

논문

## 초소형위성 지상 환경 도킹 시험

김해동<sup>1,2+</sup>, 최원섭<sup>2</sup>, 김민기<sup>2</sup>, 김진형<sup>2</sup>, 김기덕<sup>2</sup>, 김지석<sup>1</sup>, 조동현<sup>3</sup>

<sup>1</sup>과학기술연합대학원대학교

<sup>2</sup>한국항공우주연구원

<sup>3</sup>부산대학교

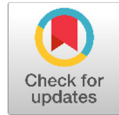
### Ground Test of Docking Phase for Nanosatellite

Hae-Dong Kim<sup>1,2+</sup>, Won-Sub Choi<sup>2</sup>, Min-Ki Kim<sup>2</sup>, Jin-Hyung Kim<sup>2</sup>,  
KiDuck Kim<sup>2</sup>, Ji-Seok Kim<sup>1</sup>, Dong-Hyun Cho<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Department of Aerospace Engineering, University of Science and Technology,  
Daejeon 34113, Korea

<sup>2</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

<sup>3</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan 46241, Korea



Received: March 2, 2021

Revised: March 19, 2021

Accepted: April 19, 2021

\*Corresponding author :

Hae-Dong Kim

Tel : +82-42-860-2812

E-mail : haedkim@kari.re.kr

Copyright © 2021 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Hae-Dong Kim

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

Won-Sub Choi

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

Min-Ki Kim

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

Jin-Hyung Kim

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

KiDuck Kim

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

Ji-Seok Kim

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

Dong-Hyun Cho

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

#### 요약

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

#### Abstract

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

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

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

## 1. 서론

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

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

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

## 2. 시스템 개요

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

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

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

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

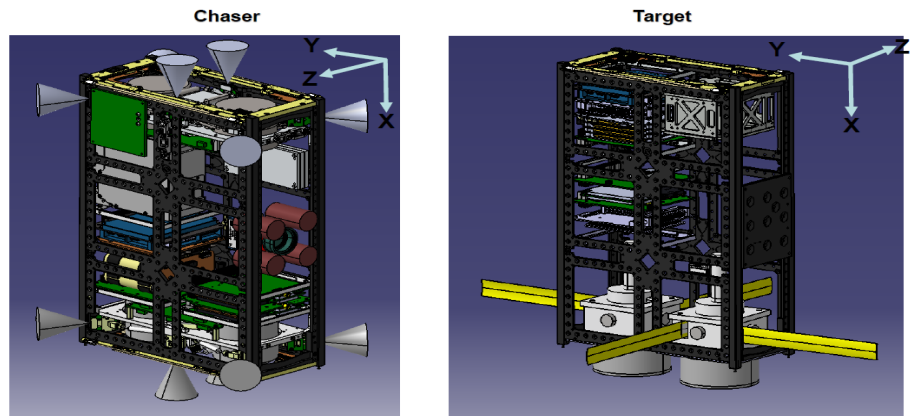


Fig. 1. System configuration of the chaser (left) and target (right).



