



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 (2025.01.01 - 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	우주항공청		
	박설현	조선대학교		
	서인호	국방과학연구소		
	선종호	경희대학교		
	심은섭	(주)솔탑		
	유광선	KAIST 인공위성연구소		
	이균호	세종대학교		
	이병선	우주항공청		
	이선호	한국항공우주연구원		
	이우경	한국천문연구원		
	이 유	충남대학교		
	이재진	한국천문연구원		
	이주희	한국항공우주연구원		
	이창한	한국항공우주산업		

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



우주기술과 응용 Vol. 5 No. 1 February 2025

연구논문

- 1 GOLD(Global-Scale Observations of the Limb and Disk) 미션의 FUV(Far Ultra Violet) 이미지 캡음과 우주환경 데이터의 비교 연구
이종길, 이대영, 박재홍
- 13 큐브위성 자세제어 시뮬레이터를 위한 에어 베어링 기초 설계
이진우, 박설현
- 23 딥러닝 기반의 CNN(Convolutional Neural Network) 알고리즘을 활용한 별 추적기 인식률 성능 연구
김현승, 현 철, 이호진, 김동건
- 35 미지 우주물체의 궤도 산출을 위한 광학 관측 기반 Streak 영상 획득 운용 기법
현 철, 김동건, 김현승, 박승욱

기술논문

- 47 엔지니어링 최적 설계 및 적용: 다중 위성 및 지상안테나의 영상 임무운영 스케줄링 관점에서
이정현

연구논문

GOLD(Global-Scale Observations of the Limb and Disk) 미션의 FUV(Far Ultra Violet) 이미지 캡음과 우주환경 데이터의 비교 연구

이종길^{1†}, 이대영¹, 박재흥²

¹충북대학교 천문우주학과

²한국천문연구원



Received: January 11, 2025

Revised: January 27, 2025

Accepted: January 29, 2025

†Corresponding author :

Jongkil Lee

Tel : +82-43-261-2312

E-mail : bbelejang@icloud.com

Noise Analysis of Geosynchronous Global-Scale Observations of the Limb and Disk (GOLD) Mission Far Ultra Violet (FUV) Image Data

Jongkil Lee^{1†}, Daeyoung Lee¹, Jaeheung Park²

¹Department of Astronomy&Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

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

Copyright © 2025 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

Jongkil Lee

<https://orcid.org/0009-0002-8627-5576>

Daeyoung Lee

<https://orcid.org/0000-0001-9994-7277>

Jaeheung Park

<https://orcid.org/0000-0002-1272-508X>

요약

현재 수 만대의 상업용 위성이 정지궤도에서 운용되고 발사될 예정에 있으며 고에너지 입자는 이 정지궤도 위성들의 고장이나 오동작을 유발하는 주요인 중 하나로 알려져 있다. 따라서 정지궤도에서의 고에너지 전자 플럭스 예측은 우주 기상 정보의 중요한 부분을 차지하게 되었다. GOLD(global-scale observations of the limb and disk) 미션의 FUV(far ultra violet) 관측기는 입자 플럭스를 관측하기 위한 방사선대 관측 용도는 아니지만, 2018년 10월에 정지궤도에 안착하여 지금까지 전리권-열권의 관측 이미지를 제공하고 있으며, 특히 이전 연구를 통해 노이즈에서 고에너지 입자 플럭스를 유추할 수 있음을 SOHO 이미지 분석 결과를 통해 알 수 있었다. 이를 이용하여 관측된 이미지 노이즈를 머신러닝 알고리즘이나 AI(artificial intelligence) 기법에 입력하여 전자 플럭스를 유추할 수 있게 되면, 상업적인 목적으로 발사된 기존 여러 위성에서 획득한 이미지(예: 기상 이미지)도 유사한 관계식에 입력하여 우주과학 자료 산출에 응용할 수 있을 것이다. 특히 이미 수집된 태양 이미지나 운영 중인 여러 상업 위성의 이미지를 이용할 수 있다면, 기존의 과학위성(예: 미국의 GOES, 한국의 KSEM)이 커버하지 못하는 여러 위치의 에너지 관측치를 얻을 수 있게 된다(예: 아프리카 상공 등). 이는 기존에 널리 쓰이지 않던 새로운 이미지 데이터 활용법이며, 위성자료의 활용성 극대화에 기여할 여지가 있다.

Abstract

Currently, tens of thousands of commercial satellites are operating and planned for launch in geostationary orbit. High-energy particles are known to be a major cause of failures or malfunctions in these satellites. Therefore, predicting high-energy electron flux in geostationary orbit has become an important part of space weather information. While the global-scale observations of the limb and disk (GOLD) mission far ultra violet (FUV) instrument is not designed for radiation belt observations to measure particle flux, it has been providing observational images of the ionosphere and thermosphere since it reached geostationary

orbit in October 2018. In particular, previous studies have shown that high-energy particle flux can be inferred from noise in the images, as demonstrated through SOHO image analysis. By inputting the observed image noise into machine learning algorithms or artificial intelligence (AI) techniques, it becomes possible to estimate electron flux. This can then be applied to derive space science data from images (e.g., weather images) acquired by various existing satellites launched for commercial purposes. In particular, if we can utilize already collected solar images or images from various commercial satellites in operation, we can obtain energy measurements at various locations that existing scientific satellites (e.g., US's GOES, Korea's KSEM) cannot cover (e.g., over Africa). This is a new method of utilizing previously underutilized image data and has the potential to maximize the usability of satellite data.

핵심어: 우주환경, 정지궤도위성, 노이즈분석

Keywords: space weather, GEO-orbit, noise analysis

1. 서론

대한민국은 우주 시대의 개막과 함께 우주청을 설립하고 다양한 우주 사업을 추진하고 있다. 과거 정부 주도 사업들이 민간으로 이양되면서, 2022년 발사된 초소형 군집위성 SNIPE의 성공적인 임무 수행과 더불어, 2024년에는 40기 이상의 초소형 위성 발사가 계획되어 있다. 이처럼 지구 주변에는 수많은 위성이 활동 중이며, 민간 기업들의 위성 발사 계획 또한 수천 기에 달한다. 위성들은 각 목적에 따라 정지 궤도, 천이 궤도, 저궤도 등 다양한 궤도에서 운영되며, MAG, LP, 입자 검출기, FUV-EUV(far ultra violet-extreme ultra violet) 센서, 광학 카메라, GPS, 스타 트래커 등의 탑재체로 데이터를 생성하고 여러 파장대를 사용하여 준실시간 또는 지정된 시간에 지상국과 데이터 송수신을 한다.

정부 주도의 위성은 주로 기상 관측을 목적으로 하며, 부가적으로 우주 환경 관측 탑재체를 운용 중이다. 생성된 이미지는 대부분 한반도 영공 및 영해를 촬영하며, 일반인도 요청 시 다운로드 가능하다. 군사 목적의 위성은 주로 군 통신 및 작전 수행을 위한 이미지 촬영에 활용된다. 상업용 초소형 위성은 전 지구적 통신 서비스, 농경/산림/환경 관측, 네비게이션 등 다양한 목적을 위해 운영되며, 촬영된 이미지는 지상국에서 취합 및 가공되어 관련 기관이나 사업자에게 제공되고 있다.

위성 운용에 있어 중요한 점은 우주 환경의 영향을 최소화하는 것이다. SEE, SEU, SEP 등의 방사선 영향은 위성 회로의 오작동이나 파괴를 초래할 수 있으므로, 설딩 강화 또는 시스템 일시 정지 등의 대비책이 필요하다. 따라서 우주 환경 관측 위성 데이터를 활용하여 우주 날씨를 예측하고, 위성 운영에 미치는 영향을 분석하는 연구가 활발히 진행되고 있다. 연구자의 이전 연구에서는 Van Allen Probe 위성 데이터를 통해 에너지 전이 과정을 분석하고, 우주 환경 지수 예측 알고리즘을 개발하여 우주 환경 메커니즘을 규명하였다. 특히, 1 MeV 양성자 에너지가 주변 낮은 에너지 대역으로 전파되는 현상을 확인했다[1].

본 연구의 필요성은 다음 두 가지로 요약된다. 첫째, 과학 위성이 아닌 상업 위성에서도 노이즈 추출을 통해 목적 외 데이터를 확보할 수 있음을 보여준다. 이는 과학 위성에도 적용 가능하며, 미션 목표 외 부가적인 데이터 생산 가능성을 시사한다. 둘째, 위성 운영에 악영향을 미치는 우주 환경 지수를 예측하여 위성 보호를 위한 사전 대비책 마련에 기여할 수 있다. 급

격한 우주 환경 변화로 인해 위성 운영에 차질이 생기거나 작동이 중단되는 사례가 발생하고 있기 때문이다.

2. 위성 및 데이터

Fig. 1에서 볼 수 있듯이 GOLD(global-scale observations of the limb and disk) 미션의 탑재체는 두 개의 FUV 이미지 센서를 탑재한 정지 궤도 위성으로, 지구 전리층 변화 관측을 목적으로 한다. 그러므로 위성의 목표를 위해서 관측기는 지구를 향하고 있으며 GOES 위성 과 같이 정지궤도에서 2018년 초 발사 이후 현재까지 약 16시간의 낮 관측 데이터를 생성한다. GOLD 미션의 홈페이지에서 원하는 기간의 데이터를 간단히 선택하여 압축파일로 다운로드할 수 있다. L1D 데이터는 요청 시점으로부터 약 3주 전까지 제공되며, 전리층 관측 목적상 태양 빛이 없는 밤 시간대에는 이미지 관측을 수행하지 않는다. 대신 밤 시간 동안 지상국과 통신하여 데이터 전송 및 운용 명령 수신이 이루어진다.

L1D 이미지는 남반구와 북반구를 20분 간격으로 스캔하여 하나의 이미지로 생성하며, 시간당 약 4개, 하루 평균 68개의 이미지를 생성한다. 관측 빈도는 미션 목표에 따라 변동될 수 있고, 일반적으로 06:00부터 22:00 사이의 이미지 데이터를 얻을 수 있다. 연구 초기에는 하루 64개의 이미지가 생성되었으며, 이는 14시간 동안 시간당 4개의 이미지가 생성됨을 의미하고 있다. 그러나 2021년 9월 6일부터는 하루 40-44개, 2022년 1월 11일 이후에는 24개 이하로 감소했으며, 2023년에는 하루 12개의 이미지만 제공 중이다. 따라서 초기 연구에서 사용된 시간 간격에 맞춰 데이터 보간(interpolation)을 고려해야 할 수 있다.

1975년 10월, 미국 NOAA는 최초의 정지 궤도 기상 관측 위성을 발사했으며, 현재는 18 번째 위성인 GOES-18이 임무를 수행 중에 있다. 정지 궤도 위성은 지구 자전 속도와 동일한 속도로 공전하며 지구를 지속적으로 관측하므로 기상 위성에 적합하다고 본다. 본 연구에서는 GOLD 미션의 SES-14 위성과 동일한 시기인 2018년부터 운영된 GOES-17 데이터를 주로 활용하며, 2023년 7월 이후 GOES-18 데이터도 일부 포함하였다. SES-14 위성 노이즈와의 비교를 위해 GOES 위성의 다양한 관측기 중 MPS-HI 관측기의 전자 및 양성자 데이터를 사용했다.

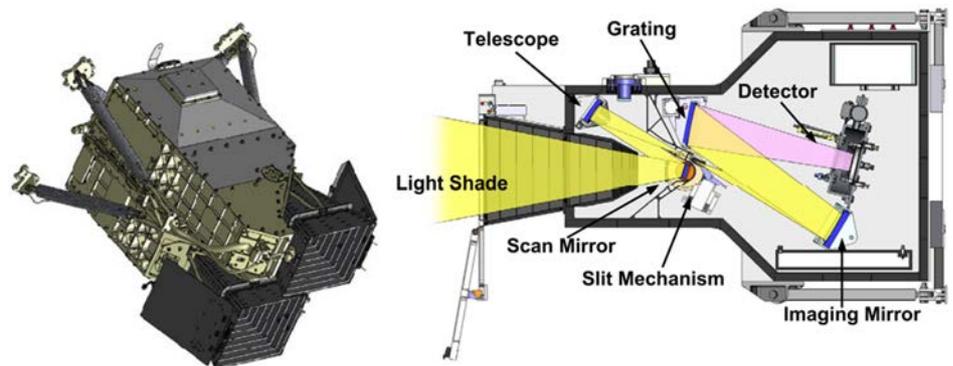


Fig. 1. Global-scale observations of the limb and disk (GOLD) mission 2 channel far ultra violet (FUV) image and FUV imager detailed image [2].

3. 방법론 및 데이터

유사 연구로는 오수연 교수의 SOHO 이미지 노이즈 검출 및 데이터 비교 논문이 있다(Fig. 2). 해당 연구에서는 GOES 고에너지 그룹 데이터와의 상관관계를 분석했으며, 태양 마스크의 효과가 미미하여 마스크를 사용하지 않은 이미지를 활용했다. 그러나 SES-14 위성은 지구를 관측하며 노이즈 형태가 SOHO와 다르므로, 마스크를 적용하는 방식을 채택했다. 연구 결과, 태양의 CME와 같은 이벤트 발생 시 이미지 센서에 검출되는 노이즈가 증가했으며, GOES 데이터와의 비교를 통해 상관관계를 확인했다. 하지만 완벽하게 일치하지는 않고 경향성만 나타났다.

본 연구에서는 2019년부터 2023년까지의 SES-14 L1D 데이터를 분석하여 지구를 제외한 영역에서 노이즈를 추출했다. SES-14 위성의 FUV 이미지는 135.6 nm 및 149.3 nm 파장으로 측정되며, 육안 및 이미지 분석을 통해 차이점을 식별할 수 있다. 두 파장대 관측을 통해 전리층 F 영역과 E 영역의 전자 밀도를 측정하여, 무선 통신 및 GPS 항법 등에 영향을 미치는 전리층 변화를 예측하고 대응하는 데 기여하고 있다. 지구 내부 이미지는 전리층 변화에 따라 노이즈 요소가 많고 변화 폭이 크기 때문에, 지구를 마스크하고 나머지 영역을 분석했다. SOHO 이미지와 달리 SES-14 FUV 이미지는 사이즈도 작고 노이즈 변화도 크지 않아 마스크가 필수적이다.

초기 연구에서는 하나의 파장대 이미지를 선택하여 남반구와 북반구 이미지를 합쳐 온전한 지구 형태를 만든 후, 원형 마스크를 적용했다. 그러나 이미지 부재 또는 오류로 인해 처리 결과에 빈 공간이 발생하는 문제가 있었다. 따라서 최대한 많은 데이터를 처리하기 위해 이미지 합치기 단계를 제거하고, 시간 순으로 정렬하여 남/북반구 및 파장대별로 마스크를 적용했다.

초반의 마스크 적용을 위해서는 이미지 합치기, 원 검출, LIM제거, 전리층 제거 등의 복잡한 과정을 거쳤다. 그러나 연구의 오류를 발견한 이후 원을 합치는 과정은 삭제되었지만 두 가지 케이스(남/북반구)와 파장대 추가로 인해 복잡도가 4배 증가했다. 512 × 512 이미지에서 지구 반구 면적을 제외한 나머지 영역만 노이즈 추출에 사용 가능하며, 이는 전체 픽셀의 약 48%에 해당한다.

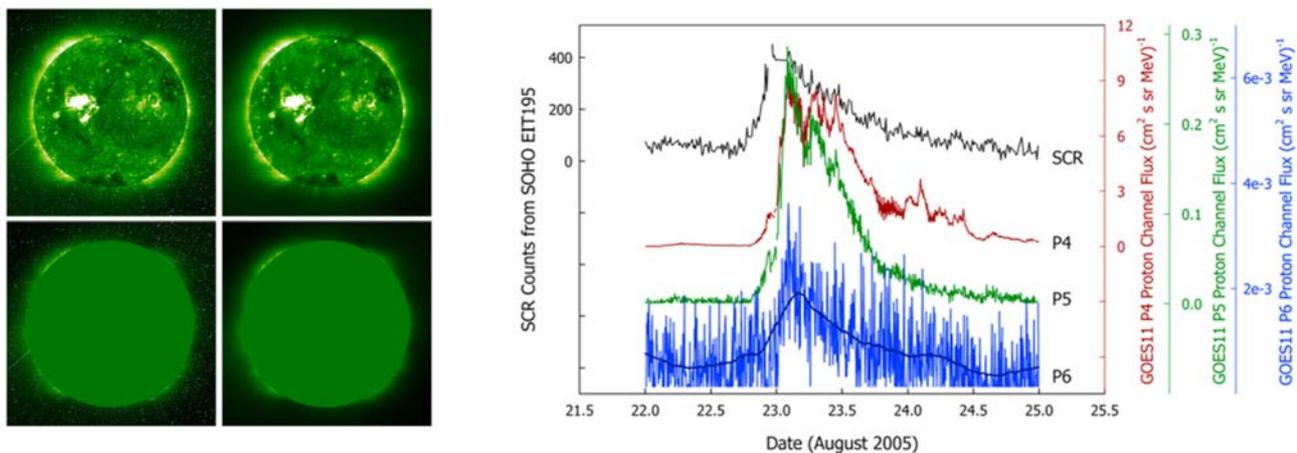


Fig. 2. Expected number of cosmic rays affected by the SPE on August 23, 2005 and GOES 11 P4, P5, P6 profile [3].

직접적인 비교를 위해 정지궤도 위성인 GOES 데이터를 사용하였으며 그 중에서도 전자와 양성자 데이터를 선정했다. GOES-13까지는 integral flux로 < 0.8 MeV와 < 2.0 MeV를 제공하였지만 시간이 지나며 18번까지 교체된 위성의 데이터는 differential flux를 제공하고 있다. 근처에서 관측되는 여러 우주 데이터 중에서도 선행 연구가 많고 연속되는 위성으로 약 50년 간의 방대한 데이터가 쌓여 있으며 다방면에서 직접 관측이 가능하기 때문이다. 밑에서 상세하게 설명을 하겠지만 원 데이터에서 5가지 입사각을 평균하였으며 differential 10개로 나뉜 채널에서 마지막 3개 채널을 더해 1.5 MeV 이상 에너지 대역 데이터를 사용했다.

4. 알고리즘

FUV 관측기는 전리층 변화만 관측한다는 초기 가정 하에 연구를 진행했으나, 단일 이미지 분석 과정에서 오류를 발견하여 최소 두 개의 채널을 이용하는 것으로 변경되어 왔다. 또한 하나의 파장대만 분석하던 기존 방법에서 벗어나, 여러 파장대까지 함께 분석하여 노이즈를 식별하고 제거하는 방식으로 개선했다. SES-14 위성의 다중 파장대 관측의 이유로는 각 파장대는 서로 다른 성분을 관측할 수 있다. 예를 들어, 산소와 수소는 낮은 파장대에서 관측된다. SES-14 위성의 FUV 탑재체에 대한 우주 환경 테스트 결과를 찾으면 우주환경에 대한 입자 테스트한 결과를 참고하여 연구에 활용하려 하였지만 그 결과를 찾지 못하여 이미지 센서의 일반적인 특성을 기술했다[4].

추출된 데이터는 미국 상공의 정지 궤도 위성 GOES-17, 18의 전자 및 양성자 데이터와 비교했다. SES-14 위성에서 관측되는 입자는 지구에 트랩된 것으로 가정하여 동일 고도 위성 데이터를 활용했다. 지구 자기장에 포획된 입자는 자기력선을 따라 gyration, bounce, drift 운동을 하며 수 시간에서 수일간 머무르는데[5], 보통 이러한 변화는 정지 궤도 위성에서 주로 관측되며 태양 CME 활동의 영향을 크게 받는다[6].

동일한 정지 궤도상에 위치한 두 위성은 약 60도의 경도 차이를 가집니다. 전자와 양성자는 지구 자기력선에 트랩되어 bounce motion을 통해 지구 주위를 공전하며, 양성자는 시계 방향, 전자는 반시계 방향으로 움직인다(Fig. 3). 따라서 SES-14에서 먼저 관측된 양성자는 약 1시간의 local time 이후 GOES에서 관측될 것으로 예상했다. 전자는 반대 방향으로 운동하므로 local time 영향이 반대로 나타날 것으로 기대했다. 동일 시간대의 local time 영향을 통해 세 위성 간의 상관관계를 분석하고자 했다. 그림에서 보이는 것처럼 정지궤도 위성인 GOES-18은 2023년부터 데이터를 수집하므로 SES-14 위성과는 약 90도의 간격 차이가 있고, 2019년부터 2022년까지 기간의 GOES-17는 약 60도 차이로 위치 변화는 없다.

여러 날의 이벤트 데이터 분석 결과, GOES 위성에서는 양성자 변화가 먼저 감지되고 이후 전자 및 GNC(GOLD noise count) 변화가 나타났다. GNC는 15분 간격으로 이미지가 생성되므로 5분 간격 GOES 데이터와의 1:1 직접적인 비교는 어렵다. 예상했던 1시간의 local time 영향은[7] GOES 위성의 지구 반대방향으로 향한 데이터와 SES-14 위성의 지구 관측 방향 차이로 인해 명확히 드러나지 않았다. 정확한 비교를 위해서는 지구 방향 입자 검출이 필요하지만, 현재는 관측 자료가 있는 E3과 E5의 전자 평균, P1과 P3의 양성자 평균을 통해 bounce 및 drift 운동하는 입자를 GNC와 비교 분석했다(Fig. 4).

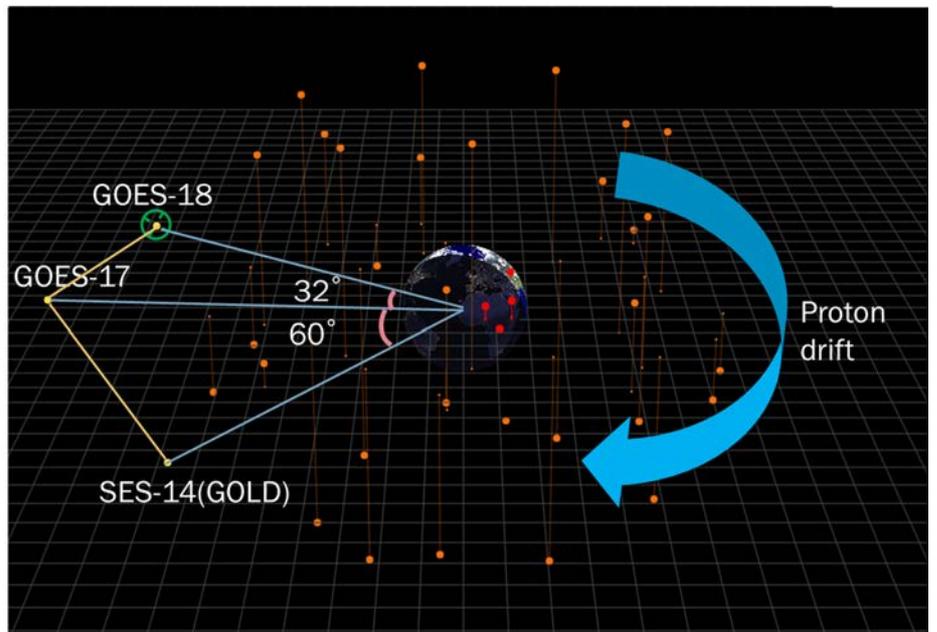


Fig. 3. SES-14 and GOES satellites: positional differences and earth-orbiting particles

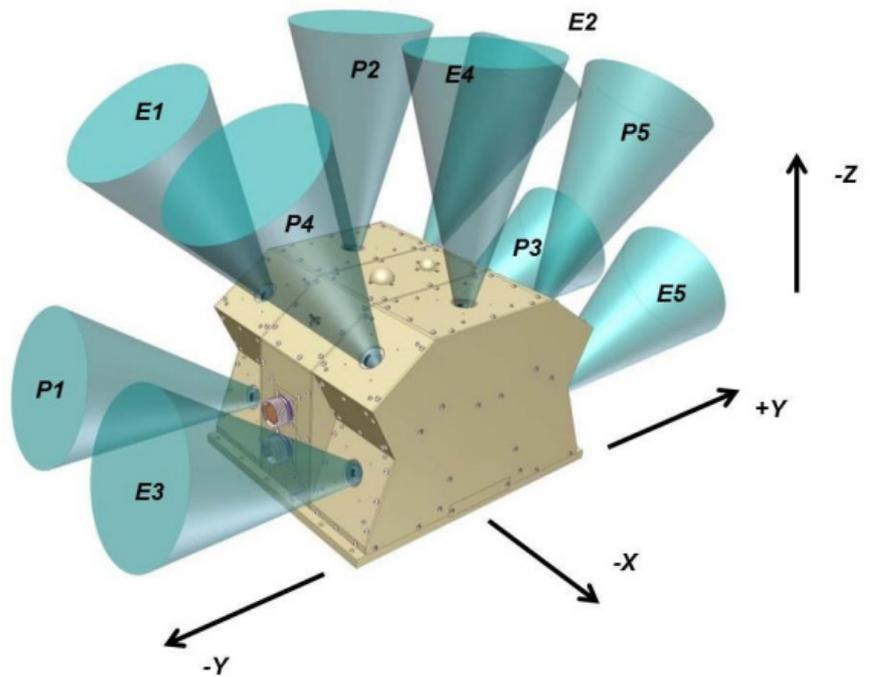


Fig. 4. Fields of view of the 5 electron telescopes (E1–E5) and the 5 proton telescope (P1–P5) [8].

다음에서 실제 노이즈를 판별하기 위한 과정을 모듈별로 기술하였고, 마스크 처리 방법, 예외 처리, 재처리 시 흑백 변환 및 유사도 평가 과정을 기술하였다.

- Half_mask: 원하는 기간의 모든 이미지를 확인하여 남/북반구에 해당하는 두 파장대 이미지에 마스크를 적용하고 'temp' 폴더에 저장한다. 존재하지 않는 파일에 대한 예외 처리를

수행하고 다음 함수로 전달한다. 마스크를 적용하는 이유는 첫째, 지구 내부 이미지는 전리층 변화로 인해 불규칙하고 노이즈 요소가 많기 때문이다. 둘째, 다음 단계인 'compare'에서 파장대 간 불필요한 비교 영역을 제거하여 예외 상황을 방지하기 위함이다.

- `mask_comp`: 마스크된 이미지를 불러와 그레이 스케일로 변환하고, 두 파장대 이미지의 차이를 분석하여 노이즈로 판별되는 부분을 수치화하여 저장한다. 노이즈 판별을 위해 마스크되지 않은 영역 전체를 비교하고, 별처럼 보이는 큰 노이즈는 제외한다. 별처럼 보이는 노이즈는 여러 케이스들을 분석하여 `threshold`를 정하였고, 결과적으로 큰 노이즈이며 두 파장대의 동일 위치에서 반복적으로 나타나는 것을 제외한다.
- `call_goes`: GOES 공식 사이트에서 `url`을 체크하여 원하는 시간대의 파일 존재 여부를 확인하고 다운로드한다. 다운로드된 NetCDF 파일을 읽고 위성 시간을 UT로 변환하며, 원하는 에너지 대역 및 시간대 데이터를 텍스트 파일로 변환하여 5분 간격으로 저장한다.
- `double_plot`: 동일 시간대의 GNC 및 GOES 값을 불러와 상관관계를 계산하고, 수치 및 그래프로 표시한다. 상관관계 분석을 위해서는 동일 크기 및 시간대의 데이터가 필요하며, 이를 위해 원본 데이터를 하나의 DataFrame으로 병합한다. 1년 치 데이터뿐만 아니라 원하는 기간의 데이터도 표시 가능하도록 처리를 했다.

모든 함수에는 예외 처리 기능을 구현하여, 데이터 부재 또는 파일 오류 발생 시 사용자에게 알리고 해당 시간을 건너뛰어 프로그램을 종료 시점까지 실행하도록 구성했다. 그 결과 아래 그림과(Fig. 5) 같이 걸러진 결과물이 보여지고 있으며 노란색원으로 표시된 것은 별, 빨간색 원은 GNC로 판단된 상태이다.

5. 결과

아래 그래프 Fig. 6는 2019년부터 2023년까지 5년간 GNC와 GOES 전자 및 양성자 데이터

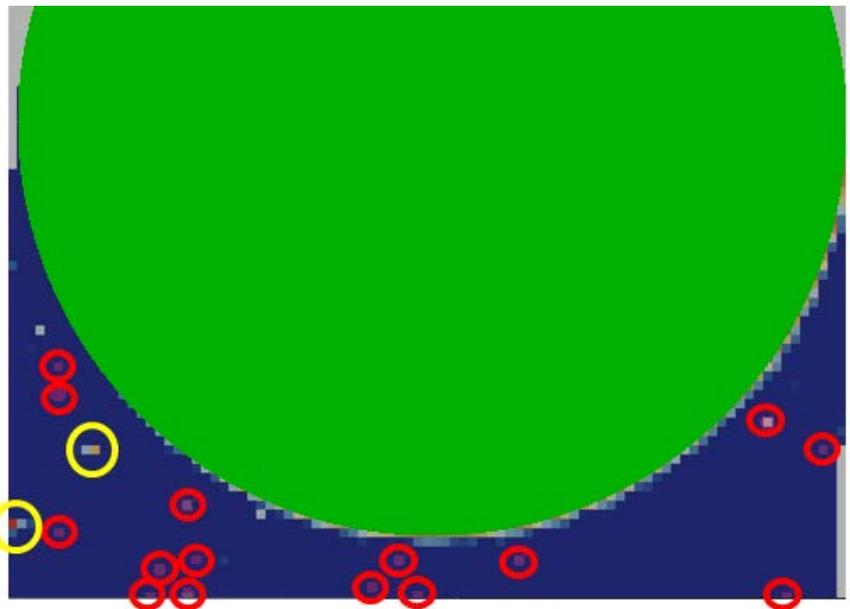


Fig. 5. Image of SES-14 masked and identified GNC except star. GNC, GOLD noise count; GOLD, global-scale observations of the limb and disk.

