compared to those in the past. These satellites, known as agile satellites, require attitude control systems that can provide rapid multi-targeting pointing and tracking capabilities. An agile satellite is much more efficient and functional, and data return of substantially increased by given agility [1]. In particular, when considering uses such as surveillance and reconnaissance, securing video in real time is paramount. Currently, images using optical cameras mounted on Earth observation satellites capture target points after an appropriate attitude control step. Attitude control of Earth observation satellites uses a reaction wheel assembly (RWA). The existing RWA is an essential driving device for attitude control of satellites. From ultra-small cube satellites to very large geostationary satellites, the RWA is an essential driving device. However, it has a simple operating structure and the driving torque generated during rotation is low [2]. In other words, the force required for attitude maneuvering the satellite is low, meaning that quick maneuvering is hindered. With low driving torque, there is no torque for quick maneuvers to the left or right based on the satellite's flight direction. On the other hand, when a spin motor rotating at a high speed is rotated around a gimbal axis, very large torque or momentum is generated. A CMG is a device that generates a large amount of torque using a gimbal. When a CMG is mounted on a satellite and three-axis attitude control is utilized, both the normal operation mode and a rapid operation mode are possible. Future satellite applications, such as missile-targeting, imaging and the tracking of ground moving targets will, as a necessity, require the ability to execute rapid rotational maneuvers. For instance, for the next generation of commercial earth imaging satellites, it is preferred to move the entire spacecraft body rapidly compared to than to sweeping only the imaging system from side to side. This ensures improved stability and high resolution images with better definition [1,3–11]. Therefore, in this study, we present torque measurement results from the development of an 800 mNm class CMG that can be mounted on a microsatellite, for which demand is rapidly increasing.

2. CMG HW SPECIFICATIONS AND CONFIGURATION

The performance goals of the CMG that can be mounted on a microsatellites are shown in Table 1 [2]. Table 1 establishes the specifications of the weight, volume, and communication and power for the interface. In addition, the torque value required for highly agile attitude control of the microsatellite is set to 800 mNm as the target specification when rotating the gimbal at the maximum rotation speed.

Considering the values in Table 1, where the CMG development target specifications are established, the CMG produced based on these is shown in Fig. 1. The CMG, which is size is 106 mm × 106 mm × 158 mm in size, and weighs 3.5 kg, was developed to be suitable for high-mobility attitude control of microsatellites [2].

Table 1. CMG target specifications

Items	Specifications
Torque	800 mNm
Dimensions	106 mm × 106 mm × 158 mm
Mass	3.5 kg
Communications	RS422
Voltage	+28 V
Power consumption (standby/peak)	6 W/26 W

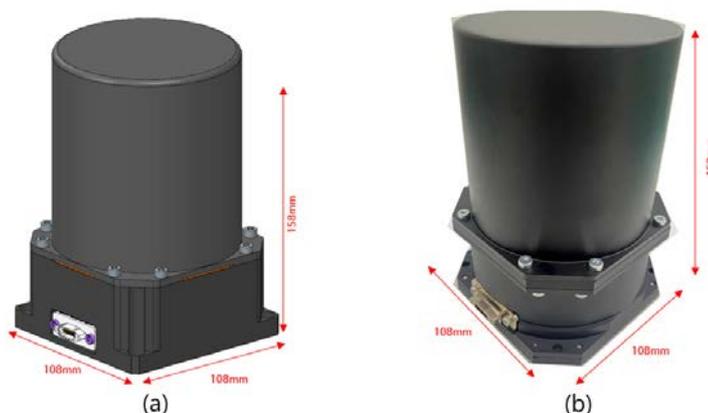


Fig. 1. External configuration of a CMG: (a) CAD modeling and configuration, and (b) CMG H/W manufacturing configuration.

3. CMG HW PERFORMANCE TEST

3.1 CMG Axis-Alignment for Torque Measurement

There are various ways to measure CMG performance capabilities. Considering these various methods, in this study, performance was measured using a Kistler Table, which is one of the most commonly used methods for measuring the torque of a rotary motors. Fig. 2 shows the shape of the Kistler Table, which is installed on the granite. A granite plate was built to minimize the effects of vibration and other effects when the CMG rotates at a high speed. The CMG was then assembled on the Kistler Table, and the coordinate axes were defined as shown in Fig. 2 to measure the torque generated from the CMG for each axis.

As shown in Fig. 2(a), the CMG was placed in the center on the granite. By locating the CMG at the center of the Kistler Table, the intent is to secure the error between the theoretical values and the actual measured values. Fig. 2(b) shows the assembly shape used to measure the generated torque value, assuming that it is mounted on the actual satellite structure. In the future, individual CMGs will be clustered considering various

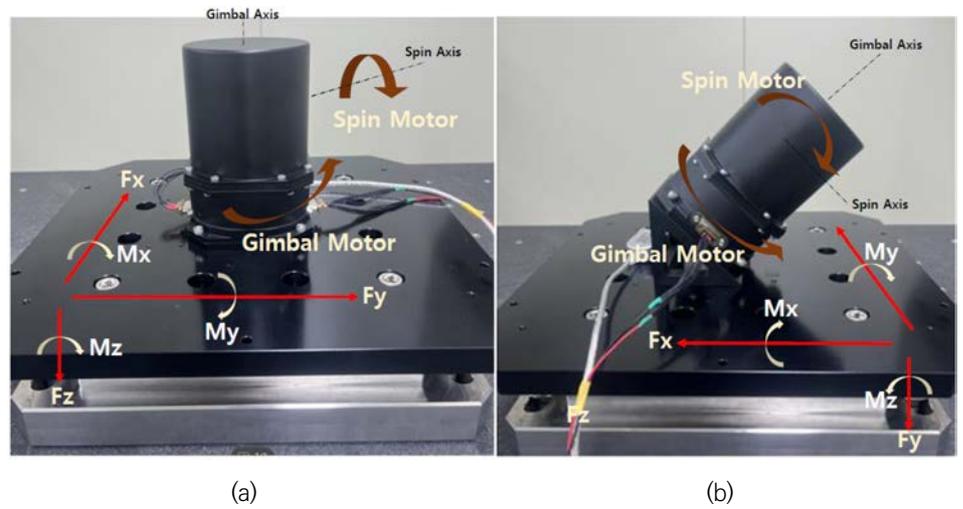


Fig. 2. Stone surface table, CMG assembly, and axis definitions: (a) Installed at a 90-degree angle with the Kistler table on stone, and (b) Installed at a 45-degree angle with the Kistler table, the torque directions of each axis F_x , F_y , and F_z are also shown.

shapes and should be arranged to generate high mobility torque on the axes required in various shapes depending on the mission.

3.2 CMG Torque Test Configuration

The interface between the Kistler Table and the surrounding sensor for measuring the CMG torque is shown in Fig. 3 below. The CMG is assembled on the stone surface table, and the Kistler Table is positioned at the bottom. A three-axis accelerometer is installed at the bottom of the CMG. Acceleration information generated during the operation of the CMG is output from the Kistler Table, the output signal is input to a DAQ channel, a signal acquisition device, through an amplifier and stored in the control computer.

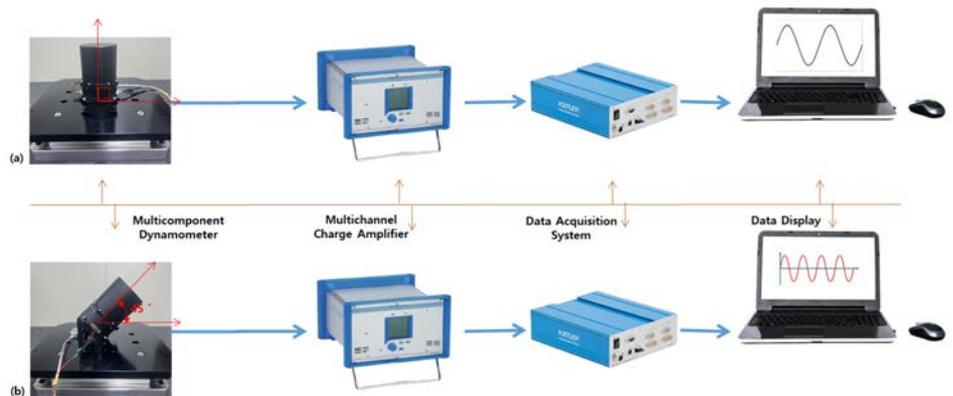


Fig. 3. Kistler Table configuration and sensor interface for CMG torque measurement: (a) Kistler Table and 90-degree angle measurement interface, and (b) CMG measurement interface assembled at a 45-degree angle considering actual missions.

The main components for measuring the CMG torque consist of the Kistler Table, Signal Amplifier, DAQ system, control computer. The main specifications are as follows:

- Kistler Table: System with built-in piezoelectric three-component dynamometer
- Signal Amplifier: Signal charge and amplification system
- DAQ system: Moment calculation for each of the three axes F_x , F_y , F_x in eight channels of the Kistler table's four piezoelectric three-component dynamometers
- Notebook: Displays the measured torque

4. TEST RESULTS AND DISCUSSION

The configuration and axis definition for CMG torque measurement were established in the previous chapter. Based on this, this chapter describes the torque measurement results for the CMG assembly configuration.

4.1 CMG Torque Test Results Mounted at 90° Angle

The CMG torque measurement results in a shape assembled at right angles (CMG is assembled vertically with the Kistler table) to the Kistler Table are as follows. When measuring the torque of the CMG, the torque was measured by varying the speed of the spin motor by considering additional operating conditions depending on the nominal conditions and mission. The error with the simulation was also checked (Fig. 4).

Fig. 5 below shows the speed of the spin motor starting at 1,000 rpm and changing up to 5,000 rpm.

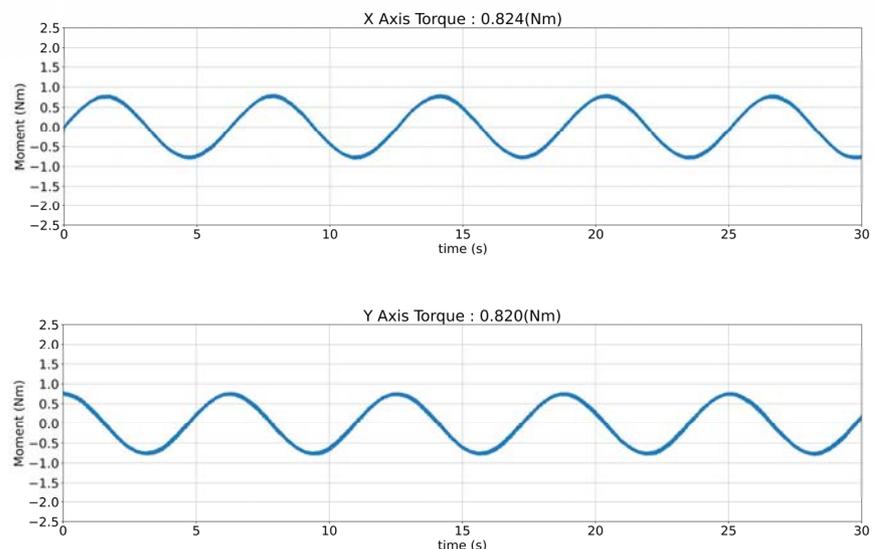


Fig. 4. CMG torque measurement results under nominal measurement conditions, where the spin operates at 5,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is $1^\circ/\text{s}$.

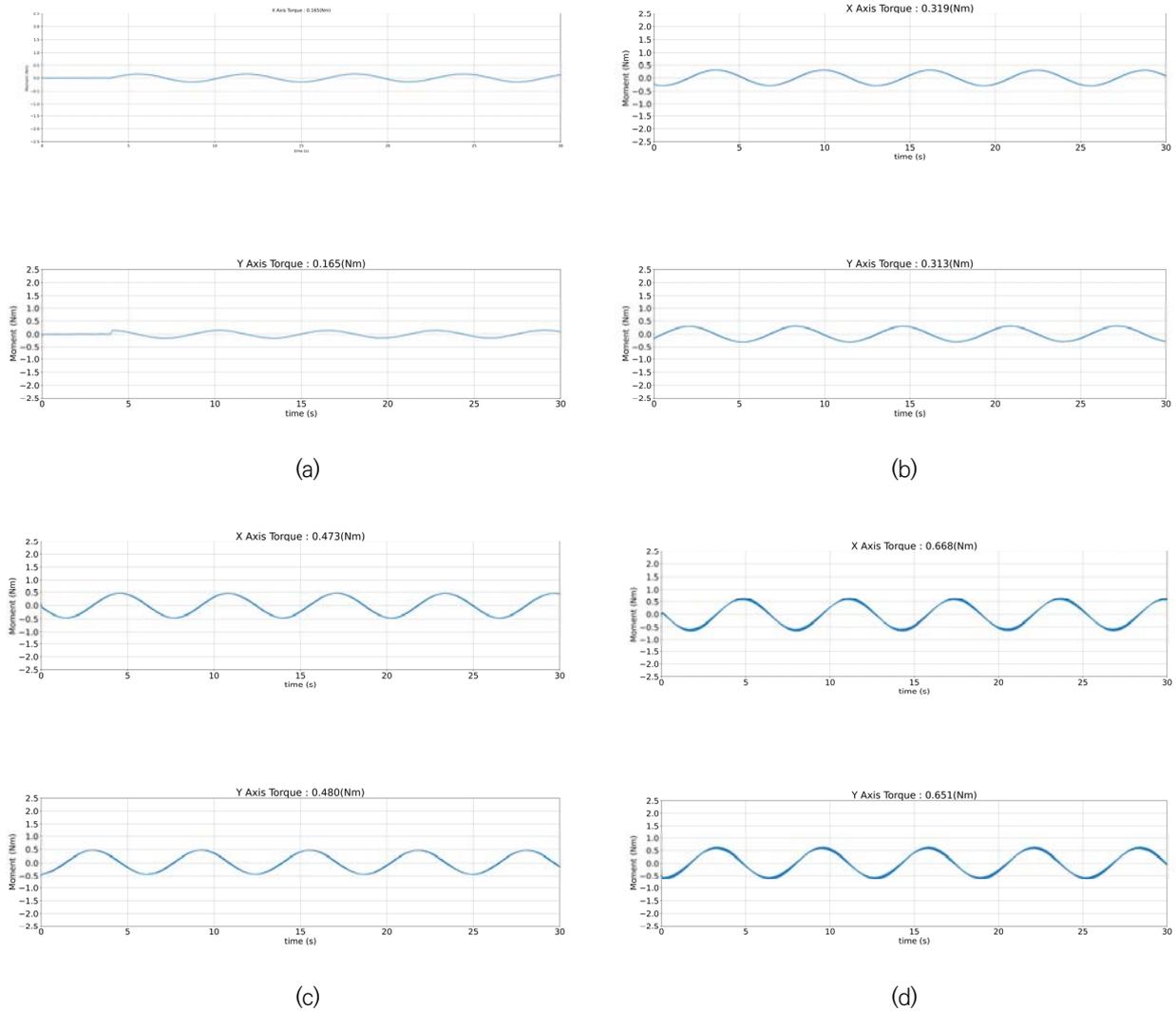


Fig. 5. CMG torque measurement results at a right angle: (a) CMG torque measurement results under nominal measurement conditions, where the spin operates at 1,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is $1^\circ/s$, (b) CMG torque measurement results under nominal measurement conditions, where the spin operates at 2,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is $1^\circ/s$, (c) CMG torque measurement results under nominal measurement conditions, where the spin operates at 3,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is $1^\circ/s$, and (d) CMG torque measurement results under nominal measurement conditions, where the spin operates at 5,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is $1^\circ/s$.

4.2 CMG Torque Test Results Mounted at 45° Angle

The CMG torque measurement results for the shape assembled at a 45° angle on the Kistler Table are as follows. The performance verification was completed based on nominal conditions when measuring the CMG torque. The Kistler Table and the CMG torque tilted at a 45° angle are a CMG mounting configuration that takes into account the actual mission environment. In this test, considering the operating conditions, the speed of the spin motor was varied from 1,000 rpm to 4,000 rpm and the torque that

can be generated by CMG was measured. Fig. 6 below shows the torque generated after setting the speed of the spin motor built into the CMG to 1,000 rpm.

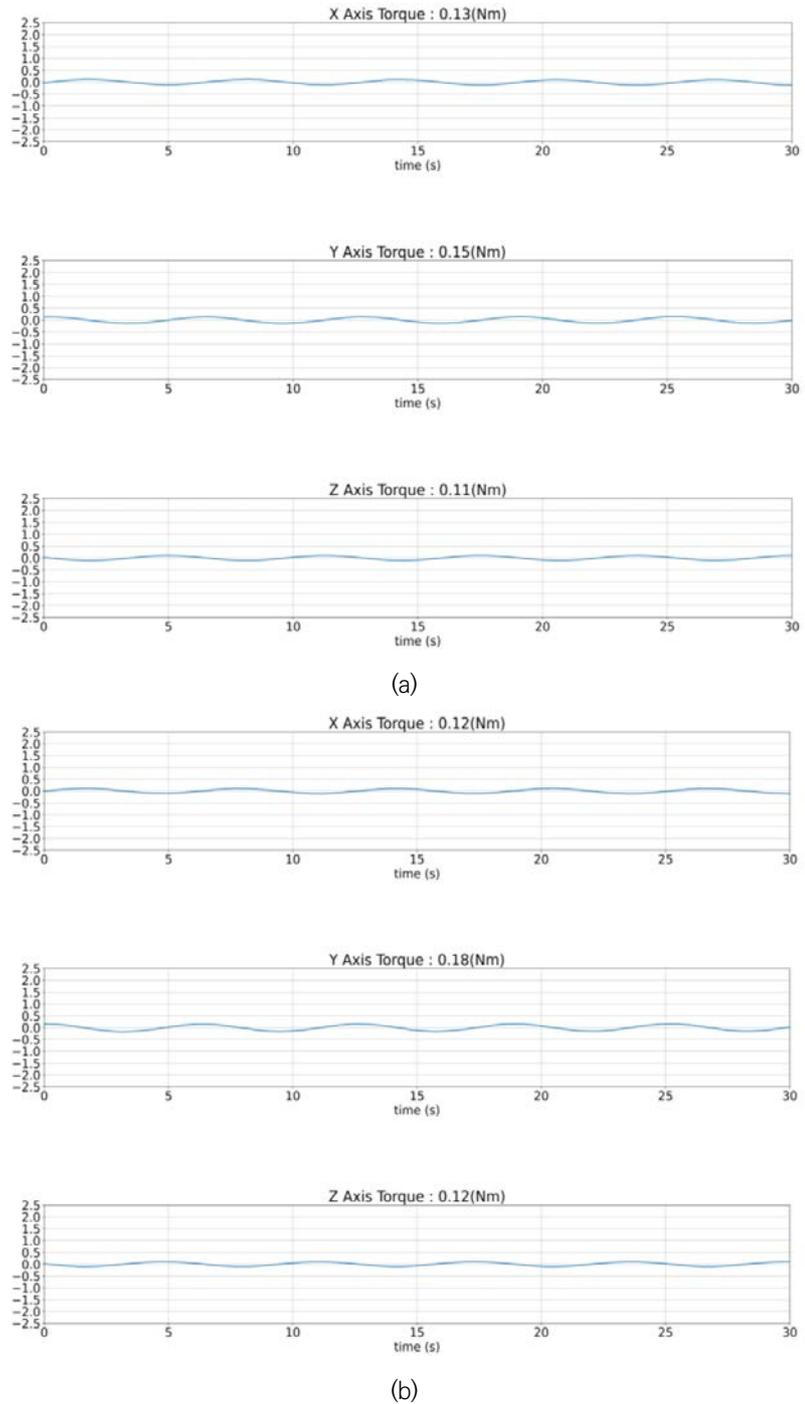
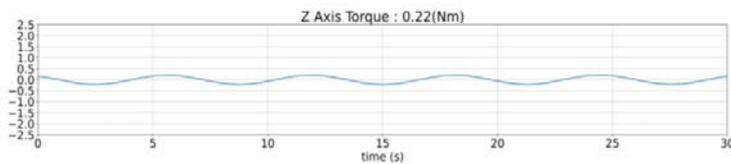
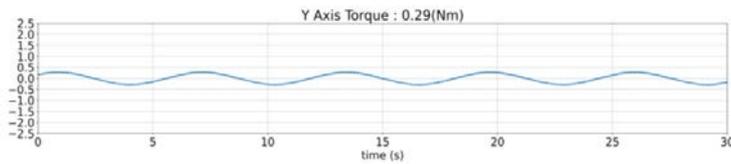
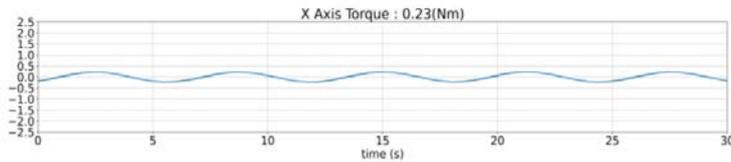
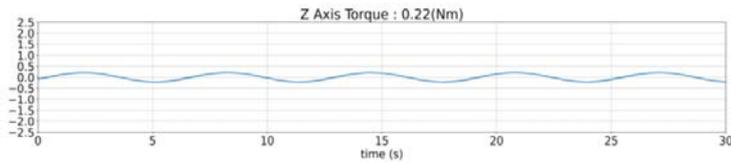
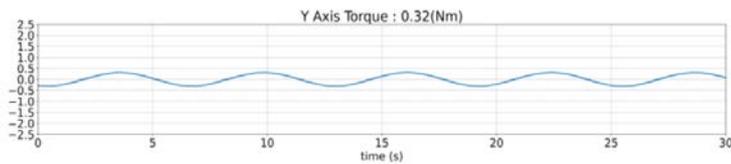
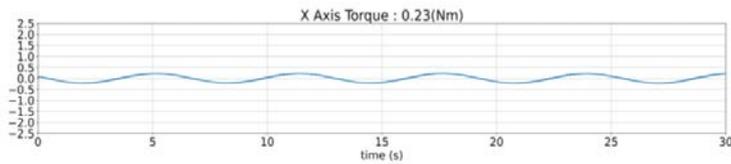


Fig. 6. CMG torque measurement results tilted at a 45° angle: (a) Kistler Table-Spin motor center matching (with the spin motor operating at 1,000 rpm and a gimbal motor rotation angular speed of 1 rad/s), and (b) Kistler Table-Gimbal motor center matching (1,000 rpm for the spin motor and 1 rad/s rotational angular speed for the gimbal motor).

Fig. 7 shows the torque generated after setting the speed of the spin motor built into the CMG to 2,000 rpm. It can be seen that the generated torque increases by approximately 178% compared to that in Fig. 6. This shows that the speed of the CMG spin motor is related to the amount of torque generated.



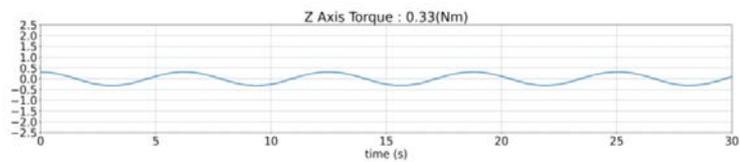
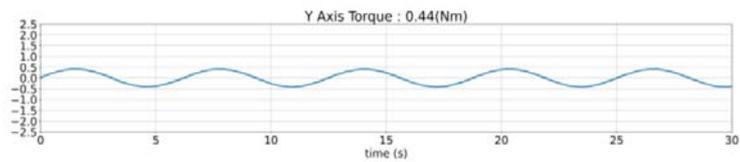
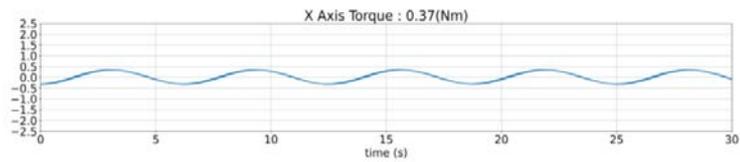
(a)



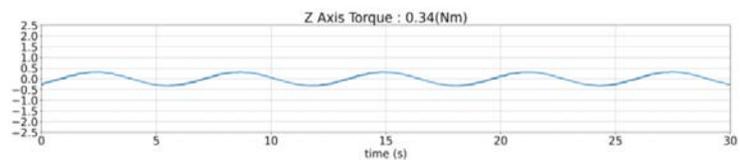
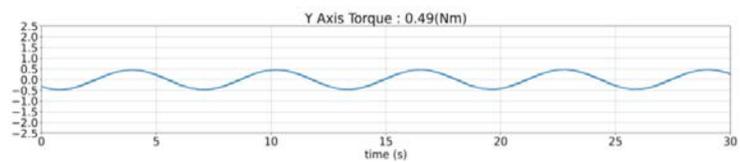
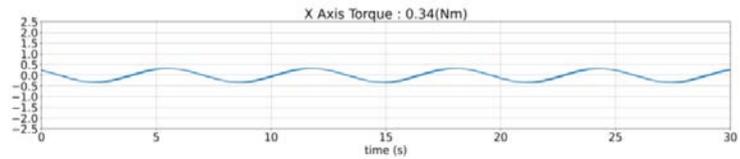
(b)

Fig. 7. CMG torque measurement results tilted at a 45° angle: (a) Kistler Table–Spin motor center matching (with the spin motor operates at 2,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is 1 rad/s), and (b) Kistler Table–Gimbal motor center matching (2,000 rpm for the spin motor and 1 rad/s rotational angular speed for the gimbal motor).

Fig. 8 below shows the torque generated after setting the speed of the spin motor built into the CMG to 3,000 rpm. This figure shows that the generated torque increases by about 168% compared to that in Fig. 7, including that the speed of the CMG spin motor is related to the amount of torque generated.



(a)



(b)

Fig. 8. CMG torque measurement results tilted at a 45° angle: (a) Kistler Table–Spin motor center matching (with the spin motor operates at 3,000 rpm and gimbal motor rotation angular speed is 1 rad/s), and (b) Kistler Table–Gimbal motor center matching (spin motor operating at 3,000 rpm and gimbal motor’ rotational angular speed of 1 rad/s).

Fig. 9 shows the torque generated after setting the speed of the spin motor built into the CMG to 4,000 rpm. In this case, the generated torque increases by about 157% compared to that in Fig. 8. As above, the speed of the CMG spin motor is related to the amount of torque generated.

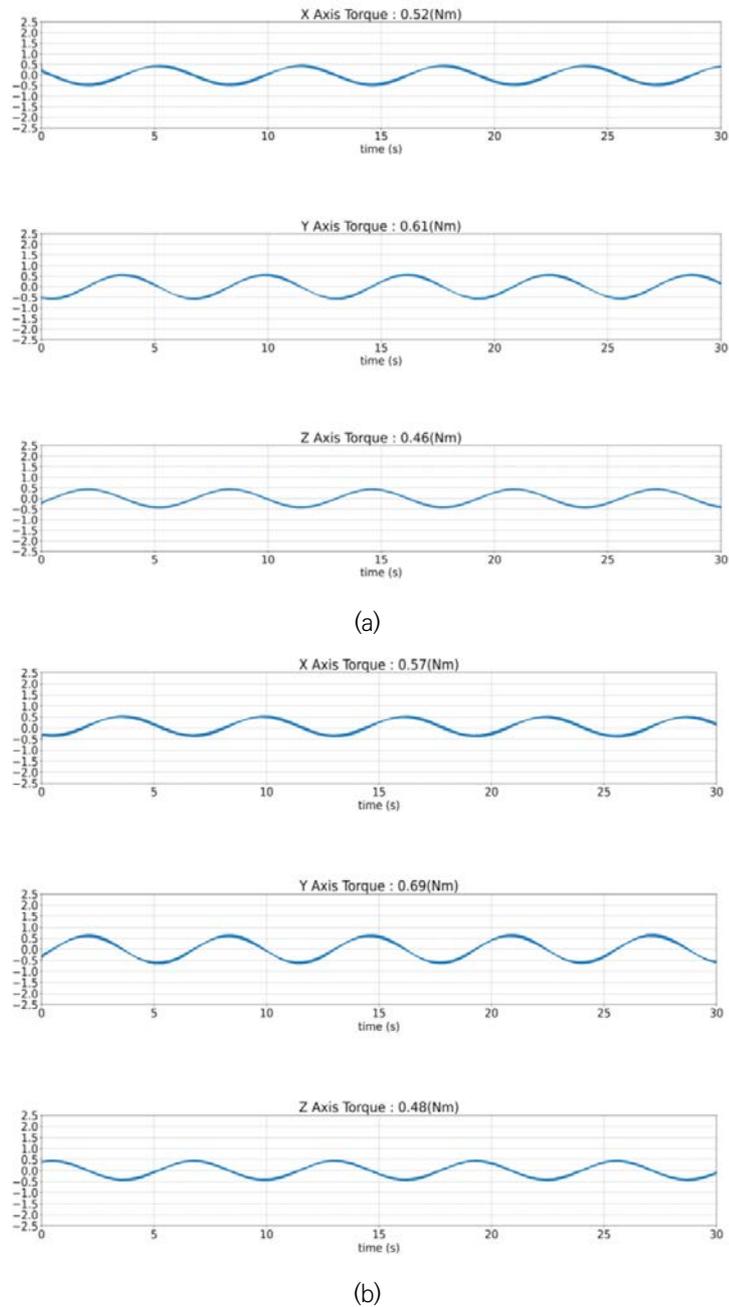


Fig. 9. CMG torque measurement results tilted at a 45° angle: (a) Kistler Table–Spin motor center matching (with the spin motor operating at 4,000 rpm and the gimbal motor rotation angular speed is 1 rad/s), and (b) Kistler Table–Gimbal motor center matching (spin motor operating at 4,000 rpm and gimbal motor' rotational angular speed of 1 rad/s).

Lastly, the torque generated when the spin motor speed is set to 5,000 rpm in a shape assembled by tilting the angle of the Kistler Table and CMG by 45° is shown in Fig. 10. Fig. 10 below shows the change in the torque on the time axis after setting the speed of the spin motor built into the CMG to 5,000 rpm. Here, the generated torque increases by approximately 117% compared to the previous Fig. 9 indicating that the speed of the CMG spin motor is related to the amount of torque generated.

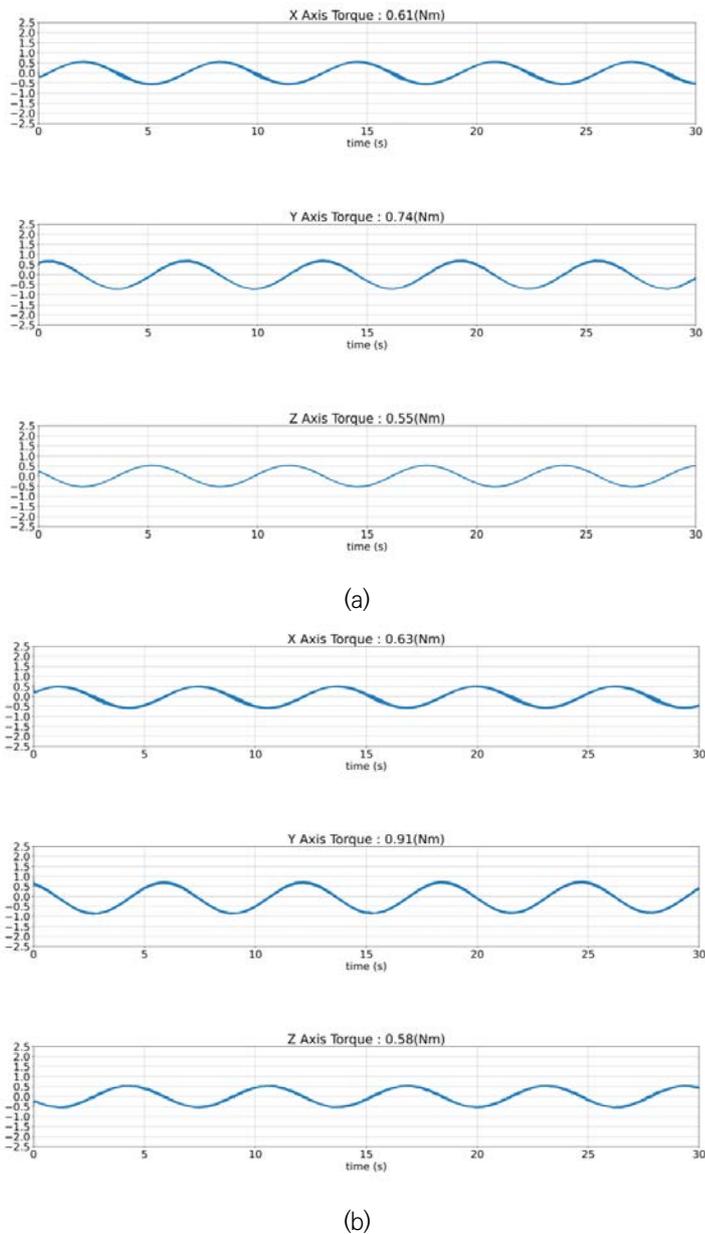


Fig. 10. CMG torque measurement results tilted at a 45° angle: (a) Kistler Table-Spin motor center matching (with the spin motor operating at 5,000 rpm and the rotation angular speed of gimbal motor is 1 rad/s), and (b) Kistler Table-Gimbal motor center matching (spin motor operating at 5,000 rpm and with a gimbal motor rotational angular speed of 1 rad/s).