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

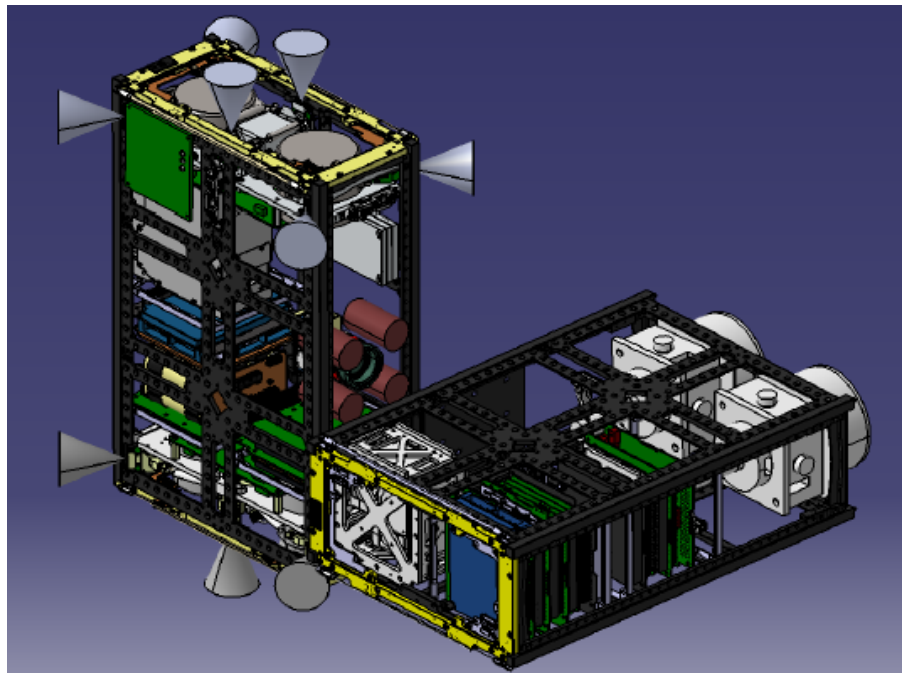


Fig. 3. Final docking phase.

**Table 1.** System major requirement

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

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

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

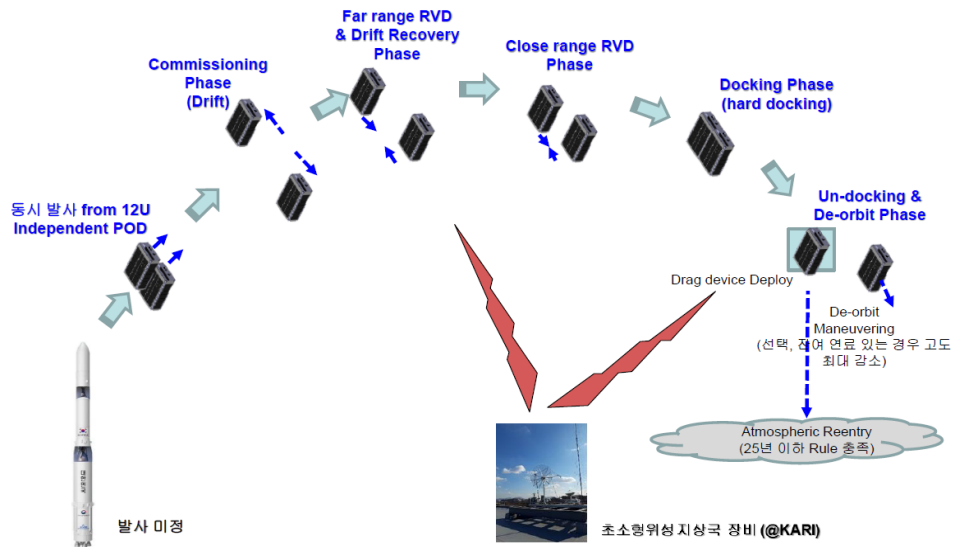


Fig. 4. Mission scenario.

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

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

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

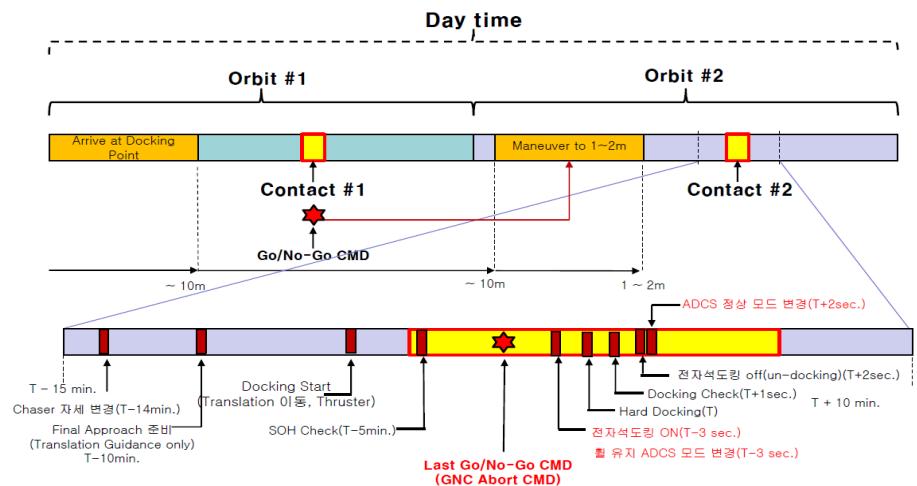


Fig. 5. Pass plan for final docking phase.

