

JOURNAL OF POSITIONING, NAVIGATION, and TIMING

Vol. 14. No. 4 December 2025



The Institute of Positioning, Navigation, and Timing

■ ■ ■ ***JOURNAL OF POSITIONING, NAVIGATION, AND TIMING***

Volume 14 Number 4 December 2025

- **Published by** The Institute of Positioning, Navigation, and Timing
- **Published on 15 December 2025**

- **Year of launching (history)** October 2012
- **Frequency** Quarterly
- **Quality of a text paper** Acid-free paper

- **Office Address**

The Institute of Positioning, Navigation, and Timing
#709 Twin City Namsan, 366, Hangang-daero, Yongsan-gu, Seoul 04323, Republic of Korea
TEL. +82-2-704-5681 / FAX. +82-2-790-5681 / <http://www.ipnt.or.kr>

- **Manuscript Editor** Nam Hae Jeong
- **Design & Printing** BTN Published Co.

- **Copyright © The Institute of Positioning, Navigation, and Timing**

Copyright 2025. The Institute of Positioning, Navigation, and Timing All Rights Reserved

- ⊗ This paper meets the requirements of KS X ISO 9706, ISO 9706-1994 and ANSI/NSIO Z39.48-1992 (Permanence of paper).

This work is supported by the 'Lottery Fund' of the 'Ministry of Strategy and Finance' and the 'Science and Technology Promotion Fund' of the 'Ministry of Science and ICT', contributing to the realization of social value and the development of national science and technology.



JPNT

JOURNAL OF POSITIONING, NAVIGATION, AND TIMING

Journal of Positioning, Navigation, and Timing (JPNT) is the official publication of the Institute of Positioning, Navigation, and Timing published quarterly. The purpose of the journal is to establish a high quality archival periodical presenting state of the art, recent advances and practical applications of Global Navigation Satellite System. Topics suitable for publication include Position, Navigation and Time (PNT) system architecture, signal structure, signal processing algorithms, receiver technologies, augmentation systems, complementary systems, and all applications such as scientific, geodesy, surveying, military and land, maritime, aero and space vehicles. Each article published is assigned a unique DOI to identify the article in a digital environment.

Contacting the JPNT

All manuscripts must be submitted online through the JPNT homepage <http://ipnt.jams.or.kr>
Items pertaining to manuscripts submitted for publication, as well as letters or other forms of communication regarding the editorial management of the JPNT, can be sent to Editor in Chief.

Editor in Chief Jeongrae Kim

E-mail : jrkim@kau.ac.kr **Tel :** +82 2 300 0110 **Fax :** +82 2 3158 2191

■ ■ ■ *Editorial Board* (2025-2026)

Editor-in-Chief

Jeongrae Kim

Korea Aerospace University, Goyang, Korea

Associate Editors-in-Chief

Heon Ho Choi
Suk-seung Hwang
Jiwon Seo
Kiyeol Seo

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea
Chosun University, Gwangju, Korea
Yonsei University, Incheon, Korea
Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering, Daejeon, Korea

Editors

Jae Min Ahn
Horng-Yue Chen
Seong Yun Cho
Byung-Kyu Choi
Dongwook Choi
Sebum Chun
Tae Hyun Fang
Kwangjin Kim
Sunwoo Kim
Hungkyu Lee
Hyung Keun Lee
Jiyun Lee
Seungwoo Lee
Soyeon Lee
Taikjin Lee
Jose A. Lopez-Salcedo
Thomas Pany
Byungwoon Park
Jihye Park
Kwan-Dong Park
Chalermchon Satirapod
Hyoungmin So
Jin Woo Song
Ben K. H. Soon
Toshiaki Tsujii
Daehee Won
Jong-Hoon Won
Sung-hoon Yang
Xingqun Zhan

Chungnam National University, Daejeon, Korea
Academia Sinica, Taiwan
Kyungil University, Gyeongsan, Korea
Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea
KT Corporation, Seongnam, Korea
Intergravity Technologies Inc., Daejeon, Korea
Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering, Daejeon, Korea
Navigation System Business Group, Hanwha Aerospace, Seoul, Korea
Hanyang University, Seoul, Korea
Changwon National University, Changwon, Korea
Korea Aerospace University, Goyang, Korea
Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Korea
University of Texas at Austin, USA
Electronics and Telecommunications Research Institute, Daejeon, Korea
Korea Institute of Science and Technology, Seoul, Korea
Universitat Autònoma de Barcelona, Spain
University of Federal Armed Forces Munich, Germany
Sejong University, Seoul, Korea
Oregon State University, USA
Inha University, Incheon, Korea
Chulalongkorn University, Thailand
Agency for Defense Development, Daejeon, Korea
Sejong University, Seoul, Korea
Home Team Science & Technology Agency, Singapore
Osaka Prefecture University, Japan
Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea
Inha University, Incheon, Korea
Korea Research Institute of Standards and Science, Daejeon, Korea
School of Aeronautics & Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China

| Contents |

Research Papers

- 331** Protection Level for Short-baseline Carrier-phase Differential GNSS with Range-domain Monitoring
Dongchan Min, Noah Minchan Kim, Jiyun Lee
- 341** Attitude Estimation on $SO(3)$ Using MARG Data: A Lie Group Kalman Filter Approach
Abenezer Zegeye Woldeyohannis, Nak Yong Ko
- 353** Investigating Ground Station Deployment Strategies to Improve Quality of Orbit Determination of Regional Navigation Satellite System
Kyoung-Min Roh, Gimin Kim, Eunseo Park
- 365** Feasibility Assessment of GNSS Reflectometry-Based Tide Estimation in Coastal Environments with Large Tidal Variability
Su-Kyung Kim, Yo Han Ko, Sung Chun Bu, Suyeol Kim
- 375** Implementation of Multi-constellation GNSS Spoofer Using Zynq UltraScale+ RFSoC
Jong-Il Park, Chang-Ok Kang, Il Kyu Park, Chansik Park
- 385** Navigation Satellite Code/Message Generator Engineering Model Development
Jinseok Kim, Kwangho Yun, Byeong Gyun Kim, Hung Seok Seo, Hyunchul Kim, Yeongyun Jeong, Sangsoon Yong, Byong-Suk Suk, Shin-Mu Park
- 395** Analysis of Natural Frequency Characteristics According to Type of Cluster Dither with 3-axis Ring Laser Gyroscopes
Cheon Joong Kim, Jun Eon An, Haesung Yu, Kyumin Shim, JunMin Park
- 405** Parallelizing KF-RAIM with OpenMP: Execution Time Analysis
Junwoo Jeong, Jurang Ku, Chansik Park, Jae-Young Park, Yo Han Ko, Dana Park, JunMin Park
- 413** Analysis of Guided-Missile Navigation Accuracy under Initial Alignment Methods in Maritime Vertical-Launch Environments
Yong Lee, Tae-dong Ahn, Hyunwook Hong, Seonghyeon Kang, Dayea Kim, Suyong Lee
- 421** Reinforcement Learning Reward Design for Robust Autonomous Shipboard Drone Landing
Bokyung Choi, Woo Joo Jung, Min Su Byeon, So Yeong Jung, Jin Woo Song, Yong Hun Kim

Review Paper

431 Status and Analysis of BDS

Inae Jung, Inha Jung, Sang Jeong Lee, Hyowon Kim, Dong-Hwan Hwang

Technical Papers

445 VDES R-Mode Experimental Test and Analysis in Daesan Port Testbed

Tae Hyun Fang, Younghoon Han, Youngki Kim, Kiyeol Seo

453 Evaluation of Real-Time Dynamic Performance of SBAS and RTK along the K-UAM Demonstration Route Based on Helicopter Flight Tests

Yong-Hui Park, Sung-Hyun Park, Kyung Ryooh Oh, Eunju Choi

단기선 환경에서 측정 도메인 모니터를 활용하는 CDGNSS 시스템의 보호수준 산출

민동찬, 김민찬, 이지윤^{*}

Protection Level for Short-baseline Carrier-phase Differential GNSS with Range-domain Monitoring

Dongchan Min^{ID}, Noah Minchan Kim^{ID}, Jiyun Lee^{† ID}

Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

ABSTRACT

Swarm operations for unmanned vehicles are expanding across reconnaissance, logistics, and defense applications. Missions with tight inter-vehicle spacing—such as aerial refueling and close-formation flight—require centimeter-level relative positioning and navigation integrity. This paper presents a protection level (PL) computation method for carrier phase differential GNSS (CDGNSS) that operates with measurement-domain monitors. We derive the biases in the Kalman filter estimates caused by undetected faults with consideration of the recursive nature of the filters. The impacts of these biases on fixed-baseline solutions and ambiguity resolution are separately derived under the worst-case scenario. These impacts are then combined to compute the PL. The performance of the proposed method is assessed through simulations assuming the use of an ephemeris monitor. The computed PLs are compared with PLs computed using a Solution Separation (SS)-based method. The obtained results show that, for short baselines, the proposed method yields smaller PLs and a lower computational burden by avoiding parallel multi-subset filtering. Sensitivity analyses across inter-vehicle separations indicate that the performance degrades with increasing baseline distance, whereas the benefits are strongest at short separations. Given these characteristics the approach is well-suited to tightly spaced multi-vehicle operations.

Keywords: ambiguity resolution, carrier-phase differential GNSS, integrity, protection level, range domain monitor
주요어: 미지 정수 추정, 반송파 기반 GNSS 시스템, 무결성, 보호 수준, 측정치 도메인 모니터

1. 서론

무인이동체의 군집 운용은 정찰·재난 대응·물류·군사 작전 등 다양한 분야에서 활용 범위를 빠르게 넓히고 있다. 특히 공중 급유나 근접 편대 비행처럼 기체 간 거리가 매우 짧은 임무에서는 센티미터(cm)급 상대 위치 정확도가 필수 요건으로 요구된다. 이러한 임무의 안정적 수행을 위해 상대 위치 정확도뿐 아니라 항법 무결성(integrity) 보장이 필수적이다. 항법 무결성은 민간 유인 항공분야에서 수십년간 활용되어온 개념으로, 무결성 보

장을 위해 고장 검출 기능과 보호수준(Protection Level, PL) 산출 기능이 요구된다. 보호수준은 높은 확률(예. 99.99999%)로 실제 위치가 보호수준 내부에 있음을 보장하는 항법 오차에 대한 경계로서 정의된다. 산출된 보호 수준과 운용 어플리케이션에서 정의하는 허용 위치 오차 한계를 비교하여 안전성을 보장한다.

위성항법 시스템을 활용하여 cm급 위치 정확도를 달성하기 위해서는 반송파 측정치를 활용하는 것이 필수적이다. 현재 운용중인 반송파 기반 고정밀/고무결성 보장 항법 시스템으로 Joint Precision Approach And Landing System (JPALS)

Received Aug 10, 2025 Revised Sep 01, 2025 Accepted Sep 26, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: jiyunlee@kaist.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

가 있다 (Rife et al. 2008). JPALS는 Carrier-phase Differential GNSS (CDGNSS) 기반 시스템으로, 전투기의 항공 모함 착륙을 위해 개발되었다. JPALS는 고장 검출을 위해 Ground-Based Augmentation System (GBAS)에서 활용하는 고장 모니터를 차용하였다 (Rife et al. 2008). 보호 수준의 경우 고장 모니터에서 검출하지 못한 미검출 고장까지 고려하여 산출되어야 하지만 공개 문헌 기준으로는, JPALS는 정상 상황만을 고려한 보호 수준을 산출한다 (Rife et al. 2008). 이는 군 운용 특성상 다중화 센서, 고가 장비, 그리고 조종사 감시가 전제된 체계이므로, 미검출 고장이 최종 보호수준 값에 주는 영향이 매우 작다고 판단하여 이를 고려하지 않은 것으로 추측된다. 하지만, 군용 시스템인 JPALS와는 달리 민간 무인이동체의 경우에는 고가·다중화 센서 구성이 현실적으로 어렵고, 운용 중 인간 감시가 부재하므로 미검출 고장까지 고려한 보호 수준 산출 체계가 요구된다.

반송파 기반 시스템에서 미검출 고장을 고려하여 보호수준을 산출하는 것은 미지 정수 해결 과정 때문에, 코드 기반 시스템보다 더욱 복잡하다. 이는 미지 정수 해결 과정이 비선형적이고 이산(discrete)적인 특징을 갖기 때문에 미검출 고장이 미지 정수 해결과정에 미치는 영향을 정확히 정량화 하기 어렵기 때문이다. 이러한 어려움을 해결하기 위해 Khanafseh et al. (2013)과 Khanafseh & Pervan (2011)은 Solution Separation (SS) 기반의 위치 도메인 모니터를 활용하였다. SS 기반 모니터는 기존 코드 기반 시스템을 위해 개발된 방법으로 모든 위성을 사용하여 계산된 항법해와 고장이 의심되는 위성의 측정치를 제외하고 계산한 항법해의 차이를 활용하여 고장을 검출한다 (Blanch et al. 2015). 이러한 방법은 미검출 고장을 위치 도메인에서 정의할 수 있기 때문에, 미검출 고장의 영향을 보호 수준 산출에 용이하게 고려할 수 있다. El-Mowafy & Kubo (2017, 2018)은 이 방법을 CDGNSS 기반 기술 중 하나인 Real Time Kinematic (RTK)과 다양한 센서를 융합하는 시스템에 적용하여 무결성을 보장하였다. 또한, Zhang et al. (2023)과 Zhang & Wang (2023)은 SS 기반 방법을 기준국 네트워크를 활용하는 Precise Point Positioning-RTK 시스템에 적용하였으며, Zhang & Wang (2024)는 미지 정수 해결 과정이 SS 기반 모니터에 미치는 영향을 분석하였다. 이러한 사전 연구들은 반송파 기반 시스템에 SS 모니터를 적용할 때, 기존 코드 기반 시스템에서 활용되는 특징을 수학적 검증 없이 적용하였는데, Min et al. (2025)는 이 특징들이 반송파 기반 시스템에서도 적용 가능함을 수식적으로 검증하였다. 이처럼 반송파 기반 시스템에서 SS 기반 무결성 보장 방법은 활발히 연구되었지만, 다수의 항법필터를 병렬로 구동해야 하는 SS 기법 특성상, 높은 연산 부하가 발생한다.

무결성 보장을 위한 또 다른 접근 방식은 JPALS에서 활용하는 GBAS 지상 모니터와 같은 측정치 도메인 모니터를 활용하는 것이다. 측정치 도메인 모니터는 SS 기반 방법과 비교하여 상대적으로 낮은 연산량이 요구된다. 그러나 SS 기반 모니터와 달리, 이 모니터는 미검출 고장이 측정치 도메인에서 정의되기 때문에 보호 수준 산출에 어려움이 있다. 측정치 도메인 모니터에서 검출되지 못한 미검출 고장의 영향을 보호 수준 산출에 반영하기 위해서는 측정치 도메인의 미검출 고장을 위치 도메인으로 전파하는 과정이 필요하다. 이 과정에서 고장이 전파되는 메커니

즘은 미지 정수 해결 과정으로 인해 이산적(discrete)이고 비선형적인 특성을 포함한다. 이는 측정치 도메인 기반 모니터를 활용하는 CDGNSS 시스템의 보호 수준 산출을 복잡하게 만든다. Khanafseh et al. (2013)는 측정치 도메인에서 발생 가능한 고장의 최대 크기를 사전에 알고 있는 상황에서 CDGNSS 기반 시스템의 보호 수준을 산출하는 방법을 제안하였다. 해당 방법은 고장이 보호 수준 산출에 미치는 영향을 두 개의 요소로 분리하여, 각 요소를 독립적으로 바운드하였다. 하지만 해당 연구에서는 칼만 필터를 사용하였음에도 불구하고, 고장이 칼만 필터의 재귀적 특성에 의해 전파되는 영향을 고려하지 않았다.

본 논문에서는 측정치 도메인 모니터를 활용하는 CDGNSS에서 보호 수준 산출 방법을 제안한다. 고장으로 인해 측정치에 편향(bias)이 발생할 경우, 1차적으로 항법 필터에 편향이 발생하며, 2차적으로 미지 정수 추정 과정에서 잘못된 추정이 발생하게 된다. 이러한 영향이 모두 통합되어 최종적으로 항법해에 편향이 발생한다. 보호 수준은 이러한 통합적 영향을 반영하여 산출되어야 하며, 미검출 고장 중 가장 큰 항법해 편향을 유발하는 최악의 상황까지 고려되어야 한다. 본 연구에서는 Khanafseh et al. (2013)의 방법처럼 용이한 보호 수준 산출을 위해 각각의 영향을 독립적으로 고려하여 보호 수준을 산출하였다. 항법 필터에 최악의 편향을 발생시키는 상황과 미지 정수 추정 과정에서 최악의 상황을 유발하는 상황을 독립적으로 도출하고, 각 상황을 보수적으로 통합하여 보호 수준을 산출하였다. 이때, 미검출 고장이 칼만 필터에 의해 재귀적으로 전파되는 영향까지 수식적으로 도출하여 함께 반영하였다. 제안하는 방법의 성능 분석을 위해 GBAS의 측정치 도메인 모니터 중 하나인 위성 궤도력 모니터를 사용하는 상황에 대하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션을 통해 보호 수준을 산출하고 Min et al. (2025)에서 제안한 위치 도메인 모니터 기반 시스템을 활용하는 상황과 비교하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 CDGNSS 시스템의 항법 알고리즘에 대해 기술한다. 3장에서는 보호 수준 산출 방법에 대해 설명하며, 4장에서는 시뮬레이션 결과를 제시한다. 마지막으로 5절에서는 결론을 도출한다.

2. CDGNSS 시스템 항법 알고리즘

이번 장에서는 CDGNSS 시스템의 항법 알고리즘에 대해 기술한다. 2.1절에서는 본 연구에서 활용하는 CDGNSS 알고리즘에 대해 간략히 정리하였고, 2.2절에서는 고장이 항법 필터에 미치는 영향을 수식적으로 도출하였으며, 2.3절에서는 최종 항법해에 미치는 영향을 도출하였다.

2.1 항법 알고리즘

이번 절은 CDGNSS 항법 시스템에서 활용하는 항법 알고리즘에 대해서 간략히 정리하였다. CDGNSS는 상대 항법 시스템으로 두개의 수신기에서 수신한 GNSS 측정치를 사용하여 두 수신기 간 상대 벡터를 산출한다. 두 수신기간 거리가 매우 짧아 대부분의 대류권/전리권 오차가 제거되는 경우에 대하여, 시간 k 에서

CDGNSS 측정치는 Eq. (1)과 같이 표현된다 (Teunissen 2002).

$$y_k = B_k \cdot b_k + A_k a_k + f_k + \varepsilon_{y_k} \quad (1)$$

여기서 y_k 는 이중차분 코드 및 반송파 측정치를 의미하며, b_k 는 상대 벡터, a_k 는 이중차분 미지 정수 벡터를 나타낸다. f_k 는 고장 벡터를 의미하며, 고장이 발생하지 않은 정상 상황에서는 0 벡터이다. ε_{y_k} 는 y_k 에 대한 잡음으로 평균이 0이고 공분산 행렬 R_k 인 정규 분포 $N(0, R_k)$ 를 따른다고 가정된다. B_k 와 A_k 는 각각 b_k 와 a_k 에 대응되는 측정치 행렬을 나타낸다.

Eq. (1)에서 칼만 필터를 활용하여 상대 벡터와 미지 정수 벡터 추정치를 산출한다. 이때, 미지 정수가 정수라는 성질은 무시하고 각 추정치를 산출하며, 각각은 상대 벡터 실수해 \hat{b}_k 및 미지 정수 실수해 \hat{a}_k 라 명명한다. 이 실수해들은 Eq. (2)와 같이 정규 분포를 따른다.

$$\begin{bmatrix} \hat{b}_k \\ \hat{a}_k \end{bmatrix} \sim N \left(\begin{bmatrix} b_k + \mu_{b_k} \\ a_k + \mu_{a_k} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} Q_{b_k} & Q_{b_k \hat{a}_k} \\ Q_{\hat{a}_k b_k} & Q_{\hat{a}_k} \end{bmatrix} \right) \quad (2)$$

여기서 Q_{b_k} 와 $Q_{\hat{a}_k}$ 는 각각 \hat{b}_k 와 \hat{a}_k 의 필터 분산 행렬을 의미하며, $Q_{b_k \hat{a}_k}$ 와 $Q_{\hat{a}_k b_k}$ 는 \hat{b}_k 와 \hat{a}_k 의 필터 공분산 행렬을 의미한다. μ_{b_k} 와 μ_{a_k} 는 고장에 의해 b_k 와 a_k 에 발생하는 편향을 나타내며, 정상 상황에서는 0 벡터이다.

다음 과정으로 미지 정수의 정수 성질을 반영하기 위해, 산출된 미지 정수 실수해는 정수로 변환되며, 이때 미지 정수 실수해는 Z-변환을 통한 역상관 과정과 Integer Bootstrapping (IB) 과정을 거친다 (Teunissen 2002). Z-변환은 미지 정수 실수해 간 존재하는 상관관계를 최소화시켜 미지 정수 추정 성공 확률을 향상시키는 역할을 한다 (Teunissen et al. 1997). IB 과정은 조건부 최소자승법과 반올림을 결합한 형태로 실수해를 정수해로 변환시키는 역할을 한다 (Teunissen 2005). 미지 정수 실수해로부터 변환된 정수해는 미지 정수 고정해 \hat{a}_k 라고 명명한다. 미지 정수 고정해가 실제 미지 정수와 동일하게 산출되는 경우를 Correct Fix (CF)라고 하며, 그렇지 않은 경우 Incorrect Fix (IF)라 한다. 고장이 없는 정상 상황에서도 잡음에 의해 IF 상황이 발생할 수 있으며, 반대로 고장이 발생한 상황에서도 고장의 크기와 잡음에 따라 CF 상황이 발생할 수 있다. 산출된 미지 정수 고정해는 정밀한 상대 벡터 추정치, 즉 상대 벡터 고정해 \hat{b}_k 산출을 위해 Eq. (3)과 같이 활용된다 (Teunissen 2002).

$$\hat{b}_k = \hat{b}_k - Q_{\hat{b}_k \hat{a}_k} Q_{\hat{a}_k}^{-1} (\hat{a}_k - \hat{a}_k) \quad (3)$$

2.2 고장에 의한 실수해의 영향

이번 절은 고장이 칼만 필터로부터 산출되는 상대 벡터 실수해 및 미지 정수 실수해에 미치는 영향에 대해 기술한다. 고장이 발생하여 측정치에 편향이 발생하는 경우, 칼만 필터에서 산출되는 상대 벡터 및 미지 정수 실수해에는 편향이 발생한다. 이때, 발생한 고장은 현재 시간의 상대 벡터 및 미지 정수뿐만 아니라, 그 이후에 산출되는 모든 추정치에 영향을 미친다.

고장에 의한 추정치의 편향은 칼만 필터 업데이트 식으로부터 유도될 수 있다. 임의의 시간 k^{th} 에서 칼만 필터의 시스템 업데이트와 측정치 업데이트는 Eq. (4)와 (5)를 통해 이루어진다 (Simon 2006).

$$\hat{x}_k^- = F_k \hat{x}_{k-1}^+ \quad (4)$$

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k (y_k - H_k \hat{x}_k^-) \quad (5)$$

여기서 $x_k = [b_k^T a_k^T]^T$ 는 칼만 필터의 상태변수(State)를 나타낸다. \hat{x}_k^- 와 \hat{x}_k^+ 는 각각 x_k 에 대한 사전(a priori) 및 사후(a posteriori) 추정치를 나타낸다. F_k 는 시스템 업데이트 행렬을 나타내며, $H_k = [B_k A_k]$ 는 측정치 업데이트 행렬을 나타낸다. 본 연구에서는 시스템 업데이트 행렬 F_k 를 단위행렬 I 로 가정하였다. 다만, 상대 벡터와 미지 정수 벡터의 다이내믹을 반영하기 위해 시스템 업데이트 공분산 행렬 W_k 을 Eq. (6)과 같이 정의하였다.

$$W_k = \text{diag}(\infty \ \infty \ \infty \ 0 \ \dots \ 0) \quad (6)$$

여기서, $\text{diag}(v)$ 는 벡터 v 의 원소를 대각 성분으로 갖는 대각 행렬을 의미한다. Eq. (6)에서 ∞ 는 상대 벡터에 해당하는 공분산 값으로, 단위 행렬로 정의된 F_k 가 실제 상대 벡터의 다이내믹을 반영하지 못하는 점을 보완하기 위해 설정하였다. 시뮬레이션 상에서는 ∞ 를 표현하기 위해 임의의 큰 수 10^6 을 적용하여 시뮬레이션 하였다. 본 연구에서는 필터 단순화를 위해 상대 벡터 다이내믹 행렬을 단위 행렬로 가정하였으나, 보다 정교한 모델링을 위해서는 관성 센서를 활용하거나 Constant Velocity 모델을 적용하여 상대 벡터 다이내믹을 표현할 수 있다. 이러한 확장된 모델을 적용할 경우, 속도 벡터를 필터에서 함께 추정해야 한다. 특히 Constant Velocity 모델을 적용하는 경우에는 속도 추정을 위해 Eq. (1)의 측정치 벡터에 도플러 측정치가 포함되어야 한다. 이후 유도 과정에 대해서는 필터 추정 변수에 속도 변수가 추가되는 점과 상대 벡터 다이내믹 행렬이 반영되는 점을 고려하여 본 논문과 동일한 방법론으로 유도할 수 있다. Eq. (6)에서 나머지 0에 해당하는 원소는 미지 정수 벡터의 공분산 값으로, 사이클 슬립이 발생하지 않는 한 변하지 않는 특성을 고려하여 0으로 설정하였다. Eq. (5)를 Eq. (4)에 대입하고, F_k 에 단위 행렬을 대입하여 정리하면 Eq. (7)와 같이 정리할 수 있다.

$$\hat{x}_k^+ = (I - K_k H_k) \hat{x}_{k-1}^+ + K_k y_k \quad (7)$$

만약, 고장이 발생하여 칼만 필터 추정치에 계속하여 누적되고 있는 상황이라면, 고장에 의해 사후 추정치 \hat{x}_k^+ 에 발생하는 편향 μ_{x_k} 은 Eq. (7)로부터 Eq. (8)과 같이 표현될 수 있다.

$$\mu_{\hat{x}_k} = (I - K_k H_k) \mu_{\hat{x}_{k-1}} + K_k f_k \quad (8)$$

즉, 우변의 첫 번째 항은 $k-1^{\text{th}}$ 시간까지 누적된 고장의 영향이 현재 추정치에 전파되는 크기를 나타내며, 두 번째 항은 k^{th} 에 발생한 고장이 현재의 추정치에 투영되는 크기를 나타낸다. Eq. (8)을 f_1, \dots, f_k 의 합으로 나타내면 Eq. (9)와 같이 표현 가능하다.

$$\mu_{\hat{x}_k} = \begin{bmatrix} \mu_{b_k} \\ \mu_{a_k} \end{bmatrix} = \sum_{j=1}^k S(k, j) \cdot f_j \quad (9)$$

여기서, $S(k, j)$ 는 시간 j^{th} 에서 발생한 고장 f_j 의 영향을 시간 k^{th} 로 전파해주는 행렬로써 Eq. (10)과 같이 정의된다.

$$S(k, j) = (I - K_k H_k) \dots (I - K_{j+1} H_{j+1}) K_j \quad (10)$$

즉, 칼만 필터에서 계산되는 상대 벡터 실수해와 미지 정수 실수해의 편향은 Eq. (9)를 통해 계산된다.

2.3 고장에 의한 상대 벡터 고정해의 영향

이번 절에서는 고장에 의해 발생한 상대 벡터 실수해 및 미지 정수 실수해의 편향이 최종적으로 상대 벡터 고정해에 미치는 영향에 대해 기술한다. Teunissen (2002)는 상대 벡터 고정해와 상대 벡터 실수해의 조건부 확률 밀도 함수가 Eq. (11)과 같은 관계를 가짐을 증명하였다.

$$f_{\hat{b}_k|\hat{a}_k}(u|w) = f_{\hat{b}_k|\hat{a}_k}(u|w) \quad (11)$$

여기서 $f_{\hat{b}_k|\hat{a}_k}(u|w)$ 는 상대 벡터 고정해의 조건부 확률 밀도 함수로, $\hat{a}_k=w$ 인 상황에서 $\hat{b}_k=u$ 인 확률 밀도를 의미한다. $f_{\hat{b}_k|\hat{a}_k}(u|w)$ 는 상대 벡터 실수해의 조건부 확률 밀도 함수로, $\hat{a}_k=w$ 인 상황에서 $\hat{b}_k=u$ 인 확률 밀도를 의미한다. u 는 임의의 실수이며, w 는 임의의 정수이다.

Eq. (2)와 같이 상대 벡터 실수해와 미지 정수 실수해는 정규 분포를 따르기 때문에, 상대 벡터 실수해의 조건부 확률 밀도 함수 또한 정규 분포 밀도 함수로 정의 된다. 즉, 미지 정수 고정해가 w 인 경우, 상대 벡터 고정해의 평균은 Eq. (12)와 같이 계산된다.

$$\begin{aligned} E(\hat{b}_k) &= b_k + \mu_{\hat{b}_k} \\ &= E(\hat{b}_k) + Q_{\hat{b}_k\hat{a}_k} Q_{\hat{a}_k}^{-1} (w - E(\hat{a}_k)) \\ &= (b_k + \mu_{\hat{b}_k}) + Q_{\hat{b}_k\hat{a}_k} Q_{\hat{a}_k}^{-1} (w - (a_k + \mu_{\hat{a}_k})) \end{aligned} \quad (12)$$

여기서, $E(\bullet)$ 는 평균 연산자(expectation operator)이다. 첫 번째 등호는 상대 벡터 고정해에 대한 정의이며, 두 번째 등호는 널리 알려진 정규 분포 조건부 확률 분포 식에 의해 성립한다. 세 번째 등호는 Eq. (2)로부터 성립한다. 따라서, 상대 벡터 고정해의 편향 $\mu_{\hat{b}_k}$ 는 Eq. (12)로부터 Eq. (13)과 같이 정리될 수 있다.

$$\mu_{\hat{b}_k} = \mu_{\hat{b}_k} - Q_{\hat{b}_k\hat{a}_k} Q_{\hat{a}_k}^{-1} (\mu_{\hat{a}_k} - (w - a_k)) \quad (13)$$

3. 보호 수준 산출 방법

본 장에서는 보호 수준 산출 방법에 대해 기술한다. 3.1절에서는 무결성 위협 확률로부터 보호 수준 식을 도출하고, 3.2절과 3.3절에서는 도출된 보호 수준 식을 실질적으로 계산하기 위한 방법을 기술한다.

3.1 무결성 위협 확률과 보호 수준

무결성 위협 확률(probability of hazardous misleading information, $P(HMI)$)이란 모니터에 의한 경보 없이 추정된 항법 해의 오차가 기준이 되는 한계를 넘는 확률을 의미한다 (Joerger et al. 2014). 보호 수준(Protection level)은 시스템의 무결성 요구 조건을 만족하도록 설정된 기준 한계로서, 무결성 위협 확률이 요구되는 무결성 요구조건과 동일하게 되도록 하는 값으로 계산된다. 보호 수준 산출 시에는 고장 발생 상황에서 모니터링 시스

템이 검출하지 못한 미검출 고장의 영향까지 모두 고려해야 한다. 그러나 실제 운용 환경에서는 현재 고장의 발생 여부를 확정적으로 알 수 없으므로, Eq. (14)와 같이 확률론적 접근법을 통해 서만 이를 고려할 수 있다 (Joerger et al. 2014).

$$P(HMI) = \sum_{i=0}^h P(HMI|H_i)P_{H_i} \quad (14)$$

여기서 H_i 는 i^{th} 위성에 고장이 발생한 가상 상황을 나타내며, H_0 는 고장이 발생하지 않은 정상 상황을 나타낸다. P_{H_i} 는 고장 가설 H_i 가 발생했을 확률을 나타낸다.

고장 가설 H_i 하에서 무결성 위협 확률과 보호 수준의 관계는 HMI 정의 (Joerger et al. 2014)로부터 Eq. (15)와 같이 표현 가능하다. Eq. (15)에서 상대 벡터 고정해 \hat{b}_k 는 벡터이지만, 이하의 전개에서는 편의상 \hat{b}_k 를 상대 벡터 고정해의 원소 중 수직 성분만을 나타낸다고 한다. 다른 성분들에 대해서는 수직 성분과 동일하게 적용 가능하다.

$$P(|\hat{b}_k - b_k| > PL_i|H_i) \cdot P_{MD} \cdot P_{H_i} = I_{req,i}^* \quad (15)$$

여기서 항법 필터와 모니터는 서로 독립이라고 가정되었으며, P_{MD} 는 모니터에서 고장을 검출하지 못할 확률을 의미한다. $I_{req,i}^*$ 는 고장 가설 H_i 에 할당된 수직 성분 무결성 요구조건을 의미하며, PL_i 는 고장 가설 H_i 에 대한 보호 수준을 의미한다. Eq. (15)로부터 산출되는 보호 수준은 H_i 상황에서 실제 위치가 보호 수준 내부에 존재함을 $1 - I_{req,i}^*$ 의 확률로 보장한다.

Eq. (15)로부터 PL_i 를 계산하기 위해 상대 벡터 고정해의 확률 밀도 함수가 요구된다. 상대 벡터 고정해의 확률 밀도 함수는 미지 정수 고정해의 CF와 IF 여부에 따라 평균값이 달라지며, 이는 Eq. (13)에서 확인 가능하다. Eq. (15)에 전체 확률의 법칙을 적용하면 Eq. (16)과 같이 CF와 IF 경우를 확률적으로 분리하여 나타낼 수 있다.

$$P(|\hat{b}_k - b_k| > PL_i|CF, H_i) \cdot P(CF|H_i) + P(|\hat{b}_k - b_k| > PL_i|IF, H_i) \cdot P(IF|H_i) = I_{req,i} \quad (16)$$

여기서, $I_{req,i}$ 는 $I_{req,i}^*/P_{MD}/P_{H_i}$ 를 나타내며, $P(CF|H_i)$ 와 $P(IF|H_i)$ 는 각각 H_i 상황에서 CF와 IF일 확률을 나타낸다. 고장 가설 H_i 상황에서 CF 또는 IF 상황은 고장에 의한 미지 정수 실수해 편향의 크기와 잡음에 의해 결정된다. 즉, H_i 상황이라도 편향의 크기가 작은 경우 CF일 수 있으며, 편향의 크기가 크더라도 잡음이 고장을 상쇄시켜 CF가 낮은 확률로 발생할 수 있다. 고장 가설 H_i 상황에서의 CF 및 IF 확률에 대한 보다 자세한 내용은 3.3절에 기술하였다.

Khanafseh et al. (2013)와 같이 IF 상황일 경우 상대 벡터 고정해의 오차가 항상 보호 수준을 넘는다고 가정하면, Eq. (16)은 Eq. (17)과 같이 정리된다.

$$P(|\hat{b}_k - b_k| > PL_i|CF, H_i) \cdot P(CF|H_i) + P(IF|H_i) = I_{req,i} \quad (17)$$

여기서, $I_{req,i}$ 는 $I_{req,i}^*/P_{MD}/P_{H_i}$ 를 나타낸다. $P(CF|H_i)$ 와 $P(IF|H_i)$ 의 합은 항상 1이기 때문에, Eq. (17)은 Eq. (18)과 같이 정리될 수 있다.

$$P(|\hat{b}_k - b_k| > PL_i|CF, H_i) = \frac{I_{req,i} - P(IF|H_i)}{1 - P(IF|H_i)} \quad (18)$$

CF 상황에서 상대 벡터 고정해는 정규 분포를 따르기 때문에,

Eq. (18)에서 보호 수준은 Eq. (19)와 같이 표현될 수 있다.

$$PL_i = \mu_{b_k|CF} + \Psi^{-1} \left(\frac{I_{req,i} - P(IF|H_i)}{1 - P(IF|H_i)} \right) \cdot \sigma_{b_k|CF} \quad (19)$$

여기서 $\mu_{b_k|CF}$ 는 CF 상황에서 상대 벡터 고정해에 발생한 편향을 의미하며, Eq. (13)에서 $w=a_k$ 인 상황이다. $\sigma_{b_k|CF}$ 는 상대 벡터 고정해의 표준편차를 의미한다. Ψ^{-1} 는 표준 정규분포의 Complementary Cumulative Distribution Function의 역함수를 의미한다.

Eq. (19)로부터 상대 벡터 고정해의 보호 수준을 산출하기 위해서 $P(IF|H_i)$ 가 $I_{req,i}$ 보다 작아야 함을 확인할 수 있다. $P(IF|H_i)$ 는 미지 정수 실수해의 편향의 크기가 커질수록 커지며, 미지 정수 실수해의 편향의 크기는 고장의 크기가 클수록 커진다. 따라서, 미검출 고장의 크기가 충분히 작지 않은 경우 $P(IF|H_i)$ 가 $I_{req,i}$ 보다 크기 때문에 상대 벡터 고정해의 보호 수준을 산출할 수 없으며, 무결성을 보장할 수 없다. 이러한 경우 상대 벡터 실수해와 그에 해당하는 보호 수준을 활용하여 무결성을 보장한다.

Eq. (19)로부터 산출된 보호 수준은 H_i 가설 상황에 대응되는 보호 수준이다. 모든 고장 가설 H_1, \dots, H_n 에 대응되는 각각의 보호 수준을 산출하고, 그 중 최댓값을 항법 시스템의 최종 보호 수준으로 활용함으로써 무결성을 보장한다.

Eq. (19)로부터 보호 수준을 계산하기 위해 3.2절과 3.3절에서는 각각 $\mu_{b_k|CF}$ 와 $P(IF|H_i)$ 를 계산하는 방법을 기술한다. 이때, 최악의 미검출 고장 상황에서도 보호 수준이 위치 오차를 바운드할 수 있도록 보장하기 위해, 바운딩 기법이 적용되어 산출된다.

3.2 CF 상황 하에서의 상대 벡터 고정해 편향

상대 벡터 고정해 편향 $\mu_{b_k|CF}$ 는 Eq. (13)에서 $w=a_k$ 를 대입함으로써 계산된다.

$$\mu_{b_k|CF} = \mu_{b_k} - Q_{b_k \hat{a}_k} Q_{\hat{a}_k}^{-1} \mu_{\hat{a}_k} \quad (20)$$

Eq. (9)를 Eq. (20)에 대입하면 상대 벡터 고정해 편향은 Eq. (21)과 같이 표현된다.

$$\mu_{b_k|CF} = \sum_{j=1}^k s_b(k, j) \cdot f_{j,i} \quad (21)$$

여기서, $s_b(k, j)$ 는 $[I - Q_{b_k \hat{a}_k} Q_{\hat{a}_k}^{-1}] \cdot S(k, j)$ 로 정의된다. $f_{j,i}$ 는 H_i 상황에서 j^{th} 시간에 발생한 미검출 고장을 의미한다. 미검출 고장 벡터는 어느 위성에 고장이 발생했는지 나타내는 표시자 벡터 $v_{j,i}$ 와 미검출 고장의 크기 $m_{j,i}$ 의 곱으로 표현될 수 있다. 표시자 벡터는 고장이 발생한 위성의 측정치에 해당하는 원소는 1이고, 그 외의 원소는 0이다. 즉, j^{th} 위성이 고장난 상황을 의미하는 H_i 고장 가설 상황 하에서, 표시자 벡터 $v_{j,i}$ 는 하나로 특정된다. 반면, 미검출 고장 크기 $m_{j,i}$ 의 경우 그 값을 특정할 수 없다. 하지만, 측정치 도메인 모니터를 통해 미검출 고장이 가질 수 있는 크기의 최댓값 $M_{j,i}$ 를 특정할 수 있다. 이 최댓값을 활용하여 상대 벡터 고정해 편향이 가질 수 있는 최댓값을 Eq. (22)와 같이 계산할 수 있다.

$$\mu_{b_k|CF} < \sum_{j=1}^k |s_b(k, j) \cdot v_{j,i}| M_{j,i} \quad (22)$$

여기서, 절댓값이 적용된 이유는 미검출 고장의 랜덤한 방향까지 모두 고려한 최댓값을 도출하기 위함이다. 따라서, Eq. (22)에서 산출되는 상대 벡터 고정해 편향은, 미검출 고장에 의해 발생할 수 있는 모든 상황 중 최악 조건에서의 편향 크기를 보수적으로 바운드한다.

칼만 필터에서 과거에 발생한 고장이 현재 추정치에 미치는 영향은 시간이 지남에 따라 점진적으로 감소한다. 즉, Eq. (22)에서 현재 시점 k 을 기준으로 더 오래전에 발생한 고장일수록 추정치 편향에 미치는 영향이 작아진다. 이러한 특성을 고려하여, 본 연구에서는 계산량을 위해 필터 시작 시점부터가 아닌, 현재 시점으로부터 100초 이전까지 발생한 고장의 영향만을 고려하였다.

3.3 미지 정수 고정해 IF 확률

미지 정수 고정해가 IF일 확률 $P(IF|H_i)$ 는 미지 정수 실수해의 공분산 행렬 $Q_{\hat{a}_k}$ 과 편향 $\mu_{\hat{a}_k}$ 으로부터 Eq. (23)을 통해 계산된다 (Teunissen et al. 2000).

$$P(IF|H_i) = 1 - \prod_{j=1}^n \left[\Phi \left(\frac{1 - 2c_j L_k^{-1} Z_k^T \mu_{\hat{a}_k}}{2\sigma_{z_{j|j}}} \right) + \Phi \left(\frac{1 + 2L_k^{-1} Z_k^T \mu_{\hat{a}_k}}{2\sigma_{z_{j|j}}} \right) - 1 \right] \quad (23)$$

여기서, Z_k^T 는 Teunissen et al. (1997)에서 제안한 Z-변환 행렬을 의미한다. Z-변환 후의 미지 정수 실수해 공분산 행렬 $Q_{\hat{a}_k}$ 은 $Z_k^T Q_{\hat{a}_k} Z_k$ 로 계산된다. L_k 은 $Q_{\hat{a}_k}$ 을 LDL 분해했을 때 산출되는 단위 하삼각행렬을 의미한다. $\sigma_{z_{j|j}}$ 는 대각행렬 D_k 의 j^{th} 원소를 나타내며, D_k 은 $Q_{\hat{a}_k}$ 을 LDL 분해했을 때 산출되는 대각행렬을 의미한다. c_j 는 j^{th} 원소는 1이고, 나머지 원소는 0의 값을 갖는 벡터를 의미한다. Φ 는 표준 정규 분포의 Cumulative Density Function을 나타낸다. Eq. (23)을 통해 계산되는 IF 확률은 미지 정수 실수해의 편향의 크기와 방향에 영향을 받는다. 특히, 편향의 크기가 0일 때, 최솟값을 가진다. Eq. (23)으로부터 미검출 고장에 의해 발생할 수 있는 최악의 IF 확률을 산출하기 위해 Eq. (24)의 변수 μ_{ξ_k} 를 정의하였다.

$$\mu_{\xi_k} = D_k^{-1} L_k^{-1} Z_k^T \mu_{\hat{a}_k} \quad (24)$$

변수 μ_{ξ_k} 의 i^{th} 원소는 Eq. (23)의 $c_j L_k^{-1} Z_k^T \mu_{\hat{a}_k} / \sigma_{z_{j|j}}$ 와 동일하다. Eq. (9)를 Eq. (24)에 대입하여 정리하면 Eq. (25)와 같이 μ_{ξ_k} 를 미검출 고장 f_j 에 대한 함수로 표현할 수 있다.

$$\mu_{\xi_k} = \sum_{j=1}^k s_a(k, j) \cdot f_{j,i} \quad (25)$$

여기서 $s_a(k, j)$ 는 $D_k^{-1} L_k^{-1} Z_k^T E S(k, j)$ 로 정의되며, E 는 $[\mu_{b_k}^T \mu_{\hat{a}_k}^T]^T$ 로부터 $\mu_{\hat{a}_k}$ 을 분리해내는 행렬이다. 3.1절과 유사한 방식으로, 표시자 벡터 $v_{j,i}$ 와 미검출 고장의 최대 크기 $M_{j,i}$ 를 활용하여 최악의 μ_{ξ_k} 를 Eq. (26)과 같이 계산할 수 있다.

$$\mu_{\xi_k} < \sum_{j=1}^k |s_a(k, j) \cdot v_{j,i}| M_{j,i} \quad (26)$$

Eq. (26)으로부터 계산된 μ_{ξ_k} 의 각 원소를 Eq. (23)에 대입하여 산출된 IF 확률은, 미검출 고장에 의해 발생할 수 있는 모든 IF 시나리오 중 최악 조건에서의 IF 확률을 보수적으로 바운드하는 값

Table 1. Simulation parameters.

| Parameters | | Values |
|--------------------------|---|---|
| Navigation requirements | Integrity risk in vertical direction ($I_{req,v}$) | 10^{-7} |
| | Continuity risk under fault-free ($C_{req,0,v}$) | 10^{-5} |
| Faults | A priori probability of a satellite measurement fault ($P_{H_{f=0}}$) | 10^{-5} |
| | The number of maximum simultaneous faults | Single |
| Environments | Location | Daejeon, South Korea |
| | Constellation | GPS 24 / Galileo 27 |
| | Frequency | L1/L5 for GPS, E1/E5a for Galileo |
| Measurement error models | Code multipath error | $\sigma: 1+3.09 \cdot \exp(-\frac{x}{9.12})$ m, $\tau: 30$ s |
| | Carrier multipath error | $\sigma: 2+6.18 \cdot \exp(-\frac{x}{9.12})$ cm, $\tau: 30$ s |
| | Ionospheric decorrelation error | 4 mm/km |

으로 사용될 수 있다. 또한, 계산량을 고려하여 Eq. (22)에서와 마찬가지로 현재 시점으로부터 100초 이전까지 발생한 고장의 영향만을 고려하였다.

4. 시뮬레이션 기반 성능 분석

4.1 시뮬레이션 파라미터

본 연구에서 제안하는 보호 수준의 성능 평가를 위해 시뮬레이션 기반 성능 분석을 수행한다. 대전 지역에서 이중 주파수/이중 위성군 측정치를 사용하는 두 대의 무인 이동체를 가정하였다. 코드 측정치 다중경로 오차는 1차 가우스 마코프 모델로 모델링되었으며, 시간 상수는 30초로 설정하였다. 표준 편차의 경우 고도각 90° 에서 수신되는 신호에 대하여 1m로 가정하였으며, 고도각에 따른 값은 Table 1의 식을 따른다. 반송파 측정치 또한 1차 가우스 마코프 모델로 모델링되었으며, 시간 상수는 30초, 고도각 90° 에 대하여 2 cm의 표준 편차를 적용하였다. 코드와 반송파 측정치의 다중경로 오차는 Khanafseh et al. (2018)의 분석 결과를 참고하여 결정하였다. 전리층 잔류 오차는 4 mm/km (Lee et al. 2007)로 가정하였다.

성능 분석은 위성 궤도력 고장 상황을 고려하여 수행되었다. 위성 궤도력 고장은 위성에서 방송하는 항법 메시지에 오류가 발생하여 항법 메시지로부터 산출된 위성 위치와 실제 위성 위치 간에 큰 차이가 발생하는 상황을 의미한다. 이때 위성 위치 오차로 인한 GNSS 측정치 편향의 크기는 위성 위치 차이를 두 무인이동체 간 상대 벡터에 투영한 값으로 결정된다. 본 연구에서는 무인이동체가 위성 궤도력 고장 검출을 위해 Orbit-fit 모니터 (Lee et al. 2006)를 탑재하고 있다고 가정하였으며, 미검출 고장의 크기는 Lee et al. (2006)의 분석 결과를 활용하였다. 수직 방향 무결성 위협 확률 요구조건은 10^{-7} , 모니터의 연속성 위협 확률 요구조건은 10^{-5} 로 가정하였다. 무결성 위협 확률 요구조건은 모든 위성에 동일하게 분배되었다. 위성 궤도력 고장이 발생할 확률은 10^{-5} 로 가정하였다.

4.2 보호 수준 산출 결과

Fig. 1은 두 무인이동체 간 거리가 10 m인 상황에서 보호 수준을 산출한 결과이다. 검은색 실선은 Orbit-fit 모니터를 사용하

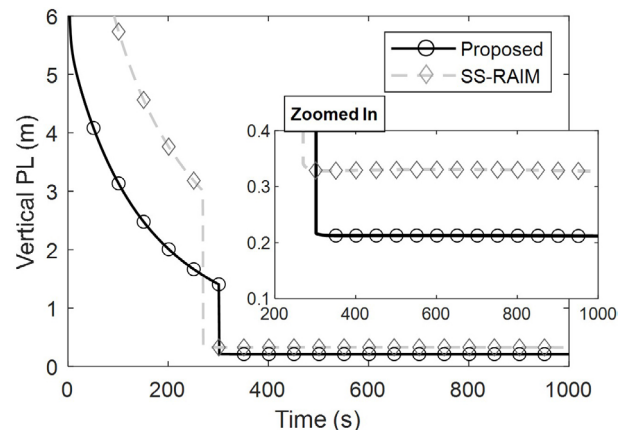


Fig. 1. Vertical Protection Level (PL) comparison between the proposed method (black solid line with circle markers) and the SS-RAIM method (gray dashed line with diamond markers) for a baseline distance of 10 m.

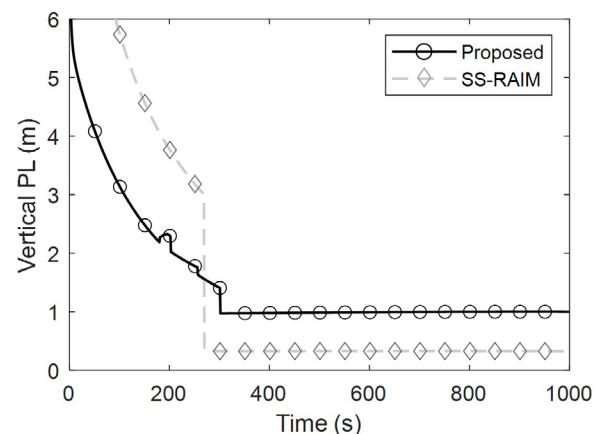


Fig. 2. Vertical Protection Level (PL) comparison between the proposed method (black solid line with circle markers) and the SS-RAIM method (gray dashed line with diamond markers) for a baseline distance of 200 m.

는 상황에서 본 논문에서 제안한 방법을 활용하여 산출한 보호 수준이며, 회색 점선은 Min et al. (2025)에서 제안한 위치 도메인 모니터를 활용하는 SS 기반 Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) 기법을 적용한 결과이다. 그래프 내부의 작은 그래프는 200 ~ 1000초 구간을 확대한 것이다. 시뮬레이션 결과에서 두 방법 모두 약 300초 부근에서 보호 수준이 급격히 감소

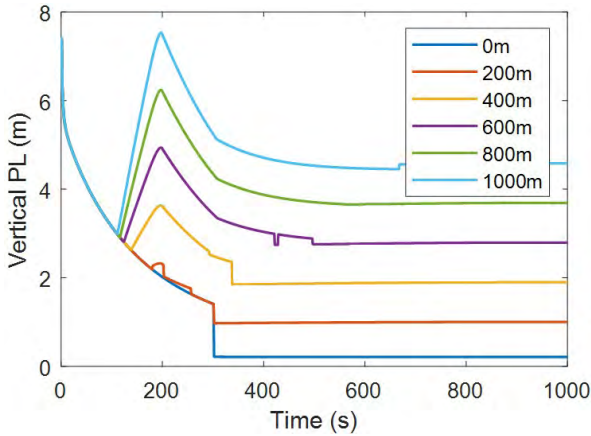


Fig. 3. Vertical Protection Level (PL) comparison with respect to baseline distances.

하는 것을 확인할 수 있다. 이는 300초 이전까지는 상대 벡터 실수해가 활용되다가, 300초 이후부터 상대 벡터 고정해가 사용되기 때문이다. 제안하는 방법에서는 3.3절에서 기술한 바와 같이, 미지 정수 고정해 IF 확률이 무결성 위협 확률 요구조건보다 작은 경우에 고정해를 사용하였다. 필터가 수렴함에 따라 미지 정수 실수해의 추정 정확도가 향상되어 $P(IF|H_i)$ 가 점차 작아지며, 300초 이후, 즉 I_{req} 보다 작아지는 시점부터 상대 벡터 고정해 사용이 가능해졌다. SS-RAIM 기반 방법 또한 필터 수렴에 따라 상대 벡터 고정해 사용이 가능해졌다. 보호 수준 크기를 비교해 보면, 상대 벡터 실수해가 사용되는 구간에서는 SS-RAIM 기반 방법 대비 제안하는 방법이 평균 36% 감소하였으며, 고정해가 사용되는 구간에서는 46% 감소하였다. 계산량 측면에서도 SS-RAIM 기법은 병렬 필터를 구동해야 하기 때문에, 본 연구에서 제안하는 방법 대비 평균 5배 이상의 연산량이 소요되었다.

Fig. 2는 두 무인이동체 간 거리가 200 m인 경우에 대한 시뮬레이션 결과이다. 결과에서 확인할 수 있듯이, 본 연구에서 제안한 방법을 사용한 경우 상대 벡터 고정해 보호 수준이 크게 증가한 반면, SS-RAIM 기법의 경우 보호 수준에 큰 변화가 없었다. 이러한 차이는 두 모니터링 기법의 근본적인 동작 원리 차이에서 기인한다. Orbit-fit 모니터는 검정 통계량을 위성 위치 도메인에서 정의하고 모니터 임계값과 비교하여 고장을 검출한다. 따라서 미검출 고장의 크기는 위성 위치 도메인에서 정의되며, 이를 측정치 도메인으로 변환하여 보호 수준을 산출한다. 변환 과정에서 동일한 위성 위치 도메인 미검출 고장이더라도 두 무인이동체 간 거리가 증가함에 따라 측정치 도메인에서의 미검출 고장 크기가 비례적으로 증가한다. 반면, SS-RAIM은 측정치로부터 계산된 사용자 위치를 활용하여 고장을 검출한다. 즉, 위치 도메인에 발생하는 고장에 의한 편향을 직접 모니터링하기 때문에 두 무인이동체 간 거리에 의한 영향이 이미 모니터에 반영되어 있어, 거리가 증가하더라도 미검출 고장의 크기는 변화하지 않는다. 이러한 특성 차이로 인해 제안하는 방법의 경우 고정해 보호 수준이 약 4.6 배 가량 증가하였지만 SS-RAIM 기반 기법은 거의 변하지 않았다. 상대 벡터 실수해 보호 수준의 경우 큰 변화를 보이지 않았는데, 이는 미검출 고장 크기 증가로 인한 상대 벡터 실수해 편향 증

가분보다 잡음에 의한 보호 수준의 영향이 더 크기 때문이다. 따라서 고정해의 경우 제안한 기법의 보호 수준이 SS-RAIM 기법보다 더 크게 산출되었지만, 실수해의 경우 제안하는 방법의 보호 수준이 더 작게 나타났다. 계산량 측면에서는 제안한 방법이 SS-RAIM 기법에 비해 더 적은 연산 자원을 요구한다.

Fig. 3은 제안하는 방법을 적용하였을 때 두 무인이동체 간 거리 변화에 따른 보호 수준의 변화를 보여준다. 두 무인이동체 간 거리가 증가함에 따라 미검출 고장의 크기가 점진적으로 증가하며, 이에 따라 보호 수준의 크기도 점진적으로 증가하는 경향을 확인할 수 있다. 두 무인이동체 간 거리가 400 m 이상인 경우, 약 110초 부근에서 보호 수준이 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이는 누적되는 미검출 고장에 의한 위치 오차를 바운드하기 위함이다. 두 무인이동체 간 거리가 600 m 이하인 경우, Figs. 1과 2의 결과와 같이 보호 수준이 계단식으로 감소하는 구간을 확인할 수 있다. 이는 실수해가 사용되다가 고정해가 사용되었기 때문이다. 다만, 두 무인이동체 간 거리가 증가함에 따라 고정해가 사용되는 시점이 다소 늦어지는 것을 확인할 수 있는데, 이는 미검출 고장에 의한 미지 정수 실수해 편향의 크기가 증가하여 $P(IF|H_i)$ 가 I_{req} 보다 작아지기까지 더 긴 필터링 시간이 요구되었기 때문이다. 두 무인이동체 간 거리가 600 m를 넘어서는 시점부터는 보호 수준이 계단식으로 급감하는 시점을 찾을 수 없다. 이는 미지 정수 실수해 편향의 크기가 너무 커져서 충분한 필터링 시간을 가져도 I_{req} 보다 작은 $P(IF|H_i)$ 를 달성할 수 없어 상대 벡터 고정해를 사용할 수 없었기 때문이다. 본 연구에서 도출된 상대 벡터 고정해 사용 불가능 시점인 600 m는 해당 시뮬레이션 환경에서 국한된 결과이다. 즉, Orbit-fit 위성 궤도력 모니터를 사용하며 Table 1에 정의된 상황에서 도출된 결과로, 다른 고장 모니터를 활용하거나 다른 성능의 수신기를 사용하는 경우에는 상대 벡터 고정해 사용 불가능 시점이 달라질 수 있다.

5. 결론

CDGNSS 시스템은 반송파 측정치를 활용하는 정밀 상대항법 기술로, 공중 급유와 같이 근거리 군집 임무를 수행하는 응용 분야에 적합하다. 이러한 군집 임무의 안전한 수행을 위해서는 항법 시스템의 무결성 보장이 필수적이다. 본 연구에서는 측정치 도메인 모니터를 활용하는 무결성 보장 CDGNSS 시스템에서의 보호수준 산출 방법을 제안하였다. 무결성 위협 확률의 정의로부터 상대 벡터 고정해에 대한 보호 수준 산출식을 유도하였으며, 이는 미검출 고장으로 인한 고정해의 편향과 미지 정수의 IF 확률에 의해 결정된다. 이를 위해 미검출 고장이 칼만 필터의 재귀 과정을 통해 상대 벡터 실수해와 미지 정수 실수해에 누적되는 영향을 정량화하고, 해당 영향을 기반으로 고정해 편향과 IF 확률을 산출하였다. 제안된 PL은 최악의 고장 시나리오에서도 실제 오차를 보수적으로 바운드하도록 설계되었다. Orbit-fit 기반 위성 궤도력 고장 모니터를 가정한 시뮬레이션을 수행하였고, 두 무인이동체 간 거리가 수십 미터 이내인 경우 제안 기법이 SS-RAIM 기반 방법보다 더 작은 보호 수준을 제공하며 더 낮은 연산량을 요구하는 것을 확인하였다. 반면, 두 무인이동체 간 거리 증가에 따

라 미검출 고장 크기가 커지고, 보호 수준이 점진적으로 증가하는 경향을 보였다. 이러한 결과는 제안된 기법이 근거리 군집 운용 환경에서 특히 적합함을 시사한다. 향후 연구에서는 3대 이상의 무인이동체가 구성하는 상대 항법 네트워크를 활용하여, 기하학적 이점을 통해 장거리 기준선에서도 향상된 보호수준 성능을 확보하는 기법을 개발하고자 한다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단, 무인이동체 미래선도 핵심기술 개발사업단의 지원을 받아 수행되었음 (No. 2020M3C1C1A01086407).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, D. Min; Methodology, D. Min; Software, D. Min; Validation: D. Min and N. M. Kim; Formal analysis: D. Min, and N. M. Kim; Investigation, D. Min, N. M. Kim, and J. Lee; Resources: D. Min, N. M. Kim, and J. Lee; Data curation: D. Min; Writing—original draft preparation, D. Min; Writing—review and editing, N. M. Kim, and J. Lee; Visualization, D. Min; Supervision, J. Lee; Project administration, J. Lee; Funding acquisition, J. Lee.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Blanch, J., Walter, T., Enge, P., Lee, Y., Pervan, B., et al. 2015, Baseline advanced RAIM user algorithm and possible improvements, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 51, 713–732. <https://doi.org/10.1109/TAES.2014.130739>
- El-Mowafy, A. & Kubo, N. 2017, Integrity monitoring of vehicle positioning in urban environment using RTK GNSS, IMU and speedometer, *Measurement Science and Technology*, 28, 055102. <https://doi.org/10.1088/1361-6501/aa5c66>
- El-Mowafy, A. & Kubo, N. 2018, Integrity monitoring for positioning of intelligent transport systems using integrated RTK GNSS, IMU and vehicle odometer, *IET Intelligent Transport Systems*, 12, 901–908. <https://doi.org/10.1049/iet-its.2018.0106>
- Joerger, M., Chan, F. C., & Pervan, B. 2014, Solution separation versus residual based RAIM, *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*, 61, 273–291. <https://doi.org/10.1002/navi.71>
- Khanafseh, S., Kujur, B., Joerger, M., Walter, T., Pullen, S., et al. 2018, GNSS multipath error modeling for automotive applications, In *Proceedings of the 31st International Technical Meeting of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018)*, Miami, Florida, 24–28 September 2018, pp.1573–1589. <https://doi.org/10.33012/2018.16107>
- Khanafseh, S., Langel, S., Joerger, M., & Pervan, B. 2013, Evaluating integrity and continuity risks of cycle resolution in the presence of receiver faults, In *Proceedings of the 26th International Technical Meeting of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2013)*, Nashville, Tennessee, 16–20 September 2013, pp.2583–2591.
- Khanafseh, S. & Pervan, B. 2011, Detection and mitigation of reference receiver faults in differential carrier phase navigation systems, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 47, 2391–2404. <https://doi.org/10.1109/TAES.2011.6034640>
- Lee, J., Pullen, S., Datta Barua, S., & Enge, P. 2007, Assessment of ionosphere spatial decorrelation for Global Positioning System based aircraft landing systems, *Journal of Aircraft*, 44, 1662–1669. <https://doi.org/10.2514/1.28199>
- Lee, J., Pullen, S., Enge, P., Pervan, B., & Gratton, L. 2006, Monitoring Global Positioning System satellite orbit errors for aircraft landing systems, *Journal of Aircraft*, 43, 799–808. <https://doi.org/10.2514/1.17339>
- Min, D., Kim, N. M., Nam, G., Lee, J., & Pullen, S. 2025, SS RAIM based integrity architecture for CDGNSS systems against satellite measurement faults, *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*, in press.
- Rife, J., Khanafseh, S., Pullen, S., De Lorenzo, D., Kim, U. S., et al. 2008, Navigation, interference suppression, and fault monitoring in the sea based Joint Precision Approach and Landing System, *Proceedings of the IEEE*, 96, 1958–1975. <https://doi.org/10.1109/IPROC.2008.2006107>
- Simon, D. J. 2006, *Optimal State Estimation: Kalman, H ∞ , and Nonlinear Approaches* (Hoboken, NJ: John Wiley & Sons)
- Teunissen, P. J. G. 2002, The parameter distributions of the integer GPS model, *Journal of Geodesy*, 76, 41–48. <https://doi.org/10.1007/s001900100223>
- Teunissen, P. J. G. 2005, Integer aperture bootstrapping: A new GNSS ambiguity estimator with controllable fail rate, *Journal of Geodesy*, 79, 389–397. <https://doi.org/10.1007/s00190-005-0481-y>
- Teunissen, P. J. G., de Jonge, P. J., & Tiberius, C. C. J. M. 1997, The least squares ambiguity decorrelation adjustment: Its performance on short GPS baselines and short

observation spans, *Journal of Geodesy*, 71, 589-602.
<https://doi.org/10.1007/s001900050127>

Teunissen, P. J. G., Joosten, P., & Tiberius, C. C. J. M. 2000, Bias robustness of GPS ambiguity resolution, In *Proceedings of the 13th International Technical Meeting of The Institute of Navigation (ION GPS 2000)*, Salt Lake City, Utah, 19-22 September 2000, pp.104-112.

Zhang, W. & Wang, J. 2023, Integrity monitoring scheme for single-epoch GNSS PPP-RTK positioning, *Satellite Navigation*, 4, 10. <https://doi.org/10.1186/s43020-023-00099-1>

Zhang, W. & Wang, J. 2024, GNSS PPP-RTK: integrity monitoring method considering wrong ambiguity fixing, *GPS Solutions*, 28, 30. <https://doi.org/10.1007/s10291-023-01572-9>

Zhang, W., Wang, J., El-Mowafy, A., & Rizos, C. 2023, Integrity monitoring scheme for undifferenced and uncombined multi-frequency multi-constellation PPP-RTK, *GPS Solutions*, 27, 68. <https://doi.org/10.1007/s10291-022-01391-4>

She has authored over 100 research papers in the field of GNSS applications and safety critical systems.



Dongchan Min is a postdoctoral researcher in Aerospace Engineering from Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST), Republic of Korea. He received the B.S. degree in mechanical engineering from Sungkyunkwan University, Republic of Korea, and the M.S. and Ph.D. degrees in Aerospace Engineering from KAIST, Republic of Korea. His research interests include the integrity architecture for carrier-based GNSS systems, and advanced receiver autonomous integrity monitoring.



Noah Minchan Kim received his B.S. degree in Aerospace Engineering from Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST) in Daejeon, Republic of Korea, in 2019. He is currently a combined M.S./ Ph.D. student in the Department of Aerospace Engineering at KAIST. His research interests include carrier phase differential global navigation satellite systems, multisensor integration, and navigation integrity.



Jiyun Lee received the Ph.D. degree in Aeronautics and Astronautics from Stanford University, Stanford, CA, USA, in 2005. She is a full professor with the Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST).

Attitude Estimation on SO(3) Using MARG Data: A Lie Group Kalman Filter Approach

Abenezer Zegeye Woldeyohannis¹ , Nak Yong Ko^{2†} 

¹Smart Vehicle System Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Republic of Korea

²Department of Electronic Engineering, Chosun University, Gwangju 61452, Republic of Korea

ABSTRACT

This paper presents a Lie Group Extended Kalman Filter (LGEKF) for attitude estimation, formulated directly on the special orthogonal group SO(3), to preserve the geometric properties of 3D rotations. Unlike conventional methods that suffer from singularities or normalization issues, our approach leverages an exponential map to propagate rotations and fuses the Magnetometer, Accelerometer, Rate Gyroscope (MARG) sensor data while respecting the manifold structure of the SO(3). Using a dynamically challenging helical trajectory with realistic sensor noise and biases, we demonstrate that the LGEKF significantly outperforms the standard Extended Kalman Filter (EKF), reducing Root Mean Square (RMS) errors by 26.7% in yaw (0.44° vs. 0.60°), 99.48% in pitch (0.007° vs. 1.34°), and 99.84% in roll (0.008° vs. 5.15°). The covariance propagation of the filter remained stable even during aggressive maneuvers, reflecting its robustness in highly dynamic scenarios. The simulation results highlight the superiority of the LGEKF in drift mitigation and estimation efficiency, making it ideal for real-time applications in autonomous navigation vehicles in underwater environments and other Global Positioning System (GPS)-denied environments.

Keywords: Lie group, EKF, MARG, attitude estimation, SO(3)

1. INTRODUCTION

Accurate attitude estimation is a cornerstone of navigation and control in autonomous vehicles, spanning a diverse array of platforms, such as aerial drones (Sabet et al. 2018), underwater vehicles (Kim et al. 2011), and spacecraft (Zhu et al. 2024). As these systems increasingly operate in complex environments that are often devoid of reliable Global Positioning System (GPS) signals, the need for robust and drift-resistant estimation techniques has become critical (Alghamdi et al. 2025). These techniques ensure operational integrity and enhance the safety and reliability of autonomous systems during high-stakes missions.

Traditional methods for representing orientation, such as Euler angles, are plagued with limitations, including singularities such as gimbal locks, which can abruptly hinder

navigation capabilities (Jwo 2021). In contrast, quaternion-based approaches offer a solution by avoiding these singularities; however, they introduce complications, such as the necessity for normalization and ambiguities in sign representation (Zhang et al. 2018). Such challenges highlight the need for alternative methods that are geometrically consistent and mathematically rigorous (Shi et al. 2024).

One promising avenue lies in the utilization of the Lie group theory, particularly through the Special Orthogonal Group SO(3), which mathematically represents 3D rotation matrices (D'Eleuterio & Barfoot 2022). This framework not only maintains the essential properties of rotations, such as orthonormality and determinant constraints (Sol'a et al. 2018), but also eliminates the need for ad-hoc normalization typical of quaternion-based filters. The ability to handle rotations without singularities makes SO(3) particularly advantageous in highly dynamic scenarios,

Received Aug 17, 2025 Revised Oct 17, 2025 Accepted Nov 11, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: nyko@chosun.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

where linear approximations often fail to encapsulate the nonlinear characteristics of rotational motion (Qin 2024).

As technology advances, the proliferation of low-cost Magnetometer, Accelerometer, and Rate Gyroscope (MARG) sensors such as MEMS-based Inertial Measurement Units (IMUs) has intensified the demand for robust attitude estimation algorithms (Hyyti & Visala 2015). These sensors, which combine accelerometers, gyroscopes, and magnetometers, provide a wealth of data that, when accurately processed, can significantly enhance navigation capabilities (Chu et al. 2017). Although Kalman filters remain the widely accepted gold standard for state estimation, their application to Lie groups requires meticulous attention to the state propagation and measurement models to maintain accuracy and reliability (Liu et al. 2023).

Prior research has explored various approaches, including invariant extended Kalman filters (IEKFs) (Chauchat et al. 2017) and unscented filters (Daid et al. 2020), specifically designed for implementation in $SO(3)$. The proposed Lie Group Extended Kalman Filter (LGEKF) aims to bridge this gap by combining geometric invariance with enhanced nonlinear estimation fidelity.

Our study aims to present a comprehensive framework that enhances the robustness and accuracy of attitude estimation techniques.

- 1) Formulating the attitude estimation problem in Lie group, in the framework of Extended Kalman filter.
- 2) Explicit derivation of Jacobian matrices of the process model and measurement model.
- 3) The filter's performance is validated with noisy synthetic datasets, achieving sub-degree Root Mean Square (RMS) errors in yaw, pitch, and roll).
- 4) Deriving a process model for $SO(3)$ that directly integrates gyroscopic rates via the exponential map, avoiding linearization errors.
- 5) Proposing a measurement model that fuses synthetic accelerometer and magnetometer data while respecting the group's geometry.

1.1 Related Work

Lie group-based estimation has gained traction with the development of the invariant observer theory, which exploits symmetries in dynamical systems. For attitude estimation, the $SO(3)$ formulations outperformed quaternions by preserving orthonormality and avoiding renormalization. Recent studies have shown that probabilistic filters on $SO(3)$ handle uncertainty propagation more naturally, a feature that we leverage in our Kalman filter design (Aslam et al. 2025).

MARG sensor fusion has been extensively studied with lightweight solutions such as Madgwick's gradient-descent filter and Mahony's complementary filter (Hoang et al.

2021). However, these methods often lack robust uncertainty quantification provided by Kalman filters. Our approach combines the geometric fidelity of $SO(3)$ with the optimality of Kalman filtering, effectively addressing the limitations of both domains. A recent study (Ko et al. 2022) further demonstrated the effectiveness of the Lie group approach in dynamic-model-aided navigation for multirotor UAVs, whereas (Jeong & Ko 2024) extended this framework to underwater vehicle navigation by compensating for sensor misalignment using the Lie theory.

Recent advances in state estimation of manifolds have demonstrated that utilizing the underlying Lie group structure of $SO(3)$ leads to more stable and accurate filtering methods. The IEKF exploits system symmetries through invariant error formulations to achieve theoretically appealing properties such as state-independent Jacobians and improved consistency guarantees, and enhances stability and convergence by not relying on the direct linearization of nonlinear processes and measurement models (Ko et al. 2018). This approach has demonstrated superior performance compared with standard Extended Kalman Filters (EKFs) in various applications, particularly in visual-inertial odometry and robotic navigation, where the symmetry properties are pronounced (Barrau & Bonnabel 2014). Another emerging trend is the direct use of probabilistic filtering on Lie groups, which improves robustness under sensor drift and noise features that align closely with the demands of navigation in unstructured environments (Guo et al. 2023).

The widespread adoption of low-cost MARG sensors has created opportunities for robust attitude estimation with reduced costs and sizes (Wu et al. 2016). Although classical filtering methods offer lightweight solutions, they often struggle in environments with sensor degradation or aggressive motion.

The present work contributes to this landscape by proposing an LGEKF that adopts a philosophical approach different from the IEKF methodology. While the IEKF emphasizes theoretical invariance through group symmetries, our LGEKF focuses on geometric consistency through an explicit treatment of the $SO(3)$ manifold structure. Our approach strikes a balance among geometric fidelity, estimation efficiency, and robustness, making it ideal for embedded systems and real-time applications.

1.2 Technical Challenges and Contributions

- Gyroscopic measurements induce nonlinear state transitions in the $SO(3)$. Prior linearized filters such as EKFs can diverge during rapid maneuvers. Our process model employs an exponential map to accurately propagate rotations.
- Accelerometer and magnetometer measurements must be projected onto $SO(3)$ without distorting the manifold. We normalized the data and enforced orthonormality

Table 1. Symbols used in this paper.

| Symbol | Description |
|---|---|
| $R(k)$ | Rotation matrix from body frame to inertial (NED) frame at time k ; $R(k) \in \text{SO}(3)$ |
| $\omega(k)$ | Angular velocity vector $\in \mathbb{R}^3$, measured by gyroscope, expressed as $[p(k), q(k), r(k)]^T$ |
| $p(k), q(k), r(k)$ | Roll, pitch, and yaw rates respectively at time k , measured in rad/s from the gyroscope |
| g_n | Known gravity vector in the NED frame, typically $[0, 0, 1]^T$ |
| m_n | Known, normalized magnetic field vector in the NED frame |
| $a_b(k)$ | Accelerometer output in the body frame at time k |
| $m_b(k)$ | Magnetometer output in the body frame at time k |
| $\hat{a}_b(k)$ | Normalized accelerometer vector |
| $\hat{m}_b(k)$ | Normalized magnetometer vector |
| $z(k)$ | Measurement vector, stacking both normalized sensor readings: $z(k) \in \mathbb{R}^6$ |
| Δt | Sampling interval or time step |
| \mathbb{L}_\times | Skew-symmetric matrix operator for cross-product in $\text{SO}(3)$ |
| $\hat{R}(k k)$ | Estimation of attitude represented in $\text{SO}(3)$ |
| $F(k)$ | Jacobian of the process model with respect to the rotation state $R(k)$. |
| $H(k)$ | Jacobian of the measurement model with respect to the rotation state $R(k)$. |
| $Q(k)$ | Process noise covariance matrix |
| $V(k)$ | Measurement noise covariance matrix |
| $P(k)$ | Covariance matrix of the attitude estimation error |
| $K(k)$ | Kalman gain matrix |
| $e(k)$ | Innovation (residual) vector in the measurement update step |
| $\exp(\cdot)$ | Exponential map |
| τ | Tangent-space perturbation induced by the gyroscope noise. |
| $b_g(t), b_a(t), b_m(t)$ | Time-varying biases for gyroscope, accelerometer, and magnetometer, respectively. |
| $\eta_g(t), \eta_a(t), \eta_m(t)$ | Gaussian noise terms for gyroscope, accelerometer, and magnetometer, respectively. |
| $\sigma_g(t), \sigma_a(t), \sigma_m(t)$ | Standard deviations of sensor noise for gyroscope, accelerometer, and magnetometer, respectively. |

constraints to maintain the integrity of the geometric framework.

1.3 Article Organization

The remainder of this paper is organized as follows. The methodology and outline of the main topic are presented in Section II. Section III presents and discusses our results. Finally, Section IV provides the conclusions and recommendations for future research.

2. PROCESS AND MEASUREMENT MODELS ON $\text{SO}(3)$

In this section, the process and measurement models used in the LGEKF for attitude estimation are defined. The formulation is grounded in the Special Orthogonal Group $\text{SO}(3)$, which accurately represents the 3D rotational motion without singularities or overparameterization. The sensor inputs included triaxial angular velocity, linear acceleration, and magnetic field measurements from the MARG sensor unit.

2.1 Problem Formulation

In this section, the problem statement of the research is

outlined, and the mathematical symbols used throughout the study are detailed in Table 1.

Problem Statement

Objective: To estimate the 3D orientation (attitude) of a rigid body over time using MARG sensor data.

Given:

- (i) Angular velocity from gyroscope,
- (ii) Specific force from accelerometer,
- (iii) Magnetic field from magnetometer.

Reference Frame: The inertial frame is defined as NED.

Approach: Employ a LGEKF formulated on $\text{SO}(3)$ to recursively estimate the attitude

represented by rotation matrix $R(k)$.

Output: $\hat{R}(k|k)$, an estimate of the orientation of the body at each time step k .

2.2 State Representation on $\text{SO}(3)$

The state variable in our model is the rotation matrix $R(k) \in \text{SO}(3)$ which maps vectors from the body-fixed frame to the inertial (world) frame. $\text{SO}(3)$ group is defined as

$$\text{SO}(3) = \{R \in \mathbb{R}^{3 \times 3} | R^T R = I, \det(R) = +1\}. \quad (1)$$

This matrix describes the orientation of the body frame with respect to the fixed reference frame. The reference frame in the proposed system is the NED frame. Accordingly, gravity is represented by

$$g_n = [0 \quad 0 \quad 1]^T. \quad (2)$$

This implies that gravity acts downward along the positive z axis in the NED frame. The Earth's magnetic field is denoted by $m_n \in R^3$, a known, normalized vector in the NED frame obtained from geomagnetic models.

2.3 Process Model

Attitude dynamics are driven by the angular velocity vector measured in the body frame.

$$\omega(k) = \begin{bmatrix} p(k) \\ q(k) \\ r(k) \end{bmatrix}. \quad (3)$$

The continuous-time rotational motion is discretized using the exponential map from the Lie algebra $SO(3)$, leading to a discrete-time attitude update:

$$R(k+1) = R(k) \exp([\omega(k)]_{\times} \Delta t). \quad (4)$$

Process Noise Incorporation: The process noise enters through gyroscopic measurements during state propagation. Considering the noisy angular velocity measurement $\tilde{\omega}(k) = \omega(k) + w_g(k)$ where $w_g(k) \sim \mathcal{N}(0, Q_g)$ is zero-mean Gaussian noise, the discrete-time process model accounts for uncertainty as shown in Eq. (4). The process noise covariance $Q(k)$ in the filter represents the linearized effect of $w_g(k)$ on the state in the tangent space of $SO(3)$.

The skew-symmetric matrix $[\omega(k)]_{\times}$ is given by:

$$[\omega(k)]_{\times} = \begin{bmatrix} 0 & -r(k) & q(k) \\ r(k) & 0 & -p(k) \\ -q(k) & p(k) & 0 \end{bmatrix}. \quad (5)$$

This matrix encodes the cross-product operation, and when used in the exponential map (Eq. (4)) ensures that the updated rotation $R(k+1)$ remains on $SO(3)$, preserving the orthonormality and avoiding drift.

2.4 Measurement Model

The measurement model fuses normalized accelerometer and magnetometer data to estimate the vehicle orientation. These sensor readings were expressed in the body frame and mapped to known reference vectors in the inertial (navigation) frame.

2.4.1 Normalization of sensor measurement data

At each time step, the raw accelerometer and magnetometer outputs are:

$$a_b(k) = \begin{bmatrix} a_x(k) \\ a_y(k) \\ a_z(k) \end{bmatrix}, m_b(k) = \begin{bmatrix} m_x(k) \\ m_y(k) \\ m_z(k) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Normalized accelerometer ($a_b(k)$) and magnetometer ($m_b(k)$) measurements are:

$$\tilde{a}_b(k) = \frac{a_b(k)}{\|a_b(k)\|}, \tilde{m}_b(k) = \frac{m_b(k)}{\|m_b(k)\|}. \quad (7)$$

The full measurement vector is:

$$z(k) = \begin{bmatrix} \tilde{a}_b(k) \\ \tilde{m}_b(k) \end{bmatrix} \in R^6. \quad (8)$$

2.4.2 Measurement equation

The normalized inertial vectors are projected to the body frame:

$$z(k) = \begin{bmatrix} -R^T(k)g_n \\ R^T(k)m_n \end{bmatrix} \in R^6. \quad (9)$$

2.5 Linearization and Jacobians

The LGKF requires linearizing nonlinear models around the current estimate. The perturbations are expressed in the tangent space $SO(3)$. Unlike the IEKF, which exploits symmetry to achieve state-independent Jacobians, our approach derives explicit state-dependent Jacobians through a perturbation analysis, providing mathematical transparency while maintaining geometric consistency.

2.5.1 Process model Jacobian

The state-transition Jacobian reuses Eq. (4)'s Exponential map. Its Jacobian with respect to $R(k)$ is

$$F(k+1) = \frac{\partial R(k+1)}{\partial R(k)} = \{\exp([\omega(k)]_{\times} \Delta t)\}^T. \quad (10)$$

This ensures the rotation matrix $R(k+1)$ remains properly constrained on $SO(3)$.

2.5.2 Measurement model Jacobian

Using the identity in Eq. (9), the Jacobian becomes:

$$\frac{\partial (R^T v)}{\partial R} = R^T [v]_{\times} R. \quad (11)$$

Consequently, the Jacobian can be represented as:

$$H(k) = \begin{bmatrix} -R^T(k|k)[g_n]_{\times} R(k|k) \\ R^T(k|k)[m_n]_{\times} R(k|k) \end{bmatrix} \in R^{6 \times 3}. \quad (12)$$

2.6 Lie Group Extended Kalman Filter Formulation

The LGEKF operates through the following prediction and correction steps:

Prediction:

$$\hat{R}(k+1|k) = \hat{R}(k|k) \exp([\omega(k)]_{\times} \Delta t) \quad (13)$$

$$P(k+1|k) = F(k)P(k|k)F^T(k) + Q(k) \quad (14)$$

Correction:

$$K(k+1) = P(k+1|k)H^T(k+1) [H(k+1)P(k+1|k)H^T(k+1) + V]^{-1} \quad (15)$$

Innovation:

$$e(k+1) = z(k+1) - h(\hat{R}(k+1|k)) \quad (16)$$

State Update:

$$\hat{R}(k+1|k+1) = \hat{R}(k+1|k) \exp([K(k+1)e(k+1)]_{\times}) \quad (17)$$

Covariance Update:

$$\begin{aligned} P(k+1|k+1) &= (I - K(k+1)H(k+1))P(k+1) \\ &\quad (I - K(k+1)H(k+1))^T \\ &\quad + K(k+1)R(k+1) \end{aligned} \quad (18)$$

This formulation ensures that attitude estimation remains consistent with the geometry of SO(3), enabling robust and accurate performance even in highly dynamic environments.

2.7 Estimation Error Definition on SO(3)

A critical aspect of applying a Kalman filter to a manifold is the proper definition of the estimation error. Following the Lie theory framework (Sol'a et al. 2018), we define a right-invariant error that measures the discrepancy of the estimate from the truth. The right-invariant estimation error is defined by using the following convention:

$$\delta\theta(k) = \hat{R}(k|k) \Theta R_{\text{true}}(k) = \log\{R_{\text{true}}(k)^{-1}\hat{R}(k|k)\}, \quad (19)$$

where $\delta\theta(k) \in \mathbb{R}^3$ represents the error vector in the Lie algebra SO(3). The error covariance matrix $P(k)$ is then defined as

$$P(k) = E[\delta(k) \delta\theta^T(k)]. \quad (20)$$

The process noise covariance $Q(k)$ represents the covariance of the gyroscope noise vector $w_g(k)$. The gyroscope noise enters the rotation propagation through the exponential map, producing a perturbation τ in the Lie algebra tangent space. Therefore, the process noise covariance in the Lie

algebra is

$$Q(k) = E[\tau \tau^T], \quad (21)$$

where $\tau \in \mathbb{R}^3$ represents the tangent-space perturbation induced by the gyroscope noise.

3. SIMULATION RESULTS AND DISCUSSION

This section presents a thorough validation of the proposed LGEKF through comprehensive simulations with emphasis on attitude estimation accuracy. To establish a robust benchmark, we compared the LGEKF with the conventional EKF, which is a widely recognized and extensively utilized baseline in nonlinear state estimation.

The EKF operates as a conventional filter for attitude estimation and lacks sophisticated techniques integrated within the LGEKF. Our analysis focuses on the precision of the attitude estimation results, highlighting the advantages of the proposed method. The results illustrated in the accompanying figures demonstrate the comparative performance of both methods across various scenarios.