Table 2. CMG power consumption

Mode	Test results
Stand-by power	1.40 W
Peak power at 5,000 rpm	9.24 W

4.3 CMG Power Consumption

The power consumption of CMG was measured in two modes. One was measured in stand-by mode and the other was measured when the spin motor's rotational speed was at maximum. The results of the CMG power consumption are as follows (Table 2).

5. CONCLUSION

The torque was measured when the CMG was tilted at a 45° angle, taking into account a vertically fastened condition and a clustered condition. When the CMG was vertically fastened, measurements were taken by fastening the CMG to the center of the Kistler Table. Under the condition of fastening the CMG at an angle of 45° , the torque was measured when the center of the CMG's spin motor was at the center of the Kistler Table and when the center of the gimbal motor was at the center of the Kistler Table. Comprehensive test results of the torque generated according to the assembly angle of this CMG are summarized below. When the CMG was fastened vertically, it was found that the measured torque increased proportionally when driven in stages from 1,000 rpm to 4,000 rpm compared to the nominal condition of 5,000 rpm. Table 3 summarizes the generated torque.

The torque generated by the CMG when the gimbal motor is tilted at 45° is shown in Table 3 below. It was found that as the CMG was tilted by 45° , the moment in the X and Y directions became smaller and the moment in the Z direction became larger compared to those when the CMG shape was assembled at 90° . It was found that the measured torque increases proportionally when driven in stages from 1,000 rpm to 4,000 rpm compared to the nominal condition of 5,000 rpm.

Table 3. Torque for each axis of the CMG assembled at a right angle

Spin motor's rotational speed [rpm]	Gimbal motor's rotational speed [rad/s]	CMG torque (mounted at a right angle)				
		Mx (mNm)	My (mNm)	Mz (mNm)	Estimated torque (mNm)	Measured torque (mNm)
1,000	1	164	165	0.01	164	164
2,000		318	313	0.02	328	316

Table 3. (Continued)

Spin motor's rotational speed [rpm]	Gimbal motor's rotational speed [rad/s]	CMG torque (mounted at a right angle)				
		Mx (mNm)	My (mNm)	Mz (mNm)	Estimated torque (mNm)	Measured torque (mNm)
3,000		473	480	0.04	492	476
4,000	1	668	651	0.08	657	659
5,000		824	820	0.06	821	821

Table 4. Torque for each axis of the CMG assembled at a 45° angle

Spin motor's rotational speed [rpm]	Gimbal motor's rotational speed [rad/s]	CMG torque (Kistler Table–Spin motor center matching)			CMG torque (Kistler Table–Gimbal motor center matching)		
		Mx (mNm)	My (mNm)	Mz (mNm)	Mx (mNm)	My (mNm)	Mz (mNm)
1,000		128	153	114	121	181	117
2,000		234	294	217	234	322	222
3,000	1	369	439	328	342	487	336
4,000		521	606	459	574	691	478
5,000		608	738	552	629	911	581

ACKNOWLEDGMENTS

This work was supported by the program of the CMG-based Small Satellite Agile Attitude Control Technology funded by the Hanwha Systems of Korea.

References

1. Berner R, Control moment gyro actuator for small satellite applications, PhD Dissertation, University of Stellenbosch (2005).
2. Shin GH, Yoon H, Kim H, Choi DS, Lee JS, et al., Highly agile actuator development status of an 800 mNm control moment gyro (CMG), *J. Space Technol. Appl.* 3, 322–332 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.322>

3. Rhee SW, Kwon HJ, Low cost small CMG performance test and analysis, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 39, 543–552 (2011). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.6.543>
4. Defendini A, Lagadec K, Guay P, Blais T, Griseri G, Low cost CMG-based AOCS designs, *Proceedings of the 4th ESA International Conference*, Noordwijk, The Netherlands, 18–21 Oct 1999.
5. Roser X, Sghedoni M, Control moment gyroscopes (CMG's) and their application in future scientific missions, *Proceedings of the 3rd International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems*, Noordwijk, The Netherlands, 26–29 Nov 1996.
6. Lappas VJ, Steyn WH, Underwood CI, Torque amplification of control moment gyros, *Electron. Lett.* 38, 837–839 (2002). <https://doi.org/10.1049/el:20020590>
7. Lappas V, Steyn WH, Underwood C, Design and testing of a control moment gyroscope cluster for small satellites, *J. Spacecr. Rockets.* 42, 729–739 (2005). <https://doi.org/10.2514/1.7308>
8. Hyungjoo Y, Current state of the satellite attitude maneuver technology using high-torque actuators, in *Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2017 Spring Conference*, Samcheok, Korea, 19–21 Apr 2017.
9. Dominguez J, Wie B, Computation and visualization of control moment gyroscope singularities, in *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Monterey, CA, 5–8 Aug 2002.
10. Wie B, Singularity analysis and visualization for single-gimbal control moment gyro systems, *J. Guid. Control Dyn.* 27, 271–282 (2004). <https://doi.org/10.2514/1.9167>
11. Kurokawa H, A geometric study of single gimbal control moment gyros: singularity problems and steering law, *Report of Mechanical Engineering Laboratory*, No. 175 (1998).

Author Information

Goo-Hwan Shin goohshin@kaist.ac.kr



Dr. Goo-Hwan Shin did research on small-scale satellites and core space technologies for several years at KAIST SaTReC. Currently, He is studying and developing a formation flight satellite using micro-satellites like CubeSats. His interests include

solar array systems with high photovoltaic power conversion efficient, electric propulsion systems, control moment gyro systems, laser communications, inter-satellite links and high resolution SAR antenna systems.

Hyosang Yoon hyosang.yoon@kaist.ac.kr



Prof. Hyosang Yoon received his Ph.D. in Aerospace Engineering from MIT in the United States in 2017. He is currently an assistant professor in the Department of Aerospace Engineering at KAIST. Before joining the university, he worked as a

guidance and control engineer for satellites at Satrec Initiative in Daejeon and at Planet Labs Inc. in San Francisco, USA. His research interests include CubeSat systems, satellite attitude determination and control, ultra-low orbit satellite systems, and space laser communications. Additionally, he has a keen interest in Earth atmospheric observations using CubeSats.

Author Information

Hyeongcheol Kim poinsettia80@kaist.ac.kr



Mr. Kim is a master's student in the aerospace engineering department of KAIST, and he is working under the supervision of professor Hyosang Yoon. His research field is attitude control with CMG and angular momentum management of GEO satellites. He is participating in multiple cubesat development projects in his laboratory now.

Eunji Lee lej315@hanwha.com



Dr. Eunji Lee did research at precise orbit determination for space situational awareness. Currently, she is designing and analyzing space system for special mission.

Dong-Soo Choi dssoi@justek.com



Dr. Dong Soo Choi (Member, IEEE) received the B.S., M.S., and Ph.D. degree in electrical engineering and computer science from Seoul National University, Seoul, Korea, in 1996, 1998, and 2002, respectively. Currently, he is working as a CEO of Justek, Inc., Gyeonggi-do, Korea. His current research areas include nonlinear control theory and its applications to high-precision motion control of linear servo motors.

Sang-sub Park park.ss@hanwha.com



Dr. Sang-sub Park received the B.S., M.S., and Ph.D. degree in aerospace engineering from Inha University, Incheon, Korea, in 2022, 2013, and 2017, respectively. Currently, he is developing system engineering and electrical design and integration for satellite.

Jae-Suk Lee Jaesuk.lee@austek.co.kr



Mr. Lee performed mechanical design work at Samsung Electronics and Seagate technology, LLC during pasted 20 years. Currently, he conducted CMG mecha design at Justek, Inc.

Seokju Kang seokju.kang@hanwha.com



Ms. Seokju received the M.S. degree in astronomy from YONSEI University, Seoul, Korea, with the Astrodynamics and Control Laboratory(ACL), in 2018. Currently, she is developing attitude and orbit control system for micro-satellite.

Yeong-Ho Shin yhshin@justek.com



Mr. Yeong Ho Shin received the M.S. degree in electrical engineering from Tech University of Korea, Siheung-si, Gyeonggi-do, Korea, with the Embedded Application Laboratory (EALAB), in 2021. His research interests include design and application of non-linear control system He conducted electrical and F/W design at Justek, Inc.

연구논문

인공위성 로봇팔 탑재체의 열 제어 설계 및 해석 개발 동향

신한섭^{1,2}, 김해동^{1†}

¹경상국립대학교 기계항공우주공학부 항공우주공학

²한국항공우주산업

Development Trends of Thermal Control Design and Analysis of Robotic Arm Payload for Spacecraft

Han-Seop Shin^{1,2}, Hae-Dong Kim^{1†}

¹Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea

²Korea Aerospace Industries, Sacheon 52529, Korea



Received: January 20, 2024

Revised: February 1, 2024

Accepted: February 7, 2024

†Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-55-772-1641

E-mail : haedkim@gnu.ac.kr

Copyright © 2024 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

Han-Seop Shin

<https://orcid.org/0009-0002-1235-6939>

Hae-Dong Kim

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

요약

뉴스페이스(New Space) 시대에 이르러 궤도상 서비싱(OOS, on orbit servicing) 임무를 수행하기 위한 인공위성들이 개발되고 있다. 궤도상 서비싱을 위한 다양한 임무는 고장수리, 재급유, 견인, 구성품 교체, 우주 상 건설 등의 여러 임무가 있으며, 이를 수행하기 위해 로봇팔 탑재체가 탑재되어야 한다. 로봇팔 탑재체는 기존 인공위성의 탑재체와 달리 고정된 상태로 움직이지 않는 것이 아니라 임무 수행을 위해 지속적으로 움직여야 하는 탑재체라는 특징이 있으며, 또한 인공위성의 구조체 내부에 존재하는 것이 아닌 우주 공간에 직접적으로 노출된 상태로 임무 수행을 해야 한다는 특징이 있다. 이러한 탑재체의 특징으로 인해 극한의 우주 열환경에서 이상 없이 운용될 수 있는 열 설계 및 해석은 필수적이거나, 로봇팔 열 설계 및 해석에 대한 논문은 그리 많지 않은 실정이다. 본 논문에서는 현재까지 개발된 로봇팔 탑재체에 대한 열 설계, 해석에 대한 사례들을 소개 및 정리하였으며, 마지막에는 앞으로 개발할 로봇팔 탑재체의 열 설계 및 해석에 대한 방향을 제시해 보고자 한다.

Abstract

In the New space era, satellites are being developed to perform on-orbit service (OOS) missions. Various missions for orbital service include failure repair, refueling, towing, component replacement, and space construction, and in order to do so, a robot arm payload must be mounted. Unlike conventional satellite payloads, the robot arm payload is not move in a fixed state, but is a payload that must move continuously to perform the mission. It is also characterized by the need to perform the mission while being directly exposed to outer space, rather than existing inside the structure of the satellite. Due to the characteristics of these payloads, thermal design and interpretation that can be operated smoothly in an extreme space thermal environment is essential, but there are not many papers on thermal design and interpretation of the robot arm. This paper introduces and summarizes cases of thermal design and interpretation of robot arm payloads developed so far, and finally, it intends to suggest directions for thermal design and interpretation of robot arm payloads to be developed in the future.

핵심어 : OOS(on-orbit servicing) 인공위성, 로봇팔, 열 설계 및 해석

Keywords : on-orbit servicing (OOS) spacecraft, robotic arm, thermal design and analysis

1. 서론

뉴스페이스(New Space) 시대에 이르러 궤도상 서비스(OOS, on orbit servicing) 임무를 수행하기 위한 인공위성들이 개발되고 있다. 궤도상 서비스를 위한 다양한 임무는 고장수리, 재급유, 견인, 구성품 교체, 우주 상 건설 등의 여러 임무가 있으며, 이를 수행하기 위해 로봇팔 탑재체가 탑재되어야 한다. 로봇팔 탑재체는 기존 인공위성의 탑재체와 달리 고정된 상태로 움직이지 않는 것이 아니라 임무 수행을 위해 지속적으로 움직여야 하는 특징이 있으며, 인공위성의 구조체 내부에 존재하는 것이 아닌 우주 공간에 직접적으로 노출된 상태로 임무 수행을 해야 한다는 특징이 있다. 또한 로봇팔의 관절 부분에는 허용될 수 있는 온도 범위가 상대적으로 좁은 전자적 구성품이 배치되어 있다. 이러한 로봇팔 탑재체의 특징으로 인해 극한의 우주 열환경을 고려하였을 때 탑재체의 성능/기능 및 구동 운용이 이상 없이 수행될 수 있도록 열 설계 및 해석과 시험을 통한 검증을 하는 것이 필수적이나, 로봇팔 열 설계, 해석 및 시험에 대한 논문은 그리 많지 않은 실정이다. 현재까지 개발된 로봇팔 탑재체 중 ERA(European robotic arm)에 대한 열 설계 및 해석 사례와 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔에 대한 열 설계 및 해석 사례가 존재하였다. 또한, 중국에서 로봇팔의 관절 부분에 대한 열 설계 및 해석과 시험을 통한 검증 연구가 수행된 바 있다.

로봇팔 탑재체는 지속적으로 움직여야 하는 구조물이므로 일반적으로 고정된 인공위성 탑재체와 다르게 열구조적 관점에서 차이점이 있을 수 있으며, 열 설계 시 추가적으로 고려해야 할 사항들이 존재할 것으로 판단된다. 본 논문에서는 현재까지 수행된 로봇팔의 개발 및 연구 사례를 기반으로 앞으로 개발할 로봇팔 탑재체의 열 설계 및 해석에 대한 방향을 제시해 보고자 한다.

2. 로봇팔 탑재체 열 설계 및 해석 사례

2.1 ERA(European Robotic Arm) 로봇팔 열 설계 및 해석[1]

ERA 로봇팔은 러시아 MIR-2 우주정거장에서 사용되기 위해 처음 설계되었으나, 국제우주정거장(International Space Station, ISS)에 통합되어 국제우주정거장 상에서 궤도상 서비스를 지원하고 있다. 설계는 오래 전부터 수행되었으나, 2021년에 발사되어 처음으로 우주공간에서 선외 활동 지원용으로 사용되었다.

ERA 로봇팔은 Fig. 1 및 2와 같이 로봇팔 길이 11.3 m, 7 자유도로 Dutch Space사에 의해 개발되었으며, 10년간의 임무수명 동안 처할 수 있는 가능한 모든 열 환경에 대해서 작동되고 견딜 수 있어야 하기 때문에 다양한 케이스를 고려하여 열 해석이 수행되었고, 이를 기반으로 열 설계가 수행되었다.

2.1.1 ERA(European robotic arm) 로봇팔 구성

ERA 로봇팔은 Fig. 1과 같이 팔꿈치(elbow), 팔(limb), 팔목(wrist), 손(hand, end-effector and camera/lighting unit)로 구성되며, ERA 자체에 온보드 컴퓨터(on-board computer)가 탑재되어 있으므로, 국제우주정거장으로부터 독립적으로 작동할 수 있다. 로봇팔에 다양한 구성품들이 부착되어 있으며, 열적인 부분을 고려하여 열 설계가 수행되었다.

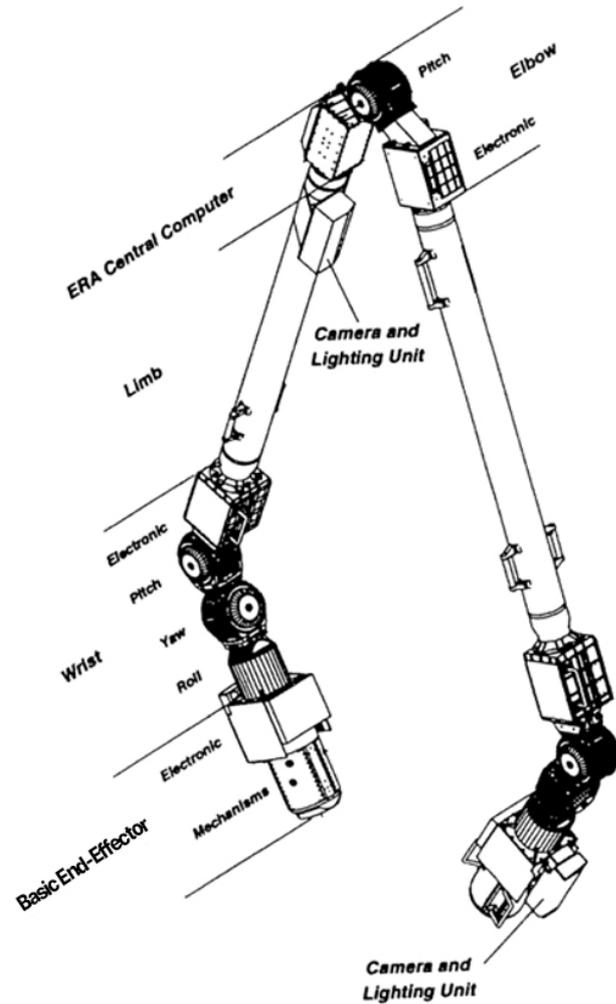


Fig. 1. Configuration of European robotic arm payload. ERA, European robotic arm.

2.1.2 ERA(European robotic arm) 로봇팔 운용 모드

ERA 로봇팔은 4,500시간 동안 작동될 수 있도록 설계되었으며 4,500시간 동안 ‘대기모드 (stand-by mode; all electronics on, motor off)’, ‘운용모드(full operation mode; motor on, all electronics peak power dissipation)’, ‘동면모드(in hibernation mode; all units switched off but heater system switched on)’의 임무 모드로 운용된다.

2.1.3 ERA(European robotic arm) 로봇팔 특징

ERA 로봇팔의 주요한 특징은 Table 1과 같다.

2.1.4 ERA(European robotic arm) 로봇팔 요구조건

ERA 로봇팔의 열 설계와 관련 있는 요구조건으로는 10년간의 임무 수명 동안 작동 가능해야 하므로 임무 기간 동안 겪는 다양한 우주 열환경에 견딜 수 있어야 한다. 또한 10년 동안 국제우주정거장에서 동면 가능해야 하며, 동면하는 동안 히터 전력 사용량이 전력 버짓을 초과하지 않아야 한다.

Table 1. ERA key figures

Parameters	Values
Total length	11.3 m
Range / span	9.2 m
Degrees of freedom	7
ERA mass	580 kg
Peak power dissipation	800 W
Standby heat dissipation	240 W
Hibernation heater power consumption	250 W Max.
Accuracy (open loop)	±40 mm
Accuracy (closed loop)	±5 mm
Maximum moveable mass	8,000 kg
Maximum payload dimensions	3 × 3 × 8.1 m
Maximum speed of movement	0.2 m/s
Braking distance	0.15 m

ERA, European robotic arm.

2.1.5 ERA(European robotic arm) 로봇팔 열 설계 철학

위와 같은 요구조건과 ERA 로봇팔의 구성을 고려하였을 때, 열 설계를 위한 철학은 아래와 같다.

1. 각 부체계 구성품들은 독자적인 열 제어가 되어야 하며, 인접한 부체계와 열전달이 최소화 되도록 단열 처리가 되어야 한다.
2. 적절한 능동 열 제어 시스템인 히터와 같이 수동 열 제어 시스템을 적용함으로써 신뢰성 있는 열 설계가 이루어져야 하며, 열 해석을 통해 예측 가능해야 함. 또한, 로봇팔의 설계의 변경이 이루어질 시 이를 수용할 수 있어야 한다.
3. 작동 시 계속적인 발열량을 가지는 전자기 구성품은 열적으로 방열판에 연결되어 있어야 한다. 짧은 순간에 높은 발열량을 가지는 모터와 같은 구성품은 단열되어야 하며, 주변 시스템의 열용량으로 수용 가능해야 한다.
4. 열 제어 시스템은 모든 구성품에 대해서 임무 기간 내내 스위치가 켜지는(switched-on) 온도 범위보다 높게 유지해야 한다. 따라서 ERA의 동면 기간 중에 언제든지 구성품이 켜지고 최소한의 시간(30분) 이내에 작동될 수 있어야 한다.
5. 열 제어 설계는 로직에 따라 자동적으로 이루어질 수 있도록 설계되어야 하며, 따라서 단일 고장(single failure)로 인한 IVA(Internal vehicular activity) /EVA(External vehicular activity) 개입이 없도록 설계되어야 한다. 이는 히터의 보완 시스템인 핫 리던던시(hot redundancy) 개념으로 이루어질 수 있다.
6. 기능/성능적으로 중요한 구성품의 온도는 지속적으로 감시되어야 한다. 해당 부분의 측정 온도는 온도범위 조건과 비교되어야 한다. 만약, 온도 범위를 초과할 시 운용자(operator)는 즉시 알려야 한다.

위의 철학에 따라 ERA 로봇팔의 열 설계는 전력을 사용하는 능동 열제어 방식과 전력을 사용하지 않는 수동 열 제어 방식을 모두 고려하여 설계되었다.

2.1.6 ERA(European robotic arm) 로봇팔 열 설계

ERA의 로봇팔 열 설계 사항은 Fig. 2와 같으며, 아래와 같은 열제어 설계 사항들이 고려되었다.

2.1.6.1 방열판(radiator)

방열판(radiator)는 이차면경(SSM, second surface mirror) 또는 흰색 페인트(white paint)로도 적용될 수 있으며, 전자 구성품의 특정 패널에 방열판이 부착된다. 방열판 설계 시 ERA 로봇팔의 다양한 자세를 고려하여 면적 결정이 필요하며, 태양이 정면으로 직접 방열판을 바라볼 때 특히 고려되어야 한다.

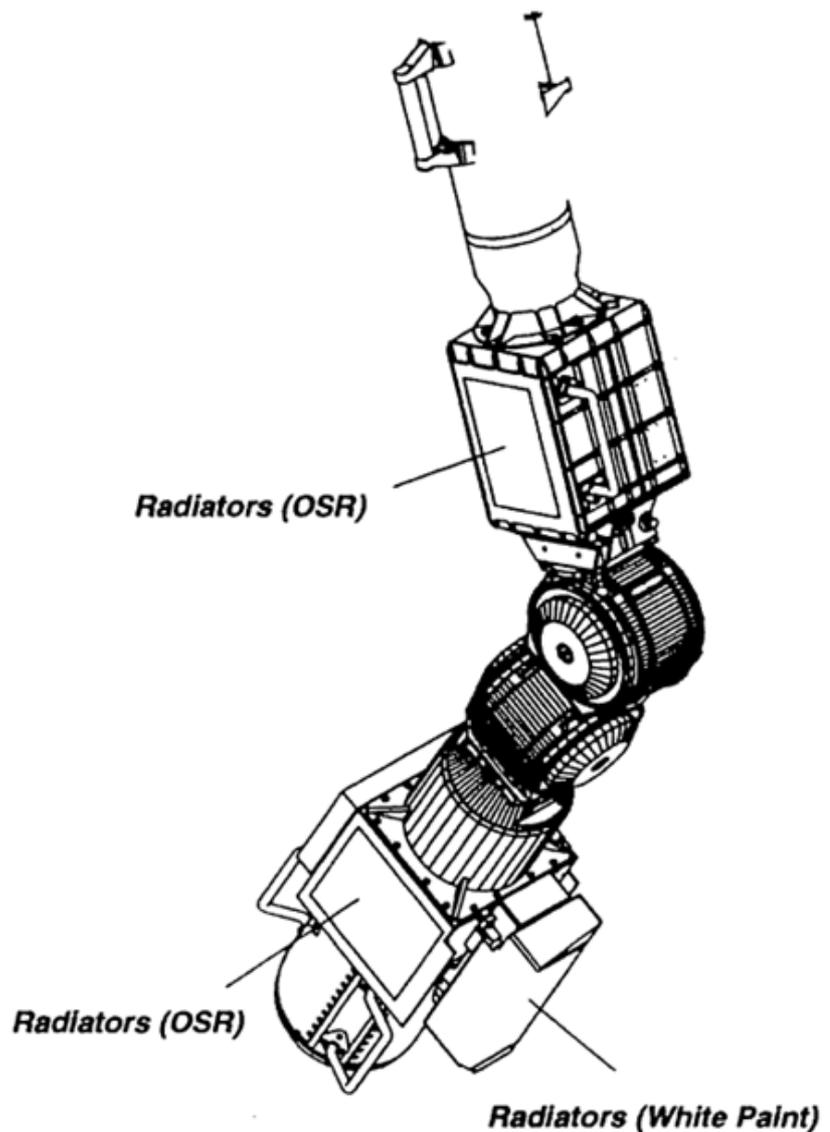


Fig. 2. Passive thermal design of European robotic arm payload.

Basic end-effector, manipulator joint, ERA control computer는 최적의 성능을 위해 방열판으로 덮여져야 한다. 카메라 및 광학 구성품(camera & lighting unit)에는 구성품의 기하학적 형상이 평평하지 않고 복잡하여 흰색 페인트가 칠해진다.

2.1.6.2 다층박막단열재(multi-layer insulation, MLI)

다층박막단열재는 radiator, optics, accessibility/clearance 제한조건이 적용된 부분을 제외한 모든 우주공간에 노출되는 외부 면적을 덮을 수 있도록 적용되어야 한다. 다층박막단열재는 0.25 mil aluminised mylar with dacron net spacers가 10번 적층된 layer로 구성되며, space에 노출된 최외각 층은 aluminised betacloth로 구성된다. 1 mil aluminised kapton layer는 betacloth 및 mylar layer 사이에 삽입되며, 로봇팔에 맞닿는 최내각 층은 0.5 mil aluminised nomex로 구성된다. MLI는 velcro를 이용하여 부착되며, 방열판 주변에는 양면 테이프 등을 이용하여 빈틈이 없도록 부착하여 벤팅(venting)으로 인한 방열판의 오염도 방지한다.

2.1.6.3 단열 처리(thermal de-coupling)

카메라 구성품은 ERA 로봇팔과 단열 처리되어야 하며, EVA 중 카메라를 탈착 시 인접한 부체계에 영향이 없어야 한다. 단열 처리는 다층박막단열재를 이용하여 복사 열 전달을 단열, 단열 와셔(thermal washer)로 전도 열 전달을 단열시킨다. 카메라와 마운팅 브라켓(mounting bracket) 간에 단열 와셔가 적용되어 단열처리 되며, 핸드레일(handrail)은 ERA 로봇팔 간에도 단열 처리 되어야 한다. 구조적 강성 요구조건으로 인해 단열 와셔는 부체계 사이의 구조적 연결부위(ERA load)에는 부착되지 않는다. 팔 부체계(limb subsystem) 같은 경우, 열변형을 줄이고자 열전도율이 낮은 복합재나 티타늄을 사용하기 때문에 히터의 열 손실은 일어날 수 있다.

2.1.6.4 히터 및 온도 센서(히터 and temperature sensor)

히터 및 온도센서는 전력을 사용하는 능동 열 제어 방식이며, Fig. 3과 같다. ERA의 모든 구성품들은 ERA의 동면 상태일 때 스위치가 꺼지기 때문에 히터 시스템을 이용하여 허용온도 범위 밑으로 벗어나지 않도록 해야 한다. 히터는 ERA의 모든 구성품들을 허용온도범위 이상 될 수 있도록 그 크기가 결정되어야 한다. 히터의 열 제어를 통해 ERA의 모든 구성품들은 언제든지 온도 제약 없이 스위치가 켜질 수 있어야 한다. 모든 히터는 120 V에 연결되어 작동되며, 고장에 대비하여 히터 시스템은 모두 보상 시스템(redundant system)이 고려되어야 한다. 핫 리던던트(hot redundant) 히터 전력 라인은 보조 라인을 가져야 하며, 메인 및 보조라인은 항상 스위치가 켜져 있어야 한다. 주요 라인이 고장날 경우 보조라인이 바로 사용될 수 있어야 한다. 주요 히터와 보조 히터를 모두 켜 놓을 경우, 동시에 켜져서 히터 전력 버짓을 초과할 수 있으므로, 보조 히터를 위한 써모스탯(thermostat)의 on/off 설정 온도를 주 써모스탯보다 낮게 설정해 놓아야 한다. 주 써모스탯의 닫힘이 실패할 경우를 대비해 각각 2개의 써모스탯이 사용된다. 써모스탯이 열림이 실패될 경우, 보조 히터 시스템이 작동된다.

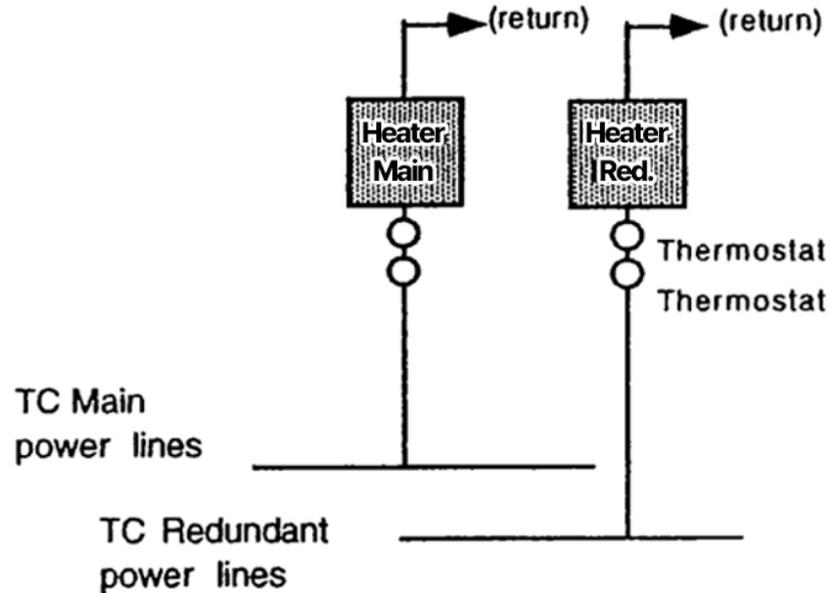


Fig. 3. Active thermal design concept of European robotic arm payload.