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

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

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

### 3. 지상 환경 도킹 시험

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

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



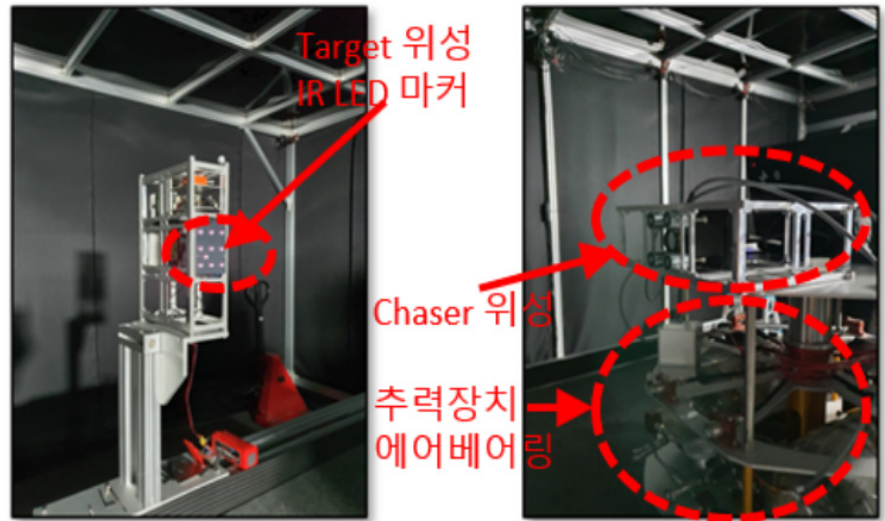


Fig. 6. Test configuration.

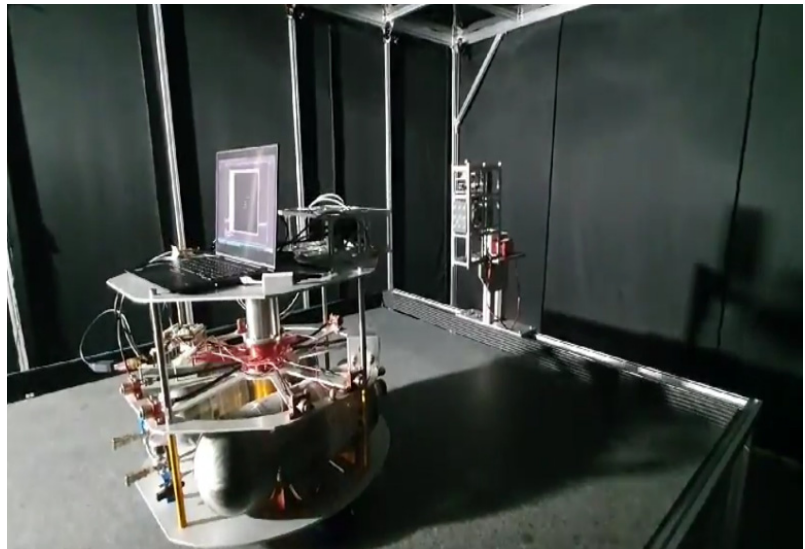


Fig. 7. Air-bearing testbed.

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

본 지상시험 환경에서 사용된 추력기는 실제 체이서에 장착될 GomSpace사의 추력기의

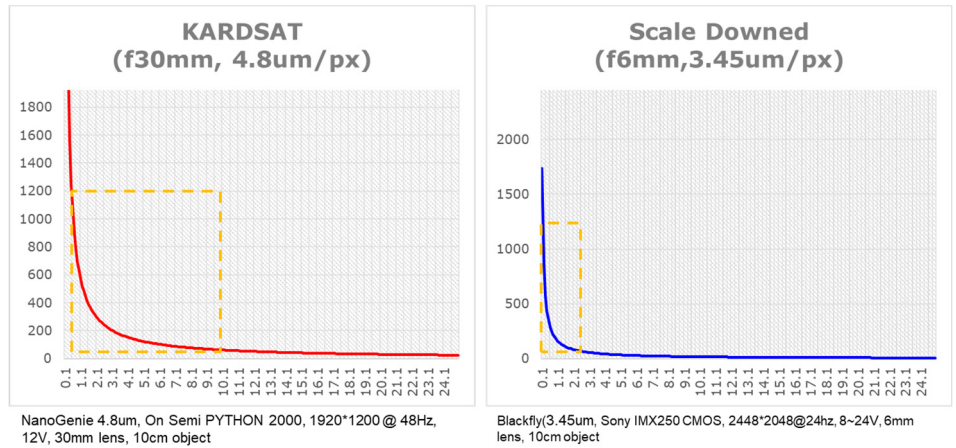


Fig. 8. Visibility comparison between KARDSAT with scale downed environment.