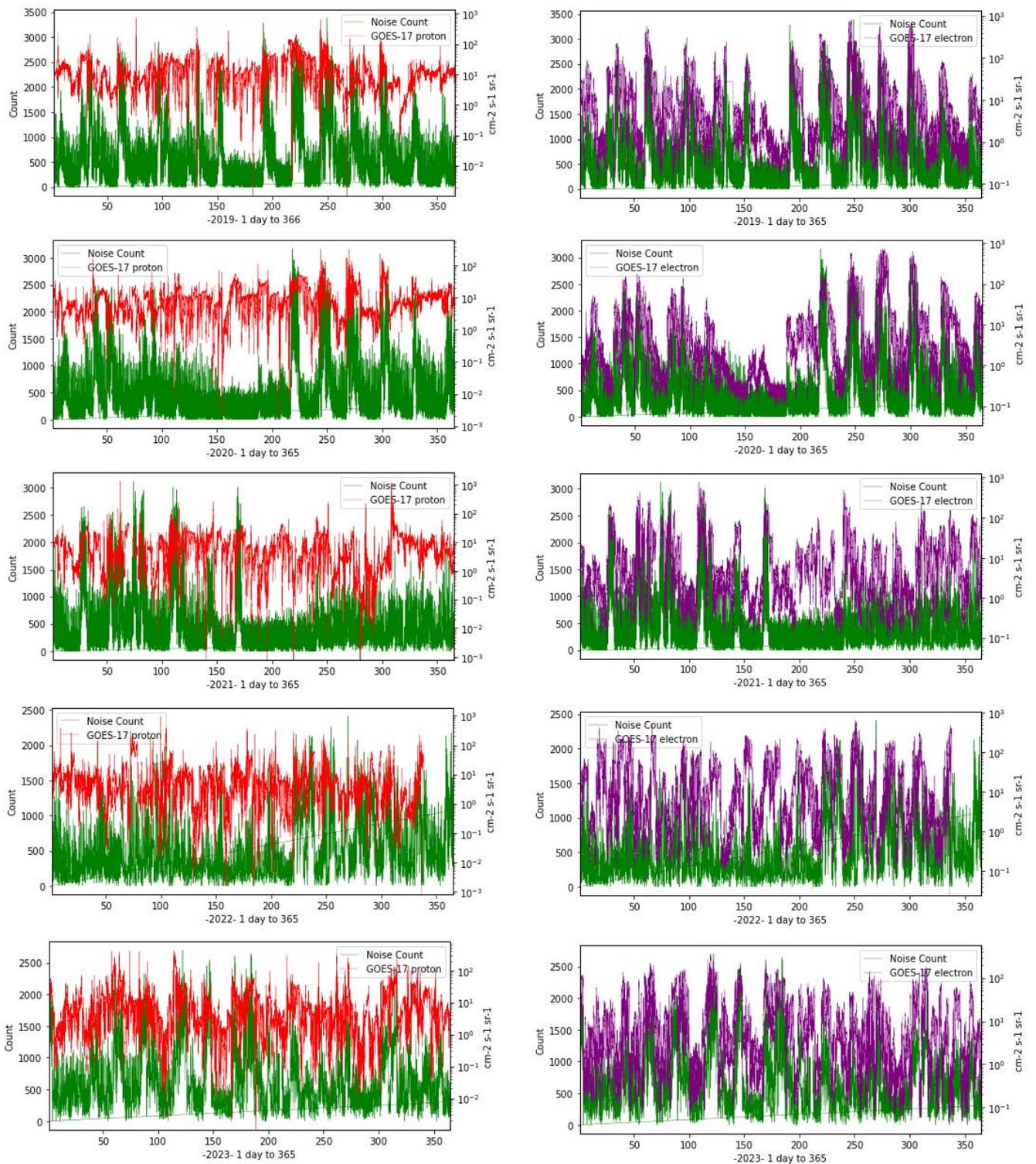


Fig. 6. Graph comparing GOES electron and noise counts over 5 years.

를 단순 비교한 결과이다. 좌측의 붉은색은 양성자 우측의 보라색은 전자로 여러 채널 중 입사각이 0도인 자료를 단순 비교하였고 GOES 위성의 전자와 양성자 데이터는 로그 스케일, GNC는 십진수로 표현되었지만, 전체적인 경향은 유사하게 나타난다. 특히 Noise count가 2,000개 이상인 영역은 GOES 데이터가 동반 상승하는 경향이 뚜렷한 구간으로, 특히 전자

데이터와의 강한 상관관계를 보여주고 있다. 이를 연간 10개 이내로 추출하여 상관관계를 분석하면 다음과 같다.

연차별 단순 상관관계 분석 결과는 0.24에서 0.35 사이의 값을 나타내지만, 이벤트 발생 시점만을 비교하면 Fig. 7과 같다. GOES 및 GNC 데이터 모두 하루 내 큰 변동폭을 보이는 이유는 일별 변화(daily variation) 때문이다. 위 그림은 8일간의 데이터로써 하루 평균 또는 변동폭을 제거한 값으로 비교하면 GOES 값은 천천히 감소하는 반면, GNC 값은 변화 속도가 더 빠른 것으로 보인다. 반대로 값이 상승하는 경우에는 두 데이터 모두 유사한 경향을 보인다. 동일 기간 양성자 데이터와의 비교에서는 변동폭이 감소하여 비교가 용이하지만, 상관관계는 절반으로 감소하고 변화 폭도 작다.

조용한 우주 환경 시기의 GNC는 GOES 데이터와 거의 동일한 경향을 보이며, 이벤트 발생 시에는 상관관계가 더욱 뚜렷해진다. 그러나 전체적인 상관관계는 낮게 나타나는데, 이는 노이즈 또한 daily variation과 유사하게 GNC가 500개 이하의 띠 형태를 보이기 때문이다 (Fig. 8). 이벤트 발생 여부와 관계없이 고정적으로 발생하는 500개의 노이즈를 제거하면 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다(Fig. 9).

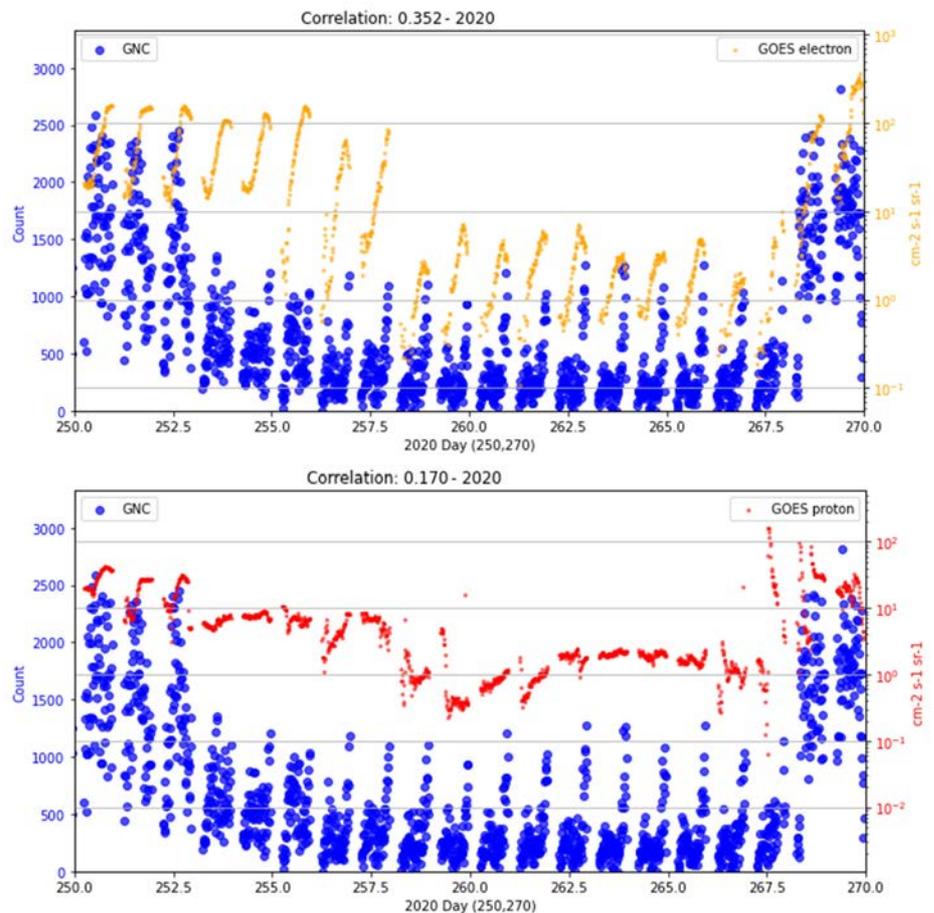


Fig. 7. Event correlation 2020: GNC and GOES electron (yellow), proton (red) data. GNC, GOLD noise count; GOLD, global-scale observations of the limb and disk.

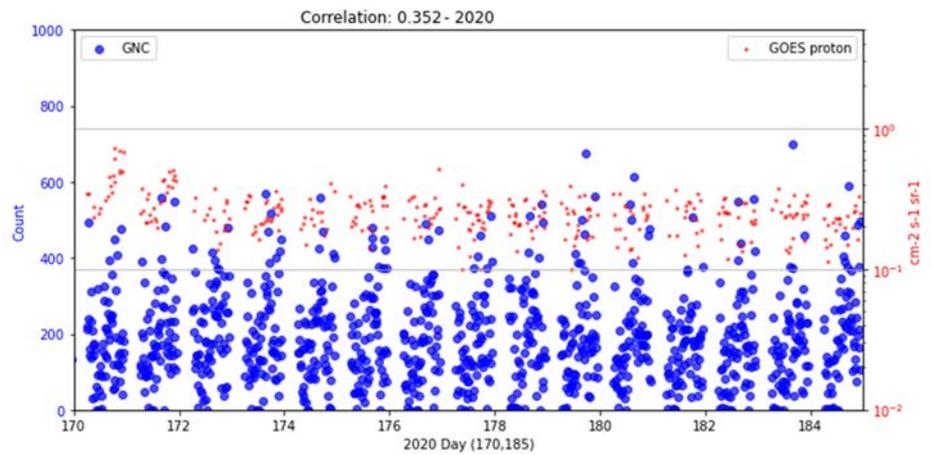


Fig. 8. No event correlation 2020: GNC and GOES proton (red) data. GNC, GOLD noise count.

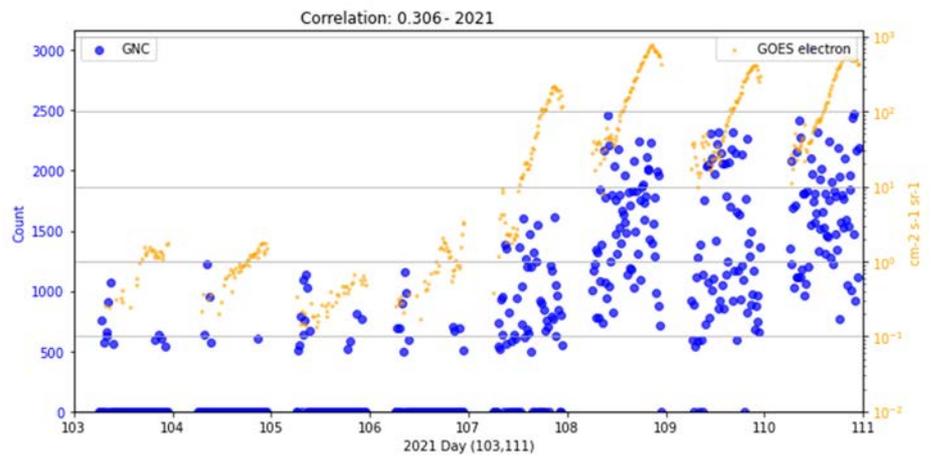


Fig. 9. Event correlation 2021: GNC and GOES electron (yellow). GNC, GOLD noise count.

이벤트 발생 시, 양성자 변화는 GNC보다 먼저 나타나고 전자는 거의 동시에 상승하는 경향을 보이고 있다. 추후 연구에서 다양한 사례 분석을 통한 평균 결과 및 GNC 변화와 함께 동반 상승하는 시간차를 규명해야 한다.

6. 결론 및 향후 계획

2019-2023년 데이터 분석을 통해, 알고리즘으로 추출한 GNC가 우주 이벤트 발생 시 전자 데이터와 유사한 경향을 보임을 확인했다. GNC는 특수 목적 탑재체를 완전히 대체할 수는 없지만, 우주 환경 경향 파악을 위한 유용한 정보원이 될 수 있다. 본 연구에서는 SES-14 위성 하나만 분석했지만, 향후 동일 위성 두 대 이상을 활용한 편대 비행 연구를 통해 공간적 상관관계를 더욱 면밀히 분석할 수 있을 것으로 기대된다.

향후 연구에서는 GOES-16, 17, 18 위성의 SUVI 태양 이미지에서 검출되는 노이즈를 분석할 계획이다. SOHO 태양 이미지와 비슷한 여러 파장대에서 태양을 관측하고 있으며 데이터를 빠른 시간 내에 확보할 수 있는 장점이 있다. 아래 이미지(Fig. 10)는 보정 전 SUVI 이미지

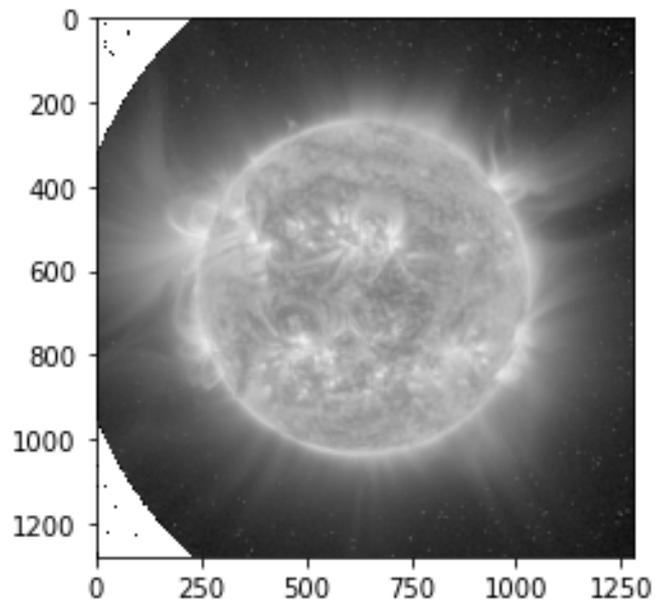


Fig. 10. GOES-17 L1B SUVI fe_171 wavelength solar image and noise.

로, 태양 주변 우주 공간에 수많은 노이즈가 존재함을 확인할 수 있다. SES-14 위성과 마찬가지로, 다른 파장대 이미지와의 비교를 통해 노이즈를 선별할 예정이다. 예상되는 어려움은 태양 외부로 뻗어 나가는 자기력선 처리 방법이다. 현재 진행 중인 CME 검출 및 속도/방향 추출 연구와 연계하여 태양 이벤트가 이미지에 미치는 영향을 분석할 계획에 있다.

Fig. 10에서는 이미지 태양 주변 우주 공간에 노이즈가 존재함을 확인할 수 있으며, 다양한 파장대 이미지를 활용하여 GOLD 미션의 FUV 이미지 노이즈 검출 방법을 적용할 수 있다.

이번 연구를 통해 이미지 노이즈 분석을 통해 관측기 주변 우주 환경 정보 추출이 가능함을 다시 한번 확인했으며, 이는 다른 목적의 이미지 촬영 위성에도 적용 가능하다. 본 연구 방법을 통해 GNC를 추출하면, 과학 위성이 아니더라도 이벤트가 발생한 시점의 우주 환경 위험도를 관측소에서 판단하여 위성 운용 및 우주날씨 예경보에 활용할 수 있을 것이다.

감사의 글

본 연구는 한국연구재단의 예산으로 진행되었습니다(NRF-2022RIA6A3A01087121).

References

1. Lee J, Kim KC, Giuseppe R, Ukhorskiy S, Sibeck D, et al., Space weather operation at KASI with Van Allen probes beacon signals, *Space Weather*. 16, 108-120 (2018). <https://doi.org/10.1002/2017SW001726>
2. Eastes RW, McClintock WE, Burns AG, Anderson DN, Andersson L, et al., The global-scale observations of the limb and disk (GOLD) mission, *Space Sci. Rev.* 212, 383-408 (2017). <https://doi.org/10.1007/s11214-017-0392-2>

3. Oh S, Park H, Yi Y, Chae J, Signals of solar cosmic ray flux variations inferred from the noise in raw CCD solar images taken by SOHO/EIT, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 119, 88-96 (2014). <https://doi.org/10.1002/2013JA019142>
4. Paxton LJ, Schaefer RK, Zhang Y, Kil H, Far ultraviolet instrument technology, *J. Geophys. Res. Space Phys.* 122, 2706-2733 (2017). <https://doi.org/10.1002/2016JA023578>
5. Roederer JG, *Dynamics of Geomagnetically Trapped Radiation* (Springer Science & Business Media, Berlin, Germany, 2012).
6. Buzulukova N, Tsurutani B, Space weather: from solar origins to risks and hazards evolving in time, *Front. Astron. Space Sci.* 9, 1017103 (2022). <https://doi.org/10.3389/fspas.2022.1017103>
7. Su YJ, Quinn JM, Robert Johnston W, McCollough JP, Starks MJ, Specification of > 2 MeV electron flux as a function of local time and geomagnetic activity at geosynchronous orbit, *Space Weather.* 12, 470-486 (2014). <https://doi.org/10.1002/2014SW001069>
8. GOES-R Series Data Book, GOES-R series documents (2019) [Internet], viewed 2024 Dec 20, available from: <https://www.goes-r.gov/resources/docs.html>

Author Information

이종길 bbelejjang@icloud.com



과학기술연합 대학원대학교에서 2022년 박사 학위를 취득하였고, 2022년부터 충북대학교 기초과학연구소에서 연구교수로 재직하고 있다. 현재 GOLD 미션의 FUV 이미지 잡음 연구와 함께 CME 자동 탐지 업무를 수행하고 있으며, 인공지능을 활용한 우주환경 데이터 연구를 수행하고 있다.

박재흥 pj@kasi.re.kr



2000년대 초 인공위성연구소에서 과학기술 위성 1호 고에너지 입자 검출기 개발 및 정전 분석기 지상 검교정, 과학기술위성 2호 저온 플라즈마 진단기 제작 등에 참여한 바 있고, 2014년부터 한국천문연구원에서 위성용 우주 환경 감시기 제작 및 자료 활용, 도요셋 지상국 구축 및 관제 업무 등을 수행하고 있다.

이대영 dylee@chungbuk.ac.kr



미국 Rice Univ.에서 우주과학 분야에서 박사 학위 취득 후 30년간 동 분야에서 활동해 오고 있으며, 현재 충북대 천문우주학과 교수로 재직 중이다. 지구 자기권 공간에서의 우주환경 현상, 태양풍과 자기권 사이의 상호작용, 태양풍 특성, 태양풍과 성간물질 사이의 상호작용 등의 분야에서 주로 연구를 이어오고 있다.

연구논문

큐브위성 자세제어 시뮬레이터를 위한 에어 베어링 기초 설계

이진우, 박설현[†]

조선대학교 기계공학과

Preliminary Air-Bearing Design for CubeSat ADCS Simulator

Jin-Woo Lee, Seul-Hyun Park[†]

Department of Mechanical Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Korea



Received: December 3, 2024

Revised: January 6, 2025

Accepted: January 16, 2025

[†]Corresponding author :

Seul-Hyun Park

Tel : +82-62-230-7174

E-mail : isaac@chosun.ac.kr

Copyright © 2025 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Jin-Woo Lee

<https://orcid.org/0009-0002-3383-7432>

Seul-Hyun Park

<https://orcid.org/0000-0001-8852-0016>

요약

큐브위성의 성능은 전자부품 기술의 발달에 힘입어 더욱 고도화되고 있으며, 이는 큐브위성의 수요를 증가 시킴과 동시에 기존에 수행하지 못했던 다양한 임무를 가능하게 하였다. 위성을 구성하는 시스템 중에서도 자세제어 시스템은 임무 수행에 중요한 부분을 차지하며, 궤도 운영 전에 검증이 필요하지만, 지상에서 위성 운용환경을 구현하는 것의 어려움으로 인해 지상에서의 검증은 제한적이다. 본 연구에서는 3 unit 크기를 가진 큐브위성의 자세제어 시스템을 검증하기 위한 시뮬레이터의 에어 베어링 기초 설계를 진행하였다. 에어 베어링은 마찰을 줄이기 위해 공기 부양을 활용하며, 자세제어 시스템을 검증할 수 있는 가능성을 확보하였다.

Abstract

Advancements in electronic components have enhanced small satellite performance, increasing demand and enabling diverse missions. The attitude determination and control system is essential for satellite operation and requires verification before entering orbit, but ground-based testing is limited due to the difficulty of implementing the satellite's operating environment. This study presents the design of a preliminary air-bearing for verifying the Attitude Determination and Control System of 3U-class small satellites. The air-bearing, featuring air levitation to reduce friction, successfully demonstrated its potential in preliminary tests for verifying satellite attitude control systems.

핵심어: 큐브위성, 에어 베어링, 지상테스트, 자세제어시스템, 공기부양

Keywords: CubeSat, air bearing, ground testing, attitude determination and control system, aerodynamic levitation

1. 서론

큐브위성의 성능은 전자부품 기술의 발달에 힘입어 더욱 고도화되고 있다[1]. 이러한 기술 발전과 더불어 큐브위성의 수요는 최근 들어 폭발적으로 증가하고 있으며[1], 기존에는 수행하지 못했던 다양한 임무에도 활용되고 있다[2]. 이에 발맞추어 큐브위성에 사용되는 전자부품의 성능도 날로 개선되고 있다[3]. 위성을 구성하는 주요 전자부품 중에서도 특히 자세제어 시스템은 EO(earth observation) 사진 촬영, 통신안테나의 지향 정밀도 유지 등 위성의 운영

과 임무 수행에 중요한 부분을 담당한다[4]. 따라서 위성을 설계하거나 제작 단계에서 자세제어 시스템의 성능은 궤도 운영 전에 반드시 검증되어야 하는 요소이다. 국내에서도 대학을 대상으로 큐브위성 경연대회가 개최되는 등의 수요가 증가함에 따라, 운용 성공률을 높이기 위해서 발사 전 지상에서의 자세제어 시스템 사전 검증은 필수적이다. 하지만 지상에서 위성의 운용환경을 구현하는 것이 어렵기 때문에 최종 비행모델 제작 단계에서 큐브위성의 자세제어 시스템의 검증 절차는 매우 제한적이다.

이러한 검증 절차를 위해 사용되는 기술 중 하나가 바로 공기 부양 기술이다. 공기 부양 기술은 마찰을 감소시킴으로써, 정밀하고 효율적인 움직임을 구현할 수 있어, 다양한 산업 분야에서 주목을 받고 있다[5]. 공기 부양 기술은 높은 가스 압력을 이용하여 지지 면과 부양체 사이에 얇은 공기층을 형성해 물리적 접촉을 없애, 마찰을 감소시키게 된다. 이런 공기 부양 기술을 구현할 수 있는 장치 중 하나로는 air-bearing이 있다. 기존의 마찰을 감소시키는 방법들로는 주로 윤활유나 볼 베어링을 사용하는 것과 같이 물리적 접촉이 발생하는 방법이었으나[6], air-bearing에 비해 높은 마찰력이 생기며, 열 발생, 마모 등의 여러 한계를 가지고 있다. 이러한 장점들로 인해, 우주 운용환경이 필요한 시뮬레이터는 air-bearing을 채택하는 양상을 보여준다[7-9].

Air-bearing은 다양한 형상으로 설계될 수 있는데[10], 이 중에서도 큐브위성을 테스트하기에 적합한 형상은 큐브위성 탑재가 가능한 구 모양의 상단부와 얇은 공기층을 형성해 지지해 주는 하단부를 가진 구형 air-bearing이다. 구형 air-bearing에 대한 많은 선행연구가 진행된 바 있으며, 상용화 또한 이루어져 있는 상태이다[11,12]. Ribeiro는 지상에서 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템을 테스트하기 위해 저 마찰의 우주 궤도 환경을 모사하는 저비용의 공기 부양 기반 시뮬레이터를 제작하였다[13]. 이후 시뮬레이터를 활용하여 설계한 제어 알고리즘을 기반으로 한 반작용휠과 자기토크의 정상 작동을 검증하였다. Jovanovic와 공동 연구자들은 3D 프린터를 활용하여, 큐브위성 자세제어 시스템 시험을 목적으로 하는 저비용의 air-bearing을 제작하였다[14]. Physik Instrumente사는 air-bearing을 상용화한 기업 중 하나이며, 50-300 mm의 다양한 크기를 지원하고 1축으로 360도 자유로운 회전, 2축으로 최대 90도까지의 회전을 지원한다. 상용화 되어 있는 구형 air-bearing은 3축으로 360도의 자유로운 회전이 불가능하며, 가격이 높다는 한계점이 존재한다[11]. Woo et al.은 구형 알루미늄 air-bearing을 기반으로, 헬륨홀츠 코일과 데이터 측정 및 무선 통신 시스템, 자동 균형 조절 알고리즘 등을 탑재한 큐브위성용 자세제어 시뮬레이터를 제작하였다[15]. 이는 수평면의 두 축에 대해 ± 50 도의, 수직 축에 대해선 360도의 작동 범위를 가진다. 본 연구에서는 큐브위성의 자세제어 시스템을 지상에서 간편하게 검증하기 위해 3D 프린터를 활용하여 3축 360도 회전이 가능한 구형 air-bearing의 기초설계를 진행하였다.

2. Air-Bearing 설계의 이론적 배경

Air-bearing은 위성이 탑재되는 구 형상의 상단부와, 이를 지지함과 동시에 공기를 공급하여 상단부를 부양시키는 하단부로 구성되며, 이는 Aerodynamic Levitation과 유사한 형태로 작동한다. Fig. 1은 구형 air-bearing의 개략도로, 공기의 공급으로 인해 형성되는 상단부와 하단부 사이 얇은 공기층이 마찰을 감소시키는 구조이다.

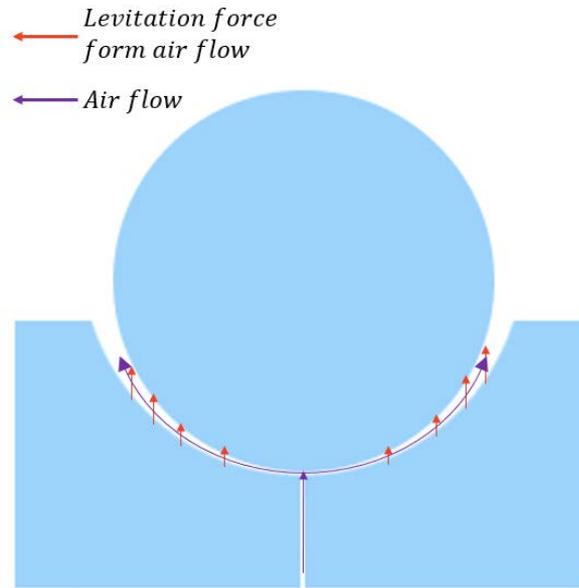


Fig. 1. Schematic of spherical air-bearing.

이때 형성되는 얇은 공기층의 유동은 식 (1)에 제시된 나비에-스토크스 방정식(Navier-Stokes equation)으로 설명될 수 있다. 해당 방정식에서 u 는 유동의 속도이며, P 는 압력, ρ 는 밀도, g 는 중력가속도, μ 는 점성도이다.

$$\rho \left[\frac{\partial u}{\partial t} + (u \cdot \nabla)u \right] = \rho g - \nabla P + \mu \nabla^2 u \quad (1)$$

$$\nabla P = \mu \nabla^2 u \quad (2)$$

첫 번째 항 $\partial u / \partial t$ 는 일정한 유량이 공급되므로 시간에 따른 속도의 변화는 없으므로 소거된다. 두 번째 항 $(u \cdot \nabla)u$ 은 유체의 흐름에 따른 속도 변화를 의미한다. 높은 가스 압력 공급으로 인해 발생하는 압력 차에 비해서 속도 변화는 매우 작으므로, 두 번째 항은 무시할 수 있다. 우변의 중력에 의한 항(ρg)은 생성되는 얇은 공기층의 두께가 1 mm 이하이므로 무시할 수 있다. 따라서, 나비에-스토크스 방정식은 압력 구배에 의한 힘과 점성 항이 균형을 이루는 식 (2)와 같은 구조를 가지게 되며, 이러한 유동을 크리핑 유동(creeping flow) 또는 스토크스 유동(stokes flow)이라고 한다. 이러한 유동의 특징은 점성력이 지배적이며 안정적이고 균일한 층류 형태의 흐름이 나타난다.

Air-bearing은 다음과 같은 요구사항을 만족시켜야 한다. 구 모양의 상단부는 모든 방향으로 자유롭게 움직일 수 있어야 하며, 유량 공급 시 마찰을 감소시키기 위해 하단부의 표면과 접촉하지 않아야 한다. 하단부는 상단부와 분리되어 추락하지 않도록 안정적이어야 하며, 상단부의 하중과 유량 공급 시 발생하는 진동에도 견딜 수 있도록 설계되어야 한다.

3. Air-Bearing 기초 설계 및 기초 성능 검증

3.1 기초 설계 파라미터 선정

Fig. 2는 구형 air-bearing의 상단부 모델링 이미지로, 반구 2개와 큐브위성 지지대 2개로 구성된다. 3U 크기의 큐브위성은, $10 \times 10 \times 340$ mm의 크기를 가지므로 이를 잘 수납하기 위해 지름이 400 mm인 아크릴 반구를 구매하였고, 큐브위성을 안정적으로 반구에 고정하기 위한 받침대를 3D 프린터를 이용하여 2개 제작하였다.

아크릴 반구의 이심률을 측정한 결과, 이심률은 0.0897로 완전한 구가 아니며, 하단부의 이심률이 이 값보다 작으면 하단부가 구에 더 가까워 끼는 현상이 발생하게 된다. 이를 피하고자 하단부의 이심률을 0.0897 이상으로 설계하였다.

Air-bearing의 하단부는 상단부의 부양을 위해 가해진 압력 차를 이용해 얇은 공기층을 안정적으로 형성해야 한다. Fig. 3은 하단부 단면의 절반을 나타낸 그림으로, 설계 파라미터로는 입구와 출구 사이 각도와, 표면의 이심률이 있다. 연구의 편의성을 높이기 위해, 본 실험에서는 3D 프린터로 PLA(polylactic acid) 소재를 사용하여 하단부를 제작하였다.

