

Performance Analysis of Real-time Orbit Determination and Prediction for Navigation Message of Regional Navigation Satellite System

Jaeuk Park, Bu-Gyeom Kim, Changdon Kee[†], Donguk Kim



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.

Performance Analysis of Real-time Orbit Determination and Prediction for Navigation Message of Regional Navigation Satellite System

Jaeuk Park¹, Bu-Gyeom Kim¹, Changdon Kee^{1*}, Donguk Kim²

¹Department of Aerospace Engineering and the Institute of Advanced Machines and Design, Seoul National University, Seoul 08836, Korea

²Agency for Defense Development, Daejeon 34186, Korea

ABSTRACT

This study presents the performance analysis of real-time orbit determination and prediction for navigation message generation of Regional Navigation Satellite System (RNSS). Since the accuracy of ephemeris and clock correction in navigation message affects the positioning accuracy of the user, it is essential to construct a ground segment that can generate this information precisely when designing a new navigation satellite system. Based on a real-time architecture by an extended Kalman filter, we simulated orbit determination and prediction of RNSS satellites in order to assess the accuracy of orbit and clock prediction and signal-in-space ranging errors (SISRE). As a result of the simulation, the orbit and clock accuracy was at 0.5 m and 2 m levels for 24 hour determination and six hour prediction after the determination, respectively. From the prediction result, we verified that the SISRE of RNSS for six hour prediction was at a 1 m level.

Keywords: orbit determination, real-time, regional navigation satellite system, navigation message

1. INTRODUCTION

위성항법시스템은 항법위성으로부터 방송되는 위성항법 신호로 사용자에게 Positioning, Navigation, and Timing (PNT) 정보를 제공하는 시스템으로, 오늘날 전세계적으로 자율 주행 차량, 드론 항법, 시각 동기화 등 첨단 산업 및 일상 생활의 핵심 인프라로 간주되고 있다.

위성항법시스템은 커버리지에 따라 크게 전지구 및 지역 위성항법시스템으로 나뉜다. 전지구 위성항법시스템 (Global Navigation Satellite System, GNSS)은 주로 중궤도 (Medium Earth Orbit, MEO)의 항법위성을 활용하여 전세계에 커버리지를 제공하는 시스템으로 미국의 Global Positioning System (GPS), 유럽의 Galileo, 중국의 BeiDou가 포함된다. 반면, 지역 위성항법시스템

(Regional Navigation Satellite System, RNSS)은 특정 지역에 커버리지를 제공하는 것을 목표로 하며 주로 정지궤도 (Geostationary Orbit, GEO)와 경사지구동기궤도 (Inclined Geosynchronous Orbit, IGSO)의 항법위성을 활용한다. 특정 지역에 대해 장시간의 가시성을 확보할 수 있는 GEO 및 IGSO의 궤도 특성 덕분에 RNSS는 GNSS보다 적은 수의 항법위성으로 위성항법 서비스를 제공할 수 있어서 일본의 Quasi-Zenith Satellite System (QZSS), 인도의 Navigation with Indian Constellation (NAVIC)과 같은 새로운 지역 위성항법시스템이 구축되고 있다. 우리나라에서도 해외 위성항법시스템에 대한 의존도를 경감하고, 첨단 산업의 기반으로 국가 PNT 정보 인프라를 확보하기 위해 지역 위성항법시스템인 한국형 위성항법시스템 (Korean Positioning System, KPS)을 구축할 계획을 가지고 있다 (Choi et al. 2020a).

사용자가 위성항법시스템을 활용하기 위해서는 항법메시지를 통하여 항법위성의 궤도, 시계 정보가 제공되어야 한다. 이러한 정보가 포함되는 항법메시지는 위성항법시스템의 지상 부분 (Ground segment)에서 생성된다. 위성항법시스템의 지상 부분은 일반적으로 위성항법 측정치를 수집하는 감시국, 수집된 측정치를 처리하여 항법메시지를 생성하며 전체 시스템을 제어하는 주 제어국, 위성과의 교신을 담당하는 지상 안테나국으로 구성된다. 이 중에서 주 제어국은 실시간 궤도 결정 및 예측을 수행한 후, 이

Received May 15, 2023 Revised May 25, 2023 Accepted June 01, 2023

*Corresponding Author

E-mail: kee@snu.ac.kr

Tel: +82-2-880-1912 Fax: +82-2-878-0559

Jaeuk Park <https://orcid.org/0000-0001-9763-4912>

Bu-Gyeom Kim <https://orcid.org/0000-0001-7769-1493>

Changdon Kee <https://orcid.org/0000-0002-8691-7068>

Donguk Kim <https://orcid.org/0000-0001-9151-4434>

를 바탕으로 시스템에서 제공하기 위한 항법메시지를 생성하는 역할을 수행한다. 항법메시지의 궤도 및 시계 정보가 위성항법 시스템 사용자의 항법 정확도에 큰 영향을 끼치기 때문에, 주 제어국에서의 실시간 궤도 결정 및 예측 성능은 매우 중요하다. 이러한 중요성으로 인해 한반도 주변 지역 감시국을 기반으로 한 한반도 지역 위성항법시스템의 궤도 결정의 성능을 시뮬레이션을 통해 분석한 연구가 이미 진행된 바 있다. Kim et al. (2018)은 kinematic precise point positioning (PPP)와 실시간 궤도 결정 구조를 통해 m 급 이내의 궤도 및 시계 정확도 확보가 가능함을 연구하였다. 또한, 위성 간 거리 측정 같은 새로운 측정치를 추가로 활용하여 항법위성의 궤도 결정 정확도를 m 급 이내로 개선할 수 있음이 연구된 바 있다 (Shin et al. 2016, Choi et al. 2017).

본 논문에서는 확장칼만필터를 기반으로 항법위성의 실시간 궤도/시계 결정뿐만 아니라 실제 시스템의 지상 부분처럼 항법메시지 생성을 위해 예측을 수행할 경우의 정확도를 확인하기 위해 지역 위성항법시스템의 실시간 궤도 결정 및 예측 정확도 평가를 시뮬레이션으로 수행한다. 실제 GEO 및 IGSO 위성을 운용하고 있는 위성항법시스템에서 보장하고 있는 표준만큼의 성능을 보장할 수 있는 예측 시간을 확인하는 것을 목표로 한다. 또한, 시스템의 가장 기본적인 성능을 파악하기 위해서 위성항법 측정치 외에 추가적인 측정치는 고려하지 않았다.

본 논문에서는 특히 한반도와 그 주변 지역의 감시국을 사용하는 경우 7기 위성으로 구성된 지역 위성항법시스템에 적합한 궤도 결정 및 예측 알고리즘을 소개하고, 이를 기반으로 얻을 수 있는 정확도 및 항법 성능을 시뮬레이션을 통해 분석한다.