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

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

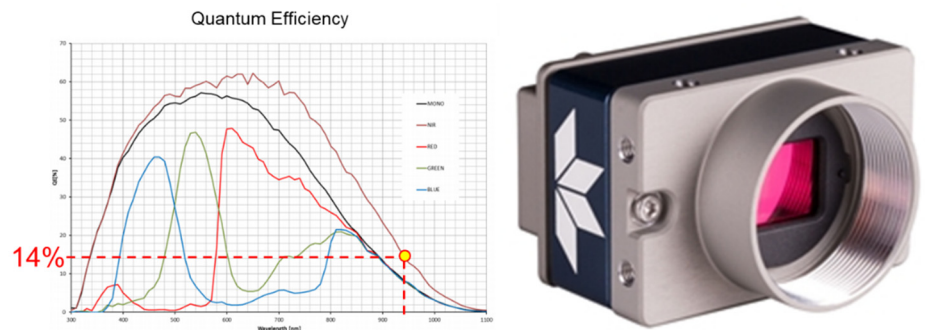


Fig. 9. Quantum efficiency and exterior form of Teledyne Dalsa Genie nano M1930.



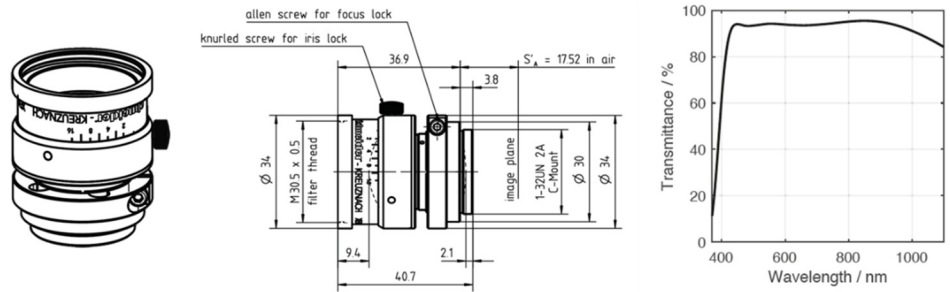


Fig. 10. Xenon-topaz 2.0/30 mm lens.

당 렌즈의 외관과 파장대별 투과율을 보여준다.

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

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

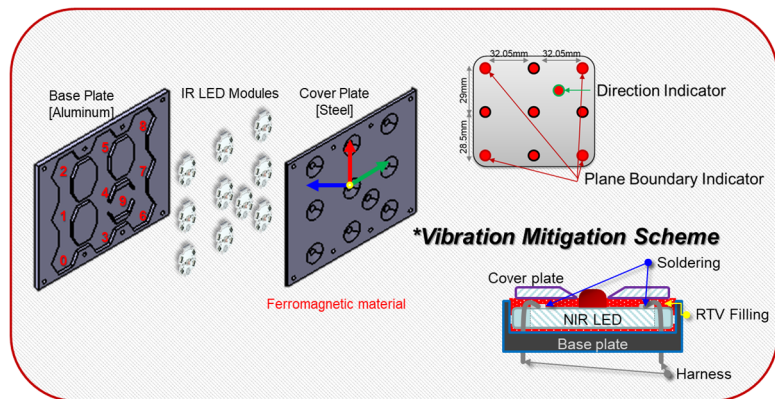


Fig. 11. NIR LED marker schematics.

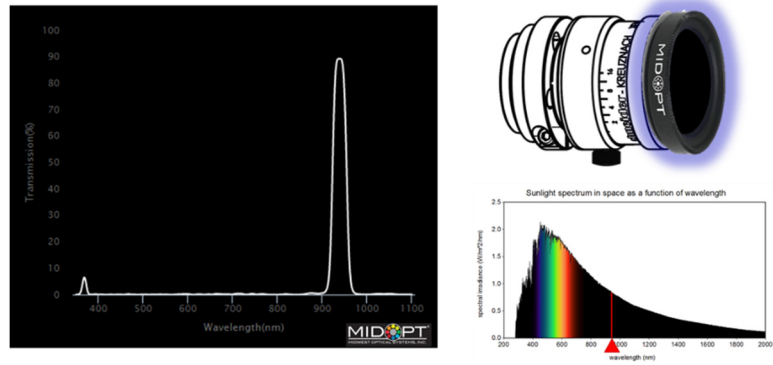


Fig. 12. NIR interference bandpass filter and sunlight spectrum in space.