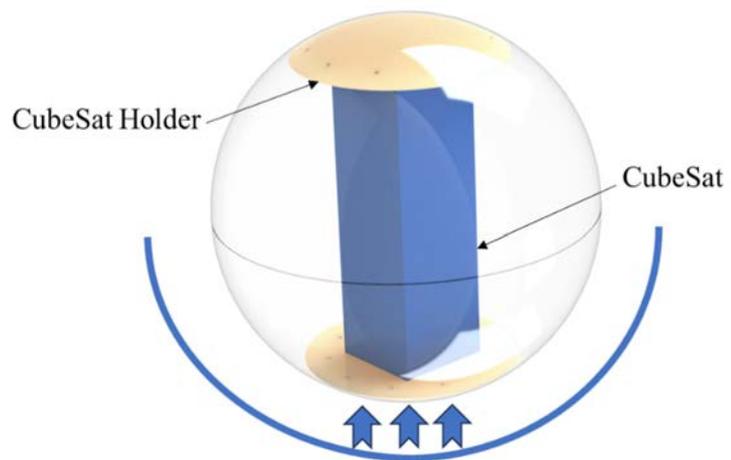


Fig. 2. Modeling of spherical air-bearing upper part.

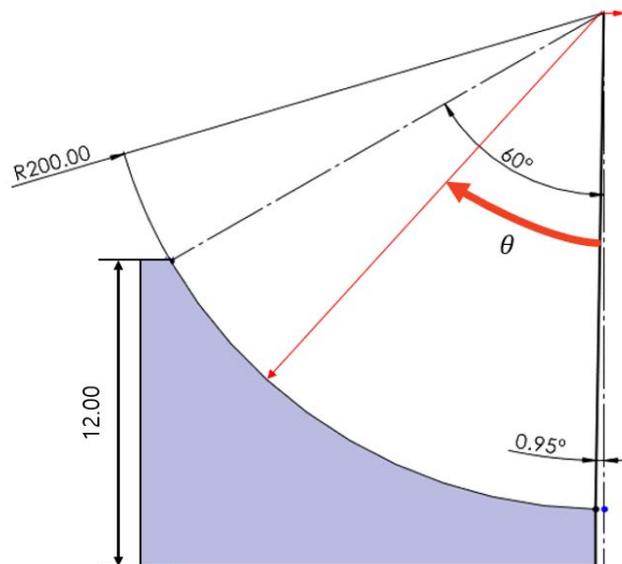


Fig. 3. Half-section of bottom part schematic.

상단부와 하단부 사이 얇게 형성되는 공기층의 각도에 따른 압력분포는 식 (3)으로 나타난다[16]. 식 (3)은 이심률이 0일 때 중심으로부터의 각도인 θ 의 변화에 따라 압력이 어떻게 변화하는지를 나타내는 식이다.

$$P = P_0^2 + P_1^2 \left\{ 1 - \left(\frac{P_1}{P_0} \right)^2 \right\} \times \ln \left(\frac{\tan \frac{\theta}{2}}{\tan \frac{\theta_1}{2}} \right) \times \left\{ 1 / \ln \left(\frac{\tan \frac{\theta_0}{2}}{\tan \frac{\theta_1}{2}} \right) \right\} \quad (3)$$

Fig. 3에는 식 (3)의 각도 변수들이 나타나 있다. 식 (3)의 압력들은 모두 절대압력 기준이며, P_0 는 대기압, P_1 은 공급된 압력이며, 0.2 MPa이다. θ 는 중심으로부터 임의의 점 사이의 각도를 의미하고, θ_0 은 중심으로부터 유동이 시작되는 입구의 각도로 0.95도이다. θ_1 은 중심으로부터 출구의 각도이며, 90도이다. 이때의 θ 에 따른 압력분포는, Fig. 4와 같은 양상을 보여준다.

Fig. 4는 입구에서부터 각도인 θ 에 따른 압력분포 및 압력 구배를 나타낸 그래프이다. 입구에 공급된 압력을 기준으로 100%로 설정하고, θ 가 90도까지 증가함에 따라 압력 강하를 나타내었다. 압력 강하는 θ 가 60도를 초과한 이후부터 선형에 근사하게 보이는 것으로 확인되었으며, 이를 보다 명확하게 하기 위해 각도의 증가에 따른 압력 구배 그래프를 추가하였다. 압력 구배 그래프에서 θ 가 60도를 넘을 때 구배가 0에 가깝게 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 압력 구배는 크리핑 유동에서 유체의 흐름을 주도하는 요인으로 작용하므로, 얇은 공기층에서 크리핑 유동의 형태를 유지하기 위해, 하단부의 입구로부터 출구까지의 각도는 60도로 설계되었다.

하단부의 이심률은 압력분포 양상에 큰 영향을 미치는 요인 중 하나이다[16]. 현재 설계된 하단부의 각도는 60도로, 압력 구배가 60도까지 유의미하게 나타나는 이심률을 선택해야 한다. 이심률 0.2, 0.4, 0.6, 0.8일 때 각도에 따른 압력분포는 Fig. 5와 같이 나타나게 된다.

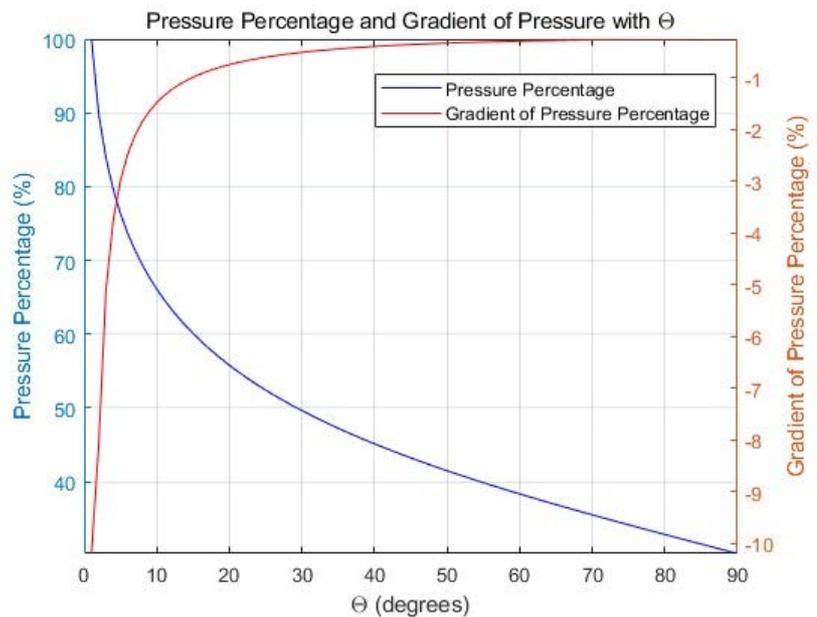


Fig. 4. Pressure percentage and gradient of pressure respect to theta.

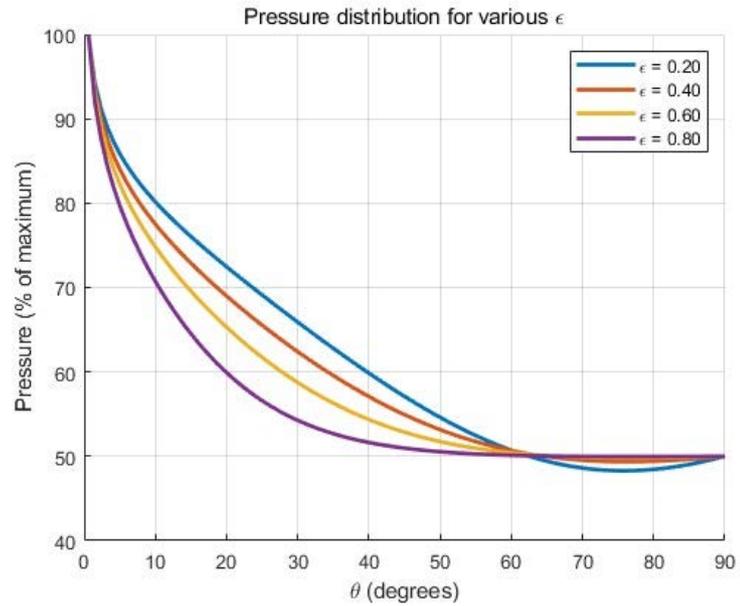


Fig. 5. Pressure percentage distribution for various eccentricities.

이심률이 0인 경우는 Fig. 4과 같은 압력분포를 보여주게 되는데, 하단부가 구에 더 가까워 끼는 현상을 피하고자 하단부의 이심률은 0.0897 이상이어야 한다. 설계 시 여유를 확보하기 위해, 공차를 고려하여 이심률은 0.15 이상으로 설정하였고, 60도에서 유의미한 압력 구배를 나타내는 이심률이 0.20으로, 3D 프린터의 출력 한계를 고려해 이심률을 0.21로 채택하였다. 따라서 하단부 표면의 짧은반지름은 200 mm이며, 긴 반지름은 204.5 mm이다.

기체 유량 공급 시스템의 구성은 Fig. 6과 같다. 공기 압축기에서 시작되어 수동 압력 조절기를 거쳐 원하는 입력 압력으로 조정된다. 압력 조정 후, 공기는 배관을 따라 볼 유량계를 지나 air-bearing 하단부에 삽입된 내경 3.6 mm의 철 배관을 통해 상단부와 하단부 사이에 공기층을 형성하게 된다. 이때 부양을 위한 압력은 절대압력 기준 0.2 MPa 이상으로 설정되어야 한다.

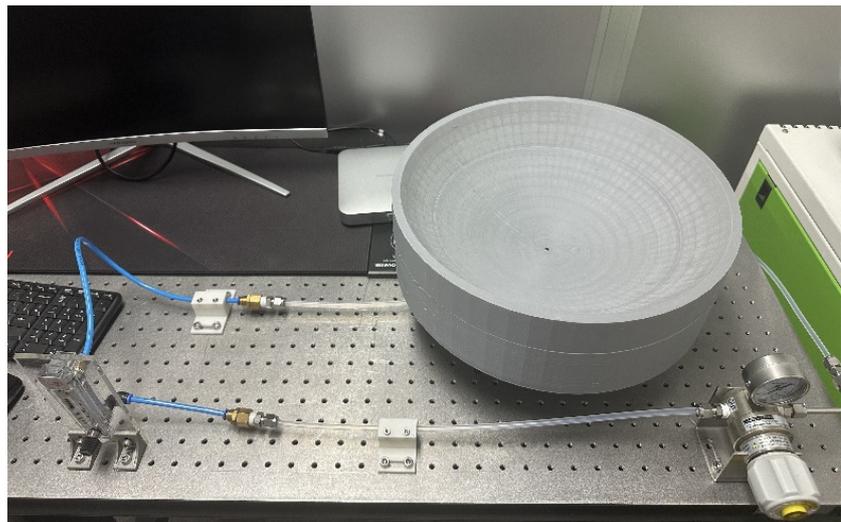


Fig. 6. Air flow supply system.

3.2 기초 설계 파라미터의 검증

높은 압력으로 공급된 유량이 형성하는 공기층의 두께는 식 (4)로 계산된다[13].

$$h = \left(\frac{6\mu QR^2}{mg} \right)^{\frac{1}{3}} (1 - \cos(\theta_1))^{\frac{1}{3}} \quad (4)$$

해당 식에서 h 는 뜨는 높이이자 형성되는 공기층의 두께이며, μ 는 공기의 점성도, Q 는 유량, R 은 상단부의 반지름, m 은 위성을 포함한 상단부의 질량, g 는 중력가속도, θ_1 은 중심으로부터 출구의 각도이다. 식 (4)에 사용된 변수들의 값은 Table 1에 제시되어 있다.

유량에 따라 형성되는 공기층의 두께는 Fig. 7과 같은 양상을 보여준다. 절대압력 기준 0.3 MPa를 공급해 주었을 때 측정된 공기의 유량은 50 L/min였고, 이때 형성되는 공기층의 두께는 약 0.4 mm임을 확인할 수 있었다. 얇은 공기층의 유동이 creeping flow와 유사한지를 확인하기 위해 식 (5)의 형태를 가지는 연속방정식을 활용하였다. Creeping flow의 레이놀즈 수는 1보다 매우 작음을 고려하여 공기층의 유속을 계산한 후 이에 따른 레이놀즈수를 계산하여 검증을 진행하였다.

Table 1. Characteristics of flow supply system

Parameter	Amount
Q	50 L/min
θ_1	60°
μ	18.6 $\mu\text{Pa} \cdot \text{s}$
R	20 cm
m	5.5 kg
g	9.807 m/s^2

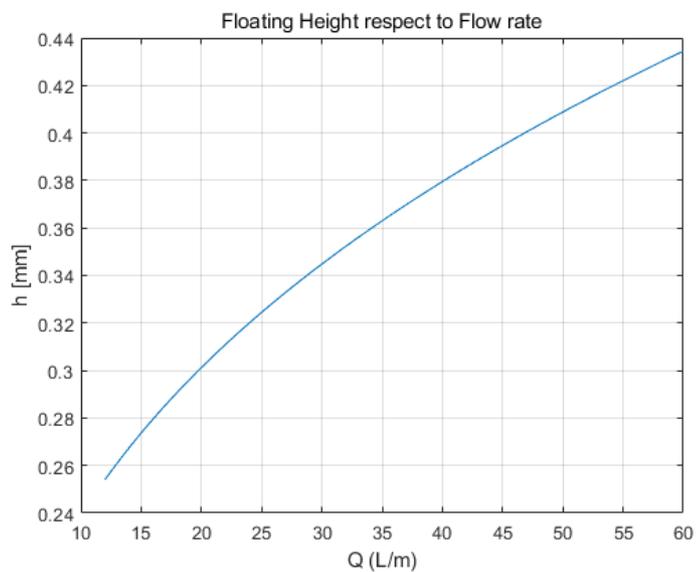


Fig. 7. Floating height respect to flow rate.

$$Q = Au \tag{5}$$

Fig. 8는 air-bearing 단면을 나타내며, A_1 은 공기층이 형성되는 면적, A_2 는 공기유량이 공급되는 입구의 면적, h 는 형성되는 공기층의 두께를 나타낸다. 형성된 공기층의 두께는 0.0004 m로, 공급된 체적유량에 비해 매우 작아 체적을 면적으로 간주하여 연속방정식을 통해 계산을 진행하였다. 현재 유량 값은 볼 유량계를 이용해 실험적으로 측정하였으며, 출구 면적으로 나눠주어 유속을 계산하였다. 출구 면적은 400 mm 지름을 가진 구에서 입체각 120도를 가지는 1/4구의 형상으로, 0.1257 m²의 값을 가지며, 이때의 유속은 0.0066 m/s가 나오게 된다.

$$Re = \frac{\rho v D}{\mu} = 0.178 \ll 1 \tag{6}$$

이를 토대로 식 (6)에 따라 레이놀즈수를 계산하였을 때, 0.178로 1보다 작으며, 이론적으로 creeping flow에 유사함을 확인할 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 3U급 큐브위성의 자세제어 시스템을 검증하기 위한 구형 air-bearing을 설계하고, 3D 프린터를 활용하여 제작하였다. Air-bearing으로 마찰을 감소시켜, 지상에서 우주와 같이 3축 자유 회전을 구현하는 것이 목표였으며, 이를 위해 다양한 설계 파라미터를 고려하였다. Air-bearing의 공기 유동은 크리프 유동으로, 압력 구배와 점성이 균형을 이루고 있는 특징이 있다. 이를 구현하기 위해 유의미한 압력 구배가 나타나도록 이심률 및 형상의 크기를 설계하였고, 3D 프린터를 이용해 제작하였다. 이후 안정적인 공기 부양을 위해 공기 압축기와 수동 압력 조절기를 활용하여 유량 공급 시스템을 설계하고, 압력에 따른 유량의 크기를 측정하였다. 유량에 따라 형성되는 공기층의 두께를 계산한 후, 실질적인 공기 부양 여부를 확인하였다. 마지막으로, 연속방정식을 활용하여 실험을 통해 측정된 유량 정보를 기반으로 유속을 구해 레이놀즈수를 계산해 본 결과, 1보다 작음으로써 크리프 유동에 근사함을 확인하였다.

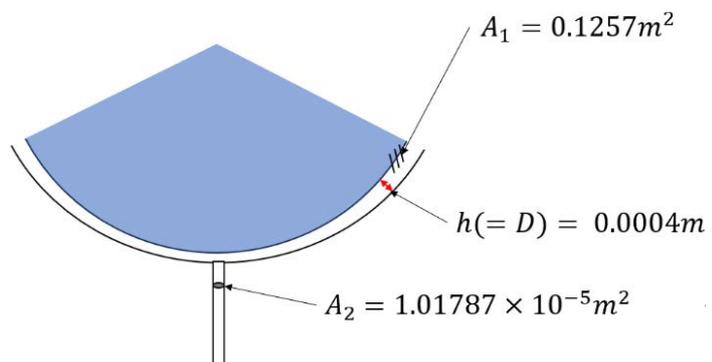


Fig. 8. Cross-section of air-bearing for Reynolds number calculation.

감사의 글

이 논문은 2023년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 정보통신기획평가원의 지원(No. RS-2023-00271403, 큐브위성의 운용 지원을 위한 지상 SW플랫폼 기술개발)과 2023년도 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(NRF-2022M1A3C2014567).

References

1. Lal B, Blanco E, Behrens JR, Corbin BA, Green EK, et al., *Global Trends in Small Satellites* (IDA Science and Technology Policy Institute, Alexandria, VA, 2017).
2. Armen P, Alessandro G, *CubeSat evolution: analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions*, *Prog. Aerosp. Sci.* 88, 59-83 (2017). <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.11.002>
3. Chahat N, Decrossas E, Gonzalez-Ovejero D, Yurduseven O, Radway M, et al., *Advanced cubeSat antennas for deep space and earth science missions: a review*, *IEEE Antennas Propag. Mag.* 61, 37-46 (2019). <https://doi.org/10.1109/MAP.2019.2932608>
4. Bolandi H, Haghparast M, Saberi FF, Vaghei BG, Smailzadeh SM. *Satellite attitude determination and control*, *Meas. Control.* 45, 151-157 (2012). <https://doi.org/10.1177/002029401204500502>
5. Bender F. *Air Bearings: Theory, Design and Applications* (John Wiley & Sons Hoboken, NJ, 2021), 1-13.
6. Breńkacz Ł, Witanowski Ł, Drosińska-Komor M, Szewczuk-Krypa N, *Research and applications of active bearings: a state-of-the-art review*, *Mech. Syst. Signal Process.* 151, 107423 (2021). <https://doi.org/10.1016/j.ymssp.2020.107423>
7. Bassett EA, *Test and verification of a CubeSat attitude determination and control system in variable magnetic fields*, Master Thesis, Department of the Air Force Air University (2016).
8. Ousaloo HS, Nodeh MT, Mehrabian R, *Verification of Spin Magnetic Attitude Control System using air-bearing-based attitude control simulator*, *Acta Astronaut.* 126, 546-553 (2016). <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.03.028>.
9. Kwan TH, Lee KMB, Yan J, Wu X, *An air bearing table for satellite attitude control simulation*, in 2015 IEEE 10th Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA), Auckland, New Zealand, 2015, 1420-1425 (2015).
10. Schwartz JL, Peck MA, Hall CD, *Historical review of air-bearing spacecraft simulators*, *J. Guid. Control. Dyn.* 26, 513-522 (2003). <https://doi.org/10.2514/2.5085>
11. Physik Instrumente (PI), *A-65x PIGlide HB: hemispherical air bearing module* (2017) [Internet], viewed 2024 May 16, available form: <https://www.physikinstrumente.com/en/products/air-bearings-stages/a-65x-piglide-hb-hemispherical-air-bearing-900712>
12. Specialty Components, *Spherical air bearings* (2013) [Internet], viewed 2024 May 16, available form: <https://www.specialtycomponents.com/Products/spherical-air-bearings/>

13. Ribeiro BA, Development of an air-bearing-based satellite attitude simulator and testing of an ADCS solution, Master Thesis, Instituto Superior Técnico (2021).
14. Jovanovic N, Pearce JM, Prak J, Design and testing of a low-cost, open source, 3-D printed air-bearing-based attitude simulator for cubeSat satellites, *J. Small Satell.* 8, 859-880 (2019).
15. Woo HW, Rico O, Chesi S et al., CubeSat three axis simulator (CubeTAS), in *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*, Portland, OR, 8-11 Aug 2011.
16. Laub JH, Norton RH Jr, Externally pressurized spherical gas bearings, *ASLE Trans.* 4, 172-180 (1961). <https://doi.org/10.1080/05698196108972429>

Author Information

이진우 leeejinwoo@chosun.ac.kr



현재 조선대학교 기계공학과 학부 2학년에 재학 중이다. 기계공학과 큐브위성에 대한 관심과 호기심으로 위 연구를 진행하였다. 이러한 경험과 연구 성과들을 바탕으로 하여 향후 다양한 기계공학의 분야들을 꾸준히 공부해 나갈 예정이다.

박설현 issac@chosun.ac.kr



2007년 미국 Drexel 대학 기계공학과에서 박사학위를 취득하고 2010년까지 미국 국립표준기술원(National Institute of Standards and Technology, NIST)에서 박사후 연구원으로 국제우주정거장 연소실험 탑재체 운용 및 해석연구에 참여하였다. 이후 2013년까지 한국항공우주연구원 선임연구원으로 재직한 뒤, 현재는 조선대학교 기계공학과에서 유인우주 가압모듈 화재안전시스템, 우주정거장 과학 탑재체, 초소형 위성 설계/제작을 포함한 우주 응용 시스템에 관련된 연구를 수행하고 있다.

연구논문

딥러닝 기반의 CNN(Convolutional Neural Network) 알고리즘을 활용한 별 추적기 인식률 성능 연구

김현승[†], 현 철, 이호진, 김동건

엘아이지넥스원 해양연구소

Research of Star Tracker Recognition Rate Performance Using Convolutional Neural Network (CNN) Algorithm Based on Deep Learning

Hyunseung Kim[†], Chul Hyun, Hojin Lee, Donggeon Kim

Maritime R&D Center, LIG Nex1, Seongnam 13488, Korea



Received: January 18, 2025

Revised: January 31, 2025

Accepted: February 2, 2025

[†]Corresponding author :

Hyunseung Kim

Tel : +82-31-5179-7272

E-mail : hyunseung.kim2@lignex1.com

Copyright © 2025 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

Hyunseung Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4021-5914>

Chul Hyun

<https://orcid.org/0009-0006-7300-0740>

Hojin Lee

<https://orcid.org/0009-0002-4312-6001>

Donggeon Kim

<https://orcid.org/0009-0005-2374-1252>

요약

인공위성의 임무 궤도가 주어졌을 때, 위성의 자세 및 위치를 추정함으로써 자세를 제어하는 것은 임무 수행 성공률과 직결되기 때문에 매우 중요한 요소이다. 별센서 알고리즘을 활용한 위성의 자세와 궤도상의 위치를 추정하게 될 때, 별 추적기 카메라로 획득한 별 영상은 이미지 노이즈, 센서 오류, 별의 실시간 밝기 변화에 따라 오차가 발생한다. 따라서 본 논문에서는 획득한 별 영상에 이미지 기반 딥러닝에 최적화된 CNN(Convolutional Neural Network)을 이용한 별 패턴 인식 기법을 적용하여 별 인식 과정을 구현함으로써, 기존 별 인식 방법 대비 향상된 정확도를 갖는지 검증하도록 한다. 이를 위해 별센서 알고리즘 구현을 위한 시뮬레이터를 구성하고 논문에서 제시한 기법을 통해 별 인식 정확도를 분석하였다. 이때, 기존 별 패턴 매칭 방식으로는 삼각패턴 그리드 알고리즘과 비교하였고, 정확도는 약 7%가 향상됨을 확인하였다. 제시한 CNN 기법을 적용한 별 인식 과정을 통해 위성 자세 및 위치 추정 정확도 향상에 기여할 것으로 기대된다.

Abstract

When a satellite's mission is given, estimating its own attitude and position for controlling its attitude is an important factor because it is directly related to mission success. When estimating the satellite's attitude and orbital position based on a star sensor algorithm, errors may occur due to image noise, sensor errors and real time variations in star brightness in the star images acquired by the star tracker cameras. Therefore, this paper applies a star pattern recognition technique optimized for image based deep learning using Convolutional Neural Network (CNN) to the acquired star images and implements the star recognition process to verify whether it achieves higher accuracy compared to conventional star recognition methods. Then, a simulator was developed to implement the star sensor algorithm, and the accuracy of star recognition was analyzed using the proposed method. The proposed CNN-based approach was compared with conventional star pattern matching methods, such as triangular pattern matching and grid algorithms, showing an accuracy improvement of approximately 7%. The proposed CNN-based star recognition process is expected to contribute to improving the accuracy of satellite attitude and position estimation.

핵심어: 별 추적기, 별 패턴 인식, CNN(Convolutional Neural Network) 알고리즘

Keywords: star sensor, position estimation, attitude determination

1. 서론

인공위성이 주어진 임무를 수행할 때, 자신의 자세를 추정하여 위치를 실시간 분석하는 것은 궤도상에서의 자세 제어를 위해 매우 중요하다. 이를 위해 별 추적기를 활용하여 실시간으로 별 영상을 획득함으로써 자신의 궤도상에서의 자세, 위치를 추정하는 자율항법을 수행한다. 별 추적기를 이용하여 위성의 자세를 추정할 때, 획득한 별 영상으로부터 패턴을 인식하는 것이 핵심 기술인데, 센서 잡음이나 별의 밝기 변화, 가림 등의 다양한 문제로 인해 패턴 매칭에 오차가 발생할 수 있다. 최근 발달한 딥러닝 기술을 활용하여 별 패턴 인식에 접목한 연구로써 [1]에서는 별 영상에 5개 이상의 별이 존재할 때, 중심 별과 주변의 밝은 별 순으로 4개의 별을 추출하여 패턴 인식한 연구가 있다. 이 경우 연산시간이 단축되지만 촬영면 방향에 따라 별이 확보가 불가능한 경우가 발생할 수 있다.

따라서 본 논문에서는 이미지 후처리에 주로 쓰이는 CNN(Convolutional Neural Network) 기법을 활용하여, 별 패턴 인식 기법에 대한 정확도 연구를 수행하였다. 기존 방식과 비교하여 성능을 분석하기 위해 기존 방식으로는 삼각패턴법과 그리드 알고리즘을 적용하여 동일 별 영상에 대한 인식 정확도를 비교 분석하였다.

2장에서는 별 영상 생성을 위한 모의 환경에 대해 기술하고, 3장에서는 기존 별 패턴 인식 방법에 대해 삼각패턴법과 그리드 알고리즘을 구분하여 기술하였다. 4장에서는 CNN 기법에 대해 소개하고 별 패턴 인식에 있어 적용 방안에 대해 기술하였다. 5장에서는 결과 분석을 통해 위성 자세 결정 정확도를 비교하여 제안한 알고리즘 성능을 검증하였다.

본 논문에서 수행한 연구를 통해 위성 자율항법에 활용되는 별 추적기의 기본 단계인 별 영상에 대한 패턴 인식 정확도를 높임으로써, 위성 자세 및 위치 오차 수준을 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

2. 별 영상 생성을 위한 모의 환경

별 영상을 생성하기 위한 모의 환경은 Fig. 1에 도시한 바와 같이 2대의 CCD 카메라가 부착된 별 추적기와 알고리즘 수행 PC, 별 영상 생성용 모니터 2대로 구성하였다[2].

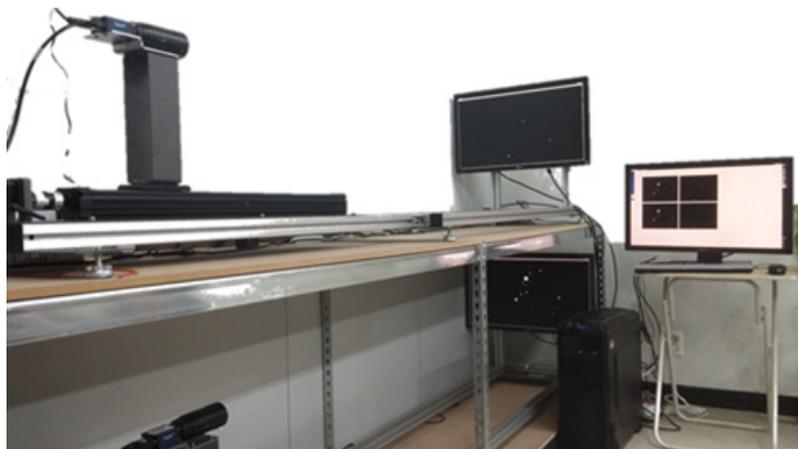


Fig. 1. Star image converted to grayscale acquired with CCD camera.

별 영상 생성을 위한 별 카탈로그는 겉보기 등급 9등성 이상의 약 8만여 개의 별로 이루어진 HYG(Hipparcos Catalogm, Yale Bright Star Catalog, Gliese Catalog of Nearby Stars) 중에서 6.0 등급 이상의 별에 대한 정보를 추출하여 데이터베이스를 구축하였다[3]. Table 1은 임계 겉보기 등급 이상의 별이 카탈로그에서 차지하는 비율을 나타낸 것으로 HYG 카탈로그에서 겉보기 등급 6.0등성 이상이 약 13%를 차지하는 것을 확인할 수 있다. 별 추적기 시뮬레이터는 별 추적기의 CCD 카메라로 획득한 별 영상에 대해 잡음 제거를 위한 전처리 과정을 거친 후, 별 패턴 인식 기법을 적용한 별 인식을 통해 위성의 자세를 추정하게 된다[4]. 영상처리 단계에서는 별의 중심점을 찾고, 중심 별과 주변 별들의 패턴을 파악하여 별 인덱스를 산출 후 인식한다.

Fig. 2는 본 논문에서 분석할 겉보기 등급 6.0 이상의 별의 분포도를 천구에 대해 단위 벡터 상으로 가시화한 것이다.

Fig. 3은 별 추적기 CCD 카메라로 획득한 별 영상 모의 화면으로 잡음이 섞여 있는 경우이다. Fig. 4과 같이 잡음은 픽셀 값의 임계치 미만이라고 판단하여 0으로 이진화시켜 가우시안 필터에서 제거될 수 있게 하였다.