2. ORBIT DETERMINATION AND PREDICTION METHOD

2.1 Introduction of Ground Segment of RNSS

Fig. 1은 지역 위성항법시스템 지상 부분의 개념도를 나타낸 것이다. 전지구 위성항법시스템과 동일하게 지역 위성항법시스템은 일반적으로 우주 부분 (space segment), 지상 부분, 사용자 부분 (user segment)의 3가지 기본요소로 구성된다 (USDOD 2022, Cabinet Office 2022). 여기서 지상 부분은 위성항법 측정치를 연속적으로 수집하는 다수의 감시국 (Monitor Stations, MS), 측정치를 기반으로 항법 위성 궤도 및 시계 정보 생성, 시스템 무결성 감시 등을 수행하는 주 제어국 (Master Control Station, MCS), 그리고 궤도 및 시계 정보 업로드, 위성과의 교신을 수행하는 지상 안테나국 (Ground Antennas, GA)로 구성된다. 지상 부분의 감시국들은 이중 주파수 수신기, 원자시계, 기상 센서 등을 활용하여 주 제어국에서 필요로 하는 정밀한 측정치를 제공한다 (Manning 2005, Kaplan & Hegarty 2017). 주 제어국은 감시국으로부터 위성항법 측정치를 수집하여 실시간 궤도 및 시각 결정을 수행하고, 이로부터 미래 시점의 궤도 및 시계를 예측하여 방송 궤도력과 시계 보정정보가 포함된 항법메시지를 생성한다. 생성된 항법메시지는 지상 안테나국을 통해 항법위성으로 업로드 되어 사용자들에게 방송된다.

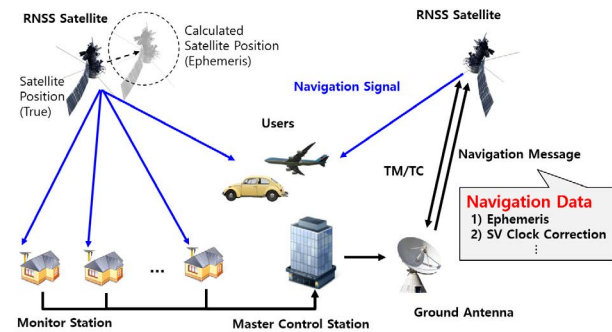


Fig. 1. Conceptual figure of ground segment of regional navigation satellite system.

미국의 GPS와 같은 전지구 위성항법시스템의 감시국은 전지구에 분산 배치되는 반면, 지역 위성항법시스템의 감시국은 상대적으로 특정 지역 내에 집중된다. 감시국의 분포 영역이 좁아짐에 따라 기하적 배치 조건의 악화로 지역 위성항법시스템 지상 부분의 궤도 결정 성능은 저하되기도 한다. 따라서 위성항법시스템을 설계하는 입장에서는 구축하고자 하는 시스템의 항법 위성 및 배치안이 항법메시지의 정확도 요구조건을 충족할 수 있는 궤도 결정 및 예측 성능을 보장하는지를 확인하는 것이 중요하다. 이번 장에서는 이러한 역할을 수행할 지역 위성항법시스템의 항법메시지 생성을 위한 궤도/시계 결정 및 예측 기법에 대해 소개하고자 한다.

2.2 Real-time Orbit Determination and Prediction Algorithm

위성항법시스템의 주 제어국의 가장 주요한 임무는 항법메시지를 생성하고 이를 지속적으로 사용자에게 제공하는 것이다. 이 과정에서 주 제어국은 감시국들로부터 위성항법 측정치를 수집하고, 이를 기반으로 항법메시지 생성을 위한 실시간 궤도/시계 결정 및 예측을 수행한다. GPS의 주 제어국은 감시국들이 제공하는 의사거리 및 반송파 위상 측정치의 원시 데이터를 처리한 평활화된 의사거리 측정치를 기반으로 칼만필터를 구성하여 정밀 궤도와 시계 추정치를 생성한다 (Kaplan & Hegarty 2017). 주 제어국은 궤도 동역학과 위성항법 측정치를 기반으로 결정된 정밀 궤도와 시계 추정치로부터 미래 시점에서의 예측을 수행하고, 예측 결과를 각 시스템 별 Interface Control Document (ICD)에서 안내하고 있는 방송궤도력 파라미터와 시계 보정정보 파라미터로 피팅하여 항법메시지를 생성한다 (Cabinet Office 2021). 이로 인해 항법메시지의 정확도는 궤도 및 시계의 결정 정확도, 예측 정확도, 피팅 정확도에 영향을 받게 된다. 본 연구에서는 피팅에 의한 오차는 고려하지 않고, 그 전 단계인 궤도 및 시계의 결정과 예측 오차에 대해서 분석을 수행한다.

본 연구에서는 실시간으로 궤도/시계 결정 및 예측을 수행할 수 있으면서 예측 궤도/시계 정보의 공분산이 발산하거나 정확도가 크게 저하되지 않는 장점이 있는 확장칼만필터 (Extended Kalman Filter)를 활용하여 실시간 순차필터를 구축하였다 (Vallado 2013). Fig. 2는 확장칼만필터의 예측 (prediction)과 갱

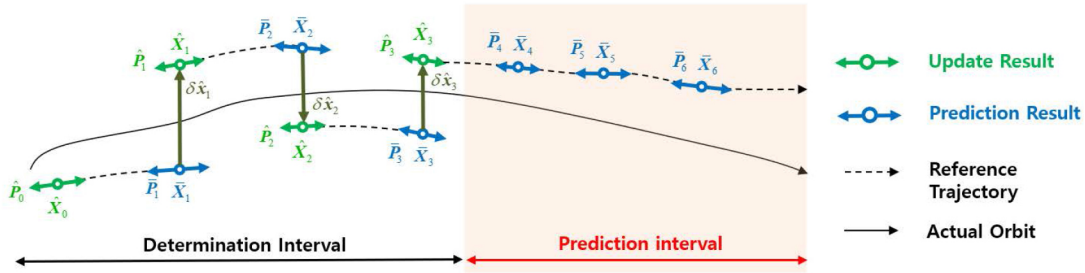


Fig. 2. Representation of an extended Kalman filter for real-time orbit determination and prediction.

신 (update)의 개념도를 나타낸 것이다. 결정 구간에서는 예측과 갱신을 모두 수행하지만, 예측 구간에서는 측정치에 대한 정보 없이 예측만을 수행한다. 본 연구에서 활용한 필터에서 예측 및 갱신의 대상이 되는 상태 벡터 $\mathbf{X}$ 는 모든 항법위성의 위치, 속도, 시계 바이어스, 시계 드리프트와 모든 감시국의 시계 바이어스, 시계 드리프트로 구성된다.

$$\bar{\mathbf{X}}_{k+1} = f(\hat{\mathbf{X}}_k, t_k) \quad \text{where } f \text{ is dynamics model} \quad (1)$$

$$\bar{\mathbf{P}}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{\mathbf{P}}_k \Phi_{k+1,k}^T + \mathbf{Q}_k \quad \text{where } \Phi_{k+1,k} = \left. \frac{\partial f(\mathbf{X}, t)}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\hat{\mathbf{X}}_k, t=t_k} \quad (2)$$

확장칼만필터의 예측은 식 (1, 2)와 같이 나타낼 수 있다. $\hat{\mathbf{X}}_k$, $\hat{\mathbf{P}}_k$ 는 각각 이산화된 시간 t_k 에서 추정된 상태 벡터와 공분산 행렬을, $\bar{\mathbf{X}}_{k+1}$, $\bar{\mathbf{P}}_{k+1}$ 는 다음 시간 t_{k+1} 에서 예측된 상태 벡터와 공분산 행렬을 의미한다. 여기서 f 는 궤도 동역학 모델과 시계 예측 모델이 포함된 상태 벡터에 대한 동역학 모델의 함수를, $\Phi_{k+1,k}$ 는 동역학 모델로부터 얻어지는 상태 전이 행렬을, $\mathbf{Q}_k$ 는 동역학 모델의 불확실성을 반영하는 프로세스 잡음 공분산 행렬을 의미한다.