3.1 Simulation Setup

To rigorously evaluate the performance of the proposed LGEKF against that of the conventional EKF, we generated synthetic sensor data based on a helical trajectory (Fig. 1), which is a dynamic motion profile that combines continuous rotation and translation. The corresponding sensor measurements, including the gyroscope, accelerometer, and magnetometer data, were corrupted with realistic MEMS noise and biases to emulate low-cost MARG sensor behavior under demanding motion conditions. This trajectory challenges filters with time-varying angular velocities and accelerations, mimicking real-world scenarios, such as autonomous underwater vehicle (AUV) maneuvers.

3.1.1 Synthetic trajectory generation

The true attitude motion follows a 3D helical path defined by:

- Angular velocity $\omega(t)$: Time-varying, with sinusoidal components in the body frame to simulate agile rotations.
- Position and acceleration: Attitude dynamics were coupled to ensure physically consistent accelerometer measurements.

3.1.2 Sensor models

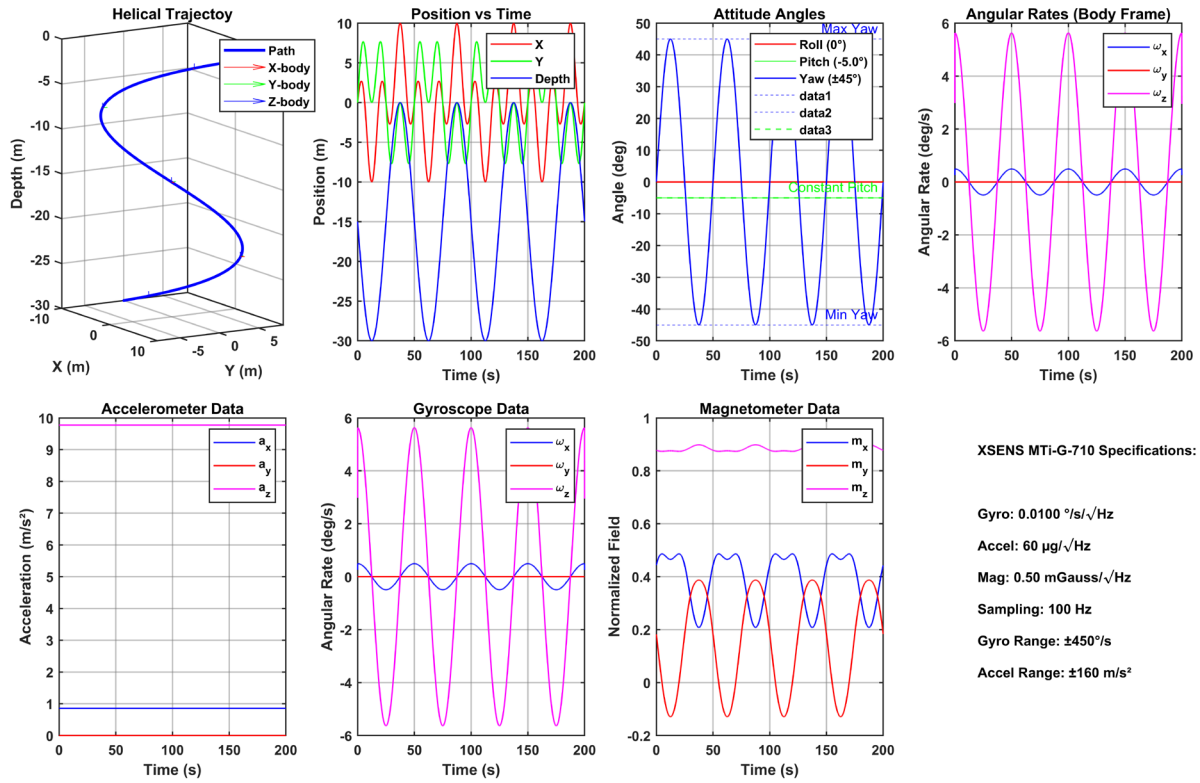


Fig. 1. Synthetically generated trajectory and sensor data.

The synthetic measurements for the gyroscope and accelerometer were modeled with realistic noise and bias characteristics, emulating the low-cost MEMS sensors commonly used in practical applications.

1) Gyroscope model:

The measured angular velocity $\tilde{\omega}(t)$ is corrupted by time-varying bias $b_g(t)$ and Gaussian noise $\eta_g(t)$:

$$\tilde{\omega}(t) = \omega(t) + b_g(t) + \eta_g(t), \quad (22)$$

where $\omega(t)$ is true angular velocity (in rad/s), $b_g(t)$ is bias modeled as a random walk process given by $b_g(t) = \eta b_g(t)$, where $\eta b_g(t)$ follows a normal distribution $N(0, \sigma_b^2)$, and $\eta_g(t)$ is zero-mean Gaussian noise which follows $N(0, \sigma_g^2)$.

2) Accelerometer model:

The specific force measurement $\tilde{a}(t)$ includes gravity, bias, and noise:

$$\tilde{a}(t) = R^T(t)(g + b_a(t) + \eta_a(t)), \quad (23)$$

where $R(t)$ is the rotation matrix that transforms from the body frame to the world frame, $g = [0 \ 0 \ -9.81]^T$ m/s² is the gravity vector, $b_a(t)$ is the accelerometer bias (constant or slowly varying), and $\eta_a(t)$ is the Gaussian noise following a normal distribution $N(0, \sigma_a^2)$.

3) Magnetometer model:

If simulating an AHRS, the magnetometer measures:

$$\tilde{m}(t) = R^T(t)m_{ref} + b_m(t) + \eta_m(t), \quad (24)$$

where $m_{ref} = [0.2 \ 0 \ 0.4]^T$ Gauss is reference earth magnetic field, $b_m(t)$ is the magnetometer bias (constant or slowly varying), and $\eta_m(t)$ a Gaussian noise with distribution of $N(0, \sigma_m^2)$.

Noise and Bias Parameters: To reflect realistic sensor imperfections, the following parameters were adopted:

(a) Gyroscope

Noise (σ_g): 0.0035°/s/√Hz, Bias Instability: 10 /hr, Range: ±450°/s.

(b) Accelerometer

Noise (σ_a): 50 μg/√Hz, Bias Instability: 20 μg Range: ±160 m/s².

(c) Magnetometer

Noise (σ_m): 0.15 mGauss/√Hz, Bias Vector: [0.002, -0.003, 0.001] Gauss, Range: ±2.5 Gauss.

The process noise covariance $Q = 3.73 \times 10^{-9} \mathbf{I}_3$ is derived from the gyroscope's angular random walk of $\sigma_g = 0.0035^\circ/\text{s}/\sqrt{\text{Hz}}$, converted to 6.11×10^{-4} rad/s at 100 Hz sampling rate using the relation $Q = \sigma_g^2 \Delta t$. The measurement noise covariance $R = \text{blkdiag}(2.41 \times 10^{-5} \mathbf{I}_3, 2.25 \times 10^{-6} \mathbf{I}_3)$ incorporates the accelerometer velocity random walk of σ_a

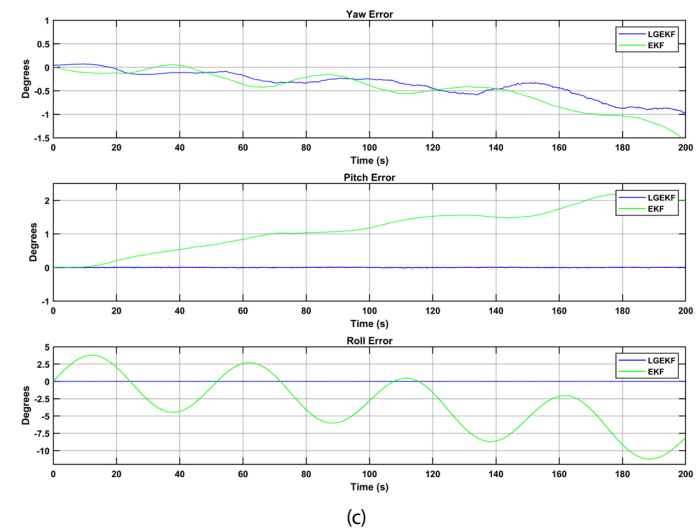
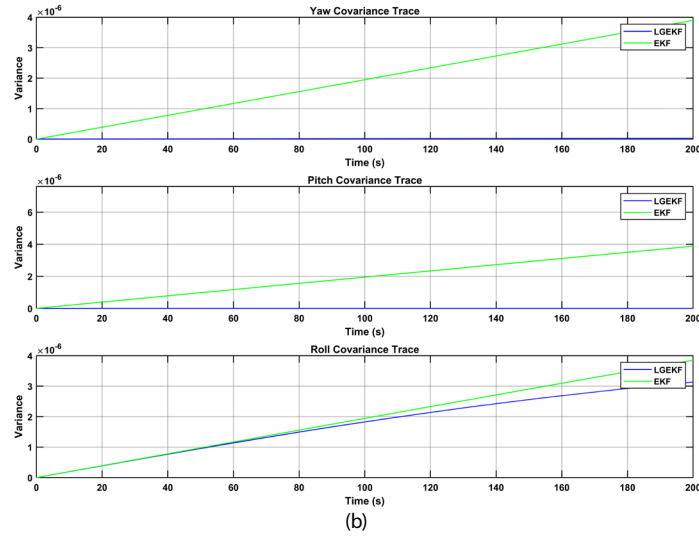
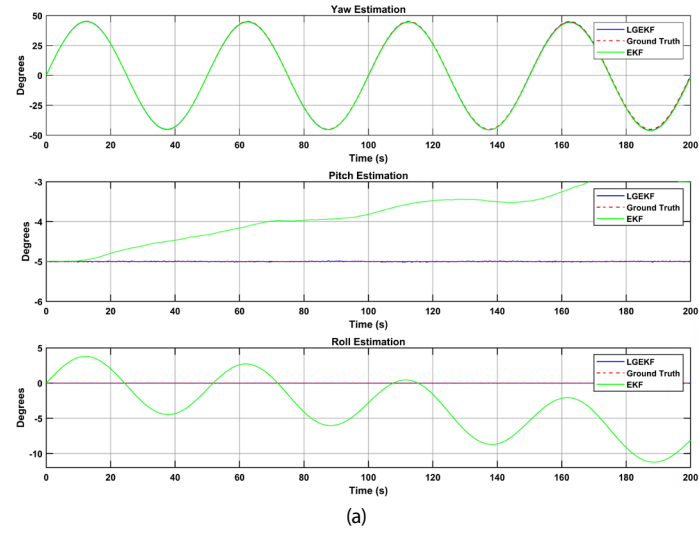


Fig. 2. Attitude estimation; (a) yaw, pitch, and roll estimation, (b) Covariance trace for yaw, pitch, and roll, (c) estimation error of yaw, pitch, and roll.

Table 2. Comparison of attitude estimation error.

| Attitude error (deg) | Yaw | | Pitch | | Roll | |
|----------------------|----------|----------|-------------|-----------|---------|-----------|
| | EKF | LGEKF | EKF | LGEKF | EKF | LGEKF |
| MN | 0.4616 | 0.35485 | 1.1749 | 0.0002942 | 4.1671 | 0.0046262 |
| STD | 0.37703 | 0.26732 | 0.63908 | 0.0068367 | 4.0362 | 0.0066115 |
| Min | -1.5859 | -0.97334 | -3.7105e-10 | -0.026141 | -11.227 | -0.030834 |
| Max | 0.054148 | 0.072937 | 2.1873 | 0.022682 | 3.7982 | 0.022099 |
| RMS | 0.596 | 0.44347 | 1.3374 | 0.0068429 | 5.1531 | 0.0080692 |

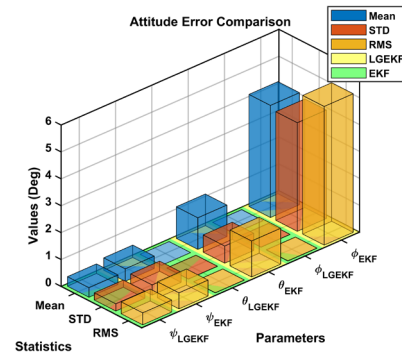
$= 4.91 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ (from $50 \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$) and magnetometer noise of $\sigma_m = 1.5 \times 10^{-3} \text{ Gauss}$ (from $0.15 \text{ mGauss}/\sqrt{\text{Hz}}$). The initial covariance $P = 1.22 \times 10^{-3} \mathbf{I}_3$ corresponds to an initial attitude uncertainty of $\pm 2^\circ$ (1σ) in each Euler angle, reflecting typical static alignment accuracy with the XSENS MTi-G-710 specifications.

3.2 Results

This section presents a comprehensive evaluation of the proposed LGEKF for attitude estimation, and compares its performance with that of the conventional EKF using synthetic MARG sensor data. The results were analyzed using three key metrics: attitude estimation accuracy, covariance trace, and estimation error, as illustrated in Figs. 2 and 3 and quantified in Table 2.

Fig. 2a compares the yaw, pitch, and roll estimation performances of the LGEKF and conventional EKF against the ground truth. Across all three axes, the LGEKF tracked the ground truth much more closely, maintaining small errors even during abrupt attitude changes and large rotation maneuvers. In yaw estimation, the LGEKF curve almost overlapped with the ground truth throughout the simulation, whereas the EKF exhibited significant deviations during high-dynamic periods. Similar trends were observed in the pitch and roll, where the EKF produced large overshoots and undershoots, especially during rapid orientation changes, whereas the LGEKF remained relatively stable. These results confirm that the geometry-preserving $\text{SO}(3)$ formulation of the LGEKF mitigates the drift and linearization errors, enabling robust performance under both slow and fast rotational dynamics.

Fig. 2b depicts the evolution of the covariance traces for all three attitude components, representing the internal uncertainty estimates of the filter. The LGEKF maintained consistently low covariance values close to zero throughout the simulation, with smooth, stable traces that demonstrated well-calibrated uncertainty quantification. For the yaw and pitch components, the LGEKF showed a nearly constant covariance near zero, whereas for the roll component, both the LGEKF and EKF exhibited gradual increases in covariance over time. However, the

**Fig. 3.** Estimation statistical error.

roll covariance of the LGEKF remains significantly lower than that of the EKF throughout the entire trajectory, demonstrating better uncertainty management. This stable covariance propagation indicates that the Lie group formulation preserves consistent confidence levels despite the dynamic motion.

Fig. 2c quantifies the absolute estimation errors for yaw, pitch, and roll, presenting the time histories of the attitude estimation errors for both the LGEKF and the conventional EKF. The LGEKF demonstrated superior performance across all three axes, maintaining significantly smaller error magnitudes than the EKF throughout the entire simulation. For pitch and roll estimation, the LGEKF achieves exceptional accuracy with errors consistently near zero, demonstrating its ability to precisely track these critical attitude components. In contrast, the conventional EKF exhibited substantially larger error magnitudes and more pronounced oscillations. Overall, the figure underscores the capability of the LGEKF to provide a more accurate, stable, and reliable attitude estimation with a dramatically reduced error drift and fewer large deviations compared to the standard EKF formulation.

Table 2 and Fig. 3 demonstrate that the proposed LGEKF significantly outperforms the conventional EKF in terms of both the mean and RMS errors across all attitude components (yaw, pitch, and roll). For yaw estimation, the mean error decreased from 0.46° (EKF) to 0.36° (LGEKF), and the RMS error was reduced from 0.6° to 0.44° . Pitch estimation shows a similar improvement, with mean error

Table 3. General performance characteristics of EKF and LGEKF.

| Metric | EKF | LGEKF | Advantage |
|----------------------------|------------|-------------|----------------------------|
| Computational performance | | | |
| Total processing time | 0.5636 sec | 3.04 sec | EKF (5.4× faster) |
| Iteration time | 28 μ s | 152 μ s | EKF (5.4× faster) |
| Max update rate | 35485 Hz | 6,569 Hz | EKF (5.4× higher) |
| Accuracy & Error | | | |
| Final RMSE | 4.91° | 0.56° | LGEKF (8.8× more accurate) |
| Mean roll error | 4.1671° | 0.007° | LGEKF (595× better) |
| Mean pitch error | 1.1749° | 0.006° | LGEKF (195× better) |
| Mean yaw error | 0.4652° | 0.36° | LGEKF (1.3× better) |
| Robustness & Stability | | | |
| Singularity events | 0 | 0 | Both robust |
| Robustness score | 10.0/10 | 10.0/10 | Both perfect |
| Group structure | N/A | ✓reserved | LGEKF |
| Stability assessment | Limited | Enhanced | LGEKF |
| Computational distribution | | | |
| Prediction time | 6.8% | 37.0% | EKF (lighter prediction) |
| Update time | 93.2% | 63.0% | Balanced |
| Exponential operations | N/A | 59.5% | EKF (no exponentials) |

decreasing from 1.18° to 0.0003°, and RMS error dropping from 1.34° to 0.007°. Roll estimation benefits even more, with mean error reducing from 4.17° to 0.005° and RMS error decreasing sharply from 5.15° to 0.008°. These RMS reductions indicate not only higher accuracy but also improved stability over time. Fig. 3 visually reinforces these results, showing consistently smaller bars for the LGEKF across all statistical metrics, indicating the enhanced stability, accuracy, and robustness of the proposed filter in attitude estimation.

The comparative analysis in Table 3 reveals a clear tradeoff between computational efficiency and estimation accuracy. The EKF demonstrates superior computational performance, operating 5.4 times faster than the LGEKF with a maximum update rate of 35.5 kHz, making it suitable for resource-constrained real-time applications. However, it exhibits significantly poorer attitude estimation accuracy, particularly in roll (4.17° error) and pitch (1.17° error), owing to Euler angle singularities and linearization limitations. In contrast, the LGEKF achieved exceptional estimation precision with sub-degree errors across all axes (0.56° RMSE) and near-perfect roll/pitch estimation (0.006-0.007° errors), leveraging its Lie group formulation to avoid singularity issues. While the LGEKF requires 3.04 of processing time primarily due of expensive matrix exponential operations (59.5% of the computation), its 8.8× improvement in overall accuracy and guaranteed group structure preservation make it a superior choice for applications demanding high-precision attitude estimation.

The computational performance reported in Table 3 was measured on a desktop computer with hardware configuration featured an Intel(R) Core(TM) i7-10700F CPU @ 2.90 GHz and 16.0 GB of RAM. The simulations were

conducted using MATLAB R2024b.

To establish clarity and reproducibility, the performance metrics in Table 3 are defined as follows:

- Singularity events: the number of instances in which the algorithm encountered a mathematical singularity, such as a gimbal lock. A value of zero indicates robust operation without singularities throughout the simulation.
- Robustness score: A qualitative score (0-10) evaluating the filter's resilience under challenging conditions, including aggressive maneuvers and sensor noise, where 10/10 indicates no observed divergence or catastrophic failure.
- Stability assessment: A qualitative evaluation based on covariance propagation behavior and error boundedness, where "enhanced" indicates stable, consistent performance and "limited" suggests potential over-confidence or error divergence.
- Group structure preservation: A binary metric indicating whether the estimated rotation matrix inherently remains on the SO(3) manifold, satisfying the constraints $R^T R = I$ and $\det(R) = +1$ at all times.

4. CONCLUSIONS

This study introduced an LGEKF for attitude estimation formulated on the special orthogonal group SO(3) and demonstrated its advantages over conventional methods through rigorous testing using synthetic MARG sensor data. The proposed approach successfully addresses critical challenges in attitude estimation by preserving the geometric properties of rotations through an exponential map and

eliminating the singularities and normalization issues inherent in the Euler angle and quaternion representations.

The simulation results clearly demonstrate the superior performance of the LGEKF compared to the standard EKF. The proposed method maintains a higher accuracy with sub-degree RMS errors across all attitude angles, even during aggressive maneuvers, where traditional approaches typically degrade. Furthermore, the LGEKF exhibits a more stable covariance propagation, reflecting its ability to properly account for uncertainty under high-dynamic conditions. This robust performance stems from the filter foundation of Lie's group theory, which ensures geometric consistency throughout the estimation process.

Several promising directions have emerged for extending this study. It is important to note that this study validated the filter under the assumption of negligible non-gravitational acceleration; therefore, a key future direction involves extending the LGEKF to explicitly model and compensate for motion-induced acceleration. Future research should investigate the performance of the filter with real sensor data and explore its integration with complementary navigation systems to enhance its robustness in challenging environments. Additional improvements could focus on adaptive tuning mechanisms and bias compensation techniques to further increase reliability. The mathematical rigor and computational efficiency of the LGEKF make it particularly suitable for implementation in resource-constrained autonomous systems, suggesting its broad applicability across aerospace, marine, and robotic applications.

ACKNOWLEDGMENTS

This study was supported by research fund from Chosun University, 2025.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, N.Y.K.; methodology, N.Y.K. and W.A.Z.; software, W.A.Z.; validation, N.Y.K.; formal analysis, N.Y.K. and W.A.Z.; investigation, N.Y.K.; resources, N.Y.K.; data curation, N.Y.K. and W.A.Z.; writing—original draft preparation, W.A.Z.; writing—review and editing, N.Y.K.; visualization, W.A.Z.; supervision, N.Y.K.; project administration, N.Y.K.; and funding acquisition, N.Y.K. All authors have read and agreed to the published version of the manuscript.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Alghamdi, S., Alahmari, S., Yonbawi, S., Alsaleem, K., Ateeq, F., et al. 2025, Autonomous Navigation Systems in GPS-Denied Environments: A Review of Techniques and Applications, 11th International Conference on Automation, Robotics, and Applications (ICARA), Zagreb, Croatia, 2025, 290-299. <https://doi.org/10.1109/ICARA64554.2025.10977619>
- Aslam, F., Haydar, M., & Akhtar, S. 2025, Geometric Nonlinear Filtering with Almost Global Convergence for Attitude and Bias Estimation on the Special Orthogonal Group, ArXiv. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2503.08255>
- Barrau, A. & Bonnabel, S. 2014, The Invariant Extended Kalman Filter as a Stable Observer, IEEE Transactions on Automatic Control, 62, 1797-1812. <https://doi.org/10.1109/TAC.2016.2594085>
- Chauchat, P., Barrau, A., & Bonnabel, S. 2017, Kalman filtering with a class of geometric state equality constraints, 2017 IEEE 56th Annual Conference on Decision and Control (CDC). 2581-2586. <https://doi.org/10.1109/CDC.2017.8264033>
- Chu, Z., Chen, C., Liu, Y., Wang, Y., & Lin, X. 2017, Magnetic orientation system based on magnetometer, accelerometer and gyroscope, CAAI Trans. Intell. Technol., 2, 166-172. <https://doi.org/10.1049/TRIT.2017.0024>
- Daid, A., Busvelle, E., & Aidène, M. 2020, On the convergence of the unscented Kalman filter, Eur. J. Control, 57, 125-134. <https://doi.org/10.1016/j.ejcon.2020.05.003>
- D'Eleuterio, G. & Barfoot, T. 2022, On the eigen structure of rotations and poses: commonalities and peculiarities, Proceedings of the Royal Society A, 478. <https://doi.org/10.1098/rspa.2022.0080>
- Guo, H., Liu, H., Zhou, Y., & Hu, X. 2023, Robust State Estimation via Maximum Correntropy EKF on Matrix Lie Groups with Application to Low-Cost INS/GPS-Integrated Navigation System, IEEE Sensors Journal, 23, 9467-9479. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2023.3251389>
- Hoang, M., Iacono, S., Paciello, V., & Pietrosanto, A. 2021, Measurement Optimization for Orientation Tracking Based on No Motion No Integration Technique, IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 70, 1-10. <https://doi.org/10.1109/TIM.2020.3035571>
- Hyyti, H. & Visala, A. 2015, A DCM Based Attitude Estimation Algorithm for Low-Cost MEMS IMUs, International

- Journal of Navigation and Observation, 2015, 1-18. <https://doi.org/10.1155/2015/503814>
- Jeong, D. B. & Ko, N. Y. 2024, Sensor Fusion for Underwater Vehicle Navigation Compensating Misalignment Using Lie Theory, *Sensors*, 24, 1653. <https://doi.org/10.3390/s24051653>
- Jwo, D. 2021, Estimation of Quaternion Motion for GPS-based Attitude Determination Using the Extended Kalman Filter, *Computers, Materials & Continua*, 66, 2105-2126. <https://doi.org/10.32604/cmc.2020.014241>
- Kim, H.-S., Choi, H.-S., Yoon, J. -S., & Ro, P. I. 2011, Study on AHRS Sensor for Unmanned Underwater Vehicle, *International Journal of Ocean System Engineering*, 1, 165-170. <https://doi.org/10.5574/IJOSE.2011.1.3.165>
- Ko, N. Y., Song, G., Youn, W., & You, S. H. 2022, Lie Group Approach to Dynamic-Model-Aided Navigation of Multirotor Unmanned Aerial Vehicles, in *IEEE Access*, 10, 72717-72730. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2022.3180769>
- Ko, N. Y., Youn, W., Choi, I. H., Song, G., & Kim, T. S. 2018, Features of Invariant Extended Kalman Filter Applied to Unmanned Aerial Vehicle Navigation, *Sensors*, 18, 2855. <https://doi.org/10.3390/s18092855>
- Liu, B., Chen, H., & Zhang, W. 2023, A General Iterative Extended Kalman Filter Framework for State Estimation on Matrix Lie Groups, 2023 62nd IEEE Conference on Decision and Control (CDC), 1177-1182. <https://doi.org/10.1109/CDC49753.2023.10383770>
- Qin, M. 2024, The Transformative Role of Group Theory in Physics, *Highlights in Science, Engineering and Technology*. <https://doi.org/10.54097/7cekz543>
- Sabet, M., Daniali, H., Fathi, A., & Alizadeh, E. 2018, A Low-Cost Dead Reckoning Navigation System for an AUV Using a Robust AHRS: Design and Experimental Analysis. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 43, 927-939. <https://doi.org/10.1109/JOE.2017.2769838>
- Sol'a, J., Deray, J., & Atchuthan, D. 2018, A micro Lie theory for state estimation in robotics, *arXiv*. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1812.01537>
- Shi, Z. & Chen, G. 2024, Coq Formalization of Orientation Representation: Matrix, Euler Angles, Axis-Angle and Quaternion, 79-96. https://doi.org/10.1007/978-3-031-71261-6_5
- Wu, J., Zhou, Z., Chen, J., Fourati, H., & Li, R. 2016, Fast Complementary Filter for Attitude Estimation Using Low-Cost MARG Sensors, *IEEE Sensors Journal*, 16, 6997-7007. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2016.2589660>
- Zhang, G., Hu, B., Chang, L., & Xue, B. 2018, Nonlinear Initial Alignment based on Quaternion Error Model, 2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC), 1-6. <https://doi.org/10.1109/GNCC42960.2018.9019158>
- Zhu, H., Gui, H., & Zhong, R. 2024, Unscented Schmidt-Kalman filter on Lie groups with application to spacecraft attitude estimation, *Advances in Space Research*, 74, 5713-5724. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.08.035>



Abenezer Zegeye Woldeyohannis received a B.S. from the Adama Science and Technology University in 2015 and M.S. from the University of Electronic Science and Technology of China in 2019. He is currently pursuing a Ph.D. in the Faculty of Smart Vehicle System Engineering at Chosun University. His research interest is in the areas of unmanned surface vehicle and unmanned underwater vehicle control, guidance, and estimation.



Nak Yong Ko received the B.S., M.S., and Ph.D. degrees from the Department of Control and Instrumentation Engineering, Seoul National University, Seoul, South Korea, in 1985, 1987, and 1993, respectively. He has been a Professor with the Department of Electronic Engineering, Chosun University, Gwangju, South Korea, since 1992. He has worked as a Visiting Research Scientist with The Robotics Institute, Carnegie Mellon University, Pittsburgh, PA, USA, from 1997 to 1998 and from 2004 to 2005. He is involved in projects developing unmanned aerial vehicles and underwater vehicles, especially in the development of navigation algorithms. His research interests include navigation, collision avoidance, and motion planning in robotics. Prof. Ko is a member of IEEE Robotics and Automation Society and Oceanic Engineering Society and a member of the Institute of Control, Robotics and Systems, Korea.

Investigating Ground Station Deployment Strategies to Improve Quality of Orbit Determination of Regional Navigation Satellite System

Kyoung–Min Roh[†] , Gimin Kim[†] , Eunseo Park[†] 

Space Navigation and Geodesy Center, Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, South Korea

ABSTRACT

Regional navigation satellite systems (RNSS) consist of geosynchronous orbit for servicing positioning, navigation and timing regionally. This presents a challenging environment for precise orbit determination (OD) as their regional ground networks provide limited line-of-sight diversity and weaken the observation geometry. To address these limitations, this study focuses on Japan's Quasi-Zenith Satellite System (QZSS) as a representative RNSS and evaluates two practical improvement strategies: (i) augmenting the processing with GPS observations, and (ii) expanding the ground tracking network. Three network configurations are tested—an 11-station regional network (R11), a denser 20-station regional network (R20), and a 20-station global network (G20)—under both QZSS-only processing (J) and joint QZSS+GPS (GJ) processing. Orbit and clock solutions are evaluated against the product from the Multi-GNSS Experiment Project (MGEX) of the International GNSS Service (IGS) as a reference. Using R11-J (which is the most probable scenario and exhibits the largest QZSS 3D RMS in our scenarios) as the baseline, including GPS reduces the QZSS 3D RMS by about 70% and shows a clear geometric benefit. Without GPS, R20-J outperforms G20-J, which indicates that for RNSS the number of usable observations from a denser regional network dominates the advantage of global distribution. When GPS is incorporated, the overall optimum shifts to G20-GJ: adding GPS raises QZSS OD to the level achieved by R20-GJ, while the GPS orbits are substantially more accurate—the mean (over days) of the daily-median 3D RMS of GPS reaches ~6.7 cm, compared with ~23.1 cm under R20-GJ. The station-deployment choice is tightly coupled to the processing strategy. If stand-alone independence is required, densifying the regional network to ~20 stations is a more effective option; if GPS augmentation is acceptable, a globally distributed 20-station network is recommended for maximum overall performance.

Keywords: orbit determination, RNSS, multi-GNSS

1. INTRODUCTION

The main goal of Global Navigation Satellite Systems (GNSS) is to provide a positioning, navigation, and timing (PNT) service. GNSS are thus critical infrastructure for sectors including transportation, defense and communication. The service area of the navigation system is now being expanded up to the Moon (Bhamidipati et al. 2021). As societal dependence grows, exclusive reliance on the U.S. GPS has raised concerns and motivated sovereign GNSS initiatives. While GLONASS modernization has slowed, Galileo of the

European Union and BeiDou of China have rapidly reached full operational capability. Japan's QZSS and India's NavIC provide regional services referred to as Regional Navigation Satellite Systems (RNSS) (Montenbruck et al. 2017, Akiyama & Montenbruck 2025). Consequently, more than 100 navigation satellites are currently observable (GSA 2020). South Korea launched its own RNSS, the Korean Positioning System program, in 2022 (Choi et al. 2020).

The accuracies of a satellite's orbit and its' onboard clock are key parameters that determine the overall performance of navigation satellite systems. Since orbit determination of

Received Sep 26, 2025 Revised Oct 19, 2025 Accepted Nov 01, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: kmroh@kasi.re.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

navigation satellites relies on one-way range measurements between satellites and ground stations, having more satellites and tracking stations increases the number of independent range geometries, which in turn improves the accuracy of both orbit and clock solutions. Unlike global constellations in medium altitude Earth Orbit (MEO), regional systems deliver service over limited areas using Geostationary Earth Orbit (GEO) and Inclined Geosynchronous Orbit (IGSO) synchronized with the Earth's rotation. Since ranging-based navigation benefits from more satellites and more tracking stations, the observation geometry for GEO/IGSO is weak: long ranges and limited time-varying viewing geometry hinder precise orbit determination (Montenbruck et al. 2017, Kawate et al. 2023, Akiyama & Montenbruck 2025). Japan's MADOCA tool shows that QZSS's orbit solutions achieve about 10 cm and 80 cm median daily RMS for IGSO and GEO from 88 ground stations, respectively (Kawate et al. 2023). Li et al. (2020) presented comparison results of orbit determination solutions between MGEX products and showed good agreement in a range of 10~50 cm for IGSO. However, the mean difference of the along-track of GEO satellite between products is about 250 cm due to low measurement sensitivity. In the case of MEO such as GPS, the level of orbit accuracy is about a few cm.

Numerous studies to improve orbit determination accuracy through additional measurements such as two-way time and frequency transfer or augmenting low Earth orbit constellation have been reported (Tang et al. 2016, Chen et al. 2022a, Ge et al. 2022, Li et al. 2024). Nevertheless, adding more satellites and ground stations is the most direct way to obtain more accurate orbital position. However, for RNSS this approach is difficult because satellites in RNSS are deployed in limited areas in the sky when they are seen from the surface of the rotating Earth. Another challenge is the cost for service providers. Expanding the ground monitoring network—often requiring overseas deployments—incurs substantial installation and operations-and-maintenance costs and makes sustained international cooperation indispensable. Accordingly, maximizing orbit determination performance under constrained resources is essential. Two common mitigation strategies are (i) incorporating other GNSS systems (typically GPS) and (ii) expanding the ground network as effectively as possible.

In this study a technical analysis is carried out to address two core questions. First, in a RNSS system, what performance gains can be expected if GPS measurements are included in the data processing. Including GPS is thus an option for regional systems such as QZSS and KPS that are designed to interoperate with GPS. Second, when the decision on GPS augmentation is left open, the key question is which network-

expansion strategy proves more effective: regional densification or a globally distributed network? Several scenarios that vary GPS inclusion and the spatial distribution of the tracking network (regional vs. global) are designed and then evaluated using real QZSS and GPS data from IGS's tracking network. The resulting orbit accuracies are calculated by comparing with a reference product released by International GNSS Service (IGS). We also analyze relative performance to provide a technical basis for identifying a practical strategy.

2. DATA PROCESSING SCENARIO

2.1 Scenarios Configuration

Scenarios in this study are focused on actual operation of a RNSS. Therefore, the baseline of the scenario consists of several satellites in geosynchronous orbit and about 10 overseas ground stations. The real data of QZSS would be the best option to test the reliability of the proposed scenarios. The variations of the base scenario are then configured, and the resulting orbit determination performance is compared with the base scenario. The initially proposed distribution of KPS's monitoring stations is one domestic and 10 overseas tracking stations over the Asia-Pacific region (Choi et al. 2020).

Coprocessing the GPS signal with QZSS is the key variation from the base scenario in this study. For QZSS and KPS, which declare interoperability and compatibility with GPS, a possible option is to consider incorporating GPS into their orbit determination processing. Increasing measurements by increasing the number of satellites would be a cost-effective and promising option. However, from an operator's point of view, using additional measurements not included in its management could decrease the independence and completeness of the RNSS. Unlike a system operator, there are already many efforts in scientific and commercial areas to service improved orbit solutions achieved through multi-navigation satellites (Montenbruck et al. 2017, Li et al. 2019, Chen et al. 2023, Kawate et al. 2023).

Based on these considerations, the following scenarios listed in Table 1 are selected. The number of tracking stations (20) is chosen based on the cases of GPS and QZSS. While GPS now has about 20 ground stations, QZSS had about 15 regional stations at the time of starting four satellites. However, QZSS has more than 30 global tracking stations for coprocessing QZSS and GPS (Kugi & Masaharu 2018, Numata & Kenji 2023). One consideration that should be noted here is that we evaluated the scenarios using real data from QZSS. The constellation QZSS therefore consists

Table 1. Test scenarios.

| Scenario | Satellite system | Number of ground station | Distribution of ground station |
|----------|------------------|--------------------------|--------------------------------|
| R11_J | QZSS | 11 | Asia-Pacific Region |
| R11_GJ | QZSS + GPS | 11 | Asia-Pacific Region |
| R20_J | QZSS | 20 | Asia-Pacific Region |
| R20_GJ | QZSS+GPS | 20 | Asia-Pacific Region |
| G20_J | QZSS | 20 | Global |
| G20_GJ | QZSS+GPS | 20 | Global |

of one GEO and three IGSO satellites, which is still less than the designed constellation (QZSS 2025) at the time of this test, namely, from day of year (DOY) 30 to 49 in 2024.

During the test period, the ground stations worked normally, but one of the QZSS satellites was not processed for seven days among the total 20 days, because of maneuvering or malfunction. The test configuration and period were not changed since the effect of the number of satellites in RNSS can be investigated through real-data processing. The first letter in the scenario denotes the distribution type of ground station, i.e., (R)egional and (G)lobal, and the following number is the number of ground stations. The last one or two letters after the underscore refer to the constellation; namely, J is QZSS and G is GPS.

From the scenarios in Table 1, the following aspects can be investigated through comparison of the results. First, it is important to determine whether incorporating GPS into orbit determination is advantageous even for a small, regionally confined monitoring network. Second, when more ground stations are available, the global distribution could be a better strategy over a regional distribution or vice versa. This analysis is particularly valuable to assess the improvement of QZSS orbit quality by use of a dense regional distribution as compared to adding GPS signals from a globally distributed network. Namely, when the inclusion of GPS has not yet been determined, the study can help decide, as the monitoring network is expanded, whether broader global coverage is preferable to increased station density within the region.

Fig. 1 shows the distribution of R11, R20, and G20 using different symbols. The networks R20 and G20 include stations in R11 to assess the effect of additional stations to the base network globally or regionally. The stations in this study are selected from IGS MGEX stations that provide QZSS (Montenbruck et al. 2017).

2.2 Data Processing

The orbit determination process in this study is tuned for actual operational situations and real observation from ground stations belonging to the IGS network. While there are several options to optimize the orbit determination

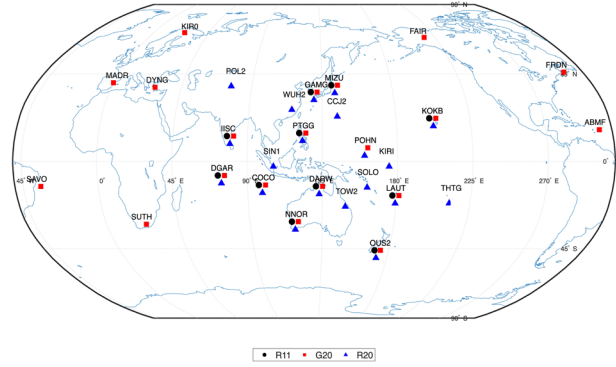


Fig. 1. Distribution of ground stations for R11, G20, and R20.

results besides the number of ground stations and their distribution, we retain the same options for all scenarios such as arc-length and sampling interval. Orbit determination in this study is performed using Positioning and Navigation Data Analyst (PANDA) software (Choi et al. 2020, Chen et al. 2022b), which is based on a batch-based processing strategy. The detailed features of PANDA can be found in the article by Li et al. (2019). Observation data downloaded from the IGS Global Data Center are used. Since real data are used in this study, the physical models for QZSS and GPS such as phase center offset (PCO), phase center variation (PCV), and mass are taken from the files provided by IGS, namely, the ANTEX file (<https://igs.org/wg/antenna/>) and IGS satellite meta file (<https://igs.org/wg/antenna/>). The force and observation models applied in the data processing are summarized in Table 2. The processing configuration is optimized for a RNSS that has a limited number of ground stations, such as by loosening the residual editing constraint.

Since QZSS and GPS satellites transmit several common frequencies for compatibility including L1, L2, and L5, GPS Time (GPST) is used as a reference time system. The observation equations for dual-frequency observation can be expressed as follows (Choi et al. 2020),

$$P_1^{[GJ]} = \rho + c \cdot (dt_R + B_R^{[G]} - dt^S) + I_1 + T + \varepsilon_{P1} \quad (1)$$

$$P_2^{[GJ]} = \rho + c \cdot (dt_R + B_R^{[G]} - dt^S) + \frac{f_1^2}{f_2^2} I_1 + T + \varepsilon_{P2} \quad (2)$$

$$L_1^{[GJ]} = \rho + c \cdot (dt_R + B_R^{[G]} - dt^S) - I_1 + T + \lambda_1 N_1 + \varepsilon_{L1} \quad (3)$$

$$L_2^{[GJ]} = \rho + c \cdot (dt_R + B_R^{[G]} - dt^S) - \frac{f_1^2}{f_2^2} I_1 + T + \lambda_2 N_2 + \varepsilon_{L2} \quad (4)$$

where P and L represent the code and carrier phase measurements, respectively. The superscript G or J indicates the constellation system, and the subscripts 1 and 2 denote the frequency band. The range, ρ , includes antenna phase center offsets and phase center variation of the satellite and the receiver, the relativistic correction, and tidal effects as well as

Table 2. Lists of the applied force and observation model.

| Item | Models/Method |
|-----------------------------|--|
| Force model | |
| Earth gravity | EIGEN-G (12x12) |
| Solid Earth tide, Pole tide | IERS Conventions 2010 (Petit & Luzum 2010, Roh & Choi 2014) |
| Ocean tide | EOT11a (10x10) (Savcenko et al. 2012) |
| N-Body | JPL DE405 |
| Relativistic perturbation | IERS Conventions 2010 (Petit & Luzum 2010, Roh & Choi 2014) |
| Solar radiation pressure | ECOM2 (Prange et al. 2020) |
| Earth orientation | IERS C04 |
| Attitude model | Eclips.f (Kouba 2009 & Montenbruck et al. 2015) |
| Observation model | |
| Observations | Undifferenced ionospheric free linear combination |
| Signal | L1/L2 |
| Elevation cutoff | 7 degree |
| Sampling rate | 300s |
| Arc length | 24 hours |
| Reference frame | igs20 |
| Satellite PCO/PCV | igs14.atx |
| Receiver PCO/PCV | igs14.atx |
| Satellite metadata | igs_satellite_metadata.snx |
| Tropospheric delay | Saastamoinen with GMF (Boehm et al. 2006) , estimated zenith wet delay |
| Station position | igs combination solution |

the geometrical distance between the satellite and the ground receiver. The parameter c denotes the speed of light in vacuum. The satellite and the receiver clocks errors, denoted as dt^s and dt_r , are estimated as white noise. The ionospheric and tropospheric delay are represented by $I_{1,2}$ and T , respectively; N is the integer ambiguity; and the code and carrier-phase observation noise, ε_p and ε_L , follow zero-mean Gaussian distributions with standard deviations of 1.0 m and 0.005 m, respectively. Lastly, when GPS measurements are included, the intersystem bias, $B_R^{[G]}$, is added into the equation. In the data processing, the observations are weighted as elevation angle. The frequencies f_1 and f_2 correspond to the L1 and L2 signals, respectively, and λ_1 and λ_2 are their wavelengths. Since the orbit determination in this study is based on real observation, the PCO values and PCV patterns are applied to both satellites and ground receivers using the antenna phase center correction model provided by IGS.

We set parameters to be estimated including the satellite's position and velocity, the satellite's clock error, the receiver's clock error, and the zenith wet delay due to the troposphere. The determined orbital position and clock error are evaluated using the product provided by the IGS MGEX project that uses highly densified globally distributed ground stations (Montenbruck et al. 2017, Steigenberger et al. 2023). The orbit and clock product of MGEX covers most of the navigation satellites and the orbital accuracy is believed to be at the level of a few cm for MEO satellites and several decimeters for IGSO.

The performance of the navigation system is expressed as Signal-In-Space Range Error (SISRE). Because GNSS positioning relies on one-way range observation, SISRE is highly correlated with radial component error rather than

along and cross track errors. Satellite clock error also projects predominantly into the radial component error. As the aim of this study is to analyze orbit determination performance, the 3-dimensional position errors are compared as well as the decomposed radial component and the satellite clock error.

When comparing satellite clock solutions with a reference product, clock-datum alignment must be handled, since all satellite and receiver clock errors in the system are constrained to the reference clock in the master station. In our processing, we tightly constrain one satellite clock rather than fix the reference clock on a ground receiver because the master-station time scale for QZSS/GPS is not available in these scenarios. Here, clock solutions are aligned with the MGEX product by setting the reference clock as the mean value of clock differences. Therefore, the standard deviation of the clock difference is used as a performance parameter across scenarios.

3. STRATEGICAL QUESTIONS

3.1 Effect of GPS Inclusion in Small Network (R11)

First, orbit determination is performed for the base scenario with 11 regionally distributed ground stations. The achieved orbit and clock errors are then compared with the MGEX product from the GFZ analysis center (Montenbruck et al. 2017). For the scenarios R11_J and R11_GJ, the 3-dimensional position error of four QZSS satellites and the standard deviation of satellite clock error differences from the reference product are depicted in Figs. 2 and 3, respectively. As can be seen from Figs. 2 and 3,

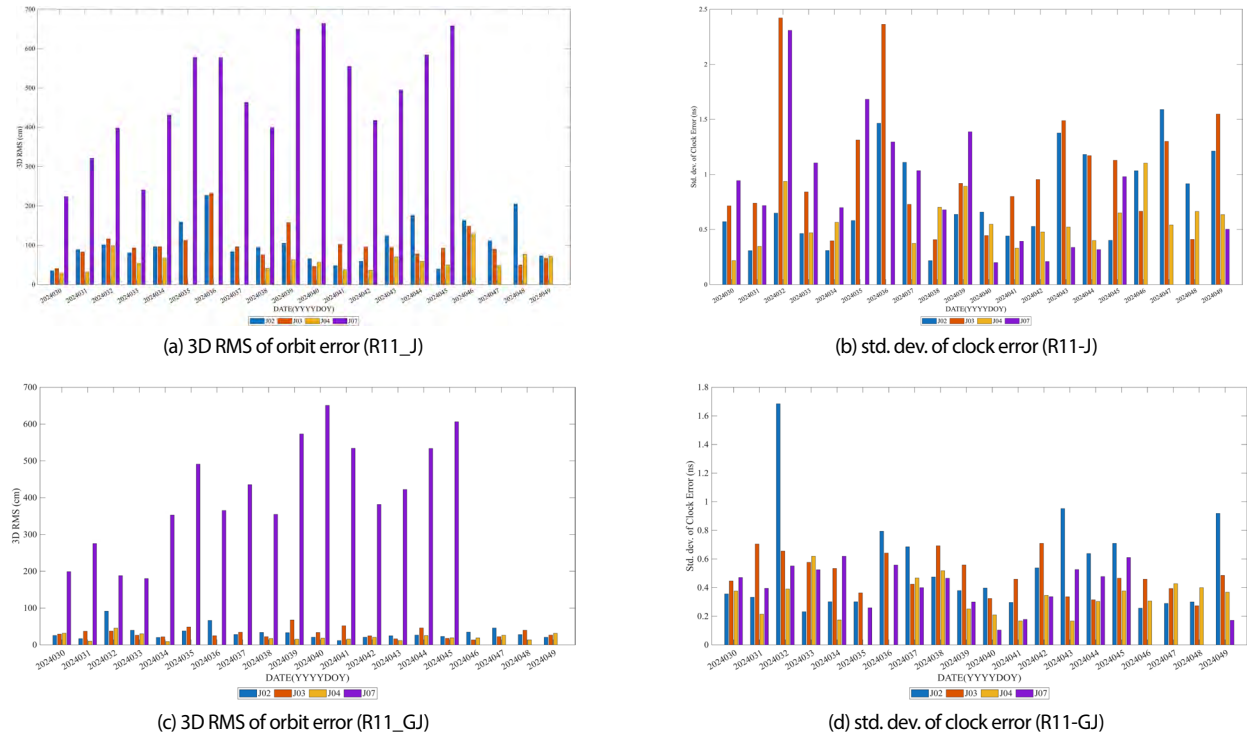


Fig. 2. 3D RMS orbit error and standard deviation of clock error for Scenarios R11-J and R11-GJ.

Table 3. Orbit and clock error determination result from R11-J and R11-GJ.

| | PRN | 3D RMS (cm) | Radial (cm) | Along (cm) | Cross (cm) | std. Clk. (ns) |
|--------|----------------------|-------------|-------------|------------|------------|----------------|
| R11-J | J07 | 478.7 | 30.3 | 476.9 | 36.1 | 0.9 |
| | J02 | 107.0 | 45.9 | 86.4 | 52.1 | 0.8 |
| | J03 | 98.4 | 44.8 | 75.4 | 48.4 | 1.0 |
| | J04 | 60.4 | 32.8 | 43.3 | 32.1 | 0.6 |
| | Mean of daily median | 101.5 | 40.2 | 82.2 | 43.3 | 0.9 |
| R11-GJ | J07 | 409 | 12.8 | 408.5 | 14.2 | 0.4 |
| | J02 | 32.5 | 21.3 | 19.5 | 15.4 | 0.5 |
| | J03 | 32 | 17.1 | 21.2 | 16.9 | 0.5 |
| | J04 | 21.1 | 10.8 | 15.7 | 11.3 | 0.3 |
| | Mean of daily median | 33.5 | 14.9 | 23.6 | 13.6 | 0.4 |

PRN J04 (yellow) from DOY 35 to 37 and PRN J07 (purple) from DOY46 to 49 are excluded due to outage of the satellite (PS-QZSS-005 2025). It should be noted that some analysis centers provide the solution for that satellite, even if the outage is notified by the operator. In this study, we remove those satellites from the analysis to remove unreliable solutions. Table 3 summarizes the mean 3D RMS, the decomposed position errors, and the standard deviations of clock errors in two scenarios. The along-track error for PRN J07 is significantly larger than other QZSS satellites because J07 is a geostationary orbit, the determination of which in the along-track direction is challenging due to low measurement sensitivity and poor geometry. Nevertheless, radial directional accuracy is the most dominant factor to determine the positioning quality since satellite navigation systems are based on range measurement. Improving the

OD accuracy of GEO is one of the challenging tasks in the GNSS community (Kawate et al. 2023).

The overall orbit quality is analyzed by the mean daily median value of 3D RMS because the median is robust to outliers and fair for day weighing. By incorporating GPS observations into the processing, the median of 3D RMS and the standard deviation of the clock error improve about 67% (101.5 cm to 33.5 cm) and 51% (0.9 ns to 0.6 ns), respectively. The decomposed directional components exhibit improvements of similar magnitude. These results demonstrate a clear benefit to including GPS measurements in the OD processing, even with a regionally distributed ground network of about ten stations. This network cannot cover the whole arc of the GPS orbit within the arclength (24 hours) and the average number of observations per satellite is approximately 900 for GPS, which is about one-third of

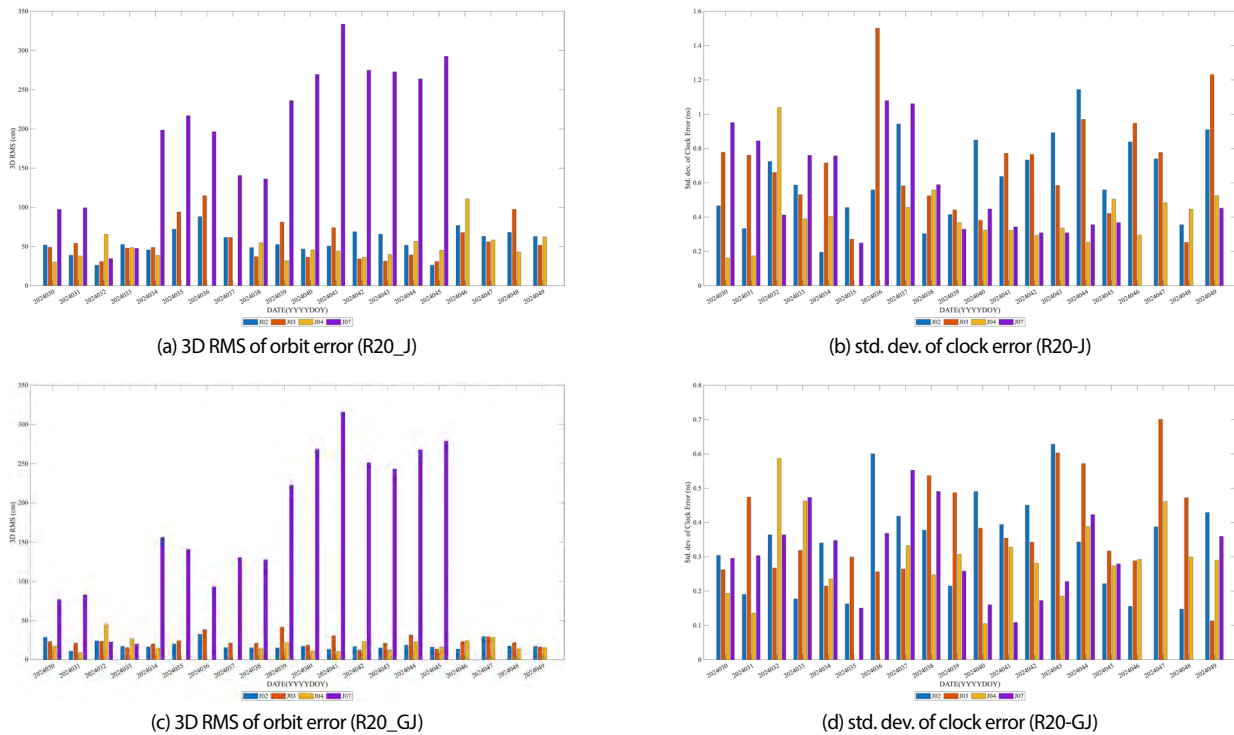


Fig. 3. 3D RMS orbit error and standard deviation of clock error for Scenarios R20-J and R20-GJ.

that of QZSS. Despite these limitations, the data processing change from QZSS only to GPS+QZSS yields a large jump in measurement redundancy and sky coverage and resultantly causes this improvement.

Lastly, only three satellites were available on seven of 20 days and therefore it is worthwhile to assess differences between the three-satellite and four-satellite cases. The median of 3D RMS for the four satellites case is improved by about 10% from that of the three satellite case, i.e., from 96.1 cm to 85.9 cm. These improvements are mostly achieved in radial and cross track components, i.e., 30% and 32%, respectively. Because of large errors in the along-track component, the resulting improvement is limited to about 10%.

3.2 Expansion of Ground Stations

Since the number of observations is a key factor for estimating precise orbital position, having enough well-distributed stations is one of main approaches to improve orbit and clock solution. It is therefore natural for service providers to seek to expand their ground network geometrically or densify the network, even though it could be very difficult to install and maintain ground stations in a foreign country. Because of these practical difficulties, any expansion of ground station should be based on a

comprehensive analysis – specifically, in terms of determining whether a global but sparse or regional but dense network configuration is more effective.

In practice, expanding the network coverage is related to the question of whether GPS can be incorporated into the OD processing. A globally distributed network enables longer orbital-arc and is expected to be particularly beneficial for improving GPS OD quality. However, incorporating GPS into the processing is not a simple decision as it can compromise the system's independency, especially for the open service. To evaluate these trade-offs, two configurations are tested: R20, representing a denser regional network, and G20, a globally distributed network. If maintaining independence is the top priority, R20 would be the preferred option. On the other hand, if future policy allows GPS augmentation, the relative advantages of R20 and G20 must be reevaluated in terms of OD quality for both GPS and QZSS, ensuring that the chosen configuration remains robust against potential policy changes.

For each network, orbit and clock error estimations are processed with QZSS only and QZSS+GPS. A total of four cases are evaluated by comparing the basis scenario (R11_J). Through these tests, we can determine the best expansion approach when the data processing strategy is not yet fixed. Expansion of the ground monitoring network and the adoption of multi-GNSS (multi-constellation) processing

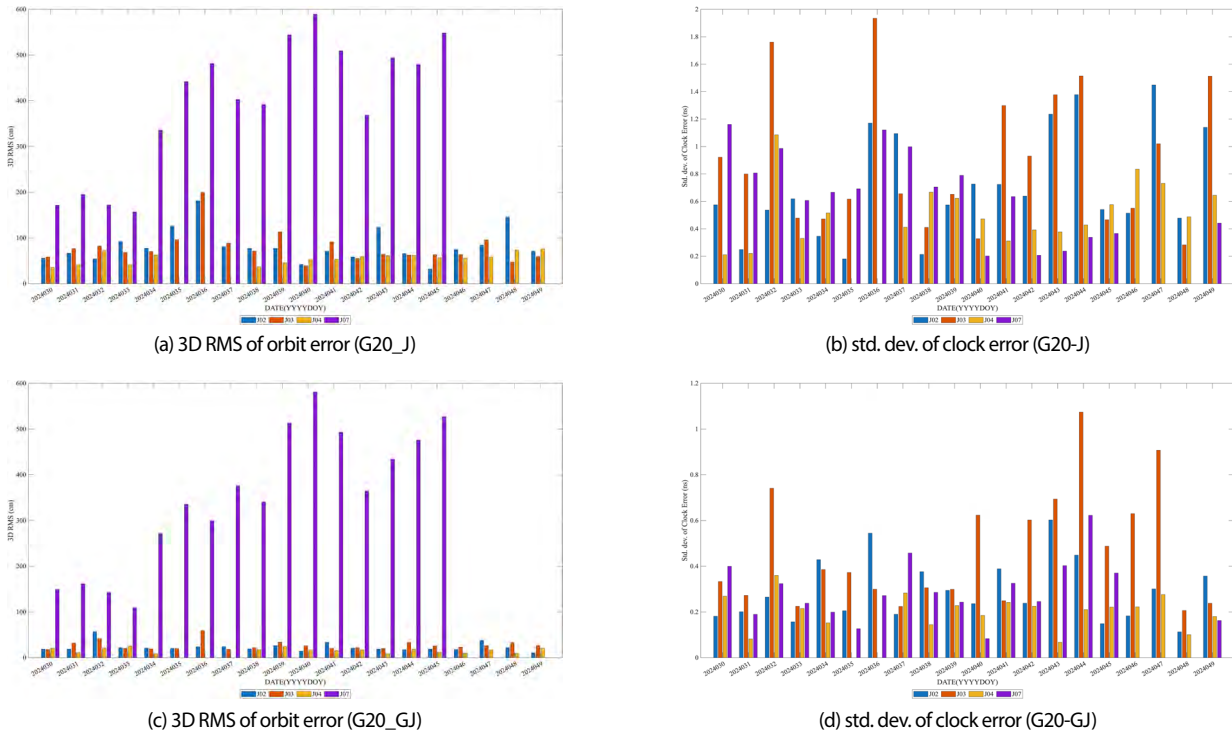


Fig. 4. 3D RMS orbit error and standard deviation of clock error for Scenarios G20-J and G20-GJ.

are also closely linked to high-precision services beyond the open service. Japan's SLAS (Sub-meter Level Augmentation Service) (Matsumoto et al. 2019) and Galileo's HAS (High Accuracy Service) provide high-accuracy corrections by leveraging multi-GNSS processing (Naciri et al. 2023). KPS likewise should consider an expanded satellite constellation and ground monitoring network for services such as MLS (Meter-Level Service) and CLS (Centimeter-Level Service) (Choi et al. 2020, KARI 2025).

Fig. 3 and 4 depict bar charts of 3D RMS and the standard deviation of clock error for all four cases, i.e., R20-J, R20-GJ, G20-J, and G20-GJ. As seen in the R11 case, the improvements by co-processing GPS can be seen in both Figs. 3 and 4, i.e., figures (c) and (d) over (a) and (b). Table 4 summarizes the RMS of orbit errors and standard deviation of clock errors per satellite during the test period. For QZSS, the percentage of improvement of the mean of the daily median with respect to the base scenario R11-J is depicted as a heatmap in Fig. 5. The largest improvement is achieved from R20-GJ and the lowest is obtained with G20-J. The improvement of R20-J (41%) compared with G20-J (19%) indicated that the ground station expansion strategy should be to increase the density of the regional network when the RNSS should be a stand-alone system.

If GPS inclusion is an option, we should consider the orbit determination quality of GPS as well. In Table 5, the means

of the daily median of all GPS satellites are summarized and their distributions are depicted in Fig. 6 for 3D RMS and clock error as a boxplot. In Fig. 6, the box covers the 25th to 75th percentile of the daily median and the whisker extends to the maximum and minimum values. The red plus symbols denote outliers, which are located outside an area 1.5-fold larger than the interquartile range. In the case of 3D RMS, the resulting means of the daily median from G20-GJ and R20-GJ are 6.7 cm and 23.1 cm, respectively. The average number of observations per GPS satellites in the G20-GJ case is about 1700, which is just slightly larger than that of R20-GJ, i.e., about 1650. The accuracy improvement in G20-GJ therefore can be attributed to its' global distribution providing a longer orbital arc than the case of the regional network. Therefore, we could conclude that G20-GJ is the best strategy when the ephemeris of GPS is part of the service since the improvement difference of 3D RMS of QZSS between R20-GJ and G20-GJ is less than 4%.

4. CONCLUSION

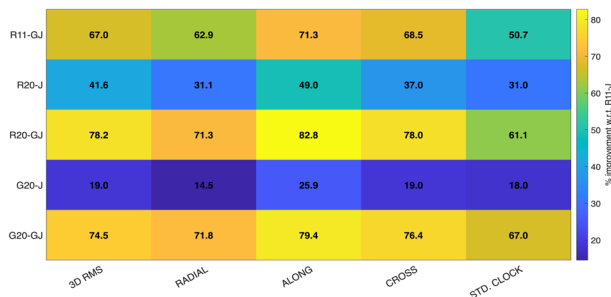
Transmitting precise ephemeris is the core of navigation satellite systems and therefore it is often challenging to determine satellite orbits with limited resources. In particular, regional navigation satellite systems pose a

Table 4. Orbit and clock error determination result from R20-[G]J and G20-[G]J.

| | PRN | 3D RMS (cm) | Radial (cm) | Along (cm) | Cross (cm) | std. Clk. (ns) |
|--------|----------------------|-------------|-------------|------------|------------|----------------|
| R20-J | J07 | 194.4 | 18.5 | 193.4 | 19.9 | 0.6 |
| | J02 | 55.9 | 36 | 35 | 30.6 | 0.6 |
| | J03 | 56.9 | 29.3 | 42.9 | 26.4 | 0.7 |
| | J04 | 50 | 25.5 | 33.8 | 29.2 | 0.4 |
| | Mean of daily median | 59.3 | 27.7 | 41.9 | 27.3 | 0.6 |
| R20-GJ | J07 | 168.6 | 7.4 | 167.6 | 8.5 | 0.3 |
| | J02 | 18.4 | 13.3 | 10.2 | 8.5 | 0.3 |
| | J03 | 23.3 | 15.8 | 14 | 11.1 | 0.4 |
| | J04 | 19.3 | 8.7 | 13.6 | 10.8 | 0.3 |
| | Mean of daily median | 22.1 | 11.5 | 14.2 | 9.5 | 0.3 |
| G20-J | J07 | 392.7 | 22.8 | 392.4 | 25.9 | 0.6 |
| | J02 | 83 | 43.5 | 58.8 | 43.4 | 0.7 |
| | J03 | 78.5 | 39 | 59.9 | 37.7 | 0.9 |
| | J04 | 55.6 | 29.4 | 38.9 | 30.4 | 0.5 |
| | Mean of daily median | 82.2 | 34.3 | 60.9 | 35.0 | 0.7 |
| G20-GJ | J07 | 348.6 | 8 | 348.3 | 8.1 | 0.3 |
| | J02 | 23.3 | 12.6 | 15.1 | 12.1 | 0.3 |
| | J03 | 27.1 | 18.7 | 15.9 | 12.7 | 0.5 |
| | J04 | 16.2 | 6.8 | 11.4 | 9.4 | 0.2 |
| | Mean of daily median | 25.9 | 11.3 | 16.9 | 10.2 | 0.3 |

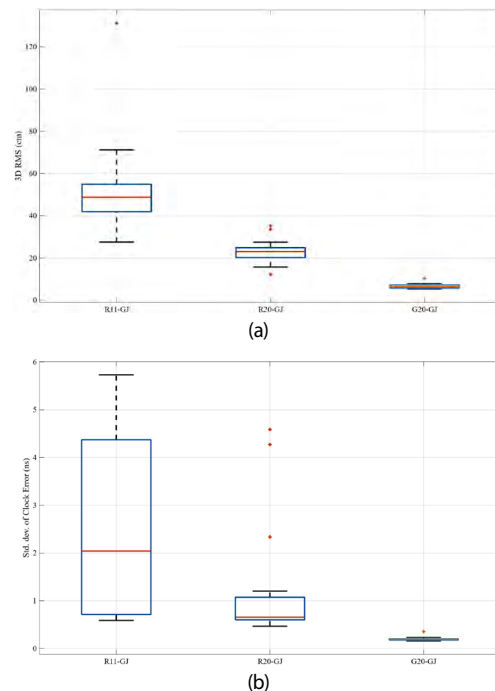
Table 5. Mean of daily median for GPS satellites.

| Mean of daily median | 3D RMS | Radial (cm) | Along (cm) | Cross (cm) | Std. Clk. (ns) |
|----------------------|--------|-------------|------------|------------|----------------|
| R11_GJ | 52.1 | 20.3 | 65.4 | 12.6 | 2.4 |
| R20_GJ | 23.1 | 9.8 | 28.0 | 6.2 | 1.2 |
| G20_GJ | 6.7 | 3.1 | 5.4 | 3.7 | 0.2 |

**Fig. 5.** Relative improvement of the tested scenarios with respect to R11-J.

particularly challenging environment for precise orbit determination. From the perspective of ground tracking stations, the satellites remain confined over a limited geographic region. This confinement reduces the temporal and azimuth-elevation diversity of the line-of-sight and thereby weakens the observation geometry and impedes accurate orbit determination. To mitigate this, RNSS operations often consider augmenting the processing with measurements from other constellations; however, such inclusion introduces external dependence and thus reduces stand-alone system independence.

In this study, we analyzed which expansion strategy is the most appropriate when the monitoring network is scaled up, depending on whether GPS is included in the processing. We considered three network designs: a

**Fig. 6.** (a) 3D RMS and (b) Std. Dev. of GPS satellite for the tested ground tracking networks.

regionally distributed 11-station network (R11), a denser regional 20-station network (R20), and a 20-station network expanded to a global distribution (G20). For each network, we evaluated two processing modes—QZSS-only (J) and

joint QZSS+GPS (GJ)—and assessed orbit quality against IGS MGEX reference products. Also, the percentage of improvement is calculated with respect to the R11-J case, which is possibly the basis of a RNSS.

When focusing on QZSS orbits alone, the best performance was obtained with R20-GJ. Notably, even without GPS inclusion, the denser R20-J network outperformed the globally distributed G20-J case. This pattern indicates that, for RNSS with near full-arc visibility from regional sites, the number of usable observations is the dominant driver of POD quality; increasing the regional station density directly improves the geometry and reduces orbit error. However, when the GPS orbit quality is considered, the overall optimal choice becomes G20-GJ. Including GPS raises the QZSS's orbit quality to the level achieved by R20-GJ, while the GPS orbits are substantially more accurate: the mean (over days) of the daily-median 3D RMS for GPS reaches 6.7 cm, compared with 23.1 cm under R20-GJ. In other words, joint processing with a globally distributed 20-station network yields the best composite performance when both QZSS and GPS solutions are considered.

These findings have a practical design implication: the station-deployment strategy that yields the best orbit determination performance is tightly coupled to the processing strategy. If preserving stand-alone independence (QZSS-only processing) is a priority, densifying the regional network to 20 stations (R20) is a safer and more effective path than moving to a globally distributed 20-station network. If GPS inclusion is acceptable, a globally distributed 20-station network with joint processing (G20-GJ) provides the highest overall orbit quality. This study thus offers a technical basis for selecting a deployment and processing strategy that maximizes performance under realistic operational constraints.

ACKNOWLEDGMENTS

This research was supported by Core Technology Development for Korea Positioning System funded by the Korea AeroSpace Administration (KASA).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, K.R., G.K., and E.P.; methodology, K.R.; software, K.R. and G.K.; validation, K.R., G.K., and E.P.; formal analysis, K.R.; investigation, K.R., G.K., and E.P.; data curation, K.R., G.K., and E.P.; writing—original draft preparation, K.R.; writing—review and editing, G.K. and

E.P.; visualization, K.R.; supervision, K.R.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCE

- Akiyama, K. & Montenbruck, O., 2025, Along-track orbit error of geostationary GNSS satellites, *Advances in Space Research*, 75, 6302-6316. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2025.01.067>
- Bhamidipati, S., Mina. T., & Gao. G., 2021, Design Considerations of a Lunar Navigation Satellite System with Time-Transfer from Earth-GPS. *Proc 34th Int Tech Meet Satell Div Inst Navig (ION GNSS 2021)* :950-965. <https://doi.org/10.33012/2021.18021>
- Boehm, J., Niell. A., Tregoning, P., & Schuh, H., 2006, Global Mapping Function (GMF): A new empirical mapping function based on numerical weather model data, *Geophysical Research Letters*, 33. <https://doi.org/10.1029/2005gl025546>
- Chen, G., Guo, J., Geng, T., & Zhao, Q., 2023, Multi-GNSS orbit combination at Wuhan University: strategy and preliminary products, *Journal of Geodesy*, 97, 41. <https://doi.org/10.1007/s00190-023-01732-2>
- Chen, J., Wang, J., Yu, C., Zhang, Y., & Wang, B., 2022a, Improving BDS broadcast ephemeris accuracy using ground-satellite-link observations. *Satellite Navigation* 3, 11. <https://doi.org/10.1186/s43020-022-00072-4>
- Chen, X., Ge, M., Hugentobler, U., & Schuh, H., 2022b, A new parallel algorithm for improving the computational efficiency of multi-GNSS precise orbit determination. *GPS solutions*, 26, 83. <https://doi.org/10.1007/s10291-022-01266-8>
- Choi, B.-K., Roh, K.-M., Ge, H., Ge, M., Joo, J.-M., Heo, M., et al. 2020, Performance Analysis of the Korean Positioning System Using Observation Simulation, *Remote Sensing*, 12, 3365. <https://doi.org/10.3390/rs12203365>
- Ge, H., Li, B., Jia, S., Nie, L., Wu, T., Yang, Z., et al. 2022, LEO Enhanced Global Navigation Satellite System (LeGNSS): progress, opportunities, and challenges, *Geo-spatial Information Science*, 25, 1-13. <https://doi.org/10.1080/10095020.2021.1978277>
- GSA, 2020, GNSS User Technology Report, Issue 3. Publication Office of the EU, Luxembourg
- KARI 2025, [Internet], cited 2025 Sep. 1, available from

- <https://www.kari.re.kr/eng/contents/199>
- Kawate, K., Igarashi, Y., Yamada, H., Akiyama, K., et al. 2023, MADOCA: Japanese precise orbit and clock determination tool for GNSS, *Advances in Space Research*, 71, 3927–3950. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2023.01.060>
- Kouba, J. 2009, A simplified yaw-attitude model for eclipsing GPS satellites, *GPS Solutions*, 13, 1–12. <https://doi.org/10.1007/s10291-008-0092-1>
- Kugi, M., 2018, Status Update on the Quazi-Zenith Satellite System (QZSS), 13th Meeting of the International Committee on GNSS (ICG), Xian China.
- Li, K., Tang, C., Zhou, S., Hu, X., & Zhou, X., 2024, High-precision GPS orbit determination by integrating the measurements from regional ground stations and LEO onboard receivers, *Satellite Navigation*, 5, 27. <https://doi.org/10.1186/s43020-024-00147-4>
- Li, X., Chen, X., Ge, M., Schuh, H., 2019, Improving multi-GNSS ultra-rapid orbit determination for real-time precise point positioning, *Journal of Geodesy*, 93, 45–64. <https://doi.org/10.1007/s00190-018-1138-y>
- Li, X., Zhu, Y., Zheng, K., Yuan, Y., Liu, G., & Xiong, Y., 2020, Precise Orbit and Clock Products of Galileo, BDS and QZSS from MGEX Since 2018: Comparison and PPP Validation, *Remote Sensing*, 12, 1415. <https://doi.org/10.3390/rs12091415>
- Matsumoto, D., Kaneko, T., Urushido, T., & Owada, S., 2019, Evaluation of QZSS SLAS (Sub-meter Level Augmentation Service) Performance, *Proceedings ION 2019 Pacific PNT Meeting*, 361–366. <https://doi.org/10.33012/2019.16811>
- Montenbruck, O., Schmid, R., Mercier, F., Steigenberger, P., Noll, C., et al. 2015, GNSS satellite geometry and attitude models, *Advances in Space Research*, 56, 1015–1029. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.06.019>
- Montenbruck, O., Steigenberger, P., Prange, L., Deng, Z., Zhao, Q., et al. 2017, The Multi-GNSS Experiment (MGEX) of the International GNSS Service (IGS) – Achievements, prospects and challenges, *Advances in Space Research*, 59, 1671–1697. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.01.011>
- Naciri, N., Yi, D., Bisnath, S., de Blas, F. J., & Capua, R., 2023, Assessment of Galileo High Accuracy Service (HAS) test signals and preliminary positioning performance, *GPS solutions*, 27, 73. <https://doi.org/10.1007/s10291-023-01410-y>
- Numata, Kenji, 2023, QZSS System and service Updates, 17th Meeting of the International Committee on GNSS (ICG), Madrid Spain
- Petit, G. & Luzum, B. 2010, IERS Conventions (2010), IERS Conventions Centre, IERS Technical Note No.36
- Prange, L., Beutler, G., Dach, R., Arnold, D., et al. 2020, An empirical solar radiation pressure model for satellites moving in the orbit-normal mode, *Advances In Space Research*, 65, 235–250. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2019.07.031>
- PS-QZSS-005 2025, Quasi-Zenith Satellite System Performance Standard, <https://qzss.go.jp/en/technical/download/pdf/ps-is-qzss/ps-qzss-005.pdf>
- QZSS 2025, [Internet], cited 2025 Sep. 1, available from <https://sys.qzss.go.jp/dod/en/index.html>.
- Roh, K.-M., & Choi, B.-K., 2014, The Effects of the IERS Conventions (2010) on High Precision Orbit Propagation, *Journal of Astronomy and Space Science*, 31, 41–50. <https://doi.org/10.5140/jass.2014.31.1.41>
- Savcenko, R., Bosch, W., Dettmering, D., & Seitz, F., 2012, EOT11a - Global Empirical Ocean Tide model from multi-mission satellite altimetry, with links to model results dataset, PANGAEA. <https://doi.org/10.1594/PANGAEA.834232>
- Steigenberger, P., Deng, Z., Guo, J., Prange, L., et al. 2023, BeiDou-3 orbit and clock quality of the IGS Multi-GNSS Pilot Project, *Advances In Space Research*, 71, 355–368. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.08.058>
- Tang, C., Hu, X., Zhou, S., Guo, R., et al. 2016, Improvement of orbit determination accuracy for Beidou Navigation Satellite System with Two-way Satellite Time Frequency Transfer, *Advances In Space Research*, 58, 1390–1400. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2016.06.007>



Kyoung-Min Roh received his B.S., M.S., and Ph.D. in astronomy and space sciences from Yonsei University, Rep. of Korea, in 1997, 1999, and 2006, respectively. From 2007 to 2008, he worked as a postdoctoral researcher at GFZ German Research Centre for Geosciences. Since 2008, he has been with Korea Astronomy and Space Science Institute as a senior research staff member. He is currently involved in development of Korean Positioning System. His research interests include satellite GNSS data processing, high precision orbit determination, and their applications to space geodesy.



Gimin Kim is a researcher in the Center for Space Navigation and Geodesy of Korea Astronomy and Space Science Institute in Daejeon, Korea. He received his B.S. and M.S. in Astronomy from Yonsei University in 2018 and 2020, respectively. His current

research interests cover GNSS satellite orbit determination, GNSS clock determination, and GNSS PPP-RTK.



Eunseo Park is a researcher in the Center for Space Navigation and Geodesy of Korea Astronomy and Space Science Institute in Daejeon, Korea. He received his Ph.D. in Astronomy from Yonsei University in 2009. His current research interests cover GNSS satellite orbit determination, GNSS clock determination, and SLR satellite orbit determination.

조위 변동성이 큰 연안 환경을 위한 GNSS-R 기반 조위 추정 기법의 타당성 평가

김수경[†], 고요한, 부성춘, 김수열

Feasibility Assessment of GNSS Reflectometry-Based Tide Estimation in Coastal Environments with Large Tidal Variability

Su-Kyung Kim[†], Yo Han Ko, Sung Chun Bu, Suyeol Kim

Satellite System Laboratory, LIG Nex1, Gyeonggi-do 13449, Korea

ABSTRACT

This study evaluates the performance of Global Navigation Satellites System, Reflectometry (GNSS-R)-based tide estimation techniques in coastal environments such as the Korean coastline, where the spatial and temporal variability of the sea level is large. GNSS-R estimates sea surface heights by analyzing multipath interference patterns in the signal-to-noise ratio (SNR) of GNSS signals. To enable the retrieval of sea level estimates with higher spatial and temporal resolution, several signal processing methods were applied, including a time-dependent phase model, optimal sliding-window spectral analysis, and multi-frequency consistency checking. The methods were tested at two coastal GNSS stations in the United States: CALC in Louisiana, which experienced Hurricane Harvey in 2017, and AT01 in Alaska, which was affected by a storm surge in 2019. GNSS-R-derived sea level estimates were compared with tide gauge observations at each site. At CALC, correlation coefficients reached 0.99 during the full period and 0.97 during the hurricane, with mean differences of 2.7 cm and 3.7 cm, respectively. At AT01, correlations were 0.96 and 0.87, with larger mean differences due to the spatial offset from the reference gauge. The results demonstrate that GNSS-R can effectively monitor tidal changes even during extreme weather conditions and can serve as a practical complement to traditional tide gauges. For implementation in Korea, further in-situ validation to account for local tidal characteristics, infrastructure compatibility, and vertical datum alignment should be performed.

Keywords: GNSS-reflectometry (GNSS-R), tide estimation, multipath interference, signal-to-noise ratio (SNR), storm surge monitoring

주요어: GNSS-Reflectometry (GNSS-R), 조위 추정, 다중경로 간섭, 신호대잡음비 (SNR), 폭풍 해일 모니터링

1. INTRODUCTION

해수면의 변화는 해양 재난 대응, 연안 항만 운영, 해양 인프라 설계, 조석 예보, 그리고 기후변화 분석에 이르기까지 다양한 분야에서 핵심적인 기초 정보로 활용된다. 특히 조위 정보는 선박의 안전한 항로 확보 (NOAA National Ocean Service 2024), 해수면 상승 추세 분석, 지반 침하 감지 (Qiao et al. 2022,

Wöppelmann & Marcos 2016) 등 국가 해양 관리에 있어 필수적인 역할을 수행하고 있다. 이러한 조위 정보를 안정적이고 장기적으로 제공하기 위해 설치된 조위 관측소는 수면의 변화를 고정된 기준점에서 연속적으로 측정하는 장비로, 평균 해수면, 최고 만조위 등의 수직 기준면을 정의하는 데에도 활용된다 (NOAA National Ocean Service 2024). 현재 우리나라는 국립해양조사원을 중심으로 약 50기의 조위관측소를 전국 연안에 설치·운영하

Received Sep 29, 2025 Revised Oct 09, 2025 Accepted Oct 14, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: sukyung.kim@lignex1.com



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

고 있으며, 이들 관측소 대부분은 매 1분 간격의 고해상도 조위 데이터를 실시간으로 수집하고 있다 (KHOA 2024).

그러나 전통적인 조위계는 설치와 운영에 있어 여러 가지 기술적·환경적 한계를 갖고 있다. 대부분의 조위계는 부두, 방파제 등 기존 해안 구조물에 부착되어 설치되므로 부식에 취약한 해양 환경 속에서 센서 유지관리, 전력공급 설비, 통신 장비 등의 운영 안정성을 확보하기 위해 정기적인 점검과 교체가 필요하다 (IOC 2016). 이러한 특성으로 인해 설치 및 운영·유지보수의 비용 부담이 상대적으로 큰 편으로 평가되며, 특히 접근성이 낮은 도서·외딴 해역에서는 전력·통신 인프라 확보와 부품 교체·정비가 어려워 기존 조위계의 운영 난도가 더 높다 (IOC 2016). 이와 유사한 사례로는 미국 알래스카 지역을 들 수 있는데, 이 지역은 조위관측소가 거의 설치되어 있지 않거나 간헐적으로만 운영되고 있다. 결빙, 조석 왜곡, 극지 기상 조건 등으로 인해 장비 운영 자체가 매우 어렵기 때문이며, 이로 인해 알래스카 연안의 상당수 지역에서는 정확한 수직 기준면이 정의되지 못하고 Global Navigation Satellites System (GNSS) 기반 고도정보와 해수면 간의 연결이 단절된 상황이 지속되고 있다 (AOOS 2016, Kim & Park 2019, Alaska DGGS 2025). 이러한 조위계의 한계는 단지 극지방이나 특수한 기후환경에 국한되지 않는다. 우리나라와 같이 짧은 공간 스케일에서 조위가 급변하는 구간이 많은 지역에서는 고밀도의 관측망 구축과 상시적 유지관리가 필수적이지만, 설치, 운영, 유지관리의 어려움이 따른다.

이러한 배경에서 최근 주목받고 있는 것이 GNSS-Reflectometry (GNSS-R)를 이용한 조위 관측이다. GNSS-R 기반 조위 관측은 Martin-Neira (1993)가 처음 제안한 개념으로, 해수면에서 반사된 위성 신호, 즉 다중경로로 인한 경로 지연이나 위상 변화를 분석하여 수면 높이 정보를 추정하는 기술이다. 다중경로는 반사 신호가 간접 경로를 따라 도달하면서 생기는 지연으로, 일반적인 GNSS 측위에서는 주요 오차 요인으로 간주된다. 그러나 GNSS-R에서는 이 반사 신호가 반사체의 물리적 정보를 담은 유효한 데이터로 해석되며, 반사 신호의 경로 지연 또는 수신 신호 강도 변화를 분석해 조위를 추정할 수 있다. GNSS-R을 이용한 조위 관측은 별도의 구조물이나 직접적인 해수면 접촉을 필요로 하지 않는 비접촉형 간접 조위 측정 방식으로, 기존 전통 조위계에 비해 구조적으로 간단하고 환경 내구성 측면에서도 우수하다 (Kim & Park 2019). 또한 방파제나 부두 등 기존 구조물에 의존하지 않고도 설치 및 관측이 가능하여, 설치 위치의 제약이 적고 초기 구축 비용도 상대적으로 경제적이다. 이러한 특성 덕분에 GNSS-R은 극한 기상 조건, 인프라 접근이 어려운 지역, 또는 기존 조위관측소의 설치 및 운영이 제한적인 지역에서 보완적이거나 대체 가능한 관측 시스템으로서 실용성과 확장 가능성이 크다.

GNSS-R 기반 수위 관측에 대한 연구는 1990년대 이후 다양한 환경과 기술 조건에서 꾸준히 발전해 왔다. Martin-Neira (1993)는 위성 신호의 반사 지연을 활용한 해수면 고도 추정 가능성을 최초로 제시하며 GNSS-R 개념의 기초를 마련하였고, Anderson (1994, 2000)은 signal-to-noise ratio (SNR) 상에서 나타나는 직접파와 반사파 간의 간섭 무늬를 분석하여, 추가 장비 없이 기존 측지용 GNSS 수신기만으로도 수위 관측이 가능한 방법을 제안

하였다. 이후 Larson et al. (2013a)은 SNR 기반 간섭 패턴 분석 기법을 적용해 풍량이 강한 해역에서도 안정적인 수위 관측이 가능함을 입증하였으며, Kim & Park (2019)은 알래스카 연안에서의 GNSS-R 조석 분석을 통해 극한 기후 조건에서도 GNSS-R 기반 조위 관측소의 안정적인 운용 가능성을 제시하였다. 최근에는 Hu et al. (2024)에 의해 딥러닝 기반 신호처리 기법이 제안되는 등, GNSS-R 수위 추정의 정밀도 향상을 위한 다양한 연구들이 활발히 이루어지고 있다.