Table 1. Catalog occupancy percentage by apparent magnitude

Apparent magnitude	1.5	3.5	5.0	5.5	6.0	7.0	8.0
Catalog occupancy percentage (%)	0.029	0.350	1.969	3.447	6.097	15.832	23.676

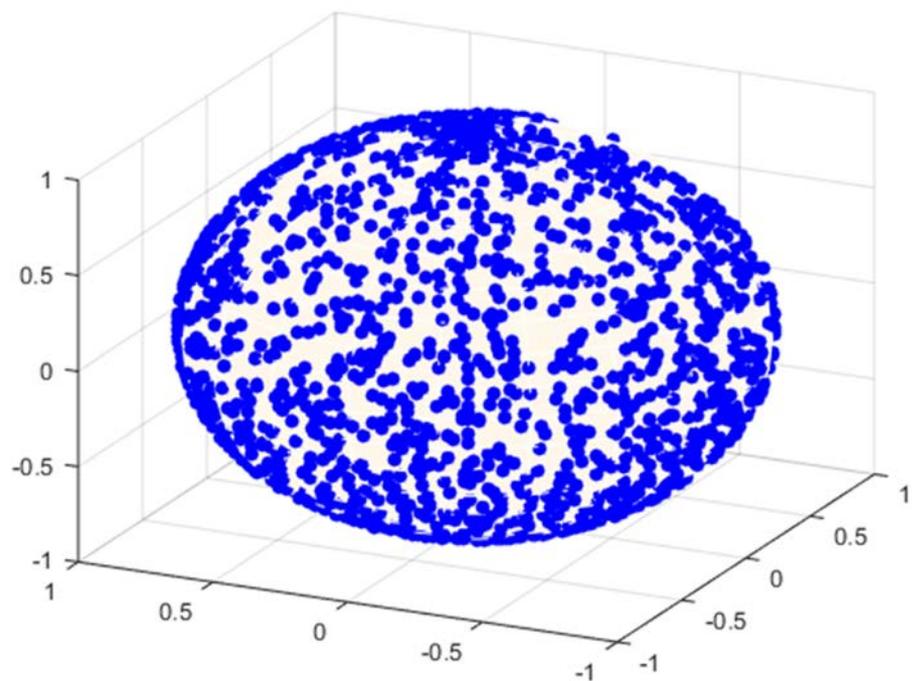


Fig. 2. Star distribution with apparent magnitude greater than 6.0.

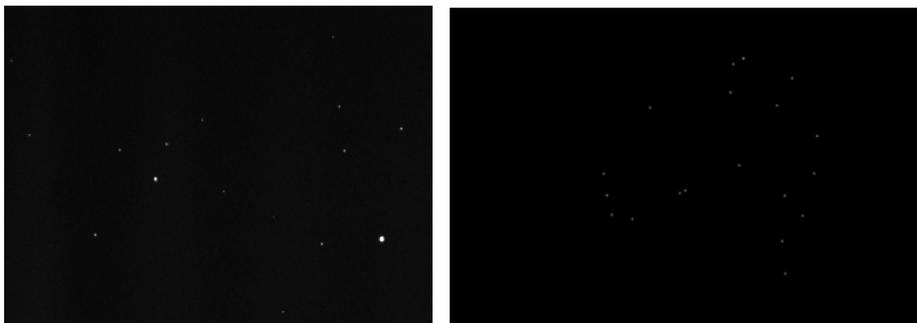


Fig. 3. Star image converted to grayscale acquired with CCD camera.

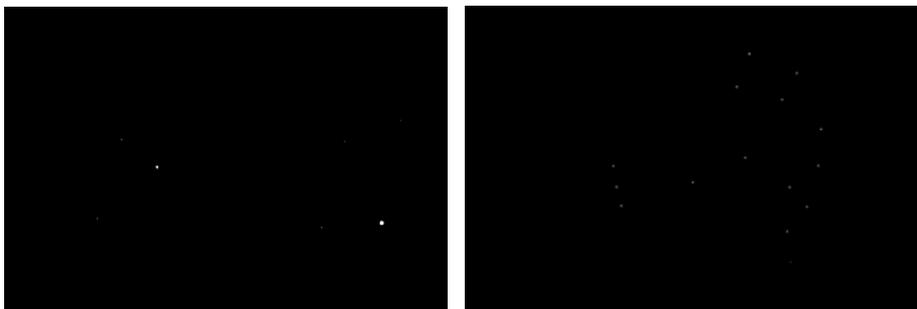


Fig. 4. Binarization result for star image.

별 영상을 확대했을 때, 픽셀마다 밝기값이 다르므로 이를 블러링하고자 가우시안 필터를 적용하였다. 2차원 가우시안 분포 함수를 사용하는데, 이때, i 와 j 축에 대해 정규분포가 독립성을 갖는다는 가정 하에 식 (1)과 같이 1차원 가우시안 분포 함수로 분리시켜 합성곱 할 수 있다. 1차원 가우시안 분포 함수는 식 (2)의 표준 정규분포를 이용한다. 여기서 σ 는 표준편차를 의미한다.

$$G(i, j) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{i^2+j^2}{2\sigma^2}} = g(i)g(j) \tag{1}$$

$$g(i) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{i^2}{2\sigma^2}} \tag{2}$$

블러링하여 하나의 레이블로 묶인 별 각각에 대해 중심점을 찾고자 무게중심 알고리즘을 적용하였다. 무게중심 알고리즘은 픽셀 값에 가중치를 부여하여 픽셀 중심점 위치를 산출하는 원리로, 식 (3)과 같이 계산할 수 있다. 여기에서 A 는 집합을 이루는 원소들의 픽셀 값 ($I[k, l]$)의 합이고, \bar{i} 와 \bar{j} 는 식 (4)에서 무게중심 알고리즘 기법으로 산출한 픽셀의 위치가 된다.

$$A = \sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^m I[k, l] \tag{3}$$

$$\begin{cases} \bar{i} = \frac{\sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^m i(k)I[k, l]}{A} \\ \bar{j} = \frac{\sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^m j(l)I[k, l]}{A} \end{cases} \tag{4}$$

3. 별 패턴 인식을 위한 기존 연구 방안-삼각패턴법, 그리드 알고리즘

위성의 자세를 추정하기 위해서는 별 추적기로 관측하여 획득한 별 영상과 2장에서 정의한 별 데이터베이스를 비교하여 패턴을 인식하여 일치하는 별을 추출하는 작업이 필요하다. 별 패턴 인식 알고리즘으로는 크게 삼각패턴법과 그리드 알고리즘이 있다[5]. 먼저, 삼각패턴법은 Fig. 5와 같이 별 추적기로 획득한 별 영상에서 3개를 이용하여 삼각형 공식을 이용하여 패턴을 파악하는 기법이다. 가장 밝은 별 1과 나머지 간 각거리에 가중치를 부여하고, 밝기 오차 범위 내에 속하는 패턴을 산출하여 인식 완료한다. 삼각패턴법은 3개의 별만을 이용한다는 점에서 간단한 반면, 중심점 오차에 의해 인식 실패 확률이 커진다.

그에 비해 그리드 알고리즘을 이용한 별 인식은 영상에 속한 별 패턴 자체를 내장된 카탈로그로부터 생성한 데이터베이스와 비교하기 때문에 인식 정확도가 높다. 이때 중심점 오차가 발생하더라도 동일 그리드에 속하면 같은 별로 인식하게 되므로 정확도가 증가하고, 또한 시계(FOV, field of view)가 충분히 확보된 상태에서는 영상에 속하는 별이 많아지므로 인식 오차를 줄일 수 있다. 그리드 알고리즘의 흐름도는 Fig. 6에 나타낸 바와 같다.

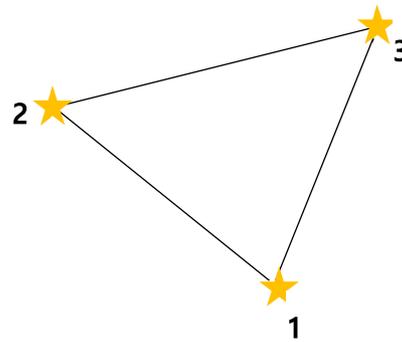


Fig. 5. Triangular pattern matching method on star image.

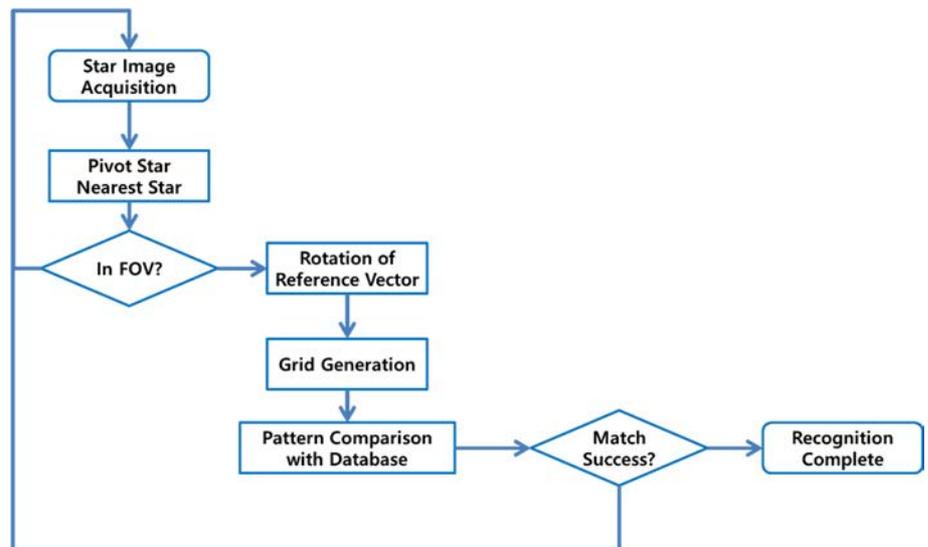


Fig. 6. Flowchart of grid algorithm.

별 추적기로부터 획득한 영상에서 화면 중심에 가장 근접한 별을 Pivot star로 정의하고, 이와 가장 가까운 별을 Nearest star로 정의하였다. Fig. 7에서 둘 간의 벡터를 기준으로 이미지 전체를 회전하고, 격자를 일정 간격으로 만들어 좌측 하단부터 번호를 매긴다. Fig. 8과 같이 격자 순번이 영상에 속한 별 패턴 번호가 되고, 이를 카탈로그로부터 생성한 데이터베이스와 순차 비교하는 것이다. 이때, 그리드 알고리즘의 정확도를 높이기 위해서는 최소한 별이 4개 이상이 존재하는 경우 패턴을 파악하기 용이하다.

4. 별 패턴 인식을 위한 CNN(Convolutional Neural Network) 활용 방안

CNN 기법은 입력된 이미지에서 특징점을 추출하고 분류하는데 고성능을 보이는 신경망 구조이다[6,7]. 기본적으로 4단계인 합성곱 층, 활성화 함수층, 풀링층, 완전연결 층으로 구성된다. 먼저 합성곱 층에서는 이미지에서 특징을 추출하는 연산을 수행하는 역할을 한다. 입력 이미지 X 와 커널 필터 K 가 주어졌을 때, 출력 특징 맵 Y 는 식 (5)와 같이 정의할 수 있다. 여기에서 b 는 편향 값이다.

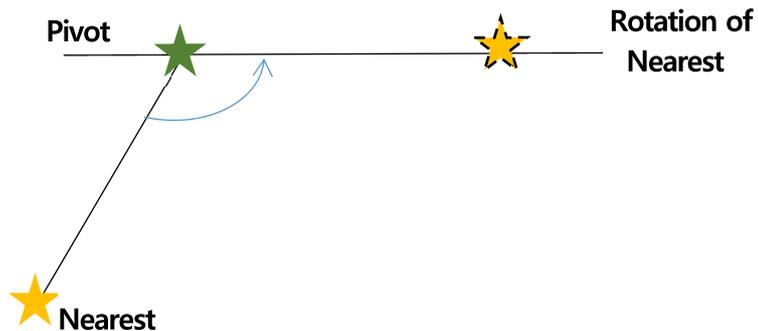


Fig. 7. Rotation of nearest star to pivot local line.

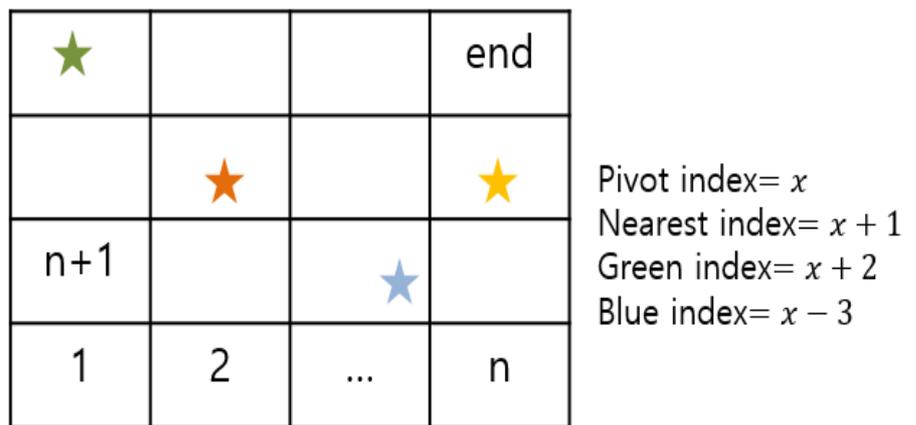


Fig. 8. Grid number matching for grid algorithm.

$$Y(i, j) = \sum_{m=0}^{k_H-1} \sum_{n=0}^{k_W-1} \sum_{c=0}^{C-1} X(i + m, j + n, c) \cdot K(m, n, c) + b \tag{5}$$

다음으로 활성화 함수층에서는 비선형성을 도입하여 신경망이 복잡한 패턴을 학습하는 기능을 한다. 대표적인 활성화 함수로 ReLU(Rectified Linear Unit)를 사용하며 이는 식 (6)과 같다.

$$f(x) = \max(0, x) \tag{6}$$

ReLU 함수는 음수는 0으로 변환함으로써 신경망 학습 속도를 높이고, 기울기 소실 문제를 완화하는 효과를 가진다.

세번째로 풀링층에서는 특징 맵의 크기를 줄여 계산량을 감소시키고, 성능을 높이는 역할을 수행한다. 대표적으로 최대 풀링, 평균 풀링 값을 사용하고 식 (7), (8)과 같이 수행한다. 여기에서 R 은 풀링 영역을 의미한다.

$$Y(i, j) = \max_{(m,n) \in R} X(i + m, j + n) \tag{7}$$

$$Y(i, j) = \frac{1}{|R|} \sum_{(m,n) \in R} X(i + m, j + n) \tag{8}$$

마지막으로 완전연결 층에서는 최종 예측 값으로 변환되는 역할을 수행한다. 특징 맵 벡터 X 와 가중치 행렬 W , 편향 벡터 b 가 주어졌을 때, 식 (9)와 같이 구해진다. 여기에서 σ 는 활성화 함수 ReLU이다.

$$Y = \sigma(WX + b) \tag{9}$$

이렇게 4개의 층으로 구성된 CNN 기법의 학습 목표인 손실함수 최소화를 위해 손실함수 L 은 식 (10)과 같이 정의할 수 있다. 여기서 y_i 는 카탈로그 내에서 실제 별 인덱스, \hat{y}_i 는 완전연결 층에서 예측된 별 인덱스이다. 최종적으로 손실함수의 기울기가 0으로 수렴하도록 확률적 경사 하강법을 통해 식 (11)과 같이 가중치를 업데이트 하여 학습한다. 여기에서 η 는 학습률이다.

$$L = -\sum_{i=1}^N y_i \log(\hat{y}_i) \tag{10}$$

$$\theta \leftarrow \theta - \eta \nabla L \tag{11}$$

5. 별 패턴 인식 기법 정확도 비교 결과

기존 별 패턴 인식 기법인 삼각패턴법, 그리드 알고리즘과 제안하는 CNN을 활용한 별 패턴 인식 기법의 정확도와 신뢰도를 비교하기 위해 Table 2와 같이 카탈로그 데이터셋을 구성하였다.

Table 2. Catalog data set configuration for analysis of star pattern recognition

Data	별 추적기 획득 영상 학습용 500 장 검증용 100 장
Preprocessing	이미지 크기 조정(128 × 128) 노이즈 제거(Gaussian blur 적용)
Performance indicator	정확도
Test condition	노이즈 추가(표준편차 0.1) 밝기 변화(30% 내외에서 랜덤 생성)

제안한 CNN을 활용한 별 패턴 인식 기법을 학습하기 위해 별 영상 500장에 대하여 적용하였다. 그 후 기존 별 패턴 인식 기법인 삼각패턴법, 그리드 알고리즘과의 비교를 위해 검증용 별 영상 100장에 대해 수행한 결과 Table 3과 같이 정확도의 결과가 나왔다. 별 영상 1번의 경우 초기 셋팅 과정에서 CCD 카메라의 흔들림이 발생해서 세 가지 기법 모두 인식이 불가함을 확인하였다. 별 영상 3번의 경우 73번 별이 72번 별에 근접하게 존재하므로 그리드 알고리즘, CNN 적용 기법 모두 추가로 식별하였다. 영상의 개수가 많아 대표적인 3개의 영상에 대한 결과를 도시하였다. 100개의 영상에 대한 평균 정확도는 삼각패턴법 63.6%, 그리드 알고리즘 89.3%, CNN 적용 기법 96.7%로 제안 기법이 우수한 성능을 보임을 확인하였다. 또한 Table 4와 같이 별의 중심 위치를 산출한 픽셀 위치에 대해 표준편차 0.1의 위치 오차를 추가하거나 30% 내외에서 밝기를 랜덤하게 변화를 준 별 영상에 대해서도 제안하는 CNN을 활용한 별 패턴 인식 기법의 정확도가 기존 별 패턴 인식 기법을 적용한 결과보다 인식률에 있어 정확도가 높음을 확인하였다. 표준편차 0.1 수준의 위치 오차가 있는 경우는 패턴 인식의 오류가 발생할 수 있기 때문에 인식 정확도가 5% 정도 감소함을 확인하였다. 밝기 변화가 있을 때 인식 정확도에 있어 큰 영향을 끼치지 않았고, CNN을 활용한 별 패턴 인식 기법 적용 시 100개의 검증용 별 영상에 대해 평균 91.2% 이상의 정확도를 가짐으로써 강건성을 보임을 확인하였다.

검증용 별 영상 100장에 대한 3가지 별 패턴 인식 기법의 총 연산 속도를 Table 5에 기술하였다. 별 추적기 시뮬레이터에서 100장을 순차적으로 촬영하고, 전처리 과정을 통해 별을

Table 3. Result of star pattern recognition accuracy for 3 example image

Method	Image 1	Image 2 (Index: 35, 47, 50)	Image 3 (Index: 33, 62, 66, 67, 72)
Triangular pattern matching	Unrecognizable	35, 47, 51	33, 62, 72
Grid algorithm	Unrecognizable	35, 47, 52	33, 62, 66, 72, 73
CNN application	Unrecognizable	35, 47, 50	33, 62, 66, 67, 72, 73

CNN, Convolutional Neural Network.

Table 4. Result of star pattern recognition accuracy with noise and variation of star brightness

Method	Average accuracy for standard condition (%)	Average accuracy for noise with 0.1 standard deviation (%)	Average accuracy for 30% variation of star brightness (%)
Triangular pattern matching	63.6	57.3	61.5
Grid algorithm	89.3	79.4	82.8
CNN application	96.7	91.2	95.1

CNN, Convolutional Neural Network.

Table 5. Result of star pattern recognition computation speed for 100 star images

Method	Triangular pattern matching	Grid algorithm	CNN application
Computation speed	16.3 sec	11.5 sec	11.8 sec

CNN, Convolutional Neural Network.

추출하여 별 패턴을 인식하여 최종적으로 별 인덱스를 도출하는데 걸리는 소요 시간으로 그리드 알고리즘이 가장 적은 시간이 소요됨을 확인하였고, CNN을 활용한 별 패턴 인식 기법 적용 시 비슷한 시간이 소요됨을 확인하였다.

앞서 별 패턴 인식 기법을 적용하여 카탈로그 상에서 별의 정보를 추출한 뒤, 이를 이용하여 위성의 자세를 결정하기 위해서 n 개의 별에 대해 ECI 좌표계에 대한 별 시선벡터 \hat{r}_i 와 별 추적기 CCD 카메라 면의 동체 좌표계에 대한 시선 벡터 \hat{s}_i 간의 관계식을 식 (12)과 같이 정의할 수 있다[8]. 이때, 2차원의 별 추적기 CCD 화면에 맺히는 별의 위치가 (x, y) 로 주어질 때, 카메라 초점거리 f 를 활용하여 식 (13)과 같이 \hat{s}_i 를 계산할 수 있다. ECI 좌표계 상에서의 방위(RA), 고각(DEC) 정보를 이용하면 식 (14)에서 \hat{r}_i 도 산출된다.

여기에서 A 는 좌표변환 행렬로써, 자세 정보인 롤(ϕ), 피치(θ), 요(ψ)를 산출하기 위해 식 (15)와 같이 방향코사인 행렬을 정의할 수 있다.

$$A\hat{r}_i = \hat{s}_i \text{ for } 1 \leq i \leq n \tag{12}$$

$$A = \sum_{i=1}^3 \hat{s}_i \hat{r}_i^T$$

$$\hat{s}_i = \begin{bmatrix} \frac{f}{\sqrt{x^2+y^2+f^2}} \\ \frac{U}{\sqrt{x^2+y^2+f^2}} \\ \frac{V}{\sqrt{x^2+y^2+f^2}} \end{bmatrix} \tag{13}$$

$$\hat{r}_i = \begin{bmatrix} \cos(RA) \cos(DEC) \\ \sin(RA) \cos(DEC) \\ \sin(DEC) \end{bmatrix} \tag{14}$$

$$\begin{aligned}
 A &= R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi) \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \\
 &\begin{cases} \phi = \tan^{-1}\left(\frac{A_{23}}{A_{33}}\right) \\ \theta = \tan^{-1}\left(-\frac{A_{13}}{\sqrt{A_{11}^2 + A_{12}^2}}\right) \\ \psi = \tan^{-1}\left(\frac{A_{12}}{A_{11}}\right) \end{cases} \tag{15}
 \end{aligned}$$

이를 이용하여 별 영상 100개에 대해 그리드 알고리즘을 적용했을 때와 CNN 기법을 적용한 별 패턴 인식 기법을 적용했을 때의 위성 자세 결정 오차를 분석한 결과 Table 6과 같다. 이때, 별 추적기 2대에 대한 평균 자세 결정 오차 값을 기술하였다. CNN 기법을 적용하여 별 패턴을 인식했을 때 정확도가 높기 때문에, 자세 오차의 평균값이 5% 정도 감소함을 확인하였다. 특히 렌즈의 왜곡에 의해 발생하는 롤 오차의 경우 딥러닝을 통해 학습한 결과 약 17% 개선됨을 확인하였다.

6. 결론

위성이 자율 항법을 하기 위해서 별 추적기를 이용한 별 영상 획득으로부터 자세를 추정하는 작업이 중요하다. 기존 별 추적기 알고리즘은 별의 상대적인 위치와 각도를 기법으로 패턴을 인식하여 별 인덱스를 식별하였다. 하지만 센서 잡음, 별 밝기의 변화, 일시적 가림 현상 등이 존재하는 경우 별 패턴 인식의 정확도가 감소하는 오류가 있다. 따라서 이를 해결하기 위해 본 논문에서는 CNN 기법을 적용한 딥러닝을 활용하여 별 패턴을 인식하는 연구를 수행하고 알고리즘을 제안하였다. 기존의 삼각패턴법과 그리드 알고리즘과 제안한 기법을 비교하고, 전처리 과정으로 추출한 별의 중심위치에 대한 표준편차 0.1 수준의 위치 오차, 밝기 변화가 조정된 경우에 대해 성능을 비교하고 검증함으로써 강건성을 확보하였다.

이를 통해 별 인식 정확도를 높임으로써 위성의 자세 결정 정확도를 향상시켰으며, 향후 연구에서는 실시간 성능 최적화 및 연산 시간 감소를 위한 추가 연구가 필요하다. 또한 전처리

Table 6. Error analysis for satellite attitude estimation with grid algorithm and CNN application method

Method	Grid algorithm			CNN application method		
Unit: arcsec	Roll	Pitch	Yaw	Roll	Pitch	Yaw
Error mean value	164.88	55.08	80.64	136.44	52.2	77.04
Error standard deviation	75.6	108.72	28.8	65.16	100.44	23.4

CNN, Convolutional Neural Network.

과정에서 별의 중심 위치를 산출함에 있어서 추가적으로 딥러닝을 활용한 성능 개선 연구가 필요하다.

감사의 글

이 논문에 대하여 중요한 지적과 코멘트를 하여 주신 익명의 심사위원님들께 감사드립니다.

References

1. Carmeli G, Ben-Moshe B, AI-based real-time star tracker, *Electronics*. 12, 2084 (2023). <https://doi.org/10.3390/electronics12092084>
2. Moon KJ, Park WS, Ryoo CK, A image distortion compensation for improving the attitude determination accuracy of star-tracker simulator, in *KSAS 2015 Spring Conference*, Jeongseon, Korea, 23-24 Apr 2015.
3. Kim KD, Bang HC, Highly robust autonomous star identification algorithm using singular value, in *KSAS 2019 Fall Conference*, Jeju, Korea, 20-23 Nov 2019.
4. Kim JM, Lee HJ, Yoon HC, Verification of star tracker algorithm for cube-satellite, in *KSAS 2018 Fall Conference*, Jeju, Korea, 28 Nov-1 Dec 2018.
5. Yoon HS, Lee BH, Lee HG, Star image processing and centroiding algorithm for star sensor, in *KSAS 2010 Spring Conference*, Yongpyong, Korea, 15-16 Apr 2010.
6. Lee D, Sun YG, Kim SH, Sim I, Lee KS, et al., CNN-based image rotation correction algorithm to improve image recognition rate, *J. Inst. Internet Broadcast. Commun.* 20, 225-229 (2020). <https://doi.org/10.7236/JIIBC.2020.20.1.225>
7. Yang SB, Lee SJ, Improved CNN algorithm for object detection in large images, *J. Korea Soc. Comput. Inf.* 25, 45-53 (2020). <https://doi.org/10.9708/jksoci.2020.25.01.045>
8. Kim H, Hyun C, Lee H, Kim D, Research of satellite autonomous navigation using star sensor algorithm, *J. Space Technol. Appl.* 4, 232-243 (2024). <https://doi.org/10.52912/jsta.2024.4.3.232>

Author Information

김 현 승 hyunseung.kim2@lignex1.com



2016년 인하대학교에서 항공우주공학과 제어 및 유도 전공으로 석사학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이지넥스원에서 선임연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시물레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 딥러닝을 활용한 제어기 설계 관련 연구를 하고 있다.

이 호 진 hojin.lee2@lignex1.com



2011년 서울대학교에서 기계항공공학부 항공우주공학과 공학박사 학위를 취득한 후, 2011년부터 엘아이지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 운동체의 동역학, 제어, 모델링/시물레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 인공위성의 동역학 모델 관련 연구를 중점적으로 수행하고 있다.

현 철 chul.hyun2@lignex1.com



2011년 서울대학교에서 전기컴퓨터공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2011년부터 엘아이지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시물레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 딥러닝을 활용한 수중운동체 및 항공기 항법을 중점적으로 연구하고 있다.

김 동 건 donggeon.kim@lignex1.com



2016년 중앙대학교에서 기계공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 광학, 적외선, 열전달 관련 모델링/시물레이션을 통한 전자광학감시장비 효과도 분석을 수행 중이며, Generative AI를 적용한 감시체계 성능 분석 연구를 중점적으로 수행하고 있다.

연구논문

미지 우주물체의 궤도 산출을 위한 광학 관측 기반 Streak 영상 획득 운용 기법

현 철^{1†}, 김동건¹, 김현승¹, 박승욱²

¹엘아이지넥스원 해양연구소

²엘아이지넥스원 광정보융합연구소



Received: January 18, 2025

Revised: January 31, 2025

Accepted: February 1, 2025

†Corresponding author :

Chul Hyun

Tel : +82-31-5178-4293

E-mail : chul.hyun@gmail.com

Copyright © 2025 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

Chul Hyun

<https://orcid.org/0009-0006-7300-0740>

Donggeon Kim

<https://orcid.org/0009-0005-2374-1252>

Hyunseung Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4021-5914>

Seungwook Park

<https://orcid.org/0009-0009-8817-7284>

Optical Observation-Based Streak Image Acquisition Operation Method for Orbit Determination of Unknown Space Objects

Chul Hyun^{1†}, Donggeon Kim¹, Hyunseung Kim¹, Seungwook Park²

¹Maritime R&D Center, LIG Nex1, Seongnam 13488, Korea

²EO/IR Systems R&D Center, LIG Nex1, Seongnam 13488, Korea

요약

광학 측정을 이용하여 미지 우주 물체의 궤도 산출을 하기 위해서는 여러 개의 streak 영상을 확보해야 하며, 이를 위해 표적을 놓치지 않고 연속적으로 추적할 수 있는 광학 추적 기법이 필요하다. 기존 방법은 개별 촬영 후 망원경을 이동시키는 방식이었으나, 본 연구에서는 일정 구간에서 고정된 상태에서 표적을 촬영하고, 표적이 FOV(field of view)를 벗어나기 직전에 망원경을 이동하여 다시 촬영하는 방식을 적용하였다. 이를 통해 표적을 지속적으로 추적하면서 사전 정보가 없는 미지 우주 표적의 streak 촬영을 안정적으로 수행할 수 있도록 하였다. 적용한 기법의 성능을 검증하기 위해 한반도 지상 관측소에서 관측 가능한 저궤도(low Earth orbit, LEO) 위성의 다양한 궤적을 이용한 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 결과로 극단적인 조건을 제외하면 대부분의 경우 표적을 안정적으로 추적하면서 streak 촬영을 수행할 수 있음을 확인하였다. 실제 관측 실험을 통해, 본 연구에서 적용한 방법의 실용성을 평가하였으며, 연속적인 추적을 통해 streak 촬영이 성공적으로 이루어졌음을 확인하였다.