$$\mathbf{K}_{k+1} = \bar{\mathbf{P}}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \bar{\mathbf{P}}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1} \quad \text{where } \mathbf{H}_{k+1} = \left. \frac{\partial h(\mathbf{X})}{\partial \mathbf{X}} \right|_{\mathbf{X}=\bar{\mathbf{X}}_{k+1}} \quad (3)$$

$$\hat{\mathbf{X}}_{k+1} = \bar{\mathbf{X}}_{k+1} + \delta \hat{\mathbf{X}}_{k+1} \quad \text{where } \delta \hat{\mathbf{X}}_{k+1} = \mathbf{K}_{k+1} (\mathbf{z}_{k+1} - h(\bar{\mathbf{X}}_{k+1})) \quad (4)$$

$$\hat{\mathbf{P}}_{k+1} = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}) \bar{\mathbf{P}}_{k+1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1})^T + \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{R}_{k+1} \mathbf{K}_{k+1}^T \quad (5)$$

확장칼만필터에서 처리하는 갱신은 식 (3-5)와 같이 나타낼 수 있다. $\mathbf{K}_{k+1}$, $\mathbf{R}_{k+1}$ 는 각각 시간 t_{k+1} 에서의 칼만 이득 행렬, 측정치 잡음 공분산 행렬을 의미한다. 여기서 h 는 측정치 벡터와 상태 벡터 사이 관계를 나타내는 관측 모델을, $\mathbf{H}_{k+1}$ 는 관측 모델로부터 얻어지는 관측 행렬을, $\mathbf{z}_{k+1}$ 는 측정치 벡터를 의미한다. 칼만 이득 행렬은 식 (3)과 같이 예측된 공분산 행렬, 관측 행렬, 측정치 잡음 공분산 행렬의 관계에 따라 계산되어, 식 (4, 5)에서 각각 상태 벡터와 공분산 행렬의 추정치를 구하는 갱신 과정에 사용된다.

$$\delta \rho = \mathbf{R}^{SV} \cdot \hat{\mathbf{e}} - b + B + \delta T + \varepsilon \quad (6)$$

식 (6)은 궤도/시계 결정을 위한 의사거리 측정치 $\delta \rho$ 를 표현한 것으로, $\mathbf{R}^{SV}$ 는 위성의 위치 벡터, $\hat{\mathbf{e}}$ 는 위성-감시국 간 시선 벡터, b 는 위성의 시계 바이어스, B 는 감시국의 시계 바이어스, δT

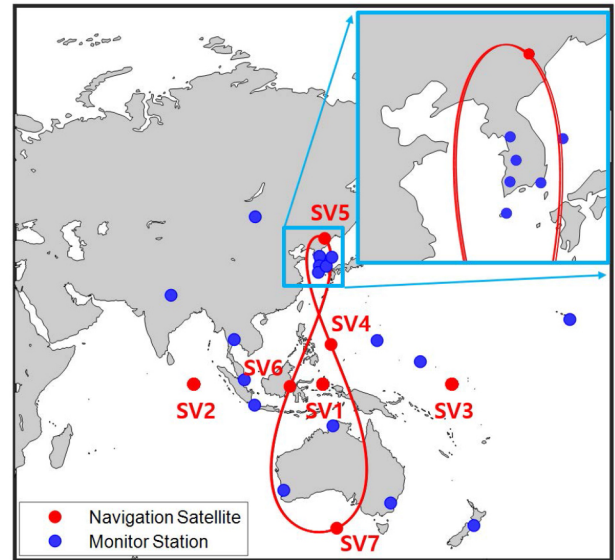


Fig. 3. Groundtrack of RNSS satellites and distribution of monitor stations.

는 대류층 지연 오차 모델링 잔차, ε 는 의사거리 측정치 잡음이다. 해당 식의 의사거리 측정치는 이중 주파수 조합을 통해 전리층 지연 오차를 제거하고 해치필터 (Hatch filter)와 같은 평활화 기법을 통해 의사거리 잡음을 감소시킨 측정치이다. 대류층 지연 오차 모델링 잔차는 Saastamoinen, Black 모델과 같은 모델로 대류층 지연 오차 모델을 적용했을 때 남는 잡음인 모델링 잔차를 나타낸다. 다중 경로 오차의 경우, 각 감시국 환경에 대한 sidereal filtering 및 데이터 후처리를 통한 다중 경로 mapping을 통해 무시 가능한 수준으로 경감할 수 있다. 하드웨어 바이어스의 경우, RNSS 감시국과 위성 간 무전리층 조합 하드웨어 바이어스를 0로 정의함으로써 제거할 수 있다.

3. PERFORMANCE ANALYSIS OF ORBIT DETERMINATION AND PREDICTION OF RNSS

3.1 Simulation Configurations

본 연구에서는 한반도 지역 위성항법시스템의 항법메시지 생

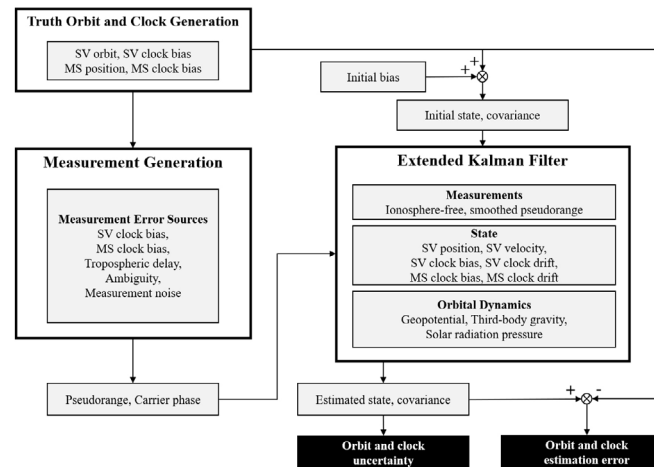


Fig. 4. Architecture of the real-time orbit determination and prediction simulation.

Table 1. Reference orbital elements of RNSS (Jan 1, 2025 00:00:00).

Orbital element	GEO			IGSO			
	SV1	SV2	SV3	SV4	SV5	SV6	SV7
Semimajor axis [km]	42164	42164	42164	42164	42164	42164	42164
Eccentricity	0	0	0	0.075	0.075	0.075	0.075
Inclination [°]	0	0	0	43.0	43.0	43.0	43.0
Right ascension of ascending node [°]	-	-	-	218	128	38	308
Argument of Perigee [°]	-	-	-	270	270	270	270
True anomaly [°]	228.92	268.90	188.90	108.10	188.45	271.00	11.25

Table 2. Dynamics model used in the simulation.