이 연구에서는 극한 연안 환경 조건에서의 GNSS-R 기반 수위 관측 가능성을 실증적으로 검토하였다. 위상 기반 반사고 추정의 체계적 오차를 효과적으로 보완할 수 있도록 GNSS-R 신호에 대한 대류권 지연 보정 절차를 적용하였으며, 최적의 프로세싱 윈도우 설정 기법을 도입하여 조위 추정의 시간 및 공간 해상도를 향상하였다. 또한 복잡한 반사 환경에서도 조위 추정의 정밀도를 향상시키기 위하여 다중파 기반 일관성 검증 알고리즘을 적용하였다. 극한 연안 환경에서의 GNSS-R 기반 수위 관측 가능성을 실증적으로 확인하기 위하여 2017년 미국 텍사스 및 루이지애나 지역의 허리케인 Harvey와, 2019년 알래스카 서부 연안의 해안 폭풍 해일 사례를 대상으로 실험을 수행하였으며, 그 결과 GNSS-R 기반 조위계의 실용성과 확장 가능성을 확인하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 GNSS-R의 간섭 특성과 이를 기반으로 조위 정보를 추정할 수 있는 이론적 배경 및 SNR 신호 처리 기법을 설명한다. 3장에서는 반사고 추정의 정확도 향상을 위한 시간 종속 위상 모델, 슬라이딩 윈도우 기반 주파수 추정, 다중파 보정 등 다양한 개선 기법을 제시한다. 4장에서는 해당 기법들을 실제 해안 GNSS 관측소에 적용한 실험을 통해 GNSS-R 기반 조위 추정의 성능을 평가하고, 전통 조위계와의 비교 분석을 수행한다. 마지막으로 5장에서는 본 연구의 주요 결과를 요약하고, 향후 국내 연안 적용을 위한 추가 과제를 제안한다.

2. INTERFERENCE ANALYSIS OF GNSS REFLECTED SIGNALS FOR TIDE LEVEL ESTIMATION

2.1 Interference Effects in GNSS Observables

GNSS 수신기는 위성에서 전파된 직접파뿐 아니라, 해수면이나 주변 구조물에서 반사되어 도달하는 반사파도 함께 수신하게 된다. 이로 인해 수신 신호에는 직접파와 반사파 간의 간섭 현상이 발생하며, 이는 다양한 GNSS 관측 변수에 영향을 미친다. 대표적으로 반송파 위상(carrier phase), 의사거리(pseudorange), 신호대잡음비(Signal-to-Noise Ratio, SNR) 등의 항목에서 간섭으로 인한 변조가 관측된다. 이러한 관측값 중 의사거리나 위상 관측값은 수신기의 추적 루프가 일반적으로 가장 강한 신호, 즉 직접파에 잠금(lock-on)되도록 설계되어 있기 때문에, 반사파의 영향은 내부적으로 평균화되거나 필터링되는 경향이 있다. 그 결과 다중경로 간섭 효과는 뚜렷한 주기적 진동보다는 잔류 바이어스 또는 저주파 노이즈로 나타나는 경우가 많다 (Misra & Enge 2011, Bilich & Larson 2007). 반면, SNR은 직접파와 반사파의 전

력 합산 결과를 그대로 반영하므로, 간섭에 의한 진동이 위성 고도각에 따라 명확하게 나타난다 (Löfgren & Haas 2014). 이러한 특성 덕분에 SNR은 GNSS-R을 활용한 조위 관측에 가장 적합한 관측 변수로 평가된다.

실제로 초기 GNSS-R 기반 조위 관측 연구에서는 좌편원 (LHCP) 및 우편원(RHCP) 안테나를 사용하여 반사파와 직접파를 분리 수신하고, 그 차이를 이용해 반송파 위상이나 의사거리 기반으로 수면 높이를 추정하려는 시도가 이루어졌다 (Löfgren et al. 2011). 그러나 위상 모호성 해소의 어려움, 수신기 성능 제약, 복잡한 후처리 등의 이유로 실용화에 한계가 있었고, 이에 따라 최근 연구들은 구조가 간단하면서도 간섭 패턴이 뚜렷하게 나타나는 SNR 기반 조위 추정 방법을 중심으로 발전하고 있다 (Larson et al. 2013b, Roussel et al. 2015).

2.2 SNR Interference Modeling and Reflector Height Estimation

GNSS-R 기반 조위 관측에서는 위성으로부터의 직접파와 해수면에서 반사된 반사파가 GNSS 수신기에 동시에 도달함으로써 간섭 현상이 발생한다. 이러한 간섭은 수신 신호 강도에 위상차 기반의 변조를 유발하며, SNR 신호에 주기적인 진동 형태로 나타난다. 이 진동 패턴은 수신기 안테나와 해수면 사이의 수직 거리인 반사고와 밀접한 관계가 있으며, 이를 이용하여 조위 변화를 추정할 수 있다.

수신된 신호의 총 전력 $P(e)$ 는 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$P(e) = A_d^2 + A_r^2 + 2A_d A_r \cos \phi(e) \quad (1)$$

여기서 A_d 와 A_r 는 각각 직접파 및 반사파의 복소 진폭이며, $\phi(e)$ 는 위성 고도각 e 에 따른 위상차이다. 또한, 반사파는 위성 신호가 해수면에서 반사된 후 수신기에 도달하기 때문에, 직접파에 비해 더 긴 경로를 따라 전달된다. Fig. 1에 도시한 바와 같이, 반사파와 직접파의 경로는 수면을 기준으로 대칭 구조를 이루며, 수신기 안테나와 해수면 간의 수직 거리 h 및 위성의 고도각 e 에 따라 경로 차이 결정된다. 이 기하학적 배치를 기반으로 할 때, 두 신호 간 경로 길이 차이 δ 는 식 (2)와 같이 근사할 수 있다.

$$\delta \approx 2h \sin e \quad (2)$$

여기서 h 는 안테나와 해수면 간의 수직 거리, 즉 반사고를 의미하며, λ 는 전파의 파장을 나타낸다. 식 (2)의 기하학적 관계를 고려하여 식 (1)의 위상차는 식 (3)과 같이 정리할 수 있다.

$$\phi(e) = \frac{2\pi}{\lambda} \delta = \frac{4\pi}{\lambda} h \sin e \quad (3)$$

이와 같이 위상차 $\phi(e)$ 는 고도각의 사인값에 대해 선형적으로 변화하며, 이에 따라 SNR 신호는 $\cos \phi(e)$ 형태의 주기적 진동을 나타낸다. 이러한 진동은 고도각의 사인값을 독립변수로 하는 정현파로 표현될 수 있으며, 이때의 공간주파수 f 는 위상 함수의 기울기 즉, 미분을 통해 식 (4)와 같이 정의된다.

$$f = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{d\phi}{dx} = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{4\pi h}{\lambda} = \frac{2h}{\lambda} \quad (4)$$

이는 SNR 신호에서 위상차에 따라 코사인 형태로 확인되는 진

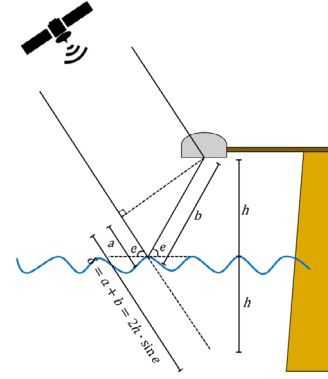


Fig. 1. Geometric configuration of direct and reflected GNSS signal paths for reflector height estimation (Kim & Park 2019).

동 성분이 고도각의 사인값에 대해 일정한 주기를 갖는 파형으로 나타남을 의미하며, 이러한 진동 주기는 위상 함수의 변화율로부터 정의되는 공간주파수에 의해 결정된다. 따라서 공간주파수 f 가 주어졌을 때, 반사고 h 를 식 (5)로 간단히 산출할 수 있다.

$$h = \frac{\lambda}{2} f \quad (5)$$

이러한 선형 관계를 바탕으로, 위상 진동의 주파수는 선형 추세가 제거된 SNR 데이터를 스펙트럼 분석함으로써 추정할 수 있으며, 이는 다시 안테나 높이로 환산될 수 있다. 그러나 식 (3)과 같은 선형 모델은 반사면이 이상적인 평면이고, 반사고가 일정 시간 동안 시간적으로 불변하다는 가정 하에 성립하는 1차 근사이다. 실제 해수면은 조석 및 기상 요인의 영향으로 지속적으로 변화하므로, 해당 모델은 현실적인 조건을 충분히 반영하지 못하는 한계를 가진다. 특히 조차가 크거나 기상 변동성이 큰 지역에서는 이러한 단순 모델의 적용이 어렵다. 이러한 시간 종속성을 반영하기 위해, 식 (3)의 위상 함수를 시간에 종속적인 함수로 간주하면 식 (6)과 같이 시간 종속 위상 모델을 정의할 수 있다.

$$\phi(t) = \frac{4\pi}{\lambda} h(t) \sin e(t) \quad (6)$$

여기서 $h(t)$ 와 $e(t)$ 는 각각 시간에 따라 변하는 반사고 및 위성 고도각이다. 이때, 위상 함수의 미분은 식 (7)과 같이 유도된다.

$$\frac{d\phi}{d(\sin e)} = \frac{d\phi}{dt} \cdot \frac{dt}{d(\sin e)} = \frac{4\pi}{\lambda} \left(\dot{h} \frac{\tan e}{e} + h \right) \quad (7)$$

여기에서 \dot{h} 는 반사고의 시간 변화율, \dot{e} 는 고도각의 시간 변화율이다. 식 (7)은 시간 변화에 따른 반사고 변화를 고려한 보정 위상 변화율로 해석될 수 있으며, 괄호 안의 항은 유효 반사고 \bar{h} 로 식 (8)과 같이 정의할 수 있다.

$$\bar{h} = \dot{h} \frac{\tan e}{e} + h \quad (8)$$

따라서 최종 진동 주파수 f 는 식 (9)와 같이 표현된다.

$$f = \frac{2}{\lambda} \bar{h} = \frac{2}{\lambda} \left(\dot{h} \frac{\tan e}{e} + h \right) \quad (9)$$

각 전파 경로에 대한 진동 주파수, 즉 다중경로 주파수 f 가 정확히 산출되면, 식 (9)를 이용하여 정적 반사고 \bar{h} 를 계산할 수 있다. 이후, 최종적인 반사고 h 와 반사고의 시간 변화율 \dot{h} 은

Roussel et al. (2015)에서 제안한 방법을 바탕으로 산정할 수 있다. Roussel et al. (2015)은 특정 시점에서 가시 범위 내 모든 위성으로부터의 관측치를 활용하여, 최소자승법(Least Squares Method)을 통해 반사고와 그 변화율을 동시에 추정하는 기법을 제안하였다.

한편, 본 연구에서는 이러한 미지 파라미터 추정을 위해 갈만 필터 기반의 추정 기법을 적용하였다. 갈만 필터는 이전 시점에서 추정된 상태 변수값을 기반으로 현재 시점의 파라미터를 재귀적으로 갱신하는 방법으로, 시간적으로 연속적인 반사고 및 그 변화율을 안정적으로 추정할 수 있는 장점을 제공한다.

이와 같은 방식으로 시간 종속성을 고려하면, SNR 기반 주파수 추정 모델이 실제 해수면의 시간적 변동성을 보다 정확하게 반영할 수 있으므로, 우리나라 연안과 같이 고조 및 저조 변화가 큰 지역에서도 조위 추정의 정확도를 향상시킬 수 있다. SNR 신호 내 반사 신호로 인한 간섭 현상의 모델링 과정 및 관련 세부 이론에 대한 보다 구체적인 설명은 Larson et al. (2013a, 2017), Löfgren et al. (2014) 등의 선행 연구를 통해 확인할 수 있다.

3 REFINEMENTS TO THE REFLECTOR HEIGHT RETRIEVAL MODEL

기존 SNR 기반 반사고 추정 기법은 위성 고도각에 따른 위상 진동 주파수를 기반으로 단순한 선형 모델을 적용하여 해수면 높이를 산정할 수 있다. 그러나 실제 적용에서는 다양한 환경 요인과 시스템 제약으로 인해 주파수 추정 정확도 및 반사고 산정 신뢰도에 한계가 존재한다.

이에 따라 본 절에서는 이러한 오차 요인을 최소화하고, 실제 연안 환경에서 보다 안정적이고 정밀한 조위 추정을 가능하게 하기 위해 본 연구에서 추가적으로 적용한 보정 및 개선 기법들을 소개한다. 구체적으로는 (1) 대류권 지연 효과를 반영한 간섭 보정 기법, (2) 조위 변화에 따른 진동 주파수의 시간 종속성을 고려한 최적 슬라이딩 윈도우 기반의 국소 주파수 추정 기법, (3) 동일 위성에서 수신된 다주파 신호 간의 반사고 일관성을 활용한 주파수 선택 보정 기법을 적용하였다.

3.1 Tropospheric Effect Correction

GNSS-R 기반 조위 추정에서 대류권 지연은 위상 기반 반사고 산출에 체계적인 척도 오차를 유발하는 주요 원인 중 하나이다. Williams & Nievinski (2017)는 전 세계 해안 GNSS 관측소를 대상으로 한 분석을 통해, 대류권 지연 보정을 생략할 경우 조위 진폭이 약 2% (2 cm/m) 작게 추정됨을 확인하고, 반사고의 정확한 산출을 위해 반드시 고려되어야 함을 제시하였다. 본 연구에서도 이러한 지연을 보정하기 위해, 건조 및 습윤 성분의 천정 지연을 각각 계산한 후 위성 고도각에 따른 사영 함수를 적용하여 시선 방향 지연을 산출하였다.

대류권 지연은 수신기 높이와 해수면 간의 천정 방향 지연 차이에 기반하며, 위성 신호가 해수면까지 도달한 후 반사되어 수신기로 되돌아오는 왕복 경로를 고려하면 전체 지연은 식 (10)과

같이 표현된다.

$$\tau_T = 2\Delta\tau_h^Z \cdot m_h(e) + 2\Delta\tau_w^Z \cdot m_w(e) \quad (10)$$

여기서 τ_T 는 시선 방향의 총 대류권 지연, $\Delta\tau^Z = \tau^Z(-h) - \tau^Z(0)$ 는 안테나와 수면 간의 천정 지연 차이이며, $m_h(e)$, $m_w(e)$ 는 각각 건조 및 습윤 지연에 대한 사영 함수이다. 앞서 식 (3)에서 설명한 바와 같이 위상 함수는 고도각의 사인값에 대해 선형적으로 변화하며, SNR 진동도 이에 따른 주기성을 갖는다. 따라서 대류권 지연이 SNR 위상 진동에 미치는 영향을 반사고 관점에서 분석하기 위해, 식 (10)을 고도각의 사인값에 대해 미분한 보정량 h_T 는 식 (11)과 같이 정의되며,

$$h_T = \frac{1}{2} \frac{d\tau_T}{d \sin e} \quad (11)$$

식 (11)을 시간 종속 보정항을 고려하는 식 (8)에 적용하여 식 (12)를 얻을 수 있다.

$$\bar{h} = \dot{h} \frac{\tan e}{\dot{e}} + h + h_T \quad (12)$$

본 연구에서는 천정 지연의 건조 및 습윤 성분을 계산하기 위해 Saastamoinen 모델 (Saastamoinen 1973)을 기반으로 한 UNB3 모델 (Leandro et al. 2006)을 적용하였다. UNB3는 기상관측 없이도 예측된 기상자료를 기반으로 작성된 참조표를 통해 시간과 위치에 따른 보다 현실적인 기상 변수를 제공한다는 점에서, 고정된 기상 상수를 사용하는 기존 모델에 비해 실제 환경 조건을 더 잘 반영할 수 있다. 한편, 시선 방향 사영을 위한 사영 함수로는 Boehm et al. (2006)이 제안한 Global Mapping Function (GMF)를 적용하였다. GMF는 Vienna Mapping Function (VMF)를 기반으로 개발되었으며, 기상자료 없이도 ECMWF 수치예보 데이터를 활용하여 변환 계수를 독립적으로 결정할 수 있어, 기상자료 접근이 제한된 해안 GNSS 관측소에서 유용하게 활용된다.

3.2 Determination of Optimal Sliding Window for Reliable Frequency Retrieval

GNSS-R 기반 조위 추정에서 해수면의 시간적 변동을 고해상도로 모니터링하기 위해, 본 연구에서는 슬라이딩 윈도우 기반의 스펙트럼 분석 기법을 적용하였다. 이 방식은 연속적인 SNR 데이터를 일정 간격의 윈도우로 분할하고, 각 구간에서 주기 성분을 추정함으로써 반사고를 시간적으로 연속적으로 산출할 수 있도록 한다.

슬라이딩 윈도우는 슬라이딩 간격과 윈도우 폭의 두 가지 주요 매개변수로 정의된다. 슬라이딩 간격은 반사고를 추정하는 연속 시점 간의 시간 간격을 의미한다. 이 간격은 GNSS 수신기의 데이터 샘플링 간격 수준까지 줄일 수 있으며, 더 짧은 간격을 적용할수록 해수면의 빠른 변화를 정밀하게 추적할 수 있다. 짧은 슬라이딩 간격은 다소 계산 로드를 증가시킬 수는 있지만, 고시간 해상도의 조위 모니터링이 요구되는 환경에서는 매우 효과적인 추정 전략이 될 수 있다. 한편, 윈도우 폭은 각 시점에서 주파수 분석에 사용되는 SNR 데이터의 시간 구간 길이를 의미한다. 이는 다중경로 간섭으로 인한 진동 주파수를 안정적으로 추정할 수 있을 만큼 충분히 커야 하지만, 지나치게 길 경우 해수면의 급

격한 변화가 평균화되어 조위 변동을 적절히 반영하지 못할 수 있으며, 급격한 조위 변화가 발생하는 환경에서 시간 응답성을 저하시킬 수 있다. 특히, 조위의 빠른 변화가 나타나는 악천후나 극한 연안 환경에서는 짧은 시간 내의 변화를 민감하게 포착하는 것이 중요하므로, 적절한 윈도우 폭의 설정은 정밀도와 반응성 간의 균형을 결정짓는 핵심 요소가 된다. 이러한 고려는 일일 조차가 크고 조석 변동성이 높은 우리나라 연안과 같은 환경에서 GNSS-R 기반 조위 추정의 실효성을 확보하는 데 매우 중요하다. 본 연구에서는 계산 효율성과 실시간 처리 가능성을 모두 고려하였다. 각 슬라이딩 윈도우 내에서 반사고의 시간 변화율 \dot{h} 은 무시하고 정적인 반사고를 가정하였다. 이는 각 분석 구간 내에서 반사고가 급격히 변하지 않는다는 전제 하에, 처리 속도를 높이고 알고리즘 구조를 단순화하기 위한 선택이다. 대신, 다중경로 간섭 패턴이 명확하게 나타나고, 신뢰성 있는 주파수 추정이 가능할 정도의 최소 분석 구간을 기준으로 윈도우 폭을 설정하였다. 이 기준은 SNR 신호 내에서 우세 주파수가 안정적으로 식별될 수 있을 만큼의 데이터 길이를 확보하는 것을 목표로 하며, 주파수 스펙트럼의 분해능을 확보함과 동시에 출력의 시간 해상도를 최대한 유지할 수 있도록 조절된다.

윈도우 폭을 정량적으로 결정하기 위해, 반사고의 물리적 범위를 기반으로 다중경로 간섭에 따른 주파수의 유효 범위를 먼저 산정하고, 이를 통해 주파수 추정에 필요한 최소 데이터 길이를 도출하는 방식을 적용하였다. 반사고의 최소 및 최대 값을 \bar{h}_{min} , \bar{h}_{max} 라 할 때, 이들에 대응되는 주파수 범위 f_{min} , f_{max} 는 식 (9)에 따라 식 (13)과 같이 계산된다:

$$f_{min} = \frac{2\bar{h}_{min}}{\lambda} \text{ and } f_{max} = \frac{2\bar{h}_{max}}{\lambda} \quad (13)$$

이어서 반사고의 범위에 따라 결정된 주파수 범위와 스펙트럼 분석을 통해 주파수를 안정적으로 추정하기 위해 필요한 최소 요구 진동수 N_0 를 이용하면, 윈도우 내 고도각의 사인값 변화 범위, 즉, 윈도우 폭 $\Delta \sin e$ 의 범위를 식 (14)와 같이 추정할 수 있다.

$$\frac{N_0}{f_{max}} \leq \Delta \sin e \leq \frac{N_0}{f_{min}} \quad (14)$$

따라서, 식 (14)의 범위 내에서 윈도우 폭을 설정함으로써, 최소 N_0 개의 주기성이 확보되도록 보장하면서도 반사고의 실제 범위에 기반한 유효 주파수 추정이 가능해진다고 할 수 있다.

본 연구에서는 주파수 스펙트럼의 분해능을 최대화하고, 진동 주기의 안정적인 확보를 우선적으로 보장하기 위해, 식 (15)와 같이 식 (14)의 범위 중 가장 보수적인 조건으로 최종 윈도우 폭을 결정하였다. 이 값은 반사고가 가능 작게 나타날 경우(즉, 해수면이 가장 높은 경우)를 가정한 주파수에 해당하며, 주어진 N_0 주기를 안정적으로 확보할 수 있는 최대 윈도우 폭을 의미한다. 이러한 설정은 다중경로 패턴이 불규칙하거나 약하게 나타나는 환경에서도 신뢰도 높은 주파수 추정을 가능하게 한다.

$$\Delta \sin e = \frac{N_0}{f_{min}} \quad (15)$$

3.3 Multipath Frequency Correction via Multi-Frequency Height Consistency Check

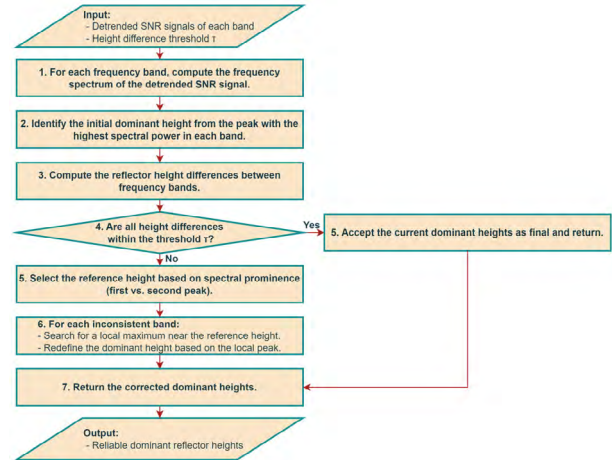


Fig. 2. Flowchart of the multi-frequency consistency check algorithm for multipath frequency correction.

SNR 신호에서 나타나는 진동 주파수는 해수면 기준 안테나 높이와 선형적인 관계를 가지며, 이를 통해 해수면 높이를 간접적으로 추정할 수 있다. 따라서 해수면 반사에 의한 진동 중에서 우세 주파수를 정확히 판별하는 것은 조위 산정의 정밀도를 결정짓는 핵심 요소이다. 그러나 실제 해양 환경에서는 해수면의 거칠기, 강한 조류, 풍랑 등의 외부 요인과 더불어 GNSS 안테나 주변 구조물에 의한 다중 반사 등으로 인해 스펙트럼 내에 복수의 피크가 발생하게 된다. 이로 인해 해수면에서 반사된 신호가 아닌, 기타 반사체에 의한 간섭 성분과의 구분이 어려워지며, 잘못된 주파수를 선택할 가능성이 높아진다. 특히 해수면 가까이에서 예상치 못한 반사가 발생하는 경우, 주파수 선택의 불확실성은 더욱 증가하게 된다.

이에 본 연구에서는 동일 위성에서 송신되는 다주파 신호가 동일한 전파 경로를 따라 도달한다는 특성을 활용하여, 다주파 기반 검증 방식을 본 조위 추정 알고리즘에 적용하였다. 이 방식은 각 주파수 대역에서 독립적으로 산출된 반사고의 일치성을 검토함으로써, 잘못된 피크 선택으로 인한 주파수 추정 오류를 보정하는 것을 목표로 한다. 전체 알고리즘의 절차는 Fig. 2에 도시하였다.

우선, 각 주파수 대역의 SNR 신호에 대해 주파수 스펙트럼을 계산하고, 최대 피크의 파워를 기준으로 초기 우세 주파수를 설정한다. 이후 동일 위성으로부터 수신된 다주파 신호 간의 반사고 차이를 계산하고, 이 차이가 사전에 정의된 임계값 이하인 경우, 해당 주파수를 최종 결과로 채택한다. 반면, 특정 대역의 반사고가 다른 대역과 일치하지 않을 경우에는, 스펙트럼 내 피크 간 파워의 차이를 활용하여 가장 신뢰도 높은 참조 높이를 설정한 뒤, 신뢰도가 낮은 주파수 대역에 대해서는 해당 참조 높이 인근의 로컬 최대값을 탐색하여 우세 주파수를 재설정한다. 이 알고리즘은 단순히 개별 대역의 피크 파워만을 기준으로 삼는 것보다, 다주파 신호 간의 상호 일관성을 기반으로 하므로, 복잡한 반사 환경에서도 보다 신뢰성 높은 결과를 도출할 수 있다.

실제 적용 사례로서, Fig. 3은 동일한 GPS 위성으로부터 수신된 L1, L2, L5 신호에 대한 스펙트럼 분석 결과를 보여준다. L1 신호

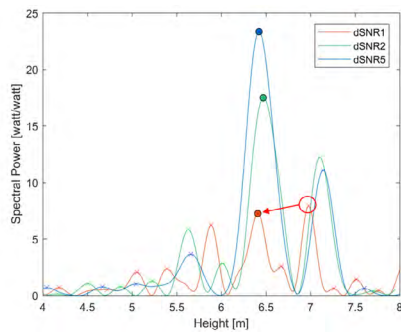


Fig. 3. Example of multipath frequency correction performed using the algorithm described in Fig. 2.

호에서는 약 7 m 부근에서 최대 피크가 검출된 반면, L2 및 L5 신호에서는 약 6.5 m에서 일치하는 강한 피크가 확인되었다. 이러한 불일치는 L1 대역의 초기 주파수 선택이 잘못되었을 가능성을 시사한다. 따라서 본 알고리즘에 따라 첫번째, 두번째 우세 피크 파워의 차이가 가장 크게 나타나는 L5 대역이 참조 높이로 설정되었으며, 이를 기준으로 L1 대역의 스펙트럼에서 6.6 m 인근의 로컬 최대값을 재탐색하여 최종적으로 세 대역 간 일관성을 확보한 반사고 추정이 이루어졌다.

이와 같이, 동일 위성의 다중 신호를 활용한 주파수 교차 검증 절차는 주파수 선택 오류를 효과적으로 보완하고, 조위 추정의 신뢰도를 높이는 데 기여할 수 있다. 특히 극한 기상 조건이나 반사 환경이 복잡한 연안 지역에서도, 본 기법은 안정적인 반사고 추정을 가능하게 하여 조위 변화가 심한 우리나라 연안에서 GNSS-R 기반 조위 관측의 실용성과 적용 범위를 확장하는 데 유용하다.

4. EXPERIMENTAL EVALUATION OF TIDE LEVEL RETRIEVAL FROM GNSS REFLECTED SIGNALS

이번 장에서는 2장과 3장에서 제안한 GNSS-R 기반 조위 추정 알고리즘을 실제 GNSS 관측 데이터에 적용하여, 다양한 환경에서의 성능을 검증하였다. 실험은 미국 내 서로 다른 조건을 가진 두 개의 해안 GNSS 관측소(CALC, AT01)를 대상으로 수행되었으며, 각 관측소의 GNSS-R 기반 조위 시계열을 산출한 후 인근 조위계의 자료와 비교하여 알고리즘의 정확성과 적용 가능성을 평가하였다.

4.1 Experimental Sites and Data Overview

CALC 관측소는 미국 루이지애나 주에 위치한 National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA)의 National Water Level Observation Network (NWLON) 센티넬 스테이션 (ID: 8768094) 내에 설치되어 있다 (Fig. 4). NWLON 센티넬 스테이션은 허리케인과 같은 극심한 기상 재해 상황에서도 안정적으로 운영될 수 있도록 철제 구조물 기반의 타워 형식으로 설계되



Fig. 4. Photos of GNSS-R experimental stations installed at coastal sites with open visibility to the sea surface: (left) CALC station in Louisiana, (right) AT01 station in Alaska.

어 있으며, 수위 및 풍속에 대한 중요한 정보를 실시간으로 제공함으로써 긴급 대응 기관의 의사 결정에 핵심적인 역할을 수행한다 (NOAA 2024). 또한, Fig. 4에서 확인되는 바와 같이 NWLON 센티넬 스테이션은 전 방향(360°)으로 바다가 탁 트인 시야를 확보할 수 있도록 구성되어 있어, GNSS-R 기반 조위 추정에 필수적인 해수면 반사 신호의 안정적인 수신 환경을 제공한다. CALC는 NOAA National Geodetic Survey (NGS)에서 운영하는 상시 GNSS 관측소로, 관측 장비는 Trimble 57971 Zephyr GNSS Geodetic II 안테나와 Trimble NetR9 수신기로 구성되어 있으며, GPS, GLONASS, Galileo 위성 신호를 수신할 수 있다. 본 연구에서는 2017년 8월 14일부터 9월 8일까지 수집된 SNR 데이터를 기반으로 조위 추정 실험을 수행하였다. 해당 기간은 허리케인 Harvey가 루이지애나 해안에 상륙하여 조위가 급격히 상승하고 해안 침수 피해가 발생한 시기로, 극한 기상 조건에서도 GNSS-R 알고리즘이 유효하게 작동하는지를 검증하기 위해 실험 대상으로 선정되었다. 또한, GNSS-R 기반 추정값의 타당성을 평가하기 위해서 CALC 관측소와 동일한 NWLON 센티넬 스테이션 내에 설치된 전통 조위계의 실측 수위 자료를 비교 기준으로 활용하였다.

AT01 관측소는 미국 알래스카 주 St. Michael에 위치한 관측소로, UNAVCO에서 운영하는 Permanent GNSS Stations for Geodynamics (PBO) 네트워크의 일환으로 GNSS-R을 활용한 조위 관측 가능성을 검토하기 위해 특별히 설계된 관측소이다. 이에 따라 AT01 관측소는 해안을 향한 방위각 0°부터 230°까지의 넓고 개방된 시야를 확보하고 있어 해수면에서 반사되어 들어오는 위성 신호를 안정적으로 수신할 수 있는 환경을 갖추고 있음을 Fig. 4를 통해 확인 가능하다. AT01 관측소에는 Trimble 159800 초크링 안테나와 Septentrio PolaRx5 수신기가 구성되어 있으며, 이들 관측 장비는 GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou 위성의 신호를 모두 수신 가능하다. 따라서 본 연구에서도 수신 가능한 모든 다중 GNSS 신호를 분석에 활용하여 시간 및 공간 해상도가 높은 조위값을 산출할 수 있도록 하였다. 2019년 1월 26일부터 2월 20일까지 약 한 달간 수집된 SNR 데이터를 기반으로 조위 추정 실험을 수행하였으며, 분석 기간 중 2월 12일에는 알래스카 서해안에 폭풍해일이 발생하였다. 본 연구에서는 폭풍해일이라는 극한 조건에서도 GNSS-R 알고리즘이 견고하게 작동하는지를 검증하기 위해 해당 시기를 실험 기간으로 포함하였다. 조위 추정 결과의 검증을 위해 AT01에서 약 1.5 km 떨어진 St. Michael 조위계 (ID: 9468132)의 활용을 고려하였으나, 알래스카의 극한 환경으로 인해 현재 운영되고 있지 않아 실제 수위 측정값을 제공하지 않

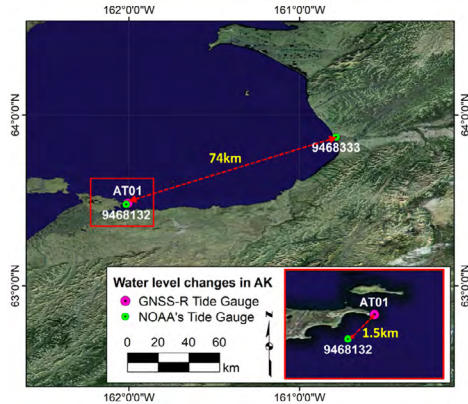


Fig. 5. Map showing the location of the AT01 station and two nearby tide gauges: St. Michael (1.5 km, not used due to unavailable data) and Unalakleet (74 km, used for validation).

았다. 이에 따라 약 74 km 떨어진 Unalakleet 조위계(ID: 9468333)의 실측 조위 데이터를 기준으로 GNSS-R 기반 조위 결과의 정성적 타당성을 평가하였다 (Fig. 5).

4.2 Tide Estimation and Validation Results

GNSS-R 기반 조위계의 성능을 검증하기 위해, 전통 조위계의 실측 자료와 비교를 수행하였다. Fig. 6은 CALC(상단) 및 AT01(하단) 관측소에서의 GNSS-R 기반 추정 조위(빨간 점)와 비교 조위계 실측값(파란 점)을 시간 축에 따라 함께 도시한 결과이다. 두 관측소 모두에서 GNSS-R 기반 조위계는 실측 조위의 주기성과 기상 사건에 의한 급격한 변화 패턴을 안정적으로 추적하였다. 특히 CALC의 경우, 허리케인 Harvey의 영향으로 발생한 급격한 수위 상승이 GNSS-R 결과에 명확히 반영되었으며, 고조 및 저조 시점에서도 전반적으로 높은 일치도를 보였다. 한편, AT01 관측소에서는 약 74 km 떨어진 Unalakleet 조위계와의 비교를 통해 정성적 검증을 수행하였음에도 불구하고, 전체 기간 동안 전반적인 조위 변화 추세가 유사하게 나타났다. 다만, 폭풍 해일 발생 시기에는 두 관측소 간 거리로 인해 일부 시점에서 조위의 불일치가 발생하였고, 특히 극값의 크기와 시점에서 다소 차이가 관찰되었다.

정량적 분석을 위해, GNSS-R 기반 조위값과 조위계 실측값 간의 산점도 분석을 수행하였으며, 전체 분석 기간과 이벤트 기간의 상관계수를 각각 산출하였다 (Figs. 7, 8). CALC의 경우 전체 기간 동안 상관계수 0.99로 매우 높은 상관성을 보였으며, 허리케인 기간에도 0.97로 매우 높은 수준을 유지하였다 (Fig. 7). AT01에서는 전체 기간 동안 0.96, 폭풍 해일 기간 동안에는 0.87로 상대적으로 낮게 계산되었는데 (Fig. 8), 이는 비교 조위계가 원거리(74 km)에 위치함에 따라 이벤트 기간동안 지역 간 수위 차이의 영향이 반영된 결과로 해석할 수 있다 (Fig. 5).

조위차에 대한 통계적 분석도 추가로 수행하였다. CALC에서는 전체 기간 동안 GNSS-R 과 비교 조위계 사이의 평균 조위 차이가 2.7 cm, RMS는 3.8 cm였으며, 이벤트 기간 중에는 평균 조위차 및 RMS가 각각 3.7 cm, 5.5 cm로 소폭 증가하였다. 반면,

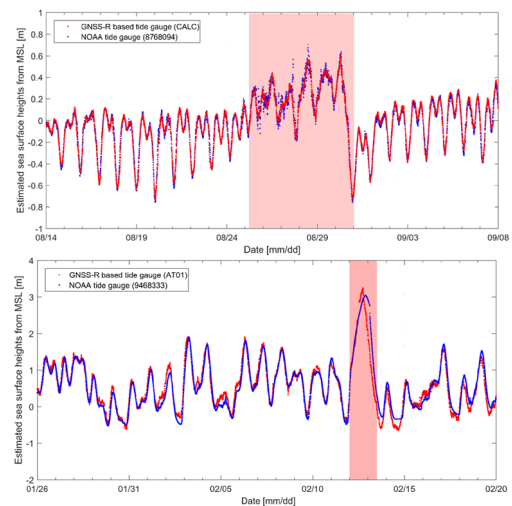


Fig. 6. Time series of GNSS-R-derived sea surface heights and tide gauge observations used for validation (co-located at CALC; 74 km distant at AT01). Red boxes highlight the event periods: Hurricane Harvey at CALC (top), storm surge at AT01 (bottom).

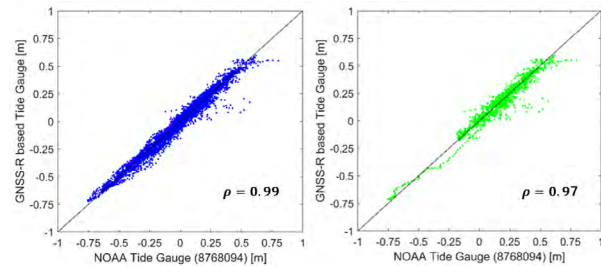


Fig. 7. Correlation analysis between GNSS-R-derived sea surface heights from the CALC station and tide gauge observations from the same NWLON sentinel station: (left) full analysis period, (right) event period during Hurricane Harvey.

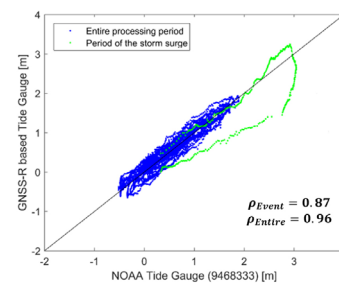


Fig. 8. Correlation analysis between GNSS-R-derived sea surface heights at AT01 and tide gauge observations from Unalakleet (74 km away). The plot includes both the full analysis period and the storm event period, distinguished by color.

AT01에서는 전체 기간 평균 조위 차이가 14.0 cm, 이벤트 기간 동안에는 41.0 cm로, RMS 20.0 cm에서 54.0 cm로 큰 폭으로 증가하였다. 이와 같이 AT01 사이트에서 이벤트 기간 동안 확인된 조위 차이값 증가는 GNSS-R의 성능 문제로 해석하기 보다는 관측소 간 물리적 거리로 인한 구조적인 오차 증가로 설명된다.

이와 같이 두 사이트에서 진행된 실험 결과는 제안된 GNSS-R 기반 조위 추정 알고리즘이 다양한 환경에서 유효하게 작동하며, 특히 허리케인 및 폭풍 해일과 같은 극한 연안 환경 조건에서도 조위 변화를 안정적으로 추적할 수 있음을 입증한다.

5. SUMMARY AND CONCLUSION

본 연구는 우리나라 연안과 같이 조위의 시간적·공간적 변동성이 큰 해양 환경에서, GNSS-R을 활용한 조위계의 적용 가능성을 평가하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해 GNSS 수신기의 SNR 신호에 포함된 다중경로 간섭 패턴을 분석하여, 해수면 높이를 고해상도로 추정할 수 있는 다양한 신호처리 기법을 적용하였으며, 산출된 조위값을 기존 조위계의 실측값과 비교하여 정량적 성능 분석을 수행하였다.

고해상도 조위값 산출을 위해, 반사면의 시간적 변동성을 반영한 시간 종속 위상 모델을 도입하고, 칼만 필터를 적용하여 추정값의 시간 연속성을 확보하였다. 또한 실제 조위 변동에 민감하게 반응할 수 있도록 최적 슬라이딩 윈도우 기반의 주파수 분석 기법을 활용하였으며, 다중 GNSS 주파수 대역 간 반사고의 일관성을 검토함으로써 주파수 선택 오류를 최소화하였다.

이러한 기법들을 실제 관측 환경에 적용하기 위해, 미국 내 서로 다른 환경 조건을 가진 두 개의 해안 GNSS 관측소(CALC, AT01)를 대상으로 실험을 수행하였다 (Fig. 4). CALC 관측소에서는 허리케인 Harvey 상륙이라는 극한 기상 조건을 포함한 기간 동안, AT01 관측소에서는 알래스카 연안의 폭풍 해일 발생 시기를 중심으로 GNSS-R 기반 조위 추정을 수행하였다. 실험 결과, GNSS-R 기반 조위 추정값은 전통 조위계의 실측값과 전반적으로 높은 상관성을 보였으며, 특히 CALC에서는 전체 기간 상관관계수 0.99, 이벤트 기간 중 0.98를 기록하여 매우 우수한 일치도를 나타냈다. AT01의 경우에도 전체 기간 상관관계수 0.96을 보였으며, 비록 이벤트 기간에는 0.87로 다소 감소하였지만, 이는 GNSS 수신기와 조위계 간 거리(약 74 km)에 기인한 구조적인 차이로 해석된다.

이상의 결과는 GNSS-R 기반 조위 추정 기법이 실제 해안 환경, 특히 극한 기상 조건에서도 신뢰도 높은 결과를 제공할 수 있음을 실증적으로 보여준다. 특히 고해상도 조위 데이터 확보가 어려운 극지방, 도서 해역, 인프라 취약 지역은 물론, 조위의 공간적·시간적 변화가 큰 우리나라 연안과 같은 환경에서는 GNSS-R 기반 조위계가 전통적인 방식의 보완 또는 대체 수단으로서 실용성과 확장 가능성을 갖춘 기술로 평가된다.

향후 연구에서는 GNSS-R 기반 조위 추정의 적용 범위를 더욱 확장하기 위해, 다양한 위성 신호 조합, 반사면 상태 추정 기법, 머신러닝 기반의 품질 판별 알고리즘 등을 접목한 고도화된 분석 기법 개발이 필요하다. 또한, GNSS-R 기반 조위값과 전통 조위계 간의 수직 기준면 차이 문제를 정량적으로 분석하고, 이를 보정할 수 있는 기준면 정합 절차의 정립이 요구된다. 아울러, 본 연구의 실험 대상이 해외 관측소에 국한되었다는 점을 고려할 때, 우리나라 연안 환경에서의 적용 가능성을 평가하기 위한 후속 연구가 반드시 필요하다. 특히, 한반도 연안에 설치된 해안 GNSS

관측소 및 조위계로부터 실측 데이터를 수집·분석하고, 조석 특성과 해안 구조물 조건 등을 반영한 지역 맞춤형 성능 검증을 수행함으로써, GNSS-R 기반 조위 추정 기술의 국내 적용 가능성을 심층적으로 평가할 필요가 있다.

REFERENCES

- Anderson, K. D. 1994, Tropospheric refractivity profiles inferred from low elevation angle measurements of Global Positioning System (GPS) signals, in Proceedings of the AGARD Conference the Sensor and Propagation Panel Symposium (Bremerhaven, Germany: AGARD), September 19-22, 1994.
- Anderson, K. D. 2000, Determination of water level and tides using interferometric observations of GPS signals, *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 17, 1118-1127. [https://doi.org/10.1175/1520-0426\(2000\)017<1118:DO WLAT>2.0.CO;2](https://doi.org/10.1175/1520-0426(2000)017<1118:DO WLAT>2.0.CO;2)
- AOOS (Alaska Ocean Observing System). 2016, Coastal Nearshore Water Level Observations in Alaska: Challenges, Assets, Gaps, and Next Steps, ver.1.0. Retrieved from <https://aoos.org/wp-content/uploads/2016-Alaska-Water-Level-Observations-report.pdf>
- Alaska DGGs (Division of Geological & Geophysical Surveys). 2025, Alaska Tidal Datum Portal. Retrieved from <https://dggg.alaska.gov/hazards/coastal/ak-tidal-datum-portal.html>
- Bilich, A. & Larson, K. M. 2007, Mapping the GPS multipath environment using the signal-to-noise ratio (SNR), *Radio Science*, 42, RS6003. <https://doi.org/10.1029/2007RS003652>
- Boehm, J., Niell, A., Tregoning, P., & Schuh, H. 2006, Global Mapping Function (GMF): A new empirical mapping function based on numerical weather model data, *Geophysical Research Letters*, 33, L07304. <https://doi.org/10.1029/2005GL025546>
- Hu, Y., Tian, A., Yan, Q., Liu, W., Wickert, J., et al. 2024, Advancing Accuracy in Sea Level Estimation with GNSS-R: A Fusion of LSTM-DNN-Based Deep Learning and SNR Residual Sequences, *Remote Sensing*, 16, 1874. <https://doi.org/10.3390/rs16111874>
- IOC (Intergovernmental Oceanographic Commission). 2016, Manual on Sea Level Measurement and Interpretation, Volume III. Retrieved from https://www.pacioos.hawaii.edu/wp-content/uploads/2016/08/Manual_On_Sea_Level_Measurement_and_Interpretation_Volume_III.pdf
- KHOA (Korea Hydrographic and Oceanographic Agency). 2024, KHOA Ocean Observation Network Real-Time Data Service. Retrieved from https://www.khoa.go.kr/oceangrid/koofs/kor/observation/obs_real.do

- Kim, S.-K. & Park, J. 2019, Monitoring Sea Level Change in Arctic using GNSS-Reflectometry, in Proceedings of the 2019 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Reston, Virginia, 28-31 January 2019, pp.665-675. <https://doi.org/10.33012/2019.16717>
- Larson, K. M., Löfgren, J. S., & Haas, R. 2013a, Coastal Sea Level Measurements Using a Single Geodetic GPS Receiver, *Advances in Space Research*, 51, 1301-1310. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.04.017>
- Larson, K. M., Ray, R. D., Nievinski, F. G., & Freymueller, J. T. 2013b, The accidental tide gauge: A GPS reflection case study from Kachemak Bay, Alaska, *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 10, 1200-1204. <https://doi.org/10.1109/LGRS.2012.2236075>
- Larson, K. M., Ray, R. D., & Williams, S. D. P. 2017, A 10-year comparison of water levels measured with a geodetic GPS receiver versus a conventional tide gauge, *J. Atmos. Ocean. Technol.*, 34, 295-307. <https://doi.org/10.1175/JTECH-D-16-0101.1>
- Leandro, R., Santos, M., & Langley, R. B. 2006, UNB neutral atmosphere models: Development and performance, in Proceedings of ION GNSS 2006 (Fort Worth, TX: ION).
- Löfgren, J. S. & Haas, R. 2014, Sea level measurements using multi-frequency GPS and GLONASS observations, *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*, 2014, Article number: 50. <https://doi.org/10.1186/1687-6180-2014-50>
- Löfgren, J. S., Haas, R., & Scherneck H. G. 2014, Sea level time series and ocean tide analysis from multipath signals at five GPS sites in different parts of the world, *Journal of Geodynamics*, 80:66-80. <https://doi.org/10.1016/j.jog.2014.02.012>
- Löfgren, J. S., Haas, R., Scherneck, H.-G., & Bos, M. S. 2011, Three months of local sea level derived from reflected GNSS signals, *Radio Science*, 46, RS0C05. <https://doi.org/10.1029/2011RS004693>
- Martin-Neira, M. 1993, A Passive Reflectometry and Interferometry System (PARIS): Application to Ocean Altimetry, *ESA Journal*, 17, 331-355.
- Misra, P. & Enge, P. 2011, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*, Rev. 2nd ed. (Lincoln, MA: Ganga-Jamuna Press).
- NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration). 2024, National Water Level Observation Network (NWLON). Retrieved from <https://tidesandcurrents.noaa.gov/nwlon.html>
- NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration) National Ocean Service. 2024, What is a tide gauge? Retrieved from <https://oceanservice.noaa.gov/facts/tide-gauge.html>
- Qiao, X., Chu, T., Tissot, P., Louis, J., & Ali, I. 2022, Land subsidence estimation with tide gauge and satellite radar altimetry measurements along the Texas Gulf Coast, USA, *IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters*, 19, 3007905. <https://doi.org/10.1109/LGRS.2022.3194108>
- Roussel, N., Ramillien, G., Frappart, F., Darrozes, J., Gay, A., et al. 2015, Sea level monitoring and sea state estimate using a single geodetic receiver, *Remote Sensing of Environment*, 171, 261-277. <https://doi.org/10.1016/j.rse.2015.10.011>
- Saastamoinen, J. 1973, Contributions to the theory of atmospheric refraction - Part II: Refraction corrections in satellite geodesy, *Bulletin Géodésique*, 107, 13-34. <https://doi.org/10.1007/BF02522083>
- Williams, S. D. P. & Nievinski, F. G. 2017, Tropospheric delays in ground-based GNSS multipath reflectometry - Experimental evidence from coastal sites, *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 122, 2310-2327. <https://doi.org/10.1002/2016JB013612>
- Wöppelmann, G. & Marcos, M. 2016, Vertical land motion as a key to understanding sea level change and variability, *Reviews of Geophysics*, 54, 64-92. <https://doi.org/10.1002/2015RG000502>



Su-Kyung Kim is a senior research engineer in LIG Nex1. She received a Ph.D. in Geomatics from Oregon State University in 2021. Her research interests include Satellite-Based Augmentation System (SBAS), GNSS Interferometric Reflectometry (GNSS-IR), as well as other geospatial related topics.



Yo Han Ko received the Doctor's degree in Information Communication Engineering from Chung-Ang University, Korea, in 2011. He is now a principal researcher at LIG Nex1 Satellite Lab. He worked on the development and research of multi-beamforming, MIMO-OFDM modems, navigation receiver, and navigation systems. His research interests include Korean Positioning System and LEO navigation systems.



Sung Chun Bu is currently principal research engineer in LIG Nex1. He received B.S. and M.S. degrees in electronics engineering from Konkuk University, Korea in 2002 and 2004 respectively. He is interested in SBAS and GNSS receiver signal processing.



Suyeol Kim is a research engineer in LIG Nex1. He received a Master's degree from Sejong University in 2024. His research interests include GNSS augmentation system, integrated positioning and anomalous measurement monitoring.

Zynq UltraScale+ RFSoc를 이용한 Multi-constellation GNSS 기만기 구현

박종일¹, 강창옥¹, 박일규¹, 박찬식^{2†}

Implementation of Multi-constellation GNSS Spoofer Using Zynq UltraScale+ RFSoc

Jong-Il Park¹ , Chang-Ok Kang¹ , Il Kyu Park¹ , Chansik Park^{2†} 

¹Duksan Navcours Co. LTD, 66-6 Techno 2-ro, Yuseong-gu, Daejeon 34014, Korea

²Department of Intelligent System & Robotics, Chungbuk National University, Cheongju 28644, Korea

ABSTRACT

This paper presents the design and implementation of a multi-constellation Global Navigation Satellite System (GNSS) spoofer utilizing a multicore Asymmetric Multi-Processing (AMP) architecture based on the Zynq UltraScale+ RFSoc platform. The proposed system can simultaneously generate L1 band signals for GPS, GLONASS, and BeiDou and manipulate the target receiver's position solution in real time. For system implementation, three cores of the Cortex-A53 quad-core processor were operated in independent real-time OS environments, with each core performing signal generation parameter calculations for different constellations. The calculated parameters are shared through on-chip memory (OCM) and transferred to the signal generator in the programmable logic (PL) region for real-time GNSS signal synthesis. To achieve precise time synchronization between authentic GNSS signals and spoofing signals, the system delay time was measured and calibrated. The calibration results confirmed a time synchronization accuracy of 0.03 chips (approximately 30 ns) based on C/A code. Spoofing tests were conducted on a commercial GNSS receiver, the Septentrio SB3 Pro+. The results confirmed that the target receiver could be successfully spoofed to manipulate its position solution along an intended trajectory even in an environment where authentic GNSS signals and spoofing signals coexist.

Keywords: GNSS spoofing, multi-constellation, Zynq RFSoc, AMP

주요어: GNSS 기만, 다중 위성항법 시스템, Zynq RFSoc, AMP

1. 서론

Global Navigation Satellite System (GNSS)의 발전으로 인해 전 세계 어디서나 고정밀 위치 정보와 정확한 시각을 손쉽게 확보할 수 있게 되었다. GNSS는 높은 정밀도와 개방된 접근성이라는 장점을 지니고 있어 항공, 해양, 농업 등 다양한 분야에서 널리 활용되고 있다 (Rumsfeld 2001, John 2001). 그러나 이렇게 누구나 이용 가능한 신호 구조와 낮은 신호전력은 GNSS의 치명적인 약점이 되기도 한다.

GNSS 신호는 수신기가 수신하는 과정에서 외부 전파 간섭이

나 재밍 또는 기만 공격에 매우 취약하며, 공개된 프로토콜과 메시지 구조는 시스템의 신뢰성과 무결성에 부정적인 영향을 미칠 수 있다 (Warner & Johnston 2003, Humphreys et al. 2008). 특히 GNSS 신호를 모방해서 생성하는 기만 공격의 경우 수신기가 잘못된 위치해를 계산하게 하거나 시각 정보를 조작하는 것이 가능하다. 이는 GNSS를 기반으로 하는 시스템의 신뢰성과 무결성에 위협이 되며, 실제로 Unmanned Aerial Vehicle (UAV)나 자율주행 차량 등에서 심각한 문제를 발생시킬 수 있다 (John 2001, Warner & Johnston 2003, Humphreys et al. 2008).

이러한 GNSS의 구조적 취약성은 반대로 전쟁의 대응 기술로

Received Oct 20, 2025 Revised Nov 13, 2025 Accepted Nov 19, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: chansp@cbnu.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

활용되고 있다. 이는 GNSS 신호를 사용하는 적군의 UAV나 정밀 유도 무기 시스템을 무력화하는 방식으로, GNSS 기만 기술이 전자전 장비의 형태로 운용되고 있다. 실제로 2011년도 12월에 미국 UAV가 이란 핵시설을 감시하다 GNSS 기만신호로 인해 탈취당한 사례를 발표한바가 있다 (Shepard et al. 2012a). 이후 시리아 내전 (C4ADS 2019)과 러시아-우크라이나 전쟁 (Lo et al. 2025)과 같은 분쟁지역에서도 GNSS 기만기를 활용하여 적 드론의 위치를 교란하거나 잘못된 경로로 유도함으로써 사전에 위협을 제거하거나 무력화하는 사례가 보고되고 있다. 또한 국내에서도 북한의 소행으로 판단되는 GNSS 기만신호로 인해 항공기 및 선박의 위치정보가 교란되는 사건도 있었다 (Goward 2024). 이외에도 GNSS 기만신호로 인한 피해는 지속적으로 발견되고 있다 (Scott 2017, Jones 2017).

이처럼 GNSS 기만이 실전에서 활용되는 사례가 보고되면서, 이를 가능하게 하는 장비인 GNSS 기만기에 대한 연구가 많아지고 있다 (Psiaki & Humphreys 2016). GNSS 기만기는 현재 위치에서 보이는 GNSS 위성의 신호를 정밀하게 모방한 위조 GNSS 신호를 생성하여, GNSS 수신기가 잘못된 위치해나 시각 정보를 계산하도록 만드는 장비이다. 조금 더 응용된 GNSS 기만기의 경우 단순히 고정된 위치해를 교란하는 수준을 넘어, 도플러와 의사거리를 조작하여 수신기가 이동하는 경로를 계산하도록 유도하는 고도화된 GNSS 기만 기술도 연구되고 있다 (Kerns et al. 2014).

현재 GNSS 기만기는 주로 두 가지 방식으로 구현되고 있다. 첫 번째는 GNSS 시뮬레이터 기반 기만기로, Spirent (2024), Rohde & Schwarz (2025) 등의 상용 장비를 활용해 위성 궤도, 도플러, 시각 정보를 정밀하게 제어하며 multi-constellation 위성 시스템을 동시에 모사할 수 있다. 그러나 대부분 폐쇄형 구조로 되어 있어 구조적으로 수정이 어렵다. 또한 시뮬레이션 중간에 구성이나 경로를 바꾸는 실시간 제어가 어렵고, 장비가 매우 고가이며 랙마운트 형태로 되어있기 때문에 휴대성이 떨어진다는 단점이 있다. 두 번째는 Software Defined Radio (SDR) 기반 기만기로 HackRF (Margana et al. 2021), USRP (Altaweel et al. 2023) 등의 장비와 오픈소스 GNSS 신호 생성기를 이용해 저렴하게 구현할 수 있다. 이 방식은 구조 수정과 신호제어가 자유롭다는 장점이 있으나, 대부분 GPS L1 신호에만 한정되며 multi-constellation GNSS 시스템 구현에는 한계가 존재한다.

이러한 배경을 바탕으로, 본 논문에서는 Zynq UltraScale+ RFSoc 기반의 멀티코어 Asymmetric Multi-Processing (AMP) 구조를 활용해 현재 상공에 존재하는 multi-constellation GNSS를 동시에 모사하는 GNSS 기만기를 설계 및 구현한다.

이 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서 GNSS 기만기의 구조를 설명하고 Zynq UltraScale+ RFSoc를 이용한 multi-constellation GNSS 기만기의 구조 및 동작 방식에 대해 설명하였고, 3장에서는 구현한 GNSS 기만기의 성능을 상용 GNSS 수신기에 실제 GNSS 신호와 기만 신호를 동시에 송출함으로써 상용 GNSS 수신기의 결과 값의 변화를 확인하였다. 마지막으로 4장에서 결론 및 후속계획에 대해 서술하였다.

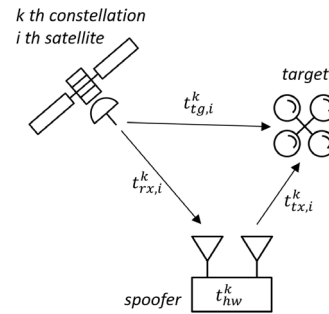


Fig. 1. Delay time components for time synchronization of GNSS spoofing signal.

2. 멀티코어 기반의 MULTI-CONSTELLATION GNSS 기만기

이 장에는 멀티코어 프로세싱을 활용한 multi-constellation GNSS 기만기의 설계 및 구현에 대해 설명한다. 먼저 GNSS 기만기의 기본 구조와 동작 원리를 살펴본 후, 이를 확장해 멀티코어 기반의 multi-constellation GNSS 기만기의 시스템 구성도를 제시한다. 제시한 시스템을 구현해 실제 GNSS 신호와 기만신호 사이에 얼마만큼의 지연이 발생했는지 constellation 별로 측정하고, 측정된 지연을 보상해 multi-constellation GNSS 기만기의 기만 정밀도를 향상시켰다.

2.1 GNSS 기만기의 구조

GNSS 신호는 크게 반송파, PRN 코드, 항법 메시지의 곱으로 구성된다. 특히, L1 대역 신호의 경우 ICD가 공개되어 있어 신호 구조가 알려져 있다. 알려진 신호 구조를 이용해 쉽게 GNSS 신호를 생성할 수 있다. 그러나 효과적인 GNSS 기만 신호 생성을 위해서는 단순히 반송파, PRN 코드, 항법 메시지를 일치시키는 것만으로 충분하지 않다 (Humphreys et al. 2008, Shepard & Humphreys 2011, Lee et al. 2022). 효과적으로 GNSS 기만 신호 생성을 하기 위해 목표 수신기의 안테나 위치에서 수신되는 시점의 신호 특성을 정밀하게 재현해야 한다. 이를 위해 전파 지연, 도플러 주파수와 같이 시간에 따라 변화하는 정보를 고려해야 한다. 이러한 정보가 고려된 GNSS 기만신호를 Eq. (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$s_i^k(t) = A_i^k(t)d_i^k(t - t_i^k)c_i^k(t - t_i^k)\cos[2\pi(f_{IF}^k + f_{D,i}^k)t + \theta_i^k] \quad (1)$$

여기서 $A_i^k(t)$ 는 constellation k의 i번째 위성의 신호 진폭을 나타내며, $d_i^k(t - t_i^k)$ 는 항법 메시지 데이터 비트를 나타낸다. $c_i^k(t - t_i^k)$ 는 위성의 고유 PRN 코드 시퀀스를 나타낸다. 여기서 t_i^k 는 전파지연에 따른 코드 위상을 제어하기 위한 지연 파라미터이다. 지연 파라미터를 정밀하게 제어하면 목표 수신기의 위치 해를 GNSS 기만기가 설정한 위치해로 변경할 수 있다. 반송파 주파수의 f_{IF}^k 는 GNSS 기만기 설계에 따라 constellation 별로 각각 다르며 $f_{D,i}^k$ 는 목표 수신기가 수신하는 위성별 도플러 주파수를 의미한다. $\theta_i^k(t)$ 는 시간에 따른 반송파 위상을 나타낸다. 특히 t_i^k 는 GNSS 기만

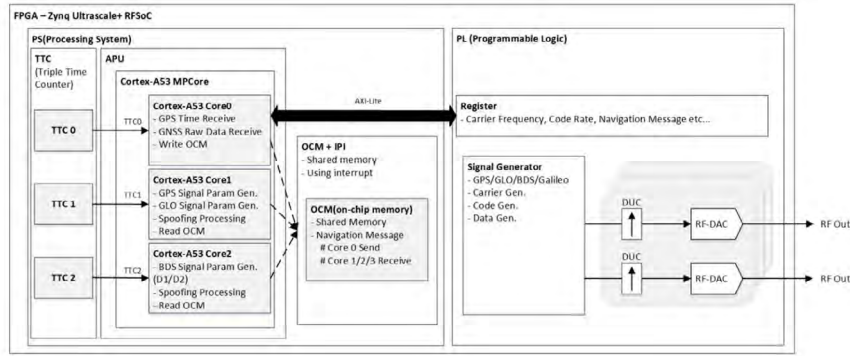


Fig. 2. Block diagram of multi-constellation GNSS spoofing system using multicore AMP structure.

성공률을 높여주는 중요한 파라미터로 C/A 코드의 칩을 기준으로 1칩 이내의 정확도를 가져야 목표 수신기를 의도된 위치로 잘못된 해를 계산하게 만들 수 있다 (Lee et al. 2022, Shepard et al. 2012c).

Fig. 1에서 보듯이, t_i^k 는 k 번 constellation의 i 번째 위성으로부터 기만기의 수신안테나에는 $t_{rx,i}^k$ 시간이 목표 수신기의 안테나에는 $t_{tx,i}^k$ 의 지연된 시간으로 신호가 도착한다. 도착한 신호를 이용해 기만기가 생성을 시작하면, 생성된 기만신호는 기만기 내부 신호처리 지연 시간 t_{hw} 와 목표 수신기까지의 전파 지연시간인 $t_{tx,i}^k$ 만큼 추가되어 목표 수신기에 도달하게 된다. 이러한 총 지연 시간인 t_i^k 를 Eq. (2)와 같이 나타낼 수 있다 (Shepard et al. 2012b, Kerns et al. 2014).

$$t_i^k = t_{rx,i}^k - t_{tx,i}^k + t_{hw} + t_{tx,i}^k \quad (2)$$

지연 시간 계산식인 Eq. (2)에서 $t_{rx,i}^k$, $t_{tx,i}^k$, t_{hw} 는 위성, 기만기, 목표 수신기 간의 기하학적 관계를 통해 계산할 수 있다. t_{hw} 값은 각 constellation의 고유한 시스템 지연으로 신호생성시 신호처리에 의한 지연시간을 의미하는데 이는 신호처리를 수행하는 constellation 또는 하드웨어마다 달라지는 경향이 있다. 시스템 지연인 t_{hw} 를 측정하기 위해서 Park et al. (2023)이 사용한 다중상관기 기법을 사용했다. GNSS 수신기의 상관기 개수를 늘려 현재 신호추적 중인 신호뿐 만 아니라 주위에 생기는 기만신호까지 상관을 통해 신호유무를 파악할 수 있다. 기만 신호의 유무를 파악한 뒤 현재 추적 중인 신호와 기만신호 사이의 칩 간격을 통해 얼마나 지연이 생겼는지 확인할 수 있다. 얻은 지연 값인 $t_{rx,i}^k$, $t_{tx,i}^k$, t_{hw} 를 이용해서 최종적으로 t_i^k 를 얻을 수 있다. 이를 통해 목표 수신기가 수신받는 GNSS 신호와 동일한 시각의 GNSS 기만신호를 생성할 수 있다.

2.2 Zynq UltraScale+ RFSoc를 이용한 Multi-constellation GNSS 기만기 설계

GNSS 기만기의 구조를 이용해 멀티코어 기반의 multi-constellation GNSS 기만기를 구현하기 위해 Xilinx사의 Zynq UltraScale+ RFSoc ZCU28DR이 탑재된 ZCU111 보드를 하드웨어 플랫폼으로 선정했다. ZCU28DR RFSoc는 40 x 40 mm의 크기의 패키지로 제작되어 (XILINX 2020), ZCU28DR에 기만기

를 설계하면 기존 시뮬레이터 기반의 GNSS 기만기의 단점인 크기와 중량 문제를 해소할 수 있다. 이러한 소형화 가능성을 실제 시스템으로 구현하고 검증하기 위해 ZCU28DR의 평가보드인 ZCU111을 활용해 multi-constellation GNSS 기만기를 설계했다 (Park et al. 2024).

ZCU111 보드는 통합형 RF 신호 처리에 관련된 아키텍처를 제공하며, 주요 구성요소는 다음과 같다. 첫째, RF-Analog to Digital Converter (ADC)와 RF-Digital to Analog Converter (DAC)가 각각 8개씩 내장되어 있어 별도의 외부 ADC/DAC 없이 사용자가 쉽게 RF 신호의 디지털 변환 및 생성이 가능하다. 본 시스템에서 다수의 RF-DAC를 이용해 각 constellation에 대해 병렬로 독립적으로 주파수 변조를 수행함으로써, 채널간 상호간섭을 최소화하고 주파수 계획 및 전력 제어의 유연성을 확보했다. 또한 시스템 복잡도를 감소시키고 신호 처리 지연시간을 최소화하는 장점을 갖고 있다. 둘째, Quad-core Arm Cortex-A53 기반의 Processing System (PS)가 탑재되어 있어 병렬처리 능력을 제공할 수 있다. 4개의 프로세싱 코어는 multi-constellation GNSS 신호 생성 시 요구되는 복잡한 연산을 효율적으로 분산 처리할 수 있도록 하였다.

이러한 ZCU111 보드의 구성요소를 이용해 Fig. 2와 같이 구성했다. 시스템은 크게 PS와 Programmable Logic (PL) 영역으로 구분되어 동작하도록 설계하였다. PS 영역에서는 AMP 구조를 이용해 3개의 코어가 각각 real-time OS 환경에서 독립적으로 동작하게 구성하였다. Cortex-A53 쿼드코어 중 core0은 전체 시스템 관리와 제어를 담당하며, core1과 core2는 각각 constellation별 신호 생성 파라미터 계산을 수행한다. Core3는 향후 Galileo 등 추가 constellation이 적용될 계획이어서 현재는 사용하지 않는다. GNSS 기만신호의 시각동기를 위해 Zynq 플랫폼에서 제공하는 전용 하드웨어 타이머인 Triple Timer Counter (TTC)를 활용했다. 코어 사이의 데이터 공유는 On-Chip Memory (OCM)를 사용했고, Inter-Processor Interrupt (IPI)를 이용해 데이터 처리를 즉각적으로 수행할 수 있도록 구성했다.

TTC는 100 MHz 클럭과 prescaler가 적용된 카운터 주파수로 동작하며, 각 코어들이 접근가능한 공통 시간기준을 제공하여 GNSS 신호 생성에 필요한 정밀한 시각 제어를 가능하게 한다. 정밀한 신호 생성 시각은 PL에 설정된 클럭과 GNSS 시각 동기 수신기의 Pulse Per Second (PPS)를 기준으로 매초 보정해 결정된다.

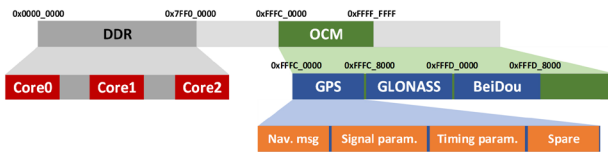


Fig. 3. Memory map of available memory regions in multi-constellation GNSS spoofer.

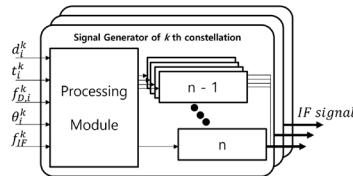


Fig. 4. GNSS signal generator structure in PL region.

Table 1. IF and NCO frequencies for multi-constellation GNSS signal generation.

| Constellation | IF (MHz) | NCO (GHz) |
|---------------|----------|-----------|
| GPS | 75.42 | 1.5 |
| GLONASS | 75 | 1.527 |
| BeiDou | 75.098 | 1.486 |

OCM은 모든 코어가 접근 가능한 256 KB의 고속 공유 메모리 로 실시간 파라미터 교환에 적합하며, Fig. 3과 같이 현재 시스템 에 구현 중인 GPS, GLONASS, BeiDou constellation마다 OCM 영역을 나누어 사용하고 있다. 각 constellation은 32 KB 영역을 사용하고 있고 세부적으로 항법 메시지, 신호 파라미터, 시각 파라미터 정보를 주고받기 위해 사용 중이다.

IPI는 하드웨어 레벨에서 수십 ns 이내에 인터럽트를 전달하며, 인터럽트 처리 및 데이터 전송을 포함한 전체 통신 지연은 수 us 정도이다. 이는 현재 시스템의 신호 처리 주기 대비 충분히 작아 실시간 신호생성에 영향을 미치지 않는다. 신호 처리 주기마다 코어 간 즉각적인 동기화와 이벤트 통지를 가능하게 하여 multi-constellation 신호의 동시 생성에 필요한 정확한 타이밍 제어를 지원한다. 현재 동작하는 3개의 코어는 각각 다른 동작을 다음과 같이 수행한다. Cortex-A53 MPCore의 core0는 시스템 전체의 관리자 역할로서 OCM에 저장된 파라미터를 이용해 코어 및 데이터 관리를 수행하며, 신호생성에 필요한 정보를 Advanced eXtensible Interface (AXI) 버스를 통해 PL 영역으로 전달하는 중앙 제어 기능을 담당한다. core1은 GPS, GLONASS 신호 생성에 필요한 파라미터를, core2는 BeiDou 신호 생성에 필요한 파라미터를 계산하여 OCM에 저장해 PL영역으로 전달한다.

PL 영역에서는 PS의 core0에서 AXI 버스로 통해 전달받은 파라미터들을 이용해 GNSS 신호를 합성한다. 전달되는 파라미터는 Eq. (1)에 포함된 값들이며, 각 위성별 도플러 주파수, 항법 메시지, 시각정보 등의 파라미터 값을 PL의 Signal generator에 전달된다. Signal generator의 구조는 Fig. 4와 같이 구성되어 있다. 먼저 processing module에서 파라미터 값을 register에서 가져와 기만신호를 생성한다. 그 다음 n 개의 채널에 계산한 GNSS 신호와 동일한 도플러 주파수 오프셋을 갖는 IF 주파수와 PRN 코드를

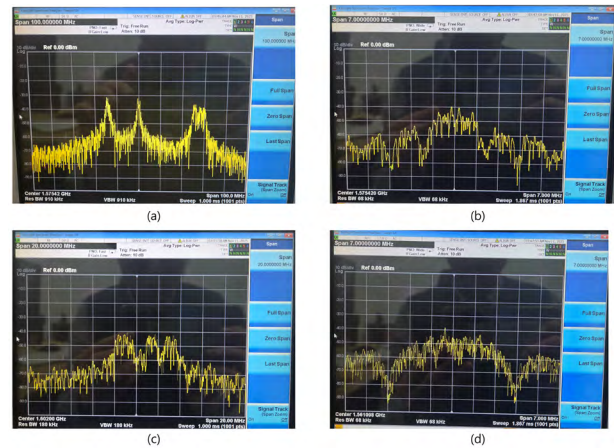


Fig. 5. Signal spectrum results of multi-constellation GNSS spoofer (a) center frequency: 1575.42 MHz, frequency span: 100 MHz (b) center frequency: 1575.42 MHz, frequency span: 7 MHz (c) center frequency: 1602 MHz, frequency span: 10 MHz (d) center frequency: 1561.098 MHz, frequency span: 7 MHz.

Table 2. FPGA resource utilization for multi-constellation GNSS spoofing system.

| Resource | Available | Utilization |
|----------|-----------|-----------------|
| LUT | 4525280 | 133226 (31.33%) |
| FF | 850560 | 166518 (19.58%) |
| BRAM | 1080 | 433.5 (40.14%) |

생성한다. 그리고 얻은 지연시간을 이용해 코드의 위상을 결정한다. 코드 위상과 현재 시각을 이용해 송출할 항법 메시지를 결정한다. 이후로 생성된 신호의 코드 위상의 점차적인 변화로 목표 수신기의 항법해를 잘못된 해로 계산하게끔 만들 수 있다.

Processing module에서 생성된 n개의 위성신호는 합성되어 최종적으로 IF 신호로 출력되게 된다. 이는 현재 생성할 constellation의 개수에 맞게 병렬적으로 처리할 수 있도록 구성되었다. PL은 이러한 파라미터 정보들을 실시간으로 처리해 디지털 Intermediate Frequency (IF) 신호를 생성한다. 생성된 IF 신호는 각 constellation 별 설정에 따라 각각의 RF-DAC와 Digital Up-Converter (DUC)를 통해 병렬적으로 RF 신호로 변환되어 출력된다. DUC는 각 constellation 신호 별 주파수에 맞게 Table 1과 같이 설정하였고, Interpolation은 모두 8배로 설정했다. 제안하는 구조는 L1 대역의 각 constellation별 신호의 특성과 변조 방식을 사용해 GPS, GLONASS, BeiDou 신호를 Fig. 5a와 같이 동시에 생성할 수 있다. 최대 출력으로 신호를 생성한 결과로 -40 dBm의 세기를 갖고 있으며, 생성한 신호 외에 간섭신호가 생기지 않는 것을 확인했다. Fig. 5b는 GPS 신호를 확대한 결과로 GPS C/A code rate인 1.024 MHz의 2배인 약 2 MHz의 대역폭을 갖는다. Fig. 5c는 GLONASS 신호를 확대한 결과로 FDMA 특징인 채널별로 주파수가 다른 것을 확인했다. Fig. 5d는 BeiDou 신호를 확대한 결과로 BII code rate인 2.046 MHz의 2배인 약 4 MHz의 대역폭을 갖는다. Fig. 5를 통해 신호가 정상적으로 생성됨을 확인했다.

본 시스템의 PL 부분은 Vivado 2021.2에서 합성 및 구현되었으며, ZCU111 보드의 기준 리소스 사용률은 Table 2와 같다. PL

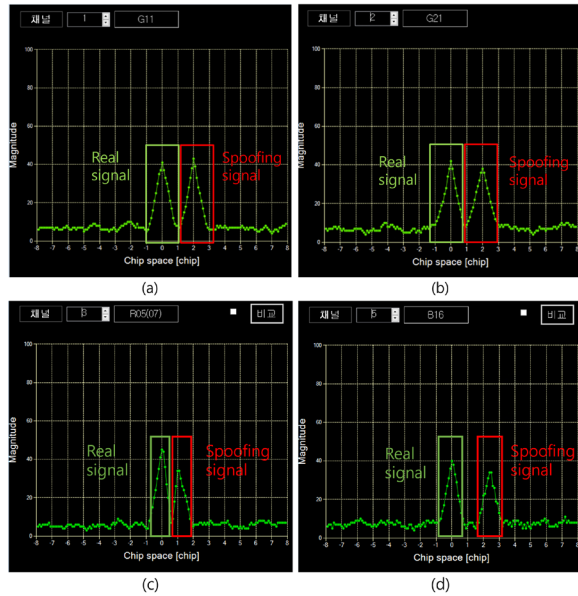


Fig. 6. System delay time measurement results (a) GPS PRN 11 satellite showing approximately 2 chip delay (b) GPS PRN 21 satellite showing approximately 2 chip delay (c) GLONASS channel number 5 satellite showing approximately 1.1 chip delay (d) BeiDou PRN 16 satellite showing approximately 2.4 chip delay.

은 PRN 코드 생성 및 신호 제어 로직 중심으로 구현되어 주로 Look-Up Table (LUT) 기반의 신호 생성과, 신호 데이터 버퍼링을 위해 BRAM을 활용한다. Table 2에서 가장 많이 사용하고 있는 리소스는 BRAM이 40.14%를 사용하고 있으며, 현재 확인한 3개의 GPS, GLONASS, BeiDou 신호 이외에도 현재 미사용 중인 core3를 활용해 Galileo와 같은 추가 constellation 확장에 충분한 여유가 있는 것으로 확인된다.

2.3 지연시간 보정

GNSS 기만신호를 이용해 기만을 성공하기 위해서 목표 수신기에 맞는 지연시간 보정이 필요하다. 보정이 필요한 각 위성의 지연시간인 t_{hw}^k 를 측정하기 위해 네가지 지연요소 $t_{rx,i}^k, t_{tx,i}^k, t_{tx,i}^k, t_{hw}^k$ 를 획득해야 한다. $t_{rx,i}^k, t_{tx,i}^k, t_{tx,i}^k$ 은 현재 위성의 위치, 기만기의 위치, 목표 수신기의 위치를 각 위성의 ephemeris 정보와 위치해의 결과를 미리 측정해 얻을 수 있었다. t_{hw}^k 는 Fig. 6과 같이 다중상관기를 이용해 측정했다. Fig. 6a는 GPS PRN 11 위성의 다중상관기 측정결과이고, Fig. 6b는 GPS PRN 21 위성의 다중상관기 측정결과이다. 이는, 다중상관기가 실제 GNSS 신호와 시각지연이 존재하는 기만신호를 동시에 수신할 경우 생기는 다중상관 결과이다. 일반적인 GNSS 수신기의 상관 결과는 1칩 이내에서 early (E), prompt (P), late (L)의 3개의 상관값을 이용해 현재 신호의 추적 상황을 보여준다. Fig. 6에서 보여주는 다중상관기에서는 16칩 구간을 0.1칩 간격으로 상관을 수행해 정밀하게 현재 신호의 상관 결과를 출력한다. 그래서 Fig. 6의 다중상관 결과를 통해 $t_{rx,i}^k, t_{tx,i}^k, t_{tx,i}^k$ 값이 모두 보정된 t_{hw}^k 의 값을 얻을 수 있다. t_{hw}^k 의 지연시간의 경우 시스템마다 다르기 때문에 GPS L1 C/A의 PRN 11, PRN 21의 위성

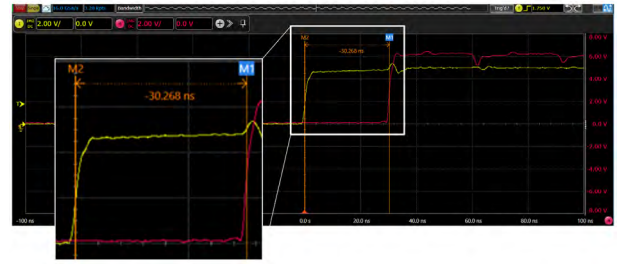


Fig. 7. 1PPS time synchronization measurement results showing 30.268 ns offset between authentic GNSS and spoofing signals.

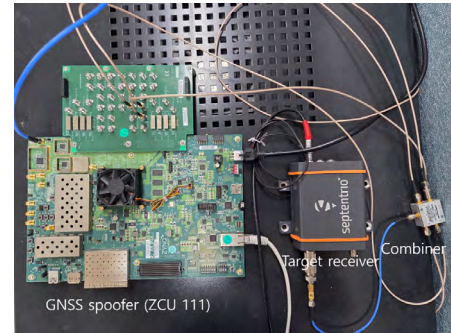


Fig. 8. Experimental setup for multi-constellation GNSS spoofing performance verification.

의 t_{hw}^k 가 약 2칩으로 일치함을 확인할 수 있다. 또한 다중상관기로 측정된 Fig. 6c의 GLONASS 지연시간인 1.1칩, Fig. 6d의 BeiDou 지연시간인 2.4칩을 시스템에 적용해야 한다.

3. GNSS 기만시험 및 결과

멀티코어 기반의 multi-constellation GNSS 기만신호의 성능을 확인하기 위해 2가지를 시험했다. 첫째 지연시간 정보인 t_{hw}^k 가 정확히 보정되었는지 확인하기 위해 GNSS 시각동기 수신기를 이용해 실제 GNSS 신호와 기만신호의 지연시간 오차를 측정했다. 둘째 t_{hw}^k 를 보정해 생성한 신호를 이용해 실제 GNSS 신호와 기만신호를 동시에 상용수신기에 입력으로 넣었을 때 상용수신기에서의 기만동작을 확인했다.

첫번째 지연시간이 제대로 보정되었는지 확인하기 위해 2개의 GNSS 시각동기 수신기를 사용했다. 1개는 실제 GNSS 신호의 입력을 넣었고, 나머지 1개는 GNSS 기만기의 출력을 입력으로 넣었다. 각 GNSS 시각동기 수신기의 1PPS를 오실로스코프로 측정했다. 측정결과를 Fig. 7과 같이 30.268 ns오차를 가지며 이는 C/A 코드 기준으로 약 0.03칩의 오차를 갖는다. 이는 Lee et al. (2022)에서 기준으로 제시한 1칩보다 정밀한 동기를 맞추고 있음을 확인했다.

두번째, 상용수신기에서 실제 GNSS 신호와 기만신호를 동시에 수신했을 때 기만 성능을 확인한다. 구성은 Fig. 8과 같이 GNSS 기만기가 구현된 ZCU111 보드와 기만신호의 목표가 될 상용수신기 그리고 실제 GNSS 신호와 기만신호를 합

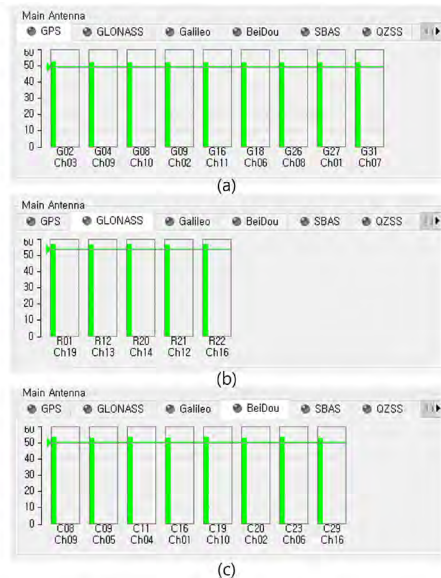


Fig. 9. Measured C/N_0 of multi-constellation GNSS spoofing signal (a) GPS C/N_0 (b) GLONASS C/N_0 (c) BeiDou C/N_0 .

처출 combiner로 되어있다. ZCU111 보드에서 L1 대역의 GPS, GLONASS, BeiDou 신호가 생성되고 이는 combiner로 연결된다. 목표 수신기는 상용수신기인 Septentrio SB3 pro+를 사용했다. Combiner는 총 4개의 신호를 하나로 합쳐주는 역할을 하며, 실제 GNSS 신호, 기만신호인 GPS, GLONASS, BeiDou 신호를 목표 수신기로 전달하는 역할을 수행한다.

시험은 static 기만과 dynamic 기만의 2가지 시나리오를 수행한다. 먼저 Static 기만 시나리오는 먼저 상용수신기에 실제 GNSS 신호만 입력으로 넣어주고, 상용수신기가 항법해를 계산한 결과를 확인한다. 그 후 상용수신기의 항기만 알고리즘을 회피하기 위해 실제 GNSS 신호를 끊고 10분 대기 후에 UI로 기만신호의 위치가 변경된 GNSS 기만신호를 입력으로 넣어준다. 기만신호의 위치는 덕산넵코어스 옥상을 기준으로 약 735 m 떨어진 롯데마트로 설정하였다.

먼저 Fig. 9는 Septentrio사에서 제공하는 어플리케이션을 이용하여 확인할 수 있는 위성별 C/N_0 그래프이다. Static 기만 신호를 출력했을 때 Fig. 9와 같이 총 22개 GPS, GLONASS, BeiDou의 기만신호를 생성했다. 세계의 constellation 모두 실제 GNSS 신호보다 10 dB 높게 신호를 생성했다. Fig. 9a의 GPS 위성의 C/N_0 값과 Fig. 9c에 보여지는 BeiDou 위성의 C/N_0 값이 모두 약 53 dB-Hz로 일치하는 것을 확인했고, Fig. 9b의 GLONASS 위성의 C/N_0 값은 약 56 dB-Hz로 일치하는 것을 확인했다. 같은 신호 세기로 출력함에도 C/N_0 값이 GLONASS의 경우 GPS, BeiDou보다 약 3 dB-Hz로 높는데 이는 FDMA 특징으로 위성간 간섭이 CDMA보다 적어 생기는 현상으로 보인다.

Static 기만의 위치해 변경결과는 Fig. 10과 같은 결과를 얻었다. Fig. 10a는 Septentrio사에서 제공하는 어플리케이션을 이용해 출력한 위치해 결과이다. 중심의 위치해는 현재 GNSS 기만신호가 생성하는 롯데마트의 위치해를 나타내고, 2시 방향으로 약 740 m 떨어진 부분이 덕산넵코어스의 위치해이다. Fig. 10b는 위



Fig. 10. Static scenario: position manipulation commands and target receiver position result (a) planimetric plot from Septentrio application (b) spoofing position setting in spoofing control application.

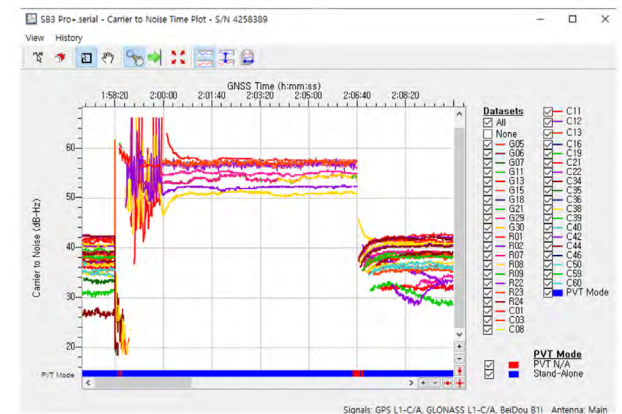


Fig. 11. Signal strength changes measured by commercial receiver during spoofing interval.