Abstract

To determine the orbit of an unknown space object using optical measurements, multiple streak images must be obtained, requiring an optical tracking method that ensures continuous target tracking without loss. The previous approach involves capturing individual images and then repositioning the telescope. In this study, we apply a method in which the telescope remains fixed while capturing the target over a certain interval and then moves just before the target exits the field of view (FOV) to continue imaging. This approach minimizes unnecessary telescope movements while ensuring continuous target tracking and stable streak imaging. To validate the performance of the applied method, simulations were conducted using various trajectories of low Earth orbit (LEO) satellites observable from ground stations in Korea. The results confirm that, except for extreme cases, the method allows stable target tracking and successful streak imaging. Furthermore, real

observation experiments were performed to assess the practical applicability of the applied method, demonstrating that continuous tracking enabled successful streak imaging.

핵심어: 미지 우주 물체, 광학 추적, streak 영상, 구간별 추적, 초기 궤도 산출

Keywords: unknown space object, optical tracking, streak image, stepwise tracking, initial orbit determination

1. 서론

우주 환경에의 감시 및 추적 기술은 점점 더 중요해지고 있다. 인공위성 및 우주 파편의 증가로 인해 지구 저궤도(low Earth orbit, LEO)의 지속적인 모니터링이 필수적이며, 이를 위한 다양한 탐색 및 추적 기법이 연구되고 있다[1-7]. 레이더 기반 감시 시스템은 거리 및 속도 정보를 직접 획득할 수 있는 장점이 있으나, 넓은 탐지 범위를 확보하기 위해서는 대규모 인프라가 필요하며, 특정 고도 이상에서는 탐지 성능이 제한될 수 있다. 반면, 광학 관측 시스템은 비교적 간단한 장비로도 광범위한 우주 물체를 추적할 수 있는 장점이 있으며, 이러한 특성으로 미지의 우주 물체(unknown space object, USO)에 대한 탐색 및 초기 궤도 산출(initial orbit determination, IOD) 과정에 적용되고 있다.

광학 관측을 통한 우주 물체의 궤도 결정은 일반적으로 streak 영상을 이용하여 수행된다. Streak 영상은 일정 시간 동안 노출을 유지하여 촬영된 이미지로, 표적이 이동한 궤적을 밝은 선형 구조로 나타낸다. 이를 별지도(star map)와 비교하면 표적의 정확한 적경(right ascension, RA) 및 적위(declination, Dec)를 추출할 수 있으며, 서로 다른 시점에서 획득한 세 개 이상의 streak 영상을 이용하면 고전적인 IOD 방법(laplace, Gauss, gooding 등)을 적용하여 표적의 궤도를 추정할 수 있다[8,9]. 따라서, 미지 우주 물체의 초기 궤도 결정을 위해서는 지속적으로 streak 영상을 획득하는 것이 필수적이다.

기존 연구에서는 미지 우주 물체의 탐색 및 연속 추적을 위해 다양한 접근법이 제안되어 왔다. 초기 연구에서는 단일 streak 영상을 이용하여 다음 촬영 지점을 예측하는 방법이 검토되었으나, 관측 간격이 길어질 경우 예측 오차가 증가하여 연속적인 촬영이 어려워지는 문제가 있었다[3]. 이후, 연속적인 centralized tracking 기법이 적용되었으며, 이는 초당 수십 프레임의 연속 촬영을 통해 표적을 이미지 중심에 있도록 추적하는 방식이다[4,5]. 이 방법은 streak 촬영을 수행하기 전까지 망원경의 연속적인 움직임이 필요한 단점이 있었다.

본 연구에서는 기존 방식의 단점을 보완하고, 보다 효율적인 streak 영상을 획득할 수 있는 운용 기법을 검토하였다. 적용한 방법에서는 고정된 위치에서 연속적인 촬영을 수행한 후, 표적이 시야각을 벗어나기 직전에 망원경을 다음 예상 위치로 이동하여 다시 촬영하는 방식을 사용하였다. 이를 통해 마운트의 불필요한 움직임을 최소화하면서도 연속적인 추적이 가능하도록 구성하였다. 특히, guide 카메라를 활용하여 표적을 지속적으로 추적하고, 고해상도 영상을 획득할 수 있는 EO 카메라를 이용해 일정 시간 간격으로 streak 촬영을 수행함으로써, 연속적인 추적과 streak 영상 획득을 동시에 만족할 수 있도록 하였다.

본 논문에서는 제안된 운용 기법의 성능을 검증하기 위해 다양한 궤적 조건을 적용한 시뮬레이션 실험을 수행하였으며, 실제 촬영 데이터를 이용하여 방법의 적용 가능성을 검토하였다. 성

능 평가는 표적을 연속적으로 추적할 수 있는지를 성공/실패 기준으로 설정하고, 다양한 고각 및 속도 조건에서 연속 추적이 가능한지를 분석하였다.

본 연구는 기존의 광학 기반 우주 감시 방법이 갖는 한계를 보완하고, 보다 실용적인 streak 영상 획득 운용 기법을 제시하는 데 초점을 둔다. 이후 장에서는 제안된 시스템의 세부적인 운용 개념을 설명하고, 시뮬레이션 및 실험 결과를 기반으로 성능을 평가한다.

2. 제안 광학 추적 운용 기법

2.1 기존 방식과 제안 기법 비교

사전 정보가 없는 우주 표적의 궤도 정보를 광학 관측을 통해 산출하기 위해서는 여러 개의 streak 영상을 확보하는 과정이 필수적이다. 이를 위해서는 표적을 지속적으로 추적하면서 안정적으로 관측할 수 있는 기법이 필요하다.

기존의 접근 방식(이하 중심 유지 추적, centralized tracking)은 표적을 FOV(field of view) 중앙에 유지하면서 연속적으로 추적하는 방식이다. 이를 위해 망원경 마운트를 지속적으로 조정하며 표적이 중앙에서 벗어나지 않도록 한다. 이 방식은 표적이 안정적으로 유지된다는 장점이 있지만, 마운트가 계속해서 움직여야 하므로 기계적인 부담이 크고, 운용 과정이 복잡해지는 단점이 있다.

본 논문에서는 이러한 문제를 고려하여 구간별 추적(stepwise tracking) 방식을 광학 관측 환경에 적용하고 성능을 분석하였다. Stepwise tracking 방식에서는 망원경이 지속적으로 움직이지 않고, 표적이 FOV 내부에서 관측되는 동안 정지한 상태에서 연속적으로 이미지를 촬영한다. 이후, 표적이 FOV 경계를 벗어나기 직전에 현재까지의 속도 정보를 이용하여 다음 관측 지점을 예측하고, 마운트를 해당 위치로 이동한 후 다시 동일한 과정을 반복한다. 이를 통해 마운트의 불필요한 움직임을 최소화하면서도 표적을 연속적으로 추적할 수 있으며, 궁극적으로 streak 영상을 안정적으로 촬영할 수 있다.

기존 방식과 적용한 방식의 차이를 개념적으로 도식화한 결과를 Fig. 1에 나타내었다. Fig. 1(a)는 중심 유지 추적 방식을, Fig. 1(b)는 stepwise tracking 방식을 나타낸다. 기존 방식에서는 표적을 FOV 중앙에 유지하기 위해 마운트를 지속적으로 조정해야 하며, 표적의 이동에 따라 계속해서 움직여야 한다. 반면, stepwise tracking 방식에서는 표적이 FOV 내부에서 관측되는 동안 망원경이 정지한 상태를 유지하며 연속적으로 촬영한 후, 적절한 시점에 다음 위치로 이동한다. 이를 통해 망원경의 움직임을 최소화하면서도 연속적인 표적 추적이 가능하다.

Stepwise tracking 방식의 가장 큰 장점은 마운트의 움직임을 줄여 기기적 부담을 낮추고 운용을 단순화할 수 있다는 점이다. 일반적으로, 이 방식은 표적이 비교적 선형적인 궤적을 따를 때 효과적이며, 비선형적인 움직임이나 관측 오차가 포함될 경우 추적 성능이 저하될 것으로 예상된다. 이를 확인하기 위해, 실제 운용 환경에서 stepwise tracking 방식이 어느 정도의 연속 추적 성능을 발휘할 수 있는지를 평가하였다. 본 논문에서는 다양한 조건에서 연속 추적 가능 여부를 평가하는 시뮬레이션을 수행하였으며, 해당 결과는 3장에서 상세하게 제시한다.

2.2 구간별 추적을 위한 중심점 결정 알고리즘

본 연구에서 적용한 stepwise tracking에서는 표적이 FOV 내에서 관측되는 동안 망원경을

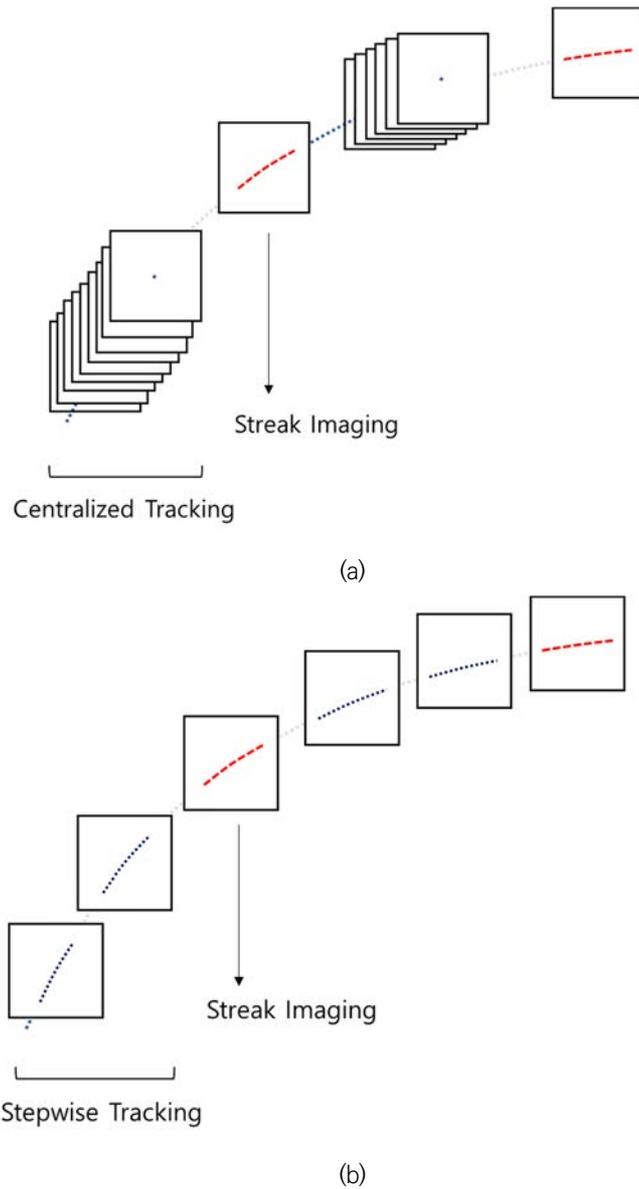


Fig. 1. Comparison of tracking methods for streak imaging. (a) Previous approach: centralized tracking, (b) applied method: stepwise tracking.

고정한 상태로 유지하다가, 표적이 시야를 벗어나기 직전에 새로운 중심점으로 이동하는 방식으로 동작한다. 이를 위해서, 마지막 관측된 표적의 속도를 기반으로 다음 중심점을 예측하는 과정이 필요하다.

우선, 표적이 FOV를 벗어나기 직전의 두 개의 관측 데이터를 이용하여 방위각(azimuth) 및 고각(elevation) 속도를 각각 계산할 수 있다.

$$v_{az} = \frac{az_{end} - az_{end-1}}{\Delta t}, \quad v_{el} = \frac{el_{end} - el_{end-1}}{\Delta t} \quad (1)$$

여기에서 v_{az} 와 v_{el} 는 각각 방위각 속도(azimuth velocity)와 고각 속도(elevation velocity)를 의미하며, Δt 는 두 관측 지점 사이의 시간 간격을 의미한다.

속도 벡터의 방향을 결정하기 위해, 방위각과 고각 속도의 비율을 식 (2)와 같이 정의할 수 있다.

$$slope_v = \frac{v_{el}}{v_{az}} \quad (2)$$

이제, 표적이 FOV 내에서 이동하는 예상 거리를 계산할 수 있다. 마진을 고려한 시야 범위와 속도 벡터의 기울기를 이용하면 FOV를 가로지르는 거리는 다음과 같이 표현된다.

$$d_{FOV} = \theta_{FOV} \times \sqrt{1 + slope_v^2} \quad (3)$$

표적의 총 속도는 다음 식 (4)와 같이 계산되므로,

$$v_{total} = \sqrt{v_{az}^2 + v_{el}^2} \quad (4)$$

식 (3), (4)를 이용하면 망원경이 새로운 중심점으로 이동한 후, 다음 스텝에서 표적이 시야 내에서 유지되는 시간을 계산할 수 있다. 이는 망원경이 이동한 이후, FOV 내에서 표적이 촬영될 수 있는 지속 시간을 의미하며, 촬영 가능 시간($t_{capture}$)으로 정의한다.

$$t_{capture} = \frac{d_{FOV}}{v_{total}} \quad (5)$$

새로운 중심점의 위치를 결정하기 위해서는 망원경 마운트가 다음 스텝의 위치로 이동하는 시간을 고려해야 한다. 이를 마운트 이동시간(t_{mount})이라 정의하면, 기존 마지막 관측점에서 다음 중심점까지의 표적이 이동하는 시간 t_{next} 은 다음 식 (6)과 같이 표현된다.

$$t_{next} = t_{mount} + \frac{t_{capture}}{2} \quad (6)$$

여기서 t_{mount} 는 마운트가 이동하는 데 걸리는 시간으로, 이동의 신속성과 정확성에 중요한 영향을 미친다. 일반적으로 t_{mount} 가 작을수록 다음 촬영을 빠르게 시작할 수 있어 예측 오차를 줄일 수 있다. 그러나 마운트가 물리적으로 움직이는 시간이 필요하므로, 지나치게 작은 값은 현실적으로 적용하기 어렵다. 반대로 t_{mount} 가 클 경우, 마운트는 충분한 시간을 두고 부드럽게 이동할 수 있으나, 이로 인해 표적 위치 예측 오차가 증가할 가능성이 있다. 이러한 영향은 이후 시뮬레이션 결과 분석에서 더욱 상세히 다루어진다.

마지막으로, 새로운 중심점의 방위각 및 고각을 계산하면 식 (7)과 같다.

$$\begin{aligned} az_center_{next} &= az_{pre} + v_{az} \times t_{next} \\ el_center_{next} &= el_{pre} + v_{el} \times t_{next} \end{aligned} \quad (7)$$

여기에서 az_{pre} 및 el_{pre} 는 기존 마지막 관측 지점의 방위각 및 고각 값이며, 계산되는 $az_{center_{next}}$ 와 $el_{center_{next}}$ 는 망원경 마운트가 이동해야 할 새로운 중심점을 나타낸다. 이러한 방식으로 stepwise tracking 기법에서 각 관측 스텝의 중심점을 결정하는 과정이 수행되며, 이후 실험과 시뮬레이션을 통해 제안된 기법의 성능을 평가한다.

3. 시뮬레이션을 통한 성능 검증

본 연구에 적용한 stepwise tracking 기법이 실제 운용에서 저고도 위성을 연속적으로 추적할 수 있는지를 검증하기 위해, MATLAB을 활용한 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서는 망원경이 다음 예측된 중심점으로 이동한 후에도 표적이 시야내에서 연속적으로 추적될 수 있는지를 확인하고, 이를 반복적으로 수행할 수 있는지를 검증하는 것을 주요 목적으로 하였다. 이를 위해 일정 시간이 지난 후 예상되는 표적의 위치를 예측하고, FOV 내에서 지속적으로 탐지할 수 있는지를 평가하는 방식으로 진행되었다.

측정 과정에서 발생할 수 있는 오차를 반영하기 위해 ± 1.5 픽셀 범위에서 균등 분포(uniform distribution)를 따른다고 가정하였다. 일반적으로 표적 크기(N픽셀)에서 밝기 중심(centroid)을 계산할 때 발생하는 오차는 $1/\sqrt{N}$ 픽셀 수준으로 추정된다. 본 연구에서 관측되는 표적 크기(45-60픽셀)에 대해 이론적으로 0.13-0.15 픽셀 수준의 오차가 예상되지만, 실제 영상에서의 센서 노이즈, 광학계의 PSF(point spread function) 효과, 영상 처리 과정에서의 불확실성 등을 고려하여 보다 보수적인 가정으로 ± 1.5 픽셀 범위의 균등 분포로 설정하였다.

3.1 시뮬레이션 환경 및 궤적 설정

시뮬레이션 대상 궤적은 한반도 내 지상 관측소에서 관측 가능한 다양한 특성의 저궤도(LEO) 위성 궤적 12개를 선정하여 생성하였다. 궤적의 특성은 최대 고각 및 고도(altitude)를 기준으로 분류되었으며, 궤적 데이터는 STK(systems tool kit)를 활용하여 생성하였다. 선정된 12개의 궤적은 정규화하여 Fig. 2(a)에 표적의 방위각, Fig. 2(b)에 고각을 각각 도시하였다. 고각 30도 이상부터 관측 가능하다고 가정하였으며 Fig. 2(b)와 같이 최대고각은 45도부터 80도 이상까지 다양한 케이스를 고려하였다.

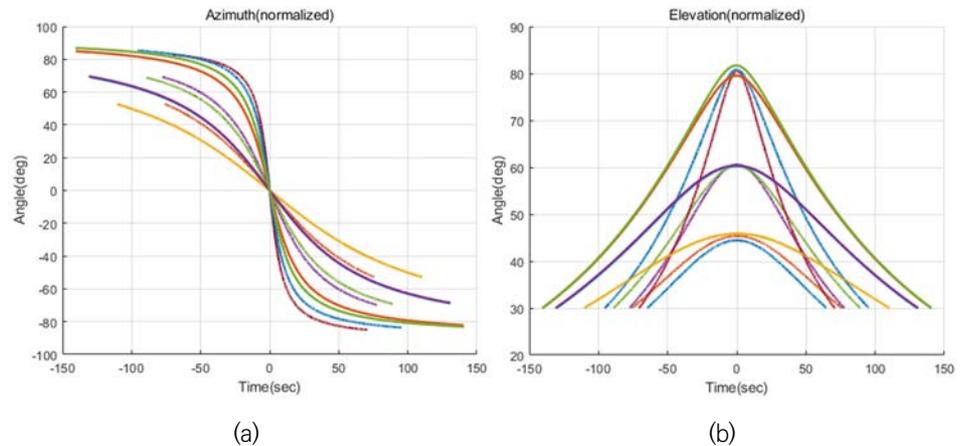


Fig. 2. Normalized azimuth and elevation profiles of target motion. (a) Azimuth, (b) elevation.

최대 고각이 클수록 표적의 관측 궤적은 비선형성이 증가하는 경향을 보이며, 이에 따라 실제 관측 시 예측 오차가 커지거나 표적을 놓칠 가능성이 높아진다. 또한, 고도가 낮을수록 관측 궤적의 변화가 더욱 급격해지는 경향이 있어, 최대 고각이 크면서 고도가 낮은 조건이 가장 가혹한 환경이 된다. 이러한 조건은 시스템의 성능을 검증하기에 다소 까다로울 수 있지만, 다양한 시나리오에서의 추적 가능성을 평가하는 데 의미가 있다.

추가적으로, 제안된 기법에서 다음 촬영 지점으로 이동하는 시간인 t_{mount} 가 연속 추적 성능에 미치는 영향을 평가하기 위해, 이를 0.1초부터 5초까지 변화시키며 시뮬레이션을 수행하였다. 본 실험은 마운트 성능을 직접 고려한 것은 아니며, 이론적으로 t_{mount} 변화가 추적 성능에 미치는 영향을 확인하는 차원에서 진행되었다. 일반적으로 t_{mount} 가 작을수록 속도를 선형으로 가정한 예측 오차가 작아지는 경향을 보이고, 반대로 t_{mount} 가 커질 경우 마운트 운용에는 여유가 생기는 대신 촬영 지점 예측 오차가 증가할 가능성이 있다.

3.2 시뮬레이션 수행 및 분석 방법

각 시뮬레이션 조건에 대해 몬테카를로(Monte Carlo) 방식으로 조건별 100회 반복 실험을 수행하였으며, 실험의 구성은 다음과 같다.

- 12개의 궤적(최대 고각 및 고도별로 분류)
- 각 궤적별 50개의 마운트 이동 시간 설정($t_{mount} = 0.1\text{초} - 5.0\text{초}$)
- 각 조합당 100회씩 반복 실행
- 총 $12 \times 50 \times 100 = 60,000$ 개의 개별 시뮬레이션 수행

초기에는 예측된 중심점과 실제 표적의 위치 차이를 성능 지표로 고려하였으나, 시뮬레이션 과정에서 이러한 값이 반드시 성능을 판단하는 절대적인 기준이 될 수 없음을 확인하였다. 오차가 다소 크더라도 표적이 FOV 내에서 관측되면 추적이 가능하며, 일정한 관측 데이터만 확보되면 다음 스텝을 예측하고 연속적인 추적을 유지할 수 있기 때문이다. 따라서, 본 연구에서는 연속 추적이 가능한지를 보다 직관적으로 평가하기 위해, 전체 추적 과정에서 단 한 번이라도 표적을 놓쳤다면 실패(miss)로, 전 구간에서 성공적으로 추적이 유지되었다면 성공(success)으로 판단하는 방식으로 성능을 평가하였다.

3.3 시뮬레이션 결과 및 분석

Fig. 3에 시뮬레이션 전체 결과를 도시하였다. Y축 값이 1인 것은 특정 시점에서 추적 실패가 발생했음을 의미하며, 0인 것은 전 구간 동안 실패 없이 연속적인 추적이 가능했음을 의미한다. 총 12개의 궤적 중 9개 궤적(4-12번 궤적)에서는 모든 실험에서 연속 추적이 성공적으로 수행되었으며, 이 경우 Y축 값이 0으로 겹쳐져 표시되었다. 반면, 1, 2, 3번 궤적에서는 t_{mount} 값이 특정 값보다 커지면 추적 실패가 발생하는 패턴을 보였다.

총 60,000번의 실험 중 3,271번의 추적 실패 결과가 나왔는데, 이는 모두 최대 고각이 80도 이상인 가혹한 조건에서 발생한 결과이다. Traj 1에서는 2,169번, Traj 2에서는 1,096번, Traj 3에서는 6번의 실패가 발생하였으며, 각각 마운트 이동 시간이 2.7, 3.6, 4.9초보다 커

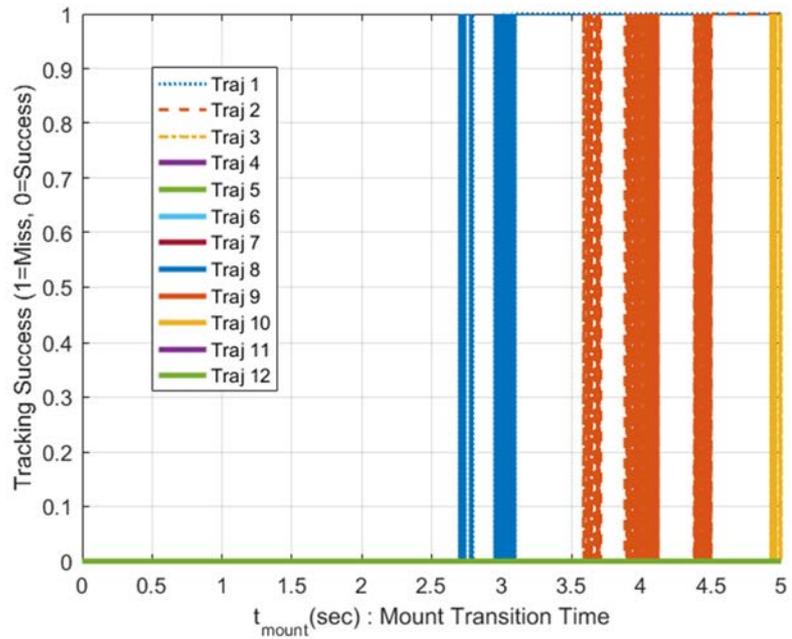


Fig. 3. Tracking success per trajectory as a function of t_{next} (mount transition time).

지는 구간부터 추적 실패가 시작되었다. 이는 높은 고각에서 비선형적인 빠른 이동 속도로 인해 예측 오차가 증가하는 극단적인 조건에서 발생한 결과로 해석할 수 있다. 반면, 가혹조건 외의 일반적인 조건에서는 본 연구에서 적용한 stepwise tracking 기법만으로도 안정적인 연속 추적이 가능함을 확인할 수 있었다.

Fig. 3에서 실패가 발생한 3개 궤적에서도 추적 실패는 마운트 이동 시간(t_{mount})이 특정 시간 보다 크게 설정된 경우에만 발생하는 경향을 보였다. 이는 이동 시간이 길어질수록 속도 기반 예측의 오차가 증가하면서, 실제 표적 위치와 예측 위치 간의 편차가 커지는 결과를 초래하기 때문이다. 단순한 속도 기반 예측 방식보다 정교한 궤적 보정 기법을 적용할 경우 이러한 한계를 완화할 가능성이 있다. 다만 본 연구에서는 추가적인 보정 없이도 일반적인 조건에서는 충분한 성능을 제공함을 입증하는 데 초점을 맞추었다.

4. 망원경 적용 및 시험 결과

본 연구에서는 실제 관측 환경에서 적용한 stepwise tracking 기법의 성능을 검증하기 위해, 위도 36.00°, 경도 129. 00 °, 고도(약 1,000 m)의 위치한 관측소에서 시민박명(civil twilight) 시간대에 실측 실험을 수행하였다. 대상 위성은 Cosmos 367으로, 약 970 km의 고도를 가지며, 관측 당시 최대 고각이 약 80°에 도달하는 궤적을 나타냈다.

광학 추적 과정에서는 촬영된 영상에서 표적을 효과적으로 검출하는 과정이 필요하다. 일반적으로, 표적 위성과 배경 천체를 구분하기 위해, 연속된 영상 프레임을 비교하여 움직이는 물체를 탐지하고, 후보 표적을 선정하는 방식이 적용된다. 본 연구에서는 탐지 과정에서 일정 프레임 이상 동안 지속적으로 움직이는 물체를 표적으로 인식하였으며, 신호 강도와 크기 정

보를 함께 고려하여 검출 신뢰도를 높였다. 이후, 위치 변화 및 속도를 분석하여 안정적인 연속 추적이 가능하도록 구성하였다.

실험에서는 초기 탐색 단계에서 공개된 TLE 정보를 이용하여 추적 시작점을 설정하였으나, 이후 탐지 및 추적 과정에서는 사전 궤도 정보를 활용하지 않고, 실시간 관측 데이터만을 기반으로 수행하였다. 실험의 효율성을 고려하여 탐색 과정은 생략하고, 탐지 알고리즘부터 철저하게 사전 정보 없이 진행하여서 실시간 관측 데이터만으로 안정적인 추적이 가능한지를 확인하였다.

최대 고각이 80° 에 이르는 경우에도 상승 구간에서 최대 고각을 지나 하강 구간까지 연속적으로 추적할 수 있었음을 실측 결과를 통해 확인할 수 있었다. Fig. 4는 이러한 stepwise tracking 방식으로 획득된 streak 영상을 나타낸다. 본 연구에서 적용한 방법을 이용하여 사전 정보 없이 연속적인 추적이 수행되었으며, 특정 시점에서 고해상도 EO 카메라를 통해 streak 촬영이 이루어졌다.

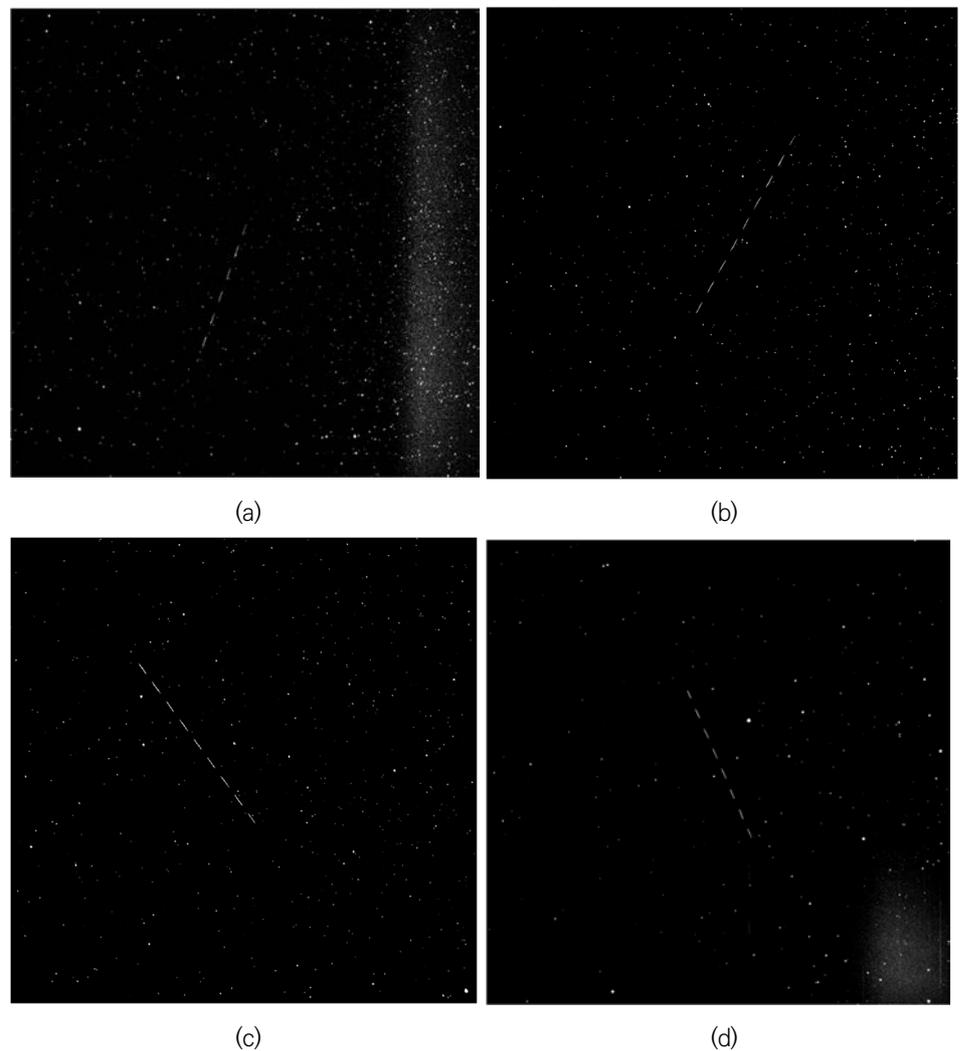


Fig. 4. Streak images captured through stepwise tracking. (a) Streak 1, (b) streak 2, (c) streak 3, (d) streak 4.