2.1.7 ERA(European robotic arm) 로봇팔 열 해석

ERA 로봇팔 열 해석을 위해 고려되어야 하는 변수들은 Table 2와 같다. ERA이 겪을 수 있는 모든 열 환경을 고려해야 하므로 열 해석 케이스 선정은 도전적이면서도 잘 고려되어야 하는 항목이다. 열 해석 선정을 위한 변수들이 많으나 모두 고려되어야 한다. ERA는 궤도상 운용 시기, 자세 등을 고려 시 매우 복잡한 우주 열 환경에서 운용되며, 그 중 국제우주정거장의 형상도 고려되어야 한다. ERA는 7 자유도의 복잡한 자체 형상과 ERA 재배치 및 이동 여부 등이 고려되어야 하며 이러한 요소가 열적 예측을 더 힘들게 한다. ERA 열 설계는 ERA의 작동에 필요한 사항을 충족시켜야 한다. 열 해석 케이스는 열 설계 옵션(finishes 선정, 방열판 방향, 열 반응 시간 등)에 따라 달라질 수 있으며, 열 설계 trade-off 및 열 해석 케이스 간 반복과정이 필요하다. 변수들의 조합은 결국 수많은 해석 케이스를 생성하게 하며, 이를 줄이기 위해 열 해석 자체를 최소한으로 모델링하여 수행해야 한다.

2.2 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 열 설계 & 해석[2]

2007년도에 발사된 화성 로버 탐사선 Phoenix에 탑재된 로봇팔 탑재체에 대한 열 설계 및 해석 내용 사례를 소개하였다.

2.2.1 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 열 설계

화성탐사를 위한 화성탐사로버 Phoenix는 Fig. 4와 같이 RA(robotic arm)를 탑재하고 있으며, Phoenix RA의 액츄에이터(actuator)와 베어링(bearing)은 화성의 추운 환경을 견뎌야 한다. RA 액츄에이터의 운용 중 최소 허용온도 제한은 -55°C 이므로 히터 열 설계를 필요로 한다. 히터의 크기는 RA가 겪을 수 있는 모든 열 환경을 고려하여 설계 및 결정되어야 하며, 특히 손목(wrist)이나 관절(joint), 액츄에이터가 있는 부분에 히터 열 설계가 적용되어야 한다.

Table 2. Thermal analysis parameters of ERA payload

	Parameters	Description
Orbit	Sun	Summer and winter solstices
	Albedo	Extreme values depending upon the thermal response time of the hardware.
	Earthshine	Extreme values depending upon the thermal response time of the hardware.
	Altitude	From 270 to 460 km
	Ascending node	Regarding the: - Eclipse time - Incident flux reflected by ISS - Incident flux variations - ISS shading
ISS	Attitude	Roll, yaw, pitch = $\pm 15^\circ$, $\pm 15^\circ$, $\pm 15^\circ$
	Assembly stage	From ERA installation to ISS final assembly stage with and without docked space vehicles
	Configuration	Orientation of the solar arrays and of the gyrodine radiators
	Payload configuration	Large payload location
	Boundary T	Radiators temperatures. These depend upon ISS operations and are therefore treated as boundary temperatures
	Radiation case	BOL or EOL properties of the outer surface thermo-optical properties
ERA	Location on ISS	Basepoint positions
	Configuration	Hibernation position or any reference position taken by ERA during an operation
	S/S configuration	For the basic end effector: rigidised / non rigidised
	Radiation case	BOL or EOL properties of the outer surface thermo-optical properties
	Thermal response time	Each unit has a different thermal response time

Table 2. (Continued)

Parameters	Description
ERA operation mode	Hibernation – standby – peak modes
Mission	Installation, maintenance and inspection missions defined by a sequence of reference tasks
Operation	Motor and electronics duty cycles total operating time
Time lines	Maximum or minimum dissipation due to voltage variation and other uncertainties
Internal power dissipation	Related to safety
Constraints	

ERA, European robotic arm; ISS, International Space Station; BOL, begin of life; EOL, end of life.

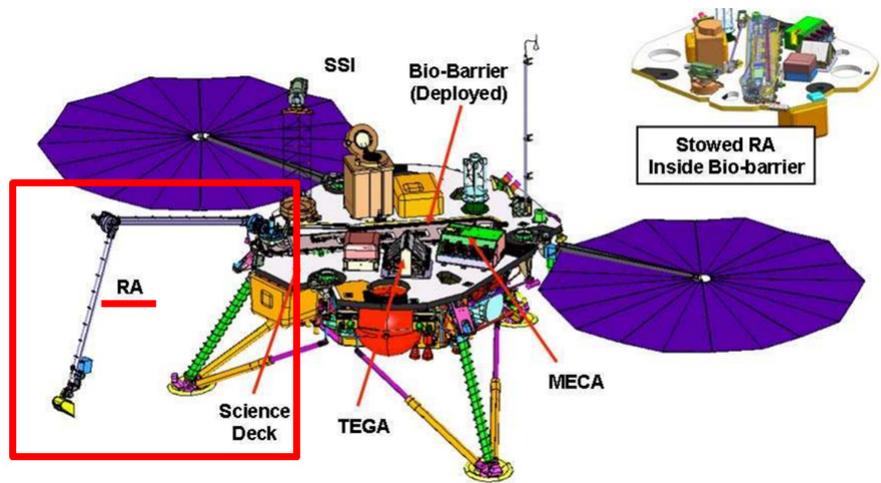


Fig. 4. Phoenix spacecraft in landed configuration. RA, robotic arm.

하지만, 히터 열 설계가 필요한 부분은 전자구성품이 포함된 관절 부분이며, 해당 부분은 기계적인 형상이 복잡하여 히터를 부착하기에 공간적인 제약이 따를 수 있다. 이러한 제약 조건과 복잡한 열 환경에도 불구하고 Phoenix RA의 히터 열 설계는 잘 이루어졌으며, 설계 요구 조건을 만족시켰다. 추운 화성의 환경을 견딜 수 있는 열 설계를 고려하여, 모든 모터 구성품에 온도 센서 부착을 하였으며, 히터의 고장으로 인해 과열이 발생할 경우, 컷 오프 써모스탯 (cut-off thermostat)을 통해 예방할 수 있게 설계되었다.

2.2.2. 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 기계적 형상

화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 기계적 형상은 Fig. 5와 같으며, 접혀져 있는 형상이다.

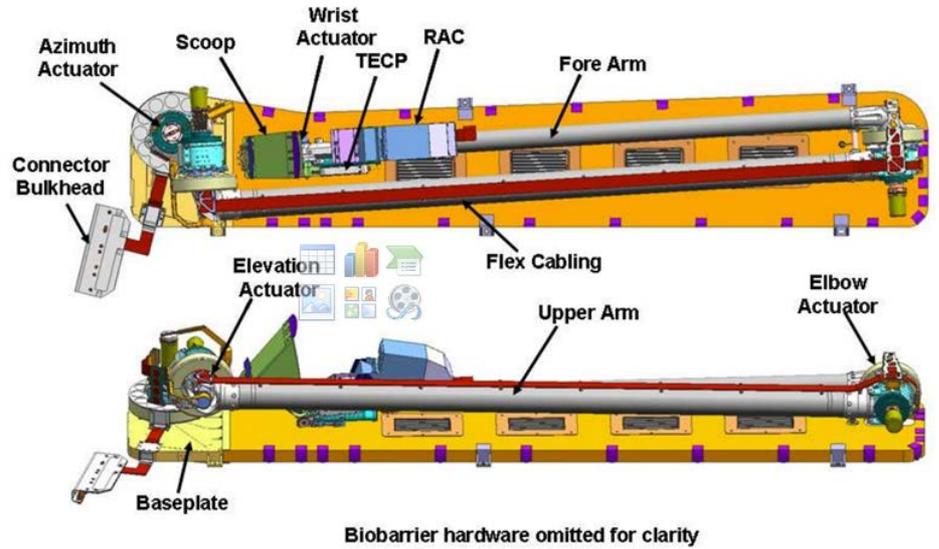


Fig. 5. Phoenix RA mechanical configuration. TECP, thermal and electrical conductivity probe; RAC, robotic arm camera; RA, robotic arm.

2.2.3 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 구성품 허용온도범위

화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 기계적 형상은 Table 3과 같다.

Table 3. RA temperature requirements

RA component	Operating temp. range		Non-operating temp.		Turn-on
	(°C)		range (°C)		
	Min.	Max.	Min.	Max.	
Azimuth actuator	-55	25	-93	25	45
Elbow actuator	-55	25	-93	25	45
Elevation actuator	-55	25	-93	25	45
Wrist actuator	-55	25	-93	25	45
RA structure					
Arms & fittings	-70	25	-93	25	N/A
Baseplate	-70	25	-93	25	N/A
Flex cable	-70	25	-93	25	N/A
Scoop	-93	25	-93	25	N/A
Biobarrier					
Pre-deploy	N/A	N/A	-70	40	N/A
Just prior to & during deployment	-70	0	N/A	N/A	N/A

Table 3. (continued)

RA component	Operating temp. range		Non-operating temp.		Turn-on
	(°C)		range (°C)		
	Min.	Max.	Min.	Max.	
Post-deploy	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

RA, robotic arm; N/A, not applicable.

2.2.4 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 운용모드에 따른 형상

화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 임무 형상은 3가지가 있으며 Fig. 6과 같다. In-trench 형상은 지면 밑까지 digging하는 형상이며, near-ground 형상은 지면에서 임무를 수행하는 형상이고, above-deck은 Phoenix보다 위에 로봇팔이 위치하는 형상이다.

각각의 임무 형상마다 외부 열환경과 내부 발열량이 달라져 히터의 사용량 등 열 설계 수행 사항이 잘 고려되어야 한다.

Near-ground 및 above-deck의 경우, 히터를 사용하여 1시간 이내로 액추에이터의 온도를 -55°C 이상으로 올려줘야 하며, in-trench의 경우 3시간 이내로 액추에이터의 온도를 -55°C 이상으로 올려줘야 한다.

2.2.5 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 열 설계

로봇팔의 구성품 중 관절에 해당하는 액추에이터는 임무 수행 전 -55°C 이상의 온도로 유지되어 있어야 하므로 Fig. 7과 같이 RA 액추에이터에 패치 형태의 히터가 부착된다.

외부 열 환경과 임무모드에 따른 내부 발열량 등을 잘 고려하여 히터의 크기와 전력량 등을 결정해야 하며, 이때 액추에이터의 형상 중 평평한 면이 히터 크기 결정 시 제약조건이 되므로 필요 시 액추에이터의 형상 또는 히터의 형상이 수정되어야 할 필요성도 있을 것으로 판단된다.

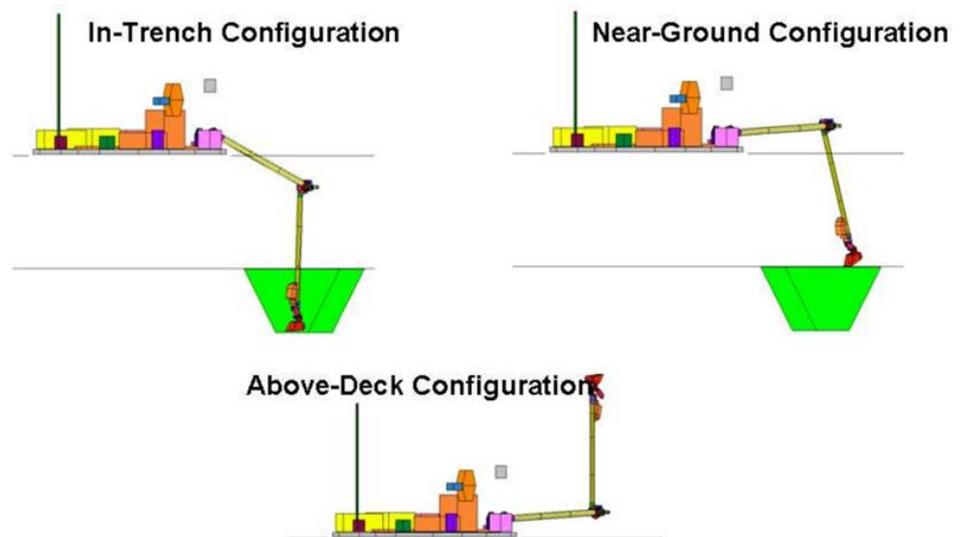


Fig. 6. Phoenix RA mission operational configuration. RA, robotic arm.

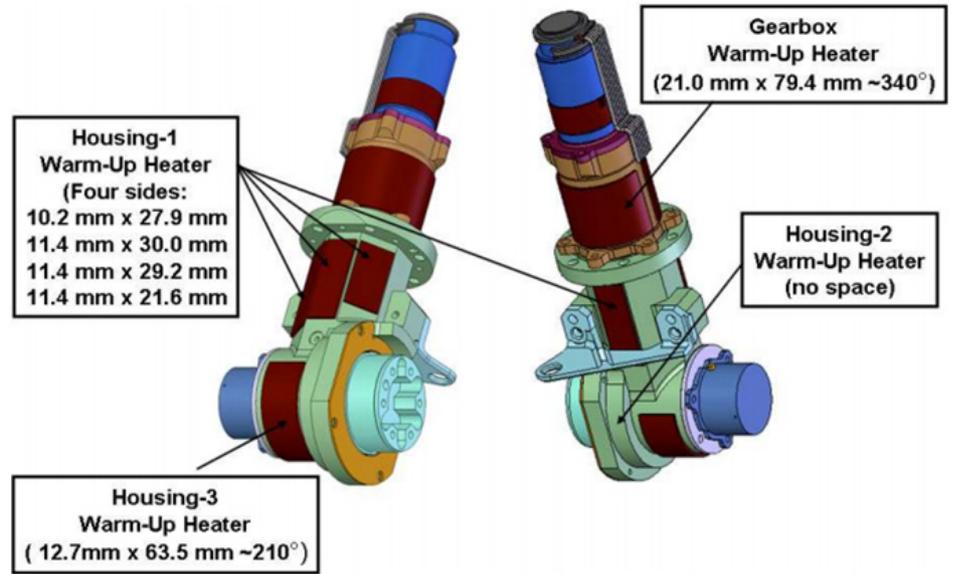


Fig. 7. Phoenix RA actuator heater locations. RA, robotic arm.

비운용 상태인 경우, RA 액츄에이터는 생존 히터 및 단열 없이 화성의 매우 추운 환경을 버텨야 한다. 특히 손목 액츄에이터의 히터 크기 결정이 중요하며, 어렵게 해결해야 할 사항 중 하나이다. 손목 액츄에이터의 히터 크기 결정 시 액츄에이터 부분은 기하학적 형상이 복잡하므로 히터 크기를 결정할 때 더 어려움이 존재한다.

2.2.6 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 열 모델

Fig. 8과 같이 열 모델이 구축되었으며, 3,697개의 노드, 1,715개의 열전달 경로와 1,308개의 대류 열전달 경로가 사용되었다.

로봇팔 탑재체를 위한 상세적인 열해석을 위해 비교적 많은 노드 수가 사용되었으며, 이는 액츄에이터(motor, gear-train, harmonic drive)의 정확한 온도 예측을 위함이다.

열 모델에 적용된 광학 물성치는 Table 4와 같다.

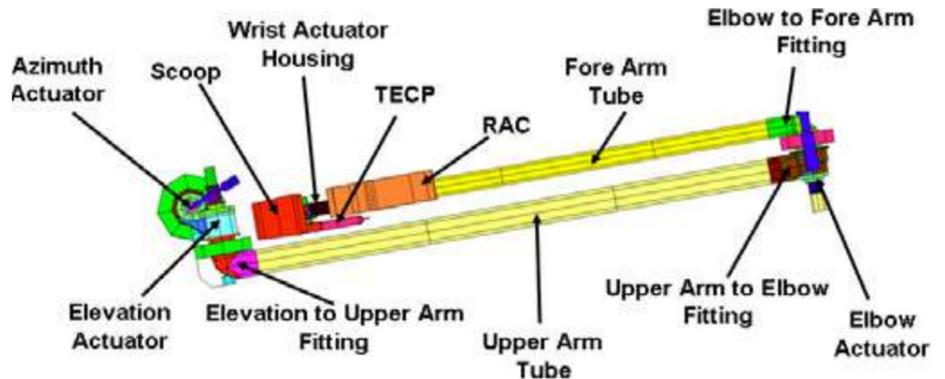


Fig. 8. Phoenix RA thermal model. TECP, thermal and electrical conductivity probe; RAC, robotic arm camera; RA, robotic arm.

Table 4. RA optical properties

Component	Surface finish	BOL		EOL	
		α	ϵ	α	ϵ
Motor case	Bare aluminum	0.17	0.05	0.25	0.04
Actuators (Heater locations)	Black kapton tape	0.50	0.15	0.55	0.10
	Bare aluminum	0.17	0.05	0.25	0.04
Actuators (elsewhere)	Bare stainless steel	0.32	0.14	0.56	0.10
	Bare titanium	0.50	0.15	0.55	0.10
Arm tubes	Bare aluminum	0.17	0.05	0.25	0.04
Flex cable	Kapton	0.80	0.80	0.80	0.80
Fittings	Bare aluminum	0.17	0.05	0.25	0.04
	Bare titanium	0.50	0.15	0.55	0.10
Base plate	Black kapton tape	0.50	0.15	0.55	0.10
TECP (thermal and electrical conductivity probe)	Clear anodized aluminum	N/A	N/A	N/A	N/A
RAC (robotic arm camera)	Alodined aluminum	0.50	0.10	0.50	0.10
Scoop	Black anodized aluminum	0.53	0.82	0.67	0.87

BOL, begin of life; EOL, end of life; N/A, not applicable.

2.2.7. 화성탐사로버 Phoenix 로봇팔 열 해석

열 모델 구축 시에는 불확실성이 항상 존재하므로 더 가혹한 열 환경 조건 하에 열 해석이 진행된다. 열 해석 시에 고온 및 저온에 대한 최악 해석 조건은 아래와 같다.

- 최악 고온 조건(worst hot case) 열 해석
 - : Begin of life(BOL) 광학 물성치, 화성의 뜨거운 환경
 - : 액추에이터의 최대 온도를 예측하기 위해 수행됨.
 - : 3.5시간 동안 지속적인 로봇팔 작동(내부 발열량 최대)
- 최악 저온 조건(worst cold case) 열 해석
 - : EOL(end of life) 광학 물성치, 화성의 추운 환경

- : 가장 추운 로봇팔 형상
- : 히터를 이용한 워업(warm-up) 시 로봇팔 내부 발열량 X
- : 히터의 크기 결정과 총 히터 전력 소모량 산출을 위해 수행됨.

Phoenix 로봇팔 열 해석 결과 임무 수행을 위해 필요한 히터의 전력 소비량은 Table 5와 같다. 히터 전력 소비 시 액츄에이터의 온도를 -55°C 이상으로 유지하기 위해 임무 수행 동안 히터의 워업 상태를 유지해야 하지만 내부 발열량으로 인해 온도가 높은 구성품에도 히터가 같이 작용되므로 모든 구성품이 허용온도범위 이내에서 유지될 수 있도록 히터의 크기와 전력 소비량을 잘 결정해야 한다. 따라서 구성품의 최대 허용온도 범위를 넘지 않도록 하면서 1 or 3시간 이내에 최소 허용온도 범위 이상이 될 수 있도록 예열하기 위한 히터의 최적 사용량이 Table 5와 같이 결정되었다.

액츄에이터들의 허용된 최대 내부 발열량은 Table 6과 같다. 액츄에이터의 모터들은 3.5시간 동안 RA가 작동할 때 85°C 를 초과하지 말아야 한다는 요구조건이 있다. 너무 큰 내부 발열량을 소비할 경우, 임무 수행 중 최대 온도를 넘어갈 수 있으므로 허용될 수 있는 발열량에 제약이 있다.

3.5시간 RA 작동(with 히터 stuck-on) 중 액츄에이터의 온도는 최대 허용온도인 85°C 를 초과하지 않았으며, 이는 작은 사이즈의 워업 히터 때문이다. 하지만, Table 7과 같이 손목 액츄에이터의 경우 초과하는 구성품이 존재한다(non-op Max. limit: 110°C). 따라서 stuck-on 히터 실패 방지를 위해 손목에 cut-off 써모스텝을 부착하여 히터를 제어한다.

Table 5. RA total warm-up heater power results

Heater location	Azimuth	Elevation	Elbow	Wrist
Motor	0.5	0.3		
Gearbox	0.0	0.3		
House-1	0.8	1.3		9.1
House-2	0.8		1.0	
House-3				6.3
Total	2.0	1.8	1.0	15.3

Total warm-up heater power is 20.1 W.

RA, robotic arm.

Table 6. RA actuator max allowable internal power dissipation

Actuator	Max allowable motor power dissipation (W)
Azimuth	4.4
Elevation	5.2
Elbow	3.6
Wrist	5.3

RA, robotic arm.

Table 7. RA actuator max allowable internal power dissipation

Wrist actuator component	Maximum temperature (°C)
Motor	69
Gearbox	70
SDPA	109
Bevel	119
OPT	113

RA, robotic arm; SDPA, pinion gear; OPT, output potentiometer.

2.3 로봇팔(Robotic Arm)의 관절(Joint) 열 설계 및 해석[3]

로봇팔은 우주 열 환경에서 지속적으로 움직여야 하는 탑재체이다. 따라서 동작을 가능하게 해주는 관절 부분이 계속 움직여야 하며, 동작을 위해서는 허용온도범위 내에서 존재할 수 있도록 하는 것이 필수적이다. 관절 부분에는 동작을 가능하게 해주는 다양한 전자 구성품들과 액츄에이터 부분들이 있으며, 해당 구성품들은 로봇팔의 다른 구조적인 파트들보다 허용온도범위가 좁다. 또한, 해당 구성품들은 지속적이고 오랜 시간 동안 작동해야 하므로 큰 발열량이 존재할 수 있다. 따라서 관절 부분에 대해서 열 모델을 구축하여 열 설계를 잘 수행해야 할 필요성이 있다.

본 절에서는 2023년에 중국에서 연구하였던 로봇팔 관절에 대한 열 설계 및 해석 내용을 소개하였다.

2.3.1 로봇팔 관절(robotic arm joint) 열 환경

Fig. 9에서와 같이 관절 부분에는 여러 개의 전자 구성품들이 있으며, 내부 발열량을 가지고 있다. 또한 전자 구성품들을 구조체가 감싸고 있으며, 구조체는 기본적으로 단열재로 덮여

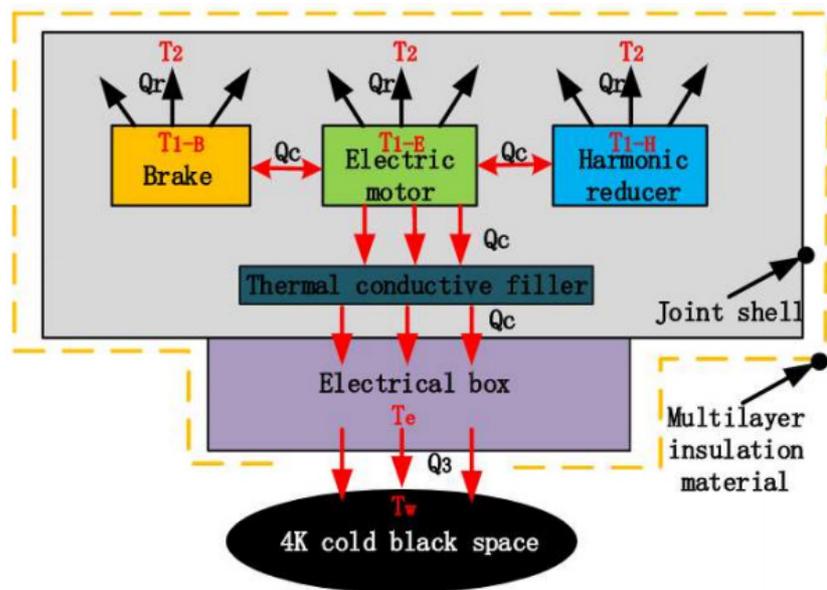


Fig. 9. Internal heat exchange model of the joint.

져 있다. 이 중 고발열 구성품이 배치된 쪽에 내부 발열량을 우주 공간으로 빼줄 수 있는 방열판이 부분적으로 배치되어야 한다.

관절 부분은 위성체 내부가 아니라 우주 공간에 직접적으로 노출되어 있으므로 다양한 우주 열환경을 직접적으로 겪게 된다. Fig. 10과 같이 외부 열원으로는 태양열원(solar flux), 지구 복사선(earth IR, 알베도(albedo)가 있으며, 내부 발열량 또한 관절 내부에 존재한다.

Fig. 11과 같이 외부 열원은 그래프를 통해 시간에 따라 얼마만큼의 외부 열원이 입사되는지를 나타내었으며, Fig. 12와 같이 구성품이 작동할 시 발생하는 내부 열원과 큰 외부 열원으로 인해 7시간 작동 시 허용온도 범위를 넘어갈 수 있기 때문에 열 설계가 필요한 것을 확인할 수 있다.

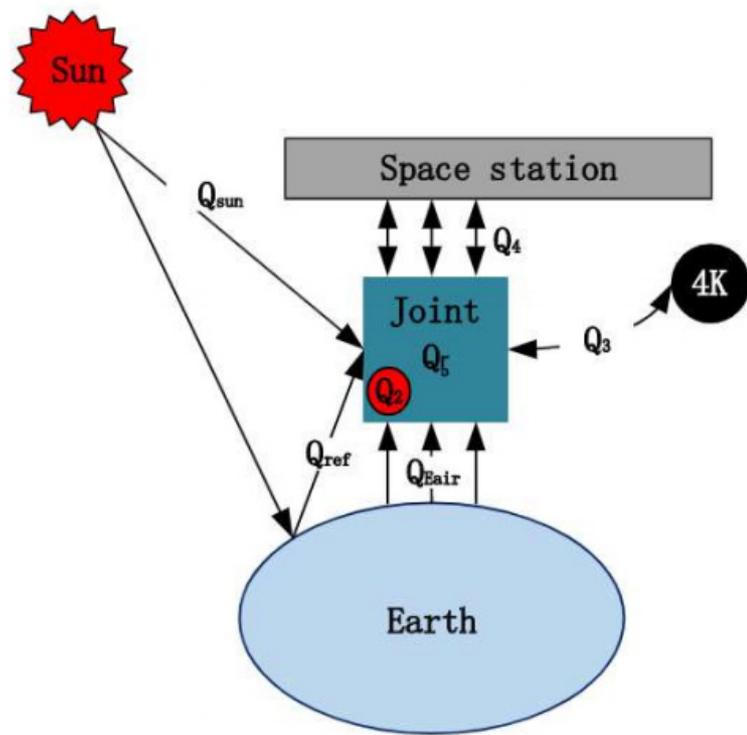


Fig. 10. Schematic diagram of the heat exchange of the joint external environment.

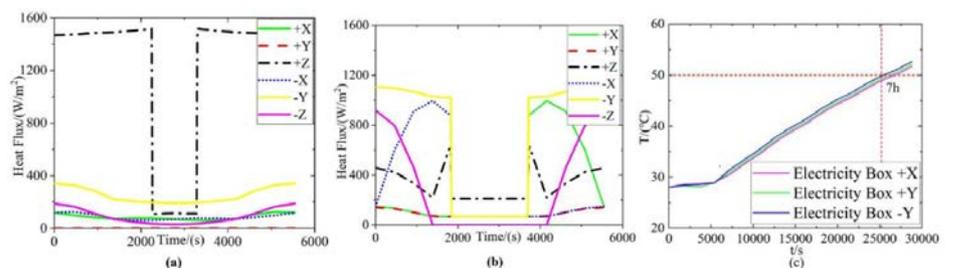


Fig. 11. External heat flux curves and electric box shell temperature curves under extreme high-temperature condition.

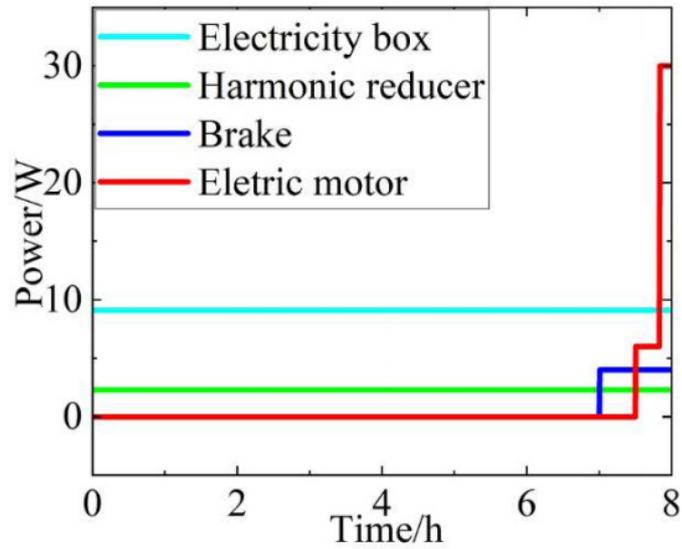


Fig. 12. Power distribution of internal heat source.

2.3.2 로봇팔 관절(robotic arm joint) 열 설계

Fig. 13과 같이 로봇팔의 관절 부분을 위한 열 모델이 구축되었으며, 총 5,676 셀 요소, 7,378 노드, 197 열적 경로가 사용되었다. 관절 구조체의 크기는 380 mm × 350 mm × 35 mm이다. 해석 시 사용된 단위 요소의 크기는 30 mm × 35 mm이다.

열 모델 내에서 내부 열원을 방출시키기 위해 적용된 방열판 역할을 하는 흰색 페인트 영역은 여러 가지 요인들을 고려하여 결정되어야 하며, Table 8과 같이 총 4가지의 다른 크기의 코딩 영역을 고려하여 4가지 케이스의 해석을 진행하였다.

2.3.3 로봇팔 관절(robotic arm joint) 열 해석

로봇팔 관절에 대한 열 해석은 고온이었을 때와 저온이었을 때로 나누어 크게 두 가지 케이스로 진행된다. 고온이었을 때는 태양 열원, 지구 복사선, 알베도 등의 외부 열원이 크고 관절 내 구성품의 내부 발열량이 클 때이다. 또한 광학 물성치의 성능 치수가 많이 낮아진 상

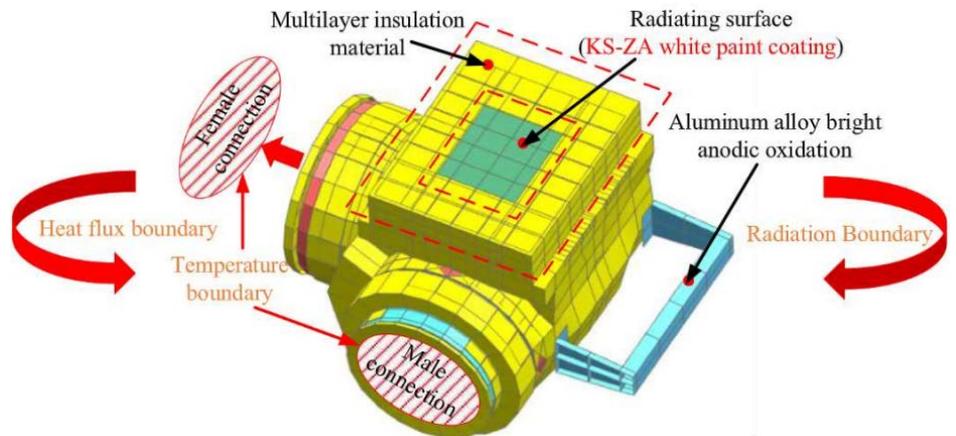


Fig. 13. Thermal model of the joint assembly.

Table 8. Dimensions of the radiating surface

Radiating surface code	Radiating surface dimension (mm × mm)
A	205 × 240
B	145 × 165
C	100 × 120
D	0 × 0

태로 가정하고 진행한다. 저온이었을 때는 반대로 외부 열원이 작고, 관절 부분이 작동하지 않아 내부 발열량이 없을 때이다. 광학 물성치는 성능이 좋은 상태로 가정한다.