	Truth model	Filter propagation model	Reference
Geopotential	EGM 96 (60×60)	EGM 96 (12×12)	
Third-body	DE405 (Moon, Sun)	DE405 (Moon, Sun)	Standish (1998)
Solar radiation pressure	ECOM, conical shadow	ECOM, conical shadow	Yu et al. (2018)
Tides	IERS 2010, FES2004	-	Petit & Luzum (2010)
General relativistic	IERS 2010	-	Petit & Luzum (2010)
Earth orientation	IERS C04	IERS C04	Bizouard et al. (2017)

성을 위한 실시간 궤도/시계 결정 및 예측 성능을 시뮬레이션 기반으로 분석하기 위해 한반도 및 아시아 태평양 지역의 감시국을 설정하였다. 해외의 감시국은 Chun et al. (2019)이 제안한 12개의 감시국 위치를, 국내 감시국은 Cho et al. (2020)이 제안한 6개 보정정보 기준국의 위치를 활용하여 Fig. 3과 같이 총 18개의 감시국을 모사하였다. 한반도 지역 항법위성의 궤도는 Kim et al. (2018)이 제안한 3기의 GEO 위성, 4기의 IGSO 위성으로 구성된 Table 1과 같이 총 7기의 항법위성 궤도 파라미터를 활용하여 모의하였다.

본 연구에서는 실시간 궤도/시계 결정 시뮬레이션을 Fig. 4와 같은 구조로 시스템을 구성하여 수행하였다. Table 2는 시뮬레이션에서 활용한 궤도 동역학 모델에 대한 정보를 정리한 것이다. 본 연구에서는 지역 항법위성의 궤도를 필터에서 추정할 때 해당 궤도에서 영향이 주요한 섭동력인 지구중력퍼텐셜, 달과 태양의 중력, 태양복사압을 고려하였고, 참값을 생성할 때 그 외에 추가적인 섭동력인 조석 효과, 일반 상대성 효과를 고려하여 Yu (2020)를 참고한 궤도 전파 모델을 구성해서 활용하였다. 이는 해당 섭동력들을 고려하여 24시간 예측 수행 시 International

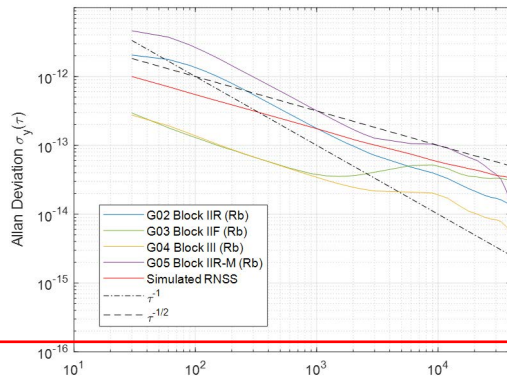
Table 3. Averaged orbit difference between truth model and filter propagation model.

Prediction time [hr]	Orbit difference (3D) [m]	
	GEO	IGSO
2	0.01	0.01
4	0.02	0.02
6	0.04	0.04
12	0.13	0.16
24	0.20	0.34

GNSS Service (IGS)에서 제공되는 GEO 및 IGSO 위성의 정밀 궤도 대비 수십 cm 수준의 정확도를 얻은 Park et al. (2021)의 결과를 활용한 것이다. 이 중에서 태양복사압 모델은 경험적 모델인 ECOM과 원뿔 그림자 모델을 결합하여 적용하였고, IGSO와 GEO 위성의 태양복사압 계수는 각각 QZSS와 BeiDou 위성의 IGS 정밀 궤도를 기반으로 도출하여 활용하였다. 태양복사압의 계수를 도출하는 방법은 Yu et al. (2018)에서 상세하게 확인할 수 있다. Table 3은 참값 모델과 필터 전파 모델의 전파 시간에 따른 위치 차이를 나타낸 것이다. 해당 위치 차이는 초기 위치와 속도가 같을 때의 결과로, 24시간 전파 시 GEO 위성과 IGSO 위성 별

Table 4. Observation model and settings used in the simulation.

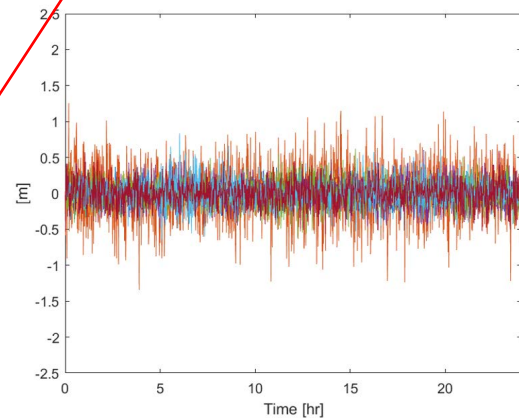
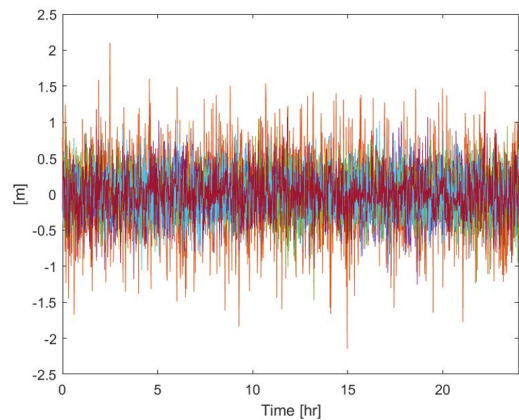
Models and settings	
Observations	Ionosphere-free linear combination of pseudorange smoothed by carrier phase
Frequency	L1, L2
Sampling time	60 sec
Determination interval	24 hour
Prediction interval	6 hour
Mask angle	5°
Satellite clock error	Atomic clock model; $q_1 = 3 \times 10^{-23} s$, $q_2 = 5 \times 10^{-32} s^{-1}$ (Galleani 2008)
Receiver clock error	Atomic clock model; $q_1 = 2 \times 10^{-24} s$, $q_2 = 4 \times 10^{-33} s^{-1}$ (Galleani 2008)
Ionospheric delay error	Eliminated by ionosphere-free combination
Tropospheric delay error	Black model
Tropospheric delay noise	1st order Markov Process (Yun et al. 2014)
Receiver noise	Gaussian random (function of elevation angle) (Jin 1996)
Smoothing	Hatch Filtering with K=100
Initial bias	Position: 1 km, Velocity: 10 m/s in random direction

Allan deviation of GPS and RNSS satellite clocks**Fig. 5.** Allan deviation of GPS and simulated RNSS satellite clocks.

평균 0.20 m, 0.34 m의 차이가 나타났다.

Table 4는 본 연구에서 고려한 관측 모델에 대한 정보를 나타낸 것이다. 특히 항법위성과 감시국의 시계 오차에 대해서는 Galleani (2008)의 원자 시계 모델을 활용하여 모사하였다. 해당 모델의 시계의 잡음 성분 파라미터 q_1 , q_2 를 조정함으로써 실제 항법위성의 루비듐 시계와 감시국의 세슘 시계의 특성과 유사하게 모사하였다. Fig. 5는 실제 GPS 위성 시계와 시뮬레이션한 RNSS 위성 시계의 잡음 성분의 특성을 나타내는 Allan deviation을 비교한 그래프이다. GPS 항법위성 시계의 Allan deviation은 IGS의 30초 간격 정밀 시계 데이터를 활용하여 도식하였다. 시뮬레이션한 RNSS 위성 시계와 GPS 위성 시계의 Allan deviation이 유사하게 구현되었음을 확인할 수 있다. Fig. 6은 시뮬레이션 측정치의 주요 오차 성분을 나타낸 것으로, 대류층 모델로 대류층 오차를 보정한 이후의 잔여 잡음과 의사거리 측정치의 잡음 수준을 나타낸다. 시뮬레이션 시간으로는 2025년 1월 1일 (UTC), 60초 간격 데이터를 모의하여 수행하였고, 궤도 결정 구간은 GEO 위성과 IGSO 위성의 궤도 주기인 24시간으로 설정하였다. 예측 구간은 GEO 및 IGSO 위성을 실제 운용하고 있는 QZSS (Cabinet Office 2021)의 시스템 차원에서 방송궤도력과 시계 보정정보 갱신을 위해 피팅을 수행하는 간격이 2시간임을 고려하여 6시간 예측을 수행하여 2시간 간격마다의 예측 성능을 확인하였다.