Fig. 5는 관측 중 guide 카메라로 촬영된 영상을 누적하여 표적의 이동 경로를 시각적으로 보여준다. 각 guide 촬영 시점에서 표적이 지속적으로 탐지되었으며, 촬영 샘플은 최소 22개에서 최대 90개까지 확보되었다. 예를 들어, Fig. 5(a)는 18시 55분 26초에서 18시 55분 34초에 걸쳐 촬영된 것이며, 총 84개의 촬영 샘플을 한 장에 누적하여 도시한 결과이다.

실제 실험에서는 사전 궤도 정보를 활용하지 않은 상태에서 stepwise tracking 기법을 적용하였음에도 불구하고, 상승 구간에서 최대 고각을 지나 하강 구간까지 연속적인 추적이 성공적으로 수행되었다. 본 실험 대상인 위성은 최대 고각이 80°까지 도달하는 궤적을 보였으나, 상대적으로 높은 고도의 표적이기 때문에 3장 시뮬레이션의 가속조건 보다는 급격한 속도 변화가 발생하지 않았다. 이런 연유로 전 구간에 걸쳐 지속적인 관측 및 streak 영상 획득이 이루어질 수 있었다.

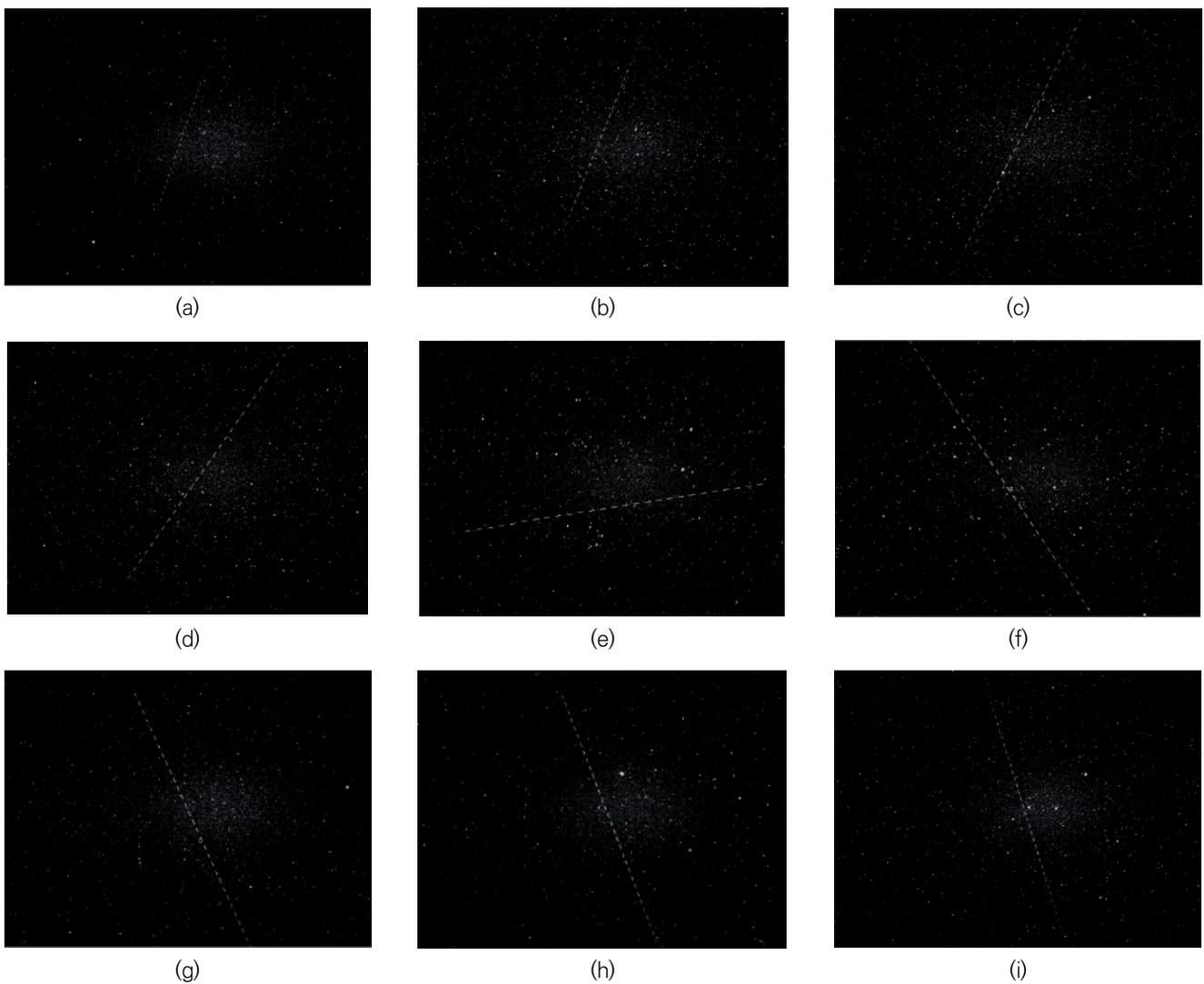


Fig. 5. Composite images of stepwise tracking. (a) Intermediate frame, (b) streak timing, (c) intermediate frame, (d) streak timing, (e) intermediate frame, (f) streak timing, (g) intermediate frame, (h) streak timing, (i) intermediate frame.

5. 결론

본 연구에서는 사전 정보 없이 미지의 우주물체를 추적하고 streak 영상을 획득하기 위한 광학 추적 기법을 적용하고 평가해 보았다. 기존 방식은 개별 촬영 후 망원경을 이동시키는 방식으로, 연속적인 마운트 조정이 필요하여 기계적 부담이 컸다. 이에 반해, 본 연구에서 적용한 방법은 일정 구간 동안 망원경을 고정하여 표적을 촬영하고, 표적이 FOV를 벗어나기 직전에 망원경을 이동하는 방식으로 동작한다. 이를 통해 마운트의 불필요한 움직임을 줄이면서도 표적을 지속적으로 추적하여 streak 촬영을 안정적으로 수행할 수 있음을 보였다.

적용된 stepwise tracking 기법의 성능을 검증하기 위해 한반도 지상 관측소에서 관측 가능한 다양한 저궤도(LEO) 위성 궤적을 이용한 시뮬레이션을 수행하였으며, 극단적인 조건을 제외하면 대부분의 경우 표적을 안정적으로 추적하면서 streak 촬영이 가능함을 확인하였다. 또한, 실제 관측 실험을 통해 본 연구에서 제안한 기법의 실용성을 평가하였으며, 연속적인 추적을 통해 streak 촬영이 성공적으로 이루어졌음을 확인하였다.

향후 연구에서는 보다 정교한 속도 예측 기법을 적용하여 표적의 이동을 더욱 정확하게 보정하고, 다양한 관측 조건에서의 성능을 평가하는 방향으로 확장할 예정이다. 이를 통해 본 연구에서 적용한 기법을 보다 넓은 범위의 우주 감시 및 추적 시스템에 효과적으로 적용될 수 있을 것으로 기대한다.

감사의 글

이 논문에 대하여 중요한 지적과 코멘트를 하여 주신 익명의 심사위원님께 감사드립니다.

References

1. Yu KY, Chung DW, Tracking and orbit determination of International Space Station using radar, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 44, 447-454 (2016). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.5.447>
2. Krag H, Klinkrad H, Flohrer T, Fletcher E, The European surveillance and tracking system - services and design drivers, Proceedings of the SpaceOps 2010, AIAA, Huntsville, AL, 25-30 Apr 2010.
3. Hyun C, Lee S, Lee H, Lee J, Streak estimation method for obtaining orbital information of unknown space objects, J. Korea Inst. Inf. Commun. Eng. 22, 1448-1454 (2018). <https://doi.org/10.6109/jkiice.2018.22.11.1448>
4. Hyun C, Lee S, Lee H, Park SW, Tracking analysis of unknown space objects in optical space observation systems, J. Korea Inst. Inf. Commun. Eng. 25, 1826-1834 (2021). <https://doi.org/10.6109/jkiice.2021.25.12.1826>
5. Hyun C, Lee S, Lee H, Park SW, Combination analysis of optical tracking system design variables for unknown space objects using effectiveness analysis simulation, J. Korea Inst. Inf. Commun. Eng. 26, 1312-1319 (2022). <https://doi.org/10.6109/jkiice.2022.26.9.1312>

6. Wishnek SW, Optimal information theoretic techniques for electro-optical space domain awareness, PhD Dissertation, University of Colorado (2021).
7. Hyun C, Kim DG, Lee S, Park SW, Continuous streak image acquisition optical observation system design for initial orbit determination of uncharted space objects, J. Korea Inst. Inf. Commun. Eng. 27, 620-627 (2023). <https://doi.org/10.6109/jkiice.2023.27.5.620>
8. Vallado DA, Fundamentals of Astrodynamics and Applications (Microcosm Press, Hawthorne, CA, 2013).
9. Hwang H, Park SY, Lee E, Angles-only initial orbit determination of low Earth orbit (LEO) satellites using real observational data, J. Astron. Space Sci. 36, 187-197 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.187>

Author Information

현철 chul.hyun@gmail.com



2011년 서울대학교에서 전기컴퓨터공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2011년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석, 딥러닝을 활용한 수중운동체 및 항법, 우주 물체 추적 및 감시 관련 연구를 수행하고 있다.

김현승 hyunseung.kim2@lignex1.com



2016년 인하대학교에서 항공우주공학과 제어 및 유도 전공으로 석사학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이 지넥스원에서 선임연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 딥러닝을 활용한 제어기 설계 관련 연구를 하고 있다.

김동건 donggeon.kim@lignex1.com



2016년 중앙대학교에서 기계공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 광학, 적외선, 열전달 관련 모델링/시뮬레이션을 통한 전자광학감시장비 효과도 분석을 수행 중이며, Generative AI를 적용한 감시체

계 성능 분석 연구를 중점적으로 수행하고 있다.

박승욱 seungwook.park@lignex1.com



2007년 고려대학교 전기전자전파공학부에서 학사 학위를 취득한 후, 2007년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 감시·정찰용 EO/IR 센서 연구개발을 중심으로, 장거리 감시 시스템 및 고해상도 광학 시스템의 설계와 성능 개선을 수행해왔다. 대

구경 망원경 개발을 비롯한 정밀 광학 시스템 최적화 및 운용 기술 연구에 참여하고 있다.

기술논문

엔지니어링 최적 설계 및 적용: 다중 위성 및 지상안테나의 영상 임무운영 스케줄링 관점에서

이정현[†]

한국항공우주연구원

Engineering Optimal Design and Application: In Terms of Imaging Mission Scheduling for Multiple Satellites and Ground Antennas

Junghyun Lee[†]

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea



Received: January 12, 2025

Revised: January 29, 2025

Accepted: February 1, 2025

[†]Corresponding author :

Junghyun Lee

Tel : +82-42-870-3946

E-mail : jhlee16@kari.re.kr

Copyright © 2025 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

Junghyun Lee

<https://orcid.org/0000-0002-1342-1758>

요약

공학에서의 최적화 및 최적 설계 방법론에 대해 논의한다. 최적화 모델링은 실제 물리적 현상을 제약 조건 내에서 목적 함수를 정의하고 최적화 식으로 표현하는 것을 말한다. 목적함수는 엔지니어가 설계하는 변수에 따라 구성이 되는데 최적의 비용과 효용에 따라 설계 변수는 결정되어야 한다. 최적화 모델링 이후에 최적해를 도출하여야 하는데, 결정론적 방법과 추계적 접근법이 있다. 결정론적 접근법은 볼록성과 Karush-Kuhn-Tucker 조건을 활용하여 전역 최적해를 보장하는 반면, 추계적 접근법은 확률적 기법을 사용하여 전역 최적해에 접근한다. 이 두 접근법은 상호 보완적 특성을 가지며 문제의 특성에 따라 선택적으로 적용된다. 결정론적 방법은 연속적이고 독립적인 변수를 기반으로 해를 보장하지만, 변수의 증가에 따라 계산 복잡도가 기하급수적으로 증가하는 단점이 있다. 반면, 추계적 방법은 랜덤 함수 및 통계적 기법을 활용하여 비선형 및 비연속적 문제에 적용 가능하며 전역 최적해를 보여(show) 줄 수는 있지만 보장(guarantee)하지 못한다는 한계를 가진다. 사례 연구를 위해 다중위성에서의 영상임무운영 최적화 연구 사례를 소개한다. 혼합정수선형계획법을 이용한 결정론적 방법과 유전 알고리즘을 활용한 추계적 접근법을 나타내었다. 유전 알고리즘은 비선형 모델과 이산 공간에서 높은 유연성을 제공하며, 복잡한 문제에서도 준최적해를 탐색하는 데 적합하다. 반면, 혼합정수선형계획법은 선형 모델로 제한되지만, 전역 최적해를 보장하는 특성을 가진다. 시뮬레이션 결과, 유전 알고리즘은 다양한 운영 모드, 복잡한 모델링, 및 영상 임무에서 적용 가능성 및 효용성을 가졌으며, 혼합정수선형계획법은 적용은 제한적이나 자원 활용도를 극대화하면서 설계 범위 내에서 최적해를 도출하는 데 우수한 성능을 보였다. 결론적으로, 본 연구는 다중 위성의 효율적 운영을 위한 최적화 기술의 잠재력을 입증하며, 향후 더 복잡한 시스템으로의 확장을 제안한다.

Abstract

This technical report discusses optimization and optimal design methodologies in engineering. Optimization modeling is that converting physical phenomenon to an objective function within constraints and expressing optimization equation. The objective function depends on design variables, which must be determined based on optimal cost and utility. Then, optimal solutions can be derived using deterministic or stochastic approaches. Deterministic approaches guarantee global optimum

using convexity and Karush–Kuhn–Tucker conditions, whereas stochastic approaches employ probabilistic techniques to approach global optimum. These approaches are complementary, selected based on the problem characteristics. Deterministic approaches ensure solutions applying continuous, independent variables; which lead to exponential computational complexity with increased variables. While, stochastic approaches using random functions and statistical techniques, handle nonlinear and discrete problems but cannot guarantee global optimum. A case study introduces imaging mission operation of multiple satellites. It applies a deterministic mixed–integer linear programming (MILP) approach and a stochastic genetic algorithm (GA). GA offers flexibility in nonlinear models and discrete spaces, making it suitable for complex problems to find near-optimal solutions. MILP limited to linear models but ensures global optimum. Simulation results show GA's applicability and utility in diverse operational modes and complex missions, while MILP excels in maximizing resource utilization and finding optimal solutions within design constraints. This study demonstrates the potential of optimization techniques for efficient multi-satellite operations and suggests expanding to more complex systems.

핵심어: 최적 설계, 모델링 및 시뮬레이션, 결정론적 및 추계적 접근, 다중위성의 영상임무 운영
Keywords: engineering optimal design, modeling and simulation, deterministic and stochastic approaches, imaging mission operation of multiple satellites

1. 최적화 모델링

전통적인 공학에서 모델링은 물리와 수학을 기반으로 실제 현상을 유한한 입력(input)과 출력(output)을 가지는 함수 및 수학적인 형태로 표현하는 과정을 의미하며 이러한 함수 및 수식을 푸는 과정을 시뮬레이션으로 정의할 수 있다[1,2]. 컴퓨터를 활용하여 GUI(graphical user interface)를 통해 설계 결과를 시각화하고, 애니메이션으로 결과를 보여주는 작업을 모델링 및 시뮬레이션이라고 생각하기 쉽다. 물론 이것도 모델링 및 시뮬레이션의 한 형태이다. 다만, 이러한 접근은 수학 및 물리 모델을 기반으로 한 작업을 GUI를 통해 가시적으로 표현한 것일 뿐이다. 대부분의 경우, 문제를 분석적으로(analytic) 바로 해결할 수 없으므로 수치해석(numerical analysis)의 도움을 받아야 한다. 시간 변화 시스템(time-variant system)을 해석하는 경우, 수치해석에서 증분(increment)은 단위 시간으로 정의되며, 이 경우 애니메이션으로 표현할 수 있다. 대표적인 예로 유한요소법(finite element method, FEM), 전산유체역학(computational fluid dynamics, CFD), Simulink 등이 있다[3,4]. 또한, 전공 서적에서 다루는 문제 역시 모델링 및 시뮬레이션의 한 사례로 볼 수 있다. 물리적 현상을 수식으로 표현한 것이 모델링이며, 이를 수작업으로 풀이하더라도 훌륭한 시뮬레이션 결과를 도출할 수 있다. 수치해석, 분석적 접근, GUI, 수학 등은 그 자체로써 의미를 갖기보다는 모델링 및 시뮬레이션을 위한 하나의 도구이다.

이제 개념을 좀 더 확장해 보자. 공학적 관점에서의 최적화 및 최적 설계는 두 단계로 나눌 수 있다. 첫 번째 단계는 현재 문제를 제약조건과 절차를 고려하여 최적화 공식으로 표현하는 것이다. 이는 설계 및 모델링과 밀접한 연관이 있다. 공학적 현상에 영향을 미치는 변수는 무수히 많으며, 하나의 변수에서 여러 가지 공학적 의미를 가진 현상이 나타날 수 있다. 공학적 현상 및 변수들 간에는 상호 상관 관계(correlation)가 존재한다. 가능한 많은 변수와 현상을 고려하는 것이 정확성을 높이는 데 도움이 되지만, 높은 정밀도를 요구할수록 계산 비용은 기

하급수적으로 증가한다. 자연과학과 공학의 가장 큰 차이는 공학에서는 비용(cost)와 효용(utility)을 고려한다는 점이다. 최적 지점을 결정하는 것이 하나의 중요한 모델링이다(Fig. 1). 실제 문제를 최적화 식으로 정의했다는 것 자체가 큰 의미를 가진다. 이는 해당 문제를 최적화 알고리즘을 통해 풀이할 수 있음을 의미하기 때문이다.

해석하고자 하는 공학적 현상을 목적 함수(objective function)로 정의해야 하며, 이에 영향을 미치는 변수들 중 주요 변수는 엔지니어에 의해 설계 변수(design variable)로 선택된다. 최소한의 설계 변수로 설계 허용 범위 내에서 문제를 정의해야 한다. 설계 변수와 해석 대상 현상 간의 관계는 최적화의 목적 함수로 표현된다. 설계 변수는 서로 독립적인 것이 이상적이며, 만약 상호 상관 관계가 존재하면 변수 조정 시 최적화가 어려워질 수 있다. 다변수 최적화 공식은 일반적으로 식 (1)과 같이 표현된다[5].

■ General optimization formulation (1)

- Objective function
 - Min $f(\bar{X})$
- Design variable
 - $\bar{X} = (x_1, x_2, x_3, \dots)$
- Constraint
 - $g(\bar{X})_i \leq 0, i = 1 \text{ to } p$
 - $h(\bar{X})_j = 0, j = 1 \text{ to } m$

다음 단계로는 공식이 세워진 이후에 주어진 제약 조건 내에서 최대 혹은 최소의 목적값을 찾는 것이다. 최적화 문제를 해결하는 라이브러리는 많이 개발 및 공개가 되어 있다. 구조 최적화 혹은 전기 시스템 최적화에서 일반적으로 변수들이 상호 직교(orthogonal)하며 변수들은 연속(continuous)이거나 구간 연속(piecewise continuous) 하며, 이 경우에는 라이브러리의 적용이 수월하다. 단순한 구조 최적설계의 예시는 Fig. 2 및 식 (2)와 같다[6].

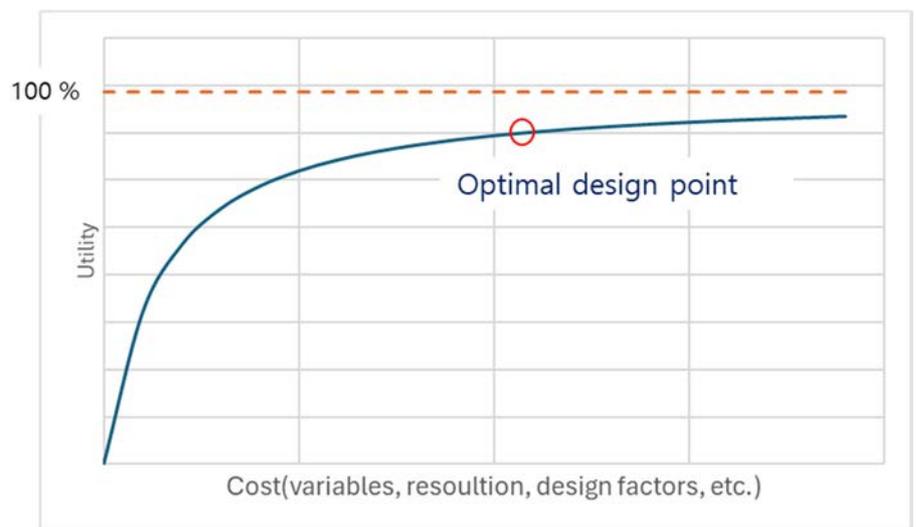


Fig. 1. Optimum design point considering cost and utility.

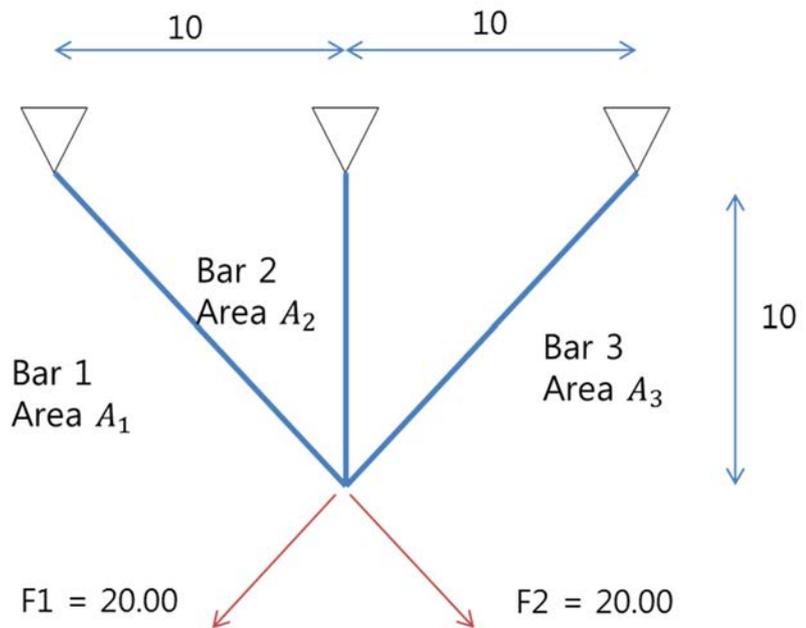


Fig. 2. Simple structure modeling [6].

■ Structure optimization (2)

- Description

- Minimize bar volume within allowable stress

- Formulization

- Minimize $f(A) = 10(2\sqrt{2}A_1 + A_2)$
- Subject to

$$\frac{2A_1 + \sqrt{2}A_2}{2A_1(A_1 + \sqrt{2}A_2)} < 1$$

$$\frac{1}{A_1 + \sqrt{2}A_2} < 1$$

• Bounded to

$$0.1 < A_1 < 100, 0.1 < A_2 < 100$$

2. 추계적 및 결정론적 접근법

최적 설계에 대한 접근법은 크게 결정론적(deterministic)과 추계적(stochastic)으로 구분된다. 이 두 접근법은 상호 보완성을 가지며 적용 문제의 특성에 따라 적절히 선택된다. 결정론적 접근법은 일반적으로 미분 혹은 물리적 민감도(sensitivity)를 활용하여 최적해를 도출한다. 변수의 증가에 따라 차원의 저주(curse of dimensionality)가 발생하며[7], 지역 최적해(local optimum)에 수렴하는 경향이 있다. 그러나 주어진 시행 및 허용 오차(tolerance) 내에서 해를 보장할 수 있는 장점이 있다. 결정론적 접근법은 매 시행에서 동일한 결과를 도출한다는 특징을 가지며, 변수들이 독립적이고 연속적일 때 적용 가능하다. 주요 기법으로는 Newton-Raphson method, Quasi-Newton's methods, steepest descent method, adjoint method

등이 있다. 이러한 방법은 상대적으로 저차원의 문제에 적합하며, 전역 최적해(global optimum)에 접근하기 위해 추가적인 보완이 필요할 수 있다.

추계적 방법은 랜덤 함수와 통계적 기법 등을 활용하여 복잡한 비선형 및 비연속적 문제를 해결한다. 이 방법은 전역 최적해에 접근하지만 보장하지 못한다는 한계를 가진다. 복잡한 상태 공간에서는 명확히 예측하기 어려운 경우가 많다. 추계적 방법으로 도출된 해는 수학적으로 엄밀히 증명되기보다는, 그래프 등의 시각적 표현을 통해 검증되는 경우가 일반적이다. 주요 기법으로는 simulated annealing, genetic algorithm, particle swarm optimization, ant colony optimization, random search 등이 있다. 추계적 방법은 매 시행에서 다른 결과를 도출하며, 특히 전역 최적화(global optimization)에 유리한 특성을 가진다[8,9].

결정론적 방법과 추계적 방법 간의 쌍대성은 Table 1에 요약되어 있다. 완전히 분리된 개념으로 보기는 어렵지만 일반적으로 두 접근법은 Table 1과 같은 특성을 가진다.

상태 공간은 주변부에 비해 최소점인 지역 최적화와 상태공간 전체에 대한 최소점인 전역 최적화가 있다(Fig. 3). 최적화의 궁극적인 목표는 상태 공간에서 전역 최적해를 찾는 것이다. 그러나 초기 해가 지역 최적해 근처에 위치하는 경우, 조기 수렴(premature convergence)으로 인해 전역 최적해 탐색에 실패할 가능성이 높다. Fig. 3과 같이 단순한 문제의 경우에는 직관적으로는 상태 공간에서 지역 및 전역 최적해의 위치를 시각적으로 식별할 수 있지만, 고차원의 설계 공간 및 복잡한 변수 관계가 있는 문제에서는 이를 명확히 표현하기 어렵다. 따라서, 전역 최적해를 탐색하기 위한 효율적인 알고리즘의 개발 및 도출된 해의 검증(validation) 과정이 필수적이다.

3. 전역최적해 도출

3.1 블록 최적화 및 결정론적 접근

공학적으로 이상적인 최적 설계는 물리적 모델을 볼록성(convexity)가 보장되는 최적화 수식으로 변환하고, 카루시-쿤-터커(Karush-Kuhn-Tucker, KKT) 조건을 만족함으로써 전역 최적해를 도출하는 것이다. 도출된 전역 최적해는 주어진 수치적 허용 오차(tolerance) 내에서 검증(validate)될 수 있다.

Table 1. Trends according to deterministic stochastic approach

	Deterministic	Stochastic
Solution	Local optimum approach	Global optimum approach
Algorithm cost as variable increase	Course of dimension	High cost at initial condition increase linearly
Variable condition	Orthogonal, continuous or piecewise continuous	Undefined
Application	Low complexity problem	High complexity problem
Derived solution	Guaranteed within given tolerance	not guaranteed
Iteration	Defined	Undefined

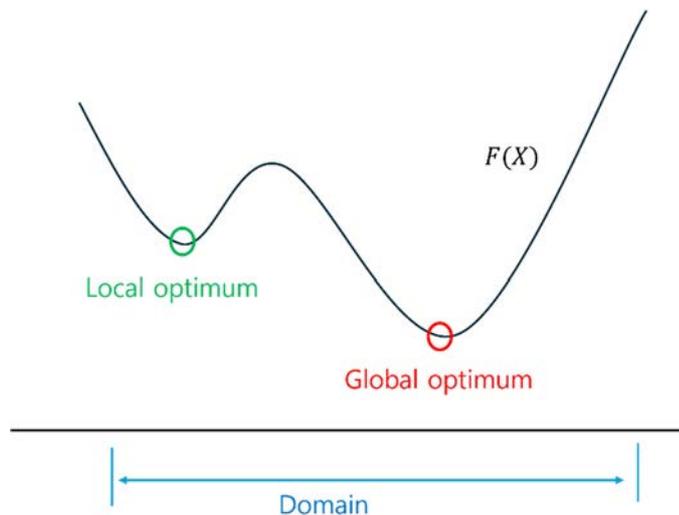


Fig. 3. Global and local optimum.

단일 변수의 전역 최적해는 식 (3) 및 Fig. 4와 같이 정의할 수 있다. 함수의 이차 도함수는 곡선의 곡률(curvature)을 나타내며, 정의역(domain) 내에서 이 값이 양수라면 해당 함수는 볼록성을 보장한다. 이때, 일차 도함수가 0이 되는 지점은 전역 최적해(global optimum)가 된다.

- One variable case, $y = f(x)$: Domain is closed and bounded (3)
 - $f''(x) > 0$ within given domain
 - Satisfying $f'(x^*) = 0$, x^* is global minimum

단일 변수 함수를 통해 복잡한 다변수로 구성된 최적화 모델에 대한 전역 최적해 접근에 대해서 직관적으로 이해할 수 있다. 단일 변수에 대해서와 마찬가지로 주어진 정의역에서의 볼록성을 만족시킬 때 미분값이 전역 최적해이다. 식 (4) 및 Fig. 5와 같이 목적함수 $f(x)$ 와 제약 조건의 볼록성을 보장해야 한다. 목적함수에 대해서 정의역이 볼록 집합(convex set)이라고

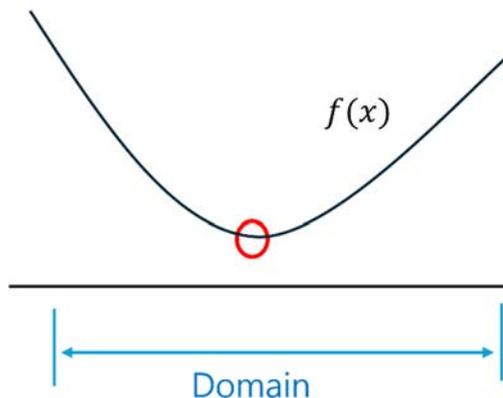


Fig. 4. Global optimality in case of one variable.