저온이었을 때의 궤도 열 해석 결과는 Table 9와 같으며, 방열판 크기를 다르게 가정했던 4개의 케이스 모두 모든 구성품이 허용온도 범위 내에 있음이 확인된다. 반면 고온이었을 때는 방열판이 없는 케이스인 D의 경우 전자 구성품 하나가 허용온도인 50℃를 초과함을 확인할 수 있다(Table 10).

Fig. 14에서는 저온이었을 때 방열판의 크기가 제일 큰 케이스인 A에 대한 해석 결과이며 히터 사용량이 다른 케이스에 비해 가장 크지만 허용온도 범위를 벗어나지 않는다. 반면 고온이었을 때 방열판이 없는 케이스인 D에 대해 허용온도범위를 벗어나는 경우를 확인할 수 있다.

따라서 로봇팔 관절의 열 설계는 히터의 사용량을 최소한으로 할 수 있으면서 허용온도범위를 초과하지 않는 케이스 C가 열 설계를 위해 선정되었음을 확인하였다.

Table 9. Temperatures of components at low ambient temperature

Component	Storage temperature (°C)	A (°C)	B (°C)	C (°C)	D (°C)
Harmonic reducer	-40 to 65	-24.2	-27.3	-28.6	-30.0
Electric motor	-40 to 85	-23.2	-26.4	-27.8	-29.2
Brake	-40 to 65	-21.9	-25.5	-27.1	-28.9
Electricity box	-40 to 65	-32.1	-30.8	-30.8	-29.8
Joint shell	-40 to 65	-31.7	-33.6	-35.1	-37.3

Table 10. Temperatures of components at high ambient temperature

Component	Operating temperature (°C)	A (°C)	B (°C)	C (°C)	D (°C)
Harmonic reducer	-30 to 50	10.1	10.5	11.2	14.7
Electric motor	-30 to 80	12.4	14.4	16.1	18.7
Brake	-20 to 50	17.8	18.3	23.2	26.8
Electricity box	-30 to 50	31.8	35.9	38.9	52.8
Joint shell	-30 to 50	19.0	22.2	25.6	34.8

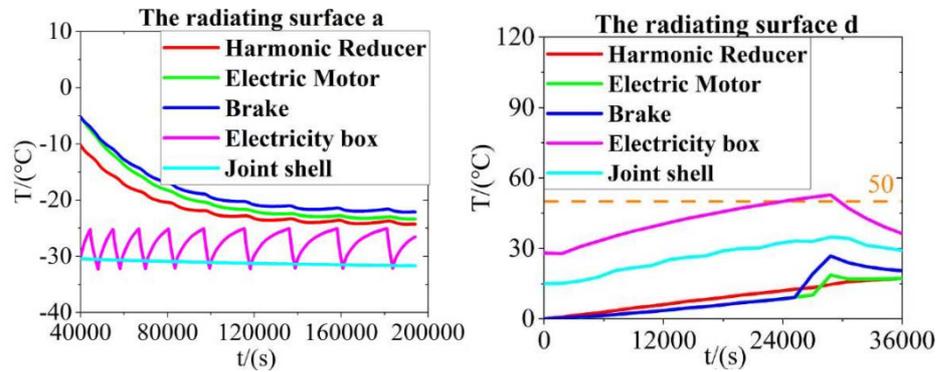


Fig. 14. Temperatures of components at low (L)/high (R) condition.

3. 로봇팔 탑재체 열 설계 및 해석 방향

3.1 열 설계 방향

로봇팔 열 설계는 로봇팔이 겪을 수 있는 모든 우주 열환경에 대해서 로봇팔에 존재하는 모든 구성품들의 온도가 허용온도범위 이내에서 유지될 수 있도록 하기 위해 이루어져야 한다. 위에서 다루었던 로봇팔에 대한 열 설계 사례들을 기반으로 열 설계에 대한 방향을 고려한 사항은 아래와 같다.

1. 로봇팔의 관절 부분에는 고발열 구성품이 존재하므로 고온 환경에서 온도가 높아질 수 있으므로 방열판 열 설계를 수행할 필요가 있다.
2. 로봇팔의 관절 부분에는 전자 구성품이므로 구조체 파트에 비해서 허용온도 범위가 낮으며 작동을 하지 않을 시에는 발열량이 없어 저온 환경에서 온도가 많이 낮아질 수 있다. 따라서 히터 설계 또한 수행되어야 한다.
3. 로봇팔의 모든 부체계 구성품들은 불필요한 열적인 상호 영향성을 줄여야 하며, 따라서 각 부체계 별로 열 설계가 이루어질 수 있도록 부체계 간에는 단일 설계를 적용한다.
4. 로봇팔의 재질 선정 및 표면 처리가 고려되어야 한다. 재질 선정은 전도 열 전달과 관련이 있으며, 표면 처리는 복사 열 전달과 관련이 있다. 재질의 선정 시 열전도율이 높고 구조적인 안정성이 낮은 재질을 선정할 경우, 열변형으로 인한 문제나 허용온도범위 이내 온도 제어에 영향이 있을 수 있다. 또한 표면 처리도 마찬가지로 열 해석을 통해 어떤 표면 처리를 할 수 있을지 결정해야 한다.
5. 로봇팔 탑재체는 기존에 고정된 상태로 임무를 수행하는 탑재체와 다르게 지속적인 움직임이 필요한 탑재체이다. 따라서 동작 가능 여부에 대한 특별한 열구조적인 요구조건이 없는지 확인이 필요하며, 이를 설계 수행 시에 반영해야 한다. 로봇팔 탑재체는 움직이는 탑재체이면서 우주공간에 직접적으로 노출된 채로 임무를 수행해야 하는 탑재체이므로 다양하고 특별한 설계변수가 많을 것으로 판단된다. 따라서 이러한 여러 요소를 동시에 발적으로 고려하여 설계를 수행해야 하며, 이를 위해 최적화 알고리즘 등 최적의 설계를 수행하는 것도 고려되어야 한다.

3.2 열 해석 방향

로봇팔 탑재체의 열 설계를 수행하기 위해선 해석적으로 검증해가면서 설계에 대한 타당성을 판단하고 그 결과를 설계에 반영하는 반복적인 과정이 필요하다. 따라서 설계에 필요한 열 제어 하드웨어의 선정 및 배치를 고려함과 동시에 궤도 열 해석을 수행을 위한 아래와 같은 여러 조건들을 마련하기 위해 정보를 수집해야 한다. 아래와 같은 정보가 마련되면 열 모델 구축을 수행한다.

1. 로봇팔 탑재체 3D CAD 모델
2. 로봇팔의 모든 구성품(부품)별 열물리적 물성치
 - 열전도율(thermal conductivity, W/m^2K), 밀도(kg/m^3), 단위질량당 비열(J/kgK)
3. 로봇팔의 모든 구성품(부품)별 광학 물성치
 - 방사율(emissivity), 흡수율(absorptivity)
4. 각 구성품별 발열량 정보
 - 로봇팔 임무 모드 및 타임라인 등 임무 관련 정보
 - 임무 모드별 발열량 정보
5. 각 구성품별 허용온도범위
 - 작동 시 온도 범위(operational temp. range)
 - 미작동 시 온도 범위(non-operational temp. range)
6. LEO 상에서 로봇 위성의 궤도 형상 정보
 - 고도, 경사각, RAAN(Right ascension of ascending node) 각도 변화 여부 등의 궤도 6요소
7. 로봇팔-위성체 간 체결 조건(mounting condition)
 - i.e. 볼트 체결 or 단열 체결

또한 열 모델 구축이 완료되면 다양한 경우를 고려하여 로봇팔 탑재체의 입장에서의 최악의 고온/저온 궤도 해석 케이스를 선정하여 궤도 열 해석 형상을 구축한다.

3.3 추후 고려 사항

로봇팔의 모든 구성품에 대한 허용온도 범위 여부를 만족시키기 위해 열 설계를 수행하고 궤도 열 해석을 통해 해석적 검증을 진행하였으나, 구조적인 안정성을 위한 열적인 분포도 고려되어야 한다. 온도 구배가 심하게 되면 열변형량이 발생하게 될 수 있다. 로봇팔 탑재체는 기존의 위성 탑재체처럼 움직임이 없는 고정된 상태로 임무를 수행하는 것이 아닌 지속적으로 움직일 수 있는 동작 여부에 대한 안정성도 평가되어야 한다. 따라서 심한 온도구배가 생기지 않도록 열 설계를 고려해야 할 것이며, 열변형 또는 온도구배로 인한 구조적인 특별한 요구조건이 없는지 확인해야 할 것이다. 로봇팔이 동작 시 허용되는 관절 체결부의 열 비틀림이나 온도 구배로 인한 로봇팔의 정렬 조건 등이 확인되어야 한다.

4. 결론

본 논문에서는 다양한 궤도상 서비스 임무를 수행하기 위해 로봇팔 탑재체를 탑재한 로봇 위성에 대해 소개하였다. 또한 여러 로봇팔 탑재체의 열 제어를 위한 열 설계, 해석에 대한 사례들을 언급하였고, 이를 통해 앞으로 개발할 로봇팔 탑재체의 열 설계 및 해석에 대한 방향을 제시하였다.

본 논문에서는 국내에서 처음으로 로봇팔 탑재체에 대한 열 설계 및 해석 방향을 제시하였으며, 앞으로 뉴스페이스 시대를 위한 로봇팔 탑재체의 개발에 대한 시야를 넓혀줄 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 연구는 경상국립대학교 2022년 과학기술통신부의 재원으로 한국연구재단 미래우주교육센터(2022M1A3C2074536)의 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

References

1. Boillot Y, Beere GIM, Thermal control design of the European Robotic Arm (ERA), SAE Technical Paper, No. 972526 (1997).
2. Lee CJ, Tsuyuki GT, The thermal design evolution of the Phoenix robotic arm, SAE Technical Paper, No. 2006-01-2033 (2006).
3. Zhang M, Liu C, Hu R, Wu Q, Analysis of a heat dissipation scheme for a space manipulator joint, Appl. Therm. Eng. 226, 120214 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2023.120214>

Author Information

신 한 섭 h0611s@naver.com



과학기술연합대학원에서 2018년 석사학위를 취득하였다. 2018년부터 한국항공우주산업(주)에서 선임연구원으로 재직하고 있으며, 현재는 425SAR 군정찰 위성, L4 태양권 미션 위성 등의 열 제어 시스템 업무를 수행하고 있다. 경상국립대학교에서 박사과정 중에 있

으며, 궤도상 서비스, 로봇 위성의 열/구조 시스템 등의 연구를 수행하고 있다.

김 해 동 haedkim@gnu.ac.kr



2009년 KAIST에서 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 아리랑위성 관제시스템 개발을 시작하였으며, 2000년에 한국항공우주연구원으로 이직하여 2022년 8월까지 22년 동안 아리랑 위성 1,2,3,3A,5호 및 천리안 관제시스템 개

발, 아리랑 1호,2호 실무운영 책임자, 이외 초소형위성 개발, 우주쓰레기 충돌위험 분석 및 제거 기술 개발, 궤도상 서비스 기술 개발을 위한 연구책임자를 역임하였다. 2022년 9월부터 경상국립대학교 정교수로 부임하여 군집위성 임무/궤도 설계와 해석, 초소형위성 임무 개발, 궤도상 서비스 및 지구 재진입, 위성폐기 기술들을 연구하고 있다.

연구논문

지상-우주 레이저 연구를 위한 큐브위성 CLUB(CNU Laser Unity Bus)의 임무 중심 개념설계

송석민^{1,2}, 송호섭², 김채령³, 강영인³, 주양하³, 최만수², 임형철², 이유^{1,3†}

¹충남대학교 우주·지질학과

²한국천문연구원

³충남대학교 천문우주과학과



Received: January 22, 2024
Revised: February 9, 2024
Accepted: February 12, 2024

†Corresponding author :

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

Copyright © 2024 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

Seok-Min Song
<https://orcid.org/0000-0002-6451-4161>
Ho Sub Song
<https://orcid.org/0000-0001-5371-7003>
Chae-Ryeong Kim
<https://orcid.org/0009-0003-1276-4825>
Young-In Kang
<https://orcid.org/0009-0003-2063-3518>
Yang-Ha Ju
<https://orcid.org/0009-0000-8333-4580>
Mansoo Choi
<https://orcid.org/0000-0003-2019-3615>
Hyung-Chul Lim
<https://orcid.org/0000-0001-5266-1335>
Yu Yi
<https://orcid.org/0000-0001-9348-454X>

Mission-Oriented Conceptual Design of the Cube Satellite CNU Laser Unity Bus (CLUB) for Ground-Space Laser Research

Seok-Min Song^{1,2}, Ho Sub Song², Chae-Ryeong Kim³, Young-In Kang³, Yang-Ha Ju³, Mansoo Choi², Hyung-Chul Lim², Yu Yi^{1,3†}

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

²Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

³Department of Astronomy and Space Science, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

요약

본 논문에서 우리는 여러 지상-우주 레이저 어플리케이션의 통합 인프라를 제공하는 '충남대학교 레이저 통합 버스'(Chungnam National University Laser Unity Bus, CLUB) 큐브위성의 컨셉을 소개한다. 오늘날 뉴스페이스 시대에 들어 우주공간의 활용이 급속도로 확대되면서 전파의 한계가 드러나기 시작했고, 수행하는 임무들이 다양해짐에 따라 대체 가능한 수단인 레이저가 주목 받고 있다. 레이저는 지상과 우주공간 사이에서 인공위성 레이저 거리측정(satellite laser ranging, SLR), 레이저 무기, 레이저 통신 등 다양한 응용분야에 이용할 수 있다. 하지만 지상과 우주공간 사이에서 사용되는 레이저는 지구 대기의 상당한 영향을 받게 된다. 이에 레이저 전파에 영향을 미치는 대기효과에 대한 이해가 필수적으로 요구된다. 특히 레이저의 전파 방향을 굴절시키고 파면을 왜곡시키는 대기 난류는 지상과 가까워질수록 강해지기 때문에 하향링크에 비해 상향링크에 더 큰 영향을 미친다. 하향링크의 경우 지상에서 검출할 수 있기 때문에 검증이 용이한 반면, 상향링크의 경우 우주공간에서 검출해야 하는 어려움 때문에 검증에 어려움이 있다. 이에 우리는 상향링크의 레이저 전파에 대한 이해를 돕고 검증하기 위한 큐브위성의 아이디어를 제안한다. 또한 체계적인 큐브위성 개발을 위해 시스템공학의 진행단계에 따라 CLUB 큐브위성의 임무설계를 중심으로 요구사항을 분석하여 개념설계를 진행한 결과를 제시한다.

Abstract

In this paper, we introduce the concept of the cube satellite Chungnam National University Laser Unity Bus (CLUB), which can provide an integrated infrastructure for various ground-space laser applications. With the advent of the new space era, the rapid expansion of space utilization has begun to reveal the limitations of conventional radio frequencies. As space missions diversify, lasers are garnering attention as a viable alternative. Between ground and space, lasers are applied in various fields including satellite laser ranging

(SLR), laser weapons, and laser communication. However, laser used between the ground and space are significantly influenced by the Earth's atmosphere. Consequently, understanding the atmospheric effects on laser propagation is crucial. In particular, atmospheric turbulence, which refracts and distorts laser beams, intensifies closer to the Earth's surface, exerting a greater impact on the uplink than on the downlink. While downlink verification is facilitated by ground detection, verifying the uplink poses challenges due to the necessity of space-based detection. In response to these challenges, we propose the idea of cube satellite as a means to enhance understanding and verification of laser propagation in the uplink. Additionally, we present the results of conceptual design by analyzing requirements, focusing on mission design of the CLUB cube satellite, following the stages of systems engineering for systematic cube satellite development.

핵심어 : 지상-우주 레이저, 우주 레이저 응용, 큐브 위성, 초소형 위성, 레이저 통신

Keywords : ground-space laser, space laser application, cube satellite, nano satellite, laser communication

1. 서론

전통적으로 우주와 지구 사이의 미션 수행을 위해서는 우주와 지구 사이에 존재하는 대기의 영향을 최소화하기 위해 전파(radio frequency)가 필수적으로 사용되었다. 그러나 우주공간 간의 활용이 점차 증가하게 되면서 전파의 한계가 드러나기 시작했다. 특히 통신에 있어서 전파는 사용할 수 있는 주파수 대역이 고갈되고 있는 상황이다. 이와 같은 문제를 해결하기 위해 전파를 대체할 수단으로 레이저가 주목 받고 있다[1].

우주공간을 활용함에 있어서 레이저를 통해 우리는 인공위성 레이저 거리측정(satellite laser ranging, SLR), 레이저 무기, 레이저 통신 등 여러 응용 분야에 이용할 수 있다. SLR은 지상에서 인공위성을 레이저로 추적함으로써 인공위성과의 거리를 수 cm 단위로 정밀하게 측정하여 위성의 정밀궤도를 산출하는데 사용된다[2]. 또한 지상-우주 레이저는 첩보위성의 임무수행을 방해하는 용도의 무기로도 사용될 수 있다[3]. 마지막으로 위성파와 지상국과의 통신에 있어서 전파를 대체하는 용도로 레이저 통신을 사용할 수 있다. 레이저 통신은 전파와 비교하여 주파수 제약에 자유롭고, 높은 주파수로 인해 고속의 데이터 전송속도를 달성할 수 있으며, 빔의 발산각이 작아 보안적인 측면에서도 뛰어난 성능을 보여줌으로써 차세대 위성 통신 수단으로 각광받고 있다[4]. 이러한 레이저 어플리케이션은 큐브위성을 통해서도 여러 연구들이 진행되고 있다. 2018년 발사된 CHOMPPT 큐브위성은 우주공간에서 정밀한 시각 측정과 시각동기화를 위해 플로리다 대학과 나사의 협업으로 개발되었다[5]. CHOMPPT 큐브위성은 임무를 수행하기 위해 레이저 반사경(laser retro-reflector array, LRA)을 탑재하여 지상에서 SLR을 수행한다. 또한 2015년과 2017년에는 나사의 광학 통신과 센서 실험(optical communications and sensor demonstration, OCSD) 프로그램을 통해 Aerospace사에서 제작된 1.5 U 크기의 Aerocube-7A;7B;7C가 발사되었다. 이들은 저궤도에서 직경 30 cm의 지상국까지 최소 5 Mbps의 레이저 통신을 시연하면서, 큐브위성을 통해 레이저 통신이 가능하다는 것을 보여주었다[6].

이러한 지상과 우주공간 사이에서 레이저의 운용은 지구 대기로부터 상당한 영향을 받게 된다[7]. 이에 레이저 전파(propagation)에 영향을 미치는 대기 효과에 대한 이해가 필수적으

로 요구된다. 특히 대기에 존재하는 난류는 광학렌즈 역할을 하면서 레이저의 전파 경로를 굴절시키며(*beam wandering*), 파면을 왜곡하면서 세기의 변동(*intensity fluctuation*)과 함께 레이저 빔이 퍼지게 된다(*beam spreading*). 이때, 우주 레이저는 지상에서 우주로 전파되는 상향링크(*uplink*)와 우주에서 지상으로 전파되는 하향링크(*downlink*)로 나눌 수 있는데, 레이저 전파의 영향을 미치는 대기 난류는 지상에서 그 세기가 더 크기 때문에 하향링크에 비해 상향링크에서 더 큰 영향을 미친다는 특징이 있다. Fig. 1에는 하향링크와 상향링크에서의 레이저 전파 특징을 대략적으로 설명한다.

Fig. 1과 같은 대기의 영향으로 인해 효율적인 지상-우주 레이저 운용을 위해서는 대기 효과의 이해와 이를 극복할 수 있는 방안이 필요하다. 대기 효과를 극복할 수 있는 방안으로는 적응광학(*adaptive optics*) 시스템을 이용할 수 있다. 대기 난류로 인해 왜곡된 파면을 적응광학을 통해 보상해줌으로써 대기 효과를 완화시킬 수 있다. 이러한 대기 완화기술들의 효과 검증은 하향링크의 경우 지상에서 빔을 검출할 수 있기 때문에 검증이 용이한 반면, 상향링크의 경우 우주공간에서 빔을 검출해야 된다는 문제 때문에 검증에 어려움이 있다.

이에 우리는 상향링크의 레이저 전파에 대한 이해를 돕고 이를 검증할 수 있는 큐브위성의 아이디어를 제시한다. 뿐만 아니라 지상-우주 레이저를 이용할 수 있는 통합 인프라를 제공할 수 있는 '충남대학교 레이저 통합 버스'(Chungnam National University Laser Unity Bus, CLUB) 큐브위성의 컨셉을 소개하고 큐브위성의 체계적인 개발을 위한 시스템공학 기반의 개발 단계[8]에 따라 임무설계를 중심으로 요구사항을 분석하여 식별된 요구사항을 토대로 CLUB 큐브위성의 개념설계를 진행한 결과를 제시한다.

2. 임무 설계

CLUB 큐브위성은 지상-우주 레이저 통합 인프라를 제공하기 위해 다음의 세 가지 임무를 갖는다. 첫 번째로 상향링크의 레이저 빔을 검출하여 빔의 중심 위치를 측정함으로써 상향링크의 *beam wandering* 효과를 측정하거나, 지상에서의 사전보상을 이용한 상향링크 빔의 보상효과를 직접적으로 검증한다. 두 번째 임무는 큐브위성에 LRA를 탑재하여 큐브위성을 이

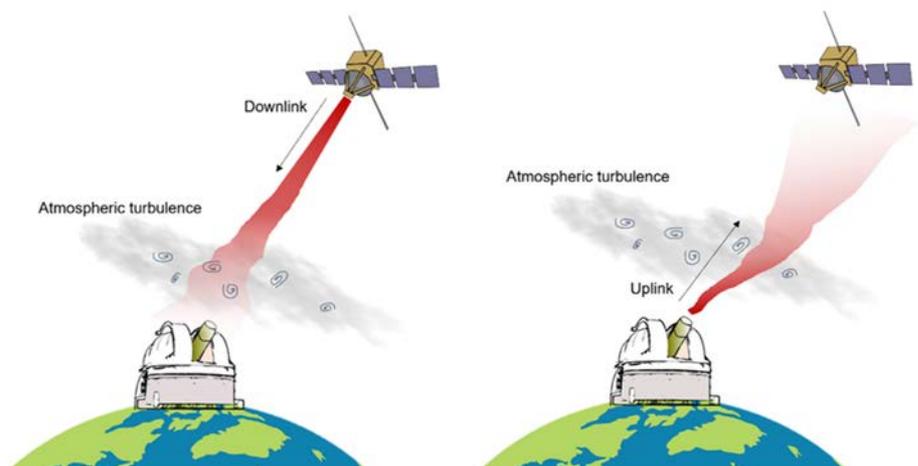


Fig. 1. Propagation features of uplink and downlink lasers. Atmospheric turbulence has a greater impact on uplinks because it is stronger on the ground.

용한 SLR 기술을 실현함으로써 큐브위성의 정밀궤도를 결정하고 정밀한 위치와 속도를 측정한다. 마지막으로 레이저 통신 터미널을 탑재하여 지상과 위성 간의 레이저 통신을 수행하는 것을 주 목표로 한다.

2.1 레이저의 상향링크 전파 특성 검증

지상과 우주공간 사이의 레이저 빔은 대기 중의 난류에 의해 본래의 전파 경로에서 굴절되어 도착 각도의 변동을 일으키며 이는 곧 빔의 변위로 이어진다(Fig. 2). 이 효과는 하향링크에서 보다 상향링크에서 더욱 크게 나타나며, 난류의 세기가 커질수록 증가한다. 굴절된 빔은 무작위한 분포를 가지며 도달하지만, 이러한 랜덤 분포는 레일리 분포(Rayleigh distribution)를 따르는 것으로 알려져 있다. 또한 랜덤 분포를 가지는 제곱평균제곱근(root-mean-square, RMS) 빔 중심의 변위 $\sqrt{\langle r_c^2 \rangle}$ 값은 상향링크에서 다음과 같이 나타난다[9]:

$$\sqrt{\langle r_c^2 \rangle} = \left[0.54(H - h_0)^2 \sec^2(\zeta) \left(\frac{\lambda}{2W_0} \right)^2 \left(\frac{2W_0}{r_0} \right)^{5/3} \right]^{1/2} \quad (1)$$

여기서 H 는 위성의 고도, h_0 는 관측소의 고도, ζ 는 관측소 기준 위성의 천정 각이며, W_0 는 초기 레이저 빔의 크기, λ 는 빔의 파장, r_0 는 대기 중의 난류가 광학계에 미치는 영향을 나타내는 값으로 프리드 매개변수(fried parameter)라고 불린다.

$$r_0 = 2.1 \left[\frac{\cos \zeta}{1.46 \left(\frac{2\pi}{\lambda} \right)^2 (\mu_{1u} + 0.622\mu_{2u}\lambda^{11/6})} \right]^{3/5} \quad (\text{for uplink}) \quad (2)$$

여기서 μ_{1u} 와 μ_{2u} 는 상향링크에서 대기 난류를 고려한 레이저 전파를 나타내는 매개변수이며, λ 는 사용하는 레이저의 출력-평면 빔 매개변수(output-plane beam parameter)이다. 약한 난류 조건에서 식 (1)과 식 (2)를 각각 천정 각 0° , 30° , 60° 에서 계산된 fried parameter와 RMS 빔 중심 변위는 Table 1에서 정리된다.

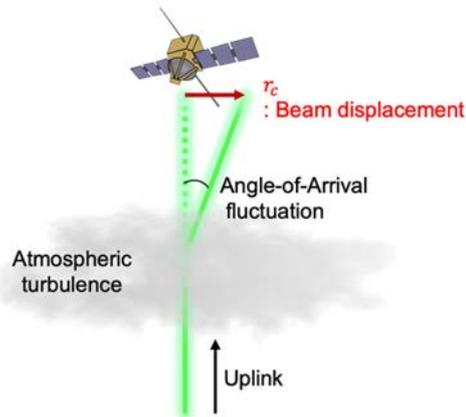


Fig. 2. The laser beam propagated by atmospheric turbulence is refracted, resulting in displacement from the center.

Table 1. r_0 and $\sqrt{\langle r_c^2 \rangle}$ according to zenith angle under weak turbulence condition

Parameters	Symbols [unit]	Values		
Zenith angle	ζ [°]	0	30	60
Fried parameter	r_0 [cm]	19.34	17.74	12.76
RMS displacement	$\sqrt{\langle r_c^2 \rangle}$ [m]	2.34 (1.21")	2.91 (1.30")	6.63 (1.71")

RMS, root-mean-square.

우리는 이러한 빔의 변위를 우주공간에서 측정함으로써 대기 난류에 의한 상향링크 레이저 빔 전파의 특성을 검증할 수 있는 큐브위성의 아이디어를 제시한다. 큐브위성을 통한 빔의 변위 측정은 사분면 검출기(quadrant detector)의 빔 위치 측정 방법에 초점을 맞춘다. 사분면 검출기는 4개의 구역으로 나누어진 각각의 셀에서 측정된 광량을 계산하여 빔의 중심 위치를 측정하는 장비이다[Fig. 3(a)]. 위 개념을 응용하여 우리는 큐브위성의 각 모서리 부분에 하나의 광검출기(photodetector)를 배치[Fig. 3(b)]함으로써 각각의 광검출기에서 측정된 광량을 토대로 상향링크 빔의 중심위치를 측정한다. Fig. 3에는 사분면 검출기의 개념과 CLUB 큐브위성의 개념을 각각 그림으로 표현되어 있다.

Fig. 3(b)와 같이 3U 큐브위성의 각 모서리에 광검출기를 배치하여 각 위치의 광검출기에서 측정된 광량을 각각 P1, P2, P3, P4라고 한다면, 우리는 다음과 같은 식을 통해 빔의 중심 위치(x_{pos} , y_{pos})를 계산할 수 있다.

$$x_{pos} = \alpha \frac{(P1 + P4) - (P2 + P3)}{(P1 + P2 + P3 + P4)} \tag{3a}$$

$$y_{pos} = \beta \frac{(P1 + P2) - (P3 + P4)}{(P1 + P2 + P3 + P4)} \tag{3b}$$

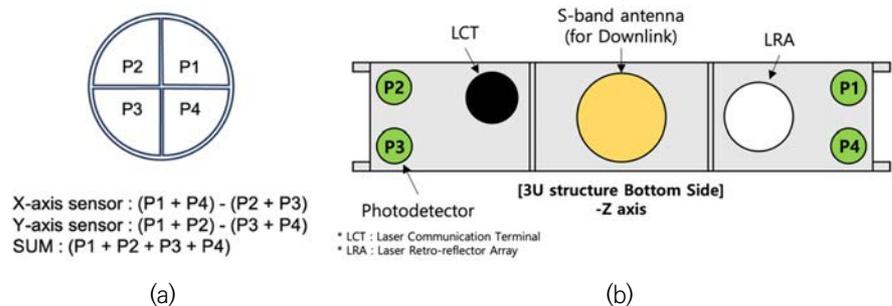


Fig. 3. Concept of uplink beam position detection in CLUB cube satellite. (a) Concept of the beam position measurement method using a quadrant detector and (b) configuration of the photodetector for measuring the uplink beam position of the CLUB cube satellite utilizing the concept of a quadrant detector. CLUB, Chungnam National University Laser Unity Bus.

지상에서 발사되어 큐브위성에 도달한 레이저는 보통 큐브위성의 크기보다 더 큰 빔 사이즈를 갖는다(e.g., 지상에서 10 cm 크기의 시준된 빔(collimated beam)은 400 km 우주공간에서 최소 1.98 m로 퍼지게 된다). 또한 사분면 검출기와는 다르게 각 광검출기 사이가 분리되어 있기 때문에 빔의 중심위치를 계산하기 위해서는 각 축에서의 가중치(α, β)가 추가로 계산되어야 한다.

우리는 이러한 설계가 상향링크 빔의 중심 위치를 잘 측정할 수 있을지에 대해 시뮬레이션을 진행하였다. 약한 난류 조건에서 상향링크 빔의 무작위한 변위 분포가 2.34 m, 큐브위성에 도달한 빔의 크기는 1.98 m이며, 도달한 레이저 빔이 가우시안 광도 프로파일을 갖는다고 가정했을 때, 1,000개의 샘플에 대해 큐브위성에 탑재된 각 광검출기의 크기를 2 cm로 가정하여 측정된 광량을 시뮬레이션하였으며, 식 (3a)와 식 (3b)를 통해 중심위치를 계산할 수 있는지 확인하였다. Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 빔의 중심위치 계산결과의 상대 오차율이 평균적으로 1% 이내인 것을 확인하였다. 빔의 변위가 커질수록 상대 오차율 또한 증가하지만, 그럼에도 불구하고 10% 이내의 오차율로 빔의 중심을 잘 계산하는 것을 확인하였다(Fig. 5). 이는 Fig. 3(b)와 같은 설계를 통해서 레이저의 상향링크 전파 특성을 확인할 수 있음을 시사한다.