Table 5는 확장칼만필터에서 고려한 상태 변수의 전체적인 구

(a) Tropospheric delay noise**(b) Receiver noise (L1 pseudorange)****Fig. 6.** Time history of measurement errors; (a) Tropospheric delay noise, (b) Receiver noise of L1 pseudorange.**Table 5.** Setting variables and values in the extend Kalman filter.

State variable	Number of variables	Initial covariance	Process noise
Satellite position	3×7	(3 km) ²	0
Satellite velocity	3×7	(30 m/s) ²	(3×10 ⁻⁶ m/s) ²
Satellite clock bias	1×7	(10 ⁻³ sec) ²	0
Satellite clock drift	1×7	(10 ⁻⁷ sec/sec) ²	(3×10 ⁻¹⁴ sec/sec) ²
Receiver clock bias	1×18	(10 ⁻³ sec) ²	0
Receiver clock drift	1×18	(10 ⁻⁷ sec/sec) ²	(10 ⁻¹⁴ sec/sec) ²

Orbit Determination and Prediction Result of GEO Satellites (SV1-3)

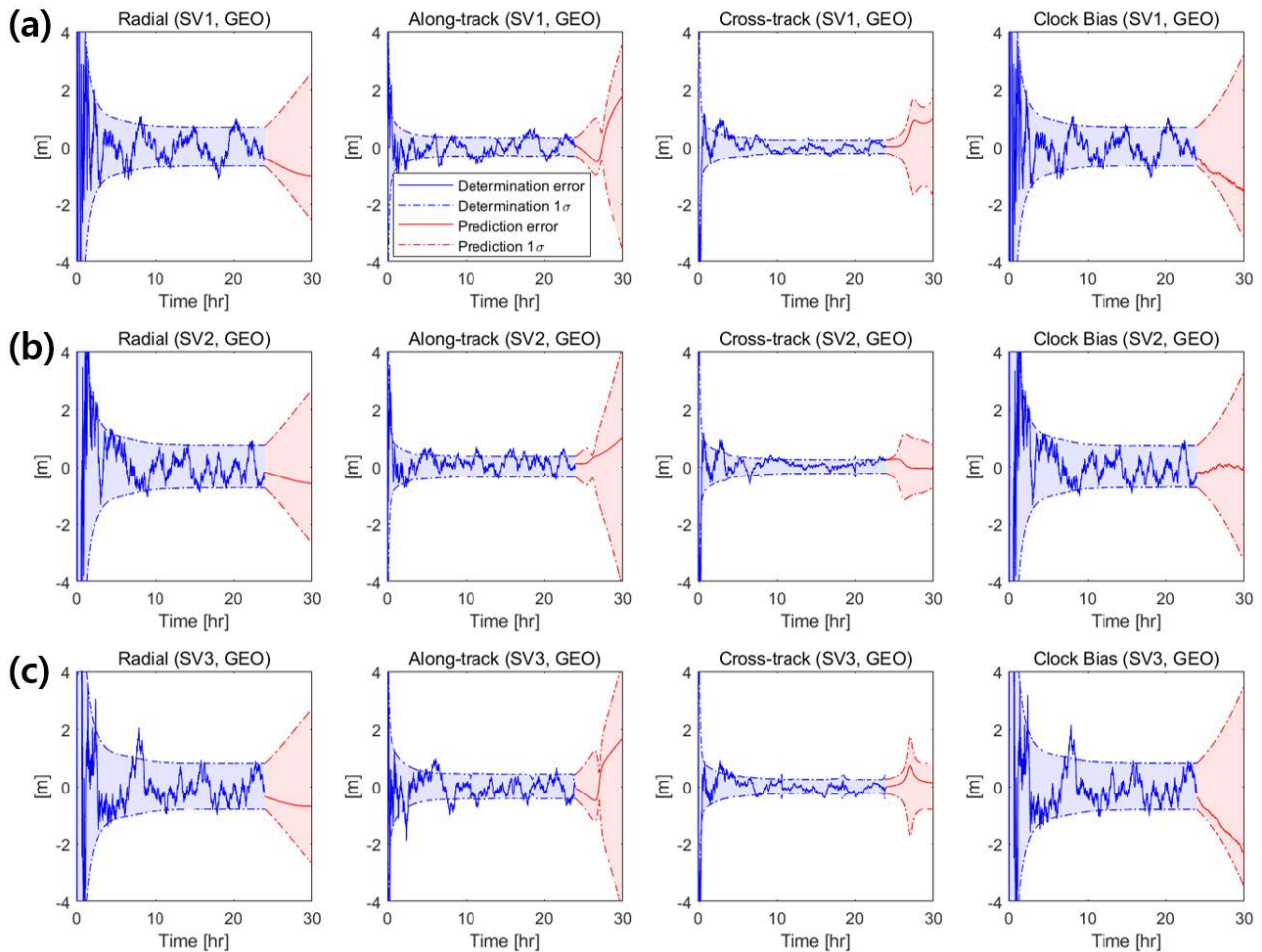


Fig. 7. Time history of orbit and clock errors and estimated standard deviations of GEO RNSS satellites. Blue and red indicate determination and prediction, respectively; (a) SV1, (b) SV2, (c) SV3.

성과 초기 공분산, 프로세스 잡음 설정을 나타낸 것이다. 상태 벡터는 7기 항법위성의 위치, 속도, 시계 바이어스, 시계 드리프트와 18개 감시국의 시계 바이어스, 시계 드리프트로 구성되었다.

3.2 Accuracy Analysis of Real-time Orbit Determination and Prediction

Figs. 7, 8은 2장에서 서술한 실시간 궤도 결정 및 예측 기법으로 시뮬레이션을 수행한 결과를 각각 GEO 위성과 IGSO 위성의 시간에 따른 추정 오차와 표준편차로 나타낸 것이다. 여기서 파란선은 24시간 결정 구간에서의 오차 및 표준편차를, 빨간선은 그 이후 6시간 예측 구간에서의 오차 및 표준편차를 의미한다. 궤도 및 시계 오차가 결정 구간에서 12시간 이후로 1 m 이내 수준으로 수렴되는 것을 확인할 수 있으며, 예측 구간에서는 결정 구간에서 수렴된 결과로부터 궤도 및 시계 표준편차가 시간에 따라 증가하여 6시간 경과 시 4 m 수준에 도달하였다. 궤도 오차 성분별 크기를 비교해보면 GEO 위성은 결정 구간에서 radial 방향의 오차가 상대적으로 가장 크고, 예측 구간에서는 along-track 방

향의 오차가 크게 나타났다. IGSO 위성의 경우 결정 구간에서는 radial 방향의 오차가 상대적으로 가장 큰 반면, 예측 구간에서는 along-track 또는 cross-track 방향의 오차가 크게 나타났다.