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

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

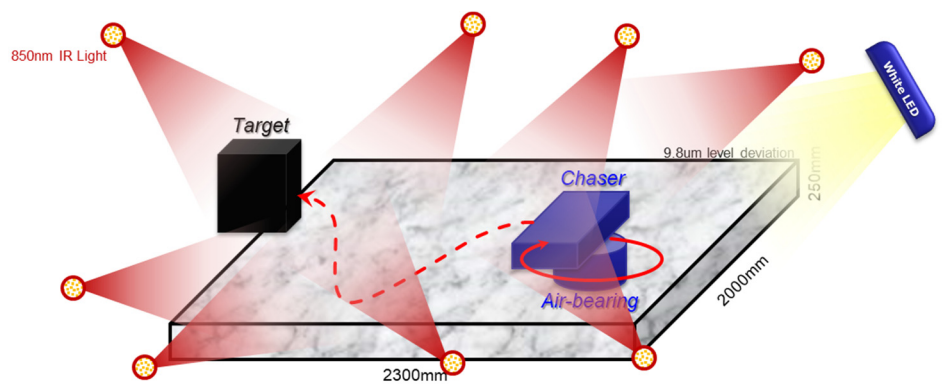


Fig. 13. Ground test facility configuration.

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

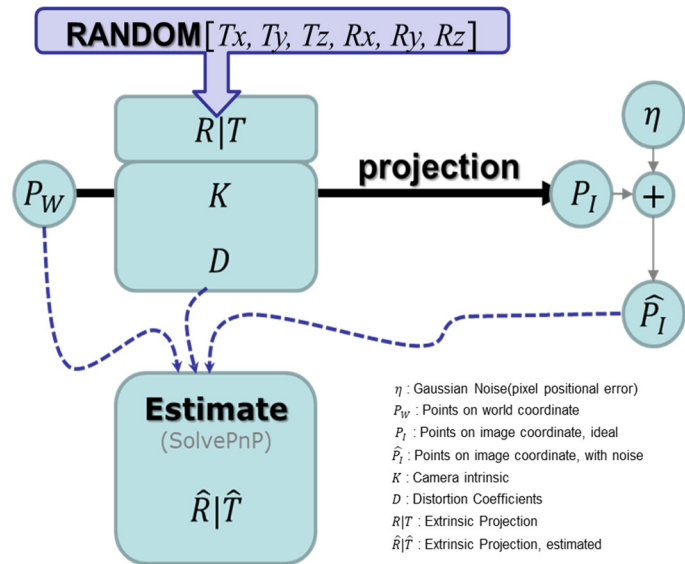


Fig. 14. Monte-Carlo simulation for pose estimation.

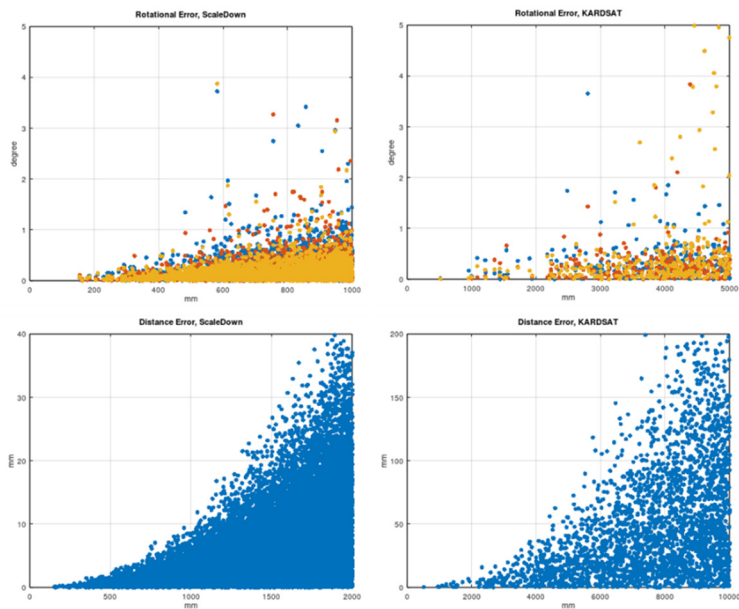


Fig. 15. Error analysis on pose estimation for the original and scale-downed model.