2.2 SLR(Satellite Laser Ranging)용 큐브위성의 활용

SLR은 지상에서 위성으로 레이저를 쏘아 반사되어 되돌아오는 광자의 비행시간을 측정함으로써 위성과 관측소 간의 거리를 정확하게 측정하는 시스템이다. 되돌아오는 광자수가 많을수록 관측 값의 신뢰도를 더욱 높일 수 있다. 이에 성공적인 SLR을 수행하기 위해서는 지

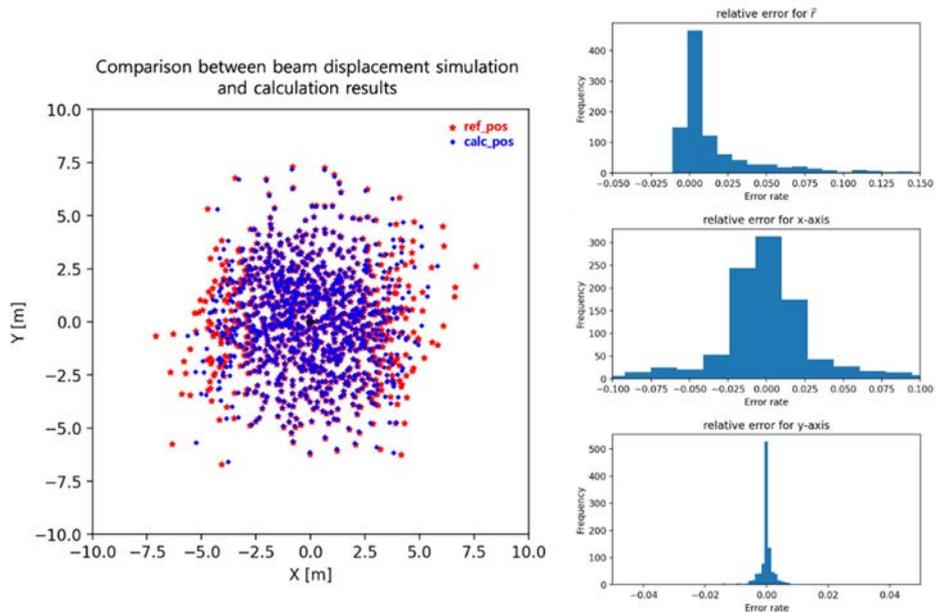


Fig. 4. Simulation of the accuracy of the uplink beam position calculation. (Left) Comparison between the simulated results of beam center displacement (red star) and the calculated beam center position of the CLUB (blue cross); and (right) depiction of the relative error rates in the calculated results on the vector positions, x-axis and y-axis, respectively. CLUB, Chungnam National University Laser Unity Bus.

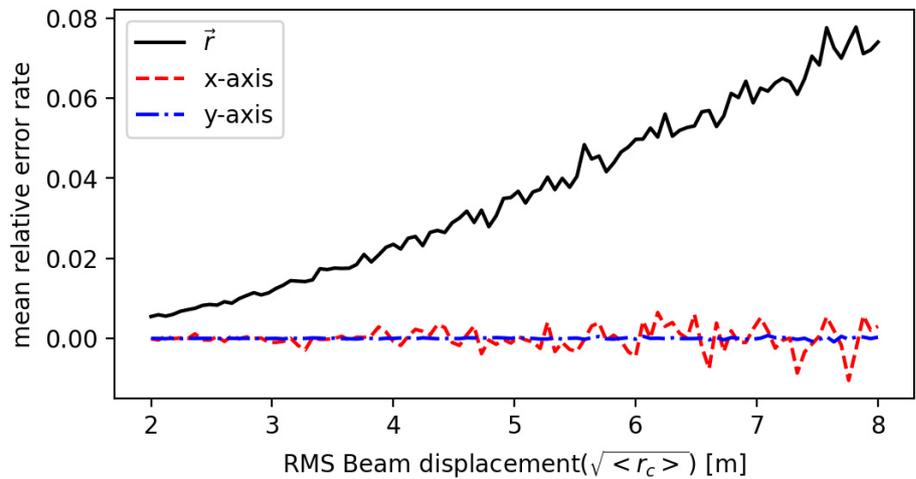


Fig. 5. Variation in beam center displacement and center position tracking performance according to the intensity of turbulence (The black solid line represents the relative error in vector position, the red dashed line indicates the error on the x-axis, and the blue dotdash line shows the error on y-axis).

상국의 레이저 성능도 중요하지만 목표물이 받은 레이저를 얼마나 반사할 수 있는지에 대한 능력 또한 요구된다.

SLR 관측소에서 발사하여 목표 위성에 맞고 돌아온 레이저의 평균 검출 광자수 N_{pe} 에 대한 링크 버짓(link budget)은 다음의 식으로 구할 수 있다[10]:

$$N_{pe} = \eta_q \left(E_T \frac{\lambda_{SLR}}{hc} \right) \eta_T G_T \sigma_s \left(\frac{\cos^2(\zeta)}{4\pi(H - h_0)^2} \right)^2 A_R \eta_R T_A^2 T_C^2 \quad (4)$$

여기서 η_q 는 검출기 양자 효율, E_T 는 레이저의 펄스 에너지, λ_{SLR} 은 SLR을 위해 사용되는 레이저의 파장, h 는 플랑크 상수, c 는 빛의 속도이다. η_T 와 η_R 은 각각 SLR 관측소의 송신/수신 광학 효율을 나타내며, G_T 는 송신기 이득을 의미한다. 또한 A_R 은 유효 망원경 면적, T_A 와 T_C 는 각각 대기 투과율과 권운 투과율을 나타낸다. 이때, 레이저 유효면적(σ_s)은 $\sigma_s = \rho G A_{LRA}$ 로 구할 수 있으며, 여기서 ρ 는 광반사율, G 는 목표물의 이득이며, A_{LRA} 은 LRA의 반사 면적을 의미한다. 우리는 CLUB 큐브위성을 SLR 용도로 활용하기 위한 LRA의 요구성을 식 (4)의 링크 버짓 수식을 통해 계산한다. 링크 버짓을 계산하는데 필요한 SLR 시스템과 관련된 매개변수들은 거창 SLR 관측소를 기준으로 하였다[11]. 거창 SLR 관측소와 관련된 매개변수들을 고정하면 평균 검출 광자수는 결국 위성의 고도와 천정 각, 그리고 레이저 유효면적 σ_s 에 의해서 결정된다. 즉, 효과적인 SLR 임무 수행을 위해서 CLUB 큐브위성이 운용될 고도와 큐브위성에 탑재될 LRA의 반사면적을 고려하여 큐브위성을 설계한다.

2.3 레이저 통신 임무 수행

현재 해외에서는 이미 지상-위성 레이저 통신에 대한 많은 연구들이 이루어져 왔다. 특히 독일의 TESAT사는 2016년 독일항공우주센터 DLR과 함께 소형 및 초소형 인공위성을 위한

우주 레이저 통신 터미널(laser communication terminal, LCT)인 ‘광학 우주 적외선 하향링크 시스템’(optical space infrared downlink system, OSIRIS)을 개발하였다. OSIRIS를 통해 TESAT사는 기술 상용화를 하여 우주 레이저 통신 모듈을 판매하고 있다[12]. 우리의 CLUB 큐브위성은 레이저 통신을 실현하기 위해 TESAT사에서 개발한 큐브위성용 레이저 통신 터미널을 구매하여 탑재함으로써 레이저 통신을 수행할 수 있게 한다. 또한 레이저 통신을 실현하기 위해서는 위성을 지속적으로 정밀하게 추적할 수 있는 마운트와 최소 40 cm 구경의 망원경으로 이루어진 지상국이 필요하다. 현재 한국천문연구원에서는 거창 SLR 관측소의 인공 위성 추적 인프라를 기반으로 한 레이저 통신 지상국 구축을 계획하고 있으며[13]. 이에 본 CLUB 큐브위성의 레이저 통신 지상국으로 거창 SLR 관측소를 이용할 수 있을 것이다. 뿐만 아니라 위성과 지상국 간의 안정적인 통신링크를 확보하기 위해 위성은 지상국을 정밀하게 지향해야 한다. 이를 위해 LCT 제품을 선정할 뒤, 요구되는 지향 정밀도를 식별하여 큐브위성의 자세제어 정밀도 요구사항의 근거를 추가한다.

3. 요구사항 분석

3.1 레이저의 상향링크 전파 특성 검증을 위한 요구사항

CLUB 큐브위성의 각 모서리에 배치되는 광검출기들은 큐브위성의 각 모서리 부분에 위치해야 한다고 제한하면, 그 크기에 따라서 센서의 중심 위치가 변화하기 때문에 빔 중심 추적 성능에 영향을 미치게 된다. Fig. 6은 광검출기의 크기변화에 따른 빔 중심 추적 성능의 변화를 각각의 축에 대해서 보여준다.

Fig. 6에서 보이는 바와 같이 광검출기의 크기는 반지름이 2 cm인 크기에서 빔의 위치를 평균적으로 가장 적은 오차로 추적할 수 있는 것으로 나타났다. 이에 우리는 상향링크 레이저의 전파 특성을 확인하는 임무를 효과적으로 수행하기 위해 각 광검출기의 크기를 반지름 2 cm로 제한한다.

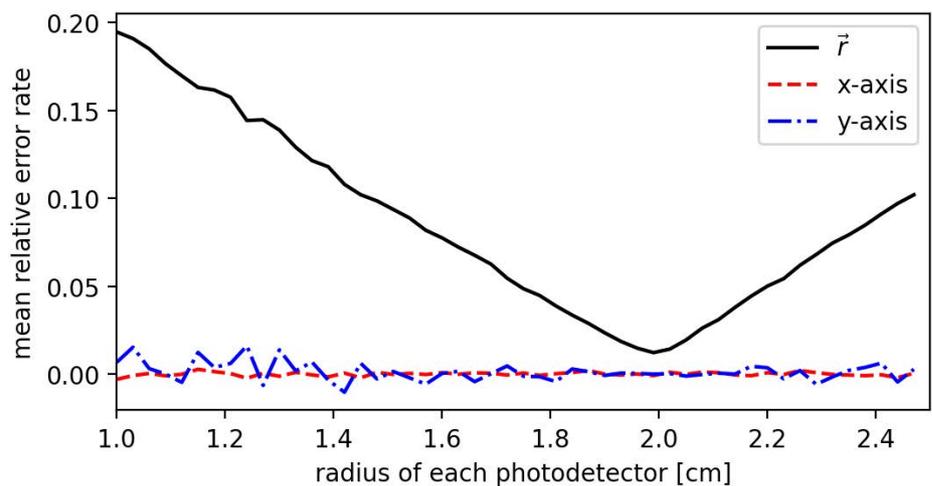


Fig. 6. Error rate in the calculation of beam center position based on the size of the photodetector. The performance of beam center tracking is influenced by the size of the photodetector, as it leads to variations in the sensor's position.

3.2 SLR(Satellite Laser Ranging) 임무 수행을 위한 요구사항

식 (4)의 평균 검출 광자수에 대한 링크 버짓을 계산하는 과정에서 SLR 관측소 성능에 관한 요소와 자연적인 요소를 고정하면 결국 평균 검출 광자수는 위성의 고도와 위성에 탑재된 LRA 성능에 의해 결정된다. Fig. 7(a)는 천정각 0°에서 LRA의 반사면적과 위성의 고도에 따라 거창 SLR 관측소에서 측정할 수 있는 평균 검출 광자수를 보여주며, Fig. 7(b)는 600 km 고도의 위성에서 천정각과 LRA의 반사면적에 따른 평균 검출 광자수를 보여준다. Fig. 7의 그림에서 보이는 바와 같이 위성의 고도가 낮을수록, LRA의 면적이 커질수록 SLR 임무수행의 효과가 증가할 것이다. 이에 우리는 위성의 운용고도를 400~600 km로 제한하고, LRA의 크기와 이를 구성하는 코너 큐브 역반사체(corner cube reflector, CCR)는 큐브위성의 공간적/질량적 한계를 고려하여, 이후 CLUB 큐브위성의 운용을 위해 필요로 되는 탑재체들을 우선적으로 고려한 뒤 LRA의 크기를 결정한다. 이때, Fig. 7(b)에서 보이는 바와 같이 높은 고도($H = 600 \text{ km}$), 적은 반사면적($A_{LRA} = 2 \text{ cm}^2$)을 가지는 경우 높은 천정 각에서 평균 검출 광자수가 10^5 이하로 계산되었다. 이는 가장 좋지 못한 성능을 모사함으로 우리는 CLUB 큐브위성의 SLR 링크 버짓 요구사항으로 10^5 이상의 평균 검출 광자수를 얻을 수 있게끔 설계해야 한다.

3.3 레이저 통신을 수행하기 위한 요구사항

레이저 통신은 TESAT사에서 판매하는 LCT를 사용한다. 이에 해당 LCT에서 요구되는 위성의 성능들이 CLUB 큐브위성의 요구사항에 반영되어야 한다. 우리가 레이저 통신을 위해 이용하고자 하는 큐브위성 LCT의 세부 스펙은 Table 2에서 나타난다.

해당 큐브위성 LCT는 최대 10 W의 전력을 소모하며, 397 g의 질량과 0.3 U의 크기를 가지고 있다. 저궤도에서 지상국과의 통신 범위가 보장되어 있으며, 수명 또한 3년으로 큐브위성의 탑재체로써 적합한 규격을 가지고 있다. 하지만 최대 10 W의 높은 전력소모량은 CLUB 큐브위성의 전력계 서브시스템(electrical power subsystem)을 설계할 때 고려되어야 할 것이다. 또한 안정적인 레이저 통신을 운용하기 위해서는 큐브위성이 지상국을 1° 이내의 정밀

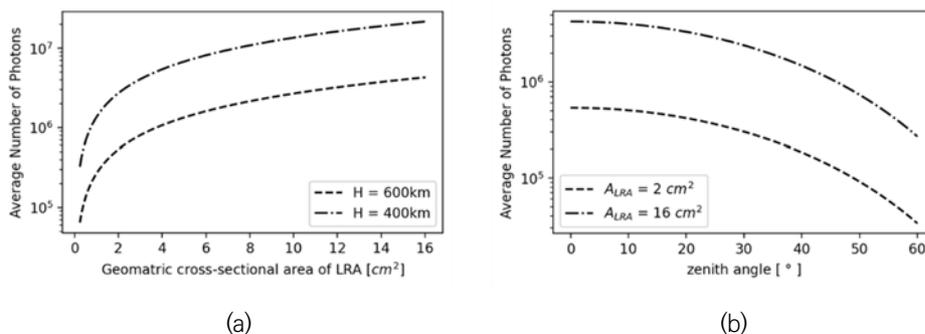


Fig. 7. Calculation of link budget to determine satellite altitude and LRA size for SLR mission performance. (a) Variation of the average detected photon count at the Geochang SLR station with LRA area and satellite altitude at a zenith angle of 0°. (b) Changes in average number of photons according to the zenith angle of the 600 km satellite and the cross-sectional area of the LRA. SLR, satellite laser ranging; LRA, laser retro-reflector array.

Table 2. Specification of the selected cube satellite laser communication terminal



Commercial off-the-shelf laser communication terminal for cube satellite [Tesat-Spacecom]

Key parameter	Specification
Range	LEO to ground; 1,500 km
Channel data rate	(Downlink) 100 Mbps (Uplink) 1 Mbps
Mass	397 g
Size	9 x 9.5 x 3.5 cm ³ (0.3 U)
Power consumption	10 W (peak)
Lifetime	3 years in LEO orbit
Field of regard	±1° integrated fine steering mirror capability (requires S/C body pointing)

LEO, low-earth orbit.

도로 지향(pointing)할 수 있어야 한다. 이는 자세제어계 서브시스템(attitude determination & control subsystem)을 설계할 때의 요구조건으로 두어 안정적인 레이저 통신을 실현한다.

4. 결과

위에서 우리는 CLUB 큐브위성의 임무설계에 중점을 맞춰 요구사항들을 분석하였다. 레이저 빔의 상향링크 전파 특성을 검증하기 위해서는 각 모서리에 배치된 광검출기 크기가 2 cm 수준으로 제작되어야 하며, SLR 임무를 수행하기 위해 탑재되는 LRA는 크기가 커질수록 임무수행의 효과가 향상되지만, 큐브위성 플랫폼의 공간과 질량적 제약으로 인해 최대 반경 5 cm의 LRA를 탑재할 수 있으며, 정확한 LRA의 구성은 큐브위성의 서브시스템을 설계한 이후 유동적으로 조절하여 결정한다. 또한 레이저 통신 임무를 수행하기 위해 우리는 TESAT사에서 개발된 상용 큐브위성 LCT를 사용할 예정이며, 이는 높은 전력소모량으로 인하여 적절한 배터리 용량과 전력생산이 요구됨과 동시에 일정 수준의 지향 정밀도를 달성해야 한다. 이와 같이 식별된 CLUB 큐브위성의 요구사항들은 Table 3에서 정리된다. 이는 CLUB 큐브위성의 임무수행을 위한 요구사항만을 반영하였으며, 큐브위성의 운용에 필요한 서브시스템들에 대한 요구사항은 반영되지 않았음을 강조한다. 또한 해당 요구사항들을 토대로 CLUB 큐브위성의 초기 3D CAD 모델을 제작하였다. Fig. 8에서는 제작된 CLUB 큐브위성의 3D CAD 모델과 큐브위성에 탑재된 부품들의 구성을 보여준다.

Fig. 8에서 보여주는 3D CAD 모델에서는 CLUB 큐브위성을 3 U 크기로 가정하고 임무수행을 위한 탑재체(payload)를 제외한 나머지 서브시스템들은 요구사항과는 무관하게 일반적으로 구성되는 부품들을 적재하여 CLUB 큐브위성의 초기 컨셉 모델을 구상하였다. 명령&테

Table 3. Requirements for mission performance according to the conceptual design of the CLUB cube satellite

Level 1		User requirement definition
ID	Title	Requirements
URD0001	Size	The satellite shall be designed as 3 U [TBD] cube satellite
URD0002	Orbit	The satellite shall be operated on low earth orbit (LEO) at 400–600 km [TBD] of altitudes
URD0003	Payloads	The satellite shall carry at least the following payloads – Four photodetectors – Laser retro-reflector array – Laser communication terminal (LCT)
URD0004	Uplink propagation measurement	The four photodetectors shall be able to measure the center position of the beam within the relative error rate of 1% [TBD]
URD0005	SLR link budget	The reflected laser from the satellite shall have an average number of photons of at least $1E + 5$ [TBD] or more
URD0006	Laser communication field of view (FOV)	Laser shall enter a LCT at least 1° [TBD] from the center axis

CLUB, Chungnam National University Laser Unity Bus; TBD, to be determined; SLR, satellite laser ranging.

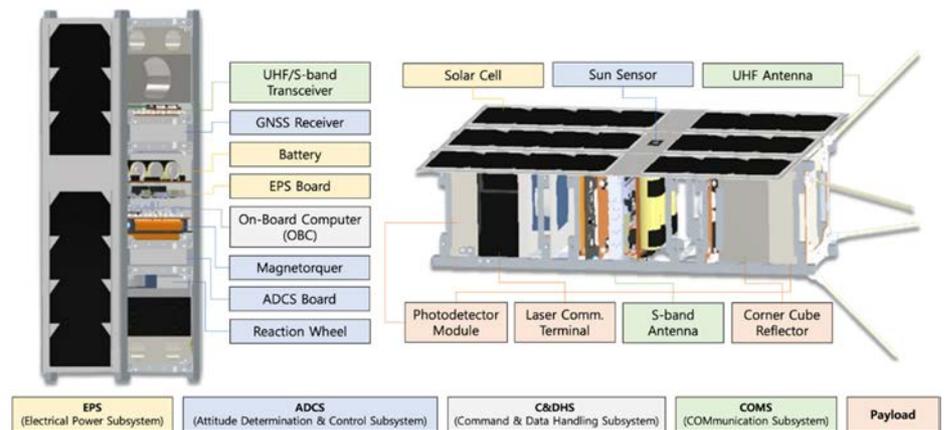


Fig. 8. Initial CLUB cube satellite 3D CAD model equipped with payloads required for mission execution and subsystems fundamentally necessary for cube satellite operations. GNSS, global navigation satellite system; CLUB, Chungnam National University Laser Unity Bus.

이더처리 서브시스템으로 온보드 컴퓨터(on-board computer)를 두어 각 서브시스템 간의 연결을 도모하고, 동시에 CLUB 큐브위성의 임무 중 하나인 관측된 빔의 중심을 계산하는 역할을 한다. 전력계 서브시스템은 모든 탑재체들에게 전력을 충분히 공급할 수 있는 배터리와, 이를 충전할 태양전지, 그리고 전력을 효율적으로 분배해 줄 전력계 보드(EPS board)로 구성된다. 자세제어계 서브시스템은 자기토크(magnetorquer)와 태양센서(sun sensor), 그리고 GNSS(global navigation satellite system) 정보를 수신하여 자세를 결정하고, 반작용휠(reaction wheel)을 통해 큐브위성을 제어한다. 이후의 과정에서 추가로 식별되는 자세제어계의 요구사항에 맞추어 별 추적기 등의 추가 요소들을 고려한다. 마지막으로 CLUB 큐브위성은 레이저 통신과는 별개로 통신계 서브시스템을 구성한다. 하향링크로 S-밴드, 상향링크로 UHF(ultra high frequency) 대역을 사용하여 큐브위성에서 명령을 전송하거나, 큐브위성에서 수집된 데이터를 지상으로 전송하는 역할을 한다. 이와 동시에 레이저 통신을 통해 데이터를 송수신하여 전파통신과 레이저 통신의 차이를 직접적으로 확인할 수 있다.

5. 결론 및 논의

본 논문에서는 지상-우주 레이저 어플리케이션을 효과적으로 이용하기 위해 레이저 전파의 이해와 검증을 수행하는 큐브위성의 아이디어를 제시한다. 이와 동시에 지상-우주 레이저 어플리케이션을 우주공간에서 통합적으로 이용할 수 있는 인프라를 만드는 것을 목표로 한다. 이를 목표로 큐브위성의 임무를 설계하고 임무의 실현 가능성을 검토하며, 효과적인 임무수행을 위한 요구사항들을 분석한다. 본 논문에서 식별된 요구사항들은 CLUB 큐브위성의 임무수행을 위한 탑재체들을 중점으로 진행되었으며, 서브시스템들에 대해 자세한 요구사항들은 고려되지 않았다.

이와 같은 CLUB 큐브위성의 임무 컨셉과 개념설계 결과를 기반으로 개발에 필요한 요소들을 계속해서 발전시켜 나갈 것이며, 이후 예비설계 단계에서는 현재까지 수행된 국내 큐브위성 발사와 운영사례를 분석하여 도출된 발생 가능한 문제점들[14]을 함께 고려하면서 위험요소들에 대해 대응해 나갈 것이며, 시스템 공학의 기술 관리 프로세스에 따라 체계적인 관리를 통해 큐브위성을 개발하고자 한다. 또한 우리의 CLUB 큐브위성을 통해 앞으로의 지상-우주 레이저 전파의 이해를 돕고, 우주공간에서 다양한 레이저 응용기술의 사용이 가능한 인프라를 구축함으로써 우리의 큐브위성이 앞으로의 지상-우주 레이저 사용에 큰 역할을 할 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

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

References

1. Carrasco-Casado A, Biswas A, Fields R, Grefenstette B, Harrison F, et al., Optical communication on CubeSats — enabling the next era in space science, Proceedings of the

- 2017 International Conference on Space Optical Systems and Applications, Okinawa, Japan, 14-16 Nov 2017.
2. Lim HC, Sung KP, Yu SY, Choi M, Park E, et al., Satellite laser ranging system at Geochang station, *J. Astron. Space Sci.* 35, 253-261 (2018). <https://doi.org/10.5140/JASS.2018.35.4.253>
 3. Butt Y, Effects of Chinese laser ranging on imaging satellites, *Sci. Glob. Secur.* 17, 20-35 (2009). <https://doi.org/10.1080/08929880902864376>
 4. Kaushal H, Kaddoum G, Optical communication in space: challenges and mitigation techniques, *IEEE Commun. Surv. Tutor.* 19, 57-96 (2016). <https://doi.org/10.1109/COMST.2016.2603518>
 5. Ritz T, Coogan D, Conklin JW, Coffaro JT, Serra P, et al., Laser time-transfer facility and preliminary results from the CHOMPPTT CubeSat mission, *Adv. Space Res.* 71, 4498-4520 (2023). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.01.018>
 6. Rose TS, Rowen DW, LaLumondiere S, Werner NI, Linares R, et al., Optical communications downlink from a 1.5U CubeSat: OCS D program, Proceedings of the International Conference on Space Optics, Chania, Greece, 9-12 Oct 2018.
 7. Buck AL, Effects of the atmosphere on laser beam propagation, *Appl. Opt.* 6, 703-708 (1967). <https://doi.org/10.1364/AO.6.000703>
 8. Koo IH, Lee MK, Park SH, Systems engineering for system design and fabrication of CubeSats, *J. Space Technol. Appl.* 3, 342-354 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.342>
 9. Andrews LC, Phillips RL, *Laser Beam Propagation through Random Media*, 2nd ed. (SPIE Press, Bellingham, 2005).
 10. Lim HC, Park JU, Kim DJ, Seong K, Ka NH, Laser tracking analysis of space debris using SOLT system at Mt. Gamak, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 43, 830-837 (2015). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.830>
 11. Park JU, Lim HC, Sung KP, Choi M, Link budget analysis with laser energy for time transfer using the Ajisai satellite, *Remote Sens.* 13, 3739 (2021). <https://doi.org/10.3390/rs13183739>
 12. Schmidt C, Fuchs C, The OSIRIS program at DLR, Proceedings of SPIE LASE, San Francisco, CA, 15 Feb 2018.
 13. Song SM, Lim HC, Choi M, Yi Y, Analysis of tip/tilt compensation of beam wandering for space laser communication, *J. Astron. Space Sci.* 40, 237-245 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.4.237>
 14. Koo I, Lee M, Park S, Lessons and countermeasures learned from both domestic and foreign CubeSat missions, *J. Space Technol. Appl.* 3, 355-372 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.4.355>

Author Information

송 석 민 smsong@kasi.re.kr



충남대학교 대학원 우주지질학과에서 2024년 석사 학위를 취득한 후, 동 대학원에서 박사학위 과정 중에 있다. 2022년부터 한국천문연구원 우주위험감시센터에서 학생연수원으로 참여하여 인공위성 레이저 추적 시스템과 지상-우주 간 레이저 통신에 대한 연구를 수행하고 있다.

송 호 섭 hssong@kasi.re.kr



충남대학교 대학원 우주지질학과에서 2019년 우주지질학 석사학위를 취득하고, 동 대학원에서 2023년 우주지질학 박사학위를 받았다. 석 박사 학위기간 동안 도요셋 프로젝트의 과학 탑재체 및 이리듐 통신 모듈 개발에 참여하였다. 현재는 한국천문연구원에서 박사 후 연수원으로 큐브위성 개발 및 전리권 관측 데이터 분석 연구를 하고 있다.

김 채 령 rlacofud01@o.cnu.ac.kr



2021년 충남대학교 천문우주과학과에 입학하여 재학 중이다. 현재 학부생으로서 미래 우주 산업에 관심을 가지고 큐브위성에 대해 공부하고 있다.

강 영 인 kyi8707@o.cnu.ac.kr



2018년 충남대학교 천문우주과학과에 입학하여 학사과정 중에 있다. CLUB 큐브위성의 개념설계를 함께 수행하였으며, 초소형위성의 설계 및 제작, 위성의 Attitude Determination and Control System(ADCS), 레이저 통신에 관심을 가지고 있다.

주 양 하 jush020902@o.cnu.ac.kr



2021년 충남대학교 천문우주과학과에 입학하여 학부생으로 재학 중이며, CLUB 큐브위성의 임무 설계와 개념 설계에 참여하여 큐브위성의 구조적인 설계를 함께 수행했다.

최 만 수 cmsoo@kasi.re.kr



충남대학교 전자공학과에서 제어 및 항법 전공으로 박사학위를 취득하였으며, 2008년부터 한국천문연구원에서 위성항법시스템 운영 및 활용과 관련된 연구를 수행하였고, 현재는 우주위험감시센터에서 인공위성 레이저 추적시스템 및 우주 국방관련 연구를 수행하고 있다.

임 형 철 hclim@kasi.re.kr



KAIST 항공우주공학과에서 위성제어 전공으로 박사학위를 취득하였다. 1996년부터 (주)현대전자 위성사업단에서 근무한 이후, 2000년부터는 한국천문연구원에 재직 중이다. 2009년부터 1년간 NASA/GSFC에서 Visiting scientist로 근무하였고, 2015년부터 2020년까지 과학기술연합대학원대학교에 교수로 지냈으며, 현재 서태평양 레이저추적 네트워크(WPLTN) 기구의 의장을 맡고 있다. 레이저에 기반한 우주물체 추적, 광통신 및 우주탐사 관련 연구를 수행하고 있다.

이 유 euyiyu@cnu.ac.kr



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 천문우주과학과(대학원 우주지질학과)에서 교수로 재임 중이다. 다양한 자연현상에 관한 호기심으로 달과 화성에 인류의 미래 기지 조성과 자원 탐사를 위한 기초연구로 용암동굴, 화산 및 절벽 등 지질학적 연구를 하고 있으며, 위성 원격탐사 자료를 활용하여 지구 해양 및 대기 변화의 근원이 되는 열의 기원 등을 연구하고 있다.

기술논문

초소형위성 자세제어를 통한 우주물체 충돌회피 효용성 분석

성재동[†], 정옥철, 정유연, 송새한

한국항공우주연구원

Analysis of the Effectiveness of Space Object Collision Avoidance through Nano-Satellite Attitude Maneuver

Jaedong Seong[†], Okchul Jung, Youeyun Jung, Saehan Song

Korea Aerospace Research Institute (KARI), Daejeon 34133, Korea



Received: January 12, 2024

Revised: February 6, 2024

Accepted: February 13, 2024

[†]Corresponding author :

Jaedong Seong

Tel : +82-42-870-3933

E-mail : acestars@kari.re.kr

Copyright © 2024 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

Jaedong Seong

<https://orcid.org/0000-0003-2042-2422>

Okchul Jung

<https://orcid.org/0000-0002-1310-1148>

Youeyun Jung

<https://orcid.org/0000-0002-5268-7217>

Saehan Song

<https://orcid.org/0009-0005-5791-4369>

요약

본 연구에서는 추력기가 없는 저궤도 초소형위성의 자세변경을 통한 궤도변경 방식이 충돌회피기동에 얼마나 효과적인지 분석하였다. 연구 결과, 단면적의 변화는 위성의 진행방향에 영향을 주며, 단면적 변화비율과 임무고도에 따라 기동전 궤도의 변화량이 달라졌다. 특히, 임무고도가 낮은 위성에서 짧은 시간 동안의 자세변경으로 충돌위험을 현저히 감소시킬 수 있음을 확인하였다. 본 연구를 통해 추력기가 없는 초소형위성 운영에 있어 자세제어를 통한 단면적의 변화방식이 충분히 활용가능한 방안으로 판단되며, 뉴스페이스 시대의 위성 운영 안전성 향상에 기여할 것으로 기대된다.

Abstract

This study analyzed the effectiveness of orbital change through attitude change in nano-satellites operating in low Earth orbit (LEO) without thrusters, focusing on collision avoidance maneuvers. The results revealed that changes in the satellite's cross-sectional area significantly impact its in-track direction, influenced by the aspect ratio of cross-sectional area change and mission altitude. Notably, satellites at lower altitudes demonstrated significant reduction in collision risks with a small amount of attitude change. Through this study, it is judged that the changing the cross-sectional area through attitude maneuver is a sufficiently suitable method in the operation of nano-satellites without thrusters, and is expected to contribute to improving the safety of satellite operations in the New Space era.

핵심어 : 초소형위성, 자세기동, 궤도변경, 충돌회피, 뉴스페이스

Keywords : nano-satellites, attitude maneuver, orbital change, collision avoidance, new space

1. 서론

뉴스페이스 시대에 발맞추어 위성 발사 및 운영이 활발해지고 있다. 초소형위성은 초기 교육목적에서 시작하여 현재는 상업적 목적, 과학임무, 궤도상 기술검증, 심지어 군사목적으로도 활용되고 있다. 고가의 대형위성을 운영하는 대신 수십에서 수백 대의 초소형위성 군집임무를 통해 지구관측의 관점에서 재방문주기를 혁신적으로 줄이거나 쉽게 도전하기 어려운 임

무들에 적극적으로 활용되고 있다. 이러한 초소형위성들의 발사는 지속적으로 이루어지고 있으며 2023년까지 누적 2,400기 이상의 초소형위성들이 발사되었다[1].