Fig. 9는 실시간 궤도 결정 및 예측 시뮬레이션의 30번 반복 시행으로 얻은 모든 RNSS 위성 궤도 및 시계의 결정 오차와 예측 오차의 평균을 나타낸 것이다. 여기서 결정 오차는 결정 구간 내 12시간 이후부터 오차의 RMS 값을 의미하고, 예측 오차는 예측 구간의 최후 시점인 6시간 예측 오차를 의미한다. 24시간 결정 오차는 50 cm 이내 수준으로 나타나며, radial 방향의 오차가 along-track 및 cross-track의 오차보다 큰 경향이 나타나 반복 시행을 통해서 앞서 관찰한 경향성이 유지됨을 확인하였다. 6시간 예측 오차는 2 m 수준으로 나타나며, GEO 위성에서는 along-track 방향 오차가 다른 방향 오차보다 크고 IGSO 위성에서는 radial 방향의 오차가 다른 방향 오차보다 작은 경향이 나타나 반복 시행에서도 앞서 관찰된 경향성을 확인하였다. 이러한 분석 결과를 통해 2장에서 서술한 실시간 궤도 결정 및 예측 기법과 본 연구에서 상정한 감시국 배치로 2 m 수준의 6시간 예측 정확도를 얻을 수 있음을 확인하였다.

Orbit Determination and Prediction Result of IGSO Satellites (SV4-7)

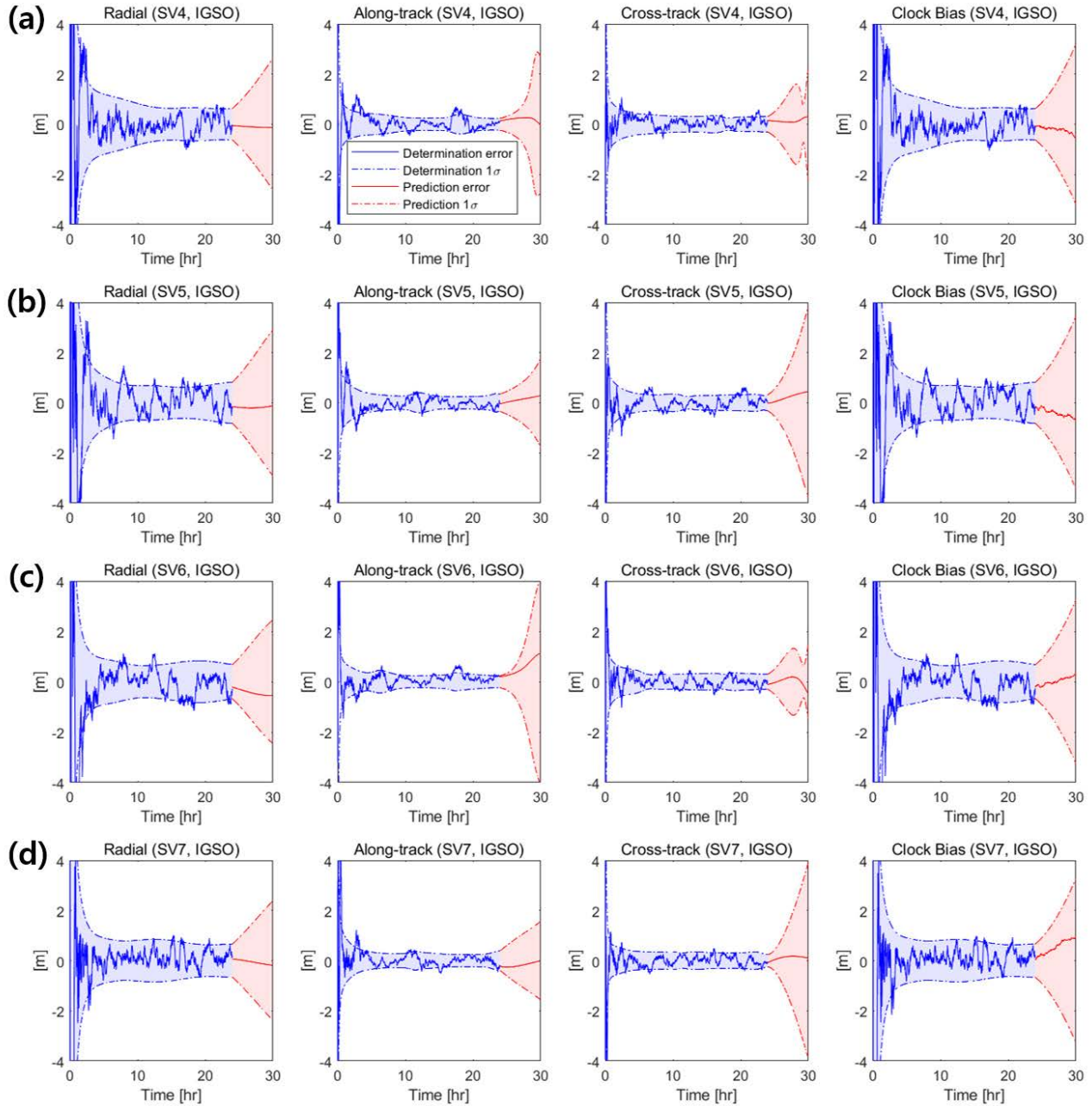


Fig. 8. Time history of orbit and clock errors and estimated standard deviations of IGSO RNSS satellites. Blue and red indicate determination and prediction, respectively; (a) SV4, (b) SV5, (c) SV6, (d) SV7.

3.3 Signal-in-space Range Error Analysis

시뮬레이션 기반으로 결정 및 예측한 궤도와 시계의 정확도를 위성항법시스템의 성능과 연결지어 설명하기 위해, Signal-in-space Ranging Error (SISRE)에 대한 분석도 진행하였다. SISRE는 항법위성의 궤도 및 시계 오차에서 기인하는 위성항법 측정치 차원의 오차를 나타내는 것으로, 위성항법시스템의 성능의 주요 지표이다 (USDOD 2022). SISRE는 식 (7)로 표현된다.

$$SISRE = \sqrt{(\alpha \cdot R - c \cdot T)^2 + (A^2 + C^2)} / \beta \quad (7)$$

여기서 R , A , C , T 는 각각 radial, along-track, cross-track 방향의 궤도 오차와 시계 오차를, c 는 빛의 속도를, α , β 는 각각 radial 방향과 along-track 및 cross-track 방향의 가중치 계수를 의미한다. RNSS의 GEO 및 IGSO 위성의 고도에 따른 지구 곡면과의 기하적 관계를 고려하여 식 (7)에서의 α , β 는 각각 0.99와 127을 활용하였다 (CSNO 2021).