치해를 변경하는 UI의 일부와 Google 맵을 이용한 롯데마트와 덕산넵코어스 사이의 직선거리 값을 확인할 수 있다. Fig. 10a에서 보여주는 위치해의 Latitude-Longitude-Height (LLH) 좌표 값을 확인해보면 각각 롯데마트와 덕산넵코어스를 나타내는 것을 확인할 수 있으며, LLH 좌표를 데카르트 좌표계로 변환해 직선거리를 계산하면 약 735.46 m가 나오는 것을 확인했다. 이를 통해 UI에서 설정한 위치 값과 일치함을 확인하였다.

Dynamic 기만 시나리오는 먼저 상용수신기에 실제 GNSS 신호만 입력으로 넣어준다. 실제 GNSS 신호를 수신한 상용수신기가 Stand-Alone으로 항법해를 계산할 때까지 대기한다. 상용수신기의 항법해가 정상적으로 출력되는 것을 확인 후에 ZCU111 보드로 L1 대역의 GPS, GLONASS, BeiDou 기만신호를 실제 신호보다 10 dB 높게 생성한다. 초기 기만신호는 실제 GNSS 신호를 수신하는 안테나의 위치인 덕산넵코어스 옥상과 같은 위치의 항법해를 갖는다. 그 후 UI를 이용해 기만신호의 위치해를 변경했다. 변경방식은 덕산넵코어스 옥상을 기준으로 2시 방향으로 1m/s씩 움직이도록 설정하였다.

먼저 Fig. 11은 Septentrio사에서 제공하는 RxControl 어플리케이션을 통해 출력한 C/N_0 값을 시간 축으로 표현한 그래프이다. 그래프에서 GPS, GLONASS, BeiDou의 C/N_0 값과 더불어 현재 위치해를 정상적으로 계산하고 있는지 아닌지를 PVT Mode 영역에서 확인할 수 있다. PVT Mode가 파란색일 경우 정상적으로 항

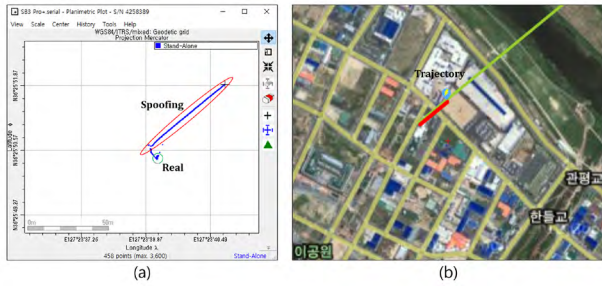


Fig. 12. Dynamic scenario: trajectory manipulation commands and target receiver position result changes (a) planimetric plot from Septentrio application (b) spoofing position setting in spoofing control application.

법해를 계산하는 중이고 빨간색일 경우 항법해를 계산하지 못하는 경우이다.

시험방식에 따라 초기에는 실제 GNSS 신호만 받아서 항법해를 수신하고 있다. 기만신호는 1:58:20에 출력을 시작해서 2:00:00에 기만신호의 위치해를 변경을 진행했으며 2:06:40에 출력을 중단했다. 시작 부분에서 C/N_0 값이 50 dB-Hz 이상으로 모두 증가한 것을 볼 수 있다. 이는 실제 GNSS보다 신호전력이 높은 기만신호를 수신했기 때문이다. 이를 통해 실제 GNSS 신호 대신에 기만신호를 수신하는 것을 확인할 수 있다. 기만신호를 수신하는 과정에서 1:58:20부터 2:00:00까지 C/N_0 값이 다른 시간대보다 심하게 변하는 것을 확인할 수 있는데, 이는 초기 기만 단계에서 실제 GNSS 신호와 기만신호가 동일한 위치에 공존하여 생기는 현상이다. 이 구간에서는 두 신호가 수신기의 추적 루프에서 경합하여 E, P, L의 상관 결과 값에 영향을 끼치는 것으로 판단된다. 특히 50 dB-Hz 이상의 높은 C/N_0 값은 기만신호가 실제 신호보다 약 10 dB 높은 전력으로 송출되었음을 나타낸다. 2:00:00 이후에 C/N_0 는 안정적으로 변하는데, 이는 기만신호의 위치해를 변경함으로써 실제 GNSS의 지연시간과 기만신호의 지연시간의 차이가 Fig. 6과 유사하게 벌어지면서 생기는 현상으로 판단된다. 기만신호의 전력이 더 높기 때문에 목표 수신기는 점점 지연시각이 변경되는 기만신호를 추적하게 되고, 이로 인해 목표 수신기는 실제 GNSS 신호에 영향을 받지 않게 되면서 C/N_0 값이 안정적으로 변하게 된다. 기만신호 출력 중단시간인 2:06:40에 C/N_0 값이 실제 GNSS를 수신했을 때의 값으로 복구되는 것을 확인할 수 있다.

기만신호의 위치해 변경결과를 Fig. 12와 같이 확인했다. Fig. 12a는 Septentrio사에서 제공하는 어플리케이션을 통해 출력한 위치해 결과이다. Fig. 12b는 위치해를 변경하는 UI의 일부를 캡처한 그림이다. Fig. 12b의 초록색 선은 미리 계획된 기만 경로이며, 빨간색 선은 실시간으로 변경되는 현재 기만 위치를 나타낸다. 위치해 결과인 Fig. 12a는 Fig. 12b와 같이 계획된 기만 경로 방향인 2시 방향으로 위치해의 결과가 이동하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 UI에서 설정한 위치해 변경 값과 일치하는 결과를 보여준다.

이러한 목표 상용수신기의 C/N_0 값과 위치해의 경로 이동의 결과는 실제 GNSS 신호와 기만신호의 0.03초의 시각 동기 정확도와 멀티코어 사이에 실시간 파라미터 업데이트가 효과적으로 작동했음을 보여준다.

4. 결론

Zynq UltraScale+ RFSoc 기반의 멀티코어 AMP 구조를 활용하여 multi-constellation GNSS 기반기를 설계하고 구현했다. 제안된 시스템은 L1 대역의 GPS, GLONASS, BeiDou 신호를 동시에 생성할 수 있으며, 실시간으로 목표 수신기의 위치해를 조작할 수 있는 기능을 보여준다. 이 논문의 주요 성과는 다음과 같다. 멀티코어 AMP 구조를 통해 constellation별로 신호 생성을 독립적으로 처리함으로써 시스템의 확장성과 유연성을 확보했다. 또한 다중상관기 기법을 활용하여 시스템 지연보정을 C/A 코드 기준으로 0.03초 수준의 정밀한 시각을 보정했다. 이는 효과적인 기만 공격에 필요한 1초 이내의 시각오차를 만족한다. 구현된 GNSS 기반기는 상용 GNSS 수신기를 대상으로 한 실험에서 C/N_0 값을 통해 성공적으로 기만 성공을 확인했고, 위치해 결과를 통해 기만신호의 성공적인 위치해 조작을 확인하였다.

또한 Zynq UltraScale+ RFSoc를 이용한 multi-constellation 기반기의 기여는 SDR의 기반 기반기의 단일 constellation 지원 문제를 해결하고, 시뮬레이터 기반 기반기의 크기 문제를 개선했다. 특히 40 x 40 mm 패키지의 ZCU28DR RFSoc에 전체 시스템을 구현 가능함을 보임으로써 휴대용 multi-constellation GNSS 기반기의 실현가능성을 제시한다. 향후 연구 과제로 L2, L5 등 다중 주파수 대역의 확장과 Galileo를 포함한 추가 constellation 개발이 필요하다. 또한 더욱 정교한 기만 시나리오 구현을 위해 타겟의 위치해를 교란함으로써 원하는 위치로 이동시키는 유도 기만 알고리즘의 개발이 진행되어야 한다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 다부처 사업으로 수행중인 불법드론 지능형 대응기술개발사업 (과제번호: 2021M3C4039579) 연구결과 중 일부임. 본 연구는 국방과학연구소(ADD)와의 선행연구를 기반으로 수행되었음 (912759101).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, J.-I.P. and C.-O.K.; Software, J.-I.P. and I.K.P.; FPGA Logic, C.-O.K.; Validation, J.-I.P.; Formal Analysis, J.-I.P.; Investigation, J.-I.P.; Resources, J.-I.P. and I.K.P.; Data Curation, J.-I.P.; Writing—Original Draft Preparation, J.-I.P.; Writing—Review and editing, J.-I.P., I.K.P. and C.P.; Visualization, J.-I.P.; Supervision, C.P.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Altaweel, A., Mukkath, H., & Kamel, I. 2023, GPS Spoofing Attacks in FANETs: A Systematic Literature Review, *IEEE Access*, 11, 55233-55280. <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2023.3281731>
- C4ADS 2019, Above Us Only Stars: Exposing GPS Spoofing in Russia and Syria, Technical Report, Center for Advanced Defense Studies, Washington DC.
- Goward, D. 2024, North Korea spoofing aircraft and ships [Internet], *GPS World*, 2024 Jun 3, available form: <https://www.gpsworld.com/north-korea-spoofing-aircraft-and-ships/>
- Humphreys, T. E., Ledvina, B. M., Psiaki, M. L., O'Hanlon, B. W., & Kintner Jr., P. M. 2008, Assessing the spoofing threat: Development of a portable GPS civilian spoofer, In *Proceedings of the 21st International technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ION GNSS 2008)*, Savannah, Georgia, 16-19 September 2008, pp.2314-2325. <https://www.scrip.org/reference/referencespapers?referenceid=733459>
- John, A. Volpe National Transportation Systems Center (Volpe Center) 2001, Vulnerability Assessment of The Transportation Infrastructure Relying on The Global Positioning System
- Jones, M. 2017, Spoofing in the Black Sea: What really happened? [Internet], *GPS World*, 2017 Oct 11, available form: <https://www.gpsworld.com/spoofing-in-the-black-sea-what-really-happened/>
- Kerns, A. J., Shepard, D. P., Bhatti, J. A., & Humphreys, T. E. 2014. Unmanned aircraft capture and control via GPS spoofing, *Journal of field robotics*, 31, 617-636. <https://doi.org/10.1002/rob.21513>
- Lee, C. H., Choi, S. H., Lee Y. J., & Lee, S. J. 2022, Region Defense Technique Using Multiple Satellite Navigation Spoofing Signals, *JPNT*, 11, 173-179. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2022.11.3.173>
- Lo, S., Liu, Z., Ibrahim, L., Chen, Y. H., & Walter, T. 2025, Observations of GNSS Spoofing in Russia in 2023-2024. In *Proceedings of the 2025 International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, Long Beach, California, 27-30 January 2025, pp.425-442. <https://doi.org/10.33012/2025.19985>
- Margana, B. S., Achanta, D. S., Songala, K. K., & Ammana, S. R. 2021, A Simple SDR Based Method to Spoof Low-end GPS Aided Drones for Securing Locations, In *2021 IEEE International Conference on RAAICON*, Dhaka, Bangladesh, 3-4 Dec 2021, pp.32-36. <https://doi.org/10.1109/RAAICON54709.2021.9929965>
- Park, J. I., Lim, J. B., Kang, C. O., & Park, C. 2024, Development of Multi-constellation GNSS Spoofer Using Multicore-based AMP, In *2024 IPNT Conf.*, Phoenix Island Jeju, Korea, 6-8 Nov 2024, pp.163-166. <https://www.ipnt.or.kr/2024proc/40>
- Park, J. I., Park, K. W., & Kang, C. O. 2023, Development of Multi-correlator Analysis Tool Using CUDA for Spoofing Signal Detection, In *2023 IPNT Conf.*, Shinhwa world Jeju, Korea, 1-3 Nov 2023, pp.241-244. <https://www.ipnt.or.kr/2023proc/84>
- Psiaki, M. L. & Humphreys, T. E. 2016, GNSS Spoofing and Detection, *Proceedings of the IEEE*, 104, 1258-1270. <https://doi.org/10.1109/JPROC.2016.2526658>
- Rohde & Schwarz 2025, GNSS and Avionics Simulation for Rohde & Schwarz Signal Generators, Version 17.00
- Rumsfeld, D. H. 2001, Commission to Assess United States National Security Space Management and Organization, Committee on Armed Services of the US House of Representatives.
- Scott, L. 2017, Spoofing Incident Report: An Illustration of Cascading Security Failure [Internet], *Inside GNSS*, 2017 Oct 9, available form: <https://insidegnss.com/spoofing-incident-report-an-illustration-of-cascading-security-failure/>
- Shepard, D. P., Bhatti, J. A., & Humphreys, T. E. 2012a, Drone Hack: Spoofing Attack Demonstration on a Civilian UAV [Internet], *GPS World*, 2012 Aug 1, available form: <https://www.gpsworld.com/drone-hack/>
- Shepard, D. P., Bhatti, J. A., Humphreys, T. E., & Fansler, A. A. 2012b, Evaluation of Smart Grid and Civilian UAV Vulnerability to GPS Spoofing Attacks, In *Proceedings of the 25th international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ION GNSS 2012)*, Nashville, Tennessee, 17-21 Sep 2012, pp.3591-3605. <https://www.ion.org/publications/abstract.cfm?articleID=10534>
- Shepard, D. P. & Humphreys, T. E. 2011, Characterization of Receiver Response to a Spoofing Attacks, In *Proceedings of the 24th international technical meeting of the satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2011)*, Portland, Oregon, 20-23 Sep 2011, pp.2608-2618. <https://www.ion.org/publications/abstract.cfm?articleID=9814>
- Shepard, D. P., Humphreys, T. E., & Fansler, A. A. 2012c, Evaluation of the vulnerability of phasor measurement units to GPS spoofing attacks, *International Journal of Critical Infrastructure Protection*, 5, 146-153. <https://doi.org/10.1016/j.ijcip.2012.09.003>
- Spirent 2024, White paper: GNSS Signal Spoofing, DWP0014 Issue 1-02
- Warner, J. S. & Johnston, R. G. 2003, GPS Spoofing

Countermeasures, Homeland Security Journal, 2, 19-27.
 XILINX 2020, Zynq UltraScale+ Device Packaging and
 Pinouts: Product Specification User Guide, UG1075
 (v1.9)



Jong-Il Park received B.S. and M.S. degrees from Chungbuk National University, Korea in 2018 and 2020, respectively. He has been research engineer of Duksan Navcours. His research interests include GNSS signal processing, GNSS, Drone, SDR and Spoofers.



Chang-Ok Kang received M.S. degrees from Hanbat National University in 2015. He is a Principal Research Engineer of Duksan Navcours. His research interests include Signal Processing Logic Design.



Il Kyu Park is a GNSS system engineer of Duksan Navcours Co., Ltd. He received B.S. and M.S. degrees completion in electronics engineering from Chungnam National University, Korea. He has been involved in several GNSS-related research projects: aerospace navigation system development, pseudolite system design and signal processing techniques. He is interested in the software GNSS receiver and simulation system development.












Chansik Park received B.S., M.S., and Ph.D. degrees in Electrical Engineering from Seoul National University in 1984, 1986 and 1997, respectively. He has been a Professor with the School of Electronics Engineering, Chungbuk National University, Cheongju, Korea, since 1997. His research interests include GNSS, PNS, SDR, integer ambiguity resolution algorithm and Error Analysis.

항법위성용 코드/메세지 생성기 엔지니어링 모델 개발

김진석¹, 윤광호¹, 김병균¹, 서흥석^{1†}, 김현철², 정영운², 용상순³, 석병석³, 박신무³

Navigation Satellite Code/Message Generator Engineering Model Development

Jinseok Kim¹, Kwangho Yun¹, Byeong Gyun Kim¹, Hung Seok Seo^{1†}, Hyunchul Kim²,
Yeongyun Jeong², Sangsoon Yong³, Byong-Suk Suk³, Shin-Mu Park³

¹Microinfinity, Daejeon 34012, Korea

²LIG Nex1, Gyeonggi-do 16911, Korea

³Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

ABSTRACT

Through the Space Pioneer Program, researchers are striving to develop navigation code and message generators at a level comparable to leading nations, with the aim of replacing foreign technology currently relied upon for satellite payload systems. The ultimate goal is to achieve Technology Readiness Level (TRL) 7 and develop a qualification model (QM) for navigation code and message generators tailored to the Korean satellite navigation system. To this end, various activities are undertaken, including the development of an engineering model (EM) and electrical ground support equipment (EGSE), functionality and performance testing, space environment testing, payload assembly support, and payload testing and analysis of the obtained results. This paper presents the design concept, configuration, and verification test results of the code and message generator EM. The results verify that the EM, produced using components compatible with space-grade parts for satellite integration, meets all reviewed requirements to date.

Keywords: code/message generator, engineering model, satellite payload, GNSS

주요어: 코드/메세지 생성기, 엔지니어링 모델(EM), 위성 탑재체, GNSS

1. INTRODUCTION

Global Navigation Satellite System (GNSS)는 지구를 돌고 있는 인공위성에서 송신하는 신호를 이용하여 사용자의 위치, 속도, 시각(Position, Velocity, and Timing) 정보를 제공하는 시스템으로 동기식 이동통신망, 전력망, 금융망과 같은 정밀한 시각동기가 요구되는 분야와 차량 네비게이션, 항공기 및 선박, 드론 및 자율주행 차량 등 정밀한 위치를 요구하는 다양한 응용분야에서 그 활용도가 증가하고 있다 (Kim et al. 2017).

GNSS에는 미국의 Global Positioning System (GPS), 러시아의 Global Navigation Satellite System (GLONASS), 유럽의

Galileo, 중국의 BeiDou Navigation Satellite System (BDS), 인도의 Navigation Indian Constellation (NavIC), 일본의 Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)가 있으며, 각 나라별로 독자적으로 개발하여 운영하고 있다. 우리나라도 한국형 위성 항법시스템 (Korean Positioning System, KPS) 개발을 정부에서 공표한 바 있고 (Kim 2021), 현재 설계와 개발 중에 있다.

항법 위성은 내부 원자시계와 지상 제어국을 통해 시각 동기를 유지한 상태에서 각각의 독립된 코드 정보를 기반으로 항법메세지를 반송파 신호에 실어 지상으로 송신하는데, 항법메세지에는 위성 궤도 정보, 위성 시계 정보 등이 포함되어 있다. 위성항법 수신기는 위성 신호를 수신하여 위성별로 전송된 항법 신호 도착

Received Oct 22, 2025 Revised Nov 09, 2025 Accepted Nov 21, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: hsseo@minfinity.com



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

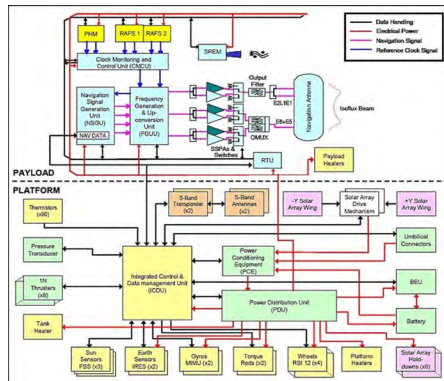


Fig. 1. Block diagram of Galileo GIOVE-B spacecraft architecture (left) and the picture of FOC NSGU test (right) (Eoportall 2012, Thales Alenia Space 2020).

시간차를 이용해서 위성 수신기 간 의사거리를 계산하고 항법 메시지를 처리하여 계산한 위성 위치를 종합하여 수신기의 위치 및 시간을 결정하게 된다 (Kim et al. 2017).

항법위성용 코드/메시지 생성기(Navigation Satellite Code/Message Generator, KCG)는 GNSS를 운영하기 위해 필수적인 항법 코드와 메시지를 생성하여 기저대역(baseband) 송신 신호를 생성하는 장비이다. 주요 기능은 거리 측측을 위한 항법 코드의 생성, 궤도 정보 상태, 이력, 오차 등의 정보를 포함하는 메시지의 생성, 그리고 이들을 합성 및 변조한 기저대역 송신 신호를 생성하여 다음 단계로 제공하는 것이다. 본 연구과제는 위성탐재체 기술 중 코드/메시지 생성기의 국산화와 최종적으로 한국형 위성항법 탐재체에 활용 또는 기여하는 것을 목표로 하고 있으며 이에 따라 상위 개발목표를 만족시킬 수 있도록 세부 규격을 설정하였다 (Kim et al. 2023).

본 논문에서는 KCG 엔지니어링 모델(Engineering model, EM)의 설계 개념과 형상, 검증 시험 결과 등 개발 결과를 기술한다. 위성 탐재를 위해 우주급 부품과 호환되는 EM 부품을 주요 부품에 적용하여 하드웨어를 제작하였고, 임의로 선정된 신호의 규격을 이용하여 내부 및 외부 인터페이스와 기저대역 송신 신호에 대해 검증하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 기존 코드/메시지 생성기 구조에 대해 분석하고, 3장에서는 KCG EM을 설계 및 구현한다. 4장에서는 인터페이스 보드를 이용하여 검증시험을 수행한다. 마지막으로 5장은 결론이다.

2. CODE MESSAGE GENERATOR STRUCTURE ANALYSIS

현재까지 위성탐재체 신호생성기를 위한 많은 연구가 진행되었다. 한국전자통신연구원(ETRI)은 3rd Generation Partnership Project (3GPP) Non-Terrestrial Networks (NTN) 기반 입체통신 및 한국형 L6/S 위성항법 원천기술개발 연구를 통해 L6/S 항법신호 생성/수신 검증 시뮬레이터를 개발하였고, 특히 L6 위성항법신호 검증을 위한 신호생성기를 구현하고 GPS L1 항법신호의 코드 및 메시지를 기반으로 검증하였다 (Bang 2021, Kim & Lee 2021). 넷

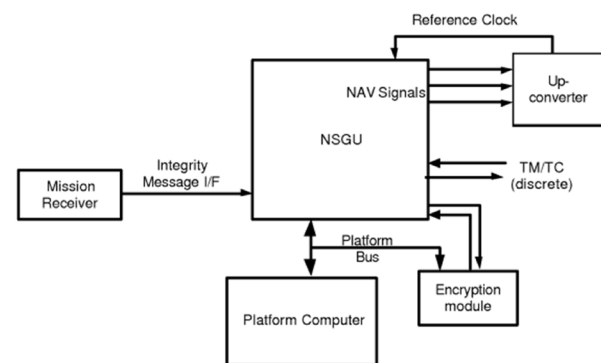


Fig. 2. Block diagram of Galileo NSGU Pre-DM interface.

커스터마이즈는 소프트웨어로 검증된 GPS 신호생성 알고리즘을 Field Programmable Gate Array (FPGA) 기반으로 구현하고, Radio Frequency (RF) 레벨에서 다중 위성신호를 실시간으로 생성 가능한 GPS 신호생성기를 구현한 바 있다 (Choi 2015).

또한 현재 운영 중인 Galileo 위성의 구조와 형상에 대해서 공개된 바 있다 (Eoportall 2012, Thales Alenia Space 2020). Galileo GIOVE-B 위성체의 구조와 Full Operational Capability (FOC) 항법탐재체의 NSGU를 시험하는 모습은 Fig. 1과 같다. 이 중에서 Navigation Signal Generation Unit (NSGU)가 코드/메시지 생성기에 해당된다. NSGU를 구동하기 위한 전원은 Power Distribution Unit로부터 공급받는다. Integrated Control & Data management Unit, Remote Terminal Unit과 인터페이스하여 코드 및 메시지를 만들기 위한 항법용 데이터 등을 처리하고, Frequency Generation & Up-conversion Unit로부터 Clock Monitoring and Control Unit의 기준 클럭을 입력받아 각 대역별 항법 신호를 FGUU로 송신한다. NSGU에서 송신된 항법 신호는 FGUU를 통해 RF로 변환되고, Solid State Power Amplifier, 스위치, 필터, 출력선택기(Output MUX)를 거쳐 송신 안테나(Navigation Antenna)를 통해 지상으로 송출된다.

특히 Galileo NSGU가 수행해야 하는 기능과 구조에 대해 선행개발 모델(Pre-development model, Pre-DM)의 연구가 수행된 바가 있다 (Lindqvist et al. 2002). NSGU 선행개발 모델

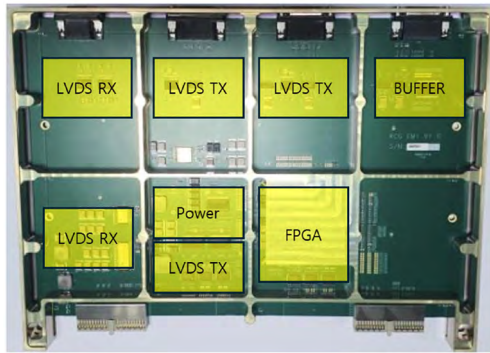


Fig. 4. Detailed image of KCG EM.

3.2 RTL Design and Simulation

KCG EM은 코드/메세지 생성을 위해 동일한 송신 블록(sig_output_block) 3개로 구성되도록 설계하였다. Fig. 5는 설계된 KCG EM의 FPGA 내부 Register Transfer Level (RTL) 블록 다이어그램이다. 각 송신 블록은 RTL 설계의 재사용성과 동작 일관성을 확보하기 위해 동일한 구조로 구현하였으며, 설정값을 통해 개별 송신 블록의 기능을 변경할 수 있도록 하여 기능 설정의 유연성을 확보하였다. 송신 블록 내부에는 송신 신호를 생성하는 신호 생성기(signal generator)와 코드와 메세지 생성을 관리하는 코드메세지 시퀀서(code/message sequencer)가 포함된다. 신호 생성기는 코드메세지 시퀀서를 통해 생성된 코드와 메세지를 합성하여 송신 신호를 생성하는 기능을 수행한다. 코드메세지 시퀀서 하위 모듈로는 코드 생성기(code generator), 프레임 포맷터(frame formatter), 프레임 인코더(frame encoder), 메모리 인터페이스(memory interface)가 있다. 코드 생성기는 설정된 길이와 패턴에 맞는 코드를 생성하고, 생성 가능한 코드는 GPS L1C/A, L2CM/CL, L5I/Q, L1C, 메모리 코드 등이 포함된다. 프레임 포맷터는 메세지 규격에 따라 입력 데이터를 조합하여 프레임을 생성한다. 프레임 인코더는 설정에 따라 컨볼루션 부호화(convolution encoding), Cyclic Redundancy Check (CRC), Low Density Parity Check (LDPC), 인터리빙(interleaving) 등의 처리를 수행하며, 메모리 인터페이스는 생성된 코드 및 메세지를 듀얼포트 메모리에 저장하거나 필요한 모듈에 전달하는 기능을 수행한다.

또한, 설정값을 저장하는 레지스터(registers), 코드 및 메세지를 저장하는 듀얼포트 메모리(dual-port memory)가 함께 구성되어 있다. 레지스터는 Serial Peripheral Interface (SPI) 래퍼(wrapper)를 통해 전달된 설정값을 저장한다. 해당 설정값의 변경을 통해 신호 생성기 및 코드메세지 시퀀서 하위 모듈의 기능 선택, 활성화 및 비활성화를 제어할 수 있다. 예를 들어, 칩 속도 조절, 코드 종류 선택, PRN 번호 설정, 부호화 종류 선택 등의 동작을 수행할 수 있다. 듀얼포트 메모리는 코드메세지 시퀀서에서 생성한 코드와 메세지를 두 개의 메모리 영역에 저장하는 기능을 수행한다. 연속적인 동작을 보장하기 위해 두 영역은 각각 현재 사용 중인 영역과 다음에 사용할 영역으로 구분되어 있다.

외부 인터페이스를 위해, SPI 래퍼, 1PPS 디코더(decoder),

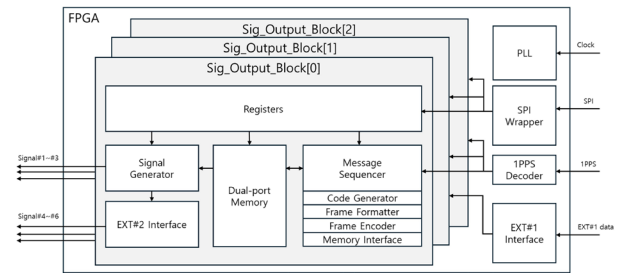


Fig. 5. RTL Block diagram of KCG EM FPGA.

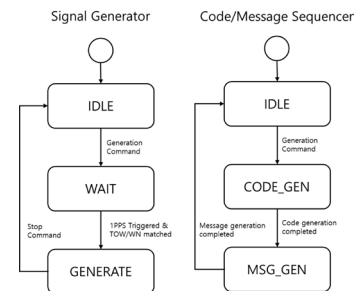


Fig. 6. State diagram of signal generator and code/message sequencer.

EXT1/EXT2 인터페이스, 그리고 입력 클럭을 이용해 필요한 주파수를 생성하는 클럭생성기(Phase Locked Loop, PLL)이 있다. SPI 래퍼는 시스템 제어 모듈로부터 전달된 SPI 신호를 주소, 데이터, 입출력 방향 신호로 구분하여, 레지스터에 설정값을 저장할 수 있도록 변환하는 기능을 수행한다. 1PPS 디코더는 신호 처리 모듈로부터 수신한 1PPS 신호를 이용하여 Time of week (TOW) 및 Week number (WN) 값을 추출하는 기능을 수행한다. EXT1 인터페이스는 송신 신호 2번 및 5번의 메세지 생성에 필요한 데이터를 수신한다. EXT2 인터페이스는 송신 신호 1번부터 3번에 대해 시리얼 부호화(serial encoding)을 하여 송신 신호 4번부터 6번 경로로 전달한다. 클럭생성기의 입력 클럭은 10.23 MHz 구형파를 사용한다.

신호 생성기는 초기상태(IDLE), 대기상태(WAIT), 신호 생성 상태(GENERATE)의 3가지 상태로 구성되며, 시스템 제어 모듈(CM)로부터 1PPS 신호, 신호 생성 명령, 신호 생성 중단 명령을 입력받는다. 신호 생성기는 리셋 신호가 비활성화된 이후 초기 상태에서 대기하며, 시스템 제어 모듈로부터 신호 생성 명령이 들어오면 대기 상태로 전이한다. 이후 1PPS 신호가 인가되면 신호 생성기는 신호 생성 상태로 진입하여, 듀얼 포트 메모리의 현재 영역에 저장된 코드와 메세지를 읽고, 이를 이용해 신호를 생성한다. 코드나 메세지 변경이 없는 경우 선택된 영역을 계속 읽게 되며, 코드나 메세지가 변경되었을 경우 듀얼포트 메모리의 선택된 영역을 바꿈으로써 신호 생성 단계에서 송신 중단 없이 메세지 변경을 할 수 있다. 또한, 시스템 제어 모듈로부터 신호 생성 중단 명령이 들어오면 다시 초기 상태로 이동한다.

코드메세지 시퀀서는 초기상태(IDLE), 코드 생성 상태(CODE_GEN), 메세지 생성 상태(MSG_GEN)의 3가지 상태로 구성되며, 시스템 제어 모듈로부터 신호 생성 명령을 입력 받는다.

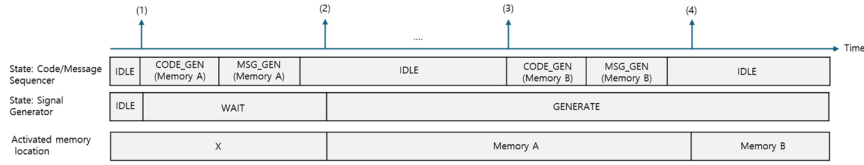


Fig. 7. Timing diagram for the code/message sequencer, signal generator, and activated memory location.

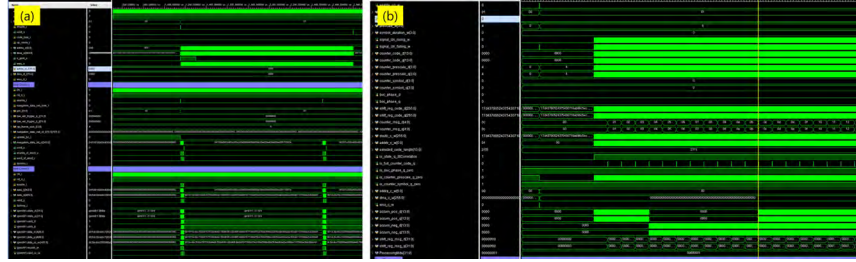


Fig. 8. RTL simulation result: (a) code/message sequencer and (b) signal generator.

리셋 신호가 비활성화된 이후 초기 상태에서 대기하다가 신호 생성 명령이 입력되면 코드 생성 및 메시지 생성 상태로 전이하여 코드와 메시지를 순차적으로 생성한다. 이 때 듀얼포트 메모리의 현재 사용중인 영역과 다른 영역에 결과를 기록하여 신호 생성기가 갱신된 코드 및 메시지를 읽을 수 있도록 한다. 코드 및 메시지 생성이 완료되면 코드메세지 시퀀서는 초기 상태로 복귀하여 다음 신호 생성 명령을 대기한다. 프레임 포매팅 및 인코딩은 코드메세지 시퀀서의 메시지 생성 상태에서 수행되며, 신호 생성기와 코드메세지 시퀀서의 상태 전이도는 Fig. 6과 같다.

신호 생성기와 코드메세지 시퀀서의 타이밍도는 Fig. 7과 같다. (1) 신호 생성 명령이 입력되면 신호 생성기는 대기 상태로 전이하고, 코드메세지 시퀀서는 코드와 메시지 생성을 수행한다. (2) 이후 신호 송신을 시작해야 하는 시점이 되면 신호 생성기가 신호 송신을 개시한다. (3) 새로운 메시지가 필요한 시점이 되면 코드 및 메시지 생성 명령에 의해 코드메세지 시퀀서가 동작을 수행하며, 현재 활성화된 메모리 영역의 반대편 영역에 결과를 저장한다. (4) 마지막으로, 신호 생성기가 새로운 메시지로 전환해야 하는 시점이 되면 신호 생성기는 활성 메모리 영역을 변경하여 연속적인 동작을 유지한다.

RTL로 구현된 신호 생성기와 코드메세지 시퀀서의 동작은 시뮬레이션 도구 Vivado simulator를 이용하여 검증하였다. 각 모듈의 설정값을 입력하여 테스트 벤치를 구성하고, 설정된 타이밍에 따라 신호 생성기와 코드메세지 시퀀서의 동작을 확인하였다. RTL 시뮬레이션 결과 화면은 Fig. 8과 같다.

시뮬레이션을 통해 검증된 RTL은 Microchip Libero를 이용하여 컴파일하였으며, 컴파일 후 리소스 사용 내역은 Table 2와 같다.

3.3 Interface Board

인터페이스 보드는 KCG EM의 기능 검증을 위해 전원 공급을 포함한 모든 인터페이스를 구현하고, 데이터 저장 및 분석이 가

Table 2. Resource usage of FPGA.

| | Total | Used |
|-------------|---------|--------|
| 4LUT | 151,824 | 49,862 |
| DFF | 151,824 | 45,109 |
| User I/O | 720 | 60 |
| RAM1K18 | 209 | 67 |
| CCC | 8 | 2 |
| ROSC_50 MHZ | 1 | 1 |
| SYTSESET | 1 | 1 |
| GRESET | 1 | 1 |
| RGRESET | 206 | 1 |

능하도록 설계하였다. 각 신호의 전기적 규격을 맞추기 위해 로직 레벨 변환기(logic level translator)를 적용하였으며, 데이터 처리 및 저장을 위해 FPGA 평가 모듈(Evaluation module, EVM)을 사용하였다. 또한 표준 FPGA Mezzanine Card (FMC) 커넥터를 사용하여 FPGA EVM과 상호 연결하였다. FPGA EVM은 KCG EM의 SPI 제어, EXT1 신호 및 1PPS 신호 생성, KCG EM 송신 신호 1번부터 6번에 대한 코드 상관 및 상관값 기반 메시지 비트 추출 및 저장, 터미널을 통한 상태 표시 기능을 수행한다. Fig. 9는 인터페이스 보드의 블록 다이어그램이다. 제작된 인터페이스 보드의 형상은 Fig. 10에 제시되어 있다.

4. TEST AND VERIFICATION

4.1 Test setup

본 연구에서 개발한 KCG EM은 기저대역 송신 신호를 생성하는 모듈로, 이 후 단계의 RF 상향변환 및 지상송신 기능은 별도의 모듈에서 수행되기 때문에, 개발된 모듈이 의도한 기능을 정상적으로 수행하는 지, 즉 기저대역 신호가 규격에 따라 정확히 생성되고 인터페이스를 통해 정상적으로 송신되는 지를 검증하는데 중점을 두었다.

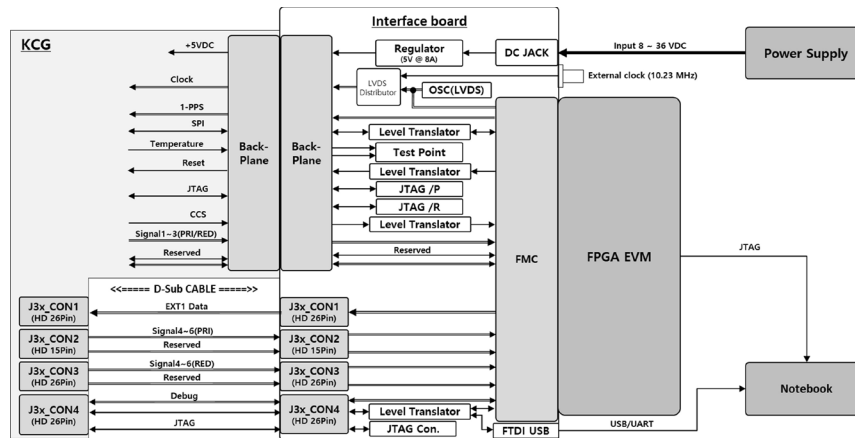


Fig. 9. Block diagram of interface board.

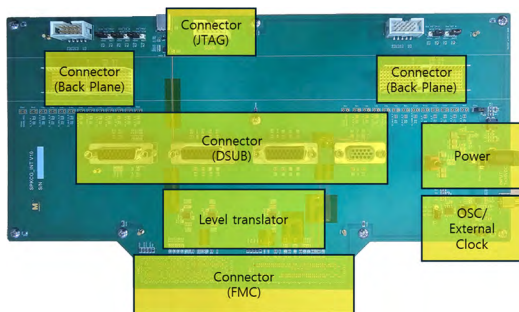


Fig. 10. Detailed image of interface board.

Table 3. Signal specification for verification.

| | Signal 1 & 4 | Signal 2 & 5 | Signal 3 & 6 |
|---------------------|--------------|-----------------|--------------|
| Modulation | BPSK(2) | BPSK(5) | BOC(1,1) |
| Code type | Weil code | Weil code | Weil code |
| Chip rate (Mcps) | 2.046 | 5.115 | 1.023 |
| Chip period (ms) | 5 | 2 | 10 |
| Bit rate (bps) | 50 | 4000 | 25 |
| Encoding | CRC | Serial encoding | CRC |
| Symbol rate (sps) | 50 | 500 | 25 |
| Frame length (bits) | 1500 | 4000 | 1500 |
| Frame length (sec) | 30 | 1 | 60 |

기능 검증을 위해 Table 3과 같이 신호 규격을 설정하였다. 각 신호 송신 채널의 설정값을 다르게 사용하고 구현된 기능 중 일부를 활성화하여 송신 신호를 각각 생성하였다. 코드는 송신 신호 모두에 대해 GPS LIC의 파일럿 코드(Weil Code)를 사용하였다. 메시지 프레임은 송신 신호 1번, 3번, 4번, 6번은 GPS Civil Navigation (CNAV)와 유사한 구조를 사용하고 송신 신호 2번과 5번은 EXT1을 통해 수신되는 데이터를 사용하였다. 또한, 송신 신호 4번부터 6번은 각각 송신 신호 1번부터 3번에 시리얼 인코딩(serial encoding)을 적용하여 생성하였다.

메세지 프레임의 구조는 300비트 서브 프레임 5개로 구성하였고, 하나의 서브 프레임은 프리앰블(Preamble), 코드 번호(PRN), 서브프레임 ID (Subframe ID), 시각정보(TOW/WN), 메세지 콘텐츠(Message contents), CRC 필드로 나뉜다. 각 필드별로 고정값, 생성 값, 외부 입력 등으로 메세지 생성방식이 나뉜다. 신호

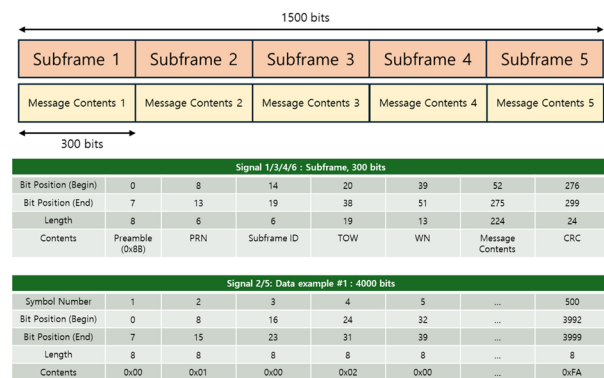


Fig. 11. Detailed frame structure: (top) frame and subframe structure for signal 1&4 and 3&5; (middle) subframe configuration for signal 1&4 and 3&5; (bottom) data example for signal 2 and 5.

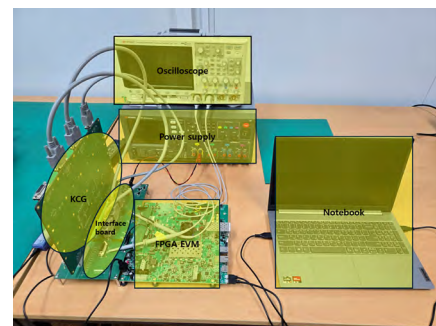


Fig. 12. Experiment environment.

2번과 5번에 사용되는 데이터는 0부터 증가하는 16비트 증분값으로 구성하였다. 각 신호별 메세지 프레임 구조와 데이터 예시는 Fig. 11에 제시하였다.

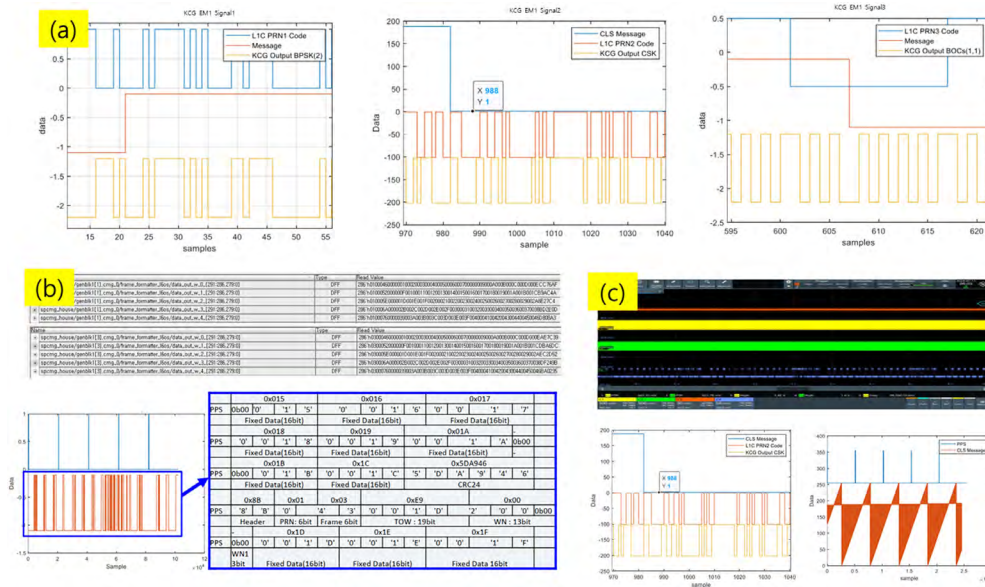
시험 1은 KCG EM의 인터페이스 규격 준수 여부를 확인하였고, 시험 2는 총 6개의 신호에 대해 계측기, 인터페이스 보드, FPGA EVM을 활용하여 코드 및 메세지의 정상 여부를 검증하였다. 시험 환경은 Fig. 12에 제시하였다.

Table 4. Verification result: interface.

| | Requirement | KCG EM | Result |
|---------------------|-----------------|---------------|--------|
| Offset (LVDS) | 1.125 ~ 1.375 V | 1.17 ~ 1.24 V | OK |
| Differential (LVDS) | 247 ~ 454 mV | 378~385 mV | OK |
| Output (LVTTTL) | ≥ 2.4 V | 3.23 | OK |
| Input (LVTTTL) | ≥ 2.4 V | 2.86 | OK |

Table 5. Verification result: generated signal analysis.

| | Requirement | Result |
|---------------------|------------------------------|--------|
| Modulation | BPSK(2) / BPSK(5) / BOC(1,1) | OK |
| Code type | Weil code | OK |
| Chip rate (Mcps) | 2.046 / 5.115 / 1.023 | OK |
| Chip period (ms) | 5 / 2 / 10 | OK |
| Bit rate (bps) | 50 / 4000 / 25 | OK |
| Symbol rate (sps) | 50 / 500 / 25 | OK |
| Frame length (bits) | 1500 / 4000 / 1500 | OK |
| Frame length (sec) | 30 / 1 / 60 | OK |
| Encoding | CRC, serial encoding | OK |

**Fig. 13.** Detailed image of verification result: (a) LVDS (signal 4~6) and (b) LVTTTL signals (SPI interface).**Fig. 14.** Detailed image of verification result: (a) logged data from oscilloscope, (b) decoded frame comparing result of signal 1&4, 3&6 and (c) decoding result of signal 2&5.

4.2 Verification Result

KCG EM의 인터페이스 규격 검증 결과는 Table 4와 Fig. 13에 나타나 있으며, 각 신호 별로 규격을 만족함을 확인하였다. KCG EM의 송신 신호에 대해 검증한 결과는 Table 5와 Figs. 14, 15에 제시하였다. 계측기의 파형 저장 기능을 활용하여 검증용 신호 규격과 동일한 코드 및 메시지가 송신됨을 확인하였다. 아울러 인터페이스 보드와 FPGA EVM을 통해 각 신호별 코드 상관 처리

및 상관값 부호를 이용해 메시지 비트를 추출 및 저장한 결과를 분석한 결과, 신호가 정상적으로 생성됨을 확인하였다 (자료 중 일부는 보안상의 이유로 표시를 제한하였다).

5. 결론

본 논문에서는 항법 위성용 코드/메시지 생성기 엔지니어링



Fig. 15. Detailed image of verification result: FPGA EVM terminal.

모형을 설계하고 구현하였다. 상위 규격을 만족시킬 수 있도록 개발 목표를 수립하고, 이를 충족할 수 있도록 부품을 선정하여 하드웨어를 제작하고, 코드/메세지 생성 로직을 설계 및 구현하여 FPGA에 탑재하였다. 설계 및 구현한 코드/메세지 생성기의 동작확인을 위해 각 인터페이스 및 기저대역 송신 신호를 대상으로 인터페이스 보드, FPGA EVM, 계측기를 활용하여 검증하였다. 그 결과, LVDS 및 LVTTTL 인터페이스와 6개의 기저대역 송신 신호 모두에서 설정한 규격을 만족하는 것을 확인하였다.

향후 연구에서는 신호 규격과 인터페이스를 갱신하여 검증을 수행할 계획이며, 또한 확장된 EGSE를 이용한 기능 및 장기 성능 시험, 환경시험, 상위 체계 연동 시험 등을 통해 성능을 평가하고 결과를 분석할 예정이다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 우주항공청의 스페이스파이오니어사업에 의해 수행되었습니다 (RS-2021-NR117705).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, Hung Seok Seo; Hardware design and implementation, Jinseok Kim, Kwangho Yun and Byeong Gyun Kim; RTL design and implementation, Jinseok Kim; Design review, Jinseok Kim, Kwangho Yun, Byeong Gyun Kim, Hyunchul Kim, Yeongyun Jeong, Shin-Mu Park, Sangsoo Yong and Byong-Suk Suk, Experiment execution and data analysis, Jinseok Kim, Kwangho Yun and Yeongyun Jeong; Writing, review and editing, Jinseok Kim, Kwangho Yun, Byeong Gyun Kim and Hung Seok Seo; Project administration, Hung Seok Seo.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Bang, S. 2021, Study on 3D Communication Standard Technologies and Satellite Navigation Core Technologies: The 3rd Year Report, in Research on Hyper-Connected 3D Communication Technologies Beyond Connectivity Limits, Daejeon, Republic of Korea, <https://ksp.etri.re.kr/ksp/report/file/35296.pdf>
- Choi, J., Kim, Y., & Ahn, M. 2015, An Implementation of a GPS Signal Generator based on FPGA and Indoor Positioning System, Journal of Satellite, Information and Communications, 10, 38-43. <https://www.koreascience.kr/article/JAKO201571360572766.pub>
- Eoportal 2012, GIOVE-B (Galileo In-Orbit Validation Element-B), <https://www.eoportal.org/satellite-missions/giove-b#navant-navigation-antenna>
- Kim, H., Yun, S., Jung, Y., Park, S., Kim, D., et al. 2023, Code/Message Generator Development for Navigation Satellite. in Proc. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, Jeju, Korea, Apr. 2023, pp.391-392.
- Kim, T. 2021, Status of the Korea Positioning System (KPS), presented at the 61st Meeting of the Civil GPS Service Interface Committee (CGSIC), St. Louis, MO, USA, 20-21 Sep 2021. <https://archive.gps.gov/cgsic/meetings/2021/kim.pdf>
- Kim, T. & Lee, S. 2021, Implementation of Signal Generator for L6 Signal Verification, in Proc. of the Korean Institute of Communications and Information Sciences Summer Conference, Jeju, Korea, 16-18 Jun 2021, p.979.
- Kim, T., Sin, C., & Yom, I. 2017, Technical Trends of GNSS Signal Generator, Electronics and Telecommunications Trends, 32, 98-106. <https://ettrends.etri.re.kr/ettrends/165/0905002210/>
- Lindqvist, P.-O., Kurvin, C., Löw, A., & Kaufmann, R. 2002, Architecture of a signal generator for the Galileo global satellite navigation system, in Proc. Data Systems in Aerospace, Dublin, Ireland, 13-16 May 2002, pp.7.1-7.5.
- Thales Alenia Space 2020, NSGU delivered to SurreySat for Galileo satellites. https://twitter.com/thales_alenia_s/

status/1321816855389065219



Jinseok Kim is an RTL design engineer in the GNSS team at Microinfinity Co., Ltd. He received his B.S. in Electrical Engineering from KAIST in 2006. His current research interests include GNSS receiver architectures for FPGA and ASIC development.



Kwangho Yun received his Bachelor's degree in Computer Engineering from Hanbat National University in 2007. He joined Navicom Co., Ltd. in 2002 and has 23 years of experience in navigation hardware development. He was appointed Principal Researcher Engineer at Microinfinity Co., Ltd. in 2021.



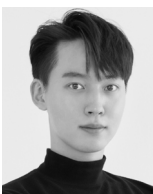
Byeong Gyun Kim is a principal research engineer at Microinfinity Co., Ltd. in Korea. He received his B.S and M.S degrees from Chungnam National University in 1999 and 2011, respectively. His research has included work on developing innovative approaches to GNSS anti-jamming and exploring new methods for improving GNSS receiver performance.



Hung Seok Seo received the Doctor of Engineering degree in Electronics from Chungnam National University in 2003. He joined Navicom Co., Ltd. in 2002 and has 24 years of experience in navigation. He works as a senior researcher for Microinfinity in 2023.



Hyunchul Kim received the M.S. degree from Korea University in 2014. He is currently working as a senior researcher at LIG Nex1. His current research interests include navigation satellite code/message generator and related subsystem.



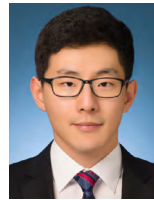
Yeongyun Jeong is a hardware engineer at LIG Nex1 Co., Ltd. in Korea. He received his B.S. from Kyonggi University. His current research interest includes navigation satellite code/message generator.



Sangsoon Yong received the Doctor of Engineering degree in Electronics from Chungnam National University in 2008. He joined Korea Aerospace Research Institute (KARI) in 1991 and has developed several payloads for national LEO and GEO satellites. He now leads the Space Pioneer Program, developing the key technology of launch vehicle and satellite linked to the national space plan.



Byong-Suk Suk received the Doctor of Engineering degree in Electronics from Chungnam National University in 2007. He joined Korea Aerospace Research Institute (KARI) in 1994 and has 31 years of experience in spacecraft subsystem and systems engineering. He has worked as a systems engineer for Space Pioneer Program Office (SPPO) of KARI since 2021.



Shin-Mu Park is a researcher in Space Pioneer Program Office at Korea Aerospace Research Institute. He received his B.S and M.S degrees from Jeonbuk National University in 2018 and 2020, respectively. He works for the project management of Space Pioneer Program's 16 national space key technology developments.

링레이저 자이로 3축 단일 디더 형상에 따른 고유 주파수 특성 분석

김천중¹, 안준은¹, 유해성¹, 심규민¹, 박준민^{2†}

Analysis of Natural Frequency Characteristics According to Type of Cluster Dither with 3-axis Ring Laser Gyroscopes

Cheon Joong Kim¹ , Jun Eon An¹ , Haesung Yu¹ , Kyumin Shim¹ , JunMin Park^{2†} 

¹Agency for Defense Development, Daejeon 34022, Korea

²Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

ABSTRACT

The ring laser gyro, a representative optical gyro, has an area where small angular velocity inputs are not measured due to backscattering of the reflector. This area, referred to as a lock-in, is typically removed by applying a very large sinusoidal vibration to the gyro body. A mechanical device that applies sinusoidal vibration to the gyro body is called a dither. Dithers have various shapes depending on the gyro size, and when the gyro optical path is relatively large, a single-axis dither is applied. In the case of a single-axis dither, it is located at the center of the gyro body, but if the optical path of the gyro is small, a cluster dither that simultaneously applies sinusoidal vibration to the 3-axis gyro should be used. In the cluster dither, unlike the single-axis dither, a gyro body tilted at a certain angle is mounted on the spoke of the dither, and the gyro mounting part for mounting the gyro is attached at the end of the spoke. In addition, the dither fixing hole is located in the center of the gyro body in the case of single-axis dither, whereas is located on the outside of the dither in the case of the cluster dither. Therefore, unlike the single-axis dither, the rotation center of the cluster dither does not coincide with the center of the gyro body, but rather is located at the center of the cluster dither. Depending on the shape of the cluster dither, the dither natural frequency varies and a different dither frequency analysis method must be applied. In this paper, we analyze natural frequency characteristics according to the shape of a cluster dither and present the results. We also verify the results through modeling and simulation.

Keywords: cluster dither, dither natural frequency, dither spoke, mounting part

주요어: 단일 디더, 디더 고유 주파수, 디더 스포크, 장착부

1. 서론

대표적인 광학식 자이로인 링레이저 자이로는 반사경의 후방산란에 의해 작은 크기의 외부 인가 각속도가 측정되지 않는 영역이 존재하게 되며, 이를 락인(lock-in) 영역이라고 한다(Siouris 1993, Aronowitz 1999). 이러한 락인 문제를 해결하는 대표적인 방법은 큰 정현파 진동을 자이로 몸체에 인가하여 외부에서 인가된 각속도가 락인 영역에 머무르는 시간을 최소화하는 것

이다. 디더(dither)에서 인가된 정현파 진동은 자이로 출력을 디더 주기마다 적분하면 제거되므로 이러한 방법을 적용하여 외부 인가 각속도를 측정하게 된다. 이와 같이 자이로 몸체에 정현파 진동을 인가하는 기계적인 장치를 디더라고 하며, 링레이저 자이로의 크기에 따라 다양한 형태의 디더가 구현될 수 있다(Siouris 1993, Aronowitz 1999). 디더를 이용하여 자이로 몸체에 정현파 진동을 인가하는 방법은, 디더에 부착된 Pb-lead Zirconate Titanate (PZT)에 디더 고유 주파수에 해당하는 전압을 주기적으

Received Oct 29, 2025 Revised Nov 17, 2025 Accepted Nov 24, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: jm_park@cnu.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

로 인가하여 디더 구조물에 굽힘 모멘트(bending moment)를 발생시키는 것이다. 따라서 디더의 주요 설계 요소는 디더 고유 주파수 및 디더 진폭이 된다. 락인 영역에 머무는 시간을 최소화하여 링레이저 자이로의 랜더워크 성능을 향상시키기 위해서는 디더의 각속도를 증가시켜야 하며, 동일 진폭에서 디더의 각속도를 증가시키는 방법으로 디더의 고유 주파수를 증가시키는 방법이 있다 (Aronowitz 1999). 따라서 링레이저 자이로의 락인 영역이 커지면 이에 맞게 디더의 고유 주파수를 증가시켜야 한다. 일반적으로 광경로 28 cm급 링레이저 자이로의 경우 약 400 Hz, 광경로 16 cm급 링레이저 자이로의 경우 약 600 Hz의 단축 디더 고유 주파수를 가지는 것으로 알려져 있으며 링레이저 자이로의 광경로가 작아질수록 락인 영역이 커지기 때문에 디더의 고유 주파수는 커져야 한다 (Siouris 1993).

일반적으로 1축 디더는 링레이저 자이로 몸체의 중심부에 장착되며, 디더 스포크(spoke)의 끝단에 고정된 자이로 몸체에 정현파 진동이 인가되도록 제작된다. 따라서 1축 디더는 외팔보(clamped-free cantilever)로 모델링 가능하며, 이에 대한 설계 및 분석에 대한 많은 연구가 있었다 (Li 2013, Yu et al. 2013, Xiong et al. 2016, Lee et al. 2002, 2009). 이러한 1축 디더를 링레이저 자이로 3개가 탑재되는 관성측정장치(inertial measurement unit)에 적용할 경우, 3개의 서로 다른 고유 주파수를 가지는 3개의 디더가 축별로 필요하게 된다 (Siouris 1993). 링레이저 자이로에 적용되는 1축 디더는 링레이저 자이로의 광경로가 어느 정도 큰 경우에 일반적으로 사용되며, 링레이저 자이로의 광경로가 작아지는 경우에는 디더 장착에 허용되는 면적이 협소하여 디더 설계 및 제작에 어려움이 따른다. 이를 극복하기 위하여 3축의 자이로 몸체에 기계적 진동을 동시에 인가할 수 있는 단일 디더가 제안되었다 (Hanse 1992). 제안된 단일 디더는 링레이저 자이로 기반 관성측정장치 소형화 설계에 필수적이다. 그러나, 형상만 제안되었지 단일 디더 설계 및 분석에 대한 연구가 진행된 사례는 없었다. 이 논문에서는 링레이저 자이로 기반 관성측정장치에 적용 가능한 단일 디더의 설계 및 형상에 따른 고유 주파수 해석 결과를 제시한다. 앞에서 언급한 바와 같이 단일 디더 고유 주파수는 링레이저 자이로 락인 영역의 크기와 관계가 있기 때문에, 단일 디더의 고유 주파수 설계 요구 규격인 800 Hz를 만족하는 설계와 형상에 따른 고유 주파수 해석 결과를 제시한다.

단일 디더는 3개의 링레이저 자이로가 장착되어야 하기 때문에 3개의 디더 스포크가 디더 중심에서 상호 지지하며, 120도 간격으로 하우징에 장착되도록 설계되었다. 단일 디더의 회전축은 디더 중심에 위치하며, 3개의 링레이저 자이로는 3개의 스포크 사이 공간에 디더 회전축 방향으로 120도 간격으로 회전축과 64도 기울어져 장착된다. 단일 디더의 스포크 한쪽 끝은 디더 회전 중심에서 자이로 장착부와 연결되며, 다른 쪽 끝은 관성측정장치 하우징에 고정된다. 따라서, 1축 디더와는 다르게 지지 외팔보(clamped-supported cantilever)로 모델링이 가능하다. 이와 같이 디더의 형상에 따라 모델링이 달라지므로, 형상에 맞도록 고유 주파수를 해석하는 방법이 달리 적용되어야 한다. 이 논문에서는 지지 외팔보 모델을 이용한 단일 디더 설계 결과를 제시하고, Solidworks를 이용한 M&S 결과와 비교 분석하였다. 또한 단일 디더를 실제 제작하여 평가한 결과를 설계 값과 비교하였다.

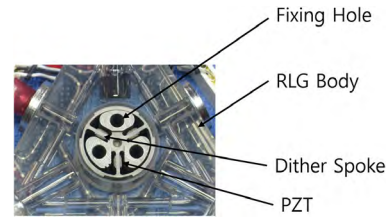


Fig. 1. The picture of typical one-axis dither.

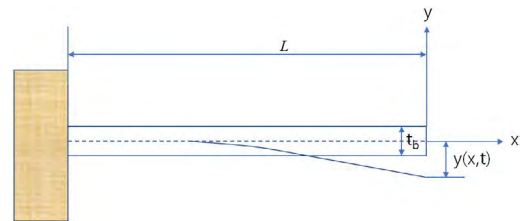


Fig. 2. The configuration of cantilever beam.

2. 외팔보 운동 방정식

2.1 외팔보 운동 방정식 유도

일반적인 1축 디더는 Fig. 1과 같다. Fig. 1에서 디더는 3개의 홀을 이용하여 링레이저 자이로 하우징에 고정되며, 디더 스포크에 링레이저 자이로 몸체가 고정되도록 제작된다. 그러므로 디더 스포크에 부착된 PZT에 전압을 인가하면 자이로 몸체가 정현파 진동을 하게 된다. 이러한 원리로 디더가 동작되므로 디더 스포크를 Fig. 2와 같은 외팔보(cantilever beam)로 모델링이 가능하다. 외팔보의 횡변위(transverse deflection) 운동 방정식은 Eq. (1)과 같다 (Timoshenko et al. 1974, Lee et al. 2002, Rao 2004).

Eq. (1)에서 E는 외팔보의 영률(Young's modulus), I는 관성 모멘트(moment of inertia), ρ 는 밀도, A는 단면적이며, $p(x, t)$ 는 외부에서 인가되는 힘이다. 그러나 외팔보의 고유 주파수는 외부에서 인가되는 힘과 무관하므로 Eq. (1)에서 $p(x, t)$ 는 영이라 가정할 수 있다. Eq. (1)에서 외팔보가 고유 주파수를 가지고 일정 진폭으로 진동한다고 가정하면, 횡변위 $y(x, t)$ 는 Eq. (2)와 같다. Eqs. (1, 2)에 변수 분리법을 적용하여 x에 대한 특성 방정식을 구하면 Eq. (3)과 같다. Eq. (3)에서 λ 는 Eq. (4)와 같고, Eq. (4)에 대한 일반해를 구하면 Eq. (5)와 같다. Eq. (5)의 일반해에 대한 계수를 구하기 위해서는 외팔보의 경계조건이 요구되며, 이를 식으로 나타내면 Eqs. (6a, b)와 같다. Eqs. (6a, b)의 외팔보 경계조건은 외팔보가 고정된 $x=0$ 지점에서, 횡변위 및 횡변위 기울기(slope)는 각각 0이며, 외팔보의 끝단인 $x=L$ 지점에서, 횡변위 모멘트(bending moment)와 전단력(shear force) 또한 각각 0임을 의미한다 (Timoshenko et al. 1974, Lee et al. 2002, Rao 2004). Eq. (5)에서, $x=0$ 에서의 외팔보 경계조건인 Eq. (6a)에 대하여 방정식을 구하면 Eq. (7)이 계산되며, Eq. (7)을 모두 만족하는 계수를 구하여 Eq. (5)에 대입하면 Eq. (8)과 같다. Eq. (8)에서 $x=L$ 에서의 외팔보 경계조건인 Eq. (6b)를 적용하여 정리하면 Eq. (9)가 계산되며, Eq. (9)의 행렬식(determinant)이 영이 되는 λL 을 구하면 Eq. (10)과 같다. Eq. (10)을 만족하는 λL 은 주기적인 해를 가지는 것

Table 1. Solution of characteristic equation.

| Type of beam | Solution of characteristic equation | (λL) |
|---------------------|--|-----------------|
| Clamped-free | $\text{chsh } \lambda L \cos \lambda L = -1$ | 0.596864π |
| Clamped-clamped | $\text{chsh } \lambda L \cos \lambda L = 1$ | 1.50562π |
| Clamped-supported | $\tan \lambda L - \tanh \lambda L = 0$ | 1.249876π |
| Supported-supported | $\cos \lambda L = 0$ | π |

로 나타나기 때문에 1차로 만족하는 값을 구하면 0.596864π 가 된다. Eq. (4)를 f_n 에 대하여 정리하면 Eq. (11)과 같고 Eq. (11)에 Eq. (10)을 만족하는 λL 을 대입하면 외팔보의 고유 주파수 f_n 이 구해진다.

$$EI \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \rho A \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = p(x, t) \quad (1)$$

$$y(x, t) = Y(x) \cos(\omega t + \psi) \quad (2)$$

$$\frac{d^4 Y}{dx^4} - \lambda^4 Y = 0 \quad (3)$$

$$\lambda^4 = \frac{\rho A \omega^2}{EI} \quad (4)$$

$$Y(x) = c_1 \sin(\lambda x) + c_2 \cos(\lambda x) + c_3 \sinh(\lambda x) + c_4 \cosh(\lambda x) \quad (5)$$

$$Y(0) = 0, \frac{dY}{dx} \Big|_{x=0} = 0 \quad (6a)$$

$$\frac{d^2 Y}{dx^2} \Big|_{x=L} = 0, \frac{d^3 Y}{dx^3} \Big|_{x=L} = 0 \quad (6b)$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 1 \\ \lambda & 0 & \lambda & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \\ c_4 \end{bmatrix} = 0 \quad (7)$$

$$Y(x) = c_1 (\sin(\lambda x) - \sinh(\lambda x)) + c_3 (\cos(\lambda x) - \cosh(\lambda x)) \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} -\lambda^2 (\sin(\lambda L) + \sinh(\lambda L)) & -\lambda^2 (\cos(\lambda L) + \cosh(\lambda L)) \\ -\lambda^3 (\cos(\lambda L) + \cosh(\lambda L)) & \lambda^3 (\sin(\lambda L) - \sinh(\lambda L)) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_1 \\ c_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (9)$$

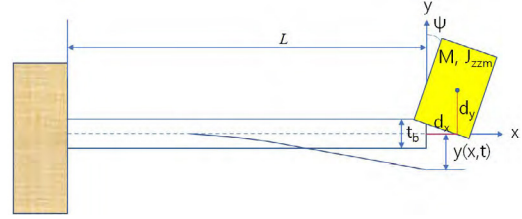
$$\cosh \lambda L \cos \lambda L = -1 \quad (10)$$

$$f_n = \frac{1}{2\pi} (\lambda L)_1^2 \sqrt{\frac{EI}{mL^3}} \quad (11)$$

Eq. (11)에서 중량 m 은 디더 스프링의 무게 ρAL 로 계산된다. 외팔보는 다양한 경계조건을 가진다. Fig. 1의 외팔보에서 양쪽을 모두 고정할 경우에는 Eq. (12)의 경계조건, 왼쪽 부분은 고정하고 오른쪽 부분은 지지하는 경우에는 Eq. (13)과 같은 경계조건, 양쪽을 모두 지지하는 경우에는 Eq. (14)와 같은 경계조건을 가진다. Eqs. (6a, b)와 Eqs. (12-14)의 경계조건에 Eq. (5)를 대입하고 Eq. (9)와 같은 방정식을 유도하여 행렬식이 영이 되는 λL 을 구하여 정리하면 Table 1과 같다 (Rao 2004). Table 1은 외팔보의 경계조건에 따라 고유 주파수가 크게 달라짐을 보여주고 있다.

$$Y(0) = 0, \frac{dY}{dx} \Big|_{x=0} = 0, Y(L) = 0, \frac{dY}{dx} \Big|_{x=L} = 0 \quad (12)$$

$$Y(0) = 0, \frac{dY}{dx} \Big|_{x=0} = 0, Y(L) = 0, \frac{d^2 Y}{dx^2} \Big|_{x=L} = 0 \quad (13)$$

**Fig. 3.** The configuration of cantilever beam with an end mass.

$$Y(0) = 0, \frac{d^2 Y}{dx^2} \Big|_{x=0} = 0, Y(L) = 0, \frac{d^2 Y}{dx^2} \Big|_{x=L} = 0 \quad (14)$$

2.2 외팔보 끝단에 물체가 부착된 경우 운동 방정식 유도

2.1절에서 외팔보 자체에 대한 고유 주파수 계산식을 유도하였다. 그러나 단일 디더의 경우 $x=L$ 의 외팔보 끝단에 자이로 몸체가 고정되어 있으므로, 이를 고려한 외팔보의 고유 주파수 계산이 요구된다. 이번 절에서는 Fig. 3과 같이 외팔보의 끝단에 무게 M 이고 관성 모멘트 J_{zz} 인 물체가 부착된 경우에 대한 운동 방정식을 유도한다. 부착된 물체의 무게 중심은 외팔보 끝단의 좌표와 x 방향으로 d_x , y 방향으로 d_y , z 방향으로 d_z 만큼 이격되어 있다고 가정하였다. 또한 자이로 몸체가 단일 디더의 회전축 기준으로 기울어져 장착되는 것을 고려하여 외팔보 끝단 장착 물체가 z 축 방향으로 $-\psi$ 만큼 회전한 상태로 장착되었다고 가정하였다. 이를 그림으로 나타내면 Fig. 3과 같다.

Fig. 3과 같은 clamped-free 외팔보의 고유 주파수 계산을 위해서는 새로운 방정식의 유도가 필요하다. Fig. 3에서 알 수 있듯이 외팔보 자체는 Fig. 2와 동일하므로 Eqs. (1-5)는 동일하게 적용 가능하다. 그러나 외팔보 끝단에 물체가 부착되므로 $x=L$ 지점의 경계조건이 달라진다. 따라서, Eqs. (6a, b)가 새롭게 유도되어야 한다. $x=L$ 지점의 경계조건은 끝단에 부착된 물체의 의해 발생하는 횡변위 모멘트와 전단력이 외팔보 자체의 횡변위 모멘트 및 전단력과 동일하다고 가정한다. 이를 수식으로 나타내면 Eqs. (15, 16)과 같다 (Bhat & Kulkarni 1976, Anderson et al. 1978, Lei et al. 2021). Eqs. (15, 16)에 Eq. (2)를 대입하여 횡방향 변위에 대한 경계조건을 유도하면 Eqs. (17, 18)과 같다.

$$EI \frac{\partial^3 y(x, t)}{\partial x^3} - M \frac{\partial^2 y(x, t)}{\partial t^2} - M d_x \frac{\partial^3 y(x, t)}{\partial t^2 \partial x} = 0 \quad (15)$$

$$EI \frac{\partial^2 y(x, t)}{\partial x^2} + J_{zz} \frac{\partial^3 y(x, t)}{\partial t^2 \partial x} + M d_x \frac{\partial^2 y(x, t)}{\partial t^2} = 0 \quad (16)$$

$$EI \frac{d^3 Y(x)}{dx^3} + M \omega^2 Y(x) + M d_x \omega^2 \frac{dY(x)}{dx} = 0 \quad (17)$$

$$EI \frac{d^2 Y(x)}{dx^2} - J_{zz} \omega^2 \frac{dY(x)}{dx} - M d_x \omega^2 Y(x) = 0 \quad (18)$$

여기서 M 은 끝단 물체의 무게, J_{zz} 는 외팔보 끝단을 중심축으로 하여 끝단 물체의 z 축 방향의 관성 모멘트이다. 그러나 끝단 물체의 무게 중심이 외팔보 끝단과 거리 벡터 $d = [d_x \ d_y \ d_z]$ 만큼 이격되어 있고 x, y, z 축 방향으로 각각 Φ, θ, ψ 의 각 회전이 있는 경우에는 평행축 정리(parallel axis theorem) 및 좌표변환행렬

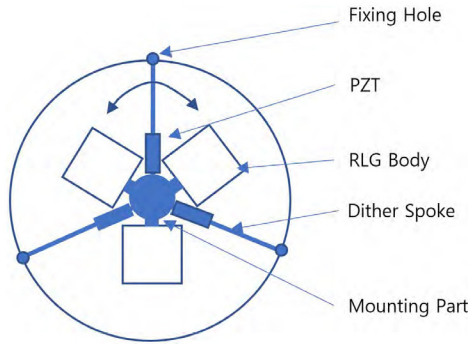


Fig. 4. The shape of cluster dither.

$C_{bm}=R(\phi)R(\theta)R(\psi)$ 을 이용하여 Eq. (19)와 같이 끝단 물체의 장착 축 기준의 관성 모멘트가 계산된다 (Rao 2004). Eq. (19)에서 J_m 은 끝단 부착 물체의 관성 모멘트 행렬, d 는 이격거리 벡터, $I_{3 \times 3}$ 은 단위 행렬을 의미한다. Eq. (19)에서 계산된 관성 모멘트를 Eqs. (17, 18)에 대입하고 $x=0$ 지점의 경계조건을 만족하는 Eq. (8)의 변위 식을 Eqs. (17, 18)에 대입하여 Eq. (8)의 계수 c_1, c_3 에 대해서 정리하면 Eq. (20)과 같다. Eq. (20)을 구성하는 변수를 정리하면 Eqs. (21-23)과 같다. Fig. 3의 외팔보 고유 주파수는 2.1절에서 제시한 계산 방법과 동일한 방법으로 Eq. (20)의 행렬식이 영이 되는 λL 을 구하고, 이를 Eq. (11)에 대입하여 정리하면 끝단에 물체가 부착된 외팔보의 고유 주파수 계산이 가능하다.

$$J = C_m^b J_m C_b^m + M(dd^T I_{3 \times 3} - d^T \cdot d) \quad (19)$$

$$\begin{bmatrix} -G_2(L) + \mu_M \lambda L F_1(L) + \mu_d \lambda^2 L^2 F_2(L) & F_1(L) + \mu_M \lambda L F_2(L) - \mu_d \lambda^2 L^2 G_1(L) \\ -G_1(L) - \mu_J \lambda^3 L^3 F_2(L) - \mu_d \lambda^2 L^2 F_1(L) & -G_2(L) + \mu_J \lambda^3 L^3 G_1(L) - \mu_d \lambda^2 L^2 F_2(L) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_1 \\ c_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (20)$$

$$F_1(x) = \sin(\lambda x) - \sinh(\lambda x), \quad F_2(x) = \cos(\lambda x) - \cosh(\lambda x) \quad (21)$$

$$G_1(x) = \sin(\lambda x) + \sinh(\lambda x), \quad G_2(x) = \cos(\lambda x) + \cosh(\lambda x) \quad (22)$$

$$\mu_M = \frac{M}{\rho A L}, \quad \mu_d = \frac{M_d}{\rho A L^2}, \quad \mu_J = \frac{J}{\rho A L^3} \quad (23)$$

동일한 방법으로 지지 외팔보에 대해서 고유 주파수 계산이 가능하나, 지지 외팔보의 경우 $x=L$ 지점의 경계조건이 외팔보와는 다르기 때문에 새로이 유도하여야 한다. 외팔보의 경계조건인 Eqs. (15, 16)은 외팔보 끝단에서 전단력 및 모멘트의 평형이 성립하는 것을 가정하고 있다. 그러나, 지지 외팔보의 경우에는 끝단에서 회전만 가능하고 움직임은 없는 고정된 상태이므로 Eq. (14)의 $Y(L)=0$ 이라는 조건이 성립한다. 따라서 $Y(L)$ 의 시간에 대한 이차 미분항도 영이 되므로 이 조건을 Eqs. (15, 16)에 대입하여 지지 외팔보의 경계조건을 새로이 구하면 Eqs. (24, 25)와 같다. Eqs. (24, 25)에 Eq. (8)을 대입하여 정리하면 Eq. (26)과 같다.

$$EI \frac{\partial^3 y(x,t)}{\partial x^3} - M d_x \frac{\partial^3 y(x,t)}{\partial t^2 \partial x} = 0 \quad (24)$$

$$EI \frac{\partial^2 y(x,t)}{\partial x^2} + J_z \frac{\partial^3 y(x,t)}{\partial t^2 \partial x} = 0 \quad (25)$$

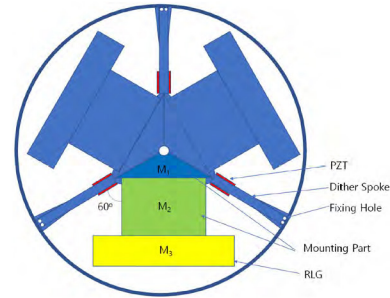


Fig. 5. The total top view of cluster dither.

$$\begin{bmatrix} -G_2(L) + \mu_d \lambda^2 L^2 F_2(L) & F_1(L) - \mu_d \lambda^2 L^2 G_1(L) \\ -G_1(L) - \mu_J \lambda^3 L^3 F_2(L) & -G_2(L) + \mu_J \lambda^3 L^3 G_1(L) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_1 \\ c_3 \end{bmatrix} = 0 \quad (26)$$

지지 외팔보의 고유 주파수도 Eq. (26)의 행렬식이 영이 되는 λL 을 구하고 이를 Eq. (11)에 대입하여 정리하면, 끝단에 물체가 부착된 경우의 지지 외팔보 고유 주파수 계산이 가능하게 된다.

3. 단일 디더 형상 설계

1축 디더는 다수의 디더 스포크 끝에 자이로 몸체 1개가 고정되며, 디더 회전중심은 디더 고정부 중심과 일치한다. 단일 디더는 관성측정장치를 구성하는 3개의 자이로 몸체에 정현파 진동을 동시에 인가하기 위해 1축 디더와는 다른 형상을 가진다. 단일 디더의 한 예로, 3축의 자이로 몸체를 120도 간격으로 사면체 뿔 형태가 되도록 기울여 각각의 spoke 끝단에 장착하는 형상은 Hanse (1992)이 제안하였다. 이번 장에서는 Hanse (1992)이 제안한 단일 디더 형상을 기반으로 단일 디더에 탑재되는 자이로 크기를 고려하고, 요구 주파수를 만족하는 단일 디더 형상 설계 결과를 제시한다. 단일 디더의 개략적인 형상은 Fig. 4와 같다.

단일 디더의 크기는 단일 디더를 적용할 관성측정장치의 외경이 확정되어 있어, 이를 고려하여 설계되었다. 단일 디더의 spoke는 자이로 몸체 3개가 장착되도록 3개로 구성되며, 소형 링레이저 자이로 탑재를 위해 스포크의 끝단에 장착부가 추가되었다. 자이로 장착부는 기계 가공이 용이하도록 사각형 형태로 설계되었다. 단일 디더에 탑재되는 자이로는 앞에서 언급한 바와 같이 120도 간격을 두고 기울여 장착되도록 설계되었으며, 단일 디더는 관성측정장치의 하우징에 6개의 나사로 고정되도록 설계하였다. 스포크에 고정되는 PZT에 디더 고유 주파수에 해당하는 전압이 주기적으로 인가되고, 디더의 진폭을 최대화하기 위해 PZT는 디더의 회전중심에 가깝게 부착되었다.

설계된 단일 디더의 개략적인 상부 모습은 Fig. 5와 같다. Fig. 5에서 자이로 장착부는 크게 디더를 상호 지지하는 M1과 자이로를 장착하는 M2로 구성되어 있으며, M3은 링레이저 자이로이다. 디더 스포크는 고유 주파수 요구규격인 800 Hz 이상을 만족하기 위하여 스포크의 영률을 높여 고유 주파수를 요구 규격에 맞도록 조절하기 위해, 디더 고정부에서 회전중심 방향으로 테이퍼(tapered) 지도록 설계하였다.

Fig. 5에 나타난 바와 같이 단일 디더는 3개의 동일한 구조물이 회전 중심에서 상호 지지하는 형상으로 구성되므로, 1개의 디더

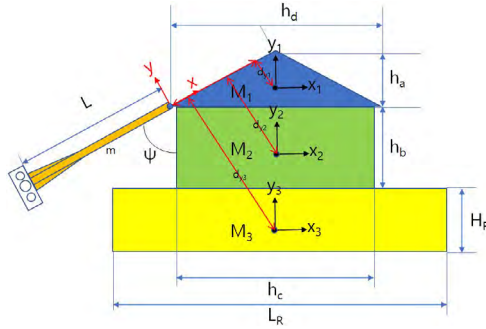


Fig. 6. The 1-axis top view of cluster dither.

구조물에 대한 고유 주파수 해석을 통하여 단일 디더 전체의 고유 주파수를 구할 수 있다. 이를 위하여 1개 스포크 끝단의 자이로 장착부 및 자이로의 세부 모델링을 수행하면 Figs. 6, 7과 같다.

Figs. 6과 7의 디더 스포크 끝단에 부착된 물체로 단일 디더 고유 주파수 해석을 수행하기 위해서는 Eqs. (15-18)에서 요구되는 계수의 계산이 필요하다. 우선 M_1 모델에 대한 무게(m_{a1})와 관성 모멘트(J_{zz1})를 구하면 Eqs. (27, 28)과 같고, M_2 모델에 대한 무게와 관성 모멘트 구하면 Eqs. (29, 30)과 같다. M_3 모델은 링레이저 자이로에 해당하며, 디더와는 다른 재질로 제작된다. 링레이저 자이로는 육면체의 모양이나 외곽에 많은 광학 부품들이 부착되어 있고, 링레이저 자이로를 장착부에 고정하는 볼트(mb)를 포함한 무게는 Eq. (31)과 같다. 링레이저 자이로의 관성 모멘트는 링레이저 자이로를 육면체로 가정하여 축별 관성 모멘트를 구한 다음, z축 방향으로 ψ , y축 방향으로 θ 각만큼 회전시킨 관성 모멘트를 Eq. (19)를 이용하여 구하면 Eq. (32)와 같다. Eqs. (16, 17)을 구성하는 계수인 M , J_{zz} 는 Figs. 6과 7의 구성품 M_1 , M_2 및 M_3 모델 각각의 모멘트 및 무게의 합으로 정리하면 Eq. (33)과 같다.

$$m_{a1} = \frac{\rho_b h_a h_d h_w}{2} \quad (27)$$

$$J_{zz1} = \frac{m_{a1}}{18} \left(h_a^2 + \frac{3}{4} h_d^2 \right) + m_{a1} (d_{x1}^2 + d_{y1}^2) \quad (28)$$

$$m_{a2} = \frac{\rho_b h_c h_w}{2} \left(h_a - \frac{h_w}{\tan \psi} \right) \quad (29)$$

$$J_{zz2} = \frac{m_{a2}}{12} (h_b^2 + h_c^2) + m_{a2} (d_{x2}^2 + d_{y2}^2) \quad (30)$$

$$m_{a3} = \rho_R L_R W_R H_R + m_b \quad (31)$$

$$J_{zz3} = \frac{m_{a3}}{12} \left((L_R^2 + H_R^2) \sin^2(\theta) \cos^2(\psi) + (H_R^2 + W_R^2) \sin^2(\theta) \sin^2(\psi) + (L_R^2 + W_R^2) \cos^2(\theta) \right) + m_{a3} (d_{x3}^2 + d_{y3}^2) \quad (32)$$

$$J_{zz} = \sum_{i=1}^3 J_{zzi}, \quad M = \sum_{i=1}^3 m_{ai} \quad (33)$$

Fig. 5에서 디더 스포크의 상세 설계 결과를 그림으로 나타내면 Fig. 8과 같다. 그림에서 나타난 바와 같이 디더 스포크는 디더의 고유 주파수를 증가시키기 위해 테이퍼진 형상이며, 서로 다른 재질로 제작된 구성품이 결합된 형태이므로 외팔보의 고유 주파

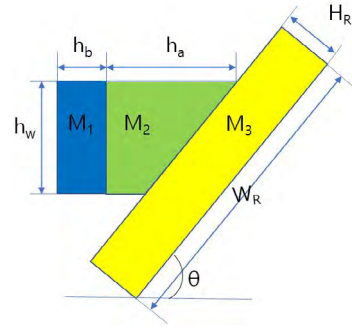


Fig. 7. The 1-axis side view of mounting part & RLG in a cluster dither.

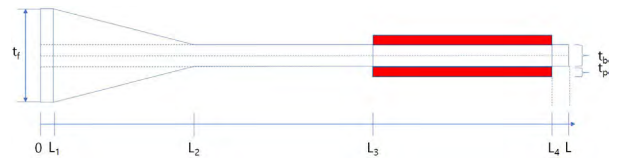


Fig. 8. The top view of dither spoke in a cluster dither.