한편, 지구 주위 궤도상에 존재하는 우주물체의 숫자도 빠르게 증가하고 있다. 현재 궤도상에 있는 지름 10 cm 이상의 물체는 28,300개로 해마다 가파르게 증가하고 있는 추세이다[2]. 여기에는 운영 중인 위성뿐 아니라 고장난 위성, 발사체 동체, 폭발이나 분열로 생성된 파편들도 모두 포함되어 지구 주변 궤도의 혼잡도는 점차 높아지고 있다.

우주물체의 숫자가 증가하고, 궤도상 공간밀도가 높아짐에 따라 위성을 운영하는 지상국에서는 근접하는 우주물체와의 충돌위험을 줄이기 위한 여러 절차와 업무들을 수행해야 한다. 지상에서 추적이 가능한 10 cm 이상의 물체 간 충돌은 위성의 전손이나 심각한 기능장애를 야기하기 때문이며, 현재 한국항공우주연구원에서도 운영 중인 저궤도, 정지궤도위성들에 근접하는 우주물체를 24시간 감시하고 필요시 충돌회피기동을 통해 그 위험을 관리하고 있다[3].

근접하는 우주물체가 제어 가능하며 상대 지상국과 협업이 가능하다면 적절한 의사소통을 통해 충돌회피 여부를 조율할 수 있으나, 이러한 경우는 아직까지 흔하지 않은 일이다. 대부분 제어가 불가능한 우주파편의 근접이 많기에 능동적인 충돌회피기동이 필요한데, 이를 위해서는 궤도를 변경할 수 있는 추력기가 필요하다. 그러나 초소형위성의 경우, 추력기를 탑재한 위성의 비율이 10%도 되지 않기에 대부분의 경우 충돌위험이 충분히 높음에도 별도의 대응을 수행하지 못하는 경우가 많았다[1].

본 연구에서는 저궤도에서 임무를 수행하는 추력기가 없는 초소형위성을 대상으로 자세를 변경함으로써 궤도를 변경하는 방식이 충돌회피기동의 역할을 수행할 수 있는지, 실제 임무에서의 영향은 어느 정도인지에 대한 효용성을 분석하였다. 기존 궤도상에서 자세기동을 통해 궤도변경이 가능함을 확인한 사례[4]나 충돌회피기동을 목적으로 하는 자세기동에 대한 유도제어 연구들[5-7]이 있으나, 본 연구에서는 얼마나 오래 자세를 변경해야 위험이 충분히 감소되는지 단면적의 변화에 따른 효과나 위성의 임무고도에 따른 효과도 함께 살펴보았다.

2. 문제정의

본 연구의 타겟은 초소형위성이다. Fig. 1은 초소형위성의 타입별 발사빈도를 나타낸다. 가장 많이 발사된 초소형위성은 3U 위성이며, 다음으로 6U, 1U 위성 순으로 나타났다. 현재 가장 많은 초소형위성 군집을 형성하고 있는 Planet Labs처럼 상당수의 초소형위성의 임무는 지구관측 임무이며, 향후 발사될 SatRev 등의 임무도 지구관측 임무이기에 3U 이상의 초소형위성 발사가 증가할 것으로 예상된다.

Fig. 2는 발사 후 초소형위성들의 궤도의 분포를 나타낸다. ISS에서 사출되어 유사한 궤도를 가지는 경우가 가장 많은 것으로 나타났으며, 고도 500 km의 태양동기궤도, 525, 520, 530 km의 태양동기궤도 순서로 나타났다. 대부분 400 km에서 800 km 사이에 위치하는 것을 알 수 있다. 이상의 통계에 기반하여 본 연구에서는 고도 400 km에서 800 km에 존재하는 3U 급 초소형위성을 중심으로 분석을 수행하였다.

자세기동을 통한 궤도변경은 위성이 받는 대기저항을 변경하는 것으로 위성에 탑재된 반작용 휠이나 자기 토크를 사용하는 것이 일반적이고, 이는 위성의 진행방향(+Intrack) 혹은 진행방향과 반대방향(-Intrack)에 대한 속도증분을 가하는 것과 같다. 따라서 지구반경방향(radial)이나 수직방향(crosstrack)에 대한 속도증분의 유의미한 변화는 없다고 할 수 있다. 평

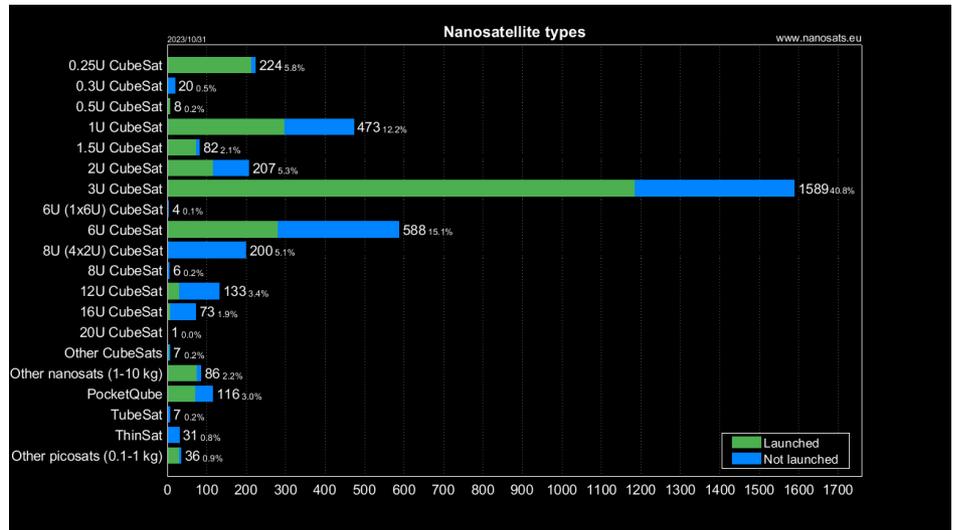


Fig. 1. Nano-satellite types [1].

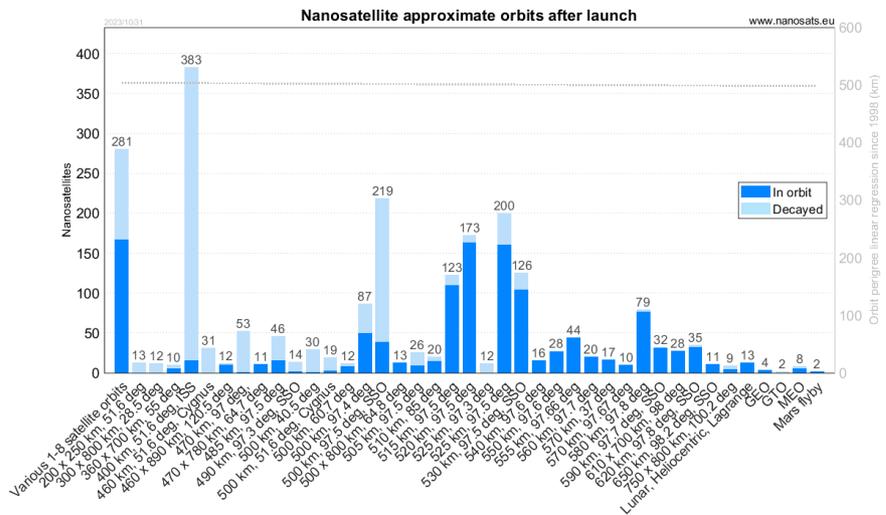


Fig. 2. Nano-satellite approximate orbits after launch [1].

소 임무를 수행하는 자세에서의 단면적이 0.3 m²이라고 가정했을 때 자세기동을 통해 단면적을 0.1 m²로 줄일 경우, 일정시간이 흐른 후 기동 전과 비교하여 상대적으로 높은 고도에 위치하게 될 것이며, 단면적을 0.6 m²으로 증가시킬 경우 더 낮은 고도에 위치하게 될 것이다. 다른 고도로 이동한다는 의미는 장반경의 변화를 의미하고 이는 주기의 변화를 야기하여 Fig. 3과 같이 근접하는 우주물체와의 근접거리를 증가시킬 수 있게 된다.

자세기동을 통해 고도를 변경하는 것에는 대기저항에 관련한 요소들을 살펴봐야 한다. 식 (1)은 저궤도 위성에 작용하는 대기저항 F_d 를 나타낸다. C_d 는 항력계수, ρ 는 대기밀도, v 는 위성의 속도, A 는 단면적을 각각 의미한다.

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

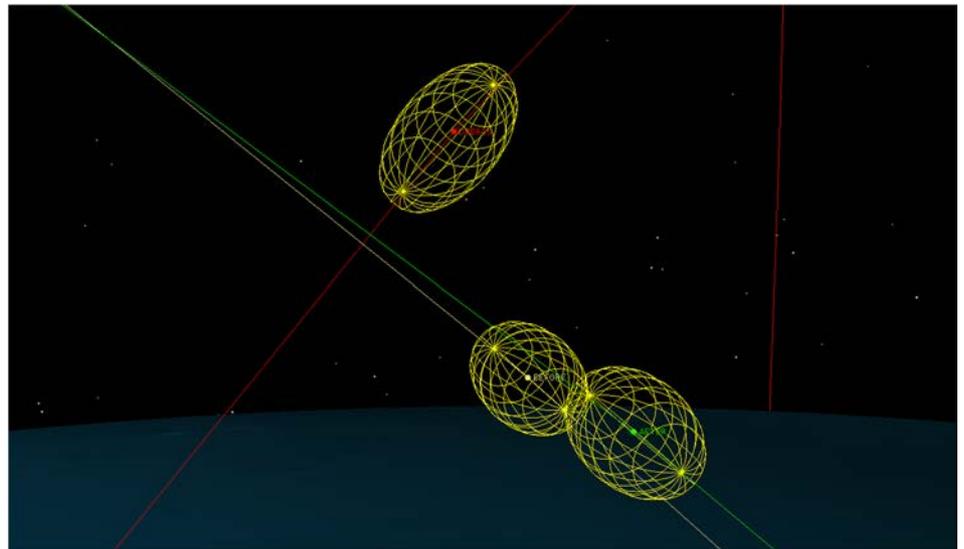


Fig. 3. Effect of attitude maneuver: The minimum distance can be increased by altering the altitude through an attitude maneuver. The object labeled in red represents the approaching risky object, while the object labeled in yellow shows the satellite's position before maneuver, and the object labeled in green indicates the satellite's position after maneuver. The yellow ellipsoids around the objects represent the uncertainty in their locations.

항력계수의 경우, 위성의 형상이나 표면의 거칠기 등에 따라 달라지나 한번 발사된 위성의 항력계수를 변경하는 것은 어렵기 때문에 본 연구에서는 항력상수를 고정된 상수로 정의하여 분석을 수행하였다.

고도와 단면적 변화율(AR, aspect ratio), 자세기동 후 달라진 단면적을 유지하는 시간을 제어변수로 설정하여 다양한 조합의 분석을 수행하였으며, 분석은 기동시작 48시간 후의 기동전과 후의 상대거리를 계산하는 방식으로 수행하였다. 일반적으로 충돌회피기동 수행 여부를 결정하고 수행계획 및 기동준비에 소요되는 시간을 고려해야 하기에 충돌회피기동 계획은 48시간 전에 수립한다고 가정하였다.

Table 1은 시뮬레이션을 위한 의사코드를 나타낸다. 위성의 임무와 하드웨어 설계에 따라 형상이 달라질 수 있으나, Fig. 4와 같이 일반적인 3U 초소형위성의 형상을 고려하여 최소 단면적은 0.01 m², 최대 단면적은 0.16 m²으로 정의하였으며, 평균 단면적은 두 단면적의 평균값인 0.08 m²로 정의하였다. 평균 단면적을 기준으로 자세기동을 통해 최소 0.01 m²에서 최

Table 1. Simulation setup: This simulation aims to evaluate how effective attitude maneuvers are. It does so by measuring the change in the satellite's position before and after performing the maneuver. During the simulation, various factors are varied: the cross-sectional area of the satellite, the mission altitude, and the duration of the attitude maneuver

Area (m ²)	0.01, 0.06, 0.16
Altitude (km)	400-800 (step size: 10)
Duration (sec)	300-86,400 (step size: 300)

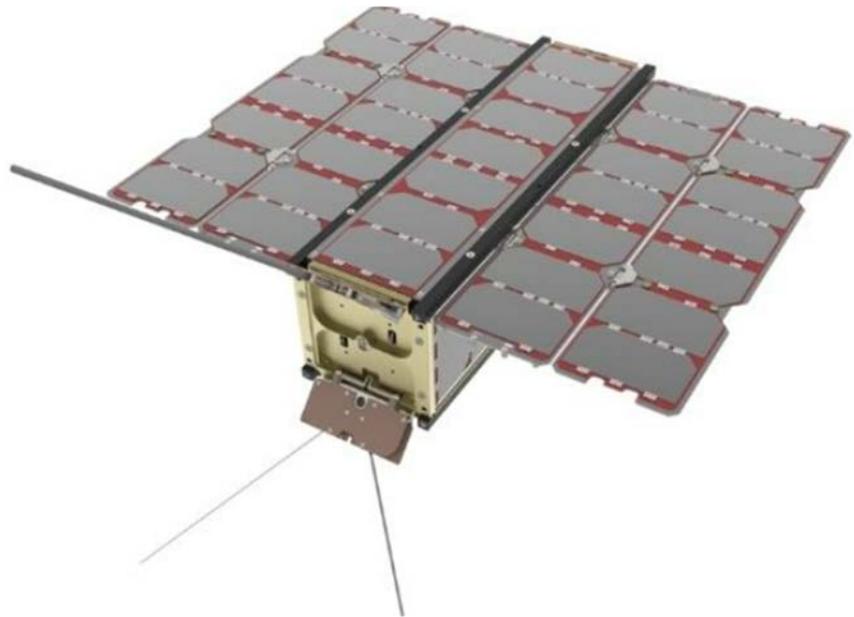


Fig. 4. Shape example of 3U nano-satellite (C3S electronics development).

대 0.16 m²까지 변화도록 설정하였다. 최대값의 경우, 평균 단면적 대비 변화율의 계산상 편의성을 위해 0.16 m²으로 설정하여 시뮬레이션을 수행하였다.

임무고도는 400 km에서 800 km까지 10 km 단위로 변하며, 자세변경 후 유지하는 시간은 5분에서 24시간까지 5분 간격으로 변화도록 설정하여 자세기동으로 인한 궤도변화의 효용성을 확인하였다. 위성의 질량은 5 kg으로 설정하였으며, 그 외 궤도전파를 위한 섭동모델 및 세부 파라미터는 Table 2와 같다.

3. 결과

본격적인 시뮬레이션에 앞서 자세변경에 따른 궤도변화의 효과를 확인하기 위해 가상의 근접상황을 구성하였다. 위성(primary)과 근접물체(secondary)의 궤도는 Table 3과 같다. Table 3의 상황에 적용한 임무고도는 400 km이다.

두 물체는 Table 4와 같이 2024년 1월 3일 12시경에 가장 근접하게 되고, 이때 근접거리는 53 m, 최대충돌확률은 1.97E-03으로써 충돌회피기동 수행이 필요한 기준을 만족하게 된다. 충돌확률은 두 물체 간 이격거리, 두 물체의 궤도에 대한 불확실성, 크기 정보를 기반으로 계산하게 되며, 이때 궤도에 대한 불확실성 정보가 가용하지 않는 경우, 최악의 케이스를 가정하여 계산하는 것이 최대충돌확률의 개념이다[8].

Table 2. Propagator setup

Perturbation	Value
Gravitational force	EGM2008 (21 × 21)
Atmosphere model	Jacchia-Roberts (Constant F10.7 = 150)
Solar radiation pressure	Dual cone
Third body	Sun, Moon

Table 3. Orbit elements of primary and secondary objects (orbit epoch time: 1 Jan 2024 00:00:00 UTC)

Coord. J2000	Primary	Secondary
Semi-major axis (km)	6,778.000	6,777.712
Eccentricity	0.00000	0.00034
Inclination (deg)	98.000	68.029
RAAN (deg)	360.000	10.390
Arg. of perigee (deg)	0.000	203.423
Mean anomaly (deg)	360.000	149.727

UTC, coordinated universal time.

Table 4. Conjunction assessment results of before attitude maneuver

TCA (UTC)	3 Jan 2024 12:06:15.649
Minimum range (km)	0.0537
Maximum collision probability	1.9787E-03
Radial distance (km)	-0.0510
Intrack distance (km)	-0.0157
Crosstrack distance (km)	0.0061

TCA, time to closest approach; UTC, coordinated universal time.

Fig. 5는 두 물체가 가장 가까워지는 시점에서의 3차원 상 시각화 모습이다. 기동 전 위성 기준으로 더 낮은 고도의 위험물체가 위성의 아래 측면으로 지나가는 모습을 확인할 수 있다.

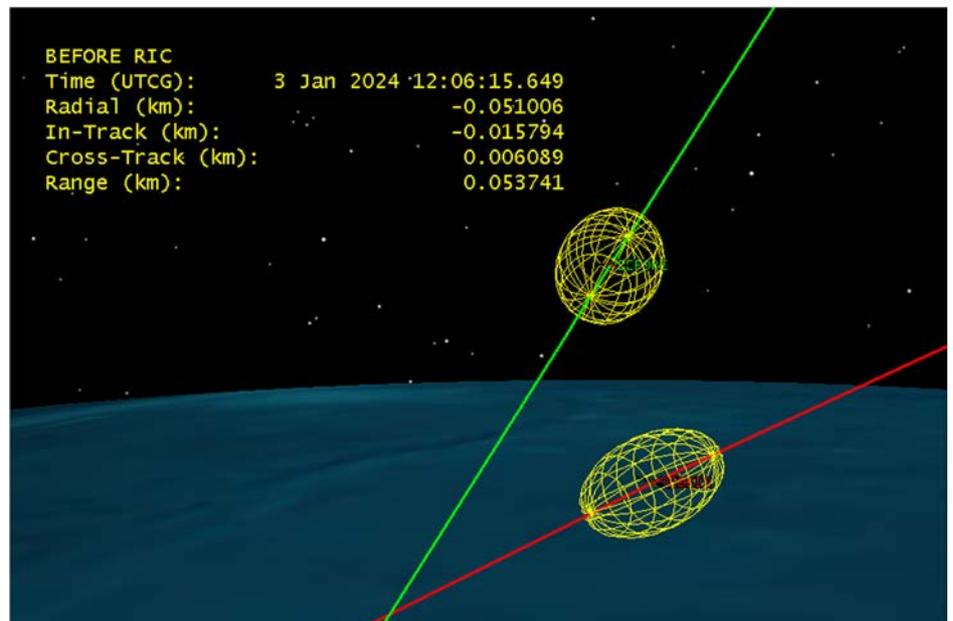


Fig. 5. Visualization for conjunction event for primary and secondary object. UTC, coordinated universal time.

1월 1일 위의 근접상황에 대해 인지하고, 충돌회피기동 계획을 수립하여 1월 2일 0시 0분 0초에 자세기동을 통해 기존 0.08 m²인 단면적을 0.01 m²로 줄인 후 5분간 대기하고, 다시 단면적을 0.08 m²로 복구하는 기동을 모사하였다.

Fig. 6은 시간에 따른 자세기동 전과 후의 궤도 차이를 나타내는 그래프이다. 위성의 진행 방향의 차이가 시간에 따라 점차 증가하는 것을 볼 수 있으며, 2일 경과 후에는 약 500 m 이상 증가하는 것으로 나타났다. 이는 임무고도가 400 km로 낮은 편이며, 자세의 변화를 통한 단면적 변화도 비교적 크게 설정하였지만 별도의 추력기 없이 자세변경만으로 유의미한 궤도 변화를 만들 수 있음을 확인할 수 있다.

본 자세기동을 통해 기동 36시간 후에 예정된 근접상황의 충돌위험도 크게 감소하였다. 상세 내용은 Table 5에서 확인할 수 있는데, 근접거리의 경우 당초 53 m 수준에서 360 m까지 증가하였으며, 이에 따른 최대충돌확률은 당초 대비 1/100 수준으로 감소하였다. Fig. 7은 자세기동 전과 후, 근접물체에 대한 3차원 시각화 결과를 나타낸다. 자세기동 전에 비해 단면적을 감소시켰기에 위성이 받는 대기항력이 감소하였고, 기존 대비 더 높은 고도에 있기 때문에 궤도주기가 상대적으로 느려 기존 위성의 위치 대비 뒤쪽에 위치하고 있음을 확인할 수 있다.

위 특정 사례에 대한 분석을 통해 자세기동을 통한 단면적 변화의 효율성에 대해 확인할 수 있었다. 다음으로 Fig. 4에서 정의한 조건으로 시뮬레이션을 수행하였다.

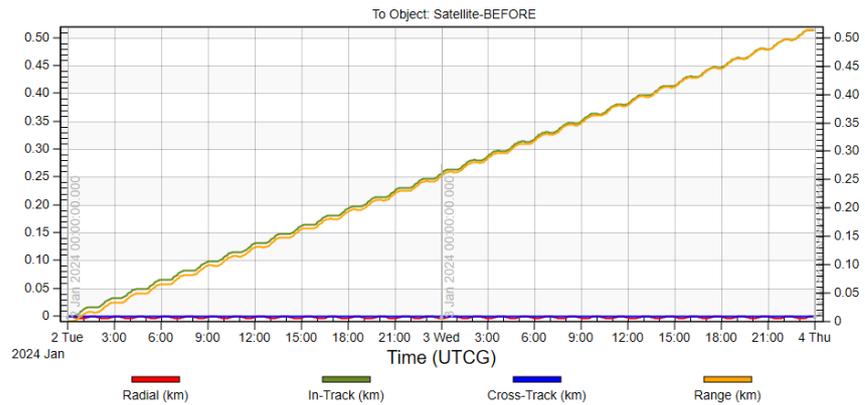


Fig. 6. Orbital difference over time in RIC coordination. RIC, radial, intrack, crosstrack; UTC, coordinated universal time.

Table 5. Conjunction assessment results of before and after attitude maneuver

	Before attitude maneuver	After attitude maneuver
TCA (UTC)	3 Jan 2024 12:06:15.649	3 Jan 2024 12:06:15.675
Minimum range (km)	0.0537	0.3596
Maximum collision probability	1.9787E-03	2.2178E-05
Radial distance (km)	-0.0510	-0.0543
Intrack distance (km)	-0.0157	0.3434
Crosstrack distance (km)	0.0061	-0.0920

TCA, time to closest approach; UTC, coordinated universal time.



Fig. 7. Visualization for conjunction event for primary and secondary object ('Before' means primary object without attitude maneuver and 'After' means primary object with attitude maneuver). UTC, coordinated universal time.

Fig. 8-10은 위성의 임무고도와 자세변경 후 유지시간(attitude maneuver duration)에 따른 48시간 후 기준궤도(자세기동 수행하지 않은 궤도)와의 상대거리(유클리드 거리)를 나타내는 히트맵 그래프이다. 자세변경에 따른 단면적 변화는 대부분 위성의 진행방향(in-track)에 영향을 미치는 것으로 나타났다. AR은 변경 후 단면적과 변경 전 단면적의 비율을 나타내는 것으로 AR이 0.125인 경우, 변경 전 단면적인 0.08 m^2 에 대해 0.125배인 0.01 m^2 로 단면적을 변화시켰다는 것을 의미하며, 기존 대비 단면적이 작아졌기 때문에 대기항력을 적게 받고, 변경 전 대비 상대적으로 높은 고도, 진행방향에 대해서는 더 뒤쪽에 위치하게 된다. 반대로 AR이 1보다 큰 경우 변경 전보다 단면적을 증가시켜 고도가 더 낮아지게 된다. AR이 1에 가까울수록 단면적의 변화가 작기에 상대거리는 작아지며, 임무고도가 낮아질수록 대기밀도가 높기에 단면적 변화에 따른 효과가 극대화되는 것을 볼 수 있다. 동일한 방식으로 단면적의 변화가 오래 지속될수록 상대거리는 증가하는 것을 확인할 수 있다.

AR이 0.125인 경우, 자세기동 시작 후 상대거리는 최대 55 km, AR이 0.75인 경우 15.7 km, AR이 2인 경우 63.2 km까지 증가하는 것을 볼 수 있다. 대부분의 우주운영기관에서는 충돌회피기동 수행기준으로 근접거리와 충돌확률을 고려하고 있고, 근접거리 100 m 이하, 충돌확률 1/1,000 혹은 1/10,000 이상인 경우로 정의하고 있다. 충돌확률의 경우는 궤도에 대한 불확실성까지 고려하여야 하기에 근접거리에 대한 기준으로 살펴보면, 근접거리 100 m 이내인 충돌위험 상황에서 이를 해소하기 위해서는 100 m 이상의 상대거리를 확보하면 된다. 위 4가지 경우 중 최악의 경우에서도 자세기동을 수행한 후 5시간 정도 지나면 근접물체와의 거리가 100 m 이상 확보된다는 사실을 알 수 있다. 임무고도가 낮은 위성들의 경우, 1시간 미만의 짧은 시간 동안 자세변경을 통한 단면적 변경만 해주어도 충돌위험을 0에 가깝게 줄일 수 있다는 사실을 알 수 있다.

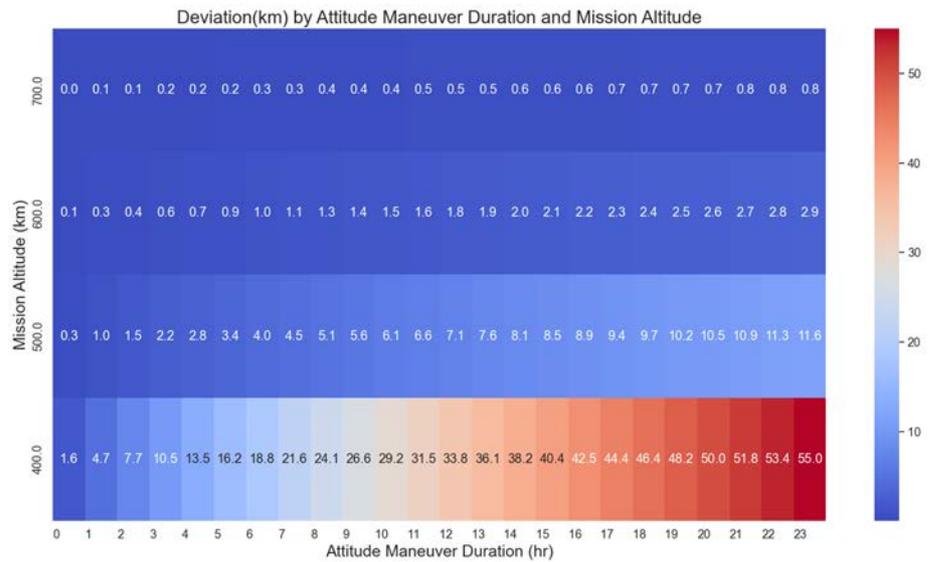


Fig. 8. Deviation according to mission altitude and attitude maneuver duration (AR = 0.125). AR, aspect ratio.

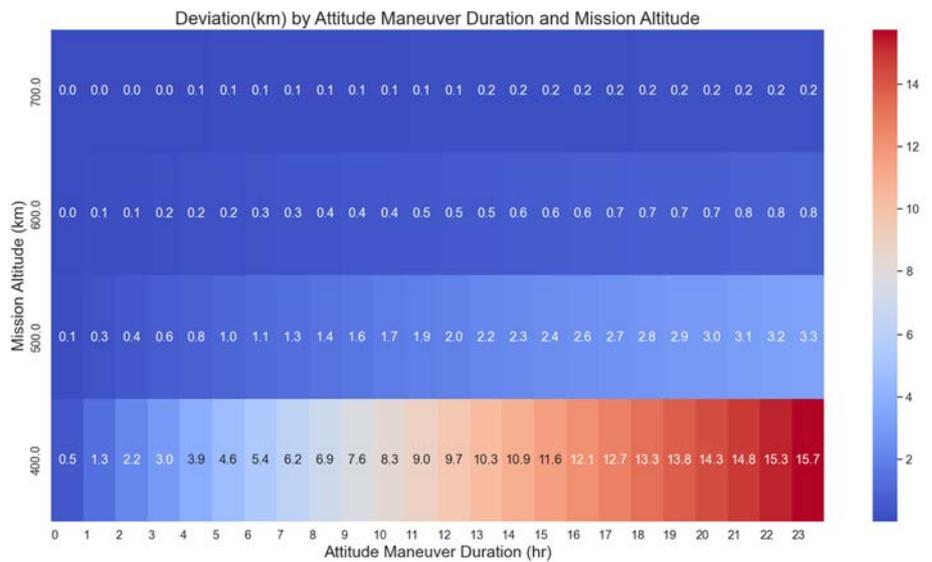


Fig. 9. Deviation according to mission altitude and attitude maneuver duration (AR = 0.75). AR, aspect ratio.

단면적 변경시간을 줄이기 위해서는 단면적을 넓게 바꾸어 고도를 낮추는 것이 유리하지만 자연 고도감소 및 추력기 사용 제한 등을 고려했을 때, 단면적을 줄여 상대거리를 증가시키는 것이 적절할 것이다. 한편, 임무종료에 대비하여 고도를 낮춰야 하는 상황이라면 고도를 낮추어 상대거리를 증가시키는 것이 효율적이다. 결국 단면적이 변화된 채로 유지되는 시간이 늘어날수록 상대거리가 증가하는 것으로 정상임무를 수행하되 임무를 수행하지 않는 구간에서 단면적을 변화시키는 형식으로 상대거리를 조정할 수 있을 것이다. 하우스킵핑 모드에서 태양을 지향하는 경우, 태양을 지향하되 단면적을 최대한 늘릴 수 있는 자세제어를 수행한다면 임무의 영향을 최소화할 수 있다.

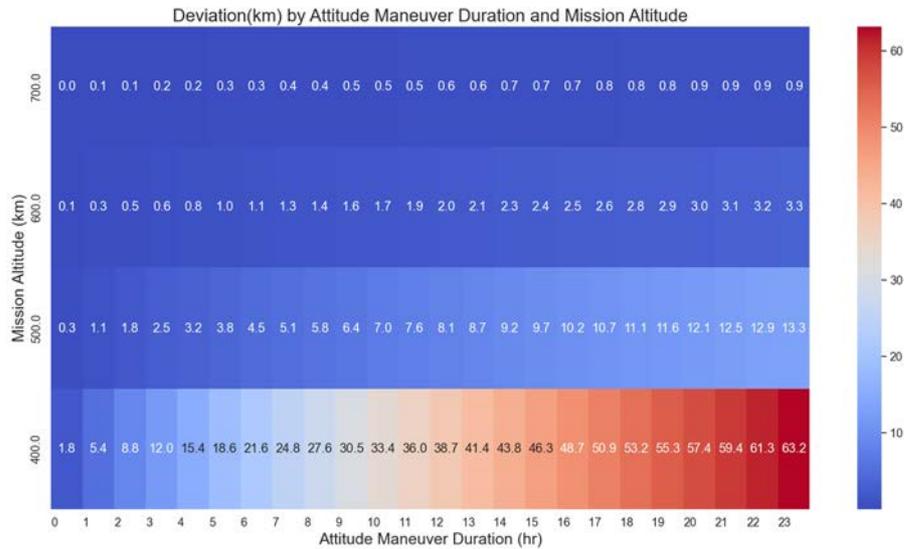


Fig. 10. Deviation according to mission altitude and attitude maneuver duration (AR = 2). AR, aspect ratio.