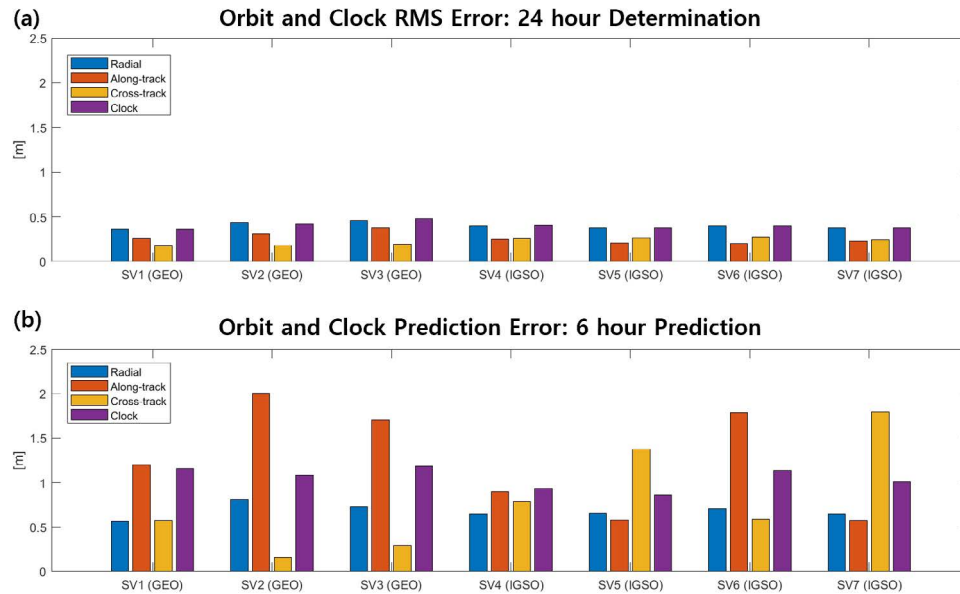


Fig. 9. Averaged orbit and clock errors of RNSS satellites from 30 trials of simulation; (a) averaged RMS error in the last 12 hour intervals in 24 hour determination, (b) averaged magnitude of error after 6 hour prediction.

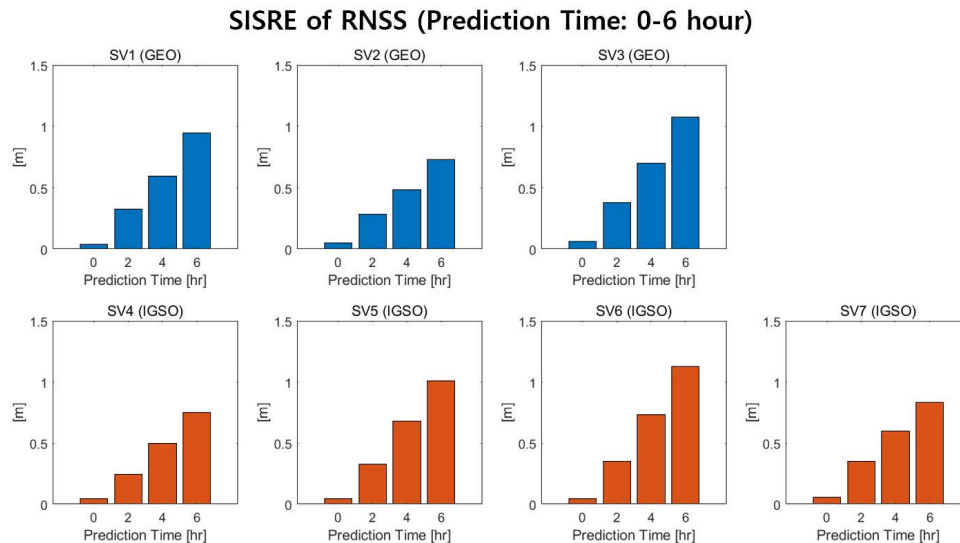


Fig. 10. Averaged signal-in-space ranging errors (SISRE) of RNSS based on the prediction from 30 trials of simulation; Blue and orange indicate GEO and IGSO satellites, respectively.

Fig. 10은 예측 시간에 따른 RNSS 위성들의 SISRE를 나타낸 것으로, 파란 막대 그래프와 빨간 막대 그래프는 각각 GEO 위성 and IGSO 위성의 SISRE를 나타낸다. 아울러 Table 6은 GEO 및 IGSO 위성들의 예측 시간에 따른 SISRE를 정리한 것이다. 여기서 모든 SISRE 값은 앞선 분석과 마찬가지로 30번 반복시행의 예측 오차의 평균으로부터 도출되었다. 예측 시간이 증가함에 따라 SISRE가 증가하였으며, 6시간 예측 시 GEO 위성은 0.92 m, IGSO 위성은 0.93 m의 평균 SISRE가 도출되었다. 본 시뮬레이션의 결과는 항법메시지의 오차 요인 중 결정 오차, 예측 오차가 반영된 결과이지만, 파라미터로의 피팅에 따른 오차는 고려되지 않은 결과이다. 방송궤도력 파라미터로의 피팅에 의한 SISRE 오차

Table 6. Averaged signal-in-space ranging errors (SISRE) of RNSS.

Prediction time [hr]	SISRE [m]	
	IGSO	IGSO
0	0.05	0.05
2	0.33	0.32
4	0.59	0.63
6	0.92	0.93

가 RNSS와 동일하게 GEO 및 IGSO 위성을 사용하는 BeiDou와 QZSS에서 cm 수준이라는 점과 (Choi et al. 2020b), 해당 시스템들의 standard performance (CSNO 2021, Cabinet Office 2022)에서 제시하는 SISRE 표준이 각각 2 m, 2.6 m (95%)임을 감안했을 때, 본 연구의 시뮬레이션 결과에 의하면 RNSS의 경우에서도

6시간 간격으로 예측을 수행한다면 유사한 SISRE 수준을 얻을 수 있을 것으로 분석된다.

4. CONCLUSIONS

본 논문에서는 한반도 주변 지역에 서비스를 제공하는 지역 위성항법시스템을 가정하고, 한반도와 그 주변 지역의 감시국을 활용 시 항법메시지 생성을 위한 궤도 결정 및 예측 성능을 확인하였다. 확장칼만필터 기반으로 궤도 동역학 및 시계 예측 모델과 평활화된 의사거리를 활용하는 실시간 궤도 결정 및 예측 기법을 제시하였으며, 시뮬레이션 분석 결과를 통해 궤도 결정 및 예측 정확도를 확인하였다. 그 결과 24시간 결정 오차는 0.5 m 수준, 그로부터 6시간 예측 오차는 2 m 수준임을 확인하였다. 이를 기반으로 위성항법시스템의 성능 척도인 SISRE를 예측 시간에 따라 도출한 결과, 6시간 예측 시 GEO 위성에는 대해서는 0.92 m, IGSO 위성에는 대해서는 0.93 m의 평균 SISRE를 얻어 기존의 GEO와 IGSO를 운용하는 위성항법시스템 성능 표준과 유사한 수준을 얻을 수 있음을 확인하였다. 본 연구 결과로부터의 지역 위성항법시스템 지상 부분 구성에 따른 궤도/시계 결정 및 예측 성능 분석을 통하여 항법 성능 요구조건 만족하는 지역 위성항법시스템을 설계할 수 있을 것으로 기대한다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 서울대학교 항공우주신기술연구소를 통해 계약된 과제로 2021년 정부 (방위사업청)의 재원으로 국방과학연구소의 지원을 받아 수행되었습니다 (UD210006SD). 그리고 서울대학교 공학연구원의 시설 지원에도 감사드립니다.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, J.P., D.K.; methodology, J.P. and B.K.; software, J.P.; validation, J.P., B.K., and C.K.; formal analysis, J.P.; investigation, J.P., and B.K.; resources, J.P.; data curation, J.P.; writing—original draft preparation, J.P. and C.K.; writing—review and editing, J.P.; visualization, J.P.; supervision, C.K.; project administration, D.K.; funding acquisition, D.K.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