Table 2. Equations related to dither spoke.

| Length of cantilever | Thickness | Mass |
|-----------------------|--|---|
| $0 \leq x \leq L_1$ | $t_1(x) = t_f$ | $m_{s1} = \rho_b t_f + h L_1$ |
| $L_1 \leq x \leq L_2$ | $t_2(x) = t_f + \frac{t_b - t_f}{L_2 - L_1} (x - L_1)$ | $m_{s2} = t_f + \frac{\rho_b (t_f + t_b) h (L_2 - L_1)}{2}$ |
| $L_2 \leq x \leq L_3$ | $t_3(x) = t_b$ | $m_{s3} = (\rho_b t_b + 2 \rho_p t_p) h (L_4 - L_3)$ |
| $L_3 \leq x \leq L_4$ | $t_4(x) = t_b + 2 t_p$ | $m_{s4} = (\rho_b t_b + 2 \rho_p t_p) h (L_4 - L_3)$ |
| $L_4 \leq x \leq L_1$ | $t_5(x) = t_b$ | $m_{s5} = \rho_b t_b h (L_2 - L_1)$ |

수 계산에 필요한 계수인 영률(E) 및 관성 모멘트(I)를 구하기 위한 새로운 방법이 요구된다. 이중 물질이 결합되고 형상이 일정한 경우, 등가 E는 Eq. (34)와 같이 계산이 가능하다. Eq. (34)에서 E_b 는 외팔보의 영률, E_p 는 PZT의 영률이며, t_p 는 PZT의 두께, t_b 는 외팔보의 두께를 나타낸다. 또한 I_b , I_p 는 $L_3 \sim L_4$ 구간에서의 외팔보 및 PZT의 관성 모멘트를, I_t 는 $L_3 \sim L_4$ 구간에서의 전체 관성 모멘트를 의미한다. 이를 수식으로 나타내면 Eq. (35)와 같다. Eqs. (34, 35)를 이용하여 $L_3 \sim L_4$ 구간에서의 등가 영률을 구하면 Eq. (36)과 같다. 따라서 Fig. 8의 외팔보 전체에 대한 구간별 영률이 구해진다. 그러나 외팔보의 관성 모멘트 I는 외팔보가 Fig. 8과 같이 구간마다 형상이 다르기 때문에 새로운 등가 I를 계산하는 방법이 요구된다. 이 논문에서는 에너지 등가 법을 이용하여 외팔보 전체의 등가 EI (flexural rigidity)를 계산하는 방법을 제시한다 (Rao 2004). 이를 위해서는 먼저 Fig. 8의 외팔보 구간별 두께 및 무게가 요구되며 이를 정리하면 Table 2와 같다. Table 2에서 h는 외팔보의 깊이를 의미하며, ρ_b , ρ_p 는 각각 외팔보 및 PZT의 밀도를 나타낸다. Table 2에서 정리된 외팔보의 두께와 깊이 정보를 알면 Eq. (37)을 이용하여 각 구간별 관성 모멘트 계산이 가능하다.

에너지 등가법은 외팔보 전체의 변형 에너지와 각 구간별 변형 에너지의 합이 동일하다는 가정을 이용하여 등가 EI를 계산하는 방법으로 이를 식으로 나타내면 Eq. (38)과 같다 (Rao 2004, Moon & Hong 2008). Eq. (38)에 외팔보 구간별 영률 및 관성 모멘트인 Eqs. (36, 37)을 대입하여 정리하면 Eq. (39)와 같이 Fig. 8

Table 3. Parameter of Eq. (40).

| No. of model | Type of cluster dither model | Boundary condition | Parameter of Eq. (40) | | | | | (EI) _{eq} |
|--------------|------------------------------|--------------------|-----------------------|---|-----|-----|----|--------------------|
| | | | a | b | c | d | e | |
| 1 | Clamped-free | Eqs. (6a, b) | 0 | 0 | 6 | -4 | 1 | 66.23 |
| 2 | | Eqs. (6a, 17, 18) | 0 | 0 | 100 | -54 | 13 | 54.31 |
| 3 | Clamped-supported | Eq. (13) | 0 | 0 | 3 | -5 | 2 | 40.21 |
| 4 | | Eqs. (6a, 24, 25) | 0 | 0 | 11 | -18 | 7 | 38.30 |

의 외팔보의 등가 EI가 계산된다. Eq. (4)에서 $Y(x)$ 는 변위 함수로 일반해는 Eqs. (5, 8)과 같으나 계산의 어려움으로 일반적으로 외팔보의 경계조건을 만족하는 다항식 형태로 $Y(x)$ 를 모델링하여 적용한다. 이 논문에서는 4차 다항식으로 $Y(x)$ 를 Eq. (40)과 같이 모델링 하였다. Eq. (40)에서 A는 진폭으로 Eq. (40)의 계수 a, b, c, d, e의 결정에 영향을 미치나 Eq. (39)의 분모/분자 항에 동일하게 계산되기 때문에 상호 상쇄된다. 따라서 등가 EI 계산에는 영향이 없다.

$$E_{bp}I_t = E_bI_b + 2E_pI_p \quad (34)$$

$$I_b = \frac{ht_b^3}{12}, \quad I_p = \frac{ht_p^3}{12} + ht_p \left(\frac{t_b + t_p}{2} \right)^2, \quad I_t = \frac{h(t_b + 2t_p)^3}{12} \quad (35)$$

$$E_{bp} = \frac{E_b t_b^3 + E_p (8t_p^3 + 12t_p^2 t_b + 6t_p t_b^2)}{t_b^3 + 8t_p^3 + 12t_p^2 t_b + 6t_p t_b^2} \quad (36)$$

$$I_i = \frac{ht_i(x)^3}{12} \quad (37)$$

$$(EI)_{eq} = \frac{\int_0^L E(x)I(x) \left(\frac{d^2 Y(x)}{dx^2} \right)^2 dx}{\int_0^L \left(\frac{d^2 Y(x)}{dx^2} \right)^2 dx} \quad (38)$$

$$(EI)_{eq} = \frac{\int_0^L E_1 I_1 \left(\frac{d^2 Y_1(x)}{dx^2} \right)^2 dx + \int_0^L E_2 I_2 \left(\frac{d^2 Y_2(x)}{dx^2} \right)^2 dx + \int_0^L E_3 I_3 \left(\frac{d^2 Y_3(x)}{dx^2} \right)^2 dx + \int_0^L E_4 I_4 \left(\frac{d^2 Y_4(x)}{dx^2} \right)^2 dx + \int_0^L E_5 I_5 \left(\frac{d^2 Y_5(x)}{dx^2} \right)^2 dx}{\int_0^L \left(\frac{d^2 Y(x)}{dx^2} \right)^2 dx} \quad (39)$$

$$Y(x) = A \left(a + b \left(\frac{x}{L} \right) + c \left(\frac{x}{L} \right)^2 + d \left(\frac{x}{L} \right)^3 + e \left(\frac{x}{L} \right)^4 \right) \quad (40)$$

4. 단일 디더 형상에 따른 고유 주파수 특성 분석

3장의 단일 디더의 형상 설계 결과를 기반으로 이번 장에서는 단일 디더의 고유 주파수 특성 분석 결과를 제시한다. 단일 디더의 고유 주파수는 기본적으로 Eq. (11)을 이용하여 구해진다. 그러나 Eq. (11)의 값은 단일 디더의 경계조건에 따라 계산 방법이 상이함을 3장에서는 보여주고 있기 때문에, 다양한 경계조건에서의 단일 디더 주파수 계산 결과를 이번 장에서는 제시한다.

단일 디더의 고유 주파수 계산에 필요한 Eq. (11)의 변수에서 E, I, L, m은 단일 디더 스포크 형상 및 재질에 의해 결정되며, $(\lambda L)_i$ 은 Table 1과 같이 경계조건에 의해 결정되는 변수이다. 따라서

Eq. (11)의 정확도는 각각의 구성하는 변수의 계산 정확도에 의해 단일 디더 고유 주파수의 계산 정확도가 결정된다고 할 수 있다.

단일 디더는 Figs. 5와 6에서 나타난 바와 같이 3개의 동일한 디더 스포크, 자이로 장착부(M_1, M_2), 링레이저 자이로(M_3)로 구성된다. Eq. (11)에서 디더 스포크의 길이 L은 관성측정장치의 외경 및 링레이저 자이로의 배치를 고려하여 정해지며 무게 m은 디더 재질을 SUS304로 정했기 때문에 SUS304 및 PZT의 밀도를 Table 2의 디더 스포크 길이 구간별 무게 계산식에 대입하여 Eq. (41)과 같이 구할 수 있다.

$$m = \sum_{i=1}^5 m_{si} \quad (41)$$

휨 강성 EI는 Eq. (39)를 이용하여 계산이 가능하나 변위 함수인 Eq. (40)을 먼저 구해야 한다. Eq. (40)은 디더 끝단에 물체가 없는 경우와 물체가 부착된 경우의 경계조건이 다르고 디더를 단순 외팔보(clamped-free)로 모델링할지 혹은 지지 외팔보(clamped-supported)로 모델링 할지에 따라서도 다르기 때문에 이를 감안하여 Eq. (40)의 계수를 유도하면 Table 3과 같다. Table 3에서 디더 끝단에 물체가 없는 경우의 경계조건을 만족하는 계수의 계산이 비교적 쉬워지나 물체가 매달린 경우에는 Eqs. (17, 18, 24, 25)에 Eq. (40)을 대입하여 계산하여야 한다. 계수 중에 J_{zz} , M은 Eq. (33)을 이용하여 계산되고 무게 관련 계수 M_{dx} 는 Fig. 6에서의 각각 모델의 x 방향 이격거리와 Eqs. (27, 29, 30)의 각각 모델의 무게와의 곱으로 $M_{dx} = m_{a1}d_{x1} + m_{a2}d_{x2} + m_{a3}d_{x3}$ 와 같이 계산 가능하다. 이외에 λL 은 Eqs. (20, 26)의 행렬식이 영이 되는 λL 을 구하면 된다. 이에 대한 시뮬레이션 결과를 그림으로 나타내면 Figs. 9, 10과 같다. Fig. 9는 디더 스포크를 단순 외팔보로 모델링한 경우 Eq. (20)의 λL 에 대한 행렬식의 값이고 Fig. 10은 지지 외팔보에 대한 결과이다. Figs. 9와 10에서 나타난 바와 같이 행렬식이 0이 되는 지점의 λL 값을 구해보면 단순 외팔보의 경우 0.531이고 지지 외팔보의 경우 0.564임을 확인할 수 있다. 이 값이 Eq. (11)에서 1차 고유 주파수를 계산하기 위한 계수로 이용된다.

디더 끝단에 물체가 부착된 경우의 경계조건을 결정하는 계수를 이용하여 Eq. (40)의 계수를 구하면 Table 3과 같다. Table 3에서 알 수 있듯이 경계조건에 따라 Eq. (40)의 계수가 많이 달라짐을 확인할 수 있으며 이를 Eq. (39)에 대입하여 등가 EI인 $(EI)_{eq}$ 를 구할 수 있으며 이를 정리하면 Table 3의 마지막 열과 같다. 그리고 디더 고유 주파수의 요구 조건인 800 Hz 이상을 만족하기 위해 최종 설계된 수치는 Table 4와 같다. Table 4에서 단일 디더를 구성하는 모델인 디더 스포크, 자이로 장착부 및 링레이저 자이로에 대한 수치를 구분하여 표기하였다.

Table 3의 등가 EI와 Table 4의 디더 스포크에 대한 수치 그리고 Figs. 1과 2의 λL 값을 Eq. (11)에 대입하여 구한 단일 디더의 고유 주파수를 정리하면 Table 5와 같다. Table 5의 결과는 외팔보

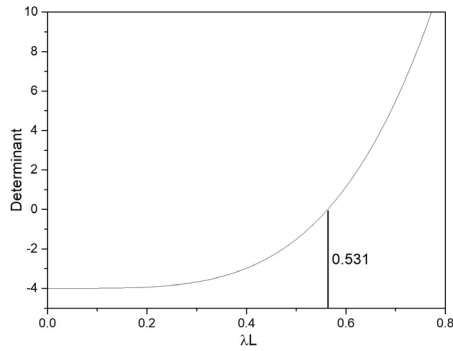


Fig. 9. Determinant of Eq. (20).

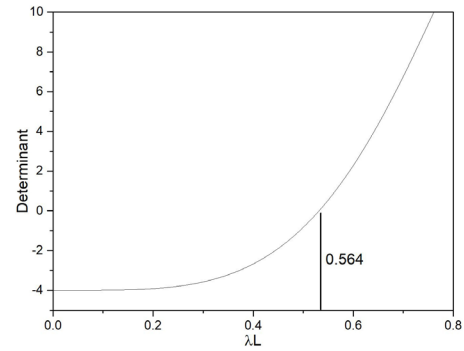


Fig. 10. Determinant of Eq. (26).

Table 4. Parameter values of designed cluster dither model.

| Type of model | | Parameter of Eqs. (27-32, 35, 36) and Table 2 | | | | | |
|----------------|-----------------|---|-----------------|-----------------|------------------------|--------------------------|------------------------|
| Dither spoke | Parameter Value | L 23.5 mm | h 15 mm | m 9.8 g | t _b 2 mm | t _p 0.3 mm | t _f 8 mm |
| M ₁ | Parameter | J _{zz1} | m _{a1} | d _{x1} | d _{y1} | d _{z1} | ψ |
| | Value | 1.548e-5 | 14 g | 9 mm | 3 mm | 0 | 60° |
| M ₂ | Parameter | J _{zz2} | m _{a2} | d _{x2} | d _{y2} | d _{z2} | ψ |
| | Value | 3.362e-5 | 20 g | 5 mm | 10.5 mm | 0 | 60° |
| M ₃ | Parameter | J _{zz3} | m _{a3} | d _{x3} | d _{y3} | d _{z3} | ψ/θ |
| | Value | 4.858e-5 | 71 g | 1 mm | 21 mm | 9 mm | 60°/64° |

Table 5. Natural frequency according to cluster dither model.

| No. of model | Type of cluster dither model | Boundary condition | Natural frequency from Eq. (11) |
|--------------|------------------------------|--------------------|---------------------------------|
| 1 | Clamped-free | Eqs. (6a, b) | 1026.6 |
| 2 | | Eqs. (6a, 17, 18) | 929.6 |
| 3 | Clamped-supported | Eq. (13) | 927.6 |
| 4 | | Eqs. (6a, 24, 25) | 872.2 |

의 종류 및 경계조건을 구분하여 정리하였으며 표에서 알 수 있듯이 단일 디터의 형상에 따른 모델링 방법 및 경계 조건에 따라 고유 주파수 계산결과가 많이 상이함을 확인할 수 있다.

Table 5의 계산 결과를 검증하기 위하여 M&S 도구인 Solidworks를 이용하여 해석을 수행하였다. 해석을 위하여 Fig. 2의 구성품과 동일한 구조 특성을 가지도록 각각의 구성품을 모델링하였으며 Solidworks 기능적인 한계로 디터 스포크를 단순 외팔보로 모델링하고 경계조건은 Eqs. (6a, b)만을 가정하여 시뮬레이션을 수행하였다. Solidworks는 정적 해석 전용 도구로 동적 해석을 위해서는 다른 M&S 도구가 요구된다. 향후 동적 해석가능 M&S 도구가 확보되면 Tables 5, 6의 2~4번 모델에 대한 추가 M&S를 수행할 예정이다. Solidworks를 이용한 해석 결과를 그림으로 나타내면 Fig. 11과 같다. Fig. 11에서 원형의 구조체가 자이로 몸체와 동일한 관성 모멘트를 가지도록 설계된 의사 자이로 몸체이다. 해석을 통하여 구한 최종 고유 주파수는 977.21 Hz로 Table 5의 이론적으로 계산한 고유 주파수 1026.6 Hz와 약 49 Hz의 차이가 발생한 것으로 나타났다. 이에 대한 원인을 상세 분석한 결과 이론적으로 고유 주파수를 분석한 경우에는 자이로 몸체를 육면체로 모델링하고 Eq. (32)를 이용하여 J_{zz3}을 계산하였다. 그러나 Solidworks에서는 자이로 몸체를 세부 모델링하여 J_{zz3}을 구하였으며 이 값을 상호 비교한 결과 Solidworks에서 계산한 값이 약 13.5% 큰 것으로 확인되었다. 이는 자이로 몸체에 부착된 전극,

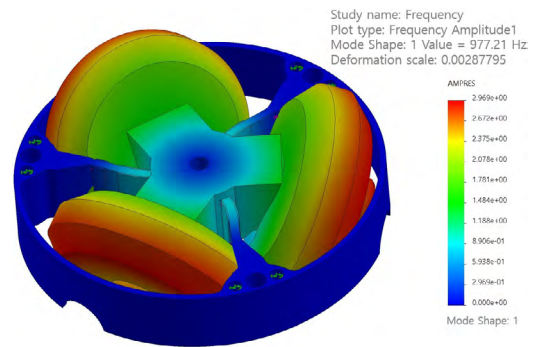
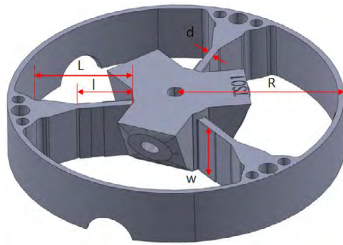


Fig. 11. M&S result of cluster dither.

반사경 조립체에 의해 z축 관성 모멘트가 증가한 것으로 확인되었으며 x, y축도 유사한 차이를 보였으나 관성 모멘트 값이 크지 않아 고유 주파수 계산에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다. Solidworks에서 계산된 자이로 몸체의 z축 관성 모멘트를 이용하여 Table 5와 같이 단일 디터의 고유 주파수를 계산한 결과를 정리하면 Table 6과 같다. Table 6의 1번 모델에서 이론적으로 계산한 고유 주파수가 988.4 Hz이며 이는 Solidworks에서 구한 고유 주파수와 약 11 Hz 차이가 발생하여 고유 주파수 계산 차이가 크게 감소한 것으로 확인되었다. 이러한 결과는 Figs. 7과 8

Table 6. Natural frequency from moment of inertia of Solidwork RLG model.

| No. of model | Type of cluster dither model | Boundary condition | Natural frequency from Eq. (11) |
|--------------|------------------------------|--------------------|---------------------------------|
| 1 | Clamped-free | Eqs. (6a, b) | 988.4 |
| 2 | | Eqs. (6a, 17, 18) | 895.1 |
| 3 | Clamped-supported | Eq. (13) | 870.6 |
| 4 | | Eqs. (6a, 24, 25) | 849.7 |

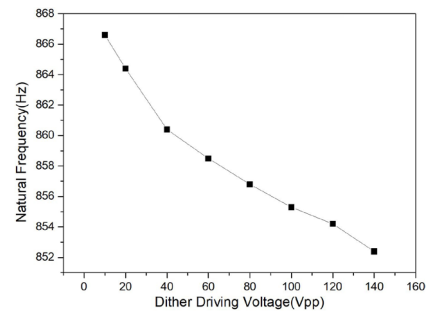
**Fig. 12.** The design result of cluster dither.

의 이론적 모델과 Fig. 11의 Solidworks 모델 간의 차이에 의해 발생한 것으로 분석을 통하여 확인되었다. 이러한 결과로 판단할 때 이 논문의 이론적인 분석결과가 타당하다고 사료된다.

설계된 단일 디더는 제작을 통하여 설계의 타당성 및 정상동작 여부를 검증하기 위하여 Fig. 11과 같이 제작되었으며 이를 그림으로 나타내면 Fig. 12와 같다. 제작된 단일 디더는 디더 구동 전압을 가변하며 시험을 수행하였으며 시험을 통해 구한 단일 디더 고유 주파수는 Fig. 13과 같이 디더 구동 전압에 따라 변하며 약 852~868 Hz를 가지는 것으로 나타났다. 이러한 결과는 Table 5의 1, 2번 모델 고유 주파수 계산 결과 및 Fig. 11의 Solidworks에서 구한 고유 주파수 M&S 결과와 많은 차이가 있음을 보여준다. 따라서 Table 3의 1, 2번 모델로 단일 디더를 모델링하는 것이 타당하지 않은 것으로 확인되었다. 그러나 Table 5의 4번 모델로 가정하여 이론적으로 구한 고유 주파수인 872.2 Hz와는 약간의 차이는 발생하나 Fig. 13의 시험결과와 근접하는 값이 산출됨을 확인하였다. 또한 Table 6에서 알 수 있듯이 Solidworks에서 구한 자이로 몸체의 z축 관성 모멘트를 적용하는 경우 4번 모델 고유 주파수가 849.7 Hz로 시험결과와 거의 동일함도 확인하였다. 이러한 결과로 판단할 때 단일 디더는 Table 3의 4번 모델로 고유 주파수 해석을 수행하는 것이 가장 정확함을 확인할 수 있었다.

5. 결론

이 논문은 단일 디더의 형상에 따른 고유 주파수 특성 분석 연구 결과를 제시하였다. 이를 위하여 다양한 경계조건에서의 외팔보 고유 주파수 계산식을 유도하였으며 해석의 용이성을 높이기 위하여 단일 디더 1축을 디더 스포크 모델, 자이로 장착부 2개 모델, 링레이 자이로 모델 합하여 총 4개의 모델로 나누고 이를 기반으로 고유 주파수 해석에 필요한 수식을 새로이 유도하였다. 새로 유도된 수식을 기반으로 링레이저 자이로에 락인 영역에 의한 성능저하를 막기 위하여 단일 디더의 고유 주파수가 800 Hz 이상이 되도록 단일 디더를 설계하였다. 설계된 단일 디더는 단일 디더의 경계조건 별로 변수 값을 구하고 이를 적용하여 단일

**Fig. 13.** Natural frequency test result of manufactured cluster dither.

디더 고유 주파수를 이론적으로 분석하였다. 단일 디더 고유 주파수 분석은 디더 스포크를 단순 외팔보 및 지지 외팔보로 모델링하고 각각의 모델에 대하여 디더 스포크 끝단에 물체가 부착되지 않은 경우 및 부착된 경우를 고려하여 총 4가지 경우에 대해서 수행하였다.

이론적으로 분석한 고유 주파수의 정확성을 검증하기 위하여 Solidworks 해석도구를 이용한 일부 형상에 대한 M&S 및 단일 디더의 제작 시험을 통하여 구한 고유 주파수와 비교 분석하였다. 비교 분석 결과 단일 디더는 지지 외팔보로 모델링하고 디더 스포크 끝단에 물체가 부착된 경우의 경계조건을 적용하여 이론적으로 해석했을 때가 가장 실제 시험결과와 유사함을 확인하였으며, 이러한 결과는 이 논문에서 제시한 고유 주파수 특성 분석 결과가 타당함을 검증하는 결과이다. 또한 이 논문에서 설계된 단일 디더가 단일 디더의 고유 주파수 요구조건인 800 Hz 이상을 만족하는 약 850 Hz의 고유 주파수를 가짐도 확인하였다.

ACKNOWLEDGMENTS

This research was supported by Basic Science Research Program through Agency for Defense Development funded by Defense Acquisition Program Administration (DAPA).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

The Manuscript with several authors, a short paragraph specifying their individual contributions must be provided. The following statements should be used “conceptualization, C. J. Kim and J. E. An; methodology, C. J. Kim; software, C. J. Kim; validation, C. J. Kim, J. E. An, H. Yu and K. Shim; formal analysis, C. J. Kim and J. E. An; investigation, C. J. Kim;

resources, C. J. Kim and J. E. An; data curation, C. J. Kim and J. E. An; writing—original draft preparation, C. J. Kim; writing—review and editing, C. J. Kim and J. E. An; visualization, C. J. Kim and J. E. An; supervision, C. J. Kim and J. Park; project administration, H. Yu, K. Shim and C. J. Kim; funding acquisition, H. Yu and K. Shim". Authorship must be limited to those who have contributed substantially to the work reported.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Anderson, G. L. 1978, Natural Frequencies of a Cantilever with an Asymmetrically Attached Tip Mass, *AIAA*, 16, 281-282. <https://doi.org/10.2514/3.7522>
- Aronowitz, F. 1999, Fundamentals of the Ring Laser Gyro, RTO AGARDograph 339.
- Bhat, R. & Kulkarni, M. A. 1976, Natural Frequencies of a Cantilever with Slender Tip Mass, *AIAA*, 14, 536-537. <https://doi.org/10.2514/3.7123>
- Hanse, J. G. 1992, Cluster Dither Apparatus, U.S. Patent 5173745.
- Lee, D.-C., Moon, G., & Lee, J.-C. 2002, Mechanical Dither Design for Ring Laser Gyroscope, *KSME Int. J.*, 16, 485-491. <https://doi.org/10.1007/BF03185078>
- Lee, D.-C., Shin, D.-I., Kim, Y.-S., Lee, J.-Y., & Han, C.-S. 2009, Modelling the Mechanical Dither of a Ring Resonator, *J. Mechanical Engineering Science*, 224, 1185-1191. <https://doi.org/10.1243/09544062JMES1717>
- Lei, X., Wang, Y., Wang, X., Lin, G., & Shi, S. 2021, Revisited on the Free Vibration of a Cantilever Beam with an Asymmetrically Attached Tip Mass, *Mathematical Problems in Engineering*, 2021, Article ID 8024879. <https://doi.org/10.1155/2021/8024879>
- Li, Y. 2013, Mechanical Design on Finite Element Method for Ring laser Gyroscope, *Applied Mechanics and Materials*, 421, 116-121. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.421.116>
- Moon, S.-P. & Hong, S.-J. 2008, Fundamental Natural Frequency Analysis of Stepped Cantilever Beams by Equivalent Beam Transformation Technique, *J. of the Computational Structural Engineering Institute of Korea*, 24, 401-410. <https://koreascience.kr/article/JAKO200816263469115.do>
- Rao, S. 2004, *Mechanical Vibration*, 4th ed. (New Jersey: Pearson Education, Inc.)
- Siouris, G. M. 1993, *Aerospace Avionics Systems*, A Modern Synthesis (San Diego: Academic Press, Inc.).
- Timoshenko, S., Young, D. H., & Weaver, Jr., W. 1974, *Vibration Problems in Engineering*, 4th ed. (New York: John Wiley & Sons, Inc.)
- Xiong, Z., Yu, X., & Long, X. 2016, Parametric Design for the Peak Amplitude of a Mechanical Dithering Ring Laser Gyroscope, *Int. J. of Applied Electromagnetics and Mechanics*, 51, 445-453. <https://doi.org/10.3233/JAE-160031>
- Yu, X., Wei, G., Long, X., & Tang, J. 2013, Finite Element Analysis and Optimization of Dither Mechanism in Dithered Ring Laser Gyroscope, *Int. J. of Precision Engineering and Manufacturing*, 14, 415-421. <https://doi.org/10.1007/s12541-013-0057-3>



Cheon Joong Kim received the M.S. degrees in Electronics Engineering from Chungnam National University in 1993. Since 1993 he has been working with Agency Defense Development and is currently a chief researcher. His interesting research area is inertial and integrated navigation.



Jun Eon An received the Doctor's degree in Electronics Engineering from Kyungpook National University in 2020. He is now working in Agency for Defense Development. His research interests include Navigation System design and Inertial Sensor technologies.



Haesung Yu received the Doctor's degree in Electronics Engineering from Chungnam National University in 2021. He is now working in Agency for Defense Development. His research interests include Navigation System design and Inertial Sensor technologies.



Kyumin Shim received the Doctor's degree in Physics of Optics from Chungnam National University in 2000. He has been being with Agency Defense Development since 1992. His research interests include sensors based on optics and atomic physics.



JunMin Park received the Doctor's degree in Electrical and Electronics Engineering from PSTECH in 2019. He was a principal researcher at POSLAB from 2019 to 2021. He is now an assistant professor at Chungnam National University since 2021. His research interests include control theory, cyber-physical system and inertial navigation system.

OpenMP을 활용한 KF-RAIM의 병렬화기법

정준우¹, 구주량¹, 박찬식², 박재영³, 고요한⁴, 박다나⁴, 박준민^{1†}

Parallelizing KF-RAIM with OpenMP: Execution Time Analysis

Junwoo Jeong¹, Jurang Ku¹, Chansik Park², Jae-Young Park³, Yo Han Ko⁴, Dana Park⁴, JunMin Park^{1†}

¹Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Daejeon 34134, South Korea

²Department of Intelligent System and Robotics, Chungbuk National University, Chungcheongbuk-do 28644, South Korea

³Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, South Korea

⁴Satellite Systems Laboratory, LIG Nex1, Seongnam 13449, South Korea

ABSTRACT

Monitoring the integrity of global navigation satellite systems is important to continuously and stably operate their navigation systems. KF-RAIM has been developed to guarantee the integrity of high-precision navigation solutions such as PPP. This paper presents a KF-RAIM algorithm with an OpenMP-based parallel structure. Compare with the serial structure, the proposed structure provides the same protection levels and thresholds while reducing the KF-RAIM execution time. The use of a look-up table can further decrease the execution time with only centimeter-level differences in the protection level. The simulation results validate the effectiveness of the proposed structure in the view of the computation time.

Keywords: KF-RAIM, parallel processing, OpenMP, look-up table

주요어: 병렬화, 칼만필터기반 무결성 검사, 룩업 테이블

1. INTRODUCTION

Global Navigation Satellite System (GNSS)은 여러 국가와 지역에서 구축한 위성 항법 시스템을 포함하는 개념으로, 위성 신호를 이용해 사용자에게 위치 및 시각 정보 등을 제공하는 시스템이다. GNSS는 미국의 Global Positioning System (GPS), 러시아의 GLObal NAVigation Satellite System (GLONASS), 유럽 연합의 Galileo, 중국의 BeiDou를 포함하며, 교통, 국방, 측지/측량 및 인명 구조 등 다양한 분야에서 활용되고 있다. GNSS의 활용 범위가 사용자의 안전과 직결된 분야로 확대되면서, GNSS의 항법해를 얼마나 신뢰할 수 있는지를 나타내는 척도인 무결성의 보장이 중요한 과제가 되었다 (Teunissen & Montenbruck 2017).

GNSS의 무결성을 보장하기 위한 방법은 감지된 오류를 사용자에게 제공하는 주체에 따라 크게 Satellite Based Augmentation System, Ground Based Augmentation System, Aircraft Based

Augmentation System (ABAS)로 나눌 수 있다 (Lee 1986, Parkinson & Axelrad 1988, Sturza 1988, Walter 2017, Pullen 2017). 이 중 ABAS의 한 종류인 Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM)은 추가 인프라 없이 수신기 단독으로 무결성을 감시하는 기법으로 현재까지 많이 연구되고 있다 (Lee 1986, Parkinson & Axelrad 1988, Sturza 1988, Brenner 1996, Joerger et al. 2014, Joerger & Pervan 2016, Gunning et al. 2018, Meng & Hsu 2020, Bhattacharyya & Mute 2020, Wang et al. 2023).

초기 RAIM은 range domain에서 표현되는 측정치의 잔차로부터 검정 통계량을 구하고 오류를 감지하는 Residual Based RAIM (RB-RAIM)이 먼저 연구되었다. RB-RAIM의 대표적인 연구 결과로는 Lee (1986)의 Range Comparison Method, Parkinson & Axelrad (1988)의 Least-Squares Residual Method, Sturza (1988)의 Parity Space Method 등이 있다. 그러나, 무결성 성능 지표는 position domain에서 정의되기에 기존의 RB-RAIM은 range

Received Nov 11, 2025 Revised Nov 21, 2025 Accepted Nov 27, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: jm_park@cnu.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

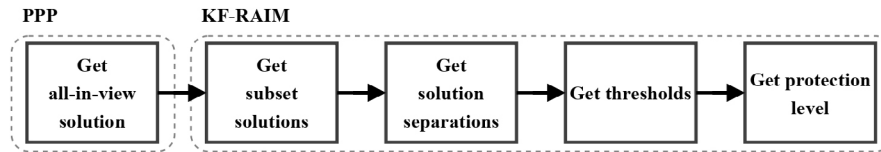


Fig. 1. Sequence of the PPP and KF-RAIM.

domain의 결과를 position domain으로 변환하는 과정이 필요하고, 이때 보수적인 가정을 사용한다 (Brenner 1996, Joerger et al. 2014, Joerger & Pervan 2016, U.S. DoD 2020, ESA 2021). 이러한 보수적인 변환 과정으로 발생하는 문제를 해결하기 위해, position domain에서 고장 가설에 따라 가시위성을 달리 적용하여 무결성을 감지하는 Solution Separation RAIM (SS-RAIM)에 관한 연구가 발전하였다 (Brenner 1996, Blanch et al. 2012, Joerger et al. 2014, Joerger & Pervan 2016).

위의 연구들의 활용되는 항법해는 GNSS의 코드 측정치를 사용하여 Weighted Least-Squares를 기반으로 사용자의 위치 및 시각 정보 등을 추정하는 Single Point Positioning을 사용하였다. 고정밀 항법해를 제공하기 위해 꾸준한 연구가 진행되어, 반송파 측정치와 Kalman Filter (KF)를 활용하는 Precise Point Positioning (PPP)이 제안되었다. 동시에 PPP의 무결성을 감시하기 위한 추가적인 연구들이 진행되었으며, 최근 기존의 SS-RAIM을 확장한 KF based SS-RAIM (KF-RAIM)에 관한 연구가 진행되고 있다 (Gunning et al. 2018, Meng & Hsu 2020, Bhattacharyya & Mute 2020, Wang et al. 2023).

KF-RAIM은 고정밀 고신뢰 항법해를 제공하지만, 감시할 수 있는 모든 고장 가설에 대한 항법해를 계산해야 하고 항법해 계산에는 KF를 사용하기 때문에 처리 시간이 길다는 문제점이 있다. 최근에는 센티미터 급 고정밀 고신뢰 항법해 제공을 위해서, 추가 GNSS 위성군이나 Regional Navigation Satellite System (RNSS)을 보강하여 사용한다. 이 경우, 고장 가설 조합의 수가 크게 증가하기 때문에 RAIM의 계산시간 관점에서 이를 해결하기 위한 방안의 마련이 필수적이다. 이를 해결하기 위한 선행 연구에서는 수식을 근사하고 상한값을 사용하여 계산량을 경감하는 방법을 사용했다 (Gunning et al. 2018, Meng & Hsu 2020, Bhattacharyya & Mute 2020, Wang et al. 2023). 최근, 항법해 계산 관점에서 동일한 계산량 하에 병렬 처리 방식을 도입하여 처리 시간을 단축한 연구는 있었다 (Choi et al. 2023). 그러나 RAIM 관점에서 병렬 처리 방식을 활용한 연구는 없다. 그렇기에 계속해서 증가하는 처리 능력의 요구치에 부합하기 위해 RAIM의 병렬 처리 방안을 검토할 필요가 있다.

본 논문에서는 KF-RAIM의 관점에서 병렬 처리 방식을 도입해 처리 시간을 단축한 결과를 제시하였다. 제안한 방식은 고장 가설의 수가 증가함에 따라 처리 시간이 길어지는 점에서, 고장 가설 간 독립적으로 계산 가능한 작업을 병렬 구조로 분리하여 처리하였다. 구체적으로 고장 가설마다 계산해야 하는 검정 통계량, threshold 및 protection level (PL)의 최댓값과 최솟값 계산을 병렬 처리하였고, 이진 탐색 알고리즘을 이용한 PL의 계산은 순차 처리하였다. 고장 가설에 대한 병렬 처리를 위해 공유 메모리 병렬 처리 프로그래밍 API인 OpenMP를 사용하였다. 추

가적인 계산량 감소를 위해서 표준 가우시안 분포의 꼬리 분포 함수와 그 역함수에 대해 Look-Up Table (LUT)을 사용하였다. 시뮬레이션은 상시 관측소에서 제공하는 GPS L1/L2 측정치를 Ionosphere-Free (IF) 측정 모델에 적용하였다. 시뮬레이션 결과를 통해서 제안하는 병렬 처리 구조가 순차 처리 구조 대비 처리 시간이 더 짧음을 보였다. 본 논문의 구성은 2장에는 KF-RAIM의 수식을 정리하였고, 3장에는 KF-RAIM의 병렬 처리 방안을 나타냈다. 그리고 4장에는 시뮬레이션 결과를 보였고, 5장은 결론으로 구성하였다.

2. KF-RAIM

PPP가 측위 기법으로 KF를 사용한다면, 무결성 보장을 위한 수단으로 KF-RAIM을 적용할 수 있다. Fig. 1은 PPP 및 KF-RAIM의 알고리즘 동작 순서를 나타낸 것이다. Fig. 1을 이해하기 위해 필요한 KF-RAIM의 수식을 정리한다.

2.1 Kalman Filter

KF를 사용하기 위해서 Eqs. (1, 2)와 같은 프로세스 모델 및 선형화한 측정 모델을 고려한다.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k, \quad \mathbf{w}_k \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{Q}_k), \quad (1)$$

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k, \quad \mathbf{v}_k \sim \mathcal{N}(\mathbf{0}, \mathbf{R}_k). \quad (2)$$

여기서, 아래 첨자 k 는 시간 인덱스, \mathbf{x} 는 상태 벡터, \mathbf{F} 는 상태 전이 행렬, \mathbf{w} 와 \mathbf{Q} 는 각각 프로세스 잡음 벡터 및 공분산 행렬, \mathbf{y} 는 측정 벡터, \mathbf{H} 는 관측 행렬, \mathbf{v} 와 \mathbf{R} 은 각각 측정 잡음 벡터 및 공분산 행렬을 나타낸다. 그리고 $N(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\Sigma})$ 는 평균 벡터가 $\boldsymbol{\mu}$ 이고 공분산 행렬이 $\boldsymbol{\Sigma}$ 인 가우시안 분포를 나타낸다.

KF는 재귀적으로 동작하므로, 초기 상태 추정치 $\hat{\mathbf{x}}_{0|0}$ 와 초기 오차 공분산 행렬 $\mathbf{P}_{0|0}$ 가 필요하다. KF의 time update는 Eqs. (3, 4)와 같이 진행된다.

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \hat{\mathbf{x}}_{k-1|k-1}, \quad (3)$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \mathbf{F}_k \mathbf{P}_{k-1|k-1} \mathbf{F}_k^T + \mathbf{Q}_k. \quad (4)$$

여기서 $\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}$ 을 사전 상태 추정치, $\mathbf{P}_{k|k-1}$ 을 사전 오차 공분산 행렬이라고 한다. KF의 measurement update는 Eqs. (5-7)과 같이 수행된다.

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \quad (5)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - h(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1})), \quad (6)$$

$$\mathbf{P}_{k|k} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k|k-1}. \quad (7)$$

여기서 $\hat{\mathbf{x}}_{k|k}$ 를 사후 상태 추정치, $\mathbf{P}_{k|k}$ 를 사후 오차 공분산 행렬이라고 한다. \mathbf{K} 는 Kalman gain이고, $h(\cdot)$ 는 비선형 관측 함수이다. Eq. (2)의 관측 행렬 \mathbf{H} 는 비선형 관측 함수 $h(\cdot)$ 의 자코비안 행렬이다.

2.2 All-in-view Solution, Subset Solutions and Solution Separations

Eq. (6)과 같이 모든 측정치를 사용하여 구한 상태 추정치를 “all-in-view solution”이라고 하고, 고장 가설에 따라 선택된 측정치만으로 얻은 상태 추정치를 “subset solution”이라고 한다. 고장 가설이란 가시 위성 집합 중 일부가 고장이라고 명시한 가설의 집합이며, 고장 가설에 대응하는 측정치란 모든 측정치 중에서 고장 가설에 따라 정상 위성의 측정치만을 남긴 것이다. 고장 가설에 따른 measurement update는 Eqs. (8-10)과 같이 진행된다.

$$\mathbf{K}_k^{(i)} = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^{(i)\top} \left(\mathbf{H}_k^{(i)} \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^{(i)\top} + \mathbf{R}_k^{(i)} \right)^{-1}, \quad (8)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k|k}^{(i)} = \hat{\mathbf{x}}_{k|k-1} + \mathbf{K}_k^{(i)} \left(\mathbf{y}_k^{(i)} - h(\hat{\mathbf{x}}_{k|k-1}) \right), \quad (9)$$

$$\mathbf{P}_{k|k}^{(i)} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k^{(i)} \mathbf{H}_k^{(i)}) \mathbf{P}_{k|k-1}. \quad (10)$$

여기서 위 첨자 (i) 는 고장 가설 인덱스이다. $i=0$ 일 때를 관례상 all-in-view 가설이라고 정의한다. Time update의 결과는 측정치와 관계가 없으므로 Eqs. (3, 4)의 결과를 사용하지만, measurement update의 결과는 고장 가설에 따라 측정치 \mathbf{y} , 관측 행렬 \mathbf{H} , 측정 잡음 공분산 행렬 \mathbf{R} , Kalman gain \mathbf{K} 가 변하므로 Eqs. (9, 10)과 같이 새로 계산해야 함을 알 수 있다. 여기서 Eq. (9)가 subset solution을 의미한다.

KF-RAIM이 무결성을 감시하기 위한 검정 통계량을 “solution separations”라고 하며, Eq. (11)과 같이 all-in-view solution과 subset solution의 차이로부터 정의할 수 있다.

$$\Delta \mathbf{x}_{k,q}^{(i)} := \left| \mathbf{x}_{k,q}^{(i)} - \mathbf{x}_{k,q}^{(0)} \right| \quad (11)$$

여기서 아래 첨자 q 는 위치해 인덱스이다. 임의의 위치해 인덱스 q 에 대한 solution separation의 분산은 Eq. (12)와 같이 계산한다.

$$\left(\Delta \sigma_{k,q}^{(i)} \right)^2 = \left(\sigma_{k,q}^{(i)} \right)^2 - \left(\sigma_{k,q}^{(0)} \right)^2 \quad (12)$$

여기서 $\left(\sigma_{k,q}^{(0)} \right)^2$ 은 Eq. (7)에 나타난 all-in-view solution의 사후 오차 공분산 행렬 $\mathbf{P}_{k|k}^{(0)}$ 에서 q 번째 행, q 번째 열의 원소이고, $\left(\sigma_{k,q}^{(i)} \right)^2$ 은 Eq. (10)에 나타난 subset solution의 사후 오차 공분산 행렬 $\mathbf{P}_{k|k}^{(i)}$ 에서 q 번째 행, q 번째 열의 원소임을 나타낸다.

2.3 Threshold

KF-RAIM이 계산한 검정 통계량으로부터 고장 유무를 결정하는 한계치를 “threshold”라고 하며, 본 연구에서는 Blanch et al. (2012)의 연구를 참조하여 Eq. (13)과 같이 계산한 값을 사용한다.

$$T_{k,q}^{(i)} = \Phi^{-1} \left(\frac{\Pr\{FA_q\}}{2h} \right) \Delta \sigma_{k,q}^{(i)} \quad (13)$$

여기서 $\Phi(\cdot)$ 는 표준 가우시안 분포의 꼬리 분포 함수이고, h 는 고장 가설의 수이며, FA_q 는 위치해 인덱스 q 에서 실제 위치 오차는 허용 한계 내에 있지만, 검정 통계량은 기준치를 넘어서 고장으로 판단하는 사건을 의미한다. KF-RAIM은 Eq. (11)에 나타난 solution separation $\Delta \mathbf{x}_{k,q}^{(i)}$ 가 Eq. (13)에 나타난 threshold $T_{k,q}^{(i)}$ 보다 크면 고장으로 판단한다.

2.4 Protection Level

PL은 위치해가 요구 무결성 위험 한도 이하가 되도록 설정되는 통계적 오차의 상한이다. 실제 위치 오차가 PL을 초과하면서도 고장을 검출하지 못한 사건 (HMI)이 발생할 확률이 시스템이 규정한 무결성 위험 확률을 넘지 않도록 PL을 정의한다. 각각의 무결성 위험 확률은 Eq. (14)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\Pr\{HMI_q\} (1 - \Pr\{NM\}) \geq \sum_{i=0}^h \Pr\left\{ |PE_{k,q}| > PL_{k,q} \cap |\Delta \mathbf{x}_{k,q}^{(i)}| < T_{k,q}^{(i)} \mid \mathcal{H}^{(i)} \right\} \Pr\{\mathcal{H}^{(i)}\}. \quad (14)$$

여기서 HMI_q 는 위치해 인덱스 q 에 대한 HMI 사건, NM 은 시스템이 감지할 수 없는 사건을 나타낸다. 그리고 $PE_{k,q}$ 는 위치해 인덱스 q 의 실제 위치 오차, $PL_{k,q}$ 는 위치해 인덱스 q 의 PL, $\mathcal{H}^{(i)}$ 는 i 번째 고장 가설을 의미한다. 시스템이 규정한 무결성 위험 확률은 위치해의 수평축과 수직축에 대해 달리 설정할 수 있고, 수평축과 수직축에 대해 구한 PL을 각각 Horizontal PL (HPL)과 Vertical PL (VPL)로 정의한다.

본 연구에서는 Blanch et al. (2012)의 연구를 참고하여 Eq. (14)를 Eq. (15)와 같이 근사한 모델에 대해 이진 탐색 알고리즘으로 PL을 계산했다.

$$\Pr\{HMI_q\} (1 - \Pr\{NM\}) = 2\Phi \left(\frac{PL_{k,q}}{\sigma_{k,q}^{(0)}} \right) + \sum_{i=1}^h \Phi \left(\frac{PL_{k,q} - T_{k,q}^{(i)}}{\sigma_{k,q}^{(i)}} \right). \quad (15)$$

HPL과 VPL은 각각 Eqs. (16, 17)과 같이 구해진다.

$$HPL_k = \sqrt{PL_{k,(q=1)}^2 + PL_{k,(q=2)}^2} \quad (16)$$

$$VPL_k = PL_{k,(q=3)} \quad (17)$$

여기서 $q=1,2,3$ 은 각각 NED 좌표축의 N, E, D에 해당한다.

3. PROPOSED METHODS TO REDUCE KF-RAIM EXECUTION TIME

3.1 Parallel Structure

순차 처리 구조의 KF-RAIM은 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 먼저 all-in-view solution을 계산한 후, 고장 가설 1 ~ h 에 대해 subset solution 산출, solution separation 계산, threshold 결정, PL 산정의 과정을 순차적으로 수행한다. 가시 위성 수가 증가할수록 고장 가설 조합의 수가 급격히 증가하므로 순차 처리 방식을 통해 처리 시간을 줄이는데 한계가 있다. 본 논문에서는 Fig. 3에 나타난 OpenMP를 이용한 KF-RAIM의 병렬 처리 방식을 제안한다.

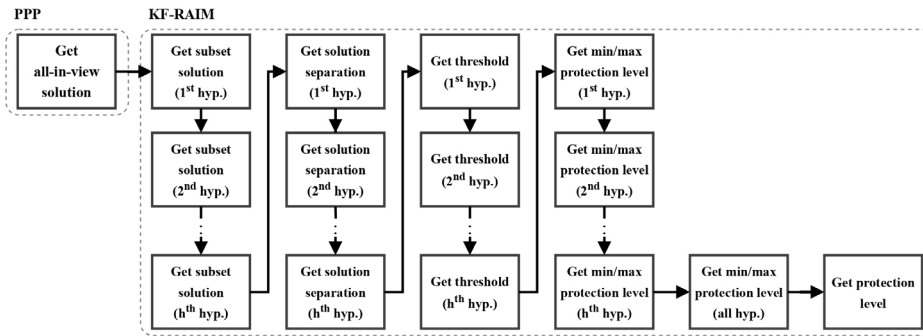


Fig. 2. Sequential structure of the PPP and KF-RAIM.

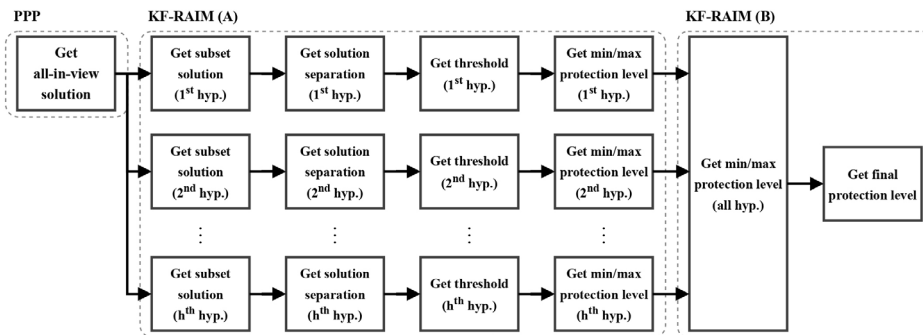


Fig. 3. Parallel structure of the PPP and KF-RAIM.

Fig. 3의 “KF-RAIM (A)”는 제안하는 KF-RAIM의 구조에서 병렬 처리하는 영역이고, “KF-RAIM (B)”는 순차 처리하는 영역이며, “ i^{th} hyp.”는 i 번째 고장 가설을 의미한다. 본 논문에서 제안하는 KF-RAIM의 구조는 (A) 영역의 subset solution, solution separation, threshold 그리고 가설 별 최대/최소 PL의 계산을 고장 가설에 따라서 병렬 처리하고, (B) 영역의 이진 탐색 알고리즘을 이용한 최종 PL의 계산을 순차 처리하는 구조다.

OpenMP를 이용한 병렬화의 조건은 크게 두 가지가 있다. 첫째는 병렬 처리할 알고리즘이 서로 독립적이어야 한다는 것이고, 둘째는 병렬 처리할 알고리즘의 처리 시간이 충분히 길어야 한다는 것이다. 이는 병렬화에 스레드 생성, 동기화, 메모리 배치 등의 고정 오버헤드가 수반되므로, 병렬 처리할 작업의 처리 시간이 충분히 길지 않다면 처리 시간의 감소 폭이 제한되거나 반대로 처리 시간이 증가할 수 있기 때문이다. (A) 영역에서 계산하는 것들은 Eqs. (8-13)과 같이 고장 가설에 독립적이고, subset solution의 산출에는 역행렬 계산이 포함되어 처리 시간이 길다. 이를 통해 (A) 영역의 작업들은 고장 가설에 따라 병렬로 처리하였을 때, 처리 시간이 감소할 가능성이 있음을 알 수 있다.

(B) 영역에는 이진 탐색을 이용한 PL 산정 알고리즘이 있다. Eq. (15)의 우변에서 각 고장 가설이 기여하는 무결성 위협 확률을 계산하는 항이 고장 가설에 따라 병렬로 처리 가능하나, 처리 시간이 짧다. 그러므로 (B) 영역의 작업은 고장 가설에 따라 병렬로 처리하였을 때, 처리 시간의 감소가 미미하거나, 병렬처리를 위한 오버헤드로 인하여 처리시간이 증가할 수도 있다.

본 논문에서는 Fig. 3의 (A) 영역만 병렬 처리한 제안하는 구조

와, (A)와 (B) 영역을 병렬 처리한 것의 처리 시간을 비교하여 제안하는 구조의 타당성을 보인다. Fig. 3의 (A) 영역은 고장 가설에 따라 subset solution, solution separation, threshold, PL의 최대값과 최소값을 계산하는 부분을 병렬 처리했고, Fig. 3의 (B) 영역은 각 고장 가설이 기여하는 무결성 위협 확률을 계산하는 부분을 병렬 처리했다.

3.2 Look-up Table of $\bar{\Phi}$ and $\bar{\Phi}^{-1}$ Function

본 논문에서는 KF-RAIM의 처리 시간을 경감하기 위한 수단으로, $\bar{\Phi}(\cdot)$ 및 $\bar{\Phi}^{-1}(\cdot)$ 의 LUT를 작성하여 사용하였다. $\bar{\Phi}(\cdot)$ 는 0부터 10까지 선형 스케일에서 500 등분하였고, $\bar{\Phi}^{-1}(\cdot)$ 는 $1e-16$ 부터 0.5까지 로그 스케일에서 500 등분하였다. 값은 소수점 열째 자리까지 저장하여 사용하였다.

4. KF-RAIM EXECUTION TIME AND PROTECTION LEVEL ANALYSIS

4.1 Simulation Environments

3장에서 제시한 병렬 처리 방안의 효율성을 확인하기 위해 다음과 같은 구조의 KF-RAIM들의 처리 시간을 비교한다: (i) Fig. 2의 순차 처리 KF-RAIM, (ii) Fig. 3의 (A) 영역 병렬 처리 KF-RAIM, (iii) Fig. 3의 (A), (B) 영역 병렬 처리 KF-RAIM. 처리 시간

Table 1. Environment of system running PPP and KF-RAIM.

| | |
|-----|------------------------------------|
| CPU | AMD Ryzen 9 7900 12-Core Processor |
| GPU | DDR5 16 GB |
| IDE | Visual studio 2022 |

Table 2. Execution time comparison for KF-RAIM (7 visible satellites) [μs].

| Structure | (i)+LUT | (ii)+LUT | (iii)+LUT | (ii)+Exact |
|----------------|---------|----------|-----------|------------|
| τ_1 | 70.838 | 22.609 | 22.745 | 23.205 |
| τ_2 | 0.194 | 0.224 | 0.236 | 0.232 |
| τ_3 | 1.869 | 1.935 | 10.323 | 4.244 |
| τ_{epoch} | 72.901 | 24.930 | 33.304 | 27.681 |

Table 3. Execution time comparison for KF-RAIM (8 visible satellites) [μs].

| Structure | (i)+LUT | (ii)+LUT | (iii)+LUT | (ii)+Exact |
|----------------|---------|----------|-----------|------------|
| τ_1 | 100.057 | 27.061 | 27.401 | 27.847 |
| τ_2 | 0.184 | 0.181 | 0.202 | 0.219 |
| τ_3 | 2.051 | 2.183 | 10.829 | 4.730 |
| τ_{epoch} | 102.291 | 29.424 | 38.432 | 32.796 |

Table 4. Total execution time comparison for KF-RAIM [μs].

| Description | (i)+LUT | (ii)+LUT | (iii)+LUT | (ii)+Exact |
|----------------|---------|----------|-----------|------------|
| τ_{total} | 339.767 | 101.365 | 133.196 | 112.534 |

은 KF-RAIM을 수행하는데 걸리는 시간만을 측정하였다. 시뮬레이션을 위한 측정치 파일로 일본의 Shintotsukawa에 위치한 관측소(STK200JPN)에서 수집한 2022년 11월 8일 18:00:00~18:59:59 구간에 해당하는 1초 간격의 GPS L1, L2 RINEX 파일을 사용하였다. 보정 정보는 JAXA에서 제공하는 precise orbit/clock data, Earth rotation parameter, differential code bias를 사용했고, GPS L1/L2 측정치에 IF 선형 조합을 적용하여 전리층 지연으로 인한 오차의 1차항을 보정했다. 그리고 상태 변수로서 수신기의 위치, 속도, 가속도, 시계 오차, zenith tropospheric wet delay, float ambiguity를 추정하였으며, PVA 모델을 적용했다.

Elevation mask angle을 15°로 설정하여 항법을 수행한 결과, 가시 위성 수는 7~8개로 관측되었다. 고장 가설은 GPS 위성의 단일 고장만을 고려했고, 각 위성 별 단일 고장 가설을 독립적으로 병렬 처리하여 처리 시간을 평가했다. 무결성 감시를 위한 파라미터는 Gunning et al. (2018)의 연구를 참조하여 설정했고, 항법 시스템의 가용성을 판단하기 위해 PL과 비교되는 성능 지표인 Alert Limit (AL)은 LPV-200에 따라 HAL로 정의되는 수평측의 AL을 40 m, VAL로 정의되는 수직측의 AL을 35 m로 설정했다. PPP는 MATLAB으로 구현하였고, KF-RAIM은 C++로 구현하여 MEX로 컴파일해 MATLAB 내부에서 호출 및 실행하였다. PPP 및 KF-RAIM의 운용 환경은 Table 1에 나타났다.

4.2 Simulation Results

KF-RAIM의 처리 시간을 비교한 결과는 가시 위성 수에 따라 Tables 2~4에 제시하였다. Tables 2, 3에서 LUT와 Exact의 의미는 각각 PL의 계산에 3.2절의 LUT를 사용한 것과 직접 계산한 함수를 사용한 것을 의미한다. Tables 2, 3에 $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_{epoch}$ 를 제시했고, Table 4에 τ_{total} 을 정리했다. Tables 2, 3의 τ_1, τ_2, τ_3 는 각각

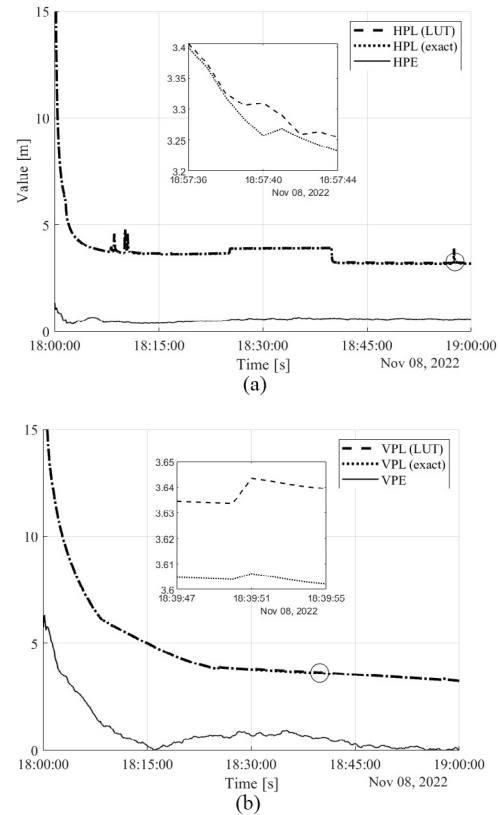
**Fig. 4.** (a) Horizontal protection level and (b) vertical protection level.

Fig. 3에서 (A) 영역의 처리 시간의 평균, (B) 영역에서 “Get min/max protection level (all hyp.)”의 처리 시간의 평균, (B) 영역에서 “Get final protection level”의 처리 시간의 평균을 의미한다. Tables 2, 3의 τ_{epoch} 은 KF-RAIM의 한 에폭마다 소요되는 처리 시간의 평균이다. Table 4의 τ_{total} 은 시뮬레이션에서 KF-RAIM을 수행하는데 소요된 총 시간이다.

Tables 2, 3을 보면 순차 처리 구조 “(i)+LUT”에서 제안하는 병렬 처리 구조 “(ii)+LUT”로 변경하였을 때, 처리 시간은 약 68.08%, 72.95% 감소함을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 3의 (A) 영역이 병렬화에 필요한 오버헤드를 고려하더라도 충분히 처리 시간이 길기 때문에, 병렬 처리 구조를 적용하기 용이하다는 것을 의미하며, 가설 수의 증가와 병렬처리 효과를 볼 수 있다. 반면에 제안하는 병렬 처리 구조 “(ii)+LUT”에서 Fig. 3의 (B) 영역까지 추가로 병렬 처리한 구조 “(iii)+LUT”로 변경하였을 때, 순차 처리 구조 “(i)+LUT”보다 개선된 결과를 보이지만 제안하는 병렬 처리 구조 “(iii)+LUT”보다 처리 시간이 느린 것을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 3의 (B) 영역이 고장 가설에 따른 병렬화에 적합하지 않은 구조라는 것을 의미하고, 현재 구조에서는 순차 처리 구조를 사용하는 것이 유리하는 것을 나타낸다. Table 4를 보면 본 논문에서 수행한 시나리오에 대하여 제안하는 병렬 처리 구조 “(ii)+LUT”는 순차 처리 구조 “(i)+LUT” 대비 약 70.17%, 추가 병렬 처리 구조 “(iii)+LUT” 대비 약 23.90% 처리 시간이 감소함을 확인할 수 있다. 고장 가설 별 독립성이 확보되더라도 병렬화는 충분조건이 아니며, 알고리즘별 처리 시간과 예상 오버헤드를 정량 평가해

적용 여부를 결정해야 한다는 것을 알 수 있다.

제안하는 구조 “(ii)+LUT”와 $\Phi(\cdot)$ 및 $\Phi^{-1}(\cdot)$ 을 직접 계산하는 구조 “(ii)+Exact”를 비교한 결과는 Fig. 4와 Tables 2-4에 제시하였다. Fig. 4에서 HPE는 horizontal position error, VPE는 vertical position error를 나타내고, LUT와 exact는 각각 PL의 계산에 LUT를 사용한 것과 직접 계산하는 함수를 사용한 것을 의미한다. 그리고 PL의 궤적 상에 표시한 원을 확대한 것을 상단에 제시했다.

제안하는 구조를 사용하였을 때, 시뮬레이션 시간 18:15:00 이후 기준, HPL과 VPL 모두 LPV-200에 따라 설정한 HAL과 VAL 보다 낮음을 확인할 수 있다. 본 논문은 KF-RAIM의 병렬화 구조 제안에 중점을 두었으므로, float solution을 기반으로 미터급의 PL을 제공했다. Integer ambiguity resolution에 성공하여 fixed solution을 구한다면 센티미터급의 PL 제공이 가능하다. LUT 사용 유무에 따른 PL의 정확성 분석한 결과는 LUT를 사용한 결과가 18:57:40 시점에서 수평축에 대해 최대 5.230 cm, 18:39:51 시점에서 수직축에 대해 최대 3.721 cm의 오차가 발생함을 확인할 수 있다. 그러나 제안하는 구조가 $\Phi(\cdot)$ 및 $\Phi^{-1}(\cdot)$ 을 직접 계산하는 구조 대비 처리 예폭 단위 처리 시간이 약 9.94%, 10.28% 빠르고, 본 논문에서 수행한 시나리오 기준의 총 처리 시간은 약 9.93% 빠름을 알 수 있다. 이는 제안하는 KF-RAIM의 구조가 센티미터 급의 PL 오차는 허용 가능하지만 처리 시간의 확보가 중요한 시스템에 적용하기 유리하는 것을 의미한다.

5. CONCLUSION

본 논문에서는 OpenMP 기반의 병렬 처리 구조를 적용한 KF-RAIM을 구현하고, 순차 처리 구조와의 처리 시간을 정량적으로 비교하였다. 제안한 병렬 처리 구조는 순차 처리 구조와 비교하여 동일한 threshold와 PL을 산출하면서 전체 처리 시간을 유의미하게 단축했다. 이와 함께 $\Phi(\cdot)$ 및 $\Phi^{-1}(\cdot)$ 의 계산에 LUT를 사용하여 PL 관점에서는 센티미터 급의 오차를 갖지만, 처리 시간을 줄인 결과를 제시하였다. 이러한 결과는 고정밀 항법해의 무결성 확보를 위해 KF-RAIM이 요구되는 환경에서, PL의 엄밀한 정확성보다 실시간 처리 성능이 더 중요한 시스템에 제안 구조가 효과적인 대안이 될 수 있음을 시사한다.

추후 연구로 GNSS와 RNSS를 결합과 더불어 다중 위성 고장을 고려한 병렬처리구조를 임베디드 시스템에 구현하여 실험적 검증을 고려하고 있다.

ACKNOWLEDGMENTS

This research was supported by funding from Korea Government (the Ministry of Land, Infrastructure, and Transport (MOLIT) (Grant number RS-2022-00165915) and the National Research Foundation of Korea (NRF) grant funded by the Korea government (MSIT) (No. RS-2024-00355014).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

The Manuscript with several authors, a short paragraph specifying their individual contributions must be provided. The following statements should be used “conceptualization, J. Jeong, C. Park and J. Park; methodology, J. Jeong and J. Ku; software, J. Jeong; formal analysis, J.-Y. Park, Y.H. Ko, and D. Park; investigation, J. Jeong and J. Ku; writing—original draft preparation, J. Jeong; writing—review and editing, J. Jeong and J. Park; visualization, J. Jeong; supervision, J. Park; funding acquisition, J.-Y. Park, Y.H. Ko, and D. Park”. Authorship must be limited to those who have contributed substantially to the work reported.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Bhattacharyya, S. & Mute, D. 2020, Kalman filter-based RAIM for reliable aircraft positioning with GPS and NavIC constellations, *Sensors*, 20, 6606. <https://doi.org/10.3390/s20226606>
- Blanch, J., Walter, T., Enge, P., Lee, Y., Pervan, B., et al. 2012, Advanced RAIM user algorithm description: Integrity support message processing, fault detection, exclusion, and protection level calculation, In *Proceedings of the 25th International Technical Meeting of The Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS 2012)*, Nashville, Tennessee, 17-21 September 2012, pp.2828-2849. <https://www.ion.org/publications/abstract.cfm?articleID=10462>
- Brenner, M. 1996, Integrated GPS/inertial fault detection availability, *Navigation*, 43, 111-130. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.1996.tb01920.x>
- Choi, Y. S., Seo, H. S., & Kim, Y. B. 2023, Evaluation of GPU Computing Capacity for All-in-view GNSS SDR Implementation, *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, 12, 75-81. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2023.12.1.75>
- ESA, Galileo Open Service, Service Definition Document, Issue 1.2 [Internet], cited 2021 Nov, available from: https://www.gsc-europa.eu/sites/default/files/sites/all/files/Galileo-OS-SDD_v1.2.pdf
- Gunning, K., Blanch, J., Walter, T., de Groot, L., & Norman, L. 2018, Design and evaluation of integrity algorithms for PPP in kinematic applications, In *Proceedings of*

the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018), Miami, Florida, Sep 24-28 2018, pp.1910-1939. <https://doi.org/10.33012/2018.15972>

Joerger, M., Chan, F.-C., & Pervan, B. 2014, Solution separation versus residual-based RAIM, NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation, 61, 273-291. <https://doi.org/10.1002/navi.71>

Joerger, M. & Pervan, B. 2016, Fault detection and exclusion using solution separation and chi-squared ARAIM, IEEE Transactions on Aerospace and electronic systems, 52, 726-742. <https://doi.org/10.1109/TAES.2015.140589>

Lee, Y. C. 1986, Analysis of range and position comparison methods as a means to provide GPS integrity in the user receiver, In Proceedings of the 42nd Annual Meeting of The Institute of Navigation (1986), Seattle, Washington, 24-26 June 1986, pp.1-4. <https://www.ion.org/publications/abstract.cfm?articleID=12197>

Meng, Q. & Hsu, L.-T. 2020, Integrity monitoring for all-source navigation enhanced by Kalman filter-based solution separation, IEEE Sensors Journal, 21, 15469-15484. <https://doi.org/10.1109/JSEN.2020.3026081>

Parkinson, B. W. & Axelrad, P. 1988, Autonomous GPS integrity monitoring using the pseudorange residual, Navigation, 35, 255-274. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.1988.tb00955.x>

Pullen, S. 2017, Ground based augmentation systems, In Springer handbook of global navigation satellite systems (Cham: Springer International Publishing), pp.905-932

Sturza, M. A. 1988, Navigation system integrity monitoring using redundant measurements, Navigation, 35, 483-501. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.1988.tb00975.x>

Teunissen, P. J. & Montenbruck, O. (Eds.) 2017, Springer handbook of global navigation satellite systems (Switzerland: Springer International Publishing).

U.S. DoD, Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard [Internet], cited 2020 Apr, available from: <https://www.navcen.uscg.gov/sites/default/files/pdf/gps/geninfo/2020SPSPPerformanceStandardFINAL.pdf>

Walter, T. 2017, Satellite based augmentation systems, In Springer handbook of global navigation satellite systems (Cham: Springer International Publishing), pp.339-361

Wang, S., Zhai, Y., & Zhan, X. 2023, Implementation of solution separation-based Kalman filter integrity monitoring against all-source faults for multi-sensor integrated navigation, GPS Solutions, 27, 103. <https://doi.org/10.1007/s10291-023-01423-7>



navigation system.

Junwoo Jeong received the B.S. degree in Electronics Engineering from Chungnam National University in 2023. He is currently a Ph.D. candidate at Electronics Engineering from Chungnam National University. His research interests include nonlinear control, adaptive control, robotic control, and



Jurang Ku is an undergraduate student in Electronics Engineering from Chungnam National University. Her research interests include nonlinear control, robotic control, and navigation system.



SDR, integer ambiguity resolution algorithm and Error Analysis.

Chansik Park received B.S., M.S., and Ph.D. degrees in Electrical Engineering from Seoul National University in 1984, 1986 and 1997, respectively. He has been a Professor with the School of Electronics Engineering, Chungbuk National University, Cheongju, Korea, since 1997. His research interests include GNSS, PNS,



Jae-Young Park received the M.S. degree in Geoinformatic Engineering from Inha University in 2023. He is currently at Korea Aerospace Research Institute. His research interests include GNSS Receiver and PPP-RTK algorithm development.



navigation systems. His research interests include Korean Positioning System and LEO navigation systems.

Yo Han Ko received the Ph.D. degree in Information Communication Engineering from Chung-Ang University, Korea, in 2011. He is now a principal researcher at LIG Nex1 Satellite Lab. He worked on the development and research of multi-beamforming, MIMO-OFDM modems, navigation receiver, and



Dana Park received the M.S. degree in Aerospace Engineering from Konkuk University in 2023. She is now a researcher at LIG Nex1 Satellite Lab since 2023. Her research interests include satellite navigation system, Korean Positioning System.



JunMin Park received the Ph.D. degree in Electrical and Electronics Engineering from PSTECH in 2019. He was a principal researcher at POSLAB from 2019 to 2021. He is now an associated professor at Chungnam National University since 2021. His research interests include control theory, cyber-physical system and inertial navigation system.

해상수직발사 환경에서의 유도탄 항법 정확도 분석

이용[†], 안태동, 홍현욱, 강성현, 김다애, 이수용

Analysis of Guided-Missile Navigation Accuracy under Initial Alignment Methods in Maritime Vertical-Launch Environments

Yong Lee[†], Tae-dong Ahn, Hyunwook Hong, Seonghyeon Kang, Dayea Kim, Suyong Lee

Navigation/Weapon Data Link R&D (inertial navigation), LIG Nex1, Seongnam Gyeonggi-do 13488, Korea

ABSTRACT

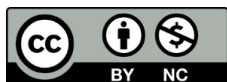
Guided weapon systems operating in maritime environments, such as the Vertical Launch System (VLS), form a core element of modern naval capabilities. Although vertical launch provides an advantage in confined spaces, the dynamic motion of the platform (ship) is directly transferred to the launch vehicle until just before launch, making navigation initialization challenging. Weapon systems deployed on offshore platforms are continuously affected by environmental disturbances such as waves, wind, and currents, as well as the ship's propulsion and steering. Consequently, assuming a stationary initial state when estimating the weapon's attitude using an Inertial Measurement Unit (IMU) introduces significant limitations. The process of determining this initial attitude, known as alignment, is critical in IMU-based navigation systems. Errors in initial attitude estimation directly propagate through the entire guidance phase. This leads to accumulated navigation errors and ultimately degrades missile accuracy. Although Global Navigation Satellite System (GNSS) updates can correct navigation solutions during the midcourse phase, IMU-based inertial navigation is indispensable during the early post-launch phase—before GNSS data become available. Moreover, GNSS corrections may be unavailable in jamming or spoofing environments. It is therefore important to accurately determine the initial attitude and rapid transition to inertial navigation mode to ensure the required guidance performance of ship-launched missiles. This study compares and analyzes three representative alignment methods applicable to maritime environments: one-shot alignment, one-shot mixed alignment, and shipboard transfer alignment, under identical sea conditions. To quantitatively reflect the dynamic nature of the marine environment, simulation data based on wave conditions were generated using the Marine System Simulator (MSS). The initial alignment accuracy of each method was evaluated using these data, and the subsequent inertial navigation performance was analyzed. From the obtained results, one-shot mixed alignment, which utilizes missile-mounted IMU acceleration data, exhibited large alignment errors due to hull motion effects, while transfer alignment using attitude and velocity data from the Master Inertial Navigation System (MINS) achieved higher accuracy. It was confirmed that in high sea state conditions, the transfer alignment method utilizing continuous velocity and attitude information from the MINS provided the highest performance in estimating the missile's attitude.

Keywords: one-shot alignment, one-shot mixed alignment, transfer alignment, inertial navigation

주요어: 원샷정렬, 원샷혼합정렬, 전달정렬, 관성항법

Received Nov 11, 2025 Revised Nov 25, 2025 Accepted Dec 05, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: yong.lee@lignex1.com



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

1. 서론

해양 환경에서 운용되는 수직발사(Vertical Launch System, VLS)를 탑재한 무기체계는 현대 해군의 핵심 전력으로 자리잡고 있다. 특히 수직 발사는 제한된 공간에서 활용될 수 있다는 장점이 있지만, 발사 직전까지 플랫폼(함정)의 동적 운동이 발사체에 그대로 반영되어 항법 초기화에 어려움이 있다. 해상 플랫폼에서 운용되는 무기체계는 파랑, 바람, 조류 등 환경적인 요인과 선체 자체의 추진 및 조향 등 운용에 따른 지속적인 운동에 영향을 받는다. 따라서 유도무기 시스템의 초기 상태를 정지라는 가정하에 관성항법장치(Inertial Measurement Unit, IMU)를 활용하여 초기 자세를 추정하는데 어려움이 있다. 초기자세를 결정하는 과정을 정렬이라 하며, 이는 관성항법장치를 사용하는 항법시스템에서 매우 중요한 역할을 한다 (Britting 1971, Salychev 1998, Rogers 2003, Titterton & Weston 2004). 특히 초기 자세 오차는 유도 구간 전체에 걸쳐 항법 오차에 그대로 영향을 미치며, 사거리가 길어짐에 따라 빠르게 누적되어 최종적인 유도탄의 정확도에 직접적인 영향을 미치게 된다. 중기유도 구간에서 Global Navigation Satellite System (GNSS)에 기반한 항법해 오차 보정은 가능하나, 발사 직후 GNSS 기반의 항법해가 확보되기 전 초기 단계에는 IMU 기반의 관성항법에 의존할 수밖에 없다. 또한 전파교란(jamming) 및 스푸핑(spoofing) 상황에서는 GNSS 보정 자체가 불가능해질 수 있기 때문에, 가능한 한 초기 자세를 정확하게 결정하고 관성항법 모드에 진입시키는 것이 유도탄의 항법성능 확보를 위한 필수 조건이다.

이에 본 연구에서는 해양 환경에서 적용 가능한 대표적인 초기 자세 결정 기법인 원샷 정렬(one-shot alignment), 원샷 혼합정렬(one-shot mixed alignment), 속도/자세 정합 기반의 전달정렬(transfer alignment)을 동일한 해상 조건 하에서 비교 · 분석하였다. 특히 해양 환경의 동적 특성을 정량적으로 반영하기 위해 Marine System Simulator (MSS)를 활용하여 파랑 조건 기반의 시뮬레이션 데이터를 생성하였다. 생성된 시뮬레이션을 활용하여 각 정렬 방식에 따른 초기 정렬 정확도를 산출하고, 이를 초기 조건으로 하는 관성 항법을 수행했을 때 항법 정확도를 산출하였다. 그 결과, 유도탄 내의 IMU로부터 가속도 정보를 함께 활용하는 원샷 혼합정렬의 경우, 선체의 운동에 의한 영향을 크게 받아 해양 환경에 따라 초기 정렬 정확도가 매우 크게 변화할 수 있다는 것을 확인할 수 있었다. Sea state가 높은 환경에서는 MINS의 속도 및 자세 정보를 연속적으로 활용하여 유도탄의 자세를 추정하는 속도/자세 정합 기반의 전달정렬의 성능이 가장 높은 것을 확인할 수 있었다.

2. 선행연구 분석

유도탄의 초기 정렬기법은 크게 자체정렬과 전달정렬로 구별할 수 있다. 자체 정렬기법은 고성능의 IMU를 활용하여 지구 자전각속도를 측정하여 유도탄의 정렬을 수행하는 것을 의미한다. 그러나 자체 정렬은 소요 시간이 매우 오래 걸리며, 지구 자전각속도를 분해할 수 있을 만큼의 고성능의 IMU가 요구된다

는 단점이 있다. 따라서 다양한 무기체계에서는 사전에 정렬된 Master Inertial Navigation System (MINS)의 정보를 활용한 전달정렬 방식의 초기 정렬 기법이 널리 사용되고 있다 (Britting1971, Salychev 1998, Rogers 2003, Titterton & Weston 2004).

Park (2018)은 원샷정렬 수행 시 MINS와 Slave Inertial Navigation System (SINS) 간의 비정렬각을 측정하기 위해 장입 유도탄 단위에서 롤 회전을 통한 측정 방안을 제시한 바 있다. 측정된 비정렬각은 원샷정렬이나 원샷 혼합정렬 수행 시 SINS의 자세 결정에 직접적으로 활용되는 요인이다. Lee et al. (2022)은 경사발사 유도무기 시스템에서 MINS의 정보를 필터 기반으로 SINS의 자세를 계산하는데 사용한 바 있으며, 저장된 비정렬각과 시간지연 오차를 사용하여 전달정렬의 수렴 소요 시간을 획기적으로 줄이는 연구를 수행하였다.

Lee (2018)는 기존의 가속도계 출력을 중력과 비교하는 자세 추정 방법의 한계점을 극복하기 위해, 전달정렬 수행 시 고기동 환경에서 사전에 정의된 상태변수의 초기값이 수렴시간에 미치는 영향을 분석하였다. 그 결과 사전에 추정한 초기값을 활용하여 수렴 시간을 줄이는 것을 확인한 바 있다. Lee et al. (2021)은 MINS에서 정보를 수신하는 과정에서 발생하는 시간 지연이 목표 정확도에 미치는 영향을 분석한 바 있으며, 플랫폼의 침로가 변경하면서 발생하는 자세 정보의 급격한 변화에 의해 목표정확도가 저하되는 것을 확인한 바 있다.

다양한 선행 연구에서는 MINS를 활용하여 SINS의 초기 자세를 결정하는데 있어, 비정렬각과 시간지연 오차에 대한 영향을 최소화하는 방향의 연구가 주를 이루고 있는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 해상 수직 발사 환경과 같이 함체의 동적 운동이 항법 정확도에 미치는 조건에서 여러 정렬 기법을 종합적으로 비교 분석한 연구는 미흡한 실정이다. 이에 본 연구는 기존 연구들과의 차별성을 두어, 유도탄 초기 정렬에 사용되는 대표적인 세 가지 기법에 대해 종합적인 분석을 수행한다. 또한 MSS 기반의 해양 모델링을 통해 파랑에 의한 함체 운동(hull motion)의 동적 영향을 정량적으로 반영하였으며, 이를 기반으로 해상 상태(sea state) 변화에 따른 각 정렬 기법의 항법 성능 영향을 비교하여 해상 수직 발사 환경에 최적화된 초기 정렬 기법을 제시하고자 한다.

3. 본론

3.1 초기 정렬 알고리즘

함상 플랫폼에서 운용되는 유도무기 체계는 해상 상태(sea state)가 높아질수록 파랑 및 선체 동요에 의해 발사 전 초기 자세를 안정적으로 추정하기 어렵다. 초기 자세를 정확하게 결정하지 못할 경우, 해당 오차는 관성항법 수행 시 항법해 오차에 그대로 전파되며, 시간이 지남에 따라 항법 정확도를 빠르게 저하시킨다. 따라서 해상 플랫폼에서 운용되는 유도무기에서는 sea state 조건에 따라 초기 정렬 방식을 적절히 선택해야 한다. 본 연구에서는 대표적인 초기 정렬 기법인 원샷 정렬, 원샷 혼합정렬, 속도/자세 정합 기반의 전달정렬의 세 가지 방법을 대상으로 sea state 수준 변화에 따른 정렬 정확도 및 항법 오차를 비교 · 분석하였

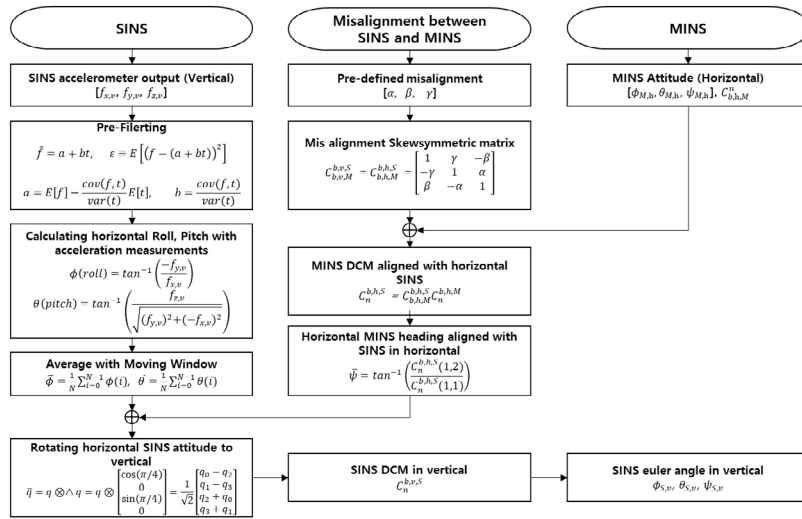


Fig. 1. One-shot mixed align algorithm.

다. 본 연구에서 적용한 세 가지 정렬 기법의 자세 결정 방법은 다음과 같다.

원샷정렬은 Eq. (1)과 같이 상대적으로 정확한 자세를 결정할 수 있는 함자이로 또는 MINS의 자세 정보($C_{b,m}^n$)와 장착비정렬 각($C_{b,s}^{b,m}$)을 고려하여 유도탄의 자세를 결정한다. 원샷정렬은 한 시점의 MINS 자세를 사용하여 유도탄내 IMU의 자세를 결정하기 때문에 연산시간이 빠르고 수식이 간단하다는 장점이 있지만 MINS와 유도탄 내 IMU 간의 비정렬각을 사전에 정의해야 한다는 단점이 있다.

$$C_{b,s}^n = C_{b,m}^n C_{b,s}^{b,m} \quad (1)$$

원샷혼합정렬에서 유도탄내 IMU의 roll(ϕ), pitch(θ)는 Eqs. (2, 3)과 같이 가속도를 활용한 개략정렬을 통해 계산되며 heading(ψ)은 Eq. (1)에서 결정된 ($C_{b,s}^n$)에서 Eq. (4)를 통해 계산된다. 원샷혼합정렬도 원샷정렬과 마찬가지로, SINS의 자세를 알기 위해서는 사전에 SINS와 MINS 간의 비정렬각($C_{b,s}^{b,m}$)을 정의해야 한다. 원샷혼합정렬은 가속도를 사용하여 roll과 pitch를 계산하기 때문에 외력이 존재하지 않는 낮은 sea state 상황에선 정확한 자세를 결정할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 sea state가 높아질수록 함의 병진운동에 의해 자세 정확도가 저하된다는 단점이 있다.

만약 수직 발사에서 수직상태의 SINS와 수평상태의 함 자이로가 있다고 가정하게 되면, Fig. 1과 같은 과정을 통해 SINS의 자세를 결정하게 된다. 수평상태에서는 z축 가속도계에 중력값이 가장 크게 관측되지만 수직 상태인 경우, z축 가속도계에 중력이 거의 측정되지 않아 Eqs. (2, 3)을 그대로 적용하는 경우에는 특이점 문제가 발생할 수 있다. 따라서 SINS가 수직으로 장착되어 있는 경우에는 roll과 pitch를 계산할 때 축변환을 수행해야 한다 (Yu & Park 2007). Fig. 1에서의 수직상태의 센서 관측값($f_{x,v}, f_{y,v}, f_{z,v}$)을 수평상태로 회전변환 시킨 후 수평상태에서의 roll과 pitch를 계산된다. 이때, 한 시점의 가속도 관측치를 사용하여 수평 자세를 결정하게 되는 경우 센서 노이즈에 의한 영향이 발생하기 때문에 이를 제거하기 위해 Pre-filtering과 moving average를 취해 수평

자세를 결정한다. Eq. (4)에서 결정된 heading은 수평상태이기 앞서 결정된 roll, pitch와 함께 수직 상태로 회전변환하면 최종적으로 수직상태에서의 SINS 자세 ($C_{b,v}^n$)를 결정할 수 있다.