### 4. 시험 결과

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

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

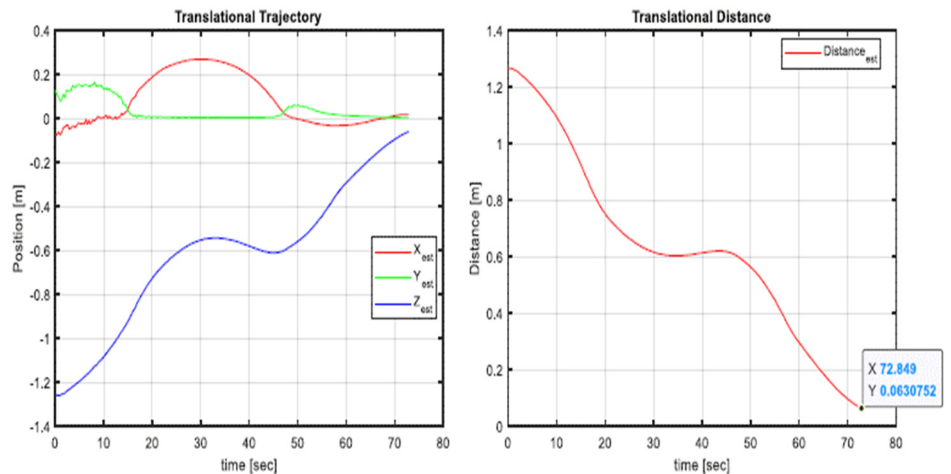


Fig. 16. Relative trajectory and distance between target and chaser.

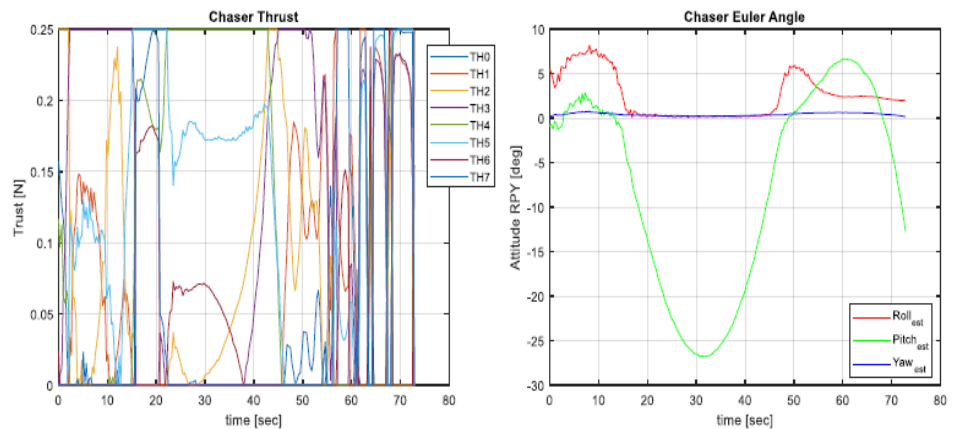


Fig. 17. Chaser thrust and euler angle during docking phase.

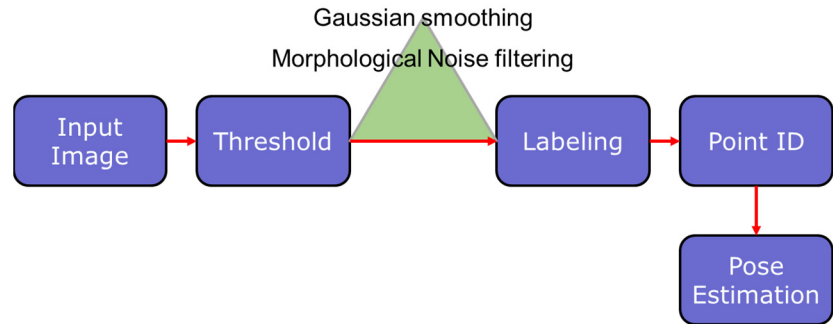


Fig. 18. Flowchart of marker recognition.