또한 임무고도가 600 km까지는 자세기동을 통한 단면적 변화로 충돌위험을 충분히 줄일 수 있다는 사실도 확인할 수 있고, 임무고도가 높아질수록 단면적의 변화를 증가시켜야 상대거리의 충분한 조정이 이루어질 수 있다.

마지막으로 본 연구에서는 태양활동에 따른 대기밀도 변화를 일정한 수치로 고정하여 분석하였는데, 만일 태양활동이 강해진다면 자세기동을 통한 상대거리 증가폭 또한 유의미하게 증가할 것으로 판단된다. 본 연구에서 가정한 F10.7 수치는 150으로써 Fig. 11의 25차 태양활동의 극대기 수치에 해당한다. 만일 분석시점을 2025년 이후로 설정할 경우, F10.7 수치는

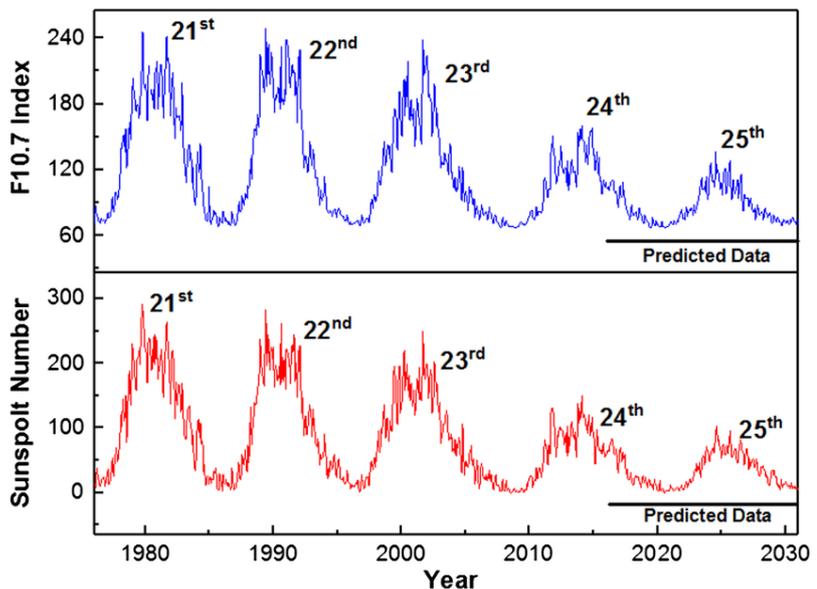


Fig. 11. Monthly variation of the observed and predicted (underlined) values of the sunspot numbers and F10.7 cm index [9].

100 혹은 그 이하에 머무르게 될 것이며, 본 연구 결과 대비 자세기동을 통한 충돌회피기동 효과는 줄어들어 결국 더 오랜 시간 변경된 자세를 유지해야 할 것이다.

4. 결론

본 연구에서 저궤도에서 임무를 수행하는 추력기가 없는 초소형위성을 대상으로 자세를 변경함으로써 궤도를 변경하는 방식이 충돌회피기동에 어느 정도 효과적인지 분석하였다. 연구 결과, 자세변경에 따른 단면적 변화는 주로 위성의 진행방향에 영향을 미치며, 단면적의 변화 비율(AR)과 임무고도에 따라 상대거리에 유의미한 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 특히, 단면적을 증가시킬수록 또는 임무고도가 낮을수록 단면적 변화에 따른 효과가 극대화되며, 이는 충돌회피에 큰 도움이 됨을 보여주었다. 임무고도가 낮은 위성들의 경우, 짧은 시간 동안의 자세변경만으로도 충돌위험을 현저히 줄일 수 있으며, 이는 충돌회피기동 계획을 수립하는 데 있어 중요한 요소로 작용한다. 단면적 변경시간을 줄이기 위해서는 단면적을 넓게 바꾸어 고도를 낮추는 것이 유리하나, 임무수행 중인 위성의 경우 고도 하강 후 다시 올릴 수 없기에 단면적을 줄여 상대거리를 증가시키는 것이 적절할 수 있다. 또한, 임무종료에 대비하여 고도를 낮추는 상황이라면 고도를 낮추어 상대거리를 증가시키는 것이 효율적일 것이다. 향후, 임무수행이 가능하면서 서로 다른 단면적을 가지는 위성의 자세들이 존재한다면 이를 조합하여 임무중단을 최소화하면서 충돌회피를 수행할 수 있는 연구를 수행할 예정이다.

궁극적으로는 초소형위성들도 전기추력기와 같은 궤도기동 능력을 갖추는 것이 바람직하나 기술의 일반화가 이루어지기 전에 자세기동을 통한 충돌위험 경감으로 뉴스페이스 시대에 점차 증가할 초소형위성들의 안전한 운영에 기여할 수 있을 것이다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 위성임무관제사업(FR24G00)의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

1. KULU, Erik, Nanosatellite launch forecasts: track record and latest prediction, in 36th Annual Small Satellite Conference, Logan, UT, 9 Aug 2022.
2. SATCAT Boxscore, CelesTrak (2024) [Internet], viewed 2024 Jan 3, available from: <https://celestrak.org/satcat/boxscore.php>
3. Seong J, Jung O, Jung Y, Song S, Development and operation status of space object collision risk management system for Korea Aerospace Research Institute (KARI), J. Space Technol. Appl. 3, 280-300 (2023). <https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.3.280>
4. Hülsmann M, Kahle R, Schneller M, Aida S, Hahn M, et al., Debris collision avoidance by means of attitude control-in-flight demonstration with TET-1, J. Space Saf. Eng. 6, 284-290 (2019). <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2019.09.003>

5. Liao H, Xie J, Zhou X, Yao C, Tang Z, et al., Compound attitude maneuver and collision avoiding control for a novel noncontact close-proximity formation satellite architecture, *Int. J. Aerosp. Eng.* 2022, 2606233. <https://doi.org/10.1155/2022/2606233>
6. Omar SR, Bevilacqua R, Spacecraft collision avoidance using aerodynamic drag, *J. Guid. Control Dyn.* 43, 567-573 (2020). <https://doi.org/10.2514/1.G004518>
7. Mishne D, Edlerman E, Collision-avoidance maneuver of satellites using drag and solar radiation pressure, *J. Guid. Control Dyn.* 40, 1191-1205 (2017). <https://doi.org/10.2514/1.G002376>
8. Alfano S, Relating position uncertainty to maximum conjunction probability, *J. Astronaut. Sci.* 53, 193-205 (2005). <https://doi.org/10.1007/BF03546350>
9. Singh AK, Bhargawa A, An early prediction of 25th solar cycle using Hurst exponent. *Astrophys. Space Sci.* 362, 199 (2017). <https://doi.org/10.1007/s10509-017-3180-2>

Author Information

성재동 acestars@kari.re.kr



과학기술연합대학원대학교에서 2016년 박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 한국항공우주 연구원에서 위성운영 및 우주상황인식 업무를 수행하였으며, 현재는 국가위성정보활용지원 센터에서 우주비행역학, 우주상황인식, 우주 교통관리에 관련한 연구를 수행하고 있다.

정유연 yejung@kari.re.kr



한국과학기술원에서 2016년 박사학위를 취득한 후, 2016년부터 한국과학기술원 박사후연구원으로 우주물체유도 최적화에 대한 연구를 수행하였으며, 2017년부터 독일항공우주센터에서 박사후연구원으로 동 연구를 수행하였다. 2018년 한국과학기술원에서 연구교수로서 업무를 수행하였으며, 이후 2018년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주비행역학, 우주상황인식 및 우주교통관계 등에 관한 연구를 수행하고 있다.

정옥철 ocjung@kari.re.kr



한국과학기술원 항공우주공학과에서 박사학위를 취득하였다. 2005년에는 한국전자통신연구원에 근무하였고, 2006년부터 현재까지 한국항공우주연구원에서 우주상황인식 및 우주교통관계, 우주비행역학, 위성임무운영 등에 관한 연구를 수행하고 있다.

송새한 songsaehan@kari.re.kr



한국과학기술원에서 2019년 석사학위를 취득한 후, 2019년부터 현재까지 한국항공우주연구원 국가위성정보활용지원센터에서 우주상황인식 및 우주교통관계, 영상처리 등에 관한 연구를 수행하고 있다.

기술논문

광통신 지상국 구축을 위한 자유공간 광통신 실험

김태우^{1,2}, 강원석^{1†}, 오상훈¹, 박용선^{1,3}, 김정훈¹

¹㈜스페이스빔

²충북대학교 천문우주학과

³서울대학교 물리천문학부



Received: January 4, 2024

Revised: January 30, 2024

Accepted: February 11, 2024

†Corresponding author :

Wonseok Kang

Tel : +82-43-234-5181

E-mail : wskang@spacebeam.co.kr

Copyright © 2024 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

Taewoo Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4686-5109>

Wonseok Kang

<https://orcid.org/0000-0003-3390-1924>

Sang Hoon Oh

<https://orcid.org/0000-0003-1184-7453>

Yong-sun Park

<https://orcid.org/0000-0003-0198-3136>

Jung-Hoon Kim

<https://orcid.org/0009-0005-0731-9406>

Experiments of Free-Space Optical Communication for Optical Ground Station

Taewoo Kim^{1,2}, Wonseok Kang^{1†}, Sang Hoon Oh¹, Yong-sun Park^{1,3}, Jung-Hoon Kim¹

¹Spacebeam Inc., Cheongju 28165, Korea

²Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

³Department of Physics and Astronomy, Seoul National University, Seoul 08826, Korea

요약

기존의 위성-지상 간 정보 전달에 사용하던 전파 통신의 한계가 가시화됨에 따라, 이를 광학 레이저 통신으로 극복하고자 전세계에서 다양한 실험이 이루어지고 있다. 본 논문에서는 인공위성에서 레이저 송출을 담당하는 광통신 터미널(optical communications terminal, OCT)과 지상에서 정보를 수신하는 광통신 지상국(optical ground station, OGS)을 자체 개발하고, 이를 이용한 자유공간 광통신(free-space optical communication, FSOC) 실험을 수행하였다. 30 mm 구경의 광통신 터미널과 250 mm 구경의 이동형 광통신 지상국 망원경, 상용 10 Gbps SFP+ 모듈과 미디어 컨버터를 이용하여, 4K HDMI(high-definition multimedia interface) 신호를 1,550 nm 파장의 레이저에 담아 송출하고 수신하는데 성공했다. 실험의 송수신거리는 각각 3, 9, 20 km이며, 각각의 거리에서 신호의 수신 세기는 +6.1, -2.8, -10.9 dBm이다. 4K HDMI 영상은 끊김 없이 10분 이상 지속됨을 확인하였다.

Abstract

As the limitations of conventional radio communications between satellites and the ground become apparent, various experiments are being conducted around the world to overcome them with space laser communication. In this study, we address the development of our own optical communications terminal (OCT) and optical ground station (OGS) and the experiments of free-space optical communication (FSOC) using them. Using a 30 mm-diameter OCT and a 250 mm-diameter portable OGS telescope, as well as commercial 10 Gbps SFP+ modules and media converters, we successfully transmitted and received 4K high-definition multimedia interface (HDMI) signals through 1,550 nm optical laser beam. The transmission and reception distances of the experiment were 3, 9, and 20 km, respectively, and the received signal strength at each distance was +6.1, -2.8, and -10.9 dBm, respectively. It was demonstrated that the 4K HDMI video lasted for over 10 minutes.

핵심어 : 우주 광통신, 자유공간 광통신, 광통신 터미널, 광통신 지상국

Keywords : space laser communication, free-space optical communication, optical communication terminal, optical ground station

1. 서론

자유공간 광통신은 지상의 광통신 네트워크에서 사용하는 광통신 레이저를 광섬유 없이 자유공간을 통해 전달하는 기술이다[1]. 이를 우주로 확장하면 우주에서 전파보다 훨씬 빠른 속도로 위성-위성 간 혹은 위성-지상 간에 통신망을 구축하는 것이 가능하다. 위성의 발사비용을 낮춘 재사용 로켓과 큐브 위성의 등장은 인공위성을 활용하려는 민간기업의 우주진입장벽을 낮추었고 이로 인해 우주로 발사되는 인공위성의 개수가 기하급수적으로 증가하고 있다. 지금까지는 우주 통신으로 무선 전파(radio frequency, RF) 통신을 활용했다. 오랫동안 활용해온 만큼 전파 통신 기술의 성숙도나 안정성은 매우 높다. 하지만 최근에 고해상도의 카메라와 합성 개구 영상 레이다(synthetic aperture radar, SAR)를 탑재한 인공위성들이 많아지며 대용량의 자료를 지상으로 전달하기에는 전송속도에 한계가 있다. 이를 극복하기 위한 초고속 통신 기술의 필요성이 증대되고 있다. 또한 전파 통신은 간섭의 우려가 있어 국제전기통신연합(International Telecommunication Union, ITU)에서 매우 엄격하게 주파수를 관리하고 있어 주파수 허가를 받는데 오랜 시간이 걸리며, 폭발적으로 증가하는 인공위성으로 인해 가용 주파수 대역도 조만간 포화될 것으로 예상된다. 그래서 현재는 주파수 허가가 필요치 않고, 전파보다 100배 이상의 빠른 전송이 가능한 우주 광통신 기술이 차세대 통신기술로 주목받고 있다. 우주 광통신을 위해서는 고출력의 레이저가 사용되므로, 인체에 안전한 1,550 nm 파장 대역이 주로 사용되고 있다. 1,550 nm의 레이저는 대부분 각막에 흡수되어 고출력의 경우에도 비교적 인체에 안전하다[2,3].

해외에서는 1990년대부터 우주 광통신 기술 개발을 추진해오고 있다. 1995년, 일본은 정지궤도위성인 ETS-VI(Engineering Test Satellite VI)와 NICT(National Institute of Information and Communications Technology) 1.5 m 망원경으로 광학 파장의 레이저를 이용한 1 Mbps의 양방향 통신을 세계 최초로 성공하였다[4]. NASA는 2022년에 LCRD(laser communications relay demonstration)를 정지궤도(geosynchronous equatorial orbit, GEO)에 올렸으며, 2023년에 저궤도(low earth orbit, LEO)의 국제우주정거장에 ILLUMAT(Integrated LCRD Low earth orbit User Modem and Amplifier Terminal)를 올려, 1.2 Gbps의 저궤도-정지궤도-지상 간 우주 광통신 릴레이 실험을 준비한다[5]. 또한 2022년에 우주로 올라간 6U 크기의 PTD-3(Pathfinder Technology Demonstrator-3)에 탑재된 광통신 터미널 TBIRD(terabyte infrared delivery)에서 송출한 레이저 신호를 지상의 TMF(table mountain facility)에 있는 OCTL(optical communications telescope laboratory)인 1 m 망원경을 이용하여 200 Gbps의 속도로 수신하는데 성공하였다. 이 실험에서는 1회 약 5분의 시간 동안 1.4 TB의 자료를 수신하였다[6]. 그리고 NASA는 기존의 전파를 이용한 심우주 탐사의 한계를 해결하기 위해 DSOC(deep space optical communication) 임무를 진행 중이다. 2023년 11월에 DSOC가 담긴 Psyche 탐사선을 발사하였고, 12월 11일에 지구-달거리 80배에 해당하는 3,100만 km에서 초고화질 스트리밍 비디오 전송에 성공했다. Psyche 탐사선에서 송신된 레이저가 지구에 도달하는데 101초가 걸렸고, 최대 전송속도는 267 Mbps였

다. 이 실험에서 22 cm 직경의 거울로 송신한 레이저 신호는 지상의 5.1 m 헤일 망원경이 수신하였다[7]. 독일의 TESAT에서는 DLR(Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt)과의 협력 연구를 통해, 광통신 지상국과 통신할 수 있는 초소형 위성용 광통신 터미널을 판매하고 있다. 무게는 360 g이고, 약 0.3 U의 크기와 10 W의 전력을 소모하며 속도는 100 Mbps이다. 이 초소형 광통신 터미널의 구경은 약 25 mm 정도이다(Fig. 1)[8]. DLR에 뿌리를 두고 있는 Mynaric은 2.5 Gbps 속도로 6,500 km 이상의 거리에서 통신이 가능한 중형 광통신 터미널을 개발하여 판매하고 있다. 이 광통신 터미널의 구경은 80 mm이며, 크기는 약 37 cm × 28 cm × 25 cm이다(Fig. 1)[9].

전세계는 지금, 저궤도에서 지상으로 바로 연결되는 초고속 레이저 통신 실험, 정지궤도를 이용한 광통신 릴레이 실험을 통해 우주 광통신 상용화를 위한 기반 기술을 확보하고 있으며, 우주 탐사를 위한 초장거리 우주 광통신 실험도 함께 수행 중이다. 앞으로 우주 광통신은 우주에서 전파 통신의 단점을 보완할 수 있는 핵심적인 통신 기술이 될 것이라 예상된다[5-7].

국내의 연구개발 현황은 다음과 같다. 연세대학교는 위성과 위성 간 우주 광통신을 구현하기 위해 편대비행 초소형 위성과 광통신용 광학계를 개발하고 있다[10]. 한국과학기술원(KAIST)은 2020년부터 상용 천체망원경을 이용한 광통신 지상국과 함께, Star Tracker와 PAT(pointing, acquisition & tracking) 기술을 개발하고 있다[11]. 한국전자통신연구원(ETRI)은 2020년에 무인 이동체에 적용할 수 있는 2.5 Gbps 속도의 자유공간 무선 광통신 기술을 확보하였다. 1,530 nm과 1,590 nm로 두 파장을 분리해서 송수신 하였고, 비가 오거나 안개가 있는 환경에서도 1 Gbps의 전송속도를 확보할 수 있는 것을 확인하였다[12]. 한국천문연구원(KASI)은 기존의 인공위성 레이저 추적기(SLR, satellite laser ranging)에 적용된 위성 정밀 추적과 적응 광학 기술을 바탕으로, 광통신 지상국 구축에 필요한 기술인 PAT와 대기 완화 방법을 개발하고 있다[13]. 그러나 현재 국내에서는 우주 광통신을 실증한 사례가 없기에, NASA(National Aeronautics and Space Administration)가 일본 NICT와 협력하여 수행한 GOLD(ground/orbiter lasercomm demonstration) 실험과 같이 광통신 지상국을 먼저 구축하여 실증하는 사례가 필요한 상황이다[4].

본 논문에서는 광통신 지상국 구축을 위해 수행한 자유공간 광통신 실험과 관련하여, 자체 개발한 광통신 터미널 및 광통신 지상국 장비와 실험 방법, 그리고 지상 3, 9, 20 km 거리에서 수행한 자유공간 광통신 실험 결과와 향후 계획을 논하고자 한다.

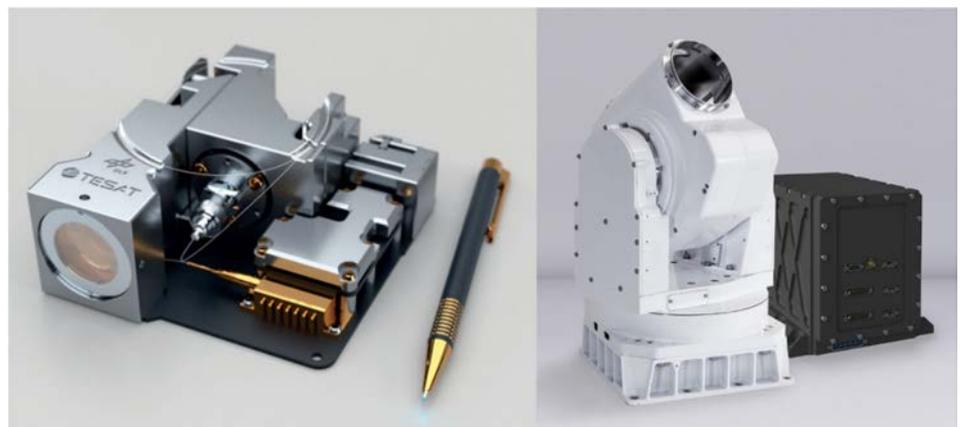


Fig. 1. Tesat CubeLCT (left), Mynaric CONDOR Mk3 (right).

2. 실험 방법 및 장비

우주 광통신은 레이저 빔폭(beam divergence)을 매우 작게 만들어 전송하기에 전파통신보다 송신에 필요한 전력소모가 작다. 하지만 송신 레이저 빔폭이 작은 만큼 수신부로 보내는 레이저의 정밀한 정렬이 필요하기 때문에, 광통신 터미널과 지상국간의 정밀한 정렬이 해결되어야 하는 가장 어려운 문제 중 하나이다. 본 실험에서는 NASA의 TBIRD 실험과 같이 상용으로 쉽게 구할 수 있는 제품을 활용하여, 장비의 제작 비용을 줄이면서 정밀한 정렬이 가능한 단방향 자유공간 광통신 실험 장비를 자체 개발하였다.

광통신 터미널로 이용할 송신부는 직경 30 mm 렌즈를 활용해서 레이저를 송신할 수 있는 광학계를 만들었고, 빔스플리터와 카메라를 장착하여 정밀한 지향이 가능하도록 설계했다(Fig. 2). 그리고 송신 레이저 지향을 정밀하게 제어하기 위해 상용 천문관측용 가대를 활용하였다. 이렇게 만든 송신용 광통신 터미널의 기본 사양은 Table 1과 같다.

광통신 지상국을 위한 수신부는 Fig. 3과 같이 250 mm 반사망원경과 가대를 사용하였다. 망원경에 연결된 레이저 수신부는 Fig. 4와 같이 설계하였다. 망원경에서 모아진 빛을 볼록렌즈를 이용하여 평행한 빔으로 만들고, 빔스플리터로 빔을 나누었다. 그리고 각각의 볼록렌즈로 빔을 모아 한쪽은 송신부의 비콘(beacon) 660 nm 레이저를 가시광 카메라로 보고, 다른 한쪽은 광통신 터미널의 1,550 nm 레이저를 정밀하게 지향하여 수신용 MMF(multi mode fiber)에 도달할 수 있도록 설계하였다[14]. 지상국 레이저 수신부의 상세한 사양은 Table 2에 제시하였다.

Table 1. Specification of 30 mm optical communications terminal (OCT)

Lens	30 mm (ZWO mini guider scope)
Focal length	120 mm
Camera	ZWO ASI178 mm
FOV (field of view)	212' × 143'
Fiber type	SMF (single mode fiber)

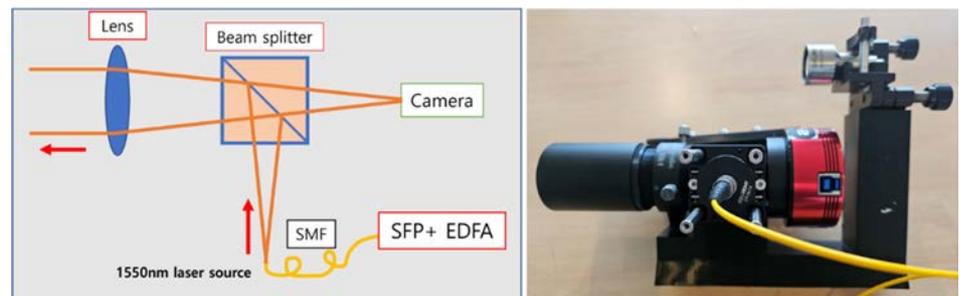


Fig. 2. 30 mm OCT design (left) & picture (right). SMF, single mode fiber; EDFA, erbium-doped fiber amplifier; OCT, optical communications terminal.

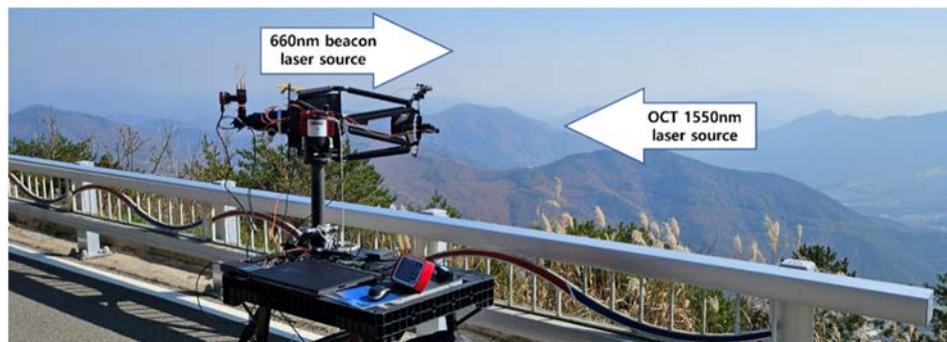


Fig. 3. OGS at BOAO. OCT, optical communications terminal; OGS, optical ground station; BOAO, Bohyunsan Optical Astronomy Observatory.

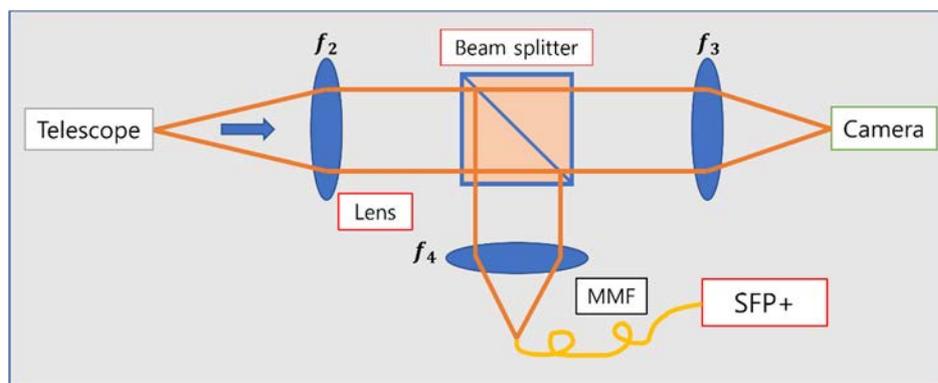


Fig. 4. OGS receiver optical design. OGS, optical ground station.

Table 2. Specification of optical ground station (OGS)

Telescope	GSO 250 mm reflector
Telescope focal length	2,000 mm
Camera	ZWO ASI174 mm
Camera FOV	23' × 14.6'
Fiber type	MMF (multi mode fiber)
Fiber FOV	19.33"

FOV, field of view.

자유공간 광통신을 위한 모델은, 지상 통신 네트워크를 구성할 때 사용하는 SFP+를 활용하였다. SFP+는 규격에 맞게 대량 생산되고 있는 제품이며 손쉽게 구할 수 있다. 실험에 사용한 SFP+ 모듈은 1,550 nm 파장을 사용하며 10 Gbps 전송속도를 가진다. 출력은 약 +2 dBm이며, 이를 상용 EDFA(erbium-doped fiber amplifier)를 이용하여 +23 dBm으로 증폭시켜서 실험을 하였다. SFP+용 미디어컨버터를 이용하여 4K HDMI(high-definition multimedia interface) 영상을 레이저 신호로 변환하였다. 이 실험에서 SFP+로 안정적으로 신호를 받아 들일 수 있는 수신세기의 한계는 약 -17 dBm 정도이다. 전체적인 실험 설계는 Fig. 5와 같다.

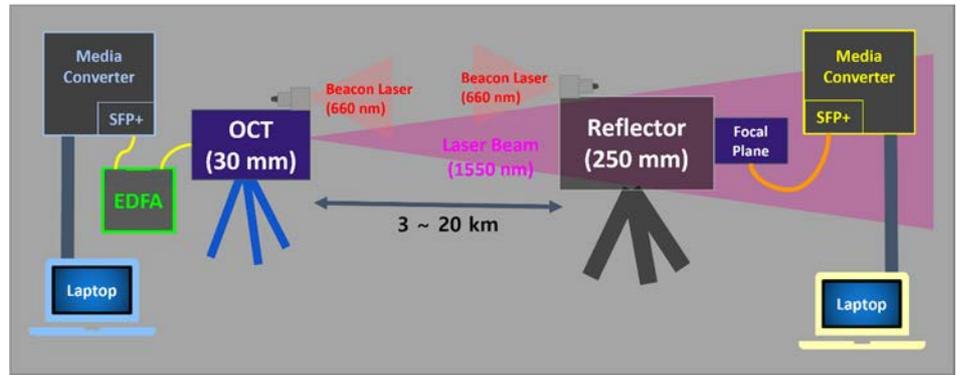


Fig. 5. Diagram of FSOC experiment with 4K HDMI live streaming system. OCT, optical communications terminal; EDFA, erbium-doped fiber amplifier; FSOC, free-space optical communication; HDMI, high-definition multimedia interface.

1,550 nm 파장의 레이저는 상용 가시광 카메라로 감지하기가 어렵다. 그래서 광통신 터미널의 레이저 빔을 정밀하게 지상국을 향하게 하고 광통신 터미널의 레이저 신호를 지상국에서 정확하게 광섬유에 위치시키기 위해, 60 mW의 출력을 내는 가시광 660 nm 파장의 비콘을 이용했다. 광통신 터미널과 지상국이 서로 쉽게 찾을 수 있도록 각각의 비콘 레이저는 약 0.6도의 빔폭을 가지도록 설계했다. Fig. 6과 같이 가시광 카메라로 시야내 비콘의 위치를 확인하며, 광학 파워미터(optical power meter)로 측정한 1,550 nm 레이저의 수신세기가 최대가 되도록 정렬하였다.

수신세기 예측을 통해 자유공간 광통신의 가능성을 검증하기 위해, 본 실험에 앞서 광통신 터미널과 레이저의 빔폭을 정량적으로 측정하였다. 광통신 터미널로부터 3 km 떨어진 곳에 CCR(corner cube retroreflector)을 설치하여, CCR에 반사된 레이저의 세기를 어긋난 각도에 따라 기록하였으며, 그 결과를 가우시안(Gaussian) 맞춤하여 광통신 터미널의 송신 레이저 빔폭을 측정하였다. 그 결과는 Fig. 7과 같다. 방위각(좌우) 방향으로는 약 $363 \mu\text{rad}$ 이며, 고도(위아래) 방향으로는 약 $185 \mu\text{rad}$ 이다. 이 측정에 사용한 상용 가대의 지향오차는 ± 100

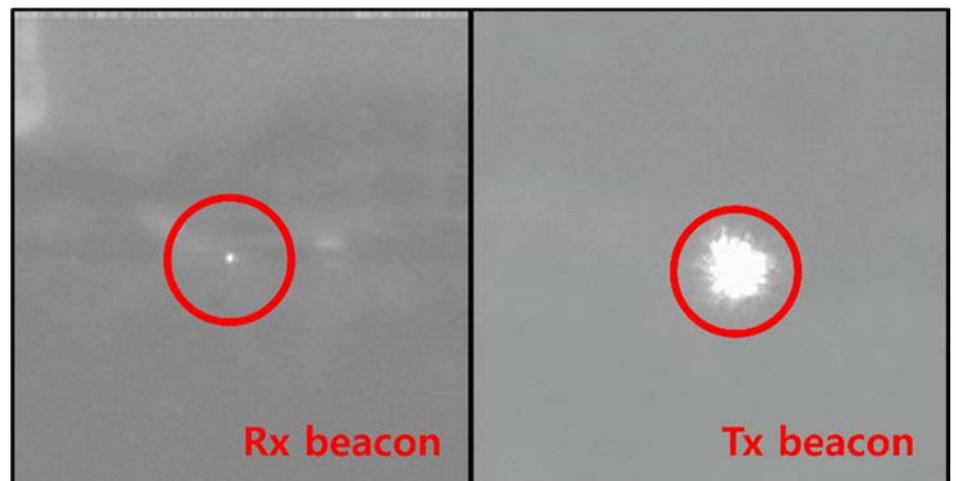


Fig. 6. FOV of OCT and Rx beacon (left), FOV of OGS and Tx beacon (right) at distance of 20 km. FOV, field of view; OCT, optical communications terminal; OGS, optical ground station.