만약, 중간 과정에서 MINS의 자세와 비정렬각이 고려된 SINS의 자세 ($C_{n,s}^{b,h,s}$)를 수직 상태로 회전변환 하여 최종적인 유도탄의 자세($C_{n,v}^{b,h,s}$)를 결정하게 되면 원샷 정렬을 수행한 것이 된다.

$$\phi(roll) = \tan^{-1}\left(\frac{-f_y}{-f_z}\right) \quad (2)$$

$$\theta(pitch) = \tan^{-1}\left(\frac{f_x}{\sqrt{(f_y)^2 + (f_z)^2}}\right) \quad (3)$$

$$\psi(heading) = \tan^{-1}\left(\frac{C_{n,s}^{b,h,s}(1,2)}{C_{n,s}^{b,h,s}(1,1)}\right) \quad (4)$$

속도/자세 정합 기반의 정렬 알고리즘은 상대적으로 정확도가 높은 MINS에서 획득된 속도와 자세를 활용하여 유도탄에 부착된 SINS의 속도 및 자세오차, MINS와의 비정렬오차, 시간지연 오차 등을 필터를 통해 연속적으로 추정하는 방법이다. MINS는 자체적으로 지구 자전각속도를 분해하여 자체정렬을 수행할 수 있으며, 정렬이 된 상태에서 자세, 속도를 산출할 수 있다. 정렬이 수행된 이후 MINS의 자세(Ψ_{master}^n)와 속도(v_{master}^n)를 관측치로 사용하여, 관성항법을 통해 초기 값으로부터 계산된 SINS의 속도와 자세를 보정하게 된다. 이때 SINS에서 계산된 속도(v_{slave}^n)에 lever-arm을 고려하여 MINS의 속도 추정치(\dot{v}_{master}^n)로 변환한 후 MINS 속도와 차이값을 관측치로 사용한다. SINS와 MINS 간의 자세 비교는 두 물체가 모두 강체에 장착되어 있다는 가정하에 비정렬각($C_{b,save}^{b,master}$)을 반영하여 이루어진다. 속도/자세 정합 기반의 전달정렬은 필터를 활용하여 오차 상태변수를 추정해야 하기 때문에 수렴시간이 오래 걸린다는 단점이 있지만 sea state에 따른 영향은 상대적으로 강건하며, 사전에 비정렬각을 결정하지 않아도 된다는 장점이 있다. 전달정렬의 속도 오차모델과 자세 오차모델은 각각 Eqs. (5, 6)과 같으며 장착비정렬 오차와 시간지연에 따른 오

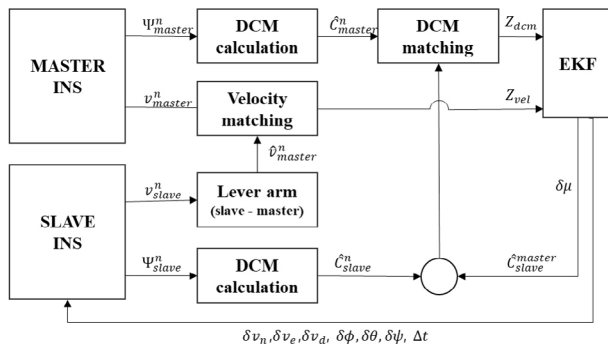


Fig. 2. Algorithm of transfer alignment (attitude and velocity matching).

차는 random constant로 모델링 하였다. 오차상태변수는 Eq. (7)과 같이 속도오차($\delta v_n, \delta v_e, \delta v_d$), 자세오차($\delta \phi, \delta \theta, \delta \psi$), 장착비정렬오차($\delta \mu_x, \delta \mu_y, \delta \mu_z$), 시간지연오차(Δt)로 구성하였다. MINS에서 획득할 수 있는 속도(v_{master}^n)와 자세($C_{b, master}^n$) 정보를 활용하여 관측치 행렬을 Eq. (8)같이 구성하고 MINS의 속도와 자세가 주기적으로 획득되는 시점마다 EKF를 통해 오차상태 변수를 추정하여 error update를 수행하게 된다. 위의 과정을 요약하면, Fig. 2와 같이 표현할 수 있다.

$$\delta \dot{v}^n = (f^n) \times \varepsilon^n + \delta C_b^n f^b - (2\delta \omega_{ie}^n + \delta \omega_{en}^n) \times v^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times \delta v^n + \delta g^n \quad (5)$$

$$\dot{\varepsilon} = -\omega_{in}^n \times \varepsilon + \delta \omega_{in}^n - C_b^n \delta \omega_{ib}^b \quad (6)$$

$$X_e = [\delta v_n, \delta v_e, \delta v_d, \delta \phi, \delta \theta, \delta \psi, \delta \mu_x, \delta \mu_y, \delta \mu_z, \Delta t]^T \quad (7)$$

$$\begin{aligned} Z_{6 \times 1} &= [\delta Z_{vel}, \delta Z_{DCM}(3,2), \delta Z_{DCM}(3,1), \delta Z_{DCM}(1,2)]^T \\ \delta Z_{vel} &= [\hat{v}_{master}^n - v_{master}^n]^T \\ \delta Z_{DCM} &= [C_{b, master}^n C_{b, slave}^n C_n^{b, slave} - I_{3 \times 3}]^T \end{aligned} \quad (8)$$

3.2 시뮬레이션 데이터 생성

본 연구에서는 해양환경에서 운용되는 유도무기 체계의 초기 정렬 정확도를 평가하기 위해 파랑에 의한 함체 운동을 포함한 가속도 및 각속도 데이터를 시뮬레이션으로 생성하였다. 이를 위해 MSS를 활용하였다 (Perez et al. 2006). MSS는 노르웨이 과학기술대학교(NTNU)에서 개발된 MATLAB/Simulink 기반 해양운동체 동역학 및 제어 시뮬레이션 툴박스로, 선박 및 수중운동체의 6자유도(6-DOF) 운동, 파랑 및 조류에 의한 외란, 그리고 항법·제어 알고리즘을 통합적으로 모델링할 수 있다.

본 연구의 시뮬레이션 데이터에서는 파랑 스펙트럼을 입력으로 하여 해상 상태에 따른 운동을 모사하였으며, 이를 기반으로 함정에 탑재된 MINS의 위치, 속도, 자세를 생성하였다. 해상 환경의 파랑 특성을 모사하기 위해 Joint North Sea Wave Project (JONSWAP) 스펙트럼을 적용하였으며, 유의파고(significant wave height)는 sea state 2와 sea state 5에 대해서 각각 0.5 m와 4 m로 설정하였다. 파도의 진행 방향은 함정의 진행 방향에 대해 45° 기울어진 방향에서 입사하는 것으로 가정하였으며, 파랑 시

Table 1. Specification of SINS.

| Sensor | Parameter | Value |
|---------------|--------------|-----------|
| Gyroscope | Bias | 0.5°/hr |
| | ARW | 0.04°/√hr |
| | Scale factor | 100 ppm |
| | Misalignment | 0.02 mil |
| | Output rate | 200 Hz |
| Accelerometer | Bias | 200 μg |
| | ARW | 50 μg/√hr |
| | Scale factor | 200 ppm |
| | Misalignment | 0.02 mil |
| | Output rate | 200 Hz |

Table 2. Specification of MINS.

| Parameter | Value |
|-------------|----------|
| Attitude | 0.7 mil |
| Velocity | 0.05 m/s |
| Time delay | 20 msec |
| Output rate | 12.5 Hz |

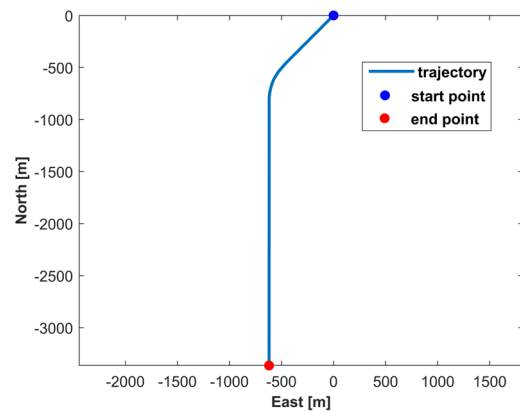


Fig. 3. Trajectory of simulation data.

계열 생성은 JONSWAP 스펙트럼으로부터 선택된 서로 주파수 성분을 기반으로 각 성분에 대응하는 진폭과 위상을 부여한 후, 이를 중첩하여 합성 파랑을 구성하는 방식으로 수행하였다. 이러한 절차를 통해 함체 운동에 영향을 주는 파랑의 비정상적·확률적 특성을 재현하였으며, 생성된 파랑 입력은 MSS 6-DOF 선체 모델에 적용되어 sea state별 함체의 운동을 모사하였다. 파랑 입력에 따른 함정의 응답을 모사하기 위해 적용된 함정의 길이는 88 m, 배수량은 약 6400 t급이다.

생성된 MINS 데이터에서 SINS까지의 레버암을 고려해 SINS의 위치, 속도, 자세를 생성하고 시간에 따른 미분을 수행하여 SINS의 참값의 가속도, 각속도를 생성하였다. 시뮬레이션은 일정한 초기 위치(위도, 경도, 고도)를 기준으로 등속 운동을 수행하고 1회 변침하는 것을 가정하여 생성되었으며, 코리올리 효과와 중력 가속도 변화 등 지구 모델을 반영하였다.

SINS 데이터는 200 Hz로 샘플링 하였으며, 실제 운용 환경을 반영하기 위해 자이로 및 가속도계에 대해 백색잡음과 바이어스 드리프트, 비정렬오차 등을 포함하였다. 이를 통해 실제 해상 환경에서의 항법 센서 동특성을 반영한 초기 정렬 성능 평가가 가능하도록 구성하였다. 시뮬레이션 데이터 생성시 반영된 SINS

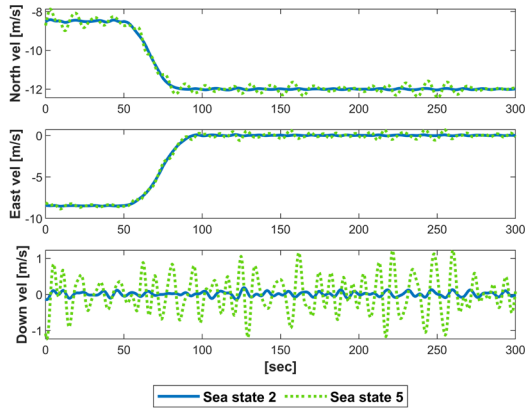


Fig. 4. Velocity of simulation data (NED).

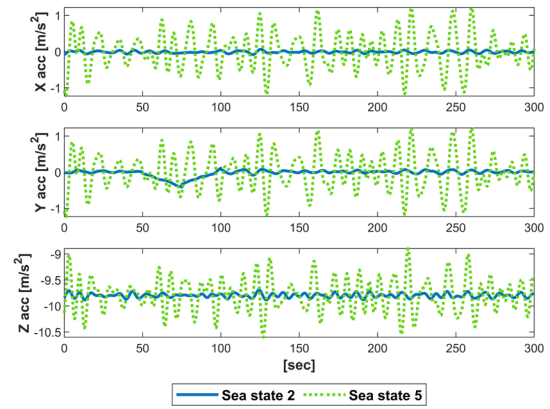


Fig. 6. Acceleration of simulation data (body frame).

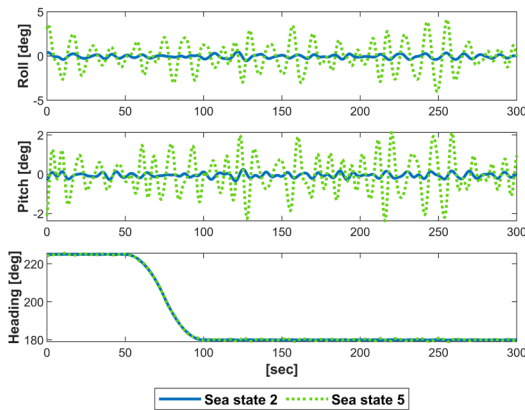


Fig. 5. Attitude of simulation data.

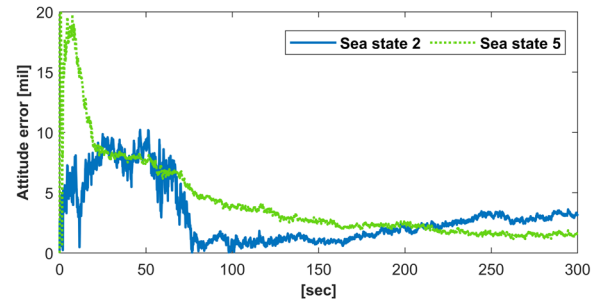


Fig. 7. Estimated heading error of velocity/attitude matching transfer alignment.

는 tactical 수준의 IMU를 가정하였으며 자이로와 가속도계는 오차는 Table 1과 같다. Master INS는 gTALIN 5000급의 정밀항법 장치를 가정하였으며 속도 자세 오차는 Table 2와 같다. MISN와 SINS 간에 통신 환경에 따른 시간지연 오차는 지상플랫폼에서 개발된 유사 무기체계를 참고하여 20 msec로 가정하였다.

생성된 시뮬레이션데이터는 Fig. 3과 같이 남쪽으로 이동하는 경로이며, heading 225도로 약 50초간 등속운동으로 진행하고 -45도 변침을 50초간 수행한 후 다시 직진 등속운동을 약 200초간 수행한다. Figs. 4와 5는 시간에 따른 함정의 자세와 속도를 표현한 것이다. 이때 sea state에 따른 정렬 정확도를 분석하기 위해 sea state 2와 sea state 5 환경에서의 데이터를 각각 생성하였다.

Sea state에 따라 생성된 궤적과 속도, 자세를 시간에 따라 미분하여 가속도, 각속도 데이터를 생성하였다. 생성된 가속도 데이터는 Fig. 6과 같다. sea state 5의 가속도 값이 sea state 2에 비하여 측정치의 범위가 훨씬 넓은 것을 알 수 있으며 sea state 5에서 z축 방향의 가속도 표준편차는 약 0.32 [m/s]^2 로 sea state 2 일때의 가속도 표준편차인 0.09 대비 약 3.6배가량 큰 것을 확인할 수 있으며 적절하게 해양 상황이 반영된 것으로 보인다.

3.3 초기 정렬 정확도 분석

생성된 시뮬레이션 데이터를 기반으로 원샷정렬, 원샷혼합정

Table 3. Initial attitude accuracy without flexure and time delay.

| Alignment method | | Roll [mil, 1 σ] | Pitch [mil, 1 σ] | Heading [mil, 1 σ] |
|------------------|----------------------|----------------------------|-----------------------------|-------------------------------|
| Sea state 2 | One-shot align | 1.77 | 1.77 | 1.77 |
| | One-shot mixed align | 1.49 | 1.6 | 1.78 |
| | Transfer align | 0.15 | 0.06 | 3.11 |
| Sea state 5 | One-shot align | 1.77 | 1.77 | 1.77 |
| | One-shot mixed align | 12.26 | 13.23 | 1.77 |
| | Transfer align | 0.16 | 0.07 | 1.37 |

렬, 속도/자세 정합 기반의 전달정렬을 수행한 결과 알고리즘 별 초기 정확도는 Table 3과 같다. 원샷 정렬의 경우 3축의 MINS 자세와 비정렬각을 통해 SINS의 자세가 결정되기 때문에 MINS의 측정정밀도와 비정렬각의 측정정밀도에만 영향을 받게 된다. 따라서 함이 뒤틀리는 flexure에 의한 영향이나, MINS와 SINS 간의 시간 지연에 따른 오차를 고려하지 않는 경우에는 sea state에 따라 자세 정확도가 달라지지 않는다. 따라서 추가적으로 flexure에 의한 영향과 시간지연에 따른 오차를 반영해야 한다.

원샷 혼합정렬의 경우, SINS의 가속도계로부터 개략정렬을 통해 roll과 pitch를 결정하기 때문에 정지상태라는 가정이 필요하다. 낮은 sea state 상황에서는 각 축에 외력에 의한 가속도 관측치가 상대적으로 작은 크기로 섞이게 되어 정확한 수평 자세 결정이 가능하다. 그러나 함이 파도에 의해 연속적인 크게 움직이고 있는 높은 sea state에서는 다른 정렬 방법에 비해 정확도가 낮은 것을 알 수 있었다 Eqs. (2, 3)은 정지상태에서 각 축의 중력 관측치를 사용하여 수평 자세를 결정하게 되는데 SINS의 가속도계

Table 4. Effect of flexure and time delay.

| | Error source | Roll [mil, 1 σ] | Pitch [mil, 1 σ] | Heading [mil, 1 σ] |
|-------------|--------------|----------------------------|-----------------------------|-------------------------------|
| Sea state 2 | Flexure | 0.29 | 0.29 | 0.29 |
| | Time delay | 0.05 | 0.05 | 0.05 |
| Sea state 5 | Flexure | 1.90 | 1.90 | 1.90 |
| | Time delay | 0.40 | 0.40 | 0.40 |

에 파도에 의한 운동에서 발생하는 가속도가 함께 관측되어 정확한 자세 결정이 어려운 것으로 사료된다.

속도/자세 정합 기반의 전달정렬의 경우, sea state5에서 결정된 heading의 정확도(1.37 mil)가 sea state 2에서 결정된 heading 정확도(3.11 mil)에 비해 높은 것을 알 수 있다. 속도/자세 정합의 특성상, 높은 가관측성이 요구되는데 가속도 운동이나 선회 운동이 잦은 높은 sea state에서 가관측성이 확보되는 것으로 보인다 (Kim et al, 1996). Fig. 7과 같이 Sea state 2에서 추정된 heading은 변침이 일어나는 50~100초 구간이 지난 후 직진 등속 운동구간에서 점진적으로 오차가 커지는 것을 확인할 수 있었다. 등속 직진 운동을 수행하는 경우 항체의 자세 변화가 없기 때문에 불완전한 관측 시스템이다 (Chung et al, 1989). 따라서 시간이 지남에 따라 추정 오차가 누적되어 heading 정확도가 감소하는 형태를 보이게 된다. 반면 Sea state 5에서 추정된 heading 오차는 변침 구간이 지난 이후에도 오차가 계속적으로 감소하는 것을 확인하였다. Sea state가 높아질수록 파도에 의한 항체의 가속이나 각속도 운동이 커지기 때문에 자세 변화가 상대적으로 크게 발생하여 가관측성이 확보되고 결과적으로 추정된 자세 정확도가 높은 것을 확인할 수 있었다.

앞서 언급한 바와 같이 Table 3에서 명시된 초기 자세 정확도에는 flexure나 시간지연에 따른 오차가 반영되어 있지 않기 때문에 이를 추가로 고려해야 한다. flexure는 강체가 아닌 물체의 뒤틀림에 의해 발생되게 되는데, sea state가 높아질수록 함이 뒤틀리는 양도 커지게 된다. 이때 flexure에 의해 발생하는 자세 오차는 Mennitt (1990)을 참고하였다.

추가적으로 SINS와 MINS 간의 통신 지연에서 발생하는 시간지연 오차도 sea state가 높아질수록 MINS와 SINS의 자세 변화량이 커지기 때문에 고려되어야 한다. 통신지연에 의한 자세 오차는 생성된 simulation 데이터를 기반으로 20msec의 시간지연 유무에 따른 영향을 통계적으로 분석하여 정의하였다.

최종적으로 sea state에 따라 발생하는 flexure와 시간지연에 따른 자세 오차는 Table 4와 같이 정리될 수 있다. 원샷 정렬과 원샷 혼합정렬의 경우에는 Table 4의 flexure와 time delay에 의한 영향을 모두 Root Square Sum을 하여 최종적인 초기 자세 정확도를 결정하였고, 속도/자세정합 기반의 전달정렬은 오차상태 변수에 시간지연 오차를 포함하여 추정하기 때문에 flexure에 의한 영향만 반영하여 최종적인 초기 자세 정확도를 결정하였다 (Table 5).

3.4 관성 항법 정확도 분석

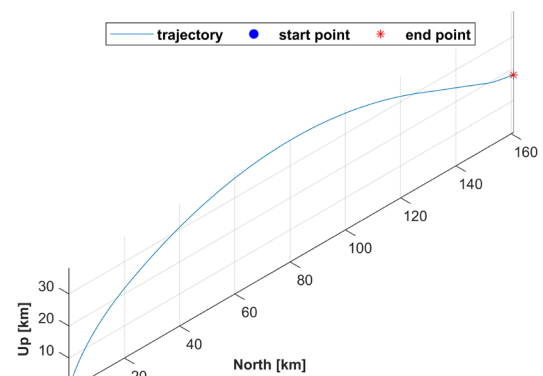
항법 오차는 Table 5에서 정의된 각각의 자세 정확도를 초기 자세의 정확도라고 가정한 상태에서 관성항법을 수행했을 때 오

Table 5. Initial attitude accuracy with flexure and time delay.

| | Alignment method | Roll [mil, 1 σ] | Pitch [mil, 1 σ] | Heading [mil, 1 σ] |
|-------------|----------------------|----------------------------|-----------------------------|-------------------------------|
| Sea state 2 | One-shot align | 1.79 | 1.79 | 1.79 |
| | One-shot mixed align | 1.52 | 1.63 | 1.78 |
| | Transfer align | 0.33 | 0.30 | 3.12 |
| Sea state 5 | One-shot align | 2.63 | 2.63 | 2.63 |
| | One-shot mixed align | 12.41 | 13.24 | 1.81 |
| | Transfer align | 0.43 | 0.43 | 1.43 |

Table 6. Inertial navigation error.

| | Alignment method | Horizontal error [m, 2DRMS] | Vertical error [m, 2DRMS] |
|-------------|----------------------|--------------------------------|------------------------------|
| Sea state 2 | One-shot align | 901.07 | 625.76 |
| | One-shot mixed align | 834.54 | 584.85 |
| | Transfer align | 897.04 | 296.41 |
| Sea state 5 | One-shot align | 1297.91 | 847.28 |
| | One-shot mixed align | 4855.13 | 3805.97 |
| | Transfer align | 489.88 | 316.56 |

**Fig. 8.** 3D flight trajectory of inertial navigation.

차를 가정하였으며 100회 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하여 산출하였다. 항법 성능을 검증하기 위해 적용된 궤적은 Fig. 8과 같다. 궤적의 수평거리리는 약 160 km이며 최대 고도는 약 38 km이다. 수직상태에서 발사를 수행하여 정북 방향으로 최대 3 마하의 속도로 이동한 후 고도 18 km 지점에서 비행이 종료된다.

자세 결정 방법과 sea state에 따라 산출된 초기 자세 정확도를 반영하여 산출된 관성 항법 정확도는 Table 6과 같다. Sea state 2에서는 원샷 혼합정렬의 수평 정확도가 834.54 m로 가장 높은 것을 확인할 수 있었으며 이는 원샷 혼합정렬의 heading 방향오차가 1.78 mil로 세가지 정렬 기법 중 가장 정확하게 하기 때문으로 사료된다. 수직 정확도는 자세/속도 정합 기반의 전달정렬이 294.41 m로 가장 높은 것을 확인할 수 있었으며 roll과 pitch방향의 정확도가 0.3 mil 수준으로 정확하게 추정되었기 때문으로 보인다.

Sea state 5의 경우 속도/자세 정합 기반의 전달정렬 기법에서 추정된 3축의 자세가 가장 정확했기 때문에 관성항법의 수평, 수직방향의 정확도가 가장 정확한 것으로 확인되었다. 파도가 잔잔한 상태에서는 flexure와 시간지연의 영향이 상대적으로 작기 때문에 MINS의 3축 자세를 활용하는 원샷 혼합정렬 이후 관성 항법을 수행하는 것이 오차가 작은 것으로 나타났다. 상대적으로 파도의 요동이 거친 상태에서는 속도/자세 정합기반의 전달정렬

의 가관측성이 확보되기 때문에 초기 정렬을 정확하게 수행할 수 있어 관성항법의 오차가 가장 작은 것을 확인할 수 있었다.

4. 결론

본 연구에서는 해양 환경에서 운용되는 수직발사 무기체계에 적용 가능한 다양한 초기 정렬 기법의 성능을 검증하고, 이에 따른 관성항법 정확도를 평가하였다. 해상 플랫폼의 실제 운용 환경을 반영하기 위해 MSS를 기반으로 파도의 영향을 고려한 시뮬레이션 데이터를 생성하였으며, 초기 정렬 정확도 및 관성항법 오차에 미치는 영향을 분석하였다.

분석 결과, 비교적 잔잔한 해양 상태에서는 원샷 혼합 정렬을 적용하는 것이 관성항법 정확도를 확보하는 데 가장 효과적인 것으로 나타났다. 파도에 의한 외력이 낮은 경우 SINS의 가속도가 SINS의 자세를 표현하는데 충분히 정확한 값을 출력한 것으로 보인다. 반면, 파도가 높은 거친 해상 환경에서는 MINS의 속도 및 자세 정보를 지속적으로 연동하는 전달 정렬 기법이 항법 오차를 최소화하는 데 가장 효과적임을 확인하였다. 이는 거친 파도에 의해 발생하는 운동이 충분한 가관측성을 제공하기 때문으로 해석된다. 반면 원샷 혼합정렬의 경우 sea state가 높아짐에 따라 SINS 가속도계에 파도에 의한 외력이 함께 측정되어 상대적으로 자세 결정의 정확도가 저하된 것으로 보인다.

향후 연구에서는 본 연구에서 적용한 10차 속도/자세 정합 기반 전달정렬의 상태 변수를 고도화할 필요가 있다. 특히, 기존 선행 연구들에서 시도한 바와 같이 down 방향 속도를 상태 변수 제거하거나, flexure 영향을 상태 변수에 반영하는 등의 방법들을 검토하여 해상 상태에 더욱 적합하고 성능이 향상된 상태 변수 모델을 개발할 예정이다. 추가적으로, 선체의 다양한 구동(가속, 선회 등)을 모사 및 실측하고, 이러한 동적 환경이 전달정렬 알고리즘에 미치는 영향을 가관측 행렬 분석을 통해 정량적으로 분석하여 최적의 정렬 성능을 확보하기 위한 기반을 마련하고자 한다.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization,

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Britting, K. R. 1971, *Inertial Navigation Systems Analysis*, 1st Ed. (New Jersey: John Wiley & Sons, Inc.)
- Chung, T. H., Park, H. W., & Lee, S. J. 1989, *Analysis of Observability for Strapdown Inertial Navigation System*,

- Institute of Control, Robotics and Systems, 10, 45-49. <https://www.koreascience.kr/article/CFKO198911919685875.view>
- Kim, K. J., Ko, Y. W., & Park, C. W. 1996, *A Study of Observability Enhancement by Matching Methods at Sea*, Institute of Control, Robotics and Systems, 2, 867-870.
- Lee, H. S. 2018, *Rapid Initial Alignment Method of Inertial Navigation System Using Adaptive Time Delay Compensation*, The Transactions of the Korean Institute of Electrical Engineers, 67, 433-439. <https://doi.org/10.5370/KIEE.2018.67.3.433>
- Lee, I., Yu, H., Kim, C., Oh, J., Yun, S., et al. 2022, *A Study on the Possibility of Stored Transfer Alignment in the Inclined Launching Guided Missile System for a Warship*, Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, 28, 1199-1205. <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2022.22.0156>
- Lee, S. H., Kim, B. R., & Jung, Y. T. 2021, *Analysis of The Effect on Underwater Projectile's Target Accuracy depending on The Transfer Alignment Error*, Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society, 22, 418-424. <https://doi.org/10.5762/KAIS.2021.22.7.418>
- Mennitt, S. H. 1990, *The Effects of Ship Load Variations and Seastate on Hull Girder Deflection and Combat System Alignment*, Master Dissertation, Massachusetts Institute of Technology.
- Park, D.-H. 2018, *A Calculation Method for the Tilt Angle of Missile Round using Roll Rotation*, Journal of Advanced Navigation Technology, 22, 500-506. <https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.6.500>
- Perez, T., Smogeli, Ø. N., Fossen, T. I., & Sørensen, A. J. 2006, *An Overview of the Marine Systems Simulator (MSS): A Simulink Toolbox for Marine Control Systems, Modeling, Identification and Control*, 27, 259-275. <https://doi.org/10.4173/mic.2006.4.4>
- Rogers, R. M. 2003, *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems*, 3rd Ed. (Reston: AIAA Education Series). <https://doi.org/10.2514/5.9781600861598.0000.0000>
- Salychev, O. 1998, *Inertial Systems in Navigation and Geophysics*, 1st Ed. (Moscow: Bauman MSTU Press).
- Titterton, D. H. & Weston, J. L. 2004, *Strapdown inertial navigation technology*, 2nd Ed. (Hertfordshire: The Institution of Engineering and Technology). <https://doi.org/10.1049/PBRA017E>
- Yu, M. J. & Park, C. J. 2007, *Rapid Alignment for SDINS Using Equivalent Linear Transformation*, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 35, 419-425. <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2007.35.5.419>



Yong Lee received the B.S., and Ph.D. degrees in geoinformatics from University of Seoul, South Korea, in 2014 and 2023, respectively. He is currently working for LIG Nex1 Inc., Seongnam, South Korea, as a senior research engineer. His research interests include inertial navigation system.



Tae-dong Ahn received the B.S. and M.S. degrees in electrical and computer engineering from Seoul National University, South Korea in 2006 and 2009, respectively. He is currently working for LIG Nex1 Inc., Seongnam, South Korea, as a chief research engineer. His research interests include inertial navigation systems.



Hyunwook Hong received the B.S. degree in electronics engineering from KyungHee University, South Korea in 2011. He is currently working for LIG Nex1 Inc., Seongnam, South Korea, as a senior research engineer. His research interests include inertial navigation and vision based-navigation systems.



Seonghyeon Kang received the B.S. degree in biomedical engineering from Hanyang University, South Korea in 2022. She is currently working for LIG Nex1 Inc., Seongnam, South Korea, as a senior research engineer. Her research interests include inertial navigation systems.



Dayea Kim received the B.S and M.S degrees in Aerospace engineering from Konkuk University, South Korea in 2022 and 2024, respectively. She is currently working for LIG Nex1 Inc., Seongnam, South Korea, as a research engineer. Her research interests include inertial navigation systems.



Suyong Lee received the B.S. degree in mechanical and aerospace engineering and M.S. degree in aerospace engineering from Seoul National University, South Korea in 2022 and 2025, respectively. He is currently working for LIG Nex1 Inc., Seongnam, South Korea, as a research engineer. His research interests include inertial navigation systems.

강화학습 보상 설계를 통한 드론 함상 자율 착륙 강인성 개선

최보경¹, 정우주¹, 변민수¹, 정소영¹, 송진우¹, 김용훈^{2†}

Reinforcement Learning Reward Design for Robust Autonomous Shipboard Drone Landing

Bokyoung Choi¹, Woo Joo Jung¹, Min Su Byeon¹, So Yeong Jung¹, Jin Woo Song¹,
Yong Hun Kim^{2†}

¹Department of Artificial Intelligence and Robotics and Convergence Engineering for Intelligent Drone, Artificial Intelligence and Robotics Institute (AIRI), Sejong University, Seoul 05006, Korea

²Department of Artificial Intelligence and Robotics, and AIRI, Sejong University, Seoul 05006, Korea

ABSTRACT

The autonomous landing of multirotor UAVs on ship decks is challenging due to wave-induced deck motion, degraded visibility, Global Positioning System (GPS) interference, and communication uncertainties. To address this, a reward design framework based on reinforcement learning for vertical drone landing on a heaving shipborne platform using the Deep Deterministic Policy Gradient (DDPG) algorithm is developed in this study. The training environment combines a simplified vertical UAV dynamics model with wave profiles generated from the JONSWAP spectrum to enable randomized and realistic heave motion in each episode. To enhance training stability and policy robustness, we introduce a distance-based reward, a strict terminal penalty for failed landings, and hyperparameter scaling consistent with vehicle dynamics. MATLAB simulation results show that the proposed reward design achieves stable policy convergence and landing performance across diverse wave conditions. These results demonstrate the proposed reward model effectively improves the learning efficiency and robustness of autonomous shipboard landing systems.

Keywords: autonomous landing, DDPG, deep RL, drone

주요어: 자율 착륙, 심층 결정적 정책 경사, 심층 강화학습, 드론

1. 서론

최근 무인항공기는 통신 중계, 표적 획득, 전술 지원 등 다양한 군사 임무의 핵심 플랫폼으로 활용되고 있다. 이 중 회전익 드론은 수직 이착륙과 정지비행이 가능해 해상 감시, 정찰 및 물자 수송과 같은 해상 작전에 특히 적합하며, 임무 장비 교체가 용이해 범용성 또한 높다 (Lee 2020). 하지만, 해상 환경에서는 파도로 인해 착륙 플랫폼이 지속적으로 상하로 움직이는 동적 특성을 가지며, Global Positioning System (GPS) 교란, 가시성 저하, 통신 불확실성과 같은 요인으로 인해 조종자가 수동으로 착륙하

기 어려운 경우가 빈번하다. 따라서 좁은 갑판 위 드론을 안정적이고 자율적으로 착륙시키는 기술은 해상 작전의 지속성을 위한 핵심 요소이다. 이 때문에 드론이 외부 조종 없이 플랫폼의 상태를 스스로 인식하고 안정적으로 착륙할 수 있도록 하는 자율 착륙 기술에 대한 다양한 연구가 진행되고 있다 (Subamanian et al. 2023).

기존의 방법 중 Proportional-Integral-Derivative (PID) 제어를 활용한 착륙 시스템은 고정된 제어 이득에 의존하기 때문에 파도와 같이 예측할 수 없는 환경 변화에 실시간 대응하기 어렵다는 한계가 존재한다 (Talha et al. 2019). 또한, 지도학습 기반 모델 역

Received Nov 20, 2025 Revised Nov 28, 2025 Accepted Dec 04, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: yhunkim@sejong.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

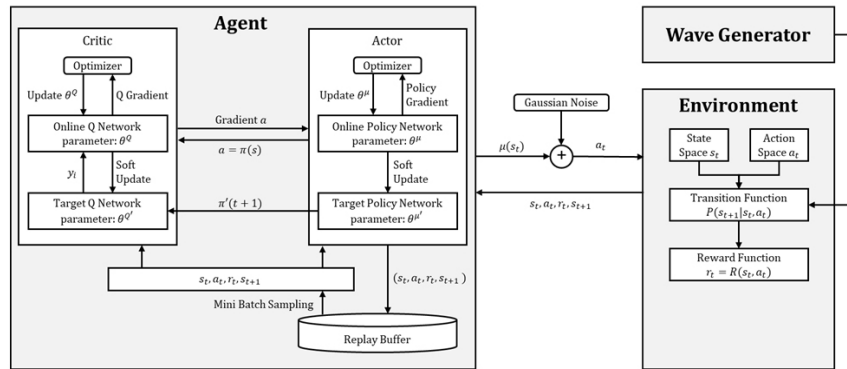


Fig. 1. Overview of a reinforcement learning-based autonomous landing system.

시 드론의 6 자유도 운동 특성에 따른 모든 행동을 사전에 정의하거나 학습을 위한 방대한 실험 데이터를 확보하기가 어려워 개발 비용이 크게 증가하는 한계가 있다. 즉, 두 접근법 모두 실제 해상과 같은 동적 환경에 적용이 제한적이라는 문제가 있다.

이러한 한계를 극복하기 위해 다양한 상황에서의 경험으로 에이전트가 스스로 학습할 수 있는 심층 강화학습(Deep Reinforcement Learning, DRL) (François-Lavet et al. 2018, Wang et al. 2024) 기반 제어 기법이 주목받고 있다 (Amendola et al. 2024). DRL은 환경과의 상호작용을 통해 모델링 오차나 예측 불확실성이 존재하는 상황에서도 적응적인 정책(policy)을 학습할 수 있으며, 최근 연구에서는 바람, 플랫폼 속도 변화 등 비정형 외란이 존재하는 상황에서도 높은 제어 성능을 보이고 있다. Rodriguez-Ramos et al. (2019)의 연구에서는 fiducial marker를 통해 얻은 위치, 자세 정보를 추정하여 이를 Deep Deterministic Policy Gradient (DDPG)의 상태 입력으로 사용해 직선 및 8자 형태로 움직이는 플랫폼에 착륙을 시도하였고, 다양한 속도, 궤적 시나리오에서 정책을 학습하였다. 그러나 연속 상태 및 액션 공간 문제에 집중하기 위해 수직축에 대한 제어는 상수 속도 참조 방식을 사용하였다. Xie et al. (2020)의 연구에서는 DDPG를 사용하였으나 수직 하강 속도는 사전 정의된 규칙을 따르고 수평 제어만 DRL이 담당하도록 하였으며, 그 결과 PID 대비 약 10% 높은 착륙 성공률을 달성하였다.

기존 연구들은 주로 강화학습을 수평 운동에만 적용하고, 수직축은 PID나 고정 하강 속도에 의존하는 경우 (Wu et al. 2022)가 많아 파도에 따른 플랫폼의 상하 운동(heave motion)을 정책 수준에서 다루지 못하는 한계가 있다. 그러나 해양 플랫폼은 비정규적인 상하 움직임에 의한 외란이 지속적으로 발생하기 때문에, 수직축의 환경 변화를 직접 반영한 학습 기반 착륙 전략이 필요하다. 이에 본 연구는 플랫폼의 상하 운동을 포함한 3차원 환경에서 드론이 수직 착륙 정책을 DDPG로 학습하도록 설계하였으며, 제안된 보상 구조를 통해 다양한 파도 조건에서도 안정적인 착륙 동작을 학습함을 보인다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 심층 강화학습과 DDPG의 기본 이론을 정리하고, 3장에서는 이를 기반으로 한 자율 착륙 정책 설계 방법을 제시한다. 4장에서는 시뮬레이션 환경 구축과 실험 설정을 설명하며, 5장에서는 제안된 기법의 성능을 다양한 시나리오에서 검증한다. 마지막으로 6장에서는 연구 결

과를 요약하고 향후 연구 방향을 제안한다.

2. 이론적 배경

2.1 심층 강화학습

강화학습은 에이전트가 환경과 상호작용하며 누적 보상을 최대화하는 방향으로 최적의 행동 정책을 학습하는 방법론이다. 그러나 전통적인 RL은 상태(state) 공간과 행동(action) 공간이 커지거나 연속적으로 확장될 경우 정책 또는 가치 함수(value function)를 테이블 형태로 표현하기 어려워 실제 제어 문제에 적용하는 데 한계가 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해 심층 신경망을 결합한 DRL이 도입되었고, 신경망을 활용해 정책 또는 가치 함수를 근사함으로써 고차원 연속 제어 문제에서도 안정적인 학습이 가능해졌다 (François-Lavet et al. 2018, Wang et al. 2024).

2.2 DDPG 알고리즘

DDPG는 actor-critic 구조의 off-policy DRL 알고리즘으로, actor는 현재 상태에서 연속적인 제어 입력을 생성하고, critic은 해당 상태-행동 쌍의 Q-value를 평가한다 (Lillicrap et al. 2016). 학습 안정성을 위해 타겟 네트워크(target network)를 사용하며, 경험 재현 메모리(replay buffer)를 통해 시간적 상관성이 제거된 경험을 샘플링하여 학습한다. 또한, 정책에 탐색 노이즈를 주입하여 연속 공간에서의 행동 탐색을 수행한다. DDPG는 로봇 제어, 드론 자세 안정화, 경로 추종 등 연속 제어가 요구되는 분야에서 널리 사용되고 있으며, 본 연구에서는 해상 환경에서의 자율 착륙과 같이 예측 불가능한 외란에 대응하면서도 안정적인 수렴이 필요한 수직 제어 문제에 적용하고자 한다.

3. DDPG 기반 착륙 유도 구조 설계

본 연구에서 제안하는 DDPG 기반 착륙 유도 구조는 Fig. 1과 같이 크게 세 가지로 구성된다.

- 에이전트(agent): 상태와 행동을 통해 환경과 상호작용하며, DDPG 알고리즘으로 학습한다.
- 환경(environment): 드론의 수직 운동 모델과 플랫폼의 상하 운동을 포함하며, 에이전트의 행동에 따른 보상과 새로운 상태를 반환한다.
- 파도 생성기(wave generator): 실제 해상 환경을 모사하기 위해 유의파고 및 파 주기를 기반으로 랜덤한 파형을 생성한다.

3.1 드론의 수직 운동 모델링

일반적으로 드론의 운동은 x , y , z 축에 대한 병진 운동과 roll, pitch, yaw 회전 운동, 즉 6 자유도 운동을 하며, 이는 복잡한 비선형 동역학 방정식으로 나타내어진다. 본 연구에서는 드론이 수직 방향으로 움직이는 플랫폼에 안전하게 착륙하는 문제에 집중하여 전체 6 자유도 운동 중 수직축 운동을 분리하여 네 개의 모터에서 발생하는 총 추력을 하나의 추력으로 모델링하였다.

드론의 수직 운동은 추력과 중력(g)의 상호작용으로 결정되며, 호버링(hovering) 상태에서는 총 추력 T 가 무게 mg 와 평형을 이루어 $T=mg$ 가 된다. 추력이 중력보다 크면 상승하고 작으면 하강하며, 실제로는 네 개의 모터 회전 속도를 동일하게 높이거나 낮춤으로써 수직 추력을 변화시켜 고도를 제어한다. 이 구조를 기반으로 한 수직 방향 동역학은 Eq. (1)과 같이 단순화된 형태로 표현된다.

$$m\ddot{z} = T - mg \quad (1)$$

여기서 m 은 드론의 질량, \ddot{z} 는 z 축 가속도이다. 추력을 에이전트가 출력하는 제어입력 u 로 표현하고, 정리하면 Eq. (2)와 같다.

$$\ddot{z} = \frac{1}{m}(u - mg) \quad (2)$$

드론의 질량은 1.5 kg, 중력 가속도는 $g = 9.81 \left[\frac{m}{s^2} \right]$ 로 정의한다.

3.2 상태, 행동 공간 및 제어 입력 정의

강화학습 기반 제어 문제를 정의하기 위해서는 에이전트인 드론의 상태와 행동을 명확히 정의해야 한다. 드론이 상하로 움직이는 플랫폼 위에 안정적으로 착륙하는 문제를 다루기 위해, 수직 운동과 플랫폼의 동역학적 특성을 반영하여 Fig. 2와 같이 시나리오 구성을 위한 기본 조건을 가정하고, 상태와 행동 공간을 정의하였다.

3.2.1 상태 및 행동 공간 정의

드론의 수직 착륙 문제를 강화학습 환경으로 정의하기 위해, Eq. (3)과 같이 상태벡터를 드론과 플랫폼의 위치 및 속도 정보를 포함한 4차원 벡터로 정의하였다.

$$s_t = [z_d, \dot{z}_d, z_p, \dot{z}_p]^T \quad (3)$$

이 벡터는 드론의 고도(z_d), 수직 속도(\dot{z}_d), 플랫폼의 고도(z_p), 그리고 플랫폼의 수직 속도(\dot{z}_p)를 벡터의 요소로 갖는다. 이는 에

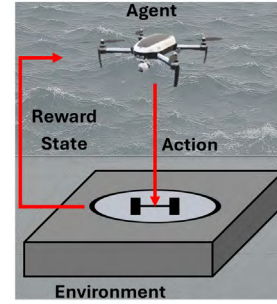


Fig. 2. Example scenario of reinforcement learning-based drone landing.

이전트가 플랫폼의 위치와 움직임을 고려하여 착륙 전략을 학습할 수 있도록 하기 위함이다. 시뮬레이션에서는 상태벡터가 네 가지 요소로 구성되지만, 실제 환경에서는 이러한 절대적 상태 정보를 직접 얻기 어렵다. 따라서 실제 적용 시에는 Light Detection and Ranging (LiDAR), Radio Detection And Ranging (RADAR), Depth Camera 등과 같은 하향식 거리 측정 센서로부터 추정된 상대 위치 및 상대 속도 정보로 상태벡터를 대체하여 구성할 수 있다.

3.2.2 행동 공간 및 제어 입력 변환

에이전트의 행동 a_t 는 드론의 z 축 추력을 조절하는 스칼라 값이다. 행동 공간은 $[-1, 1]$ 범위의 1차원 연속 제어 입력으로 구성되고, 에이전트가 선택한 값은 Eq. (4)를 사용해 실제 물리 추력으로 변환된다.

$$u = mg + u_{max}a_t \quad (4)$$

여기서 m 은 1.5 kg 드론의 질량을, u_{max} 는 최대 추력 15 N을 의미한다. 이 변환 식은 에이전트가 출력한 행동 값($a_t \in [-1, 1]$)을 물리적 제약 조건인 $0 \leq T \leq u_{max}$ 실제 추력 T 로 매핑하는 역할을 한다. 결과적으로 에이전트는 이 스칼라 값을 통해 드론의 추력을 제어하고 최적 정책을 학습한다.

3.3 보상 함수 설계

강화학습 문제에서 보상 함수는 에이전트가 목표를 효과적으로 학습하도록 유도하는 핵심 요소이고 특히 드론의 동적 플랫폼 착륙 연구에서 보상 함수의 설계는 매우 중요한 요소이다. 본 연구는 ‘플랫폼과 드론의 거리 감소’와 ‘충돌 없는 안전한 착륙’이라는 두 가지 목적을 동시에 달성해야 한다.

그러나 이 두 목표는 학습 과정에서 상충하는 목표를 가진다. 플랫폼과의 거리를 빠르게 줄이는 고속 하강과 충돌을 방지하기 위한 상대 속도 감소는 물리적으로 상반되는 행동을 요구하므로, 이를 동시에 보상으로 부여하는 경우 에이전트가 일관된 정책을 학습하기 어렵다. 예를 들어, 플랫폼이 상승할 때 드론이 위치 오차 보상을 위해 단순히 거리 오차를 줄여 하강 속도를 높이면, 상대 속도를 고려하지 못해 플랫폼과 충돌할 위험이 커진다. 이처럼 상반된 목적을 동시에 보상으로 부여하면 정규화되지 않은 서로 다른 보상 함수로 인해 학습이 불안정해진다. 이러한 복잡성

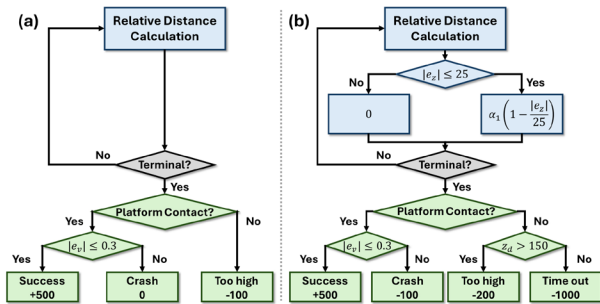


Fig. 3. Comparison of reward structure (a) Baseline reward (b) Proposed reward.

을 줄이고 학습 목표를 명확히 하고자, 불필요한 시간 페널티나 속도 관련 항을 제거한 보상 함수를 제안한다. 연속적인 보상으로 드론과 플랫폼 간의 상대 위치 오차항만을 사용하여 에이전트가 플랫폼에 접근하도록 한다.

베이스라인과 제안하는 보상 구조를 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3a는 기존 방식의 터미널 보상 중심 구조를, Fig. 3b는 연구에서 제안하는 거리 기반 연속보상과 터미널 보상을 결합한 구조이다.

Fig. 3a는 단순히 에피소드 종료 시점에서 ‘안정적 착륙 성공’과 ‘충돌 실패’라는 터미널 조건에 각각 대비되는 희소 보상을 부여하였다. 희소 보상(sparse reward)이란 에이전트가 학습 중 대부분 단계에서 보상을 받지 못하고, 목표 달성 또는 에피소드 종료 시점에만 보상이 주어지는 것을 의미한다. 본 연구에서 제안된 보상 구조인 Fig. 3b는 상대 거리에 대한 보상을 스텝마다 부여하여 안정적인 착륙에 성공할 수 있도록 하였다. 이러한 보상 설계를 통해, 에이전트는 상충하는 중간 신호에 매몰되지 않고, 단순히 플랫폼에 근접하는 것을 넘어 최종적으로 충돌을 회피하여 안전하게 착륙하는 정책을 학습할 수 있었다.

드론과 플랫폼 간의 상대고도 오차가 줄어들수록 거리에 대한 보상($r_{distance}$)이 커지도록 보상을 Eqs. (5, 6)과 같이 정의하였다.

$$e_z = z_d - z_p \quad (5)$$

$$r_{distance} = \begin{cases} \alpha_1 \left(1 - \frac{|e_z|}{25}\right), & \text{if } e_z \leq 25 \\ 0, & \text{if } e_z > 25 \end{cases} \quad (6)$$

여기서 e_z 는 드론과 플랫폼 사이의 상대 거리, α_1 은 보상함수의 사용자 정의 가중치이다. 이 식의 값은 드론이 플랫폼에 가까워질수록 증가하며, 두 객체의 고도 차이가 0일 때 최대값을 갖는다. 에피소드 종료 시점에는 착륙 성능을 보다 명확하게 반영하기 위해 Eq. (7)과 같이 속도 오차를 구하고 Eq. (8)의 터미널 보상($r_{terminal}$)을 부여한다.

$$e_v = \dot{z}_d - \dot{z}_p \quad (7)$$

$$r_{terminal} = \begin{cases} R_{soft} = 500, & \text{if } |e_z| < 0.1 \text{ and } |e_v| \leq 0.3 \\ R_{crash} = -100, & \text{if } |e_z| < 0.1 \\ R_{toohigh} = -200, & \text{if } z_d > 150 \\ R_{timeout} = -1000, & \text{if step} > 4500 \end{cases} \quad (8)$$

에피소드 종료 조건은 착륙 성공(R_{soft}), 충돌(R_{crash}), 고도 초과

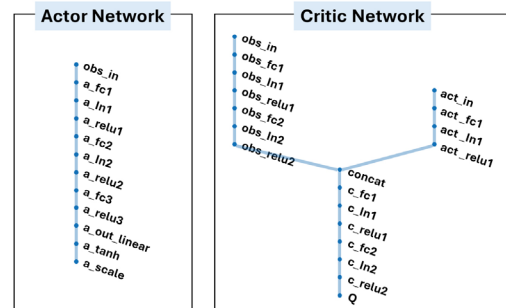


Fig. 4. Actor network and critic network architecture.

($R_{toohigh}$) 그리고 최대 시뮬레이션 시간 초과($R_{timeout}$)로 정의하였다. 드론이 플랫폼에 성공적으로 착륙했을 경우 +500의 보상을 부여한다. 착륙 성공의 조건은 드론과 플랫폼 간의 상대고도 오차(e_z)가 0.1 m 미만이고, 상대 속도 오차(e_v)가 0.3 m/s 이하일 때로 설정하였다. 드론이 플랫폼에 착륙하였으나 빠른 속도로 착륙해 충돌하는 경우에는 불안정한 착륙으로 간주하고 -100의 페널티를 부여한다. 또, 드론이 150 m 이상으로 상승하는 경우에 -200의 페널티를 주고 해당 에피소드는 종료된다. 마지막으로, 최대 스텝을 넘어가는 경우 -1000의 큰 페널티를 부여한다.

3.4 네트워크 구조

DDPG 에이전트는 Actor-Critic 구조의 심층 신경망으로 설계되었으며, 움직이는 착륙 지점과 안전 제약을 동시에 고려하기 위해 [256, 256, 128] 유닛의 다층 퍼셉트론 구조로 드론 착륙 문제의 복잡한 비선형 동역학을 충분히 표현할 수 있도록 구성하였다.

Actor 네트워크는 상태에서부터 고도, 속도, 플랫폼 위치 간의 관계를 계층적으로 표현하도록 설계되었으며, Fully Connected (FC) Layer와 ReLU 활성화층을 반복적으로 구성하여 비선형 제어 정책을 근사한다. 최종 출력단에는 tanh 함수를 적용해 행동 값을 $[-1, 1]$ 범위로 제한하고, 이후 scaling layer를 통해 드론의 실제 추력 한계 범위로 선형 변환함으로써 학습 과정에서 비정상적 출력으로 인한 불안정성을 방지하였다.

Critic 네트워크는 상태와 행동 입력을 초기 단계에서 분리하여 각각의 의미적 차이를 추출한 후, 두 경로에서 추출된 특징을 결합하고 FC Layer를 통과시켜 Q-value를 근사한다. 이러한 구조는 상태-행동 상호작용을 비선형적으로 평가할 수 있어 정책 개선의 안정성과 수렴성을 향상한다. 또한, 모든 은닉층에 Layer 정규화를 적용하여, 경험 리플레이로 인한 샘플 비독립성 문제를 완화하고 학습의 안정성을 높였다. 제안된 네트워크 구조는 Fig. 4에 나타내었다.

4. 시뮬레이션 환경 및 해상 플랫폼 구성

앞서 제시한 드론의 수직 운동 모델과 DDPG 알고리즘 기반 착륙 시스템을 검증하기 위해, MATLAB 기반 시뮬레이션 환경을

Table 1. WMO sea state code.

| Sea state code | Wave height [m] | Characteristics |
|----------------|-----------------|-------------------|
| 0 | 0 | Calm (glassy) |
| 1 | 0 to 0.1 | Calm (rippled) |
| 2 | 0.1 to 0.5 | Smooth (wavelets) |
| 3 | 0.5 to 1.25 | Slight |
| 4 | 1.25 to 2.5 | Moderate |
| 5 | 2.5 to 4 | Rough |
| 6 | 4 to 6 | Very rough |
| 7 | 6 to 9 | High |
| 8 | 9 to 14 | Very high |
| 9 | Over 14 | Phenomenal |

구축하였다.

4.1 MATLAB 시뮬레이션 환경 구성

각 에피소드는 드론이 초기 고도 25 m에서 중력과 추력이 평형을 이루는 호버링 상태에서 시작한다. 시뮬레이션의 타임 스텝 (Δt)은 0.01초이며, 에피소드 당 최대 길이는 4500 스텝으로, 총 45 초로 제한된다. 이는 드론이 무한히 상승하거나 추락하는 비정상적인 궤적을 탐색하는 것을 방지하고, 제한된 시간 내에 착륙 임무 완수 여부를 평가할 수 있도록 하기 위함이다. 초기 고도 25 m는 에이전트가 목표 플랫폼에 접근하는 과정에서 안정적인 제어 정책을 학습하기에 충분한 시간을 확보할 수 있도록 설정하였다.

4.2 Heaving 플랫폼 모델링

플랫폼의 상하 운동을 재현하고자 해상 파도 시뮬레이션 환경을 구축하였다. 파도 모델로는 최근까지도 실제 파도 모사를 위한 표준으로 통용되는 JONSWAP 스펙트럼을 적용하였으며, 이는 시뮬레이션 툴에서도 널리 사용된다 (McTaggart 2012, Kim & Shin 2019, Palmer & Irani 2026). 스펙트럼은 Eq. (9)와 같이 정의되며, 각 파라미터의 의미는 (Det Norske Veritas 2011)에 정의된 것과 동일하게 사용하였다.

$$S(\omega) = A_r \frac{5}{16} H_s^2 \omega_p^4 \omega^{-5} e^{-\frac{5}{4}(\frac{\omega}{\omega_p})^4} \gamma e^{-0.5(\frac{\omega - \omega_p}{\sigma \omega_p})^2} \quad (9)$$

파도는 서로 다른 진폭과 위상을 갖는 다수의 정현파 성분의 중첩으로 표현될 수 있어 주파수 영역에서 정의된 파도 스펙트럼 $S(\omega)$ 를 활용하여 Eqs. (10, 11)을 통해 시간에 따른 해수면 높이로 변환하여 시뮬레이션에서 파도를 모델링 하였다.

$$A_k(\omega) = \sqrt{2S(\omega)d\omega} \quad (10)$$

$$\eta(t) = \sum_{k=1}^n A_k(\omega) \cos[2\pi\omega_k t + \epsilon_k] \quad (11)$$

JONSWAP 스펙트럼의 유의파고(significant wave height, H_s)를 조정함으로써 특정 sea state 등급에 따른 파도 조건을 모사할 수 있다. 본 연구에서는 WMO Sea State 분류 기준을 바탕으로, 각 state별 최대 wave height를 유의파고 파라미터로 적용하였으며, 이를 정리하면 Table 1과 같다.

Table 1의 조건을 기반으로 Fig. 5와 같이 파고를 생성하였으며,

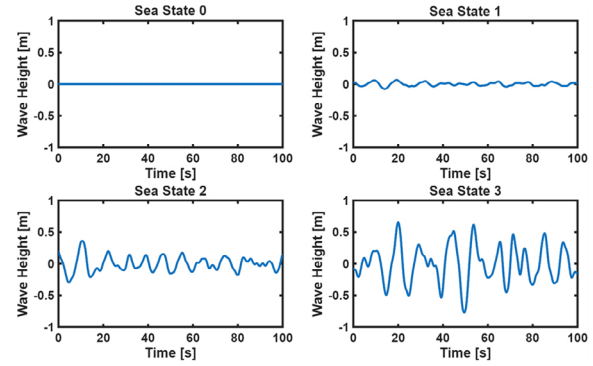


Fig. 5. Wave height according to sea state.

sea state에 따라 파도의 높이가 상이한 것을 확인할 수 있다.

정책의 일반화 성능을 확보하기 위해, 에피소드마다 유의파고 및 스펙트럼 특성은 동일하게 유지되되, 위상이 서로 다른 파형을 매번 새롭게 생성하여 학습에 적용했다. 이를 통해 에이전트가 특정 파도 패턴에 과적합되는 것을 방지하고, 동일 sea state 내에서도 다양한 수직 운동 변화에 적응하는 정책을 학습할 수 있도록 하였다.

5. 시뮬레이션 결과 및 분석

제한한 기법의 성능을 평가하기 위해, 희소 보상 환경에서 시작하여 상대 거리 기반 보상 설계와 DDPG 하이퍼파라미터 튜닝을 단계적으로 적용한 시나리오를 구성하고 분석하였다.

5.1 희소 보상 기반 학습

첫 번째 시나리오에서는 에이전트에게 희소한 보상을 제공하는 베이스라인 환경을 구성하였다. 에이전트는 에피소드 종료 시점에만 보상을 부여받으며, 안전 착륙 시 +500, 플랫폼에 충돌할 경우 0, 착륙에 실패한 경우 -100의 보상을 받도록 설계하였다.

그 결과 Fig. 6a와 같이 평균 보상이 0 근처에서 변동하지 않는 것을 확인할 수 있다. 이는 DDPG가 결정론적 정책이기 때문에 보상이 거의 없는 환경에서 actor, critic 네트워크가 더 이상 업데이트되지 않는 정책 데드락(deadlock) 현상이 발생한 것으로 해석된다 (Matheron et al. 2020). 초기 학습 단계에서 유의미한 보상을 경험하기 전, Actor의 출력은 누적되는 그라디언트에 의해 한쪽으로 점차 치우치며 포화(saturation)되고, 이후 Critic은 이러한 잘못된 정책의 가치를 그대로 학습하게 된다. 따라서 희소 보상을 받은 Q 함수는 거의 일정한 값만을 갖기 때문에, Actor 업데이트에 필요한 Critic의 기울기(Δ_Q)가 사라지며 학습이 사실상 정지된다. 이 상태에서는 탐색 노이즈에 의해 우연히 보상을 발견하더라도, 그 보상 정보가 정책으로 반영되지 못해 에이전트는 데드락에서 빠져나올 수 없다. 이는 결국 드론이 계속해서 최대 추력을 출력하는 비정상적인 행동으로 나타난다.

5.2 연속 보상 기반 학습 안정화

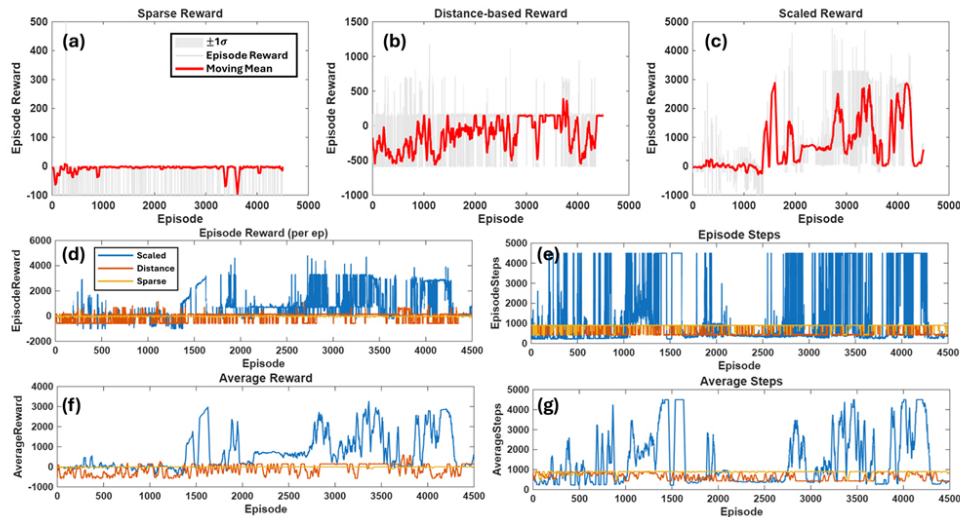


Fig. 6. Comparison of sparse, distance-based, and scaled reward schemes in DDPG training.

최소 보상 환경 문제를 완화하기 위해, 매 스텝 드론과 플랫폼 간 상대고도에 따라 Eq. (12)와 같이 보상을 부여하였다.

$$r_{dist} = \alpha_1 \left(1 - \frac{|e_z|}{z_0} \right) \quad (12)$$

여기서 r_{dist} 는 매 스텝 에이전트가 받는 거리 기반 보상으로 α_1 은 보상의 크기를 조절해주기 위한 가중치, e_z 는 드론과 플랫폼 사이 상대고도, z_0 는 드론의 초기 고도를 의미한다. 이 보상은 드론이 플랫폼 쪽으로 하강할수록 양의 보상을, 반대로 상승할수록 음의 보상을 주어 에이전트가 목표 방향으로 접근할 수 있도록 유도한다. 그러나 이 보상만으로는 하강 구간에서 얻을 수 있는 양의 보상을 탐색하기 전에 상승 방향으로 정책이 고착될 수 있어 비정상적인 정책을 학습할 가능성이 여전히 존재한다. 이러한 현상을 방지하기 위해 고도 상한을 초과할 경우 큰 페널티를 부여하고 에피소드를 종료하는 고도 제약 조건을 추가하였다. 이를 통해 비효율적인 상승 정책이 억제되고, 에이전트는 하강하며 점진적 보상을 확보하는 방향으로 정책을 학습하게 된다. 그 결과, Fig. 6b에서 1500 에피소드 이후로 에이전트가 평균 100 정도의 누적 합을 얻는 정책을 학습한 것을 확인할 수 있다. 대부분의 보상이 0 부근에 있던 Fig. 6a와 달리 양의 보상 정책을 탐색하여 비정상 상승 현상이 감소하였다.

5.3 DDPG 하이퍼파라미터 튜닝

연속 보상 구조를 Eq. (12)에서 제한한 보상식인 Eq. (6) 형태로 정교화하고, 시스템 보상 구조의 스케일과 에피소드 길이 그리고 heaving 플랫폼의 운동 특성을 고려하여 하이퍼파라미터를 튜닝한 시나리오를 구성했다. DDPG 알고리즘은 상태 및 보상 스케일에 민감하여 Q 함수가 발산하거나 포화하는 현상이 발생한다는 특징이 있다. 하지만, 상대고도 기반 보상과 터미널 착륙 보상을 추가하여 안정적으로 정책이 반영될 수 있도록 설계하였다.

에이전트의 Actor는 작은 보폭으로 정책을 갱신하고 Critic은

Table 2. Training hyperparameters for the DDPG algorithm.

| Hyperparameter | Value |
|---|--------------------|
| Actor learning rate | 1×10^{-4} |
| Critic learning rate | 1×10^{-3} |
| Target network soft update coefficient (τ) | 0.001 |
| Discount factor (γ) | 0.99 |
| Replay buffer size | 1×10^6 |
| Mini-batch size | 64 |
| Exploration noise variance | 0.6 |
| Noise decay rate | 1×10^{-5} |

상대적으로 빠르게 가치를 학습하도록 하이퍼파라미터를 튜닝하였다. 또한, 타겟 네트워크의 soft-update 계수와 discount factor는 드론이 플랫폼에 접근하는 단계에서 받는 보상과 착륙 성공 여부에 대한 보상을 같은 가치 기준으로 처리할 수 있도록 설정하였다. 경험 재현 버퍼 크기와 미니배치 크기는 랜덤한 파형을 사용해 다양한 착륙 시도가 수집되는 환경을 학습할 수 있는 크기로 설정하였다. 이는 특정 파형이나 일시적인 성공 사례에 대한 과적합을 방지하고, 에이전트가 학습 과정에서 받는 보상을 통해 지속적으로 환경을 경험할 수 있도록 한다. 탐색은 초기에 상대적으로 큰 가우시안 노이즈를 사용하여 다양한 하강, 접근 전략을 시도하도록 하였으며, 학습이 진행됨에 따라 노이즈 분산을 점진적으로 감소시키는 방식으로 탐색-탐험 균형을 조절하였다.

Table 2의 하이퍼파라미터 설정으로 학습한 결과, Fig. 6c에서 확인할 수 있듯 약 1300 에피소드 이후 에이전트가 평균 1500 수준의 누적 보상을 받는 쪽으로 학습한 것을 알 수 있다.

5.4 학습 성능 및 착륙 성능 분석

5.4.1 학습 성능 분석

보상 구조가 학습 과정에 미치는 영향을 확인하기 위해, 설계한 세 가지 시나리오에 따른 학습 성능을 분석한 결과는 Fig. 6과 같다. Figs. 6d,f는 각 보상 설계에 대한 에피소드 보상과 그 이동

Table 3. Mean time-to-land (TTL) comparison between PID and the proposed RL method.

| Techniques | Mean TTL [s] | |
|----------------|--------------|-----------------|
| | < 5 m | Entire interval |
| PID | 27.830 | 35.402 |
| DRL (proposed) | 6.470 | 11.030 |

평균을 나타낸다. Sparse 및 Distance 기반 보상은 에피소드 보상이 0 부근의 범위에 머물며 학습이 진행되어도 평균 보상이 유의미하게 증가하지 않는다. 이는 에이전트가 성공 궤적을 거의 발견하지 못하고, 초기 정책과 유사한 행동을 반복하고 있음을 의미한다. 반면, Scaled Reward는 에피소드 수가 증가함에 따라 높은 누적 보상을 가지는 에피소드가 점차 자주 학습되고, 이동 평균 또한 상승하는 추세를 보인다. 이를 통해 큰 보상을 받는 궤적을 반복적으로 탐색하는 방향으로 정책이 개선되고 있음을 확인할 수 있다.

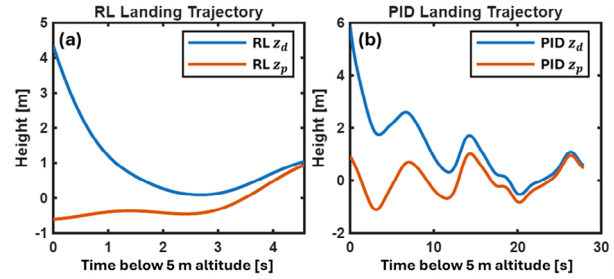
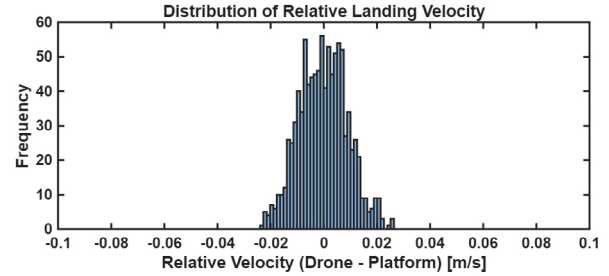
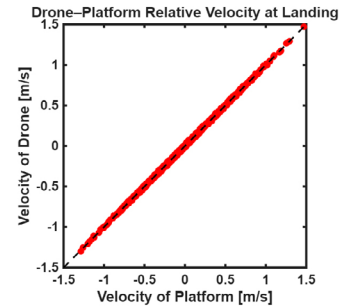
Figs. 6e,g는 각 보상 설계에 대한 에피소드 길이와 그 평균을 비교한 것이다. Sparse와 Distance 기반 보상에서는 에피소드 대부분이 비교적 이른 시점에 종료되어 에피소드 길이가 거의 증가하지 않는다. 이는 에이전트가 플랫폼에 충분히 접근하기 전에 상승 또는 빠른 충돌과 같은 행동으로 실패하고 있음을 나타낸다. 반면, Scaled Reward에서는 학습 후반부로 갈수록 긴 스텝이 지속되는 비율이 증가한다. 이러한 결과는 제한한 보상 구조를 통해 학습하는 에이전트가 더 오래 생존하면서 플랫폼에 접근하는 장기 전략을 탐색하도록 유도한다는 것을 의미한다.

5.4.2 착륙 성능 분석

제한한 알고리즘의 강건성을 검증하기 위해, 학습된 에이전트를 대상으로 무작위 파도 위상을 적용한 100회의 시뮬레이션을 수행하였다. 실험 결과, 제안된 보상 구조를 적용한 에이전트는 98%의 높은 착륙 성공률을 기록하였다. 반면 희소 보상을 사용한 경우에는 드론이 지속적으로 고도를 높여 착륙에 실패하였고, 거리 기반 보상만을 사용한 경우에는 플랫폼에 강하게 충돌하여 착륙에 실패했다. 이러한 높은 착륙 성공률을 바탕으로 제안한 알고리즘을 PID 기반 제어기와 비교하여 착륙 효율성을 평가하였다. 평균 착륙 소요시간(Mean Time-to-Land, TTL)을 기준 지표로 사용해, 드론과 플랫폼의 상대고도가 5 m 이하인 근접구간과 전체 비행 구간으로 나누어 분석하였다. 성능 비교결과는 Table 3과 같다.

PID 기법은 파도에 의한 위치 오차를 보정하기 위해 플랫폼의 움직임을 과도하게 추종하여 Fig. 7b와 같이 파형에 따른 상승과 접근이 반복되었고, 이로 인해 TTL이 크게 증가했다. 반면, 제안한 강화학습 기법은 거리 기반 연속 보상을 통해 플랫폼의 heaving 주기에 대한 최적 하강 타이밍을 스스로 학습함으로써 빠른 착륙 성능을 달성했다. 특히, 5 m 이하 접근 구간에서는 DRL의 TTL이 PID 대비 약 4.3배 짧아졌으며, 이는 에이전트가 실시간으로 착륙 전략을 조정했기 때문이다.

다음으로 착륙 직전 드론과 플랫폼 간 속도 관계를 분석한 결과 Fig. 8과 같이 상대 속도의 크기가 0.1 m/s 이하로 낮은 속도를 유지하며 착륙했다. 이는 드론이 플랫폼의 순간 속도에 효과적으

**Fig. 7.** Comparison of RL and PID landing trajectories below 5 m.**Fig. 8.** Distribution of relative landing velocity.**Fig. 9.** Scatter plot of drone-platform velocities at landing.

로 동기화된 상태에서 착륙하고 있음을 보여준다. Fig. 9는 드론과 플랫폼의 착륙 직전 속도를 산점도로 표현한 것이며, $y=x$ 직선을 따라 분포하는 것을 확인할 수 있다. 이는 플랫폼의 동특성이 큰 상황에서도 제안된 기법을 적용할 경우 드론이 플랫폼과 동일한 속도로 추종하며 착륙할 수 있음을 의미한다.

6. 결론

본 연구에서는 파도로 인한 플랫폼의 상하 운동 환경에서 드론이 안정적으로 착륙할 수 있도록 DDPG 기반의 수직축 착륙 유도 시스템을 제안하고 시뮬레이션을 통해 그 유효성을 입증하였다. 상태 정보와 연속형 보상 함수를 결합한 설계를 통해, 에이전트가 불규칙한 파형 조건에서도 플랫폼에 안정적으로 착륙함을 확인하였다. 특히 보상 체계와 탐색 파라미터의 최적화를 통해 DDPG 고유의 학습 불안정성과 희소 보상 문제를 효과적으로 개선하였다. 이는 기존 연구들이 수평 제어에 집중하거나 하강률을 고정하여 문제를 단순화했던 한계를 극복한 것으로 평가할 수 있다. 결과적으로 본 연구에서 제안한 시스템은 수동 조종이 제한적인 해

상 및 함상 환경에서 드론의 자율 착륙 정확도를 향상시켜, 해상 드론 시스템의 운용 신뢰성을 높였다는 것에 의의가 있다.

향후 연구에서는 바람과 같은 외란이 존재하는 상황에서도 에이전트가 불필요한 체공 시간을 줄이고 빠른 착륙을 수행할 수 있도록, 시간에 비례하는 페널티를 도입하는 등 보상 함수를 개선할 예정이다. 이러한 개선된 보상 설계를 기반으로 본 알고리즘을 수평축 제어 기법과 결합하여 3차원 착륙 문제로 확장하고, 해상 환경에서의 알고리즘 안정성을 평가할 것이다. 또한, Twin Delayed Deep Deterministic policy gradient algorithm (TD3), Soft Actor-Critic 등 최신 알고리즘 도입과 그에 따른 임베디드 컴퓨팅 적용 가능성을 분석하여 통합 함상 자동 착륙 모듈을 개발해 군용 드론에 적용할 수 있도록 확대할 예정이다.

ACKNOWLEDGMENTS

이 논문은 2025년도 교육부 및 서울특별시의 재원으로 서울 RISE센터의 지원을 받아 수행된 지역혁신중심 대학지원체계 (RISE) (2025-RISE-01-019-04) 사업의 지원과 2025년도 세종대학교 교내연구비 지원에 의한 논문입니다.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, B.C, J.S, and Y.K; methodology, B.C, W.J, and S.J; simulation, B.C, W.J, and M.B; validation, B.C, W.J, M.B, and J.S; formal analysis, B.C, S.J, and J.S; writing-original draft preparation, B.C and J.S; writing-review and editing, B.C, S.J, and Y.K; supervision, J.S and Y.K; project administration, J.S and Y.K; funding acquisition, J.S.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Amendola, J., Cenkeramaddi, L. R., & Jha, A. 2024, Drone Landing and Reinforcement Learning: State-of-Art, Challenges and Opportunities, *IEEE Open Journal of Intelligent Transportation Systems*, 5, 520-539. <https://doi.org/10.1109/OJITS.2024.3444487>
- Det Norske Veritas 2011, DNV-RP-H103: Modelling and analysis of marine operations, Det Norske Veritas Technical Report, Høvik, Norway, pp.1-200.
- François-Lavet, V., Henderson, P., Islam, R., Bellemare, M. G., & Pineau, J. 2018, An introduction to deep reinforcement learning, *Found. Trends Mach. Learn.*, 11, 219-354. <https://doi.org/10.1561/22000000071>
- Kim, J. S. & Shin, S. H. 2019, A study on Shape of Ocean Wave Spectrum, In *Proceedings of the Korean Institute of Navigation and Port Research Conference*, Jeju, Republic of Korea, 15-17 May 2019, pp.51-52.
- Lee, Y. U. 2020, A Study on the Effective Military Use of Drones, *J. Conver. Secur.*, 20, 61-70. <https://doi.org/10.33778/kcsa.2020.20.4.061>
- Lillicrap, T. P., Hunt, J. J., Pritzel, A., Heess, N., & Erez, T., et al. 2016, Continuous control with deep reinforcement learning, *ICLR 2016, Caribe Hilton, San Juan, Puerto Rico*, 2-4 May 2016, pp.1-14. <https://doi.org/10.48550/arXiv.1509.02971>
- Matheron, G., Perrin, N., & Sigaud, O. 2020, Understanding failures of deterministic actor-critic with continuous action spaces and sparse rewards, in *Artificial Neural Networks and Machine Learning - ICANN 2020* (Cham: Springer International Publishing), pp.308-320. https://doi.org/10.1007/978-3-030-61616-8_25
- McTaggart, K. 2012, ShipMo3D Version 3.0 User Manual for Creating Ship Models, Technical Memorandum (Dartmouth: Defence R&D Canada - Atlantic).
- Palmer, K. P. C. & Irani, R. A. 2026, Neural Networks for high accuracy short term ship motion predictions with applications to autonomous UAVs, *Aerospace Science and Technology*, 168, 110964. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.110964>
- Rodriguez-Ramos, A., Sampedro, C., Bavle, H., de la Puente, P., & Campoy, P. 2019, A Deep Reinforcement Learning Strategy for UAV Autonomous Landing on a Moving Platform, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 93, 351-366. <https://doi.org/10.1007/s10846-018-0891-8>
- Subamanian, S. P. V., Subramanian, S. M., Muthiah, P., & Shajahan, J. M. A. 2023, Autonomous Drone Landing on a Moving Naval Base using Vision-Based Robot Control, In *Proceedings of 2023 3rd International Conference on Electrical, Computer, Communications and Mechatronics Engineering (ICECCME)*, Tenerife, Canary Islands, Spain, 19-21 July 2023, pp.1-8. <https://doi.org/10.1109/ICECCME57830.2023.10252272>
- Talha, M., Asghar, F., Rohan, A., Rabah, M., & Kim, S. H. 2019, Fuzzy Logic-Based Robust and Autonomous Safe Landing for UAV Quadcopter, *Arabian Journal for Science and Engineering*, 44, 2627-2639. <https://doi.org/10.1007/s13369-018-3330-z>
- Wang, X., Wang, S., Liang, X., Zhao, D., Huang, J. et al. 2024, Deep Reinforcement Learning: A Survey, *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 35, 5064-5078. <https://doi.org/10.1109/TNNLS.2022.3207346>
- Wu, L., Wang, C., Zhang, P., & Wei, C. 2022, Deep

Reinforcement Learning with Corrective Feedback for Autonomous UAV Landing on a Mobile Platform, *Drones*, 6, 238. <https://doi.org/10.3390/drones6090238>

Xie, J., Peng, X., Wang, H., Niu, W., & Zheng, X. 2020, UAV Autonomous Tracking and Landing Based on Deep Reinforcement Learning Strategy, *Sensors*, 20, 5630. <https://doi.org/10.3390/s20195630>



Bokyung Choi is M.S Student at Department of Artificial Intelligence and Robotics, Convergence Engineering for Intelligent Drone, Artificial Intelligence and Robotics Institute (AIRI) at Sejong University. She received B.S. degree in Intelligent Mechatronic Engineering from the same university. Her research interests include Inertial Navigation System, Artificial Intelligence for Autonomous Control and Sim-to-Real.



Woo Joo Jung is M.S student at Department of Artificial Intelligence and Robotics and Convergence Engineering for Intelligent Drone, Artificial Intelligence and Robotics Institute (AIRI) at Sejong University. He received B.S. degree in Intelligent Mechatronics Engineering from the same university. His research interests include Inertial Navigation System and Sensor Fusion for Integrated Navigation System.



Min Su Byeon is M.S Student at Department of Artificial Intelligence and Robotics, Convergence Engineering for Intelligent Drone, Artificial Intelligence and Robotics Institute (AIRI) at Sejong University. He received B.S. degree in Aerospace Engineering from the same university. His research interests include Artificial Intelligence for Navigation, Inertial Navigation System and Kalman Filtering, High End Maritime Navigation.



So Yeong Jung is M.S Student at Department of Artificial Intelligence and Robotics, Convergence Engineering for Intelligent Drone, Artificial Intelligence and Robotics Institute (AIRI) at Sejong University. She received B.S. degree in Aerospace Engineering and Intelligent Mechatronic Engineering from the same university. Her research interests include Inertial Navigation System and Kalman Filtering, Dynamic Model Based Navigation, Sensor Fusion and AI-based Navigation System.



Jin Woo Song received the B.S. and M.S. degree in control and instrumentation engineering and the Ph.D. degree in electrical, electronic, and computer engineering from Seoul National University, Seoul, Republic of Korea, in 1995, 1997, and 2002 respectively. He is currently an Associate Professor with the department of artificial intelligence and robotics, and the department of convergence major for intelligent drones at Sejong University, Seoul, Republic of Korea. He is currently a member of Artificial Intelligence and Robotics Institute. His research interests include GNSS/INS, robust and optimal control, and MEMS sensors.



Yong Hun Kim received the B.S. degree in robotics engineering from Hoseo University, Asan-si, Republic of Korea, in 2018. He received the M.S. degree in software convergence and the Ph.D. degree in intelligent mechatronics engineering with a convergence major in intelligent drones from Sejong University, Seoul, Republic of Korea, in 2020 and 2024, respectively. He is currently an Assistant Professor in the department of artificial intelligence and robotics at Sejong University. He is currently a member of Artificial Intelligence and Robotics Institute. His research interests include nonlinear filtering, indoor navigation, personal navigation systems, and multi-sensor integration.

BDS의 현황 및 분석

정인애¹, 정인하¹, 이상정², 김효원², 황동환^{2†}

Status and Analysis of BDS

Inae Jung¹ , Inha Jung¹ , Sang Jeong Lee² , Hyowon Kim² , Dong-Hwan Hwang^{2†} 

¹Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

²Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Daejeon 34134, Korea

ABSTRACT

Global Navigation Satellite Systems (GNSS) provide worldwide positioning services, while Regional Navigation Satellite Systems (RNSS) offer services for specific areas. Korea has been developing its own RNSS called the Korean Positioning System (KPS), which includes a Wide Area Differential-RNSS (WAD-RNSS) concept that transmits both navigation and correction signals simultaneously. In satellite navigation, Signal-In-Space (SIS) User Range Error (URE) represents errors in navigation signals, while User Range Accuracy (URA) provides a conservative estimate of the standard deviation of the SIS URE. The navigation signals are transmitted in either Legacy Navigation (LNAV) or Civil Navigation (CNAV) formats, with CNAV offering advantages including improved flexibility, shorter update intervals, and separate error component representation. Therefore, CNAV achieves smaller UREs and provides a more sophisticated URA in a format different from LNAV. This paper proposes a CNAV URA calculation model for the Korean WAD-RNSS including mathematical expressions for both Elevation-Dependent (ED) and Non-Elevation-Dependent (NED) URA parameters specifically designed for WAD-RNSS satellite orbital characteristics. Simulation results show that the proposed CNAV URA conservatively bounds the Worst User Location (WUL) URE within the service area. Furthermore, our analysis shows that the proposed CNAV URA can be reduced compared to the LNAV URA without compromising conservatism. The proposed method can contribute to the development of modernized navigation messages for WAD-RNSS.

Keywords: KPS, BDS, service, research trend

주요어: 케이피에스, 비디에스, 서비스, 연구 동향

1. 서론

1995년 미국 Global Positioning System (GPS)의 Full Operational Capability (FOC) 이후 본격적으로 위성 항법에 관한 연구가 활발히 수행되고 있다. 러시아는 2011년 FOC 이후 GLONASS 위성 항법 시스템을 운용하고 있으며, 중국은 2020년 FOC 이후 BeiDou navigation System (BDS) 위성 항법 시스템을 운용하고 있다. 유럽의 위성 항법 시스템인 Galileo는 2016년 Initial Operational Capability (IOC) 이후 FOC를 목표로 시스템을 계속 구축하고 있다.

이러한 전 지구적인 위성 항법 시스템과는 달리 지역 위성 항법 시스템으로 동아시아 지역에서 위성 항법 서비스를 제공하는 일본의 Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)와 인도와 주변 지역의 위성 항법 서비스를 제공하는 Navigation Indian Constellation (NavIC)가 운용되고 있다.

우리나라는 2035년 FOC를 목표로 한반도를 중심으로 동아시아 지역에서 위성 항법 서비스를 제공하는 Korean Positioning System (KPS)을 구축하고 있으며, L1, L2, L5, L6 그리고 S 대역의 항법 신호를 전송할 예정이다. 이에 더불어 전 지구적인 위성 항법 시스템인 BDS와 지역 위성 항법 시스템인 KPS를 동시에 활용

Received Oct 16, 2025 Revised Nov 26, 2025 Accepted Dec 06, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: dhhwang@cnu.ac.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

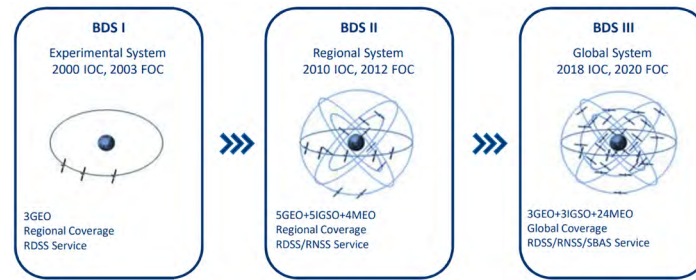


Fig. 1. BDS satellites and orbits by development stage (Lu 2018).