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

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

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

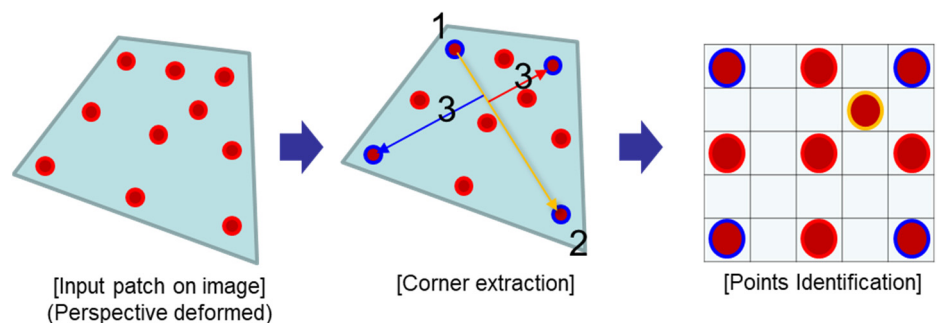


Fig. 19. Marker point identification.



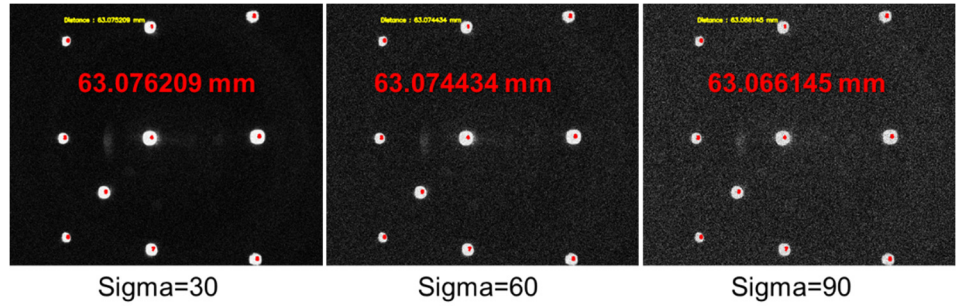


Fig. 20. Performance evaluation by contaminated sensor simulation for real image.

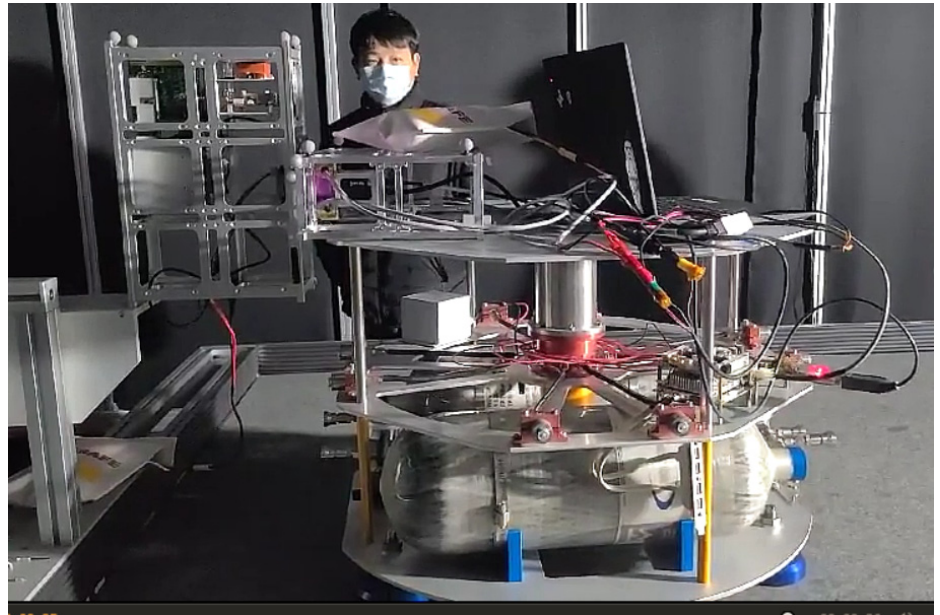


Fig. 21. Success of final docking.

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



## 5. 결론

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

## 감사의 글

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

## References

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

## Author Information

**김해동** haedkim@kari.re.kr



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

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

**김기덕** KiduckKim@kari.re.kr



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

**최원섭** wschoi@kari.re.kr



서울대학교에서 2003년 전자공학 학사, POS-TECH에서 2008년 기계공학 석사학위를 취득하였다. 2004년부터 2009년까지 원익로보틱스, 2010년부터 2013년까지 현대자동차에서 재직하였고, 2014년부터 한국항공우주연구원에 재직 중이다. 우주쓰레기 캡처시스템 지상

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

**김지석** jiskim@kari.re.kr



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

**김민기** mkkim@kari.re.kr



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

**조동현** donghyun.cho@pusan.ac.kr



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

**김진형** jinhkim@kari.re.kr



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