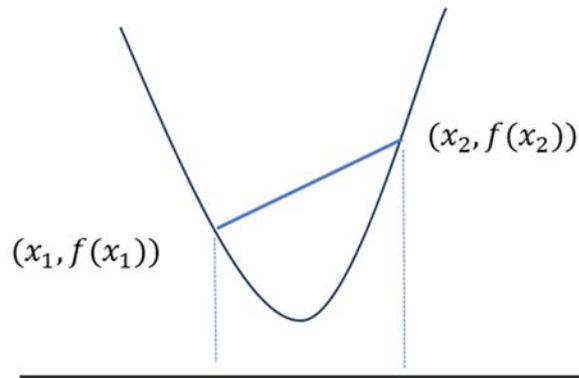


Fig. 5. Convexity in convex set.

가정 시 정의역 내에 임의의 2개의 값에 대한 목적함수의 출력값을 선형보간으로 연결했을 때에 그 범위 내에서 목적함수 값은 선형보간으로 연결한 값보다 항상 작다. 목적함수에 대해서는 이러한 볼록성을 보장해야 하며, 수학적으로 목적함수의 헤시안(Hessian)에 대해 양의 정부호(positive definite)인 경우에 목적함수의 볼록성이 보장된다. 제약조건에 대해서도 비선형 제약(inequality constraints)은 볼록성, 선형 제약(equality constraints)는 아핀(affine)을 각각 만족하여야 한다[10].

■ Convexity of the objective function (4)

- 목적함수 $f(\bar{X})$ 에 대해 Convex

$$f(\alpha x_1 + (1-\alpha)x_2) \leq \alpha f(x_1) + (1-\alpha)f(x_2), \quad \forall x_1, x_2 \in \text{domain of } f, \alpha \in [0,1]$$

- 제약 조건 $g_j(x) \leq 0$ 은 convex, $h_i(x) = 0$ 이 affine

다음으로는 식 (5)와 같이 KKT 조건을 만족하여야 한다. 식 (1)에 라그랑지안 승수 (Lagrangian multiplier)를 이용하면 라그랑지안 함수(Lagrangian function)으로 표현 가능하다. 단일 변수의 예시와 같이 1차 및 2차 미분값에 대해 민감도가 없는 후보군을 도출 할 수 있다.

■ Satisfying KKT conditions (5)

$$L(\bar{X}, v, u, s) = f(\bar{X}) + \sum_{i=1}^p v_i h_i(x) + \sum_{j=1}^m u_j g_j(x)$$

- 1st order necessary condition

• Gradient condition

$$\frac{\partial L}{\partial x_k} = \frac{\partial f}{\partial x_k} + \sum_{i=1}^p v_i \frac{\partial h_i}{\partial x_k} + \sum_{j=1}^m u_j \frac{\partial g_j}{\partial x_k} = 0$$

• Feasibility condition

$$h_i(x) = 0; g_j(x) \leq 0;$$

• Switching condition

$$u_j g_j(x) = 0;$$

• Non-negative of lagrange multipliers for inequalities. $u_j \geq 0$

- 2st order Necessary condition

- $\nabla^2 L = \nabla^2 f + \sum_{i=1}^p v_i \nabla^2 h_i + \sum_{j=1}^m u_j \nabla^2 g_j(x)$
- Let there be nonzero feasible directions, $d \neq 0$,
 - $Q \geq 0$, where, $Q = d^T \nabla^2 L(x) d$

도출된 해가 볼록성과 KKT 조건을 모두 만족하면 전역최적이다. 단순한 모델의 경우에는 해석적(analytic)으로 풀 수 있고 필요한 경우에 미분 혹은 민감도 기반 결정론적 접근법을 사용할 수 있다. 도출된 값은 주어진 수치적 공자 안에서 전역최적을 보증하게 된다.

3.2 추계적 접근법

추계적 접근법은 결정론적 접근법의 여집합 개념이다. 상태공간의 볼록성이 입증되기 어려운 경우, 이산 공간(discrete space)처럼 변수 간의 직교성 및 연속성 등이 보장되지 않은 경우에 전역 최적해의 접근을 위해 추계적 접근법을 사용한다. 그리고, NP-hard 문제처럼 특정 알고리즘으로 문제를 해결하지 못하며, 모든 경우에 대입해야 문제를 풀 수 있는 경우에 사용한다. 전역최적해의 탐색을 위해서는 조기 수렴해(premature solution)으로 빠지지 않기 위한 알고리즘 설계를 필요로 한다. 대표적인 유전 알고리즘(genetic algorithm, GA)의 예를 들어서 기술하면, GA는 자연의 진화 과정을 모방하여 최적화를 수행하는 알고리즘으로 상태 공간에서 최적의 값을 찾는 데 사용된다. 설계 변수(design variable)를 염색체(chromosome)로 나타내며 적합도(fitness), 돌연변이(mutation)와 같은 개념을 도입하여 문제를 해결한다. 염색체는 상태 공간의 값을 표현하며, 적합도는 특정해가 문제에 얼마나 적합한지를 나타내는 척도이다. GA의 핵심은 진화를 통해 세대가 반복될수록 적합도 값이 점진적으로 향상된다는 점이다. GA에서는 세대가 진행됨에 따라 적합도가 갈수록 증가해야 되는데, 마찬가지로 조기 수렴해를 도출할 수 있다. 염색체를 설계할 때 상태공간 전체를 나타낼 수 있어야 한다. 충분한 수의 개체군(population)을 통해 상태공간 전체를 골고루 탐색할 수 있어야 한다. 그 뿐 아니라, 교차(crossover)시 적절하게 열성 인자들도 섞어서 탐색해야 하며 돌연변이 비율도 적절한 탐색의 필수적인 요소이다.

4. Case Study

저궤도 다중 위성 및 지상안테나의 영상 임무 운영 스케줄링 문제를 최적화하기 위한 추계적 및 결정론적 접근법의 차이를 소개하고 두 접근법의 성능과 활용 가능성을 비교한다. 기존에 진행되었던 연구에 대해 최적설계 접근 관점에서 비교 및 요약한 기술이다[11-13].

영상 촬영을 위한 명령은 S-band 안테나를 통해 지상에서 위성으로 전송이 된다. 위성은 수요기관의 촬영 요청에 따라 촬영 지점을 지날 때에 자세제어 등을 통해서 해당 지점을 지향함으로써 영상을 획득한다. 획득된 영상은 다음 지상 안테나와의 교신 시 지상으로 하향 전송된다. 이러한 일련의 절차는 작업을 자원에 할당하는 스케줄링 및 스케줄링 최적화로 표현 가능하다.

S-밴드를 통한 명령 전송, X-밴드를 통한 영상 하향 전송을 위한 시간은 위성과 지상 안테나 간의 통신 가시권에 할당된다. 또한, 영상 촬영 시 자세를 조정하는 과정에서 전력을 소모하며 촬영된 영상은 위성 내부의 온보드 메모리에 저장된다. 자원 이외의 제약조건도 가지고 있다. 첫째로는 다수의 위성과 다수의 지상 안테나간 가시권 충돌이 발생할 수 있다. 그리고 S-밴드를 통한 명령 상향 전송, 명령을 기반으로 한 영상 촬영 그리고 저장된 영상의 지상으로의 하향 전송은 동일한 위성에 대해 정해진 일련의 순서에 따라서 할당되어야 한다. 이러한 운영 과정에서 최적화의 목적은 제한된 자원을 효율적으로 사용하며 임무의 성과를 극대화하는 데 있다. Fig. 6과 아래에 관련된 내용이 도시화 되어 있다. 위성이 주어진 궤도에 따라 움직이며 영상 촬영 임무에 대한 Spec 이 기술되어 있다. 처음에 촬영 명령 전송을 위해 S-밴드 가시권 시간 83초에 대해 2.8초를 할당하고 위성에서는 주어진 명령을 가지고 영상 지점을 지날 때에 50 W의 전력을 소모하여 촬영을 한다. 그리고 영상은 위성 내의 온보드 메모리에 50 MB 만큼 할당이 된다. 다음 X-밴드 교신 때에 하향 링크 속도에 따라 X-밴드에 50초를 할당한다.

- 목적함수: 영상촬영 데이터, 개수, 사용자 이익 등의 극대화 등
- 작업: 영상 임무 수행과 관련된 행위
- 자원: 통신 가시권, 전력, 메모리 등
- 제약조건: 가시권 충돌, 영상 촬영 시퀀스 등

위의 최적화 모델에 대해 추계적 및 결정론적 접근에 대한 연구를 소개 및 비교하고자 한다.

4.1 추계적 접근법 - 유전 알고리즘

다중 위성과 다수의 지상국 간의 이미지 획득 임무를 효율적으로 스케줄링하기 위해 GA를 활용한 최적화 기법이 제안되었다[11,12]. 이 접근법은 위성 자원(전력, 메모리) 및 통신 가시

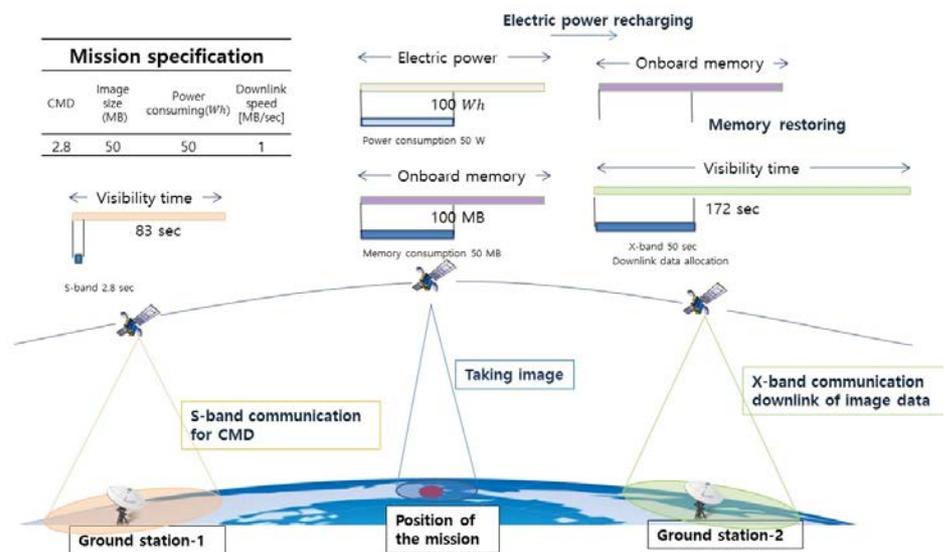


Fig. 6. Imaging mission operation sequence [11].

성 충돌과 같은 현실적인 제약 조건을 통합적으로 고려하며 스케줄링 문제를 해결하는 데 목적을 두고 있다. 스케줄링 모델은 대한민국에서 운영 중인 국가 위성의 궤도를 참고하여 설계되었으며, 다중 위성의 가시권 충돌, 다중 위성과의 상호작용, 자원의 덤프와 복구 과정을 모두 포함하도록 정의되었다.

영상 임무 운영의 특성을 반영하여 본 연구는 스케줄링 문제를 명확히 모델링하였다. 위성은 명령 업링크, 영상 촬영, 영상 데이터 저장, 데이터 다운로드라는 작업 순서를 따라야 하며, 각 작업은 시간적 연계성과 자원 소비를 필수적으로 고려해야 한다. 이러한 모델을 기반으로 GA는 다중 목표를 최적화할 수 있는 도구로 설계되었다. 이 모델은 사용자 우선순위, 마감 기한, 이익, 구름 조건, 긴급 상황과 같은 요소를 통합하여 최적화 문제를 해결하며, 알고리즘은 각 임무에 대해 적합도를 평가하고, 교차 및 돌연변이 연산을 통해 점진적으로 더 나은 해를 탐색한다.

다목적실용위성 시리즈 위성의 데이터를 기반으로 더미 데이터를 생성하여 시뮬레이션을 수행하였다. 다섯 대의 위성과 세 개의 지상국으로 구성된 가상 시스템에서 다양한 임무 시나리오를 실험하였으며, 제안된 알고리즘의 실효성을 검증하였다. 시뮬레이션 결과, GA는 일반 상업, 전술의 세 가지 운영 모드에서 모두 현실적인 제약 조건을 충족하면서 적합한 스케줄링을 생성하였다. 설계된 알고리즘은 최적 또는 근사 최적의 스케줄을 도출하며, 자원 사용의 효율성과 임무 수행 성공률을 크게 향상시키는 결과를 보였다.

50개의 임무에 대해 5개의 위성의 자원(온보드 메모리 및 전력)에 스케줄링된 결과는 Fig. 7과 같다. 알고리즘 결과 도출에는 약 8시간이 소요되었으며 가시권을 포함한 상세 결과는 상기 논문에 자세히 나타나 있다[11, 12].

결론적으로 다중 위성 운영의 복잡한 스케줄링 문제를 해결하기 위한 GA 기반 접근법의

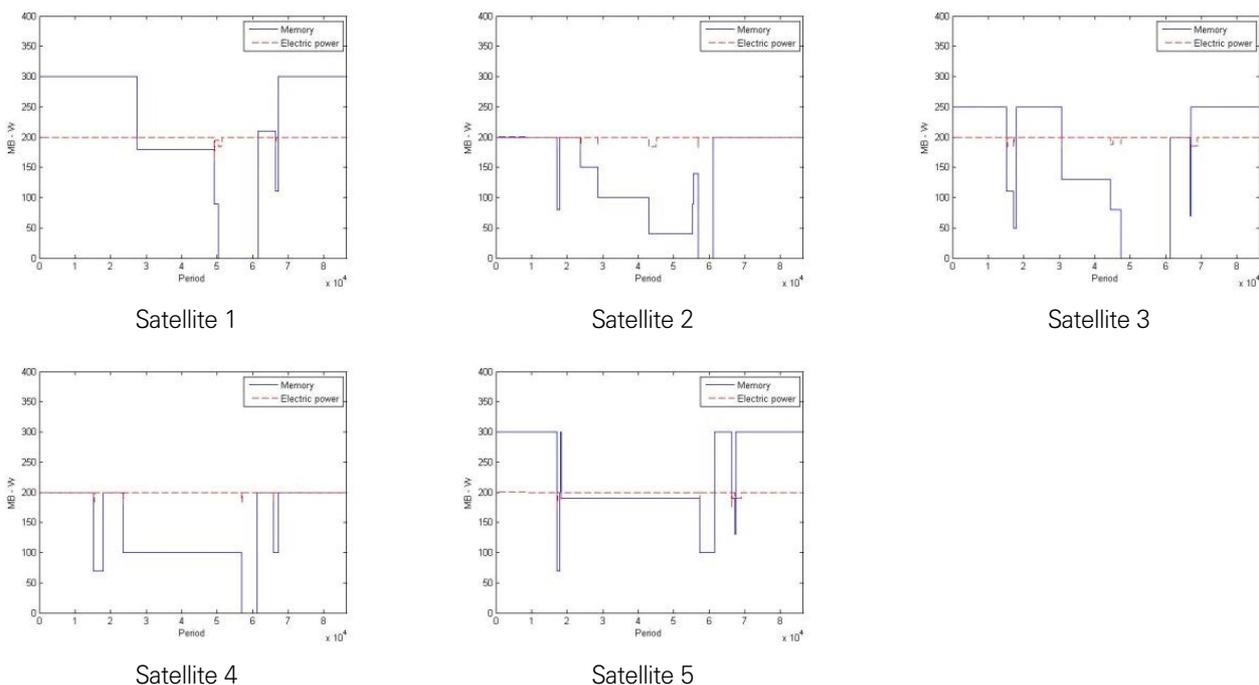


Fig. 7. The scheduling results of electric power and on-board memory consumption [11].

가능성을 입증하였다. 위성과 지상국 간 자원과 가시성 충돌을 통합적으로 고려한 설계가 주목할 만하다. 제안된 모델은 군사적 긴급 상황, 상업적 데이터 수집, 과학적 연구 등 다양한 공학적 문제 해결에 활용 가능성을 지닌다. 또한, 본 연구는 GA의 강력한 최적화 잠재력을 제시하며, 향후 더 복잡한 위성 시스템으로의 확장 가능성을 시사한다.

4.2 결정론적 접근법 - 혼합정수계획법

다중 위성과 다수의 지상국 간 임무 및 통신 스케줄링 문제를 최적화하기 위해 혼합정수선형계획법(mixed-integer linear programming, MILP)을 활용한 최적화 모델을 제안하였다 [13]. 연구의 주요 목적은 제한된 자원과 시간 내에서 다중 위성과 지상국 간 상호작용을 최적화하여 임무와 통신의 효율성을 극대화하는 것이다.

MILP 모델은 시간-공간 네트워크(time-space network, TSN)를 기반으로 스케줄링 문제를 수학적으로 정의하였다. TSN은 위성과 지상국 간의 가시권을 VTW(visibility time windows)로 정의하며 원격 명령 전송과 명령 수행 간의 시간적, 공간적 관계를 분석할 수 있도록 설계되었다. 이를 통해 위성 운영에서 발생할 수 있는 현실적인 제약 조건, 예를 들어 제한된 메모리 용량과 가시성 충돌을 통합적으로 반영한 최적화 문제를 효과적으로 해결하고자 하였다.

제안된 MILP 모델은 각 위성과 지상국의 동작을 수학적으로 표현하고, 명령 업링크, 데이터 전송, 이미지 저장 등 주요 작업을 시간 순서대로 계획하는 방식으로 설계되었다. 이 과정에서 위성과 지상국 간의 동시 수행 가능성(가시성 충돌)을 방지하며, 제한된 자원을 효율적으로 활용하도록 모델링하였다. 특히, 위성의 제한된 전력과 메모리 용량을 반영함으로써 현실적인 시스템 제약을 충실히 고려하였다.

한국 저궤도 위성군 데이터를 활용한 시뮬레이션을 통해 MILP 모델의 성능을 검증하였다. 그 결과 제안된 모델은 위성 활용도와 임무 성공률을 극대화하면서도 제약 조건을 만족하는 스케줄을 생성할 수 있음을 입증하였다. 특히, MILP 기반 접근법은 복잡한 스케줄링 문제를 체계적으로 분석하고 수학적으로 해결할 수 있는 강력한 도구임을 보여주었다.

5개의 임무에 대해 3개의 위성의 자원(온보드 메모리)에 스케줄링된 결과는 Fig. 8과 같다. 계산은 1분 이내에 수행되었으며, 가시권을 포함한 상세 결과는 상기 논문에 나타나 있다.

본 연구는 다중 위성과 지상국 간의 통합 스케줄링 문제를 해결하기 위해 정교한 수학적 모델링과 최적화 기법을 적용한 점에서 중요한 의미를 가진다. MILP 모델은 스케줄링의 복잡성을 줄이면서도 현실적 제약을 반영하였다.

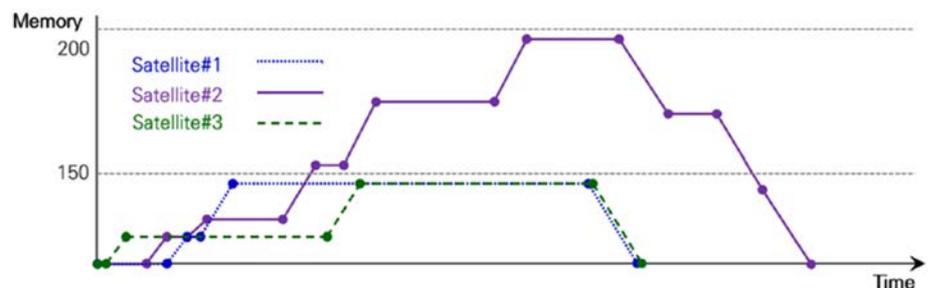


Fig. 8. The scheduling results of on-board memory consumption [13].

4.3 비교

본 연구에서는 다중위성 영상운영 스케줄링 문제에 대해 두 가지 주요 최적화 접근법, 즉 GA를 활용한 추계적 방법과 MILP를 활용한 결정론적 방법을 비교하였다. 두 접근법은 상호 쌍대적 관계를 가지며, 각자의 강점과 한계를 가지고 있다.

GA의 주요 장점은 높은 적용성(applicability)이다. GA는 이산공간 및 비선형 모델과 같이 복잡한 형태의 최적화 문제에도 유연하게 적용 가능하다. 또한, 임무, 가시권, 제약 조건 등의 설계 변수가 증가하더라도 알고리즘 비용은 산술급수적으로 증가하기에 훨씬 많은 수의 임무 시뮬레이션을 수행할 수 있는 능력을 갖춘다. 또한, 탐색체를 어떻게 설계하는가에 따라 상대적으로 더 복잡하고 대규모 모델에도 적용할 수 있다. 위 모델에서는 영상 촬영 시 전력 소모 및 복원(restoring)과 같은 세부적이고 복잡한 조건까지 고려할 수 있다. 그러나 GA의 한계는 도출된 해가 전역 최적해임을 보장하지 못한다는 점이다. GA는 준최적해를 탐색하고 이를 간접적으로 보여줄 수 있을 뿐, 전역 최적해에 대한 수학적 보증을 제공하지 못한다.

반면, MILP는 전역 최적해를 보장한다는 점에서 강력한 장점을 가진다. MILP는 선형 모델을 기반으로 설계되며, 제한된 메모리, 가시권, 데이터 전송 속도, 촬영 시퀀스와 같은 다양한 제약 조건을 정확히 반영한다. 그러나 MILP의 주요 한계는 적용성(applicability)이 낮다는 것이다. 선형 모델로 제한되기 때문에 비선형 모델이나 이산공간에 적용하기 어려운 경우가 많다.

Table 2. Comparing approaches in case study

	MILP [13]	GA [11]
Imaging missions	5	50
Satellites	3	5
Resources and constraints	Memory capacity, visibility, data transmission rate, imaging mission sequence	Memory capacity, visibility, data transmission rate, imaging mission sequence, power consumption and restoring
Results	Maximize satellite resource utilization	Maximize user benefits in various resource constrains, operation modes, and missions
Algorithm complexity	High computational complexity, suitable for small-scale problems	Low computational complexity, suitable for large-scale simulations
Model applicability	Model flexibility limited to linear models	Can be applied and extended to nonlinear models, discrete spaces, etc.
Global optimality	Guaranteed global optimal solution	Able to approach near-optimal or global optimal solution

또한, 입문 수와 변수의 증가에 따라 알고리즘의 계산 비용이 기하급수적으로 증가하며, 이는 대규모 문제에 대한 적용성을 제한한다.

결론적으로 GA 는 높은 유연성과 대규모 문제에 대한 적용 가능성을 제공하는 반면, 전역 최적해에 대한 수학적 보증을 제공하지 못한다. 반대로, MILP 는 전역 최적해를 보장하지만, 모델 유연성과 대규모 문제에 대한 효율성 면에서 제약을 가진다. 두 접근법은 각각의 문제 특성에 따라 선택적으로 적용될 수 있으며, 상호 보완적인 방식으로 활용될 수 있다. 두 연구의 상호 비교는 Table 2에 나타나 있다.

5. 결론

본 기고는 공학적 최적화와 설계 방법론을 체계적으로 탐구하고, 이를 적용하기 위한 결정론적 접근법과 추계적 접근법의 상호 보완성을 논의하였다. 물리적 현상 해석을 위해 목적 함수, 설계 변수, 제약 조건을 정의하며, 최적화는 비용과 효율을 고려한 설계의 핵심으로 작용한다. 결정론적 접근법은 볼록성과 KKT 조건을 기반으로 전역 최적해를 보장할 수 있다. 하지만 주로 선형 공간, 연속적이고 직교성을 갖는 변수에 적용 가능한 한계가 있다. 반면, 추계적 접근법은 유연성과 적용성이 높아 비선형 모델 및 이산공간 문제에서도 효과적으로 활용될 수 있다. 하지만 전역최적해에 대한 보증을 어렵다. 이를 바탕으로 다중위성의 영상 임무 운영에 적용한 case study 를 소개하고 비교 분석하였다. 결론적으로, 두 접근법은 각각의 장단점을 가지고 있으며, 문제의 성격에 따라 선택적으로 적용되거나 상호 보완적으로 활용될 가능성이 크다. 이러한 연구는 공학적 최적화 기술의 이론적 기반을 제공하며, 향후 더욱 복잡한 시스템과 다양한 운영 조건을 해결할 수 있는 확장 가능성을 제시한다.

감사의 글

최적화 분야에 있어 조금이나마 너머를 바라볼 수 있도록 어깨를 내어 주신 연구자들에게 감사드립니다.

References

1. Zeigler BP, Theory of Modeling and Simulation: Discrete Event & Iterative System Computational Foundations (Academic Press, London, UK, 2018).
2. Rao SS, Engineering Optimization: Theory and Practice (John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 2019).
3. Bathe KJ, Finite Element Procedures, 2nd ed. (Klaus-Jurgen Bathe, Hoboken, NJ, 2014).
4. Versteeg HK, An Introduction to Computational Fluid Dynamics the Finite Volume Method, 2/E 2nd ed. (Pearson Education India, London, UK, 2007).
5. Nocedal J, Wright SJ, Numerical Optimization (Springer-Verlag, New York, NY, 2006).
6. Arora JS, Introduction to Optimum Design (Elsevier Science, San Diego, CA, 2004).
7. Cormen TH, Leiserson CE, Rivest RL, Stein C, Introduction to Algorithms (MIT Press, Cambridge, MA, 2001).

8. Golberg DE, Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning (Addison-Wesley, Boston, MA, 1989).
9. Deb K, Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms (John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 2010).
10. Boyd S, Vandenberghe L, Convex Optimization (Cambridge University Press, Cambridge, UK, 2004).
11. Lee J, Kim H, Chung H, Kim H, Choi S, et al., Schedule optimization of imaging missions for multiple satellites and ground stations using genetic algorithm, *Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 19, 139-152 (2018). <https://doi.org/10.1007/s42405-018-0011-9>
12. Lee J, Wang S, Chung D, Ko K, Choi S, et al., Scheduling optimization for image acquisition missions for multi-satellites via genetic algorithms, *Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 951-957 (2012). <https://doi.org/10.1007/s42405-018-0011-9>
13. Lee M, Yu S, Kwon K, Lee M, Lee J, et al., Mixed-integer linear programming model for scheduling missions and communications of multiple satellites, *Aerospace.* 11, 83 (2024). <https://doi.org/10.3390/aerospace11010083>

Author Information

이정현 jhlee16@kari.re.kr



광주과학기술원 기전공학부에서 2016년 박사 학위를 취득한 후 2019년부터 한국항공우주 연구원에서 선임연구원으로 재직 중에 있다. 주 관심분야 및 전공은 스케줄링 최적화 및 시스템 자동화이며 위성 지상국의 실시간운영 및 임무계획 파트에서 지상시스템 개발, 운영

관리 업무 및 시스템 고도화 연구를 수행하고 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	34	마스텍	67	육군본부기참부(우주/지휘통신전력과)
2	경상국립대학교	35	바로텍시너지	68	웨이브온
3	경희대학교	36	방위사업청	69	위성전파감시센터
4	공군우주센터	37	부경대학교	70	이노스페이스
5	공군사관학교	38	부산대학교	71	이엘엠
6	과학기술정보통신부	39	부산테크노파크	72	이오에스
7	과학기술정책연구원	40	뷰웍스	73	인스페이스
8	국립외교원	41	비츠로넥스텍	74	인터콤전자
9	국립전파연구원	42	샘트라인터내셔널	75	인하대학교
10	국립환경과학원	43	서울대학교	76	저스텍
11	국민대학교	44	세종대학교	77	전략물자관리원
12	국방과학연구소	45	센소허브	78	전북대학교
13	국방기술진흥연구소	46	솔탑	79	제노코
14	국방기술품질원	47	스마트코리아피씨비	80	제이엔티
15	국방우주학회	48	스페이스솔루션	81	조선대학교
16	국토지리정보원	49	스페이스맵	82	주한호주대사관
17	나라스페이스테크놀로지	50	실텍	83	지솔루션
18	네오스펙	51	씨스	84	지아이이앤에스
19	넥스트폼	52	셋트렉아이	85	지오스토리
20	노스롭그루만	53	아이엠티	86	카멜테크놀로지
21	단암시스템즈	54	아이파이브	87	카이로스페이스
22	달로에어로스페이스	55	알에스피	88	컨텍
23	담스텍	56	에스아이디텍션	89	캠틱종합기술원
24	동진커뮤니케이션시스템	57	에스티아이	90	코리아테스팅
25	두시텍	58	에이디솔루션에이블맥스	91	코마틱코리아
26	두원중공업	59	에이블맥스	92	코스모비
27	드림스페이스월드	60	엘테크	93	큐니온
28	디에스테크놀로지	61	엠아이디	94	텔레픽스주식회사
29	레볼루피	62	연세대학교	95	페리지항공우주
30	레오스 전자광학시스템	63	우성테크	96	하이리움산업
31	레이다앤스페이스	64	우주기술진흥협회	97	하이퍼센싱
32	롤스로이스	65	우주전파센터	98	한국국방연구원
33	루미르	66	육군본부 정책실(우주/과학기술정책과)	99	한국과학기술기획평가원

- | | | | | | |
|-----|--------------|-----|-----------|-----|-------------------------|
| 100 | 한국과학기술연구원 | 112 | 한밭대학교 | 124 | AP 위성 |
| 101 | 한국과학우주청소년단 | 113 | 한산마케팅연구원 | 125 | Aurora Propulsion Tech. |
| 102 | 한국기초과학지원연구원 | 114 | 한양이엔지 | 126 | KAIST 인공위성연구소 |
| 103 | 한국마이크로칩테크놀로지 | 115 | 한컴인스페이스 | 127 | KCEI |
| 104 | 한국연구재단 | 116 | 한화 | 128 | KT sat |
| 105 | 한국전기연구원 | 117 | 한화시스템 | 129 | KTL |
| 106 | 한국전자통신연구원 | 118 | 한화에어로스페이스 | 130 | LIG 넥스원 |
| 107 | 한국천문연구원 | 119 | 항공대학교 | 131 | S&K 항공 |
| 108 | 한국항공우주산업 | 120 | 해군본부 | 132 | SM 인스트루먼트 |
| 109 | 한국항공우주연구원 | 121 | 해양경찰청 | 133 | Space K |
| 110 | 한국항공정책연구소 | 122 | 현대로템 | 134 | Thales Korea |
| 111 | 한국해양과학기술원 | 123 | 현대중공업 | | |

우주기술과 응용

제5권 1호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2025년 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

DALRO Aerospace

큐브위성과 로켓을 이어주는 발사 서비스
달로 에어로스페이스

큐브위성 발사관 / P-POD / 위성 분리장치



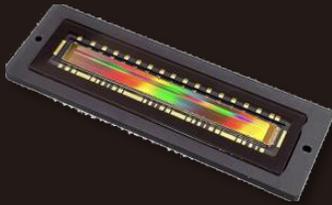
DALRO
Aerospace

하이브리드 TDI 세계 최초 상용화

- Stitching 공정 기술 기반 대면적 초고해상도 센서 개발
- BSI 공정 기술 기반 UV-Vis-NIR 양자 효율 극대화
- 메디컬 및 우주 항공용 내방사선 설계 기술
- Dual Imaging / Multi-Spectral 대응 센서 기술
- 초고속 광대역 Dynamic-Range On-Chip ADC 기술



국내 최초 우주용 이미지 센서



- ESCC9020 우주환경 신뢰성 평가 통과 (신뢰성 보증 수준 8.5년/4년 기준)
- 항공우주연구원(KARI) 공동 연구
- 중대형 위성(천리안)급 이미지센서 신뢰성 확보
- 설계 부터 제조, 평가까지 순수 국내 기술 기반

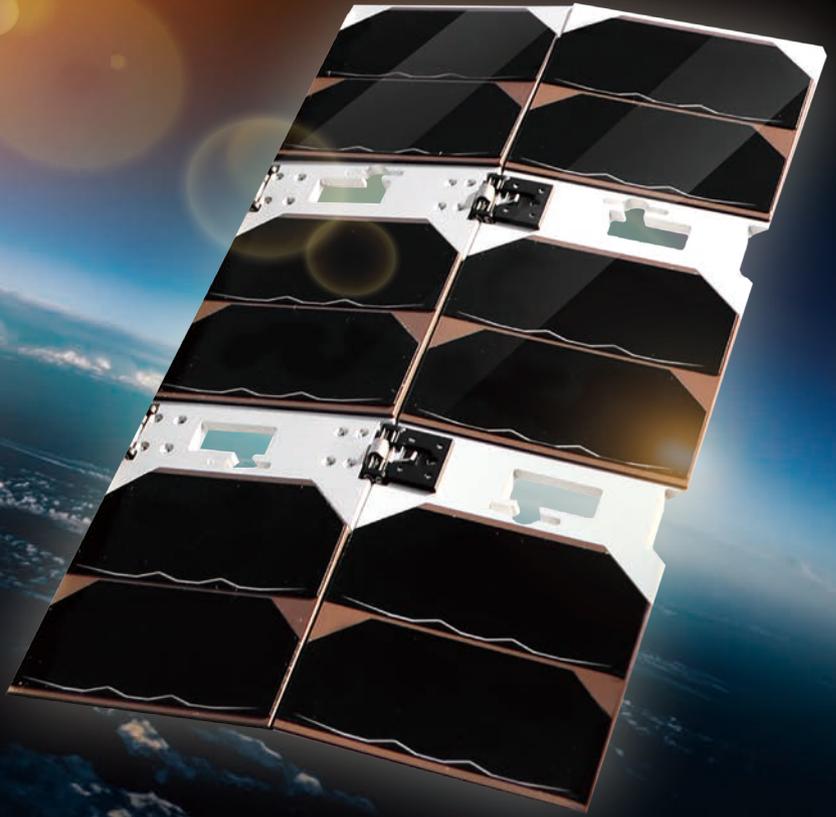
sh sensohub

Imaging Solution for Aerospace



우주용 태양전지 SOLAR CELL 대한민국 총판!