Table 1. History of the BDS (Lu 2018).

| Year | Events |
|-----------|---|
| 1994 | - Development start of the regional satellite navigation system (BDS-1) for test • Deployment design of 3 geostationary orbit (GEO) satellites |
| 2000-2010 | - Operation of BDS-1 (IOC declaration in 2000, FOC declaration in 2003) • Launch of total 4 GEO satellites (including 1 backup) from 2000 to 2007 • Military services (positioning, timing and messaging) are provided within Chinese Territory from 2003 |
| 2004 | - Development start of the regional satellite navigation system (BDS-2) • Deployment design of 5 GEO satellites, 5 inclined geosynchronous orbit (IGSO) satellites, and 5 medium earth orbit (MEO) satellites |
| 2007-2012 | - Operation of BDS-2 (IOC declaration in 2010, FOC declaration in 2012) • Launch of 5 GEO, 5 IGSO, and 5 MEO satellites • Services are provided in the Asia-Pacific region |
| 2009 | - Development start of the global satellite navigation system (BDS-3) • Deployment design of 24 MEO, 3 GEO, and 3 IGSO satellites (later changed to 27 MEO, 3 GEO, and 5 IGSO satellites) |
| 2015-2020 | - Launch of 27 MEO, 3 GEO, and 5 IGSO satellites (including 3 MEO and 2 IGSO satellites for verification) |
| 2018 | - Construction completion of the main BDS-3 system and IOC declaration |
| 2020 | - Deployment completion of 35 BDS-3 satellites - Declaration of system construction completion |
| 2024 | - Launch of 2 additional BDS-3 satellites - Developing an integrated augmentation system of BDS with low earth orbit (LEO) satellites and conducting high-precision positioning correction experiments for GNSS and LEO |

할 경우 고품질의 위성 항법 서비스를 제공할 수 있을 것으로 예상할 수 있다. 이에 보다 효율적으로 KPS와 BDS를 동시에 활용하기 위하여 위성 항법에 관하여 한국과 중국의 공동협력을 수행하고 양국의 대학 간 공동연구 및 기술 교류 협력 기반을 조성할 필요가 있다.

이 논문에서는 한국과 중국 양국의 위성 항법에 관한 기술 교류 협력 기반을 조성하기 위한 기초 자료로서 현재까지 개발된 BDS의 현황을 정리하고 BDS에 관한 중국 대학의 연구 동향을 파악하고자 한다.

먼저, 2장에서 BDS의 개발 현황과 개발 추진 체계를 소개하고, 3장에서 BDS 서비스, 성능 및 향후 개발 방향에 대하여 서술한다. 4장에서는 중국 대학의 BDS에 대한 연구 현황을 정리한다. 그리고, 5장은 이 논문의 결론이다.

2. BDS 개발 현황 및 개발 추진 체계

2.1 BDS의 개요

중국은 기존 위성 항법 신호의 품질을 높이고, 자국 내 맞춤 서비스를 제공하기 위하여 자체 위성 항법 시스템인 BDS를 구축하였다. BDS는 총 3단계 전략으로 추진되었는데, 1단계 BDS-1과 2

단계 BDS-2는 중국 내의 서비스를 위한 지역 위성 항법 시스템이며, 3단계 BDS-3는 전 지구 위성 항법 시스템이다 (Ko & Choi 2015).

1994년도에 1단계 BDS-1의 개발에 착수하고, 2003년도에 개발을 완료한 후, 중국내 군용 서비스를 시작하였다 (China Satellite Navigation Office 2018a, Lu 2018). 2004년도에 2단계로 BDS-2의 개발에 착수하고, 2012년에 개발을 완료한 후 아시아/태평양 지역에서 서비스를 제공하였다 (China Satellite Navigation Office 2018a, Lu 2018). BDS-3의 개발은 최종 2009년도에 착수하여 2020년도에 구축을 완료하였다 (China Satellite Navigation Office 2018a, Lu 2018). 2024년 11월 기준으로 15개의 BDS-2위성과 30개의 BDS-3 위성, 모두 45개의 위성이 궤도 상에서 동작하고 있다 (Han et al. 2023).

2019년을 기준으로 BDS의 지상시스템(ground segment)으로 Master Control Station (MCS) 1개소, Monitor Station (MS) 29개소, Time Synchronization and Upload Station (TS/US) 2개소를 운영하고 있다 (Yang et al. 2017, China Satellite Navigation Office 2018a).

BDS는 교통, 전력, 기상, 어업, 측량, 광산, 치안, 농업, 임업, 국토, 수리, 금융, 배관망 등 여러 산업 분야에서 광범위하게 활용되고 있으며, 중국 이외에 모잠비크, 부르키나파소, 사우디아라비아, 타지키스탄, 키르기스스탄, 우즈베키스탄에서도 활용되고 있다.

Table 2. BDS ground system (Yang et al. 2017).

| Component | Function |
|--------------------------------------|---|
| Master control station | <ul style="list-style-type: none"> - Status monitoring and control of the BDS satellites and navigation message generation • Satellite precise orbit tracking, status monitoring, and anomaly detection • Navigation message generation and transmit to uplink antennas |
| Monitor station | <ul style="list-style-type: none"> - BDS satellite observation • Satellite tracking and collection of navigation signals and data • Provide the collected data with the master control station • (Type-A) Monitoring satellite orbit and ionospheric delay • (Type-B) Augmentation service and integrity service |
| Time synchronization/ upload antenna | - BDS system timing management and satellite control, upload navigation message |

2.2 BDS 개발 현황

BDS의 주요 연혁은 Table 1에 정리하였으며, Fig. 1에 단계별로 위성과 궤도를 정리하였다 (Lu 2018). BDS는 총 3단계 개발 전략에 따라, 지역 위성 항법 시스템인 BDS-1과 BDS-2의 개발을 거쳐 전 지구 위성 항법시스템인 BDS-3를 완성하였다. 2020년 6월 BDS-3 위성 35기 배치 완료 후, 7월 시스템 구축 완료를 선언하였다.

1996년, 제 3차 대만 해협 위기 시 훈련 중 미사일 2기가 표적 타격에 실패하였고, 인민해방군은 실패 사유를 미국의 GPS 서비스 제공 중단으로 추정하였다. 2000년에는 시험용 위성 Beidou-1A (동경 80도)와 Beidou-1B (동경 140도), 2003년에는 시험용 위성 Beidou-1C (동경 110도), 2007년에는 시험용 위성 Beidou-1D (백업용)를 발사하였다.

BDS2는 2006년에 착수를 공식 발표하였으며, 2007년에 위성을 발사하기 시작하였다 (China Satellite Navigation Office 2018a). 2007년에는 MEO 위성 1기, 2009년에는 GEO 위성 1기, 2010년에는 GEO 위성 3기와 IGSO 위성 2기, 2011년에는 IGSO 위성 3기, 2012년에는 MEO 위성 4기, GEO 위성 2기를 발사하였다. 2012년에는 위성 16기로 위성군을 완성하고 서비스를 개시하였으며, 2016년에는 서비스 성능 유지를 목적으로 백업용 위성을 발사하였다. 이후에 2016년에 GEO 위성 1기와 IGSO 위성 1기, 2018년에 IGSO 위성 1기, 2019년에는 GEO 위성 1기를 발사하였다.

BDS3는 2015년 시험용 위성을 발사하면서 개발이 시작되었다 (Deutsche Welle 2020, GPS World 2024a). 2015년에는 MEO 위성 2기, IGSO 위성 2기, 2016년에는 MEO 위성 1기, 2017년에는 서비스용 위성과 MEO 위성 2기, 2018년에는 MEO 위성 16기, GEO 위성 1기, 2019년에는 MEO 위성 6기, IGSO 위성 3기, 2020년에는 GEO 위성 2기를 발사하였다. 2018년에는 초기운용 서비스를 시작하였으며, 2020년에 FOC를 선언하였다. 2020년 9월에는 위성 30기(MEO 24기, GEO 3기, IGSO 3기) 정상 운용 및 BDS-3 검증용 위성 5기(MEO 3기, IGSO 2기)가 임무 종료되었음을 확인하였다. 2023년 10월 기준으로 BDS-3 위성 31기(네트워크 위성 30기, 백업용 위성 1기)가 운용되었으며, 2024년에 BDS 위성 2기를 발사하면서 2024년 6월 기준으로 BDS-3 위성 33기(네트워크 위성 30기, 궤도 시험 중 3기) 운용되었다. 2024년에는 BDS와 저궤도 위성 (low earth orbit, LEO) 위성 항법 보강 시스템의 통합 개발 및 실험적 검증을 추진하고 있으며, 구축 중인 LEO 위성 군 내의 여러 시험 위성을 활용하여 GNSS와 LEO 고 정밀 측위 보정 실험을 진행하고 있다.

**Fig. 2.** BDS ground system deployment (Lu 2018).

Table 2에 정리한 BDS-3 지상시스템은 BDS-2의 지상시스템 (ground segment)을 확장하여 개발하였다 (Yang et al. 2017). 2019년 기준 Master Control Station 1개소, Monitor Station 29개소(Type-A 7개소, Type-B 22개소), Time Synchronization/ Upload Station 2개소를 배치하였다. Fig. 2는 BDS의 지상 시스템의 배치를 나타낸다 (Lu 2018).

2020년 이후에 BDS-3가 글로벌 서비스를 시작하였는데 이때 도입한 B2b 신호를 이용한 Precise Point Positioning (PPP) 서비스는 중국에만 제공되며 Galileo HAS나 QZSS CLAS 서비스 대비 수렴 시간이 길고, 연속적인 고 정밀 위치 서비스를 제공한다 (Gao et al. 2024, GPS World 2024b). 그리고, 공익 지도 제작, 자원 조사, 지능형 교통, 자율 주행, 정밀 농업 등 여러가지 분야에 정확한 정보를 지원한다.

2.3 BDS 개발 추진 체계

BDS는 Fig. 3에 나타난 중국 정부 주도의 체계 아래에서 개발되었다 (Jee 2017). 전국인민대표대회는 최상위 의사 결정 기관이며, 전국인민대표대회 산하에 국무원과 중앙군사위원회가 있다. 국무원 아래의 여러 가지 부처 중 공업정보화부 (Ministry of Industry and Information Technology, MIIT)에서 BDS 개발을 담당한다. 공업정보화부 산하 국방과기공업국 (State Administration for Science, Technology, and Industry for National Defence)과 중국국가항천국(China National Space Administration, CNSA)이 우주 관련 개발 계획을 수립한다. BDS 개발 관련 중국 정부 부처 및 역할은 Table 3에 정리하였다 (Ahn

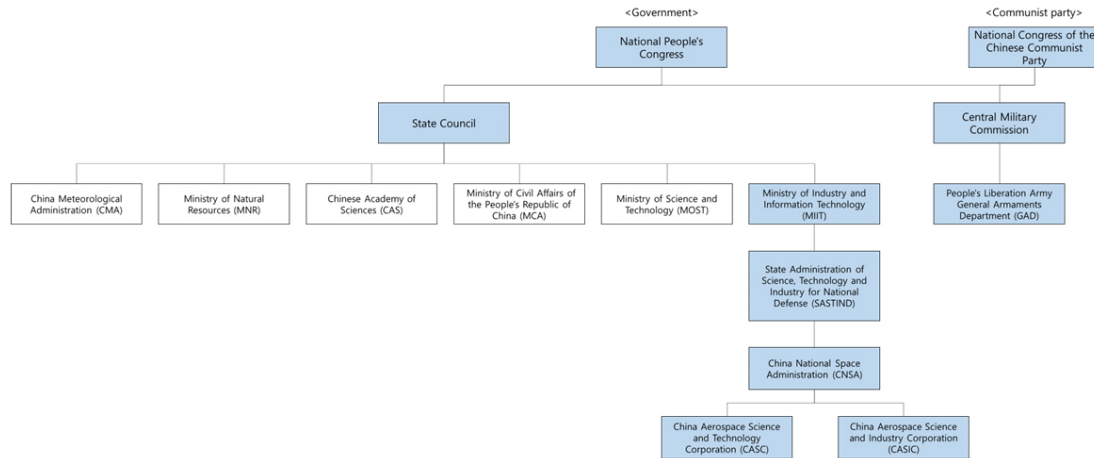


Fig. 3. Decision-making structure of the Chinese government for BDS development (Jee 2017).

Table 3. Chinese government ministries and roles related with BDS development (Ahn et al. 2021).

| Ministry | Role |
|--|---|
| Ministry of Industry and Information Technology (MIIT) | - Ministry under the state council similar to South Korea's ministry of science and ICT, management of broadcasting, wireless communication, and internet industry - Overall government agency for BDS |
| China National Space Administration (CNSA) | - Responsible for civil space activities, policies, regulations, and management by the authority from the defense science and technology industry bureau - Government's operational agency on BDS |

et al. 2021). 중국국가항천국은 국방과기공업국으로 부터 권한을 일부 위임을 받아 민간 우주활동, 정책, 규제와 관리를 담당한다.

중국은 BDS의 운영을 위하여 2개의 협의체와 3개의 조직을 두었다. 중국위성항법사무소 (The China Satellite Navigation Office, CSNO)는 BDS와 중국 Positioning, Navigation and Timing (PNT) 시스템 관련 추진 전략과 정책의 의사결정을 수행하는 최상위 협의체이며, 그 동안 매년 China Satellite Navigation Conference (CSNC)를 개최하여 중국내 동향을 파악하고, 국제 협력을 추진하였다. 그런데 2025년 이후에는 CSNC를 더 이상 개최하지 않으며, 대신 매년 International Summit on Large-Scale BDS Applications를 개최할 예정이다.

The National Technical Committee on BeiDou Satellite Navigation of the Standardization Administration of China는 the Standardization Administration of the People's Republic of China와 The Equipment Development Department of the Central Military Commission의 협력 하에 2014년에 설립되었으며, BDS 운영, 관리, 구축, 적용 및 서비스의 표준화를 전담하였다. CSNO는 BDS 개발을 위한 범 부처 관리기구로서 주로 BDS 구축, 어플리케이션 개발 및 산업화 등을 담당하였으며, 산하에 관련 전문가 위원회와 전문가 연구팀을 운영하였다.

현재 BDS의 운영은 National Development and Reform Commission (NRDC) 산하의 조직이 담당하고 있으며, CSNO는 BDS 개발 구축이 주 임무이므로 앞으로 개발 예정인 BDS4가 공식적으로 시작되기 전까지는 BDS와 관련하여 특별한 역할은 없을 것으로 보인다.

The Central Station for Satellite Navigation (CSSN)은 BDS의 관리 및 운영을 위해 1999년에 설립되었다. CSSN의 기본 역할

은 BDS의 연구, 시연, 개발, 운용 및 적용 보증이며, BDS의 지상국 제어부문의 운용에 초점을 맞추고 있다. The China National Administration of GNSS and Applications (CNAGA)는 BDS 서비스의 상업화 및 개발을 위한 기능적 조직이다. CNAGA는 안정적인 BDS 서비스 제공을 위한 운용과 유지 관리, 안전하고 고품질의 서비스 제공을 위한 개발업체의 관리와 감독, BDS 활용의 활성화를 위한 분야의 발굴 및 주요 인프라 성능 향상, BDS 관련 사업간 상호 협력 강화라는 네 가지를 목표를 설정하여 BDS의 발전을 시도하고 있다.

3. BDS 서비스, 성능 및 향후 개발 방향

3.1 BDS 서비스

BDS는 사용자에게 7가지의 서비스를 제공하는데, 전 지구를 대상으로 PNT 서비스 (항법서비스, RNSS, Radio Navigation Satellite System Service), 전 지구 단문 통신서비스 (Global Short-Message Communication Service, GSMC), 탐색구조 서비스 (International Search-And-Rescue (SAR) Service)의 3가지를 제공하며, 아시아-태평양 지역을 대상으로 위성기반 보강 서비스 (BeiDou Satellite-Based Augmentation Service, BDSBAS), 지상 기반 보강 서비스 (BeiDou Ground-Based Augmentation Service, BDGBAS), 정밀 측위 서비스 (PPP Service), 지역 단문 통신 서비스 (Regional Short-Message Communication Service, RSMCS)의 4가지를 제공한다 (GPS World 2021, GPS World 2022a).

Table 4 BDS-3 service areas, signals, and satellite types (China Satellite Navigation Office 2019a, 2021, Lu 2024).

| Service | Area | Signal | Satellite |
|---------|-----------------------------|----------------|----------------------------------|
| RNSS | Global | Downlink | B1I, B3I |
| | | Downlink | B1C, B2a, B2b |
| SBAS | China and surrounding area* | Downlink | BDSBAS-B1C, BDSBAS-B2a |
| SMC | Regional | Uplink | L band |
| | | Downlink | S band |
| SMC | Global | Uplink | L band |
| | | Downlink | GSMC-B2b |
| SAR | Global | Uplink | UHF band |
| | | Downlink | SAR-B2b |
| PPP | China and surrounding area* | Downlink | PPP-B2b |
| GBAS | China and surrounding area* | 2G, 3G, 4G, 5G | Mobile communication or internet |

*Longitude 75°E to 135°E, Latitude 10°N to 55°N

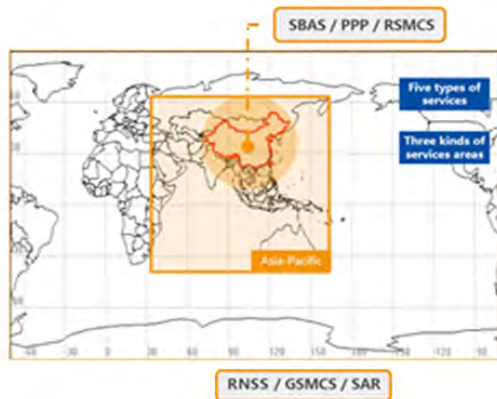
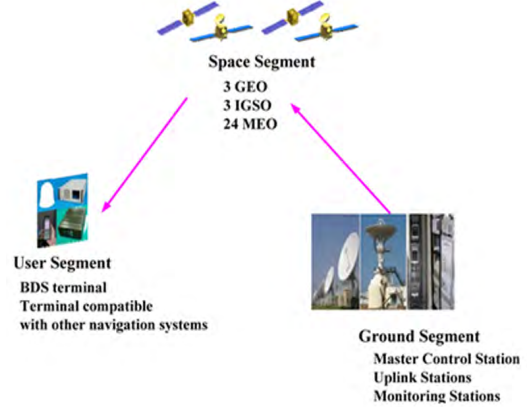
**Fig. 4.** BDS coverage by service type (China Satellite Navigation Office 2019a, 2021, Lu 2024).

Table 4에 BDS 서비스별 영역, 신호, 위성을 정리하였으며, Figs. 4와 5에 BDS의 서비스별 제공 영역과 BDS RNSS 개념을 보였다 (China Satellite Navigation Office 2019a, China Satellite Navigation Office 2021, Lu 2024). RNSS는 일반인에게 공개된 B1I, B1C, B2a, B2b, B3I 신호를 통한 PNT 서비스인 일반(공개) 서비스 (Open Basic Navigation Service)와 정부에 의해 승인된 사용자에게 한해 이용 가능한 B1A, B3Q, B3A 신호를 통한 PNT 서비스인 군사용 서비스 (Authorized Basic Navigation Service)를 제공한다. Table 5에 BDS RNSS 성능 규격을 정리하였고, Table 6에 BDS RNSS 신호를 정리하였다 (China Satellite Navigation Office 2017a, 2017b, 2018b, 2019b, 2020a, 2021, International Telecommunication Union 2024). Table 7에 BDS RNSS 신호의 측위 정확도 규격을 정리하였고, Tables 8과 9에 BDS RNSS 신호의 속도 측정값 정확도 규격과 시각 정확도 규격을 정리하였다 (China Satellite Navigation Office 2021). Tables 10과 11에 BDS RNSS 신호의 PDOP 이용 가능성 규격과 측위 서비스 이용 가능성 규격을 정리하였다 (China Satellite Navigation Office 2021).

Fig. 6에 전 지구 단문 통신서비스인 GSMC 개념을 보였다 (Yang et al. 2019). 전 지구를 대상으로 단문의 메시지 전송 서비스를 위하여 L 대역의 상향링크를 이용하며, 하향링크는 중 궤도 위성 14기를 통하여 S 대역과 B2b 대역을 이용한다. 광역 서비스인 GSMCS는 14기의 MEO와 Inter-Satellite Link (ISL) 링크

**Fig. 5.** Concept of BDS RNSS (China Satellite Navigation Office 2019a, 2021, Lu 2024).**Table 5.** BDS RNSS performance standard (China Satellite Navigation Office 2017a, 2017b, 2018b, 2019b, 2020a, 2021, International Telecommunication Union 2024).

| | Item | Standard |
|--------------|----------------------|-----------|
| Accuracy | Positioning accuracy | < 10 m |
| | Timing accuracy | < 20 ns |
| | Velocity accuracy | < 0.2 m/s |
| Availability | | ≥ 0.99 |

를 이용하여 단문 메시지 통신을 제공한다. 2021년 9월에 향상된 SMCS를 선보인 결과를 볼 수 있다 (Inside GNSS 2021). Tables 12와 13에 BDS GSMC의 성능 규격과 BDS GSMC의 서비스 신호를 정리하였다 (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2021, Chen 2021).

Fig. 7에 SAR Service의 개념을 보였는데, COSPAS SARSAT의 표준에 따라 구조 신호를 수신하고 대응하는 서비스이다 (Yang et al. 2019). BDS SAR 서비스는 중 궤도 위성 6기를 통하여 조난자 위치를 신속히 파악하고 구조하기 위한 정보 전달 서비스로, 상향링크는 UHF 대역을 이용하고 하향링크는 B2b 대역을 이용한다. 이것은 COSPAS SARSAT 표준에 Return Link와 ISL 기능을 추가한 것이다. Fig. 8에 BDS SAR Return Link 서비스의 개념을 보였으며, Fig. 9에 Return Link를 포함한 BDS SAR 서비스의 예를 보였다 (Yang et al. 2019). Table 14에 BDS SAR 서비스 성능

Table 6 DS RNSS signal standard (China Satellite Navigation Office 2017a, 2017b, 2018b, 2019b, 2020a, 2021, International Telecommunication Union 2024).

| Band | Signal | Frequency (MHz) | Data rate (bit/s) | Chip rate (Nchip/s) | Modulation method | Satellite |
|------|--------|-----------------|---|---------------------|---|----------------|
| B1 | B1I | 1561.098 | MEO/IGSO:50 GSO:500 | 2.046 | BPSK-R(2) | MEO, IGSO, GEO |
| | B1C | 1575.42 | 50 | 1.023 | QMBOC(6,1,4/33) (B1CP) BOC(1,1) (B1CD) | MEO, IGSO |
| | B1A | 1575.42 | MEO/IGSO:50 GSO:125 | 2.046 | BOC(14,2) | MEO, IGSO, GEO |
| B2 | B2a | 1176.45 | aP- no data aD- MEO/ IGSO:100 GSO:250 | 10.23 | BPSK-R(10) | MEO, IGSO, GEO |
| | B2b | 1207.14 | 500 | 10.23 | BPSK-R(10) | MEO, IGSO, GEO |
| B3 | B3I | 1268.52 | MEO/IGSO:50 GSO:500 | 10.23 | BPSK-R(10) | MEO, IGSO, GEO |
| | B3Q | 1268.52 | 500 | 10.23 | BPSK-R(10) | MEO, IGSO, GEO |
| | B3A | 1268.52 | 50 | 10.23 | QPSK-R(10) | MEO, IGSO, GEO |

Table 7. BDS RNSS signal positioning accuracy standard (China Satellite Navigation Office 2021).

| Positioning accuracy standard (95%) | | |
|-------------------------------------|--|-----------|
| Service mode | Item | Range (m) |
| Single or dual frequency | Horizontal average over entire area | ≤ 9 |
| | Vertical average over entire area | ≤ 10 |
| Single or dual frequency | Horizontal error at lowest performance point | ≤ 15 |
| | Vertical error at lowest performance point | ≤ 22 |

Table 8. BDS RNSS signal velocity measurement accuracy standard (China Satellite Navigation Office 2021).

| Velocity accuracy standard (95%) | | |
|----------------------------------|------------------------|-----------|
| Service mode | Item | Range |
| Single or dual frequency | Average of all regions | ≤ 0.2 m/s |

Table 9. Timing accuracy of BDS RNSS signal standard (China Satellite Navigation Office 2021).

| Timing accuracy standard (95%) | | |
|--------------------------------|------------------------|---------|
| Service mode | Item | Range |
| Single or dual frequency | Average of all regions | ≤ 20 ns |

Table 10. BDS RNSS PDOP availability standard (China Satellite Navigation Office 2021).

| PDOP [*] availability standard (95%) | | |
|---|---------------------------|-----------|
| Service mode | Criterion | Range (%) |
| Single or dual frequency | Average of all regions | ≥ 98 |
| | Minimum performance point | ≥ 88 |

*PDOP: Position Dilution of Precision

Table 11. BDS RNSS positioning service availability standard (China Satellite Navigation Office 2021).

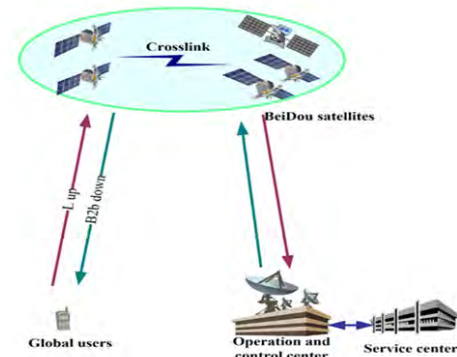
| Positioning service availability standard (95%) | | |
|---|---------------------------|-----------|
| Service mode | Item | Range (%) |
| Single or dual frequency | Average of all regions | ≥ 99 |
| | Minimum performance point | ≥ 90 |

규격을 정리하였으며, Table 15에 SAR 서비스의 신호를 정리하였다 (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2021).

Fig. 10에 BDS의 BDSBAS의 운용 개념을 보였다 (Li et al.

Table 12. GSMCS performance standard (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2021, Chen 2021).

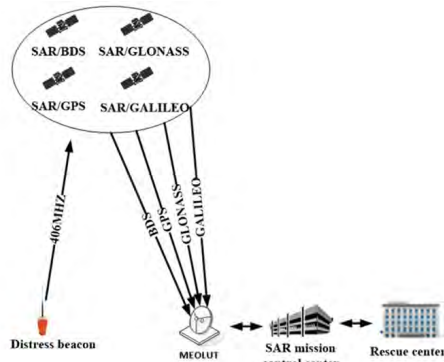
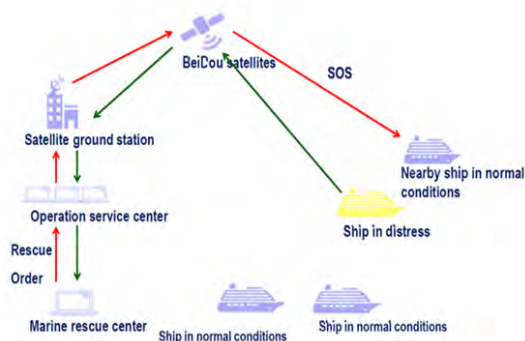
| Item | Performance standard |
|------------------------|--|
| Success rate | ≥ 0.95 |
| Response time | 1 minute |
| Capacity | uplink 300,000 time / hour downlink 200,000 time / hour |
| Maximum message length | 560 bits (40 Chinese characters) |

**Fig. 6.** Concept of GSMCS (Yang et al. 2019).

2020). 국제민간항공기구 (ICAO)의 표준을 따라 GEO 위성 3기를 이용하여 오차 보정 정도와 무결성 (신뢰성) 정보를 제공하는 서비스이다. WAAS, EGNOS, GAGAN, MSAS와 같은 기존의 SBAS처럼 GPS에 대한 보정정보를 제공할 뿐만 아니라 BDS에 대한 보정 정보도 제공한다. Fig. 11에 BDSBAS의 서비스 제공 영역을 보였다 (China Satellite Navigation Office 2019a). BDSBAS 성능 규격은 Table 16에 보인 CAT-1 성능 규격을 만족한다. Table 17에 BDSBAS 신호 보강 대상 및 정확도 규격을 보였고, Table 18에 BDSBAS 안정성 및 신뢰성 규격을 보였다 (Lu 2024). BDSBAS를 위하여 GPS 및 BDS 신호를 감시국 (monitoring station)에서 수신하고, 중앙처리국 (master station)에서 처리한 보정정보를 GEO 위성을 통해 B1C와 B2a 신호로 제공한다. BDS-2 신호(B1I, B3I)로도 제공한다고 알려져 있지만, 구체적인 정보는 공개하지 않고 있다. Table 19에 BDSBAS 신호를 정리하였다 (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2020b).

Table 13. GSMCS service signal (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2021, Chen 2021).

| Frequency (MHz) | Signal name | Data rate | Modulation method | Authorization | Satellite |
|-----------------|-------------|-----------|-------------------|---------------|-----------|
| 1610.0~1626.5 | Uplink | - | - | - | 14 MEO |
| 1207.14 | B2b | - | - | - | 14 MEO |

**Fig. 7.** Concept of SAR service (Yang et al. 2019).**Fig. 8.** Concept of BDS SAR return link service (Yang et al. 2019).**Fig. 9.** Example of SAR service including return link (Yang et al. 2019).

지상 기반 보강 서비스인 BDGBAS는 이동 통신을 활용하여 실시간 cm 수준과 후처리 mm 수준의 고 정밀 측위를 제공하는데, Table 20에 BDGBAS의 성능 규격을 정리하였다 (China Satellite Navigation Office 2021).

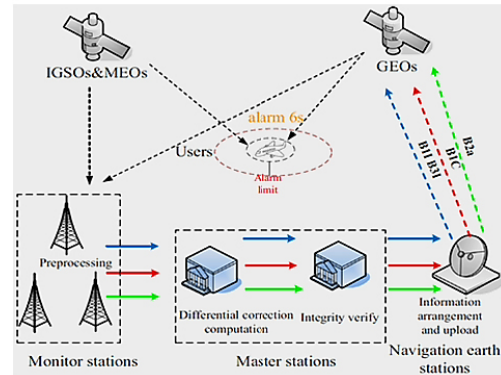
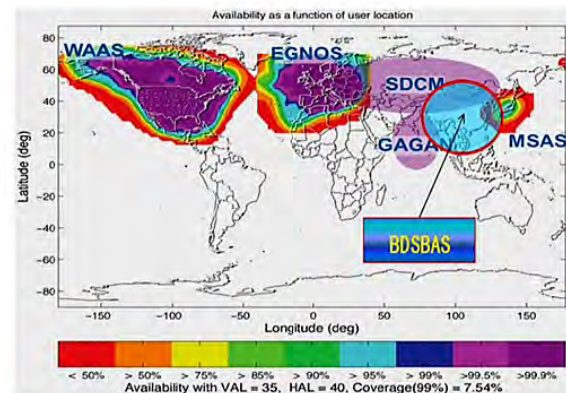
Fig. 12에 정밀 측위 서비스인 PPP의 개념을 보였는데, 3기의 GEO 위성을 이용하여 B2b 대역으로 고 정밀 측위에 필요한 위

Table 14. SAR service performance standard (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2021).

| Parameter | Performance standard |
|--------------------------|-------------------------|
| Detection probability | $\geq 99\%$ |
| Positioning accuracy | ≤ 5 km |
| Availability | $\geq 99\%$ |
| Return link delay | ≤ 2 min |
| Return link success rate | $\geq 95\%$ |
| Bit error rate | $\leq 5 \times 10^{-5}$ |

Table 15. SAR service signal (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2021).

| Item | Frequency (MHz) | Signal name | Data rate | Modulation type | Authorization | Satellite |
|-------------|-----------------|-------------|-----------|-----------------|---------------|--------------|
| SAR | 406 | Uplink | - | - | - | 6 MEO |
| | 1544.21 | Downlink | - | - | - | |
| Return link | 1207.14 | B2b | - | - | - | 3IGSO+ 24MEO |

**Fig. 10.** BDSBAS operational concept (Li et al. 2020).**Fig. 11.** BDSBAS coverage (China Satellite Navigation Office 2019a).

성 궤도, 시계 오차 등의 정밀한 보정 정보를 제공하며, 수 ~ 수십 cm 수준의 고정밀의 항법 서비스가 가능하지만, 30분 정도의 시간이 필요하다. Table 21에 BDS PPP 서비스의 규격을 정리하였고, Table 22에 BDS PPP 서비스 신호를 정리하였으며, Table 23에 BDS PPP 서비스의 성능 규격을 정리하였다 (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2020c, 2021). Table 24

Table 16. CAT-I performance standard (China Satellite Navigation Office 2019a).

| Item | Performance standard |
|--------------|---|
| Accuracy | Horizontal: 16 m, Vertical: 4 m |
| Integrity | $1-2 \times 10^{-7}$ per hour (approach) |
| Continuity | $1-8 \times 10^{-6}$ per hour (within 15 s) |
| Availability | 0.99 |

Table 17. BDSBAS augmentation target and accuracy standard (Lu 2024).

| Item | Augmentation objects | Frequency | Accuracy |
|------------------|-----------------------------|-------------|----------------------------------|
| Single frequency | GPS L1C/A | BDS GEO B1C | Horizontal 20 m Vertical 20 m |
| Dual frequency | BDS B1C/B2a GPS L1C/A/L5 | BDS GEO B2a | Horizontal 16 m Vertical 4 m |

Table 18. BDSBAS integrity and reliability standard (Lu 2024).

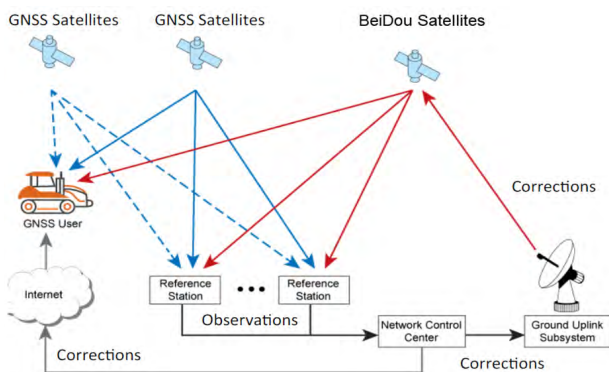
| Item | Time-to alert | Integrity risk | Alert limit | Continuity | Availability |
|------------------|---------------|----------------------------|----------------------------------|-----------------------------|---------------|
| Single frequency | 10 s | $2 \times 10^{-7} / 150$ s | Horizontal 40 m Vertical 50 m | $1-8 \times 10^{-6} / 15$ s | $\geq 99\%$ |
| Dual frequency | 6 s | | Horizontal 40 m Vertical 10 m | | $\geq 99.9\%$ |

Table 19. BDSBAS signal (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2020b).

| Item | Frequency (MHz) | Signal name | Data rate | Modulation type | Authorization | Satellite |
|------|-----------------|-------------|-----------|-----------------|---------------|-----------|
| - | 1575.42 | SBAS- B1C | 250 500 | BPSK (1) | Open | GEO |
| - | 1176.45 | SBAS- B2a | 250 | QPSK (10) | Open | GEO |

Table 20. BDGBAS service performance standard (China Satellite Navigation Office 2021).

| Service type | Service accuracy | Performance accuracy | Performance standard |
|--|----------------------------------|------------------------------------|----------------------|
| Single frequency pseudorange augmentation service | Real-time meter-level | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 1.2 m |
| | | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 2.5 m |
| Single carrier phase augmentation service | | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 0.8 m |
| | Real-time decimeter-level | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 1.6 m |
| | | Convergence time | ≤ 15 min |
| Dual frequency carrier phase augmentation service | | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 0.3 m |
| | Real-time centimeter-level | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 0.6 m |
| | | Convergence time | ≤ 30 min |
| Dual or multi frequency carrier phase augmentation service | | Horizontal position accuracy (RMS) | ≤ 4 cm |
| | Post-processing millimeter-level | Vertical position accuracy (RMS) | ≤ 8 cm |
| Relative baseline measurement by post-processing service | | Horizontal position accuracy (RMS) | 4 mm |
| | | Vertical position accuracy (RMS) | 8 mm |
| | | Convergence time | ≤ 45 s |

**Fig. 12.** Concept of BDS PPP service (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2020c, 2021).

에 BDS PPP-AR과 PPP-RTK 서비스의 예상 성능 규격을 정리하였다 (Gao et al. 2024).

RSMCS는 단문의 메시지 전송 서비스로, L 대역의 상향링크를 이용하며, 하향링크는 S 대역을 통하여 정지궤도 위성 3기를

Table 21. BDS PPP service standard (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2020c, 2021).

| Item | Standard |
|----------------------|--|
| Positioning accuracy | Kinematic Static Decimeter level Centimeter level |
| Bit rate | 500 bps |
| Convergence time | 20 to 30 minutes |

이용한다. Fig. 13에 BDS RSMCS의 운용 개념을 보였으며, Table 25에 성능 규격을 정리하였다 (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2021).

3.2 BDS 성능

Fig. 14에서 보인 바와 같이 BDS-2의 항법 성능은 대부분의 사이트에서 수평 5 m 정도인 것을 알 수 있으며, Fig. 15에서 2090일 동안의 무 중단 운용되었음을 확인할 수 있다 (Shen 2019). Table 26에 BDS-3의 신호 별 가용성 및 항법 성능을 정리하였으며, Figs. 16과 17에 BDS-3 B1I/B3I 신호와 BDS B1C/B2a 신호의 가용

Table 22. PPP service signal (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2020c, 2021).

| Frequency (MHz) | Bandwidth (MHz) | Signal name | Data rate | Modulation type | Authorization | Satellite |
|-----------------|-----------------|-------------|-----------|-----------------|---------------|-----------|
| 1207.14 | 20.46 | PPP-B2b | 500 | QPSK (10) | Open | GEO |

Table 23. PPP service performance standard (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2019a, 2020c, 2021).

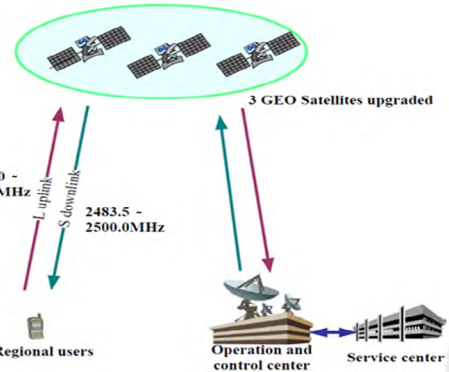
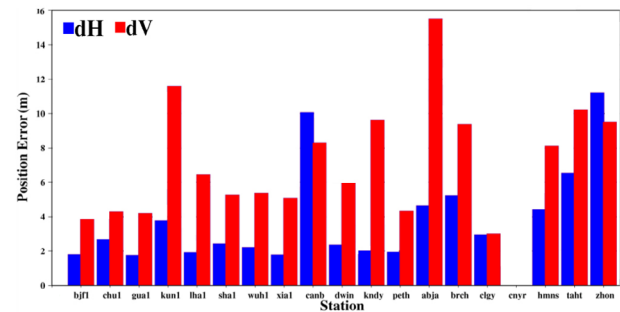
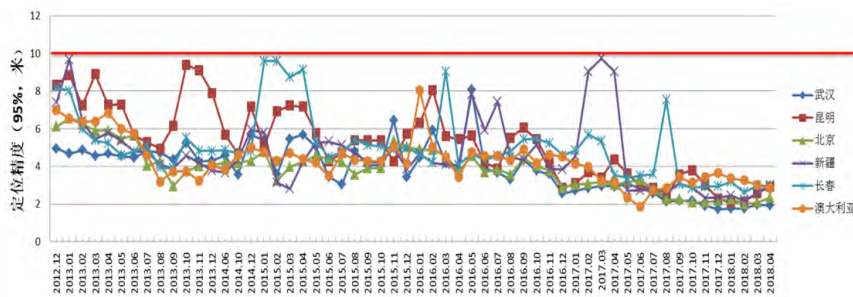
| System configuration | Criterion | Performance standard |
|----------------------|------------------------------------|----------------------|
| BDS | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 0.3 m |
| | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 0.6 m |
| | Convergence time | ≤ 30 min |
| BDS+GPS | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 0.2 m |
| | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 0.4 m |
| | Convergence time | ≤ 20 min |

Table 24. Expected performance standard of PPP-AR/PPP-RTK service (Gao et al. 2024).

| Service configuration | Criterion | Expected performance standard |
|-----------------------|------------------------------------|-------------------------------|
| PPP-AR | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 10 cm |
| | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 20 cm |
| | Convergence time | 10 min |
| PPP-RTK | Horizontal position accuracy (95%) | ≤ 10 cm |
| | Vertical position accuracy (95%) | ≤ 20 cm |
| | Convergence time | ≤ 3 min |

Table 25. RSMCS performance standard (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2021).

| Item | Performance standard |
|------------------------|----------------------------------|
| Success rate | $\geq 95\%$ |
| Service delay time | Better than 2 seconds on average |
| Service frequency | Average 1 time/30 s |
| | Maximum 1 time/s |
| Maximum message length | $\leq 14,000$ bits |

**Fig. 13.** RSMCS operational concept (Yang et al. 2019, China Satellite Navigation Office 2021).**Fig. 14.** Site-specific BDS-2 position error (Shen 2019).**Fig. 15.** Site-specific BDS-2 position error over 2090 days (Shen 2019).

성을 각각 보였다 (Ma 2018, Shen 2019).

GPS가 Receiver autonomous integrity monitoring을 이용하지 않아도 BDS-3보다 우수한 성능을 보이며, NGA 감시국을 이용하면 더욱 우수하다고 알려져 있다 (Renfro et al. 2020). Table 27에 BDS의 서비스별 성능 평가 결과를 정리하였다 (Lu 2024). Fig. 18에 2025년 2월 기준 가시위성 수를 보였고, Fig. 19에 2025년 2월 기준 L1 BDS의 PDOP를 보였고 (Lu 2024).

3.3 향후 BDS 개발 방향

Fig. 20에서 보듯이 BDS는 2020년에 개발을 완성하고, RNSS를 결합한 여러가지 서비스 고도화를 추진하였다 (GPS World 2022b, GPS World 2023). 2035년을 목표로 PNT 시스템과 관련 백업 시스템 개발과 보안을 추진하고 있으며, 실증위성을 활용해 BDS-3의 측위 정밀도와 신호 향상성을 시도하고 있다. 타 GNSS

Table 26. BDS-3 signal availability and navigation performance (Ma 2018, Shen 2019).

| | | B1I / B3I | B1C / B2a | Remark (objective) |
|--------------|----------|--|--------------------------------------|--------------------|
| | Position | Horizontal: 3.6 m Vertical: 6.6 m (95%) | Horizontal: 2.4 m Vertical: 4.3 m | 10 m 10 m |
| | Velocity | 0.05 m/s | 0.06 m/s | 0.2 m/s |
| | Timing | 9.8 ns (95%) | 19.1 ns (95%) | 20 ns |
| Availability | | > 99 % | > 87 % | 95 % |

Table 27. BDS service performance evaluation result (As of June 2024) (Lu 2024).

| Service types | | Item | Performance standard | Performance |
|---------------|------------------|-------------------|--|--------------------------------------|
| GSMC | | Time delay | ≤ 60 s | 16 s |
| RSMC | | Success rate | ≥ 95% | 99% |
| | | Time delay | ≤ 2 s | 1 s |
| PPP | BDS | Position accuracy | Vertical ≤ 0.3 m Horizontal ≤ 0.6 m | Vertical 0.17 m Horizontal 0.23 m |
| | | Convergence time | ≤ 30 min | 18min better than requirement |
| | BDS+GPS | Position accuracy | Vertical ≤ 0.2 m Horizontal ≤ 0.4 m | Vertical 0.11 m Horizontal 0.21 m |
| | | Convergence time | ≤ 20 min | 11min better than requirement |
| SBAS | Single frequency | Position accuracy | Horizontal ≤ 16 m Vertical ≤ 20 m | Horizontal 1.29 m Vertical 1.99 m |
| | Dual frequency | | Horizontal ≤ 16 m Vertical ≤ 4 m | Horizontal 0.77 m Vertical 1.41 m |

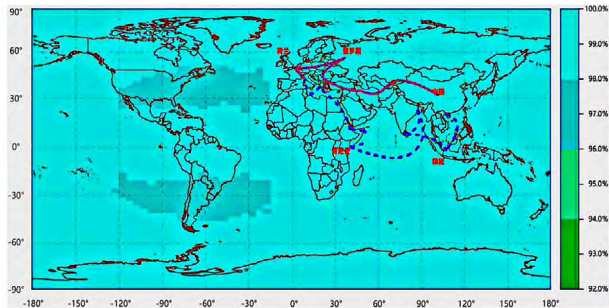


Fig. 16. Availability of BDS-3 B1I / B3I signals (Ma 2018, Shen 2019).

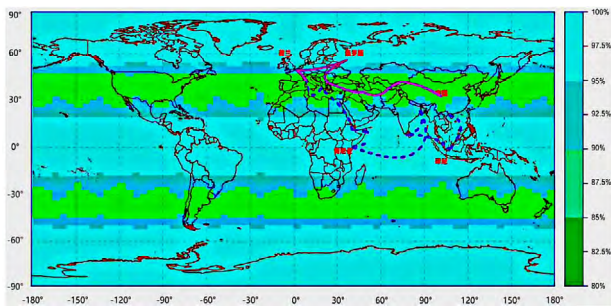


Fig. 17. Availability of BDS B1C / B2a signals (Ma 2018, Shen 2019).

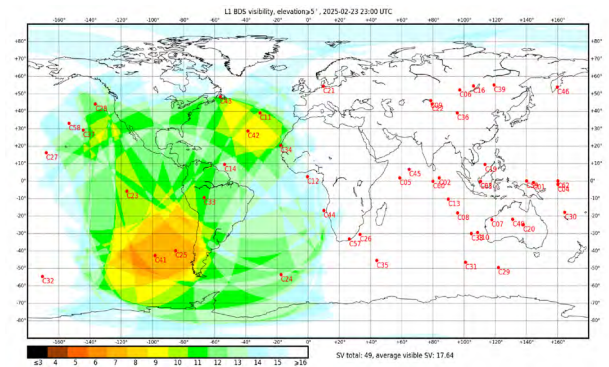


Fig. 18. Number of L1 BDS visible satellites (Lu 2024).

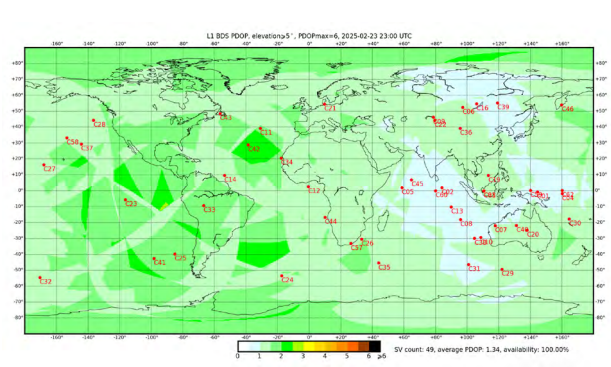


Fig. 19. PDOP distribution of L1 BDS (Lu 2024).

의 정밀도 향상 기술을 적극 도입하여 중국의 기술 발전을 꾀하고 있다. BDS의 안정적인 운영을 보장하기 위한 백업용 위성을 개발하고 있으며, 5G 통신, 인공지능, 빅데이터 기술의 융합을 가속화하여 지능적인 국가 PNT 체계를 2035년까지 구축하고자 한다 (GPS World 2022b, GPS World 2023).

2024년에 제안한 BDS 고 정밀 서비스의 미래 방향은 3가지

이다 (Gao et al. 2024). ISL 기반 글로벌 PPP 서비스, PPP-AR 및 PPP-RTK를 통한 수렴 시간 단축, LEO를 활용한 PPP 서비스이다. ISL 기반 글로벌 PPP를 서비스하면 궤도 및 시계 정확도를 향상시키고, 전 지구의 사용자들에게 고 정밀 위치 서비스를 제공할 수 있다. PPP-AR은 위성 기반 PPP 서비스의 초기 수렴 시간 단축이 가능하며, GEO PPP-B2b 신호를 활용하여 빠른 정밀 위

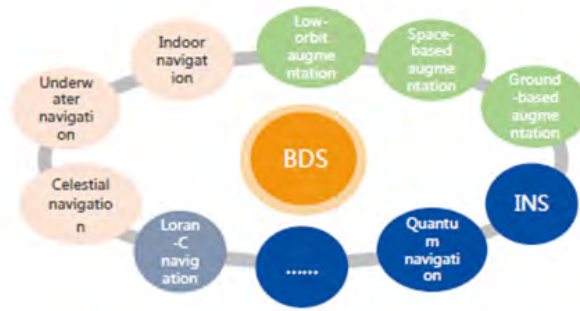


Fig. 20. Future development directions of BDS (GPS World 2022b, GPS World 2023).

Table 28. Research status of Chinese universities to field of BDS.

| Field | No. of universities publishing papers | Number of publications | Top 3 publishing university (number of publications) |
|--|---------------------------------------|------------------------|--|
| GNSS applications | 35 | 93 | Wuhan University (18) Shandong University (6) Tianjin University of Technology (5) Chinese Academy of Science, Beijing (5) HohaiWuhan University (18) |
| GNSS and their augmentations | 11 | 24 | Beihang University (6) Wuhan University (4) Chinese Academy of Science, Beijing (3) Shandong University (3) |
| Satellite orbit determination and precise positioning | 21 | 57 | Wuhan University (21) Chinese Academy of Science, Shanghai (6) Chinese Academy of Science, Beijing (4) |
| Time frequencies and precise timing | 22 | 56 | Wuhan University (14) Chinese Academy of Science, Shanhai (5) Nanjing Normal University (4) Beihang University (4) Tongji University (4) Chinese Academy of Science, Wuhan (4) Chinese Academy of Science, Xi'an (4) |
| System intelligent operation and autonomous navigation | 32 | 65 | Wuhan University (17) Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (5) China University of Geosciences (3) Southeast University (3) Shanghai Jiao Tong University (3) Harbin Engineering University (3) |
| GNSS signal technologies | 46 | 156 | Wuhan University (45) Hohai University (10) Chinese Academy of Science, Wuhan (9) Shanghai Jiao Tong University (9) |
| GNSS user terminals | 8 | 9 | Tsinghua University (2) China University of Mining and Technology (1) Naval University of Engineering Beijing University of Posts and Telecommunications (1) Civil Aviation University of China (1) National University of Defense Technology (1) Chinese Academy of Sciences, Wuhan (1) Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (1) |
| PNT architecture and new technologies | 15 | 24 | Beihang University of Posts and Telecommunications (5) National University of Defense Technology (4) Chinese Academy of Sciences, Wuhan (2) Information Engineering University (2) |

치 계산을 지원한다. PPP-RTK은 PPP 방식과 RTK 방식을 결합하여 지역적인 고 정밀 위치 보정을 지원한다. LEO를 활용한 PPP를 서비스하면 지역적인 커버리지 및 긴 수렴 시간을 보완하고, LEO 증강 PPP-RTK로 즉각적인 정밀 위치를 결정할 수 있다.

4. 중국 대학의 BDS 연구 현황

중국 대학의 BDS 연구 현황을 파악하기 위하여 Google Scholar, IEEE Explore, SpringerLink 웹 사이트에서 2021년 1월부터 2025년 2월까지의 학술지(journal)를 대상으로 BDS에 관하

여 중국 대학에서 게재된 논문을 검색하였다. 그리고 위성 항법 분야에서 중국의 가장 큰 학술대회인 China Satellite Navigation Conference 중 2024년에 개최된 CSNC 2024에 발표된 논문을 조사하였다. 총 484편의 논문을 검토하였는데 학술지 논문 중 제1저자가 중국 대학 소속인 368편의 논문과 CSNC 2024에 발표된 논문 중 BDS에 관한 것이고 제1저자가 중국 대학 소속인 116편을 검토하였다. BDS 관련 연구 결과를 먼저 대학별로 분류하였으며, 분야 별로 논문을 분류하고, 분야 별로 분류한 논문을 대학 별로 세부 분류하였다.

BDS 관련 논문의 분야는 GNSS Applications, GNSS and Their Augmentations, Satellite Orbit Determination and Precise Positioning, Time Frequencies and Precise Timing, System Intelligent Operation and Autonomous Navigation, GNSS Signal Technologies, GNSS User Terminals, PNT Architecture and New Technologies으로 CSNC에서 분류한 8가지를 따랐다.

Table 28에 BDS 분야별 중국 대학의 논문 발표 현황의 종합적으로 정리하였다. 논문을 발표한 대학의 수, 발표한 논문 수, 제일 많은 논문을 발표한 상위 3개 대학을 확인할 수 있다.

5. 결론

이 논문에서는 한국과 중국 양국의 위성 항법에 관한 기술 교류 협력 기반을 조성하기 위한 기초 자료로서 BDS의 현황을 정리하고 BDS에 관한 중국 대학의 연구 동향을 파악하였다. 이 연구의 결과는 KPS와 BDS를 동시에 활용하고 한국과 중국이 기술 교류 협력 기반을 조성하는데 매우 유용한 자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

ACKNOWLEDGMENTS

This research was supported by funding from Korea government (Korea AeroSpace Administration, KASA) (grant number RS-2022-00165802).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, Sang Jeong Lee. and Dong-Hwan Hwang; methodology, Inae Jung and Inha Jung; validation, Sang Jeong Lee and Hyowon Kim; formal analysis, Sang Jeong Lee; investigation, Hyowon Kim and Dong-Hwan Hwang.; resources, Inae Jung; data curation, Inha Jung; writing—original draft preparation, Hyowon Kim and Dong-Hwan Hwang; writing—review and editing, Sang Jeong Lee, Hyowon Kim and Dong-Hwan.; supervision, Inae Jung and Inha Jung; project administration, Inae Jung and Inha Jung. Authorship must be limited to those who have contributed substantially to the work reported.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Ahn, H. J, Song, C. W., You, J. Y, & Kim, T. Y. 2021, A Study on Strategy of Securing International Resources for Establishment of the Korean Positioning System, STEPI Technical Report, Ministry of Science and ICT, Republic of Korea.
- Chen, G., Zhou, R., Hu, Z., Lv, Y., Wei, N., et al. 2021, Statistical characterization of the signal-in-space errors of the BDS: a comparison between BDS-2 and BDS-3, GPS Solut, 25, 112. <https://doi.org/10.1007/s10291-021-01150-x>
- China Satellite Navigation Office 2017a, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Open Service Signal B1C (ver. 1.0)
- China Satellite Navigation Office 2017b, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Open Service Signal B2a (ver. 1.0)
- China Satellite Navigation Office 2018a, Development of the BeiDou Navigation Satellite System (ver. 3.0)
- China Satellite Navigation Office 2018b, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Open Service Signal B3I (ver. 1.0)
- China Satellite Navigation Office 2019a, Development of the BeiDou Navigation Satellite System (ver. 4.0)
- China Satellite Navigation Office 2019b BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Open Service Signal B1I (ver. 3.0)
- China Satellite Navigation Office 2020a, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Open Service Signal B2b (ver. 1.0)
- China Satellite Navigation Office 2020b, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Satellite Based Augmentation System Service Signal BDSBAS-B1C (Ver. 1.0)
- China Satellite Navigation Office 2020c, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document: Precise Point Positioning Service Signal PPP-B2b (Ver. 1.0)
- China Satellite Navigation Office 2021, BeiDou Navigation Satellite System Open Service Performance Standard (ver. 3.0)
- Gao, W., Zhou, W., Tang, C., Li, X., Yuan, Y., et al. 2024, High-precision services of BeiDou navigation satellite system (BDS): current state, achievements, and future

- directions, *Satellite Navigation*, 5, 20. <https://doi.org/10.1186/s43020-024-00143-8>
- Deutsche Welle 2020, China launches final BeiDou satellite to complete rival to GPS network [Internet], cited 2025 Jul 30, available from: <https://www.dw.com/en/china-launches-final-beidou-satellite-to-complete-rival-to-gps-network/a-53906372>
- GPS World 2021, Directions 2021: BDS marches to new era of global services [Internet], cited 2025 Jul 30, available from: <https://www.gpsworld.com/directions-2021-bds-marches-to-new-era-of-global-services/>
- GPS World 2022a, Directions 2022: BDS enters new era of global services [Internet], cited 2025 Jul 30, available from: <https://www.gpsworld.com/directions-2022-bds-enters-new-era-of-global-services/>
- GPS World 2022b, directions 2022: BDS enters new era of global services [Internet], cited 2025 Jul 31, available from: <https://www.gpsworld.com/directions-2022-bds-enters-new-era-of-global-services/>
- GPS World 2023, directions 2023: BDS Development Continues Apace [Internet], cited 2025 Jul 31, available from: <https://www.gpsworld.com/directions-2023-bds-development-continues-apace/>
- GPS World 2024a, BeiDou Navigation Satellite System in 2024 [Internet], cited 2025 Jul 30, available from: <https://www.gpsworld.com/beidou-navigation-satellite-system-in-2024>
- GPS World 2024b, BeiDou navigation service platform begins trial operations [Internet], cited 2025 Jul 30, available from: <https://www.gpsworld.com/beidou-navigation-service-platform-begins-trial-operations/>
- Han, K., Bang, E., Lim, H., Lee, S., & Park, S. 2023, Status of Navigation Satellite System Services and Signals, *Electronics and Telecommunications Trends*, 38, 2. <https://doi.org/10.22648/ETRI.2023.J.380206>
- Inside GNSS 2021, Enhanced BeiDou short message service displayed at international summit [Internet], cited 2025 Jul 31, available from: <https://insidegnss.com/enhanced-beidou-short-message-service-displayed-at-intl-summit/>
- International Telecommunication Union 2024, Recommendation ITU-R M.1787-5 (07/2024), M series: mobile, radiodetermination, amateur and related satellite services
- Jee, G.-I. 2017, Study on National Satellite Navigation Project Promotion Planning, Kunkuk University Technical Report, Ministry of Science and ICT, Republic of Korea
- Ko, K.-S. & Choi, C.-M. 2015, A Study on the Navigation Signal Characteristics of China Beidou Satellite Navigation System, *J. Korea Inst. Inf. Commun. Eng.*, 19, 8. <https://doi.org/10.6109/jkiice.2015.19.8.1951>
- Li, R., Zheng, S., Wang, E., Ren, X., Cao, X., et al. 2020, Advances in BeiDou navigation satellite system (BDS) and satellite navigation augmentation technologies, *Satell. Navigat.*, 1, 1-23. <https://doi.org/10.1186/s43020-020-00010-2>
- Lu, M. 2018, Overview of the BDS III Signals, in 13th Stanford PNT Symposium, Stanford, CA, 8 Nov 2018
- Lu, J. 2024, Development of BeiDou Navigation Satellite System, China Satellite Navigation Office Technical Report
- Ma, J. 2018, Update on BeiDou Navigation Satellite System, in Proceedings of the 13th Meeting of the International Committee on Global Navigation Satellite Systems (ICG-13), Xi'an, China, 5-9 November 2018.
- Renfro, B. A., Stein, M., Reed, E. B., Morales, J., & Villalba, E. J. 2020, Global Positioning System (GPS) Standard Positioning Service performance for 2019, The University of Texas at Austin Technical Report, TR-SGL-20-02
- Shen, J. 2019, Update on the BeiDou Navigation Satellite System (BDS), in Proceedings of the ION GNSS+ 2019, Miami, FL, 16-20 September 2019
- Yang, Y., Gao, W., Guo, S., Mao, Y., & Yang, Y. 2019, Introduction to BeiDou-3 navigation satellite system, *Navigation*, 66, 7-18. <https://doi.org/10.1002/navi.291>
- Yang, Y., Tang, J., & Montenbruck, O. 2017, Chapter 10. Chinese Navigation Satellite Systems, in Springer Handbook of Global Navigation Satellite System, eds. P. J. G. Teunissen & O. Montenbruck (Cham, Switzerland: Springer International Publishing), pp.273-304. https://doi.org/10.1007/978-3-319-42928-1_10



Inae Jung is a researcher at the Korea Aerospace Research Institute. She earned her Master of Advanced International Studies from the Diplomatic Academy of Vienna and the University of Vienna in 2016. Her research interests focus on the policies and applications of GNSS technologies.



Inha Jung is a researcher at Korea Aerospace Research Institute. He received a B.A. in International Studies from Hankuk University of Foreign Studies, Korea, and his M.A. in Economics from Fudan University, China in 2020, respectively. His current research focuses on the applications and development of Global Navigation Satellite Systems (GNSS) and radio spectrum management.



Sang Jeong Lee is an emeritus professor in the Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Korea. He received his B.S., M.S., and Ph.D. degrees from Seoul National University, Korea, in 1979, 1981, and 1987, respectively. His research interests include GNSS receiver design.



Hyowon Kim received the Ph.D. degree from the Department of Electronic Engineering, Hanyang University, Seoul, Korea in 2021. He is currently an Assistant Professor in the Department of Electronics Engineering at Chungnam National University, Daejeon, Korea. He was a Marie Skłodowska-Curie

Fellow/Postdoctoral Researcher in the Department of Electrical Engineering at Chalmers University of Technology, Sweden, from 2021 to 2023. His main research interests include joint NTN and TN positioning, and integrated sensing and communication.



Dong-Hwan Hwang is a professor in the Department of Electronics Engineering, Chungnam National University, Korea. He received his B.S. degree from Seoul National University, Korea in 1985, and his M.S. and Ph.D. degrees from Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea in

1987 and 1991, respectively. His research interests include GNSS/INS integrated navigation system design and GNSS applications.

대산항 테스트베드 기반 VDES R-Mode 해상 이동 시험 결과 및 분석

황태현, 한영훈, 김영기, 서기열[†]

VDES R-Mode Experimental Test and Analysis in Daesan Port Testbed

Tae Hyun Fang^{ID}, Younghoon Han^{ID}, Youngki Kim^{ID}, Kiyeol Seo^{† ID}

Ocean and Maritime Digital Technology Research Division, Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering (KRISO),
Daejeon 34103, Republic of Korea

ABSTRACT

Global Navigation Satellite Systems (GNSS) are vulnerable to radio interference, which creates challenges in determining vessel positions at sea. In response, by extending the functionality of the VHF Data Exchange System (VDES) for maritime navigation support, the VDES Ranging Mode (VDES R-Mode) has been proposed. A testbed was established around Daesan Port, and both static and dynamic trials were conducted to assess its feasibility. Initial correction was applied to mitigate bias errors. The results show that positioning errors varied with line-of-sight conditions, transmitter-receiver distance, signal-to-noise ratio (SNR), and horizontal dilution of precision (HDOP). The positioning performance remained stable without persistent bias errors. Excluding geographical constraints specific to the west coast of Korea, the results demonstrate the potential of VDES R-Mode as a maritime auxiliary navigation technology.

Keywords: global navigation satellite system, user range accuracy, regional navigation satellite system

주요어: 위성항법시스템, 사용자 거리 정확도, 지역 위성항법시스템

1. 서론

VHF Data Exchange System (VDES)는 해양 통신을 위한 차세대 디지털 데이터 통신 시스템으로, 기존 Automatic Identification System (AIS)의 한계를 극복하고 해상에서 보다 빠르고 안전한 데이터 통신을 가능하게 하는 기술이다. VDES는 VHF Data Exchange Application Specific Message (VDE-ASM), VDE Terrestrial (VDE-TER), VDE Satellite (VDE-SAT)와 같은 통신링크를 가진다. VDES Ranging Mode (VDES R-Mode)는 VDES의 기능을 확장하여 Global Navigation Satellite System (GNSS, 위성항법시스템) 없이도 선박의 위치를 측정할 수 있도록 하는 보조 항법 기술이다 (IALA 2020, 2024). VDE-TER에 기반하는 VDES R-Mode는 GNSS의 장애 상황에서 선박의 위치를 추정할 수 있는 육상 기반 항법시스템이다. VDE-SAT에 기반하는 VDES R-Mode는 육상 기반 VDES R-Mode 기술을 위

성 통신 기반으로 확장한 것이다. R-Mode는 상대적으로 적은 신규 전파항법 기간시설 구축에 따른 투자비용으로 Positioning, Navigation, and Timing (PNT)를 획득할 수 있는 시스템을 구현할 수 있으며, 위성 전파항법시스템과 독립적으로 구축되어 역할을 수행할 수 있다는 점에서 연구 및 구현에 관한 관심이 높아지고 있다 (Bronk et al. 2021, Fang et al. 2022, Han et al. 2024, Johnson et al. 2024, Pettersen et al. 2025).

유럽의 R-Mode Baltic 프로젝트는 발틱해(Baltic Sea)에 VDES R-Mode 시설을 구축하고 실험을 수행하였다. 이를 바탕으로 VDES R-Mode의 실현 가능성을 제시하였다. 그러나 VDES 장비를 이용하지 않고 Software Defined Radio (SDR) 장치로 수신 신호의 사후처리(postprocessing)를 통해 전파시간 지연(Time of Arrival, TOA)을 추정하였다. Wirsing et al. (2021)은 내륙의 작은 호수에 VDES R-Mode를 설치하고 시험하여 결과를 제시하였다. 시험 결과는 95% 수평측위오차가 22 m 달성

Received Aug 22, 2025 Revised Sep 04, 2025 Accepted Oct 24, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: kyseo@kriso.re.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

이 가능함을 보여주었다. 우리나라 Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering (KRISO)의 지상과 통합 항법시스템(R-Mode) 기술개발 프로젝트 (Fang et al. 2022)는 VDE-TER 기반 VDES R-Mode 테스트베드를 서해 항구에 구축하고 성능을 시험하였다. 미국은 VDES R-Mode를 VDES의 기회신호(Signal of Opportunity) 활용 방안으로 고려하여 테스트베드를 구성하고 있다 (Johnson et al. 2024). 유럽우주국(European Space Agency, ESA) Navigation Innovation and Support Program (NAVISP)은 VDE-SAT의 TOA를 활용하여 단일 송신 위성 신호로 거리 측정을 시도하고 결과를 제시하였다. Pettersen et al. (2025)은 단일 위성을 통한 누적 결과를 바탕으로 매우 큰 오차가 발생함을 보이고 이를 분석하였다. 그러나 VDE-SAT 기반 VDES R-Mode가 항법을 위한 백업 PNT 요소로서 활용될 가능성을 보였다.

KRISO의 VDES R-Mode 테스트베드는 서해의 대산항을 중심으로 3개의 송신국을 구축하였다(Fang et al. 2022, Han et al. 2024). 또한 VDES R-Mode의 측위 성능 확인을 위한 프로토타입 VDES R-Mode 수신기 (Ryu et al. 2021)를 활용하여 측위 성능 시험을 수행하였다. 측위 성능 시험은 수신기가 지상에 고정되는 정지 시험과 해상에서 이동하는 선박에 부착되는 이동 시험이 수행되었다. 본 논문에서는 VDES R-Mode의 시험을 위한 시험 환경과 시험 결과를 제시한다. 송신국 구축 내용은 참조문헌(Fang et al. 2022)을 참조할 수 있다.

VDES R-Mode는 초단파 대역의 157.2375 / 161.8375 MHz를 사용하는데 초단파는 전파전달 경로 상의 산과 같은 자연 장애물이나 선박과 같은 인공 구조물 등으로 인해 신호 전송에 방해받을 수 있으므로 가시성 확보가 중요하다. 우리나라 서해는 VDES R-Mode의 송신장치를 설치하고 전파를 송신할 수 있는 많은 섬이나 곳(cape)과 같은 해안 지형을 가지고 있다. 그러나 많은 해안 지형에 포함된 구릉 지대는 VDES R-Mode 신호의 송수신을 크게 방해할 수 있다. 또한 Baltic 프로젝트의 호수 시험은 정기 여객선이 VDES R-Mode 신호의 수신을 방해하여 측위 오차가 크게 증가하는 것을 보였다 (Raulefs 2021). 선박의 이동이 통제되지 않는 해역에서 VDES R-Mode 송수신 및 측위는 임의의 중대형 선박의 이동에 따라 성능 저하가 유발될 수 있다.

2. 테스트베드 실험 환경

VDES R-Mode의 해상 이동 시험을 위한 테스트베드는 충청남도 서산시 대산항을 중심으로 구성되었다. VDES R-Mode 송신기는 Fig. 1과 같이 3개 지점에 설치하였다. 1번 송신국(Nanjido)은 충남 당진시 난지도관광지관리사무소이고, 2번 송신국(Humansan)은 충남 태안군 후방산 AIS 기지국이며, 3번 송신국(Budo)은 인천시 옹진군 부도항로표지관리소이다. 각 송신국은 해상 시험을 수행할 대산항 주요 항로에서 약 20 km 이내에 위치하고 있다. 1번 난지도 송신국의 안테나 높이는 약 15 m이며, 안테나가 설치된 난지도관광지관리사무소는 난지해수욕장의 중앙에 위치하고 있다. 3개의 송신국 중에서 안테나 높이가 가장 낮으며, 송신 안테나와 대산항 주요 항로 사이의 거리는 약 2~10 km이다. 2번 후방산 송신국의 안테나 높이는 약 105 m이며, 3개의 송신국

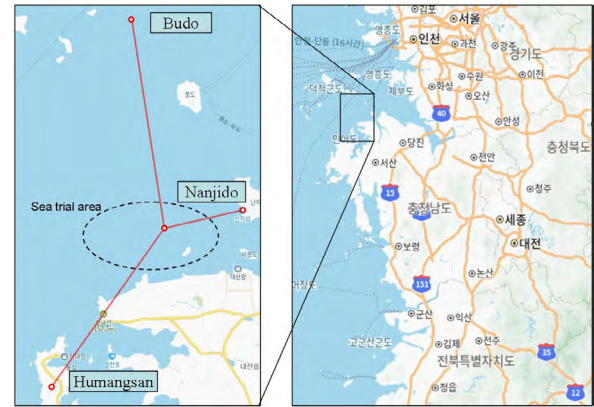


Fig. 1. VDES R-Mode transmitting stations and sea trial area shown on the map.



Fig. 2. Prototype VDES R-Mode transmitter.

중에서 안테나 높이가 가장 높지만 대산항 주요 항로 사이의 거리가 약 6~14 km이다. 또한 전파 경로는 서산시 독곶리와 대죽리의 육상 경로를 포함한다. 3번 부도 송신국의 안테나 높이는 약 40 m이다. 안테나와 대산항 주요 항로 사이의 거리는 약 12~17 km이며, 3개의 송신국 중에서 전파경로가 가장 길다.

정지 시험을 위한 테스트베드는 충남 서산시 부석면의 서산방조제에 임시로 구성되었다. 해상 시험과 동일하게 송신기는 3개 지점에 설치되었다. 송신국 1은 충남 서산시 부석면 간월도리 691 지점에 설치되었고 수신기 사이의 거리는 약 2.1 km이다. 송신국 2는 충남 홍성군 서부면 궁리 540-116 지점에 설치되었고 수신기 사이의 거리는 약 2 km이다. 송신국 3은 충남 홍성군 서부면 궁리 1027이며 수신기 사이의 거리는 3.1 km이다. 송신국 1, 2, 그리고 3의 안테나 높이는 각각 29 m, 27 m, 그리고 25 m이다. 안테나의 높이는 일회성 시험을 위하여 차량탑재형 고소작업대를 이용하였다. 이를 통하여 안정된 송신 및 수신 성능을 기대할 수 있다.

VDES R-Mode 송신기는 (주)코메스타에서 개발한 프로토타입 장치를 사용하였다 (Ryu et al. 2021). 프로토타입 VDES R-Mode 송신기는 IALA (2020, 2024) 권고안을 준수하였다. 주요 규격은 주파수 157.2375 MHz와 161.8375 MHz, 대역폭 100 kHz, 변조방식 $\pi/4$ -QPSK, 출력전력 12.5 W이다. 거리 시퀀스(ranging sequence)의 송신 간격은 800 ms이고 30개의 VDES R-Mode 슬롯을 전송한다. Fig. 2는 VDES R-Mode 송신기의 외형이다. 송신기의 크기는 270 x 223 x 270 mm이며 무게는 9.1 kg으로 어렵지 않게 이동 및 설치할 수 있다. 3개의 송신국은 Septentrio PolarX5TR가 제공하는 GPS 기준시각에 동기화하였다. 전면에 송신국 주요 설정을 위한 GUI 화면을 가지고 있으며, 송신국의



Fig. 3. Appearance of the test vessel Hanuriho, a harbor patrol ship.



Fig. 4. Ship-mounted VDES R-Mode receiver and reception server.

식별번호(ID), 송신국의 위치, 송신국 네트워크를 설정할 수 있다.

VDES R-Mode 수신기는 송신기와 동일한 크기 및 외형으로 개발된 프로토타입 장치를 사용하였다 (Ryu et al. 2021). 주파수는 157,200~157,275 (lower) 및 161,800~161,875 (upper)이며 대역폭과 변조방식은 송신기와 동일하다. 외형과 크기는 송신기와 동일하며 무게는 8.68 kg으로 송신기에 비해 조금 작다. 수신기는 각 송신국 ID의 TOA를 샘플링 주파수 92.16 Mhz의 샘플 카운터로 제공한다. 즉, 송신기와 수신기의 거리 측정치는 Eq. (1)과 같이 결정된다.

$$\rho = (\text{TOA counter}) \times \frac{c}{92.16 \times 10^6} \quad (1)$$

여기서 c 는 빛의 속도를 나타낸다. 이때, 수신기 거리 측정치 분해능은 3.253 m이다. 수신 안테나는 (주)위성안테나전자의 해양용 AIS 안테나를 사용하였고 사용 모델은 V20PS-IIAIS이다.

VDES R-Mode 수신기는 해상 이동 시험을 위하여 선박에 설치하였다. 시험용 수신장치는 VDES R-Mode 수신기, 수신 서버, GNSS 수신기로 구성되었다. 수신 서버는 VDES R-Mode 수신기용 시간동기화를 위한 외부 클럭 10 Mhz와 1 pps를 제공하고 VDES R-Mode 수신기로부터 전송받은 계측 데이터를 저장한다. GNSS 수신기는 선박의 이동 궤적에 대한 기준값을 결정하기 위한 장치이며 정밀한 측위를 위하여 NovAtel의 TerraStar 서비스를 활용하였다. 장비가 설치된 선박은 대산항 항만순찰선 한우리호이며, 대산지방해양수산청의 협조를 얻었다. Figs. 3과 4는 각각 한우리호와 선내에 설치된 시험용 수신장치를 나타낸다. 한우리호는 약 49톤급이며 해상 안전 관리와 해상 불법 행위 단속 등의 임무를 수행하며 대산항 일대 해역에 대한 순찰 운항을

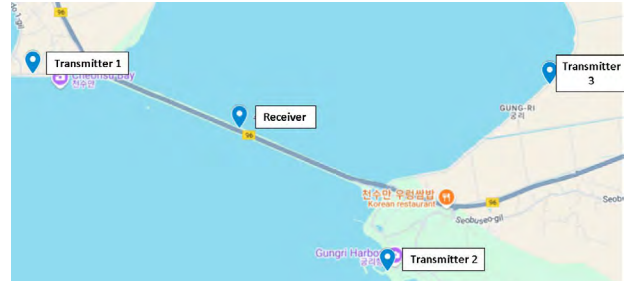


Fig. 5. Allocation of VDES R-Mode transmitter and receiver for static test.

정기적으로 수행하고 있다. 선박 운항이 수행되는 경우에 VDES R-Mode 수신기의 측정치를 수신 서버에 자동으로 저장하도록 장치를 구성하였다. 이를 통하여 장비 관리자가 없이도 해상 이동 시험의 계측 데이터를 지속적으로 획득할 수 있었다.

3. VDES R-MODE 측위 시험 결과

VDES R-Mode 정지 시험은 대산항 테스트베드에서 남쪽 방향으로 약 45 km 떨어진 서산방조제에서 수행하였다. 시험용 수신장치는 신호 수신에 장애가 없도록 Fig. 5와 같이 방조제의 중간에 설치하였다. VDES R-Mode 송신기는 수신기로부터 약 2~3 km 이내 지점에 설치되었다. 송신기와 수신기의 위치는 고정되어 있으므로 Horizontal Dilution of Precision (HDOP) (Son et al. 2019)는 1.75로 고정되어 나타났다. 3개의 송신기에 대하여 약 200분 동안 계측하였다. 정지 시험에서 얻어진 SNR은 계측 기간 동안 일정한 수준을 유지하였으며 송신국 1과 3은 약 25 dB를 가졌으며 송신국 2는 약 27 dB를 가졌다. 정지 측위는 지상과 항법(terrestrial navigation)용으로 유도된 Newton-Raphson 기반 반복적 스냅샷(iterative snap-shot) 방법을 적용하였다 (Groves 2013, Fang et al. 2020).

정지 시험은 효과적인 신호 송신을 위하여 안테나를 고소작업대에 설치하였는데 시험 참여 인원의 안전성을 고려하는 과정에서 송신 안테나의 위치에 대한 정확한 측량이 이루어지지 못하였다. 송신기 안테나의 위치에 대한 측량 오차를 고려한다면 초기 바이어스 오차를 가질 수 있다. VDES R-Mode가 보조 항법 기술로서 활용을 고려한다면 초기 주 항법 장치를 통한 거리측정값 초기 보정을 포함할 수 있다. 초기 보정값은 최초 1분동안 계측된 거리측정값의 평균에서 GNSS로 계산된 거리측정값을 차감하여 구하였다. 초기 보정값의 크기는 매우 큰 값으로 나타났는데 이것은 공통오차인 수신기 시각오차를 포함한 것으로 판단된다. 거리측정값 초기 보정값을 적용하여 결정한 VDES R-Mode 정지 시험의 측위 결과는 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6의 좌측 그림은 수평위치오차(Horizontal Position Error, HPE)의 빈도수 히스토그램을 나타낸 것이고, 우측 그림은 누적 분포 함수(Cumulative Distribution Function, CDF)를 나타낸 것이다. CDF로부터 확인되는 95% HPE는 13.687 m로 나타났다.

VDES R-Mode 해상 이동 시험은 2023년 5월~7월 사이에 수행되었다. 시험용 수신 장치를 탑재한 한우리호는 본연의 계획에

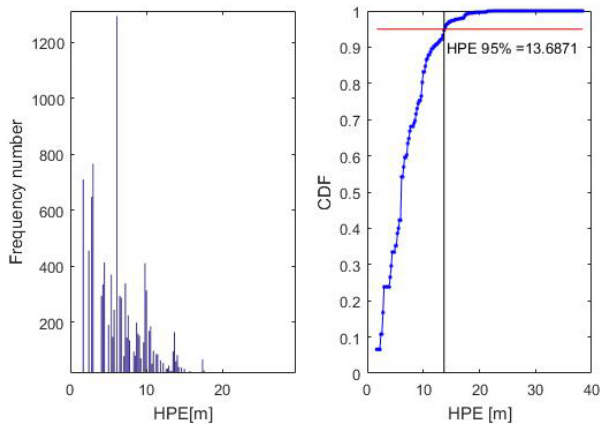


Fig. 6. Frequency number of Horizontal Position Error (HPE) and Cumulative Distribution Function (CDF) of HPE.

따라 순찰 임무를 수행하며 이동하였다. 시험용 수신 장치는 선박 운항시 전원 ON/OFF에 따라 일괄적으로 동작 개시/중지되며 동작하는 동안에 지속적으로 계측값을 저장한다. 선박 운항 시 장치 용 전원 인가 누락이나 수신 서버 소프트웨어의 작동 개시 실패 등의 이유로 계측값의 확보 실패가 종종 발생하였다.

VDES R-Mode 송신기가 3개소에 설치되었기에 수신기 시각 오차를 포함한 평면에서의 위치 측위는 가능하였다. 그러나 정확성 열화 정도를 나타내는 HDOP는 시험영역에서 충분한 값을 가지기 어려웠다. Fig. 7은 대산항 테스트베드 해역의 HDOP를 나타낸다. 송신기 1(붉은 원)은 난지도 송신기를 나타내고, 송신기 2(붉은 사각형)은 후방산 송신기를 나타내며, 송신기 3(붉은 오각형)은 부도 송신기를 나타낸다. 한우리호의 대산항 정박지(검은색 사각형)는 HDOP 약 4.5를 가지며, 난지도 송신기와 흑어도(검은색 타원) 사이의 지점에 이르러서야 HDOP 1.0 이하를 가지게 됨을 알 수 있다.

이동 시험에서 측위는 동적 시스템을 고려하여야 한다. 동적 시스템의 운동 모델은 지표면 직각좌표계에서 정의되지만 거리 측정값에 대한 측정 방정식은 측지거리(geodesic distance)에 대하여 정의될 수 있으므로 높은 비선형성을 가진다. 이러한 비선형성을 효과적으로 처리할 수 있도록 본 측위에서는 Unscent Kalman Filter (UKF)를 적용하였다 (Ristic et al. 2003). 동적 시스템의 운동 모델은 상태방정식(state equation)으로 표현될 수 있다. 수신기 시계 오차 ρ_c 를 고려하면 Eqs. (2-4)와 같이 7차의 상태벡터를 가지는 이산시간(discrete time) 상태 방정식을 정의할 수 있다.

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (2)$$

$$\mathbf{x}_k = [x(t_k) \quad v_x(t_k) \quad a_x(t_k) \quad y(t_k) \quad v_y(t_k) \quad a_y(t_k) \quad \rho_c(t_k)]^H \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_k = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{F}}_k & 0 & 0 \\ 0 & \bar{\mathbf{F}}_k & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{F}}_k = \begin{bmatrix} 1 & T & T^2/2 \\ 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서, \mathbf{v}_k 는 시스템 잡음을 나타낸다. 분산 \mathbf{q}_a 를 가지며 가속도에

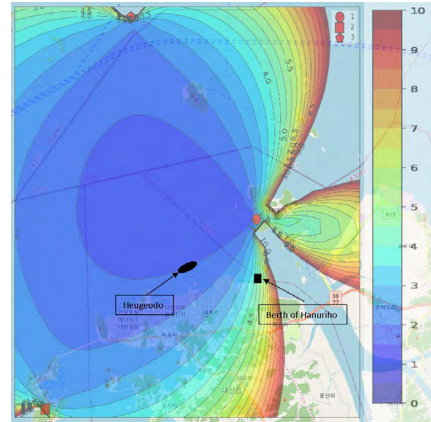


Fig. 7. HDOP with 3 transmitters at Daesan port testbed. Transmitter 1 (red circle) is Nanji-do station. Transmitter 2 (red square) is Humang station. Transmitter 3 (red pentagon) is Bu-do station.

영향을 미치는 백색잡음으로 가정할 때, \mathbf{v}_k 의 공분산 행렬은 Eq. (5)의 \mathbf{Q}_k 와 같이 구해진다. 상태벡터의 \mathbf{x} , \mathbf{v}_x , \mathbf{a}_x 는 특정 국소 원점(local origin)에 대한 East North Up (ENU) 직각좌표계에서 x 축의 위치, 속도 및 가속도를 각각 나타내며, \mathbf{y} , \mathbf{v}_y , \mathbf{a}_y 는 y 축에 대한 값을 각각 나타낸다. 위첨자 H 는 전치행렬을 나타내고 T 는 샘플링 주기를 나타낸다. 아래첨자 k 는 시간 $t_k = kT$ 에 대응하는 이산시간 색인을 나타낸다. 이후로는 시간 t_k 대신에 k 로 나타낸다.

$$\mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{Q}}_k & 0 & 0 \\ 0 & \bar{\mathbf{Q}}_k & 0 \\ 0 & 0 & q_{\rho_c} \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{Q}}_k = q_a \begin{bmatrix} T^5/20 & T^4/8 & T^3/6 \\ T^4/8 & T^3/3 & T^2/2 \\ T^3/6 & T^2/2 & T \end{bmatrix} \quad (5)$$

측정 방정식(measurement equation)은 이산시간 k 에서 송신국 ID i 에 대한 거리 측정치 ρ_{ik} 에 대하여 Eqs. (6, 7)과 같이 정의된다.

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \mathbf{p}_1, \mathbf{p}_2) \quad (6)$$

$$\mathbf{y}_k = [\rho_{1,k} \quad \rho_{2,k} \quad \rho_{3,k}]^H \quad (7)$$

여기서, \mathbf{p}_1 은 송신국의 지리좌표계 좌표를 나타내고, \mathbf{p}_2 는 국소 원점의 지리좌표계 좌표를 나타낸다. 국소 원점의 좌표와 상태벡터의 수신기 ENU 좌표를 이용하면 수신기 지리좌표계 좌표를 결정할 수 있다. 송신국 좌표와 수신기 좌표 사이의 거리는 Vincenty (1975)의 방법과 같은 측지거리 계산 방법을 이용하여 결정할 수 있다. $\mathbf{h}(\cdot)$ 는 수신기 지리좌표계를 계산하는 함수와 두 지리좌표계를 이용한 측지거리를 계산하는 함수를 결합한 비선형 함수를 나타낸다.

UKF를 이용한 위치 추정에는 상태벡터 초기값을 비롯한 설정값을 지정함으로써 작동될 수 있다. ENU 좌표계를 위한 국소 원점은 대산항 주 항로의 중간 지점을 설정하였고 초기 상태값은 국소 원점으로 하였다. 또한 초기 속도와 가속도는 모두 0으로 설정하였다. 이 경우에 상태벡터 초기값은 영벡터가 된다. 분산 \mathbf{q}_a 은 시행착오를 통하여 0.1로 설정하였다. UKF를 위한 α 와 β 는 경험에 따라 각각 0.001과 2로 설정하였다.