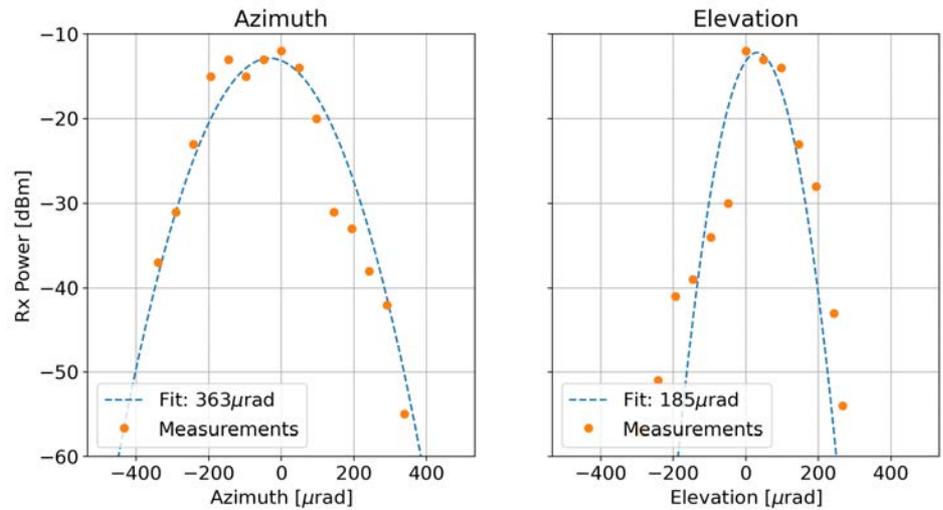


Fig. 7. Measurements and fitting results of the reflected beam power for azimuthal (left) and elevational (right) direction. The orange dots and blue dashed lines represent the received power and Gaussian fitting result, respectively.

μrad 정도이며, 가대의 좌표 값에 맞춰 맞추를 수행한 결과이다. 향후 빔폭을 더 정밀하게 측정할 수 있는 방법을 고안할 예정이다.

3. 실험결과

자유공간 광통신 실험은 3, 9, 20 km에서 수행했다. 광학 파워미터를 이용하여 각각의 거리에서 감지되는 레이저 신호의 값을 측정하여 정밀하게 정렬을 시도하였고, 최대의 수신 세기가 오는 상황에서 영상을 주고받는 실험을 수행했다. 3 km와 9 km 거리의 실험은 충북 청주 오송읍 근방에서 실험하였고, 20 km 실험은 보현산 천문대와 경북 영천시 시내에서 수행했다. 실험 장소에 대한 정보는 Fig. 8과 Table 3에 제시하였다.

3, 9, 20 km 거리에서 30 mm 광통신 터미널로 송신하고, 250 mm 지상국 망원경으로 수신한 실험 결과는 Fig. 9와 같다. 3, 9, 20 km 거리에서 수신한 레이저 신호의 수신 세기는 각

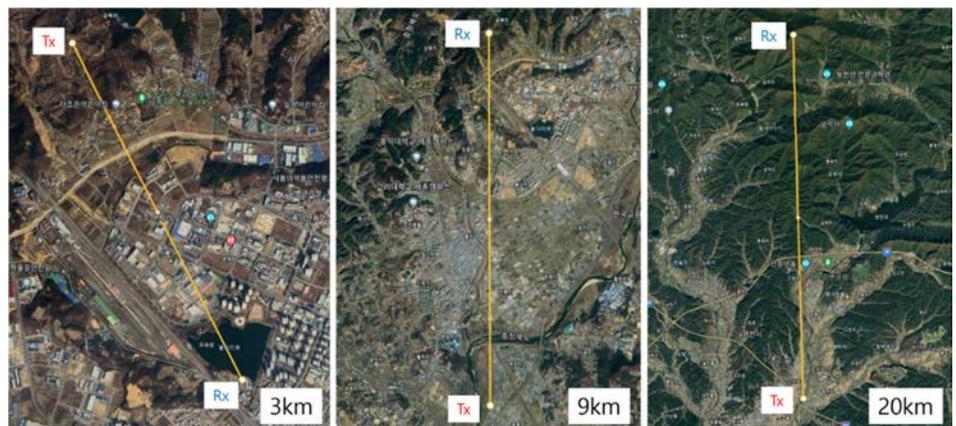


Fig. 8. The map of the sites for 3, 9, and 20 km experiments.

Table 3. Site information of free-space optical communication (FSOC) experiments [15]

Distance (km)	Date	Temperature (°C)	Humidity (%)
3	Sep 5 2023, 11 h	28.1	62
9	Sep 11 2023, 17 h	30.6	47
20	Nov 2 2023, 16 h	25.7	36

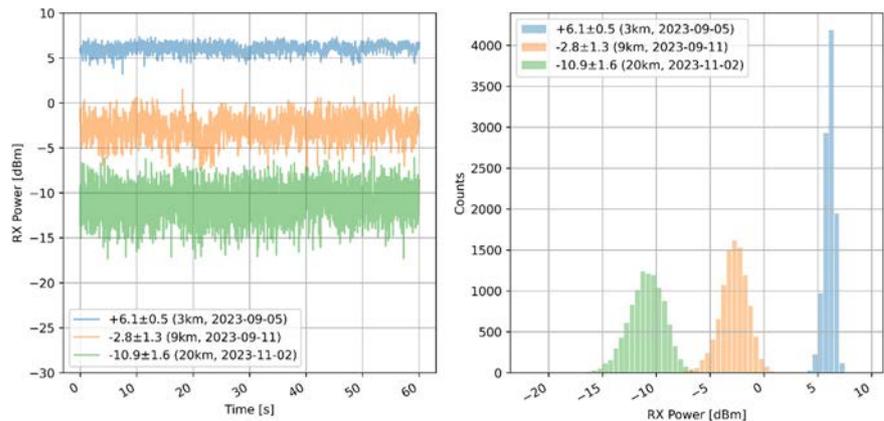


Fig. 9. The measurements of the received power for 3, 9, 20 km experiments for 1 minute. The plots show the measurements over time (left) and the histogram (right).

각 $+6.1 \pm 0.5$, -2.8 ± 1.3 , -10.9 ± 1.6 dBm이다. 송신 레이저의 세기가 +23 dBm이라고 가정했을 때, 전송 손실은 각각 -16.9, -25.8, -33.9 dB이다.

SFP+의 수신 한계가 약 -17 dBm이므로, 광학 파워미터로 측정한 결과를 보면 20 km에서도 거의 끊김 없이 10 Gbps 속도의 통신이 가능하다는 것을 알 수 있다. 20 km 거리에서 실험할 때는, 드론으로 촬영한 영상을 콘솔에서 실시간으로 받아 4K HDMI로 변환하여 송출하는 실험을 수행하였다. 20 km에서 HDMI 실시간 영상 송출 실험을 수행한 결과, 10분 이상 끊김 없이 영상을 받을 수 있는 것을 확인하였다. Fig. 10을 보면, 영천 시내에서 광통신 터미널을 통해 실시간으로 전송한 드론 영상이 보현산천문대에 있는 지상국에서 성공적으로 수신된 것을 확인할 수 있다.



Fig. 10. Field of view of OCT at a distance of 20 km, including Bohyunsan Optical Astronomy Observatory (BOAO) (left). The received live streaming HDMI video at OGS (center) and the HDMI video transmitting OCT (right). OCT, optical communications terminal; HDMI, high-definition multimedia interface; OGS, optical ground station.

4. 토의

본 연구에서 진행한 자유공간 광통신 실험은 우주에서 이루어질 레이저 광통신을 구현하기 위한 준비 과정이다. 여기서 개발한 광통신 터미널과 지상국 시스템을 활용해 수행한 실험에서 계산된 자유공간 광통신의 링크 버짓(link budget)은 Table 4와 같으며, 이를 적용하여 실험 결과를 맞추는 결과는 Fig. 11과 같다. 링크 버짓은 다음 식 (1)을 이용해 계산했다.

$$P_R = P_T (G_T \eta_T) L_S L_{atm} (G_R \eta_R) \quad (1)$$

여기서 P_R 과 P_T 는 수신부와 송신부의 광학 세기를, G_T 와 G_R 은 송신부 및 수신부의 안테나 이득(gain)을 η_T 과 η_R 은 송신부와 수신부의 광학계 손실을 말한다. L_S 와 L_{atm} 은 각각 거리에 의한 손실과 대기 산란 및 흡수에 의한 손실을 의미한다. L_{atm} 은 맑은 날 1,550 nm 파장의 손실 값을 적용하였다[16].

이 장비를 그대로 활용하여 우주와 통신한다고 가정하고 거리를 1,000 km로 증가시키면, 대기 산란에 의한 손실은 약 1 dB 정도 감소하겠지만, 거리에 의한 손실은 34 dB 정도 늘어난다. 즉 예상할 수 있는 수신 세기는 약 -43.4 dBm이다. 현재 통신할 수 있는 수신세기는 -17 dBm 정도이므로, 약 26 dB 정도의 손실을 극복할 방법이 필요하다.

큐브 위성이 폭발적으로 증가하는 상황에서 우주 광통신은 저궤도의 큐브 위성에 최적화된 대용량 자료 통신 수단이 될 가능성이 높다. 그러나 큐브 위성은 가용 전력과 자세 제어의 정밀도의 한계를 가지고 있기에, 더 높은 출력과 더 좁은 빔폭을 활용한 광통신 터미널을 탑재하는 것이 어렵다. NASA의 TBIRD 사례를 봤을 때, 출력은 1 W(+30 dBm) 정도, 송신 레이저 빔 폭은 100-150 μ rad 정도에 머물 가능성이 높다. 따라서 위성 단에서 우주 광통신의 효율을 개선할 수 있는 여지는 한정되어 있다. 여기서 진행한 실험과 비교해 봤을 때, 레이저 출력은 +7 dB 정도 개선하는 것이 가능하며, 빔 폭에 의한 송신 안테나 이득(gain)은 +5 dB 정도 증가시킬 수 있을 것이다. 총 +12 dB 정도의 이득을 기대할 수 있다.

Table 4. Link power budget of the 20 km experiment [16]

Parameter	Equivalent value [dB or dBm]
Tx laser power (200 mW)	+23.0 dBm
Tx antenna gain (185 μ rad)	+86.7 dB
Tx optics loss (beam splitter)	-1.0 dB
Free space loss (20 km)	-224.2 dB
Atmospheric loss (0.1 dB/km \times 20 km) - Clear weather condition @ 1,550 nm	-2.0 dB
Rx antenna gain (250 mm)	+114.1 dB
Rx loss (beam splitter, secondary mirror, coupling)	-7.5 dB
Rx power in fiber	-10.9 dBm

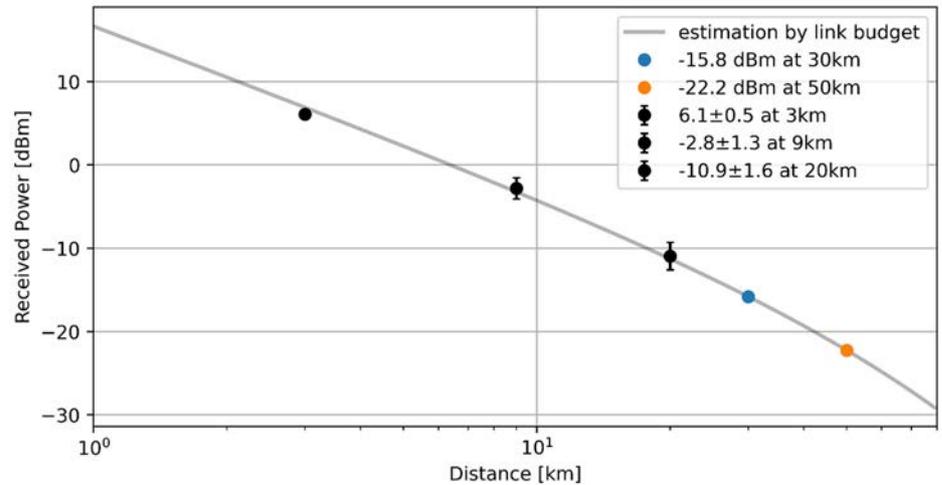


Fig. 11. The received power from the experiments and the estimation for 30, 50 km. The gray line shows the fitting result by the link budget estimation.

따라서 광통신 지상국의 입장에서 극복해야 하는 손실은 약 14 dB 정도라고 예측할 수 있다. 1 m의 구경을 가진 망원경을 활용하면 +12 dB 정도의 이득을 볼 수 있으며, 수신부를 개선하여 약 3 dB 정도의 수신 손실을 개선할 수 있을 것이라 기대하고 있다. 따라서 현 광통신 지상국 시스템의 개선을 통해 1 W의 레이저 출력과 100 μ rad의 빔폭을 가진 위성과 통신하는 것은 어렵지 않을 것으로 기대한다.

5. 결론

이번 실험에서 3, 9, 20 km 거리별로 자유공간 광통신 실험을 하고, 4K HDMI 영상이 끊김 없이 10분 이상 지속됨을 확인하였다. 또한 그 수신 세기를 측정함으로써, 자체 개발한 광통신 터미널과 지상국 시스템의 수신 효율을 정량화 할 수 있었다. 이 결과를 바탕으로 1,000 km 이상의 거리에서 우주와 통신하기 위해 필요한 광통신 지상국의 필요 요건을 찾아낼 수 있었으며, 차후 수신용 망원경의 구경을 1 m로 증가시키고 레이저 수신부를 개선하여 이를 극복할 수 있을 것이라 기대한다. 특히 여기서 개발한 광통신 터미널과 지상국 시스템은 4K HDMI 무손실 영상을 실시간으로 우주로부터 수신하는데 최적화된 기술로 구축된 것이기에, 앞으로의 활용 가능성 또한 높을 것으로 기대된다.

감사의 글

이 논문에 대한 실험의 결과를 얻을 수 있게 지원해주신 ㈜메타스페이스, 한국천문연구원, 보현산천문대 관계자분들께 감사드립니다.

References

1. Willebrand HA, Ghuman BS, Fiber optics without fiber, IEEE Spectr. 38, 40–45 (2001). <https://doi.org/10.1109/6.938713>

2. CCSDS, Optical communications physical layer (2019) [Internet], viewed 2024 Jan 19, available from: <https://public.ccsds.org/Pubs/141x0b1.pdf>
3. Beak KW, Yoon H, Optical communication continues even in space, *Inf. Commun. Mag.* 40, 10-17 (2023).
4. Wilson KE, An overview of the GOLD experiment between the ETS-VI satellite and the table mountain facility, TDA Progress Report, TDA Progress Report 42-124 (1995).
5. Yeo CI, Heo YS, Park SW, Kim KS, Kang HS, Technology trends in space optical communications, *Electron. Telecommun. Res. Inst.* 38, 85-95 (2023). <https://10.22648/ETRI.2023.J.380209>
6. Schieler CM, Riesing KM, Bilyeu BC, Chang JS, Garg AS, et al., On-orbit demonstration of 200-Gbps laser communication downlink from the TBIRD CubeSat, *SPIE Proc.* 12413, 1241302 (2023). <https://doi.org/10.1117/12.2651297>
7. NASA, DSOC laser (2023) [Internet], viewed 2024 Jan 29, available from: <https://www.nasa.gov/directorates/stmd/tech-demo-missions-program/deep-space-optical-communications-dsoc/nasas-tech-demo-streams-first-video-from-deep-space-via-laser/>
8. Tesat-Spacecom GmbH & Co. KG, SCOT20 (CubeLCT) (2021) [Internet], viewed 2024 Jan 26, available from: <https://www.tesat.de/products>
9. Mynaric Inc, CONDOR Mk3 (2023) [Internet], viewed 2024 Jan 19, available from: <https://mynaric.com/products/space/condor-mk3/>
10. Yonsei Technology holdings, Research results (2021) [Internet], viewed 2024 Jan 19, available from: <https://www.ysoholdings.com/ko/tech/result.do?mode=view&articleNo=221>
11. NTIS, CubeSat system development for free-space laser communications (2022) [Internet], viewed 2024 Jan 26, available from: <https://www.ntis.gov/project/pjtInfo.do?pjtid=1711175025>
12. ETRI, FSO transfer system (2020) [Internet], viewed 2024 Jan 26, available from: https://itec.etri.re.kr/itec/sub02/sub02_01_1.do?t_id=7201-2020-01539
13. Song SM, Lim HC, Choi M, Yu Y, Analysis of TipTilt compensation of beam wandering for space laser communication, *J. Astron. Space Sci.* 40, 237-245 (2023). <https://doi.org/10.5140/JASS.2023.40.4.237>
14. Pettersson GM, Perdigues J, Sodnik Z, Unmodified portable telescope for space-to-ground optical links, Proceedings of the 2019 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS), Portland, OR, 14-16 Oct 2019.
15. KMA, Open data (2024) [Internet], viewed 2024 Jan 26, available from: <https://data.kma.go.kr/cmmn/main.do>
16. Kaushal H, Jain VK, Kar S, Free Space Optical Communication (Springer, Berlin, Germany, 2017).

Author Information

김 태 우 twkim@spacebeam.co.kr



충북대학교 천문우주학과에서 2015년 석사 학위를 취득 후 2020년 박사 수료하였다. (주)스페이스빔의 선임연구원으로 재직하고 있으며, 광통신 지상국·터미널 설치 운영을 하고 있다.

박 용 선 yspark@spacebeam.co.kr



서울대학교에서 천문학으로 박사학위를 받았다. 서울대학교에서 1-3 mm 수신대역의 우주전파망원경을 운영하며, 전파기기, 적응광학, 고속광대역 자료획득 및 실시간 처리 분야의 연구를 수행하고 있다.

강 원 석 wskang@spacebeam.co.kr



2011년 서울대학교 물리천문학부에서 박사학위를 취득한 후, 경희대에서 적외선 고분산 분광기 개발에 참여하였다. 2013년부터 2022년까지 국립청소년우주센터에서 광섬유 고분산 분광기 관측 및 연구를 수행하였으며, 2022년부터 (주)스페이스빔에서 광섬유를 이용한 우주 광통신 연구를 수행하고 있다.

김 정 훈 jhkim@spacebeam.co.kr



서울대학교 천문학과에서 학사(1990), 석사(1992), 박사수료(1994)를 하였다. 2006년부터 (주)에이티시스템의 대표, 2022년부터는 (주)스페이스빔의 대표를 겸임하고 있다. 과학기술이 인간에게 이로움을 주는 방법을 찾기 위하여, 레이저를 이용한 우주 광통신, 우주 기상, 우주 탐사 등의 분야에서 연구 개발 및 사업화를 수행하고 있다.

오 상 훈 shoh@spacebeam.co.kr



서울대학교 천문학과에서 2009년 박사학위를 취득했다. 2023년부터 (주)스페이스빔에서 연구소장으로 재직하고 있으며, 우주 광통신을 위한 적응광학 장비를 개발하고 있다



JSTA 투고규정

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

학술지 JSTA 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr



AUTHOR'S CHECKLIST

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

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

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

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

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

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

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

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

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



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

Manuscript Title: _____

COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

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

DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

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

DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

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

Corresponding Author

E-mail: _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

Print name _____ Signature _____ Date _____

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

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

우주기술과 응용 배포기관

1	가스로드	42	솔탑	83	텔레픽스주식회사
2	경희대학교	43	스마트코리아피씨비	84	페리지항공우주
3	공군우주센터	44	스페이스솔루션	85	하이리움산업
4	공군사관학교	45	실텍	86	하이퍼센싱
5	과학기술정보통신부	46	셋트렉아이	87	한국국방연구원
6	과학기술정책연구원	47	아이엠티	88	한국과학기술기획평가원
7	국립외교원	48	아이파이브	89	한국과학기술연구원
8	국립전파연구원	49	알에스피	90	한국과학우주청소년단
9	국립환경과학원	50	에스티아이	91	한국기초과학지원연구원
10	국민대학교	51	엘테크	92	한국마이크로칩테크놀로지
11	국방과학연구소	52	엠아이디	93	한국연구재단
12	국방기술진흥연구소	53	연세대학교	94	한국전기연구원
13	국방기술품질원	54	우성테크	95	한국전자통신연구원
14	국방우주학회	55	우주기술진흥협회	96	한국천문연구원
15	국토지리정보원	56	우주전파센터	97	한국항공우주산업
16	나라스페이스테크놀로지	57	육군본부 정책실(우주/과학기술정책과)	98	한국항공우주연구원
17	네오스펙	58	육군본부 기참부(우주/지휘통신전력과)	99	한국항공정책연구소
18	넥스트폼	59	웨이브온	100	한국해양과학기술원
19	노스롭그루만	60	위성전파감시센터	101	한밭대학교
20	단암시스템즈	61	이노스페이스	102	한양이엔지
21	담스테크	62	이엘엠	103	한컴인스페이스
22	동진커뮤니케이션시스템	63	이오에스	104	한화
23	두시텍	64	인스페이스	105	한화시스템
24	두원중공업	65	인터콤전자	106	한화에어로스페이스
25	드림스페이스월드	66	인하대학교	107	항공대학교
26	디에스테크놀러지	67	저스텍	108	해군본부
27	레볼루띠	68	전략물자관리원	109	해양경찰청
28	레이다앤스페이스	69	전북대학교	110	현대로템
29	롤스로이스	70	제노코	111	현대중공업
30	루미르	71	제이엔티	112	AP 위성
31	마스텍	72	조선대학교	113	Aurora Propulsion Tech.
32	바로텍시너지	73	지솔루션	114	KAIST 인공위성연구소
33	방위사업청	74	지아이이앤에스	115	KT sat
34	부경대학교	75	지오스토리	116	KTL
35	부산대학교	76	카이로스페이스	117	LIG 넥스원
36	부산테크노파크	77	컨텍	118	S&K 항공
37	뷰웍스	78	캠틱종합기술원	119	SM 인스트루먼트
38	비츠로넥스텍	79	컨텍	120	Space K
39	샘트라인터내셔널	80	코리아테스팅	121	Thales Korea
40	서울대학교	81	코마틱코리아		
41	세종대학교	82	큐니온		

우주기술과 응용

제4권 1호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2024년 2월 28일

발 행 인 | 박종욱

편 집 인 | 임형철 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

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

편집·인쇄 | 거목문화사·거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

한국형 위성항법시스템 KPS LIG넥스원이 시작합니다

국방분야 위성항법시스템 개발의 개척자
민/군분야의 위성탑재체 국내개발 선두주자



ICEYE

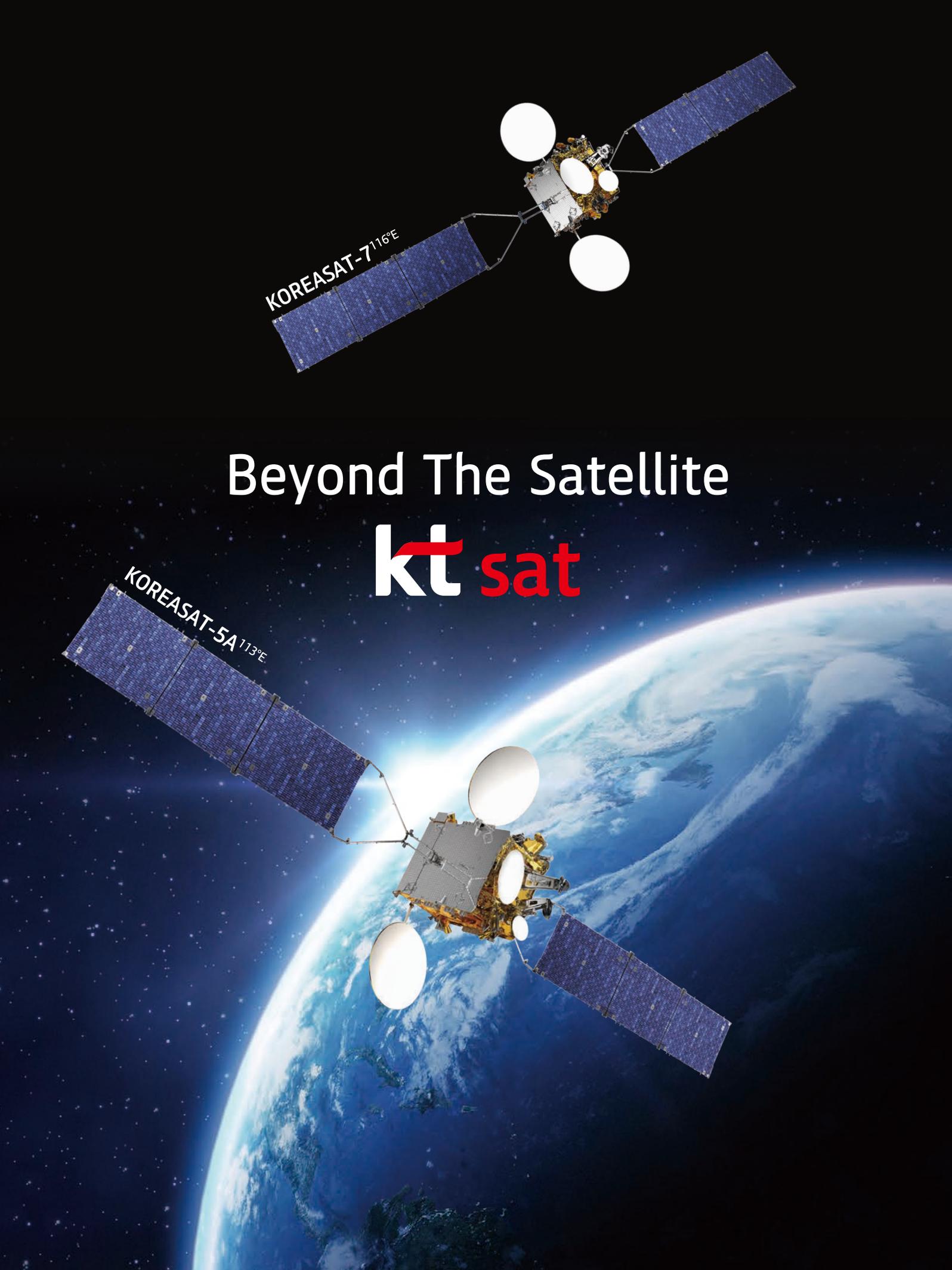
A NEW WAY TO UNDERSTAND EARTH

PERSISTENT MONITORING FROM ICEYE



EXPLORE ICEYE CAPABILITY
WWW.ICEYE.COM





KOREASAT-7^{116°E}

Beyond The Satellite

kt sat

KOREASAT-5A^{113°E}

Best Partner for Satellite Operations

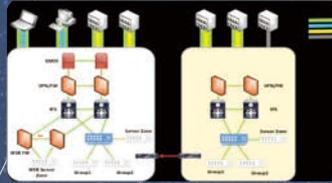
(주)아이옵스는 여러분과 비전을 공유합니다

위성운영 지상시스템 분야의 Total Solution 제공

 위성 지상시스템 운용



 시스템 네트워크 구축 및 유지보수



 인공위성 지상소프트웨어 개발



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

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

3대비전 열린경영 | 도전혁신 | 인재경영

핵심가치  고객만족  전문성  시장선도  윤리경영

대한민국 우주사업의 미래, 우주부품시험센터



우주부품시험센터란?

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

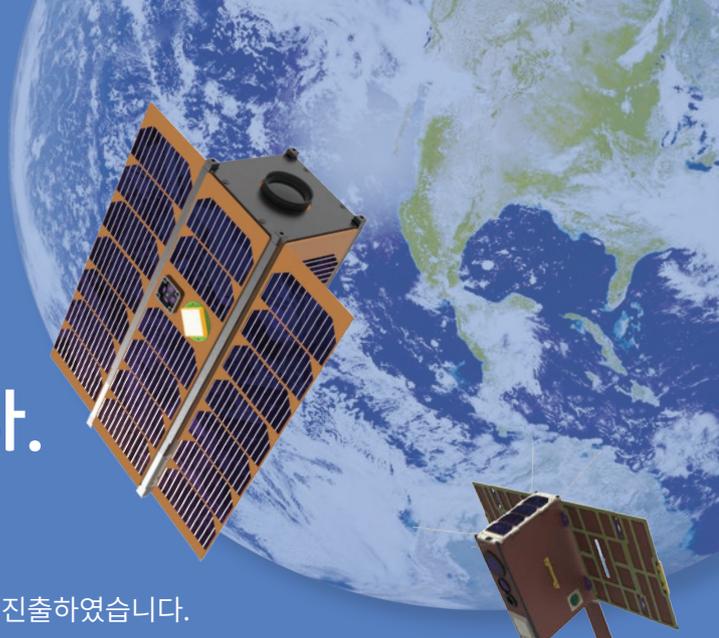
국산 우주개발 부품의 국제 경쟁력 강화
선진국 수준의 기술 확보와 경제효과 달성
지역균형발전 기여와 미래 우주과학 산학연의 중심
대한민국 우주 강국의 꿈을 이루어갑니다.



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

New Space를 위한 인공위성 플랫폼 서비스 솔탑이 만들어 가겠습니다.

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



초소형 위성
설계·제작시험



위성영상수신



실시간 데이터
분석·처리



위성관제



탑재체·위성체
시험 및 분석

SOLESat-01

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

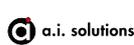


Mission

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

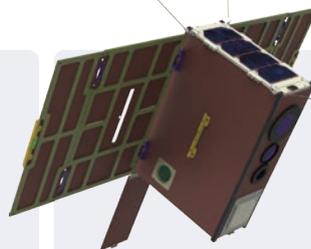
Specifications

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



STEPCubeLab-2

시스템 통합 및 플랫폼 개발
STEP CubeLab-II 조선대학교 STSLab에서 큐브위성 경연대회
사업으로 개발중인 6U 초소형위성입니다.



Mission

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

Specifications

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



보다 가까이

최첨단 기술력으로 선보이는
국내 최초의 초소형 군 정찰위성

가장 높은 곳에서
가장 가까이

디지털 방위산업의 선두주자 **한화시스템**,
미래를 위한 책임감으로
육·해·공·우주를 더 가까이 연결합니다

Smart & Dependable Partner
한화시스템

초소형 SAR 위성
군집운용을 통한
재방문주기 최소화

RESEARCH PAPERS

- 1 **Development of Radar System for Laser Tracking System**
Ki-Pyoung Sung, Hyung-Chul Lim, Man-Soo Choi, Sung-Yeol Yu

- 12 **Control Moment Gyroscope Torque Measurements Using a Kistler Table for Microsatellite Applications**
Goo-Hwan Shin, Hyosang Yoon, Hyeongcheol Kim, Dong-Soo Choi, Jae-Suk Lee, Yeong-Ho Shin, EunJi Lee, Sang-sub Park, Seokju Kang

- 27 **Development Trends of Thermal Control Design and Analysis of Robotic Arm Payload for Spacecraft**
Han-Seop Shin, Hae-Dong Kim

- 48 **Mission-Oriented Conceptual Design of the Cube Satellite CNU Laser Unity Bus (CLUB) for Ground-Space Laser Research**
Seok-Min Song, Ho Sub Song, Chae-Ryeong Kim, Young-In Kang, Yang-Ha Ju, Mansoo Choi, Hyung-Chul Lim, Yu Yi

TECHNICAL PAPERS

- 62 **Analysis of the Effectiveness of Space Object Collision Avoidance through Nano-Satellite Attitude Maneuver**
Jaedong Seong, Okchul Jung, Youeyun Jung, Saehan Song

- 74 **Experiments of Free-Space Optical Communication for Optical Ground Station**
Taewoo Kim, Wonseok Kang, Sang Hoon Oh, Yong-sun Park, Jung-Hoon Kim