SOLAR CELL 활용 예시



우주용 태양전지시스템 제작 양산설비 및
우주급 태양전지/항공우주 부품 검증장비 구축 완료
(2026년 이내)

*Solar Panel 맞춤형 제작 가능

주요 사업 분야

위성 사업



- 위성 탑재체 / 기타 구성품 등
- 위성 지상 관제 및 수신
- 위성정보 활용 서비스
- 위성 지상 시험

- 초소형위성 생산 및 테스트
- 초소형위성 제어 (지상국)
- 태양 전지판 국내 제조 기술 보유
- 구성품 구현 및 생산

항공 사업



- 무인기 지상 통제
- 무인기 점검 / 시험 / 훈련
- 항공기 전자 장비 MRO
- 미래항공 교통 시험

Contact

☎ CALL 042.334.0197 ✉ MAIL sjhwang@soletop.co.kr SOLETOP www.soletop.co.kr LIGHTRICITY www.lightricity.co.uk

SOLETOP

SPACEMAP

모든 우주의사결정문제를
실시간으로 해결하는
'의사결정 플랫폼'



Services



Astro-1
The Guardian for Safety

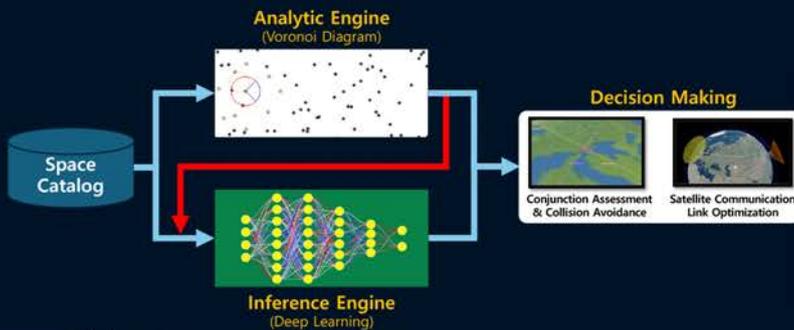


AstroOrca
The Optimization for Space



AstroLibrary
The Toolkit for Software

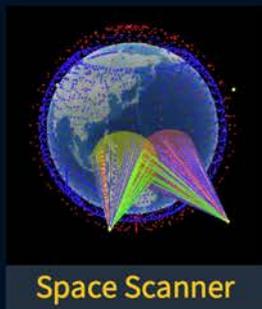
Core Technology



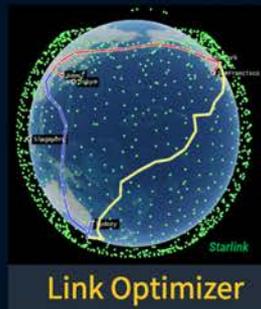
Space-Time AI (ST-AI)

우주 자산의 시공간 문제를
실시간으로 해결하는 우리의
새로운 AI 기술입니다.
ST-AI가 우주의 시간선을 넘나들며
시공간 문제를 실시간으로 해결하여
당신의 우주에 새로운 지평선이 열립니다.

Features



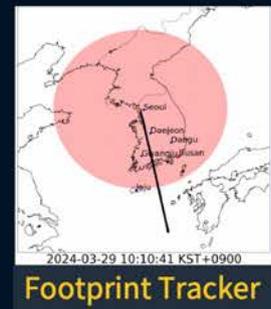
Space Scanner



Link Optimizer



RFI Catcher



Footprint Tracker

Contact us now



www.spacemap42.com
SPACEMAP

contact@spacemap42.com (Info)
douglas.kim@spacemap42.com (CEO)

Make Earth Common & Scalable

우주기술로 지구환경과 사회적 가치를 공유하고 미래를 선도하는 기업

환경위성 기반의 온실가스 모니터링 및 분석 서비스

CONTEC Earth Service(CES)는 자체 환경위성 개발을 통해 메탄(CH4), 탄소(CO2) 배출을 모니터링하고 분석 결과를 제공함으로써, 환경 및 사회 문제 해결에 기여하고 다양한 탄소배출권 사업 추진으로 지속 가능한 미래 환경과 사회적 가치를 창출하겠습니다.

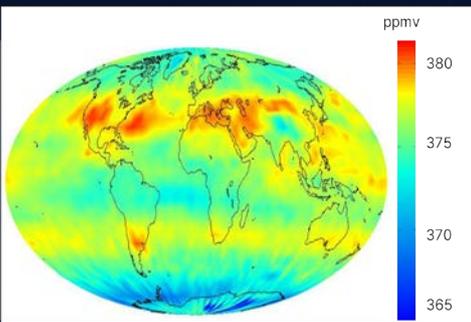
자체 환경위성 개발 (2025. 4Q)

Parameter	Value	Spatial Resolution	≤ 100m
Orbit	≥ 500 km	Spectral Resolution	Sampling 0.1nm
Payload Size	≤ 25x22x40 cm ³	Spectral Band	SWIR for CH4, CO2

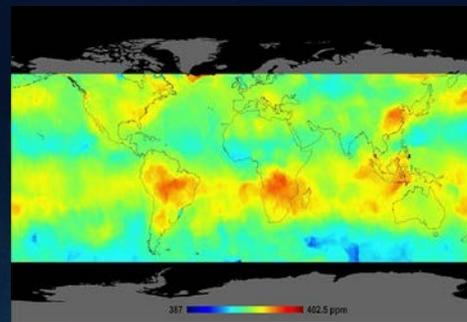
환경위성 기반의 온실가스 모니터링 및 분석 서비스

- 환경위성 기반의 전세계 온실가스 베이스맵 서비스
- 메탄(CH4), 탄소(CO2) 발생 위치 타겟 중심의 분석서비스
- 메탄(CH4), 탄소(CO2) 감축량 MRV(측정, 보고, 검증)를 통한 탄소배출권 사업화 추진

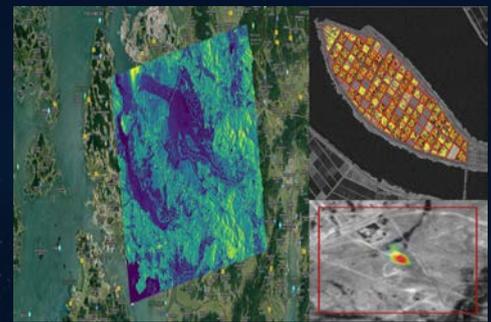
글로벌 베이스맵 서비스



메탄/탄소 모니터링



탄소 감축량 분석



국내외 위성데이터를 공급하는 글로벌 플레이어

다목적 실용위성 2, 3, 3A, 5호 광학 및 레이더 위성영상에 대한 글로벌 판매대행사업자로서 국내 및 해외에 위성영상을 공급하고 있으며, 국내 수요자들의 다양한 요구사항에 부합할 수 있도록 세계적인 위성사업자들과의 파트너십 계약을 통해 광학, 레이더 영상 등 다양한 형태의 위성데이터를 공급하고 있습니다.



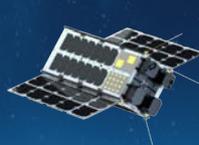
K3 / EO
(2012. 5)



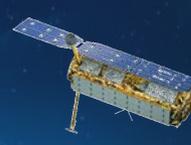
K5 / SAR
(2013. 8)



K3A / EO
(2015. 3)



CONTEC Sat / EO
(2024. 3)



K6 / K7
(2025. 4Q)



CES Sat / Environment
(2025.4Q)

광학 및 레이더 위성영상

위성 명	PAN 해상도	MS 해상도	위성 명	Product 해상도, Range x Azimuth
KOMPSAT-2	1.0m	4.0m	KOMPSAT-5	Up to 0.85m~20m
KOMPSAT-3	0.7m	2.4m	CSK	1.0m x 1.0(GRD)~100m x 100m(GRD)
KOMPSAT-3A	0.55m	2.2m	CSG	0.5m x 0.4m (GRD)~6.0m x 40.0m(GRD)
CONTEC OREUM-Sat	1.5m	1.5m	ICEYE	0.5m x 0.25m (SLC), 1.0m x 1.0m (GRD)
			Umbra	0.25m~1.0m(SL), 0.5m~1.0(ML)

발사 및 개발 예정 위성

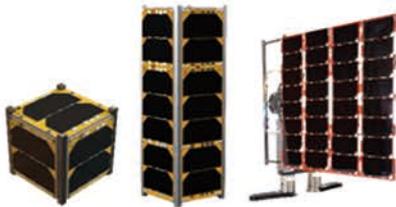
위성 명	Product 해상도
CES 환경위성 (2025. 4Q)	SWIR
KOMPSAT-6 (SAR, 2025)	GSD 0.5m
KOMPSAT-7 (EO, 2025)	GSD 0.3m

Providing Professionals in Space

(주)에스아이디텍션은 인공위성 제조 및 운영을 위한 핵심 부품을 공급합니다. 반도체, IP Core 솔루션, 자세제어 센서, 솔라패널, 수동 소자 등 고품질 부품을 제공하여, 인공위성 시스템의 성능과 안정성을 향상시키며, 지속적인 전력 공급과 안전한 운영을 보장합니다. 최상의 부품을 제공함으로써 우주 탐사 및 통신 등 다양한 용도로 확장 가능한 솔루션을 제공하고 있습니다.

Power Supply

Solar Panel



Battery, Battery Cell



Hi-Rel Applications

Micro Electronics



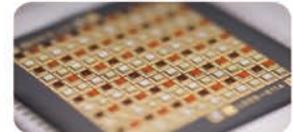
Processing and IP core Solutions

LEON

NOEL

GRLIB

Hi-Rel Components / Up-screening / Certification



Attitude Control

Sen Sensor / Reaction wheel / GPS Receiver / Antenna / Magnetometer / Magnetoquer Rods



Passive Components

Passive Components





(주)에이디솔루션
ADSOLUTION.CO.KR

사업 분야

설계 및 해석TOOL판매

- NX
- Solid Edge
- NASTRAN, SimCenter, FEMAP
- SimWise 4D, SolidThinking

설계 및 해석자동화 구축

- 설계 자동화 시스템 구축
- 해석 자동화 시스템 구축
- In house 프로그램 위탁개발

Business Fields

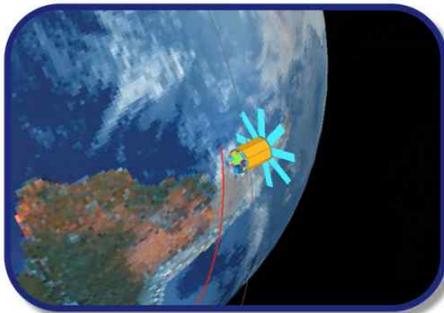
해석 용역 수행

- 구조, 진동 해석
- 열, 유동 해석
- 충돌, 강성 해석
- 복합재 해석

기술 컨설팅

- 설계 / 해석 / 제작 일관 시스템 개발
- 최적화된 제품, 장비 개발
- IDEA를 3D 도면화 설계 용역
- 3D MODELING 용역

Product



실적 소개

- 1) 대형트럭 프론트 판넬 강성 최적화 (2020)
- 2) 425사업 구조, 열/유동해석 (셀터, 2022)
- 3) 도시형 버스 신차 개발 부분 진동 해석 (2021)
- 4) 부유면지 카메라 LevCAM EQM 구조해석(2022)
- 5) ROKITS(차세대 중형위성 3호) 구조해석(2022)
- 6) LVRAD 개발 모델의 열해석 (2021)
- 7) 원전 폐기물 운반용기 낙하해석 (2022)
- 8) 열 응력 해석을 위한 온도장 매핑 API개발(2022)

파트너



항공우주분야 해석소프트웨어 선두주자, ableMAX

해석업무

위성개발전문 Simulation

위성개발컨설팅

성공적개발을 위한
설계컨설팅 전문기업

우주환경시험업무

최신장비를 활용한 부품/시스템레벨
우주환경시험지원

AbleMAX



KARMEL
TECHNOLOGIES, INC.

EMPOWERING OUR FUTURE

(주)카멜테크놀러지는 항공우주 및 위성 사업의 성공을 위한 최적의 솔루션을 제공합니다

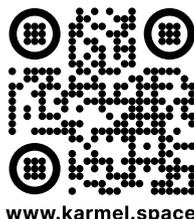
우주 부품 엔지니어링, 시험, 인증 및 공급에 대한 모든 것

- 전자부품, 소재 및 재료의 방사선 테스트 및 우주 인증 시험 서비스
- 우주환경에 특화된 위성 전자부품 모델링 및 방사선 분석 소프트웨어
- 우주급 부품 및 COTS 공급과 업스크린 서비스
- 최적의 적합성을 갖춘 대체품 선정과 공급



Karmel Technologies USA
21515 Hawthorne Blvd., Suite 710
Torrance, CA 90503, United States

E info@karmeltech.com
P +1 (424) 300 9740
F +1 (424) 300 9741



www.karmel.space

Karmel Technologies Korea
경기 성남시 분당구 판교로228번길 15
판교세븐벤처밸리1 제 3동 403호 (우13487)

E sales@karmeltech.com
P +82 (31) 778 6171
F +82 (31) 778 6172

DEEP SPACE EXPLORATION

Platform specification

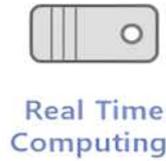
Dimensions:	440 x 440 x 330 mm ³
Mass:	-50 kg (Charged)
Payload mass:	< 7 kg
Thruster:	Ion hall
BUS voltage:	18.0 - 32.4 V
Life time:	-3 years
TT&C:	UHF / S-band
Downlink:	X-band
Orientation:	Sun, inertial



With the increasing interest in exploring the Solar System and beyond, there is a growing need for innovative and adaptable platforms that can support a wide range of exploration missions. In response to this demand, we present an ultra-compact universal platform designed for Solar System and deep space exploration missions. Based on such investigation and future planning KAIROSPACE Co., Ltd., decided to start a Deep Space invention Project (DSP) and the first stage is a development of Space Trajectory Demonstrator satellite (STD). This platform offers a versatile and modular architecture that can accommodate various payloads and mission requirements, making it suitable for a diverse array of exploration objectives.



We are a space solution provider based in the Republic of Korea, specializing in small and ultra-small satellite systems.



(주)케이씨이아이는 차별화된 개발기술을 바탕으로 미사일/포술 훈련용 시뮬레이터, 조함 및 항해훈련 시뮬레이터 등 각종 무기체계의 모델링/시뮬레이션 등 다수의 국방 프로젝트를 성공적으로 수행해왔습니다.

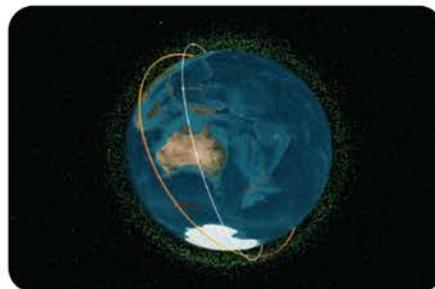
개발 경험과 M&S 기반 기술을 확대 적용하여 재해/재난 사고 예방, 자동차디자인 모델링, 산업 교육용 시뮬레이터, 의학, 게임 등 공공/오락 산업분야 전반으로 사업 영역을 확대하고 있습니다. 최근에는 가상현실(VR) 기반으로 AR, MR, XR 분야로 더욱 확대 적용하여 우주/항공분야 (달탐사, 드론 등), 자율주행, 인공지능분야 등으로 성장해 나가고 있습니다.

당사는 기술집약 기업으로 장기간 무기체계 개발의 핵심기술로 우리나라 국가안보에 크게 기여하였고, 가상현실, 인공지능, 자율주행 등의 종합기술로 우리나라의 미래 산업에 기여해 나가고 있는 기업입니다.

Ground M&S



Aerospace M&S



Maritime M&S

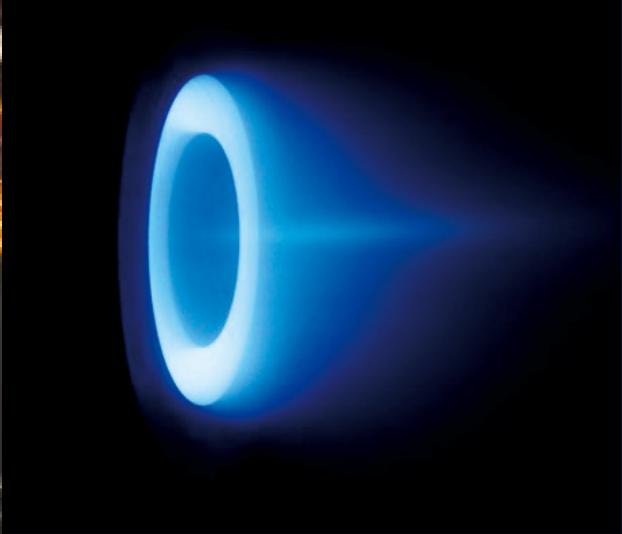
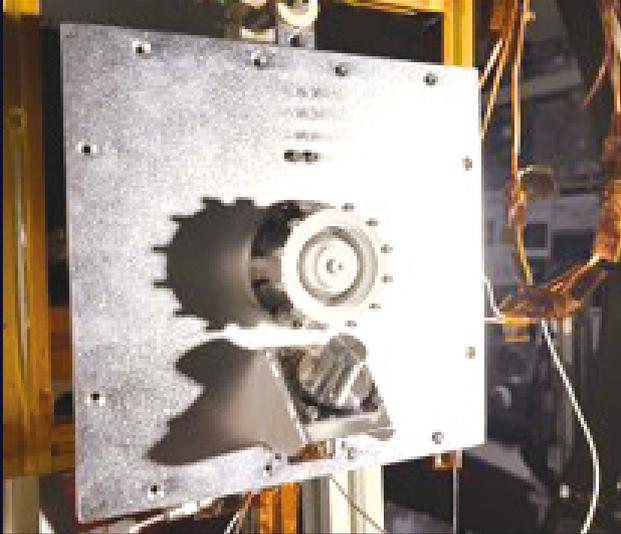


Real-Time Computing



VMT & CBT



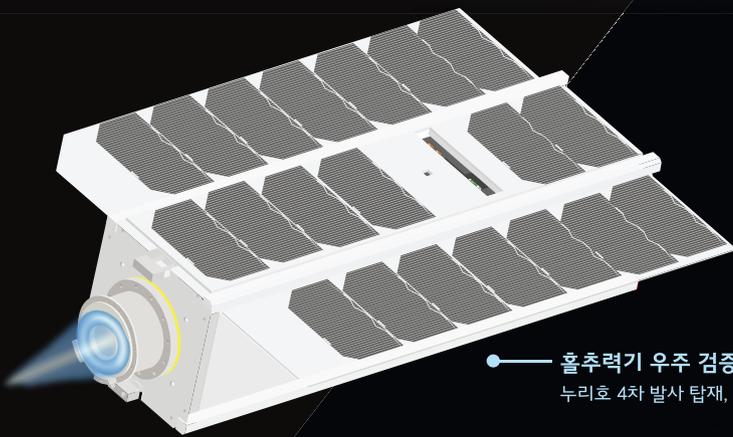


Honeybee 초소형위성용 홀추력기

Honeybee는 코스모비에서 큐브위성부터 150 kg 이하의 초소형위성까지 적용 가능한 홀추력기입니다.

Honeybee는 현재 3U 큐브위성인 K-HERO에 탑재되어 2025년 누리호 4차 발사를 통해 우주 궤도검증 임무를 수행할 계획입니다.

- THRUST..... 5.8 mN
- SPECIFIC IMPULSE1,100 s
- POWER AT NOMINAL THRUST.....150 W
- EFFICIENCY..... 26 %
- DRY MASS(Thruster only)..... 400 g



● 홀추력기 우주 검증을 위한 3U 큐브위성 누리호 4차 발사 탑재, 2025년 하반기 발사 예정

코스모비는 2023년 07월 설립한 **국내 최초의 위성 전기추진시스템 전문 기업**입니다.

KAIST 전기추력기 연구실(지도교수 최원호)의 실험실 창업 기업으로, 국내에서 20여년간 이어오던 전기추력기 연구 결과를 활용해 더 넓은 우주로 나아가고자 합니다.

대표 박동하

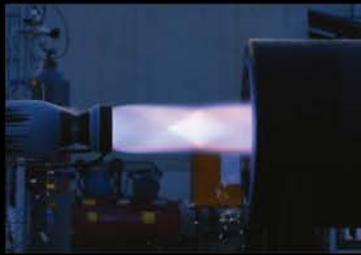
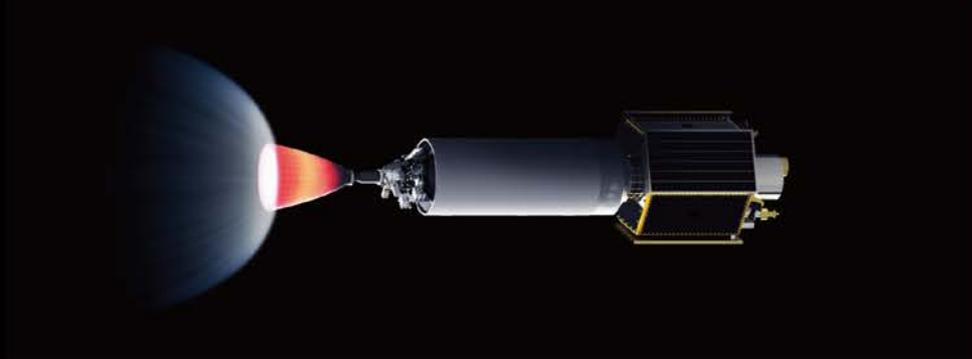
www.cosmabee.co.kr

T 070-4155-0705

E dhpark@cosmabee.co.kr

대전광역시 유성구 문지로 193(카이스트 문지캠퍼스), 진리관 T145호

SUSTAINABLE ACCESS TO EARTH ORBIT AND BEYOND



페리지어어로스페이스는
우주발사체 블루웨일1(BLUE WHALE 1)의
합리적이고 경제적인 발사 서비스로 지구 궤도를 목표로 하는
소형 인공위성의 가장 가깝고 든든한 파트너가 되겠습니다.

서비스 영역
소형 인공위성 대상 저궤도 발사 서비스
우주 부품 검증 및 과학 임무 위한 준궤도 발사 서비스

문의 enquiry@perigee.space

Go the Distance

KAI는 기술에 대한 도전과 혁신으로
국가적 우주개발 사업을 성공적으로 완수하고
민간주도 우주개발 시대를 선도하겠습니다



공간을 초월한 다계층 초연결 네트워크 구축, 한화시스템이 함께합니다.

우주, 공중, 해상, 지상의 모든 플랫폼을 하나의 네트워크로 통합하는
초연결 다계층 통신 솔루션을 통해 시간과 공간의 제약 없는
실시간 통합 작전 수행을 지원합니다.



미래도전국방기술 연구개발사업

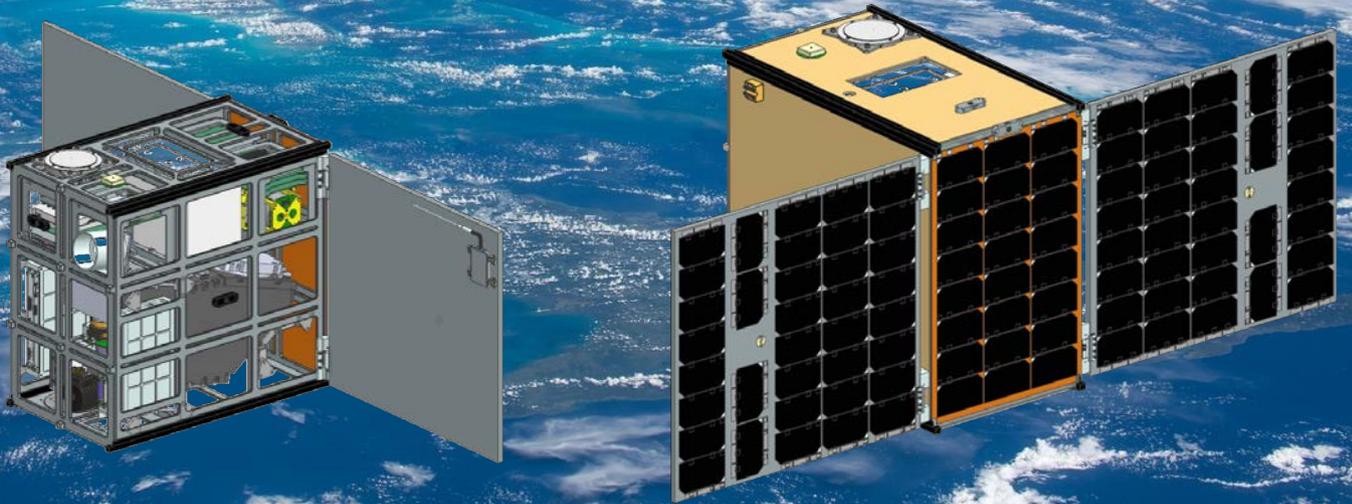
긴급대응 광역 감시정찰 큐브편대위성 개발



SpaceSCANer

Satellite Constellation Architecture for New Concept Surveillance and Reconnaissance

[EO/IR 동시 관측, 편대비행 광역/연속관측, 큐브위성기술 국산화]



오늘을 지키는 기술, 세상을 향한 혁신

G O F O R W A R D

F O R W O R L D

Leading Innovation Group

LIG

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

센터장: 박재현 교수

소형위성의 군집 운용을 주로 이용하는 저궤도 위성군 분야는 2040년 전 세계 위성 산업시장의 53%를 차지할 것으로 예상되나, 국가 간 엄격한 기술통제 등으로 한국 내의 관련 기술개발 및 인력은 아직 미흡하다. 이에 대응하기 위하여 2022년 4월 연구재단 지원으로 본 센터가 설립되었으며, 산·학·연의 유기적 협력체계를 통하여 위성군 위성체의 핵심기술인 위성추진, 우주환경 효과 분석·대응·활용 및 위성용 복합재 구조, 고신뢰성 위성군 제어 기술 연구와 관련분야 고급실무인력 양성에 집중하고 있다.

[경상국립대학교 미래우주교육센터 참여기관 구성도]



[경상국립대학교 미래우주교육센터 교육연구그룹 구성]