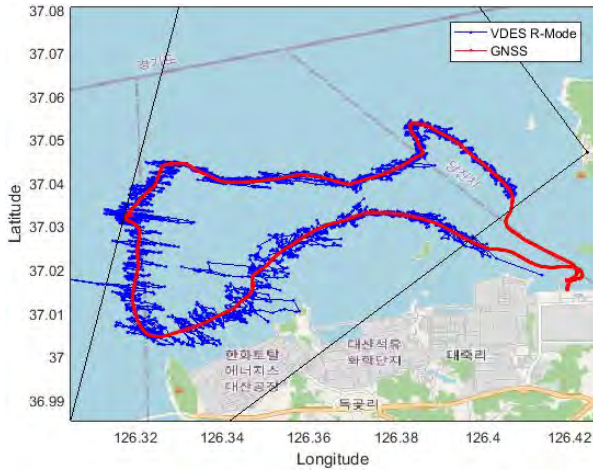


Fig. 8. Trajectories of test vessel estimated by VDES R-Mode and GNSS.

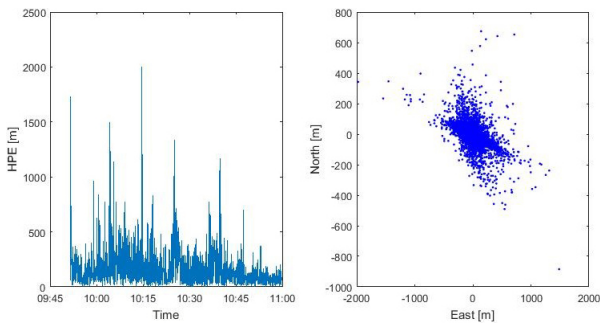


Fig. 9. HPE variations (left) and HPE distribution from sea trial at June 9, 2023.

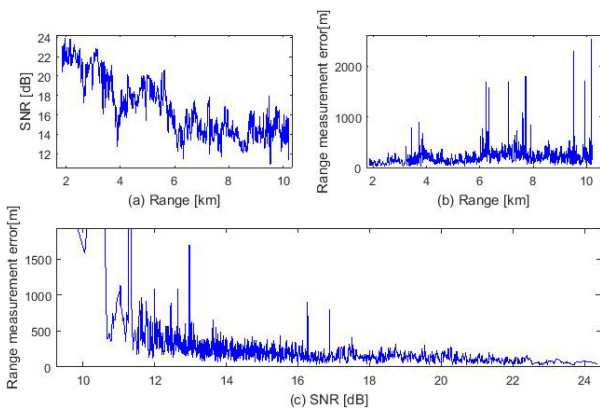


Fig. 10. SNR, range and range measurement error for Nanjido transmitter: (a) SNR to range, (b) Range measurement error to range, (c) Range measurement error to SNR.

Fig. 8은 2023년 6월 9일에 시행된 해상 시험의 VDES R-Mode 측위 결과를 나타낸다. 측위 결과는 VDES R-Mode에 의한 궤적(푸른 실선)과 GNSS에 의한 궤적(붉은 실선)으로 비교하여 나타내었다. 이동 시에 수신기와 송신국 사이의 상대배치에 대한 직관을 위하여 3개의 송신국을 직선(검은 실선)으로 연결하여 나타

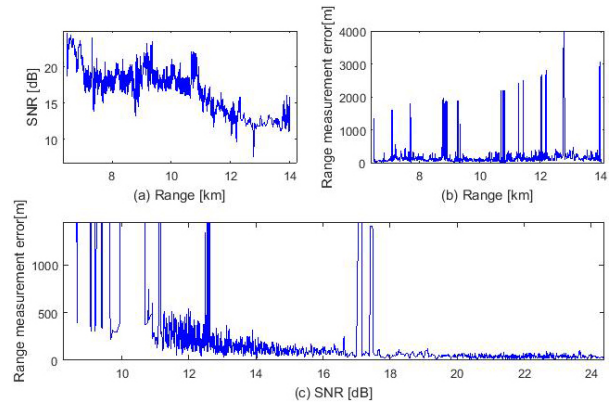


Fig. 11. SNR, range and range measurement error for Humangsans transmitter: (a) SNR to range, (b) Range measurement error to range, (c) Range measurement error to SNR.

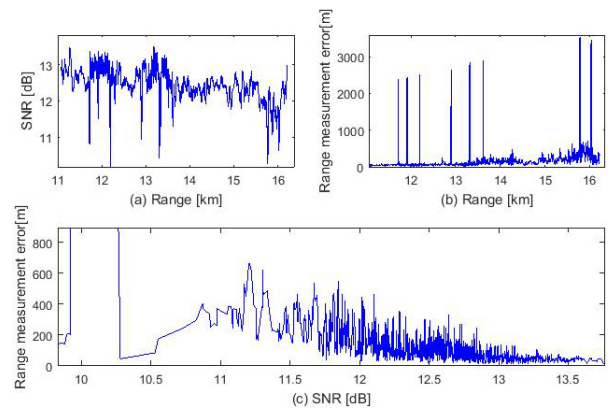


Fig. 12. SNR, range and range measurement error for Budo transmitter: (a) SNR to range, (b) Range measurement error to range, (c) Range measurement error to SNR.

내었다.

시험선은 대산항 정박지에서 출항하여 대산항 주항로를 시계 방향으로 선회하여 약 70분간 운항하였다. 대산항 정박지와 난지도 송신국 안테나 사이에 있는 난지도 남측 구릉 지대는 VDES R-Mode 전파의 송신을 방해한다. 이로 인하여 시험선이 정박지에서 출발하여 난지도 송신국이 나타나는 지점까지 VDES R-Mode 수신기는 적절한 거리계측값을 수신하지 못하였다. 난지도 송신국의 신호가 계속되는 지점은 난지도 송신국과 후망산 송신국을 연결한 직선과 거의 일치한다. Fig. 9는 시험으로부터 구해진 수평위치오차의 시간 변화 추이와 평면 상의 분포를 나타낸다. 수평위치오차 분포로부터 구해지는 95% HPE는 492.79 m로 확인되었다. 정지 시험에 의한 위치오차 결과에 비해 약 30배의 큰 위치오차를 얻었다.

Fig. 10은 난지도 송신국 신호에 대한 SNR, 송-수신기 거리, 그리고 거리계측값 오차를 나타낸다. Fig. 10a는 송-수신기 거리에 대한 SNR의 변화 추이를 나타내고, Fig. 10b는 송-수신기 거리에 대한 거리계측값 오차의 변화 추이를 나타낸다. 그리고 Fig. 10c는 SNR에 대한 거리계측값 오차의 변화 추이를 나타낸다. Figs. 10a

와 10c는 명확한 경향성을 보여준다. Figs. 11과 12는 각각 후망산 송신국 신호와 부도 송신국 신호에 대한 변화 추이를 나타낸다. 각각은 난지도 송신국 신호와 동일한 경향성을 가진다. 다만 후망산 송신국의 높은 고도 덕분에 송-수신기 거리가 11 km일 때까지 SNR이 크게 감소하지는 않는다. 부도 송신국 신호는 중간 수준의 안테나 고도와 상대적으로 가장 긴 전파경로로 인하여 전체적으로 낮은 SNR을 가진다. 그럼에도 불구하고 전파경로상의 지상 장애물 부재로 낮은 SNR에서도 높지 않은 거리측정값 오차를 가짐을 알 수 있다. Figs. 10c, 11c, 12c는 송-수신기 거리의 증가에 따라 이상치(outlier)로 분류될 수 있는 거리측정값 오차 크기가 점차적으로 증가하는 것을 보여준다. 또한 발생 지점은 SNR의 국부 최소와 거의 일치함을 알 수 있다. 이것은 만약 충분한 수량의 송신국을 확보한다면 거리측정값 이상치는 적절히 제거될 수 있음을 나타낸다. 다만 송신국과의 거리의 증가가 SNR의 감소를 유발하므로 SNR의 단순한 감소만을 고려하여 이상치를 제거한다면 거리측정값의 수량이 부족하여 성능 개선의 효과를 얻지 못할 수 있다.

2023년 5월~7월 사이에 매달 약 6회 계속 데이터가 성공적으로 획득되었으며 대산항 주 항로에서 유의미한 시간동안 운항한 횟수는 매달 약 2회로 관찰되었다. 계속된 측위 결과는 5월 22일에 605.37 m, 5월 30일에 597.94 m, 6월 8일에 422.06 m, 7월 3일에 549.23 m, 그리고 7월 4일에 489.47 m의 95% HPE를 얻었다. 총 6회의 측위에 대해 평균 95% HPE는 526.15 m로 나타났다. 추가적으로 거리측정치 이상치 제거를 위하여 SNR 임계값을 적용하여 측위를 수행하였다. 기존 SNR 임계값을 적용치 않은 결과와 비교하여, 측위 오차의 증가 및 감소가 구간에 따라 다르게 나타났다. 그러나 총 6회의 평균 95% HPE는 528.16 m로 나타났으며 측위 성능은 유사한 것으로 나타났다. 다만 만약 송신국의 수량이 증가한다면 SNR 임계값 적용은 성능 개선에 기여할 것으로 예상할 수 있다.

대산항은 유조선을 포함하는 대형 화물선이 주로 다니는 항구이며 인근에 많은 해상 정박지를 가지고 있다. 시험선이 운항되는 경로에 정박한 대형 선박은 난지도 및 부도와 같은 높지 않은 안테나에 의한 VDES R-Mode 신호의 수신을 방해한다. 거리측정값의 이상치는 이러한 해상 구조물의 방해에 의해 일어날 수 있다. 후망산 송신국의 전파 경로는 대산항 주 항로에 이르기까지 대부분 육상 경로를 포함한다. 특히 황금산(충남 서산시 대산읍 독곶리 산 230-2)은 정상 고도가 152 m로 넓은 음영 지역을 발생시킨다.

VDES R-Mode 정지 시험 및 해상 이동 시험을 통하여 거리측정치를 수집하고 측위 정확도를 도출하였다. 정지 시험을 통하여 확인된 VDES R-Mode 측위 정확도는 해상 이동 시험에서 재현되지 못하였다. 이것은 송신국 안테나 고도의 한계, 송신국과 수신기 사이의 지형에 의한 방해, 그리고 송신국과 수신기 사이의 대형 이동 선박에 의한 방해에 의한 것으로 판단된다.

4. 결론

지상파 항법시스템은 위성항법시스템의 취약성을 보완할 수

있는 방안으로 논의되고 있다. VDES R-Mode는 초단파 대역을 사용하는 해상 데이터 통신 시스템인 VDES의 기능을 확장한 회신호 항법 기술이다. 이 연구에서는 충청남도 서산시 대산항을 중심으로 VDES R-Mode에 대한 정지 시험 및 해상 이동 시험을 수행한 결과를 나타내었다. 정지 시험은 송신국 3국과 명확한 시계선이 확보된 수신기를 이용하였다. 거리측정값에 대한 초기 보정을 수행하여 95% HPE는 13.687 m를 획득하였다. 해상 이동 시험은 동일하게 송신국 3국(난지도, 후망산, 부도)을 설치하고 대산항 주 항로에서 해상 시험선을 통하여 수행하였다. 총 6회의 이동 시험에 대하여 평균 95% HPE는 526.15 m를 얻었다.

해상 이동 시험에 대한 결과는 정지 시험의 결과에 비하여 높은 측위 오차를 보여주었다. 정지 시험은 통제 가능한 환경에서 송신기 및 수신기 안테나를 적절한 고도에 설치하고 전파 경로상의 장애물을 관리하였다. 이에 비하여 해상 이동 시험에서는 충분한 고도의 해안 시설 확보의 어려움으로 송신국과 수신기 사이에 명확한 시계선이 확보되지 못하였다. 가려진 시계선은 이동 측위의 성능을 저하시켰다. 정지 시험과 해상 이동 시험에서 거리측정값에 대한 초기 보정을 수행하였다. 초기 보정 후의 거리측정값과 측위 결과는 지속적인 편향 오차 없이 안정적인 측위 성능을 보여 주었다. 우리나라 서해안의 지형적인 특성 등에 의한 제약을 제외한다면 VDES R-Mode는 해상용 보조 전파 항법 기술로 활용되는 가능성을 보여준다. 또한 상대적으로 가벼운 송신국 시설 요구를 고려한다면, 다수의 송신국 설치를 통하여 HDOP의 개선 및 시계선 제약의 극복을 추구할 수 있다. 이를 통하여 개선된 이동 측위 성능을 달성한다면 VDES R-Mode는 해상 보조 항법 시스템으로 활용될 수 있을 것으로 기대한다. 더불어 지상 송신국을 통한 VDES R-Mode 이동 시험 경험이나 측위 데이터는 향후 VDE-SAT 기반 VDES R-Mode 기술이나 지상 및 위성을 결합한 VDES R-Mode 기술 개발 등을 추진할 때 기초 데이터로 활용될 수 있다.

ACKNOWLEDGMENTS

This research was supported by Korea Institute of Marine Science & Technology Promotion (KIMST) funded by the Ministry of Oceans and Fisheries (RS-2024-00407003).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, K. Seo and T. H. Fang; methodology, Y. Kim and Y. Han; writing-original draft preparation and visualization, T. H. Fang; writing-review and editing, K. Seo; project administration, K. Seo.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- Bronk, K., Koncicki, P., Lipka, A., Niski, R., & Wereszko, B. 2021, Concept, signal design, and measurement studies of the R-mode Baltic system, *Journal of The Institute of Navigation*, 68, 465-483. <https://doi.org/10.1002/navi.443>
- Fang, T. H., Kim, Y., Park, S. G., Seo, K., & Park, S. H. 2020, GPS and eLoran Integrated Navigation for Marine Applications Using Augmented Measurement Equation Based on Range Domain, *International Journal of Control, Automation and Systems*, 18, 2349-2359. <https://doi.org/10.1007/s12555-019-0287-y>
- Fang, T. H., Han, Y., Son, P., Kim, Y., & Seo, K. 2022, Development status of a Korean R-Mode Navigation System testbed for port entry and departure navigation performance requirement, In *Proceedings of the 2022 Korea Conference of Navigation and Port Research*, Busan, Korea, 10-11 Nov 2022, pp.209-211. <https://koreascience.kr/article/CFKO202221372006683.page>
- Groves, P. D. 2013, *Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems*, 2nd ed. (Boston: Artech House), pp.481-487.
- Han, Y., Son, P.-W., Ahn, J. M., Seo, K., & Fang, T. H. 2024, Development of Korean MF R-Mode Test-bed system for resilient PNT in maritime domain, *Journal of Positioning, Navigation, and Timing*, 13, 467-473. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2024.13.4.467>
- IALA 2020, G1139, The technical specification of VDES, Edition 4.0, June 2020, ENAV
- IALA 2024, G1158, VDES R-Mode, Edition 2.0, December 2024, ENAV
- Johnson, G., Dykstra, K., Cassidy, R., & Spilsbury, J. 2024, VDES R-Mode test bed in Long Island Sound, In *Proceedings of the 2024 International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2024)*, Baltimore, Maryland, USA, 16-20 Sep 2024, pp.523-538. <https://doi.org/10.33012/2024.19681>
- Pettersen, Ø. B., IJssel, J. van den, & Rasmussen, S.-I. 2025, Characteristics of experimental VDE-SAT ranging signals and system performance analysis for critical navigation, *Engineering Proceedings*, 88, 60. <https://doi.org/10.3390/engproc2025088060>
- Raulefs, R. 2021, VDES R-Mode: From ranging analysis to positioning trials, In *Proceedings of R-Mode Baltic Project Conference*, March 2021 (online by COVID-19, not published).
- Ristic, B., Arulampalam, S., & Gordon, N. 2003, *Beyond the Kalman filter: Particle filters for tracking applications* (Boston: Artech House), pp.28-31.
- Ryu, H. J., Jung, Y. H., Kim, W. Y., & Fang, T. H. 2021, Design and implementation of propagation Time-of-Arrival estimator for VDES R-Mode, In *Proceedings of the 2021 IPNT Conference*, Gangneung, Korea, 3-5 Nov 2021, pp.63-67. <https://ipnt.or.kr/2021proc/169>
- Son, P.-W., Han, Y., Lee, S., & Park, S. 2019, Development of the simulation tool to predict a coverage of the R-Mode system, *Journal of Navigation and Port Research*, 43, 429-436. <https://doi.org/10.5394/KINPR.2019.43.6.429>
- Vincenty, T. 1975, Direct and inverse solutions of geodesics on the ellipsoid with application of nested equations, *Survey Review*, 23, 88-93. <https://doi.org/10.1179/sre.1975.23.176.88>
- Wirsing, M., Dammann, A., & Raulefs, R. 2021, VDES R-Mode performance analysis and experimental results, *International Journal of Satellite Communications and Networking*, 41, 158-177. <https://doi.org/10.1002/sat.1424>



Tae Hyun Fang received his B.S., M.S., and Ph.D. degrees in Mechanical Engineering from Pusan National University, Busan, Korea, in 1994, 1998, and 2003, respectively. From 2004 to 2005, he was a visiting scholar at the Intelligent Transportation Research Center, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, United States. Since 2005, he has been with Ocean and Maritime Digital Technology Research Division, Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering (KRISO), Daejeon, Republic of Korea. His research interests include sensor fusion systems, PNT technology, and target tracking filter.



Younghoon Han received his B.S. and M.S. degrees in Electronics Engineering from Chungnam National University, Daejeon, Republic of Korea, in 2010 and 2012, respectively. He is currently a senior research engineer with the Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering (KRISO), Daejeon, Republic of Korea. His research interests include Resilient PNT technologies for maritime application especially as an eLoran and an R-Mode.



Youngki Kim received his B.S. and M.S., and Ph.D. degrees in Marine Information System Engineering from Mokpo National Maritime University, Republic of Korea, in 2004, 2011 and 2024, respectively. He is currently a research engineer with the Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering

(KRISO), Daejeon, Republic of Korea. His research interests include resilient PNT technologies, eLoran System and integrated navigation system.



Kiyeol Seo is currently a principal researcher with the Korea Research Institute of Ships and Ocean Engineering (KRISO). He received his Ph.D. degree in Maritime Information Measurement Engineering from Mokpo National Maritime University, Republic of Korea, in 2003. He has been involved in the development of advanced technology for terrestrial radionavigation system. His research interests include resilient PNT system and integrity monitoring, GNSS reflectometry (GNSS-R), and precise positioning technology for maritime applications.

헬기시험을 통한 UAM 실증 항로상 실시간 SBAS, RTK 동적 성능 평가

박용희¹, 박성현^{1†}, 오경륜², 최은주²

Evaluation of Real-Time Dynamic Performance of SBAS and RTK along the K-UAM Demonstration Route Based on Helicopter Flight Tests

Yong-Hui Park¹, Sung-Hyun Park^{1†}, Kyung Ryooh Oh², Eunju Choi²

¹Research and Development Center, Dusitech.Inc, Daejeon 34027, Korea

²Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, 34133, Korea

ABSTRACT

This study evaluates the dynamic real-time navigation performance of the Satellite-Based Augmentation System (SBAS) and Real-Time Kinematic (RTK) positioning through helicopter flight tests conducted along the K-UAM Grand Challenge 2nd phase (GC 2-1) demonstration route. In previous studies, flight tests were conducted. However, it was not possible to transmit or receive real-time RTK correction data. Consequently, the RTK performance was analyzed using post-processed raw measurements. In contrast, this study conducted thirteen helicopter flight missions along the Ara Waterway section (GC 2-1 demonstration route) connecting the Geyang Vertiport and the KIAST Drone Certification Center. During these missions real-time correction data were received and applied. The flight tests covered all operational phases, including take-off, cruise, and landing. Due to aircraft safety regulations and electromagnetic interference management standards, the GNSS antenna was installed inside the aircraft cabin (beneath the canopy). Although this configuration could cause signal attenuation and multipath effects, both navigation modes (SBAS and RTK) were operated under identical conditions to ensure a reliable comparison of relative performance. The results show that the mean horizontal and vertical position errors of SBAS were approximately 1.94 m and 1.62 m, respectively, while those of RTK were about 0.07 m and 0.09 m. This study experimentally demonstrates the dynamic performance characteristics of real-time SBAS and RTK navigation in K-UAM flight environments and is expected to contribute to the establishment of Navigation System Error (NSE) and Total System Error (TSE) standards for navigation systems within UAM corridors and vertiports.

Keywords: UAM, SBAS, RTK, dynamic performance, flight test, NSE

주요어: 도심항공모빌리티, 보정항법, 동적성능, 비행시험, 항법시스템 오차

1. 서론

도심항공모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)는 도심 내 단거리 구간을 신속하고 효율적으로 연결하기 위한 차세대 항공교통 시스템으로, 전기식 수직이착륙기(eVTOL) 운항을 기반으로 교통 혼잡 완화와 이동 효율성 향상을 목표로 하고 있다. 특히 한국형 도심항공모빌리티(K-UAM)는 국토교통부 주도로 상용화를

위한 ‘저밀도 도심항공모빌리티 교통관리 CNSi 획득·활용 체계 신뢰성 검증 기술 개발 과제(이하 CNSi R&D)’ 및 실증(GC: Grand Challenge 1, 2-1)이 진행되고 있다. 현재 대부분의 UAM 플랫폼은 Global Navigation Satellite System (GNSS)을 기반으로 항법 정보를 산출하며, 보정정보를 통해 항법 정확도 및 신뢰성을 향상시키는 다양한 기술이 적용되고 있다. 대표적으로 위성 기반보정시스템(Satellite-Based Augmentation System, SBAS)

Received Nov 11, 2025 Revised Nov 20, 2025 Accepted Dec 05, 2025

[†]Corresponding Author E-mail: psh@dusi.co.kr



Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<https://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.

은 광역 범위의 위성 궤도 및 시계 오차, 전리층 지연 등을 보정함으로써 수 미터급 정확도와 무결성을 확보할 수 있다.

또한 Real-Time Kinematic (RTK)은 기준국에서 전송되는 반송파 기반의 실시간 보정데이터를 이용하여 센티미터 수준의 정확도를 제공할 수 있어 UAM의 이·착륙 및 정밀 접근 단계에서 고정밀 이·착륙 항법 기술로 주목받고 있다. 그러나 이러한 고정밀 GNSS 보정기술은 실제 운항환경에서는 통신 지연, 데이터 손실, 전파 간섭 등으로 인해 후처리 기반 분석 결과와는 상이한 성능 특성을 보일 수 있다. 특히 UAM과 같이 실시간 항법 정확도 및 무결성이 직접적인 안전성과 연계되는 시스템은 실시간 보정데이터를 적용한 항법 성능을 실제 운항 조건에서 검증하는 것이 필요하다. 한국형 도심항공교통(K-UAM) 운용개념서에서는 GNSS 기반 항법시스템을 활용하며, 항로상 SBAS와 이·착륙 시 RTK를 적용하는 방안을 고려하고 있다 (UAM Team Korea 2021). 또한 (Park et al. 2024)에서는 K-UAM 실증 노선인 계양 버티포트-드론인증센터 구간을 대상으로 항로상 SBAS 및 버티포트 주변 정적 RTK 기반의 항법 성능을 평가한 바 있다. 하지만 해당 연구에서는 실시간 RTK 보정데이터 송수신이 불가능하여 비행시험 중 수집된 원시데이터와 기준국 데이터를 후처리 방식으로 분석하는 데 한정되었다.

이에 본 연구에서는 K-UAM 실증 노선(GC 2-1)에 실시간 보정데이터 송수신 환경을 구축하고, 2025년 8월 26일부터 9월 5일까지 헬기를 이용하여 총 13회의 비행시험을 통해 보정데이터 기반 실시간 항법 성능을 평가했다. 이를 통해 SBAS 및 RTK 항법의 실시간 동적 성능을 평가하고, 선행 연구의 후처리 결과와 비교함으로써 실시간 운항환경에서의 성능 차이 및 성능 열화 요인을 규명하였다.

특히 항공기 안전규정 및 전자파 간섭관리 기준에 따라 GNSS 안테나를 기체 내부에 설치할 수밖에 없었으며, 이로 인해 신호 감쇠와 다중경로 영향이 불가피하게 포함된 조건에서 시험이 수행되었다. 본 논문은 이러한 비행시험 결과를 바탕으로 SBAS 및 RTK 항법의 실시간 동적 성능을 비교평가하고, 향후 UAM 회랑 및 버티포트 내 항법 성능 기준(Navigation System Error, NSE)과 총시스템오차(Total System Error, TSE) 산출 기준 마련에 기여하고자 한다.

2. GNSS, SBAS, RTK 개요

2.1 GNSS 운용 현황

2025년 현재 Global Positioning System (GPS)은 총 32기, Global Navigation Satellite System (GLONASS)은 총 24기, European Global Navigation Satellite System (Galileo)은 총 27기, BeiDou Navigation Satellite System (BeiDou)은 총 44기, Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)은 5기가 운용 중에 있다 (GLONASS OS PS 2020, BeiDou OS PS 2021, Galileo OS SDD 2023, GPS GOV 2025, European GNSS Service Centre 2025). GPS 및 GLONASS는 3개 (GPS ICD 2025, GLONASS ICD 2008), Galileo는 5개 (Galileo ICD 2023), BeiDou는 4개

(BeiDou ICD 2019)의 주파수 밴드로 항법신호를 송출한다. GPS, GLONASS, Galileo 위성은 Medium Earth Orbit (MEO), BeiDou 같은 경우에는 MEO 27기, Geostationary (GEO)에 7기, Inclined Geosynchronous Orbit (IGSO)에 10기가 배치되어 운용되고 있다. 앞서 언급한 각 항법시스템의 운용정보는 각각 공식 웹사이트 및 ICD 문서에 공개되어 있다 (Park et al. 2022).

2.2 GNSS 단독 측위 (Single Point Positioning)

본 연구에서는 GPS L1/L2, GLONASS L1/L2, Galileo E1/E5, BeiDou B1/B2 신호를 사용하여 Multi-GNSS 관측데이터를 이용한 결합항법 위치 계산을 수행하였다. 위성부터 수신기 간의 거리는 수신기 시간과 위성 시간의 차이에 빛의 속도를 곱한 것과 같고 이를 의사거리라고 하며 의사거리 측정치 방정식은 Eq. (1)과 같다.

$$PR_i = c(T_{rcv} - T_{svi}) \\ = \rho_i + c(\Delta t_{svi} - \Delta t_{rcv}) + d_{ion_i} + d_{trop_i} + c \cdot b_{rcv} + \varepsilon_i \quad (1)$$

본 연구에서는 단일주파수 GNSS(GPS L1 C/A, GLONASS L1, Galileo E1, BeiDou B1, QZSS L1) 및 이중주파수(GPS: L1&L2, GLONASS: L1&L2, Galileo: E1&E5a, BeiDou: B1I & B2I) 관측데이터를 이용하였다.

위성부터 수신기 간의 거리 PR_i 는 수신기 시간과 위성 시간의 차이에 빛의 속도를 곱한 값이다. 여기에서 아래첨자 i 는 i 번째 GNSS 위성을 나타낸다. T_{rcv} 는 수신기 시간, T_{svi} 는 i 번째 위성의 시간을 나타내고 c 는 빛의 속도이다. ρ_i 는 실제거리, Δt_{svi} 는 위성 clock bias, Δt_{rcv} 는 수신기 clock bias를 나타낸다. d_{ion_i} 는 i 번째 위성의 ionospheric delay, d_{trop_i} 는 i 번째 위성의 tropospheric delay를 나타내고, b_{rcv} 는 수신기 bias, ε_i 는 multipath를 포함한 다른 잡음오차를 나타낸다. 본 연구에서 ionospheric delay는 Klobuchar 모델을 사용하여 계산하였다. Klobuchar 모델은 GPS 전리층 오차를 위성파와 수신기 사이의 자유전자밀도를 계산하여 전리층 지연을 추정하는 방식이며 이 모델을 적용시 대략 50% 정도의 오차를 제거할 수 있다고 알려져 있다 (Park et al. 2022). Klobuchar 모델의 계수는 GPS subframe 4번 및 BeiDou subframe 1 메시지에 포함되어 있다.

이중주파수를 이용한 위치계산에서의 전리층 지연 보정은 Ionosphere-Free linear combination 방식을 사용하였다. BeiDou의 경우 Eq. (3), 나머지 위성군의 경우 Eq. (2)의 식을 이용하여 전리층지연을 제거하였다.

$$PR = \frac{PR_{L2} - \gamma \cdot PR_{L1}}{1 - \gamma} \quad (2)$$

$$PR = \frac{PR_{B2I} - \gamma \cdot PR_{B1I}}{1 - \gamma} - \frac{C \cdot (T_{GD2} - \gamma \cdot T_{GD1})}{1 - \gamma} \quad (3)$$

Eq. (2)의 식에서 GPS의 경우 PR 은 보정된 의사거리, PR_{L2} 은 L1의 의사거리, PR_{L1} 은 L2 의사거리, $\gamma = (f_{L1}/f_{L2})^2$ 이고, f_{L1} 은 L1 주파수, f_{L2} 은 L2주파수이다. Eq. (3)은 BeiDou 전리층지연 보정 식으로 PR_{B1I} 은 B1I 의사거리, PR_{B2I} 은 B2I 의사거리, $C=Speed of Light$, T_{GDI} 은 B1 group delay, T_{GD2} 은 B2 group delay이다. Tropospheric delay는 Saastamoinen 모델을 사용하여 대류층 오차를 계산하였다. 본 연

Table 1. Meteorological parameters for tropospheric delay.

| Average | | | | | |
|--------------------|-------------------------|----------------------|-------------------------|----------------------------|------------------|
| Latitude (°) | $P_0(\text{mbar})$ | $T_0(\text{k})$ | $e_0(\text{mbar})$ | $\beta_0(\text{k/m})$ | λ_0 |
| 15° or less | 1013.25 | 299.65 | 26.31 | 6.30e-3 | 2.77 |
| 30 | 1017.25 | 294.15 | 21.79 | 6.05e-3 | 3.15 |
| 45 | 1015.75 | 283.15 | 11.66 | 5.58e-3 | 2.57 |
| 60 | 1011.75 | 272.15 | 6.78 | 5.39e-3 | 1.81 |
| 75° or greater | 1013.00 | 263.65 | 4.11 | 4.53e-3 | 1.55 |
| Seasonal variation | | | | | |
| Latitude (°) | $\Delta P(\text{mbar})$ | $\Delta T(\text{k})$ | $\Delta e(\text{mbar})$ | $\Delta \beta(\text{k/m})$ | $\Delta \lambda$ |
| 15° or less | 0.00 | 0.00 | 0.00 | 0.00e-3 | 0.00 |
| 30 | -3.75 | 7.00 | 8.85 | 0.25e-3 | 0.33 |
| 45 | -2.25 | 11.00 | 7.24 | 0.32e-3 | 0.46 |
| 60 | -1.75 | 15.00 | 5.36 | 0.81e-3 | 0.74 |
| 75° or greater | -0.50 | 14.50 | 3.39 | 0.62e-3 | 0.30 |

구에서는 Multi-GNSS 위치 정확도 평가를 위하여 결합 항법 위치 계산을 수행하여야 하므로 GPS, GLONASS, Galileo, BeiDou의 시스템간 시간오차에 의해 Geometry 행렬 G 의 clock bias 항을 각 항법시스템 별로 각각 분리하여 계산하도록 Eq. (4)과 같이 구성하였다.

$$G = \begin{bmatrix} \alpha_{x_1}^{gps} & \alpha_{y_1}^{gps} & \alpha_{z_1}^{gps} & 1 & 0 & 0 \\ \alpha_{x_2}^{gps} & \alpha_{y_2}^{gps} & \alpha_{z_2}^{gps} & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{x_n}^{gps} & \alpha_{y_n}^{gps} & \alpha_{z_n}^{gps} & 1 & 0 & 0 \\ \alpha_{x_1}^{glo} & \alpha_{y_1}^{glo} & \alpha_{z_1}^{glo} & 0 & 1 & 0 \\ \alpha_{x_2}^{glo} & \alpha_{y_2}^{glo} & \alpha_{z_2}^{glo} & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{x_n}^{glo} & \alpha_{y_n}^{glo} & \alpha_{z_n}^{glo} & 0 & 1 & 0 \\ \alpha_{x_1}^{bds} & \alpha_{y_1}^{bds} & \alpha_{z_1}^{bds} & 0 & 0 & 1 \\ \alpha_{x_2}^{bds} & \alpha_{y_2}^{bds} & \alpha_{z_2}^{bds} & 0 & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_{x_n}^{bds} & \alpha_{y_n}^{bds} & \alpha_{z_n}^{bds} & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

또한, GNSS 위성의 위치 및 양각, 수신기 시계 오차, 시스템간 편향을 반영하여 계산하도록 Eq. (5)와 같이 Weighted Least Squares 방식을 사용하였다 (Tarrío et al. 2011).

$$X = (H^T W H)^{-1} H^T W v \quad (5)$$

여기서, X 는 수신기 3차원 위치, H 는 관측행렬, W 는 가중치 행렬, v 는 측정치 잡음이다.

2.3 위성기반보정항법 (SBAS)

SBAS보정을 위하여 사용되는 정보에는 fast correction, long term correction, ionospheric correction 등이 있다. 이는 일반적으로 위치결정의 실시간 성능을 개선하는데 사용되며, 이를 이용하여 pseudo-range, ionospheric delay, tropospheric delay, clock error를 보정한다. SBAS보정 메시지 중 급격하게 변하는 오차나 지연요소의 보정을 위하여 고속 보정치를 사용하며 데이터를 사용하기 전, 사용 가능한 PRN 마스크가 수신되어 저장되었는지 확인해야 한다. 사용 가능한 PRN 마스크가 수신되지 않은 경우, 고속 보정치를 계산할 수 없다. 그러나 사용 가능한 PRN 마스크가 있는 경우, 각 위성에 대한 고속 보정치의 Injection Order of Data Page (IODP)와 PRN 마스크의 IODP를 비교한다. IODP

가 서로 다를 경우 마찬가지로 fast correction을 계산할 수 없다. 그러나 IODP가 동일한 경우, 최근의 고속 보정치가 적용된 시간과 현재 시간을 비교하여 6초 이상의 차이가 나면 고속 보정치를 계산할 수 없고, 6초 이내의 정보일 때에만 Eq. (6)를 이용하여 고속 보정치를 계산한다.

$$\begin{aligned} PRC_{corrected}(t) &= PRC(t_{of}) + RRC(t_{of}) * (t - t_{of}) \\ RRC(t_{of}) &= \frac{PRC_{current} - PRC_{previous}}{\Delta t} \\ \Delta t &= (t_{of} - t_{of,previous}) \end{aligned} \quad (6)$$

Range rate correction (PRC)는 거리변화를 보정함을 뜻하며, 위 Eq. (6)에서 $PRC_{corrected}$ 는 가장 최근에 받은 고속 보정치를 뜻하며 $PRC_{previous}$ 는 이전에 받은 고속 보정치, t_{of} 는 고속 보정치의 유효시간, $t_{of,previous}$ 는 이전에 받은 고속 보정치의 유효시간을 나타낸다. 일반적으로 PRC 값은 직접적으로 방송되지 않기 때문에 PRC 값을 차분으로 적용해야 하지만, IALA의 권고에 따르면 PRC를 0으로 설정하면 오히려 측위 성능이 향상된다는 것을 감안하여 PRC를 0으로 설정하여 보정 값을 계산한다 (Kee et al. 2010).

장기보정치를 이용하여 느리게 변하는 오차나 지연을 보정하며, SBAS 메시지 중 1, 24, 25번을 이용하여 계산을 진행한다. 25번 메시지는 느린 속도로 변화하는 위성 관련 오차를 다룬다. 이 메시지에는 위성의 궤도 오차와 시계 오차 정보가 포함된다.

대류층 지연 오차 모델은 일반적으로 GNSS 신호의 지연을 추정하고, 상수 및 가변 요소를 고려한 Saastamoinen (1972a, 1972b) 모델과 대류층의 수직 및 수평 분포에 대한 가정을 사용하며, 전파 경로에서의 대류층 지연을 추정하는 Hopfield 모델을 사용한다 (Lee 2002). 그러나 일반적으로 GNSS 수신기에 기상 정보를 실시간으로 제공할 수 없기에 따라 기준국이 아닌 사용자가 오차를 보정하는데 한계가 있다. 이러한 한계를 해결하기 위하여 SBAS는 별도의 기상 정보 제공이 없이 상대적으로 정확한 수준에서 대류층 지연을 보정할 수 있는 새로운 모델인 University of New Brunswick version 3 (UNB3)를 제안하고 사용하고 있다 (Kim et al. 2016). 미국의 Wide Area Augmentation System (WAAS)도 이 모델을 기반으로 사용하고 있으며 이 모델은 기상 정보 없이도 SBAS 사용자의 오차를 효과적으로 제거할 수 있다 (El-Arini et al. 2008). UNB3 모델은 위도와 날짜에 따른 보간을 통해, 전 지구의 대류층 지연을 계산하는 데 사용된다.

Table 1은 UNB3 모델을 사용하기 위한 대류층 지연을 위한

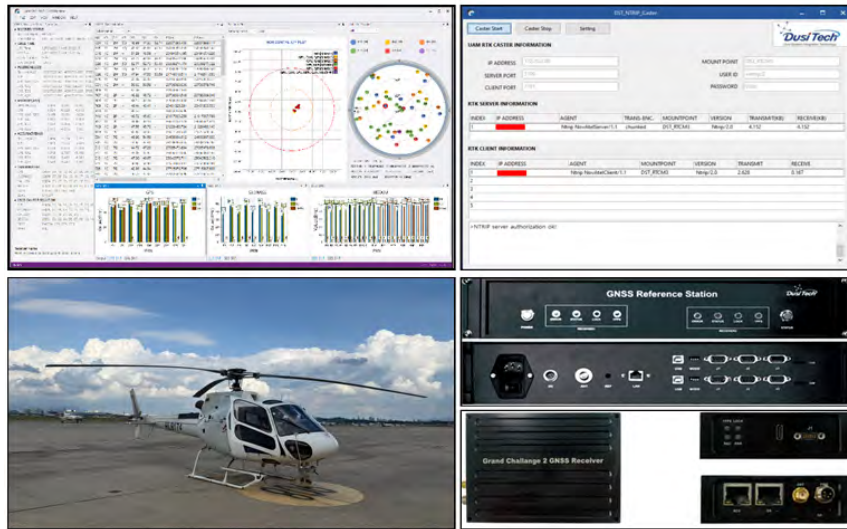


Fig. 2. RTK reference and onboard equipment configuration.

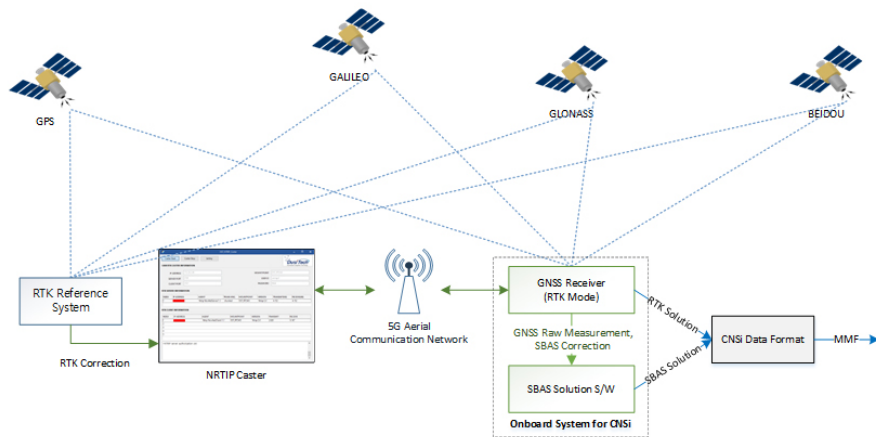


Fig. 3. Navigation configuration of reference and rover stations for SBAS and RTK.

지정되어 있는 CNSi 통합장치 탑재용 GNSS 수신기의 연결 요청을 대기한다. NTRIP Caster는 RTK Server로부터 연결 요청 발생 시, NTRIP 프로토콜 시퀀스에 따라 연결에 필요한 Mount point 및 user id, password 등의 정보를 확인하고 모든 내용이 정확히 일치할 경우 연결을 수립하고 통신을 시작한다.

Client로부터 연결 요청이 발생하면, NTRIP 프로토콜 시퀀스에 따라 연결에 필요한 Mount point, 사용자 ID, 비밀번호 등의 정보를 확인하며, 모든 항목이 일치할 경우 연결을 승인하고 통신을 시작한다. RTK Server와 연결이 시작되면 RTCM 정보를 수신하며 수신된 보정정보는 연결이 완료된 RTK Client에게 RTCM 정보를 전송한다.

SBAS 항법은 비행시험에서 수집된 GNSS 관측데이터와 MSAS 보정정보를 활용하여 탑재 컴퓨터에서 SBAS 보정 알고리즘을 구현함으로써 항법 결과를 산출하였다. RTK 항법의 경우, 수신기를 RTCM V3 메시지를 수신하도록 설정하고 수신기 내부 연산을 통해 산출된 RTK 위치결과를 출력하도록 구성하였다. 이를 통해 동일 시각의 동일 관측데이터로부터 SBAS 및 RTK 항법

결과를 Mission Monitoring Facility(MMF)로 송출하였다. 탑재 장비 및 기준국은 전원 인가 시, Fig. 3에 나타난 바와 같이 MMF에 설치된 NTRIP Caster에 자동 접속하여 RTK 보정정보를 실시간으로 송수신하도록 구성하였다.

본 연구개발에서 사용된 무선 통신은 실험국으로 허가된 5G 상공망 모델을 이용하여 통신하도록 구성되어 있다. 또한, CNSi 탑재장비와 기준국은 각각 후처리를 위한 관측데이터 및 항법 결과를 내부에 저장하도록 구성하였다

4. GNSS, SBAS, RTK 비행시험 및 분석

4.1 실시간 SBAS, RTK 비행시험 및 후처리 Multi-GNSS 정확도

비행시험 중 수집된 SBAS 및 RTK 실시간 항법 데이터는 1Hz 주기로 기록되었으며, 모든 로그는 GPS Time을 기준으로 시간

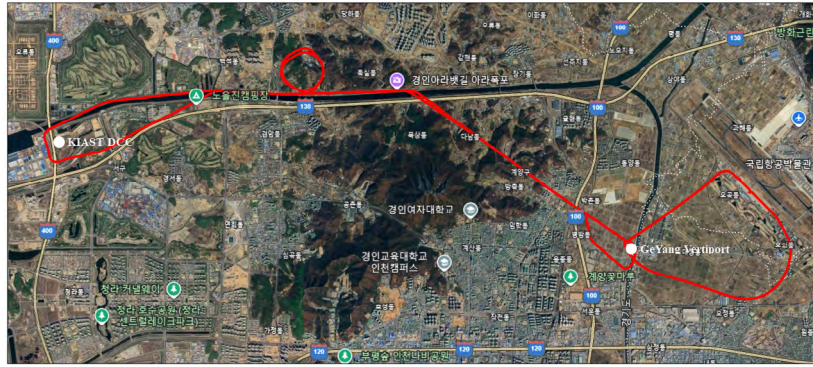


Fig. 4. 2025/08/26 16:00 flight trajectory from flight tests.

Table 2. GNSS, SBAS, RTK flight test result.

| Date/Time | GNSS (1-Freq.) | | GNSS (2-Freq.) | | SBAS | | RTK | |
|------------------|----------------|-----------|----------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | Hori. (m) | Vert. (m) | Hori. (m) | Vert. (m) | Hori. (m) | Vert. (m) | Hori. (m) | Vert. (m) |
| 2025/08/26 16:00 | 4.398 | 4.574 | 1.631 | 2.393 | 1.610 | 1.449 | 0.065 | 0.105 |
| 2025/08/27 12:00 | 2.551 | 3.152 | 2.787 | 2.199 | 1.712 | 1.269 | 0.074 | 0.082 |
| 2025/08/27 16:00 | 2.580 | 3.682 | 1.191 | 2.014 | 1.400 | 1.572 | 0.051 | 0.048 |
| 2025/08/28 12:00 | 2.486 | 3.522 | 3.144 | 3.572 | 2.874 | 2.530 | 0.045 | 0.076 |
| 2025/08/28 16:00 | 3.232 | 4.655 | 1.998 | 2.917 | 1.975 | 1.465 | 0.065 | 0.104 |
| 2025/08/29 12:00 | 1.672 | 3.894 | 1.354 | 2.001 | 1.691 | 1.506 | 0.112 | 0.151 |
| 2025/09/02 12:00 | 2.284 | 3.687 | 1.929 | 2.560 | 2.422 | 1.555 | 0.062 | 0.077 |
| 2025/09/02 16:00 | 3.061 | 6.516 | 2.041 | 3.449 | 1.545 | 2.563 | 0.061 | 0.089 |
| 2025/09/03 12:00 | 6.827 | 6.907 | 2.343 | 4.257 | 2.853 | 1.594 | 0.113 | 0.149 |
| 2025/09/03 16:00 | 4.343 | 4.367 | 1.426 | 2.531 | 1.940 | 1.512 | 0.061 | 0.068 |
| 2025/09/04 12:00 | 2.942 | 3.975 | 2.225 | 3.905 | 2.030 | 1.181 | 0.049 | 0.099 |
| 2025/09/04 16:00 | 2.393 | 6.389 | 1.635 | 5.341 | 1.134 | 2.182 | 0.075 | 0.107 |
| 2025/09/05 12:00 | 1.880 | 2.051 | 1.844 | 1.008 | 2.054 | 0.718 | 0.038 | 0.057 |

Table 3. Number of satellites for solution & availability.

| Positioning solution | Avg. SVs | Num. of Obs. | Availability (%) | Remark |
|----------------------|----------|--------------|------------------|-------------------------------|
| GNSS only (1 Freq.) | 22.6 | 24607 | 100 | C/No ≥ 40 |
| GNSS only (2 Freq.) | 14.9 | 16937 | 68.8 | C/No ≥ 40 , SV ≥ 10 |
| SBAS | 5.6 | 13288 | 54.0 | C/No ≥ 40 , SV ≥ 5 |
| RTK | 42.2 | 24269 | 98.6 | - |

동기화하였다. 각 Epoch의 참값 산출을 위해 Waypoint GrafNav 소프트웨어를 사용하여 후처리 RTK 방식으로 기준 궤적을 생성하였다. 해당 소프트웨어는 후처리 기반의 센티미터급 정확도를 제공한다고 제작사에서 명시하고 있으며, 실제로 국내외 여러 연구에서 기준 궤적 산출 목적으로 활용되고 있다 (NovAtel 2025). 또한 별도로 수행한 정적 환경 실험에서 mm 수준의 위치 정확도를 확인하였다.

후처리로 산출된 기준 궤적 좌표를 이용하여 각 항법 모드 별 수평 및 수직 위치 오차를 계산하였다. 탑재 수신기에 저장된 데이터를 이용하여 Multi-GNSS 단일 주파수 및 이중주파수 위치 정확도를 산출하였으며 SBAS, RTK 보정항법의 개선 효과를 비교·분석하였다. Fig. 4는 2025년 8월 26일 16시 비행시험 궤적, Table 2에는 전체 비행시험에서 산출된 각 항법 모드 및 시험 날짜별 수평·수직 오차를 제시하였다. 정확도 평가는 2DRMS (95%) 기준으로 수행하였으며, 단위는 미터(meter)로 표시하였다.

4.2 시험 결과 분석

총 13회의 실시간 비행시험 및 후처리를 통해 GNSS 단일주파

수(1-Freq.), GNSS 이중주파수(2-Freq.), SBAS, RTK 항법 모드의 실시간 동적 정확도 및 가용성을 평가하였다. 각 비행의 기준 좌표는 후처리 RTK 방식으로 산출된 기준 궤적 값을 사용하였으며, 이를 기반으로 각 항법 모드별 측위 결과와의 오차를 산출하였다. 각 항법 모드의 실시간 관측 가능 epoch 수를 기준으로 가용성을 산출한 결과는 Table 3에 제시하였다. 비행 중 헬기 기동에 따른 급격한 자세 변화와 헤딩 변동으로 인해 신호 세기 약화 및 일부 위성 신호 단절이 발생하였으며, 이러한 시험 환경의 제약을 이유로 관측 데이터 품질 기준을 강화하여 신호 세기 및 가시 위성 수에 대한 제한 조건을 적용하고 데이터 전처리 과정을 통해 항법 결과의 신뢰성과 비교 분석의 일관성을 확보하였다. 다만, 각 항법 방식별 제한 조건(신호세기, 위성 개수)의 차이로 인해 사용 가능한 epoch 수가 상이하였으며, 이로 인해 DOP 및 위성 수의 시계열 비교에는 일부 한계가 있었다.

Figs. 5, 6과 Table 4에 제시된 바와 같이 실시간 동적 RTK 오차는 수평 0.067 m, 수직 0.093 m로 나타났으며, 센티미터 수준의 정밀도를 일관되게 유지하였다. 이는 2024년도 시험에서의 정적 RTK 오차(수평 0.033 m, 수직 0.036 m)를 참값(기준 궤적)의 오차성분으로 고려하더라도 약 10 cm 내외의 정확도로 UAM 운항

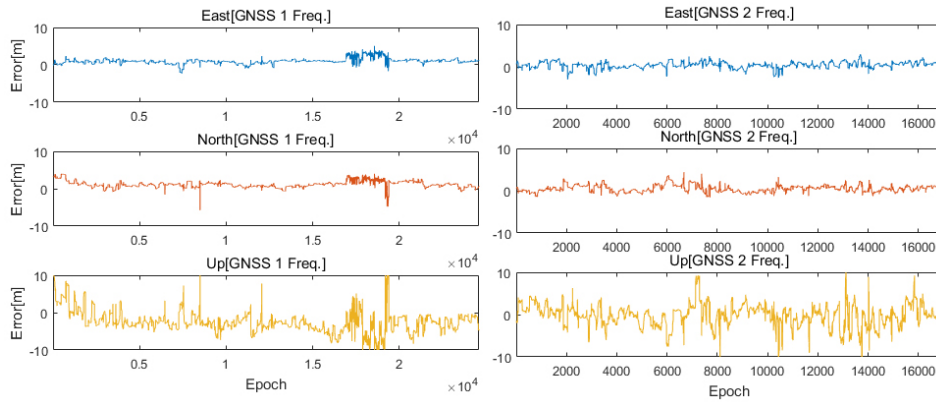


Fig. 5. 1-Freq., 2-Freq. GNSS East/North/Up error.

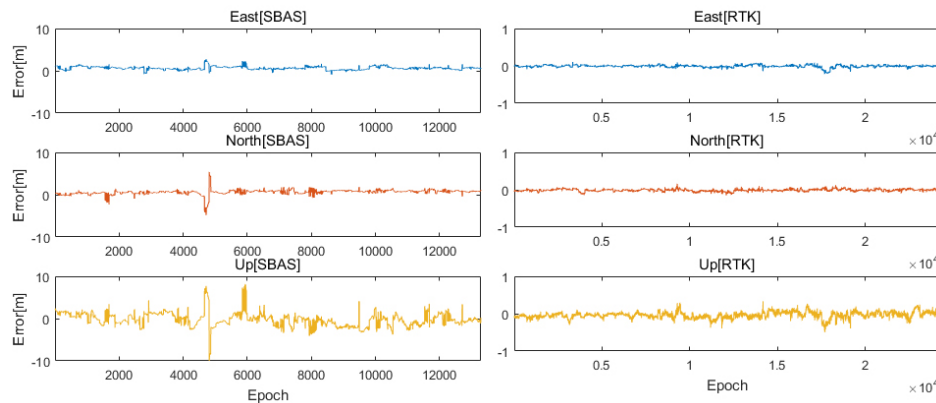


Fig. 6. SBAS/RTK East/North/Up error.

Table 4. Summary of dynamic navigation accuracy for each navigation mode.

| Positioning solution | Horizontal CEP (50%) | Vertical PE (50%) | Horizontal 2DRMS (95%) | Vertical 2DRMS (95%) |
|----------------------|-------------------------|----------------------|---------------------------|-------------------------|
| GNSS only (1 Freq.) | 1.303 | 2.207 | 3.127 | 4.413 |
| GNSS only (2 Freq.) | 0.819 | 1.467 | 1.965 | 2.934 |
| SBAS | 0.809 | 0.811 | 1.942 | 1.623 |
| RTK | 0.028 | 0.047 | 0.067 | 0.093 |

중 이 · 착륙 및 버티포트 정밀 접근과 같은 고정밀 항법 요구 조건에 적합한 성능 수준으로 판단된다. SBAS의 경우 알고리즘 검증 을 위하여 외부 안테나를 이용한 24시간 정적 시험을 실시하였 고 SBAS 2DRMS(95%) 정확도는 수신기 계산 결과 수평 1.350 m, 자체 알고리즘 계산 결과 수평 1.292 m로 제조사가 제시한 정확 도와 동등한 성능을 확인하였으며, 이를 통해 SBAS 수신 성능에 문제가 없음을 검증하였다.

본 비행 시험에서는 MSAS 보정정보 기반으로 산출한 결과 수 평 1.94 m, 수직 1.62 m의 정확도를 보여 GNSS 단독 측위 대비 약 40~60%의 정확도 향상을 확인하였다. 또한 2024년 수행된 3회 의 고정익 비행시험의 후처리 SBAS (MSAS, KASS) 결과(수평 1.648 m, 수직 0.967 m)와 비교하였을 때 큰 차이가 없는 것으로 확인되었다 (Park et al. 2024).

반면, Table 2에 제시된 단일 주파수 항법 모드에서는 여러가 지 UAM 운용 시나리오에 따라 헬기 기동 시 헤딩 및 자세변화

로 인한 빈번한 신호 감쇠/정상 반복, 위성 신호의 단절/복구 등의 환경적 영향으로 수평 최대 6.8 m, 수직 6.9 m까지 오차가 증가 하였다. 이중 주파수 항법 모드의 경우, 전리층 보정 효과로 단일 주파수 대비 수평 및 수직 RMS가 각각 38%, 30% 향상되었으나, SBAS 수준에는 미치지 못하였다. Table 2의 결과를 바탕으로 각 항법 모드의 비행 시험 간 수평 RMS 변화는 Fig. 7과 같다. RTK 는 전 비행 구간에서 0.05~0.12 m 범위의 안정적인 RMS 값을 유 지하였으나, SBAS는 ± 1 m 수준의 변동이 관측되었다.

Table 3은 각 항법 모드의 데이터 품질 조건으로 전처리된 관 측 Epoch 수를 기반으로 계산된 가용성을 나타낸다. 가용성은 전 체 Epoch 중 위치해가 정상 산출된 Epoch 비율로 계산하였으며, Multi-GNSS 단일 주파수를 100% 기준으로 할 때, RTK는 98.6%, 이중 주파수는 68.8%, SBAS는 54.0%의 가용성을 보였다. 본 비 행시험에서는 전처리되지 않은 모든 위성을 이용한 이중주파수 항법의 경우에 단일주파수 항법 대비 의미있는 성능 향상을 보이

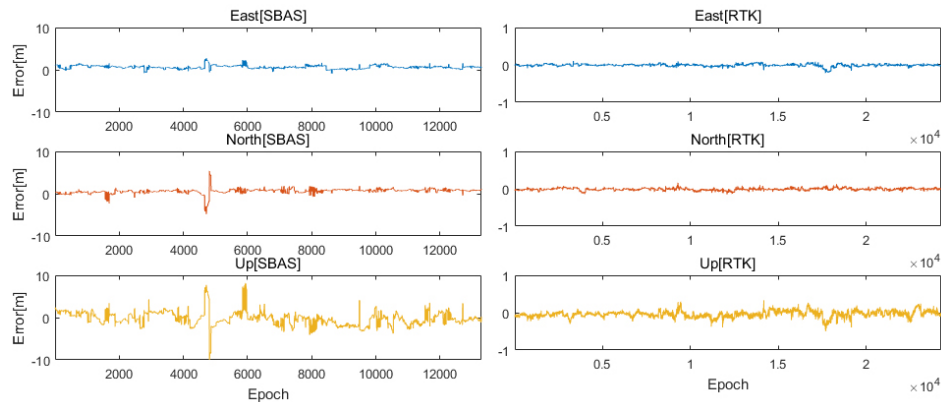


Fig. 7. Horizontal RMS variation per flight test for GNSS, SBAS, and RTK.

지 않았다. 이는 안테나가 기체 내부에 설치되어 비행 기동 시 신호 감쇠 및 빈번한 위성 신호 단절이 발생하였기 때문으로 분석된다. 이와 같은 환경적 제약을 고려하여 정상적인 이중주파 항법 성능을 산출하기 위하여 신호세기 및 위성 개수, locktime 등 양호한 관측 조건을 만족하는 구간을 기준으로 이중주파수 가용성을 산정하였다. 본 논문에서 제시한 이중주파수 항법 모드의 가용성은 통상적인 GNSS 가용성이 아니라 본 비행시험 환경조건에서 관측 데이터 품질 기준을 강화한 상태에서의 가용성을 제시한 것이다. 실제로 실시간 수신기 RTK 상태정보에서는 약 40기 위성이 RTK 처리에 사용된 것으로 표기되어 있으나, 이중주파수 항법과 동일한 품질 조건으로 후처리한 결과에서의 실제 활용된 위성 수는 평균 16기 수준에 가용성 또한 저하됨을 확인하였다. 다만, 실제 도심 운항 환경에서 위성 가시성과 신호품질, 통신 인프라의 제약이 실시간 보정항법 성능에 직접적인 영향을 미친다는 점을 이번 시험의 결과를 통해 간접적으로 유추해 볼 수 있다.

이 연구의 비행시험의 결과, RTK는 도심 저고도 환경에서도 정밀접근 및 UAM 이·착륙 시 실시간 정밀 항법 성능을 확보할 수 있는 수준의 정확도를 나타냈다. 반면 SBAS는 가용성이 확보되는 조건하에서는 항로 구간에서 안정적이며, 정확도 측면에서도 효과적인 항법 방식으로 평가되었다.

5. 결론

본 연구에서는 K-UAM 실증 노선에서 수행된 13회의 헬기 비행시험을 통해 SBAS 및 RTK 항법의 실시간 동적 항법 성능과 가용성을 평가하였다. 기존 연구가 후처리 기반 분석에 한정되었던 것과 달리, 본 연구는 실시간 보정데이터 송수신 환경을 구축하여 실제 운항조건에서의 항법 성능을 실험적으로 제시하였다.

분석 결과, RTK는 평균 수평 0.07 m, 수직 0.09 m 수준의 정밀도를 보였으며, 가용성은 98.6%로 도심 환경에서도 안정적인 실시간 정밀 측위 성능을 확인하였다. SBAS는 GNSS 단독 대비 약 50% 이상의 정확도 향상을 보였으나, 안테나 설치 위치의 한계 때문에 위성 가시성의 제약으로 가용성이 54% 수준으로 머물렀다. 또한 이중주파수 항법은 단일주파수 대비 정확도는 향상되었으나, 앞서 언급한 제약조건으로 인한 전리층 보정을 위한 위성

가시성 및 신호품질의 한계로 인해 가용성 측면에서는 제약이 있었다.

그럼에도 불구하고 실시간 RTK가 안정적인 항법을 유지한 것은 도심 저고도 운영 환경에서도 보정항법 기술의 실시간 적용 가능성을 실증한 결과라 할 수 있다. 이러한 분석을 통해 K-UAM 운항 환경에서 항로 구간은 SBAS, 이·착륙 구간은 RTK 기반 정밀 항법 운용이 가능함을 확인하였다. 향후 정확도 및 가용성에 대한 분석을 위해 외부 안테나를 이용한 추가 시험과 RTK 무결성(integrity)에 대한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

본 연구의 결과는 향후 UAM 회랑 및 버티포트 내 항법시스템의 NSE 및 TSE 기준 수립, 그리고 K-UAM 운항을 위한 실시간 GNSS 보정 항법시스템 체계 마련에 기여할 것으로 기대된다.

ACKNOWLEDGMENTS

This work is supported by the Korea Agency for Infrastructure Technology Advancement (KAIA) grant funded by the Ministry of Land, Infrastructure and Transport (Grant RS-2022-00143625).

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, Y.-H. Park, and K. R. Oh; methodology, E. Choi, and Y.-H. Park.; data acquisition S.-H. Park.; writing-original draft preparation, Y.-H. Park.; writing-review and editing, S.-H. Park, and E. Choi; project administration, K. R. Oh.; validation, Y.-H. Park, and K. R. Oh; formal analysis, Y.-H. Park; investigation, E. Choi.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

- BeiDou ICD 2019, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document (Version 3.0) 2019, China Satellite Navigation Office. <http://en.beidou.gov.cn/SYSTEMS/Officialdocument/201902/P020190227601370045731.pdf>
- BeiDou OS PS 2021, BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control Document (Version 2.0) 2013, China Satellite Navigation Office. <http://en.beidou.gov.cn/SYSTEMS/Officialdocument/202110/P020211014595952404052.pdf>
- El-Arini, M. B. 2008, Tropospheric Corrections for GNSS Receivers, The Atmosphere and its Effect on GNSS Systems, 14-16 April 2008, Santiago, Chile. <https://www.icao.int/SAM/Documents/2008/IONOSFERASEMINAR/Tropospheric%20Corrections%20for%20GNSS%20Receivers.pdf>
- European GNSS Service Centre 2025, [Internet], cited 2025, available from: <https://www.gsc-europa.eu/system-service-status/constellation-information>
- Galileo ICD 2023, GALILEO Open Service, OS SIS ICD, Issue 2.1, 2023, European GNSS Service Centre. https://www.gsc-europa.eu/sites/default/files/sites/all/files/Galileo_OS_SIS_ICD_v2.1.pdf
- Galileo OS SDD 2023, European GNSS (GALILEO) Open Service Definition Document, Issue 1.3, 2023, European GNSS Service Centre. https://www.gsc-europa.eu/sites/default/files/sites/all/files/Galileo-OS-SDD_v1.3.pdf
- GLONASS ICD 2008, Navigational radio signal in bands L1, L2 (Edition 5.1) (Moscow: Russian Institute of Space Device Engineering). [https://www.unavco.org/help/glossary/docs/ICD_GLONASS_5.1_\(2008\)_en.pdf](https://www.unavco.org/help/glossary/docs/ICD_GLONASS_5.1_(2008)_en.pdf)
- GLONASS OS PS 2020, GLOBAL Open Service Performance Standard (OS PS) Edition 2.2 Korolev 2020. https://www.glonass-iac.ru/upload/docs/stehos/stehos_en.pdf
- GPS GOV 2025, [Internet], cited 2025, available from: <https://prod-01-alb-www-gps.woc.noaa.gov/space-segment>
- GPS ICD 2025, Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces (IS-GPS-200N), GPS.GOV. <https://www.gps.gov/sites/default/files/2025-07/IS-GPS-200N.pdf> Kim, D. U., Han, D. H., Kee, C. D., Lee, C. S., & Lee, C. H. 2016, Accuracy Verification of the SBAS Tropospheric Delay Correction Model for the Korean Region, The Korean Navigation Institute, 20, 23-28. <https://doi.org/10.12673/jant.2016.20.1.23>
- Kee, C., Kim, D. Y., Yun, H., Park, B. W., Bae, D. H., et al. 2010, Development of National Satellite Navigation Augmentation System, Development of DGNSS using SBAS Integration Method, MOLIT/TRKO201400020073. <https://scienceon.kisti.re.kr/commons/util/originalView.do?cn=TRKO201400020073&dbt=TRKO>
- Lee, Y. C. 2002, A Comparison of Correction Models for the Prediction of Tropospheric Propagation Delay of GPS Signals, Journal of the Korean Society of Surveying, Geodesy, Photogrammetry and Cartography, 20, 283-291. <https://koreascience.kr/article/JAKO200211921798889.pdf>
- NovAtel 2025, Waypoint GrafNav User Manual, NovAtel Inc. <https://novatel.com/support>
- Park, S.-H., Park, Y.-H., Jeong, J.-H., & Park, J.-M. 2023, Accuracy Evaluation of KASS Augmented Navigation by Utilizing Commercial Receivers, Journal of Positioning, Navigation, and Timing, 12, 349-358. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2023.12.4.349>
- Park, Y.-H., Jeong, J.-H., Park, J.-M., & Park, S.-H. 2022, Evaluation of Navigation System Performance of GPS/GLONASS/Galileo/BeiDou/QZSS System using High Performance GNSS Receiver, Journal of Positioning, Navigation, and Timing, 11, 333-339. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2022.11.4.333>
- Park, Y.-H., Park, S.-H., Oh, K. R., & Choi, E. 2024, Evaluating the Navigation Performance of RTK for Take-off and Landing and SBAS with Flight Measurements on the K-UAM Demonstration Route, Journal of Positioning, Navigation, and Timing, 13, 505-514. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2024.13.4.505>
- RTCA DO-229D 2006, Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System, DO-229D (Washington, D.C.: RTCA Inc.)
- Saastamoinen, J. 1972a, Contributions to the theory of atmospheric refraction, Bull. Geodesique, 105, 279-298. <https://doi.org/10.1007/BF02521844>
- Saastamoinen, J. 1972b, Introduction to practical computation of astronomical refraction, Bull. Geodesique, 106, 383-397. <https://doi.org/10.1007/BF02522047>
- Specialized map, Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Aviation Data Room, [Internet], cited 2024, available from: <https://aim.koca.go.kr/aim/boardView.do?noticeSeq=47&gubun=2>
- Tarrio, P., Bernardos, A. M., & Casar, J. R. 2011, Weighted Least Squares Techniques for Improved Received Signal Strength Based Localization, Sensors, 11, 8569-8590. <https://doi.org/10.3390/s110908569>
- UAM Team Korea 2021, K-UAM Concept of Operations 1.0, Ministry of Land, Infrastructure and Transport: Sejong, Republic of Korea.



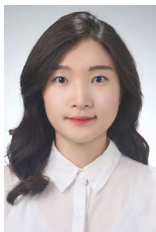
Yong-Hui Park received the Master's degree in Electronics from Hanbat National University in 2002. He has been working at R&D Center, Dusitech since 1999. His research interests include GNSS Receiver, GNSS positioning algorithm.



Sung-Hyun Park received the Ph.D. degree in Electronics from Paichai University in 2014. He has been working at R&D Center, Dusitech since 2014. His research interests include GNSS receiver test.



Kyung Ryooh Oh received Master's degree in Aerospace Engineering from Inha University in 1998. He has been working at Aeronautics Research Directorate, Korea Aerospace Research Institute since 2022. His research interests include CNS/ATM and CNSi environment for UAM.



Eunju Choi received the Master's degree of Aerospace Engineering from Inha University in 2019. She has been working at Korea Aerospace Research Institute since 2018. Her research interests include data exchange structure of Urban Air Mobility.



Information for Authors

A Publication of The Institute of Positioning, Navigation, and Timing

Enacted on July 16, 2012
Revised on December 20, 2013
Revised on November 05, 2015
Revised on August 24, 2016
Revised on Jan 23, 2019
Revised on March 13, 2020
Revised on April 27, 2021
Revised on December 13, 2023

Aims and Scope

Journal of Positioning, Navigation, and Timing (JPNT) is a quarterly periodical. The purpose of the journal is to establish a high quality archival periodical presenting state of the art, recent advances and practical applications of Global Navigation Satellite System (GNSS). In the journal, the technical areas are not limited to GNSS, it includes other positioning, navigation and timing systems and applications also.

Two types of contributions are regularly considered:

- (1) Regular Papers: Presentation of significant research, development or applications of GNSS concepts and normally limited to ten printed pages in final form.
- (2) Technical Notes and Correspondences: Brief technical notes, comments on published areas or established GNSS topics, corrections to papers, and notes published in the Journal. Manuscripts up to four pages long are allowed in final form.

Conditions of Publication

Submission of a manuscript implies that it has not been copyrighted, published, submitted, nor accepted for publication elsewhere. All submitted manuscripts should be as concise as possible.

Submission by internet

Manuscripts can be submitted electronically via the IPNT website <https://ipnt.jams.or.kr>.

Manuscript Preparation

- (1) Manuscripts written in English and either printed or typewritten, double-spaced with wide margins, and on one side of white paper are recommended. Printouts with a font size of 12 are preferred.
- (2) Original illustrations should not be sent until requested, but authors should be ready to submit these immediately upon acceptance for publication.
- (3) Authors of an accepted manuscript will be required to provide the text of the final version of their manuscript on the website <https://ipnt.jams.or.kr>
- (4) The preferred formats for accepted papers are Word (.doc). The preferred formats for graphics are Postscript (.ps), Encapsulated Postscript (.eps), and Tagged Image File Format (.tif). The operating system and word processing software used to produce your document must be netted on your manuscript.
- (5) Brief biographies and either clear glossy photographs of the authors or TIF files of the figures should be submitted after the paper has been accepted.

Manuscript Style

- (1) First page must contain
 - a) Title of paper, author(s), and affiliation(s),
 - b) Abstract (not exceeding 300 words for Regular Papers or 75 words for Technical Notes and Correspondence, and without equations, references, or footnotes),
 - c) Keywords (at least four key words or phrases),
 - d) Complete mailing address, telephone and fax numbers, and the electronic mailing address,
 - e) Preferred address for correspondence and return of proofs,
 - f) Footnotes (if desired) containing acknowledgement of financial or other support.
- (2) Provide an introduction that includes a statement of the purpose and contribution of the paper.
- (3) Reference list entries should be alphabetized by the last name of the first author of each work. For multiple articles by the same author, or authors listed in the same order, list the entries in chronological order, from earliest to most recent. The reference citation should be enclosed in parenthesis, e.g., "It is proven in (Hong & Kim 2011 and Shiler et al. 2012). Young (1990) introduced another method".
- (4) References should appear at the end of the paper as following examples. Authors' names are inverted (last name first); give the last name and initials for all authors.

Hong, K. S. & Kim, C. S. 2011, Galileo system, IEEE Trans. on Automatic Control, 33, 1234-1245

Shiler, Z., Filter, S., & Dubowski, S. 2012, Design of GNSS receiver, Proc. of the 26th European Navigation Conference, pp.98-99

Young, M. 1989, The Technical Writer's Handbook (Seoul: Mill Valley)
- (5) The style files are available on the webpage at <http://www.ipnt.or.kr>

Copyright

It is the policy of the JPNT to own the copyright to the technical contributions that it publishes on behalf of the interests of the JPNT, its authors, and their employers, and to facilitate the appropriate reuse of this material to others.

Publication Fees

(Without Financial Support) The basic publication fee for general papers is KRW 200,000, and KRW 20,000 per page (example: a 10-page paper, KRW 200,000 + 10 pages x KRW 20,000/page = KRW 400,000).

(With Financial Support) The basic publication fee for general papers is KRW 200,000, and KRW 30,000 per page (example: a 10-page paper, KRW 200,000 + 10 pages x KRW 30,000/page = KRW 500,000).



Examination Guidelines

Enacted on July 16, 2012

Amended on December 20, 2013

Revised on November 05, 2015

- Article 1** The examination and approval of papers submitted to the Journal of Positioning, Navigation, and Timing (hereinafter referred to as the Journal) are to follow these guidelines. Technical papers and short papers are also regarded as papers.
- Article 2** The editors of submitted papers are recommended by the Editor-in-Chief, and the examiners are recommended by the relevant editors and appointed by the Editor-in-Chief.
- Article 3** The list of examiners are not to be announced.
- Article 4** Examination details are not to be announced officially to those other than the authors.
- Article 5** Publication of papers is determined by examination of at least 2 examiners.
- Article 6** Examination results are classified into 4 types: “suitable for publication”, “publication after revision”, “reexamination after revision”, and “not suitable for publication”.
- (1) Papers “suitable for publication” are approved without proofreading.
 - (2) Regarding papers for “publication after revision”, the authors make revisions to the matters pointed out by the examiners, the relevant editors check them and recommend approval, and the Editor-in-Chief finally confirms and determines whether the publish the papers or not.
 - (3) Regarding papers for “reexamination after revision”, the authors make revisions to the matters pointed out by the examiners and undergo the reexamination process.
 - (4) Regarding papers “not suitable for publication”, the Editor-in-Chief notifies the authors that the submitted papers cannot be published by the Journal.
- Article 7** If the examiners acknowledge that the contents of the papers are relevant to one of the following matters, the papers are labeled as “postponement of approval”, and the examiners specifically point out the relevant matters and demand revision or supplementation. The papers revised by the authors are subject to reexamination by the previous examiners.
- (1) If there is no clear difference between the author’s research findings and others’ research findings
 - (2) If the key research contents are unclear
 - (3) If indications or explanations about figures or tables are insufficient or unclear
 - (4) Other cases in which revisions are deemed necessary
- Article 8** If the examiners acknowledge that the contents of the papers are relevant to one of the following matters, the papers are labeled as “not suitable for publication” and must clarify the reason in detail.
- (1) If originality is unclear
 - (2) If the facts or ideas determined by the author are unclear in the content of the paper, or if it is unclear that a well-known fact is comprehensively analyzed or studied in angles different from the methods or perspectives used in cited literatures
 - (3) Other cases in which the paper is deemed inappropriate to publish in the Journal
- Article 9** If the views of the three examiners on whether to approve the paper or not are conflicting, the decision can be made by the relevant editor; and if difficult to make the decision, a fourth examiner will be determined and the relevant editor can make the decision with reference to this examiner’s view.
- Article 10** Papers may not be accepted if they are acknowledged by the Editor-in-Chief that they are not suitable for the writing techniques of the Society.
- Article 11** Regarding manuscripts written in foreign languages, the Editor-in-Chief may suggest the authors to revise or rewrite the papers for submission if the contexts are unclear or are grammatically incomprehensible.
- Article 12** The examiners must examine the assigned manuscripts within 3 weeks (21 days) by principle after the appointment, and submit their examination reviews to the Society.
- Article 13** This Society shall send the examination reviews to the authors within 1 week of receiving them from the examiners.
- Article 14** If the examiners do not submit their examination reviews within 3 weeks (21 days) after the request, the request may be withdrawn, in which case the manuscripts must be immediately destroyed.

Code of Ethics

Enacted on July 16, 2012
Amended on December 20, 2013

Article 1 (Purpose) This Code provides the basic ethical principles and directions that must be followed the members of the Institute of Positioning, Navigation, and Timing in conducting research activities, thereby intending to maintain the high level of the English journal of Position, Navigation, and Timing and contribute to the development of research on global navigation satellite systems.

Article 2 (Code of Ethics for Authors) Authors of submitted papers must comply with the following code of ethics in writing and submitting the papers.

1. Authors must secure generality in the respect for human rights, compliance with bioethics and environmental protection in the research process, and conduct research on topics of sufficient academic value.
2. Authors must describe the research contents and findings completely, concisely and accurately in the submitted papers, and must not use the data of other researchers inappropriately (plagiarize) or distort the research findings.
3. Authors, when using open academic data that is closely related to the research contents of their papers, must include it in the references and clearly state the sources.
4. Authors, when citing undisclosed information obtained through personal contact, must use the information after obtaining the consent of the researcher who provided the information.
5. Submitting a paper to this Journal redundantly, even though it is already submitted to or published by another journal or is expected to be submitted, is an unjust behavior and thus not permitted.
6. All researchers that contributed significantly to the research process must be coauthors, and corresponding authors must be responsible for all parts of the papers.
7. For non-academic support such as administrative and financial support or simple academic advice, it is desirable to indicate the relevant details in the "Acknowledgements".
8. Authors must obtain approval from the relevant parties regarding copyright before submitting the papers when necessary, and confirm that no form of dispute may arise later.
9. If errors are found in submitted papers, it is the authors' duty to revise or withdraw the papers.

Article 3 (Code of Ethics for Examiners) Examiners must comply with the following code of ethics in examining the submitted papers.

1. Examiners must fairly and objectively examine the paper with a consistent standard without prejudice against the author's gender, age, race, organization or personal connections.
2. Examiners must avoid examination based on their personal academic beliefs or assumptions that are not perfectly verified.
3. Examiners must respect the personality of authors as specialized intellectuals, and clarify in detail their judgments, revisions and supplementations regarding the examined papers.

Article 4 (Code of Ethics for Editors) Editors (Editor-in-Chief, editors) must comply with the following code of ethics in examining and judging the submitted papers.

1. Editors must fairly and objectively judge the examined paper according to the fixed guidelines without prejudice against the author's gender, age, race, organization or personal connections.
2. Editors must determine whether to publish or reexamine the submitted papers with a consistent standard based on the examination results of the examiners.
3. Editors must not disclose or misuse information obtained in the process of examination.



Article 5 (Research Ethics Committee) The Research Ethics Committee may be temporarily operated for investigation of unethical behaviors, and investigative and disciplinary measures will be taken against unethical behaviors in the following procedures.

1. If unethical behaviors are exposed or there is an appeal in the examination process of submitted papers, the Editor-in-Chief determines the significance of the matter and organizes the Research Ethics Committee with a few editors and experts in the field when necessary.
2. The Research Ethics Committee performs a prompt, objective and fair investigation of the related matter, and must provide an opportunity for explanation via document within 30 days to the relevant party or organization, and ultimately submit a written report to the Editorial Board.
3. The Editorial Board determines the level of discipline for the relevant party based on the report written by the Research Ethics Committee, and submits to the Board of Directors.
4. The Board of Directors reviews the report of the Research Ethics Committee and decisions by the Editorial Board, and takes final measures. If it involves a paper that is already published, the publication of the relevant paper may be cancelled.

Article 6 (Others) Matters not included in this Code are decided based on related acts and subordinate statutes as well as social norms.

Ethics Charter

Enacted on July 16, 2012

All members of the Institute of Positioning, Navigation, and Timing shall give top priority to improving the quality of human life as the main agent of improving scientific knowledge and bringing technological innovation, and behave honestly and justly so that they can preserve honor, integrity and authority with high ethics as GNSS experts.

1. We shall give top priority to improving the quality of human life, and use and contribute to our knowledge and technology.
2. We shall contribute to developing GNSS technology and industry through our activities at the Society, and strive to enhance public safety, health and welfare.
3. We shall be honest and fair in education, research activities, publication of findings and participation in reality, and be faithful to ethicality and conscience as scientific technicians and scholars.
4. We shall conduct general activities according to the foundation purpose of The Institute of Positioning, Navigation, and Timing.
5. We shall not present in our papers or writings the research or arguments of others as if our own, and respect the research and development achievements of others.
6. We shall not pursue unjust or inadequate profits using information obtained in academic activities or research.
7. Members in charge of examination, advice and evaluation of papers and research must be fair in their activities only by their academic conscience.

■ *The Institute of Positioning, Navigation, and Timing (2025-2026)*

| | | |
|---------------------------|------------------------|---|
| President | Junpyo Park | Agency for Defense Development, Daejeon, Korea |
| Vice-Presidents | Jeongrae Kim | Korea Aerospace University, Goyang, Korea |
| | Kwan-Dong Park | Inha University, Incheon, Korea |
| | Cheon Sig Sin | Electronics and Telecommunications Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Byungwoon Park | Sejong University, Seoul, Korea |
| General Affairs Secretary | Byungwoon Park | Sejong University, Seoul, Korea |
| Treasurer | Hyoungmin So | Agency for Defense Development, Daejeon, Korea |
| Directors | Seong Yun Cho | Kyungil University, Gyeongsan, Korea |
| | Byung-Kyu Choi | Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea |
| | Kyu-Joo Choi | INSUNG International Co., Ltd., Seoul, Korea |
| | Suk-seung Hwang | Chosun University, Gwangju, Korea |
| | Yoola Hwang | Electronics and Telecommunications Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Jung-Min Joo | Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Byunggi Jung | LIG Nex1 C4I Business Division, Seongnam, Korea |
| | Euiho Kim | Hongik University, Seoul, Korea |
| | Kwangjin Kim | Navigation System Business Group, Hanwha Aerospace, Seoul, Korea |
| | Sunwoo Kim | Hanyang University, Seoul, Korea |
| | ByungSeok Lee | Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Eunsung Lee | Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Jang Yong Lee | Agency for Defense Development, Daejeon, Korea |
| | Jiyun Lee | Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Korea |
| | Sanguk Lee | Electronics and Telecommunications Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Doo Kyung Park | MBC Co., Ltd., Seoul, Korea |
| | Sang Hyun Park | Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering, Daejeon, Korea |
| | Hung Seok Seo | Microinfinity Co., Ltd., Daejeon, Korea |
| | Jiwon Seo | Yonsei University, Incheon, Korea |
| | Kiyeol Seo | Korea Research Institute of Ships & Ocean Engineering, Daejeon, Korea |
| | Dong-Ho Shin | SUNGWHA Tech Co., Ltd., Daejeon, Korea |
| | Seok Bo Son | Duksan Navcours Co., Ltd., Daejeon, Korea |
| | Jong-Hoon Won | Inha University, Incheon, Korea |
| | Sung-hoon Yang | Korea Research Institute of Standards and Science, Daejeon, Korea |
| | Moon Beom Heo | Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea |
| | Hyung Keun Lee | Korea Aerospace University, Goyang, Korea |
| | Wan Sik Choi | CIPSYSTEM Co., Ltd., Seoul, Korea |
| | Gyu-In Jee | Konkuk University, Seoul, Korea |
| | Changdon Kee | Seoul National University, Seoul, Korea |
| | Sang Jeong Lee | Chungnam National University, Daejeon, Korea |
| | Chansik Park | Chungbuk National University, Cheongju, Korea |
| Secretary General | Mi-Ja Shin | The Institute of Positioning, Navigation, and Timing, Seoul, Korea |
| Managing Editor | Nam Hae Jeong | Yonsei University, Seoul, Korea |

Research Papers

Protection Level for Short-baseline Carrier-phase Differential GNSS with Range-domain Monitoring
Dongchan Min, Noah Minchan Kim, Jiyun Lee / 331

Attitude Estimation on SO(3) Using MARG Data: A Lie Group Kalman Filter Approach
Abenezer Zegeye Woldeyohannis, Nak Yong Ko / 341

Investigating Ground Station Deployment Strategies to Improve Quality of Orbit Determination of Regional Navigation Satellite System
Kyoung-Min Roh, Gimin Kim, Eunseo Park / 353

Feasibility Assessment of GNSS Reflectometry-Based Tide Estimation in Coastal Environments with Large Tidal Variability
Su-Kyung Kim, Yo Han Ko, Sung Chun Bu, Suyeol Kim / 365

Implementation of Multi-constellation GNSS Spoofer Using Zynq UltraScale+ RFSoc
Jong-Il Park, Chang-Ok Kang, Il Kyu Park, Chansik Park / 375

Navigation Satellite Code/Message Generator Engineering Model Development
Jinseok Kim, Kwangho Yun, Byeong Gyun Kim, Hung Seok Seo, Hyunchul Kim, Yeongyun Jeong, Sangsoon Yong, Byong-Suk Suk, Shin-Mu Park / 385

Analysis of Natural Frequency Characteristics According to Type of Cluster Dither with 3-axis Ring Laser Gyroscopes
Cheon Joong Kim, Jun Eon An, Haesung Yu, Kyumin Shim, JunMin Park / 395

Parallelizing KF-RAIM with OpenMP: Execution Time Analysis
Junwoo Jeong, Jurang Ku, Chansik Park, Jae-Young Park, Yo Han Ko, Dana Park, JunMin Park / 405

Analysis of Guided-Missile Navigation Accuracy under Initial Alignment Methods in Maritime Vertical-Launch Environments
Yong Lee, Tae-dong Ahn, Hyunwook Hong, Seonghyeon Kang, Dayea Kim, Suyong Lee / 413

Reinforcement Learning Reward Design for Robust Autonomous Shipboard Drone Landing
Bokyoung Choi, Woo Joo Jung, Min Su Byeon, So Yeong Jung, Jin Woo Song, Yong Hun Kim / 421

Review Paper

Status and Analysis of BDS
Inae Jung, Inha Jung, Sang Jeong Lee, Hyowon Kim, Dong-Hwan Hwang / 431

Technical Papers

VDES R-Mode Experimental Test and Analysis in Daesan Port Testbed
Tae Hyun Fang, Younghoon Han, Youngki Kim, Kiyeol Seo / 445

Evaluation of Real-Time Dynamic Performance of SBAS and RTK along the K-UAM Demonstration Route Based on Helicopter Flight Tests
Yong-Hui Park, Sung-Hyun Park, Kyung Ryeon Oh, Eunju Choi / 453