Bizouard, C., Lambert, S., Becker, O., & Richard, J. Y. 2017,

Combined solution C04 for Earth Rotation Parameters consistent with International Terrestrial Reference Frame 2014, IERS Notice. <https://hpiers.obspm.fr/iers/eop/eopc04>

Cabinet Office 2021, Quasi-Zenith Satellite System Interface Specification Satellite Positioning, Navigation, and timing Service, IS-QZSS-PNT-004

Cabinet Office 2022, Quasi-Zenith Satellite System Performance Standard, PS-QZSS-003

CSNO 2021, BeiDou Navigation Satellite System Open Service Performance Standard, Version 3.0

Cho, S., Jang, H., Jeong, H., Lee, B., & Nam, G. 2020, The Development for KASS Reference Station Site, *Journal of Advanced Navigation Technology (JANT)*, 24, 273-279. <https://doi.org/10.12673/jant.2020.24.4.273>

Choi, B. -K., Roh, K.-M., Ge, H., Ge, M., Joo, J.-M., et al. 2020a, Performance Analysis of the Korean Positioning System Using Observation Simulation, *Remote Sens.*, 12, 3365. <https://doi.org/10.3390/rs12203365>

Choi, J., Oh, H., Park, C., & Park, S.-Y. 2017, Orbit Determination of Korea Regional Navigation Satellite System Using Inter-Satellite Links and Ground Observations, *International Journal of Aeronautical and Space Sciences (IJASS)*, 18, 327-333. <https://doi.org/10.5139/IJASS.2017.18.2.327>

Choi, J. H., Kim, G., Lim, D. W., & Park, C. 2020b, Study on Optimal Broadcast Ephemeris Parameters for GEO/IGSO Navigation Satellites, *Sensors*, 20, 6544. <https://doi.org/10.3390/s20226544>

Chun, S., Son, E., & Heo, M.-B. 2019, Conceptual Design of Ground Infrastructure for the Korean Satellite Navigation System, in *Proceeding of the SASE 2019 Fall Conference, The Society for Aerospace System Engineering*, Changwon, Korea, 13-16 Nov 2019

Galleani, L. 2008, A tutorial on the two-state model of the atomic clock noise, *Metrologia*, 45, S175-S182. <https://doi.org/10.1088/0026-1394/45/6/S23>

Jin, X. X. 1996, Theory of Carrier Adjusted DGPS Positioning Approach and Some Experimental Results, Ph.D. Thesis, Delft University, The Netherlands. <http://resolver.tudelft.nl/uuid:72aa2e8e-e76f-4e9a-b020-197a4adffdc>

Kaplan, E. D. & Hegarty, C. J. 2017, *Understanding GPS/GNSS: Principles and Applications*, 3rd ed. (Boston, MA: Artech House Inc.)

Kim, G., Oh, H., Park, C., & Seo, S. 2018, Real-Time Orbit Determination of Korean Navigation Satellite System based on Multi-GNSS Precise Point Positioning, in *Proceeding of ISGNSS 2018, Bali, Indonesia*, 21-23 Nov 2018. <https://doi.org/10.1051/e3sconf/20199403008>

- Manning, D. M. 2005, NGA GPS Monitor Station High-Performance Cesium Frequency Standard Stability: From NGA Kalman Filter clock estimates, In Proceedings of the 2005 IEEE International Frequency Control Symposium and Exposition, Vancouver, BC, Canada, 29-31 August 2005, pp.840-849. <https://doi.org/10.1109/FREQ.2005.1574043>
- Park, J. Kim, B. -G., Kee, C., & Kim, D. 2021, Influence of Perturbations on the Accuracy of Orbit Propagation for IGSO/GEO Navigation Satellites, In Proceedings of the 2021 IPNT, Gangneung, Korea, 3-5 November 2021, pp.359-362. <http://ipnt.or.kr/2021proc/104>
- Petit, G. & Luzum, B. 2010, IERS Conventions, IERS Technical Note; No. 36. <https://iers-conventions.obspm.fr/content/tn36.pdf>
- Shin, K., Oh, H., Park, S. -Y., & Park, C. 2016, Real-Time Orbit Determination for Future Korean Regional Navigation Satellite System, Journal of Astronomy and Space Sciences, 33, 37-44. <https://doi.org/10.5140/JASS.2016.33.1.37>
- Standish, E. M. 1998, JPL planetary and lunar ephemerides DE405, Interoffice Memorandum
- USDOD 2022, Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard, 5th ed.
- Vallado, D. A. 2013, Fundamentals of Astrodynamics and Applications, 4th ed. (Hawthorne: Microcosm Press)
- Yu, S. 2020, A study on Real-time GPS Precise Orbit Determination System and Message Design of GPS Precise Orbit Covariance, Ph.D. Dissertation, Seoul National University, Seoul, Korea. <http://dcollection.snu.ac.kr/common/orgView/000000159266>
- Yu, S., Kim, G., Kee, C., & Heo, M. 2018, Solar Radiation Pressure Model Comparison for GPS Satellites, Journal of Advanced Navigation Technology (JANT), 22, 585-590. <https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.6.585>
- Yun, H., Han, D., & Kee, C. 2014, A Preliminary Study of Korean Dual-Frequency SBAS, JPNT, 3, 11-16. <https://doi.org/10.11003/JPNT.2014.3.1.011>



Jaeuk Park is the Ph.D. candidate of the GNSS Laboratory in the Department of Aerospace Engineering at Seoul National University. He received B.S. degree in aerospace engineering from the same university. His main research interests are orbit determination and CubeSat.



Bu-Gyeom Kim is a Ph.D. candidate of the GNSS Laboratory in the Department of Aerospace Engineering at Seoul National University. He received B.S. degree in aerospace engineering from the same university. His main research interest is precise navigation and ionospheric disturbances by earthquakes.



Changdon Kee is a Professor in the Department of Aerospace Engineering at Seoul National University, South Korea and supervises SNU GNSS Laboratory. He received B.S. and M.S. degrees from Seoul National University and a Ph.D. degree from Stanford University. He served as a Technical Advisor to the Federal Aviation Administration (FAA) on the Wide Area Augmentation System (WAAS) in 1994. Prof. Kee currently serves as a Technical Advisor for Incheon International Airport Corporation and Ministry of Oceans and Fisheries. He served as a President of the Institute of Position, Navigation, and Time (IPNT) and also president of the Korean Navigation Institute (KONI). He has more than 30 years of GNSS and flight control research experiences.



Donguk Kim is a senior researcher of Agency for Defense Development (ADD) in the Republic of Korea. He received the bachelor's degree in 2013 and the Ph.D. degree in 2020 from the mechanical and aerospace engineering of Seoul National University (SNU). He worked in the field of centimeter-level GNSS augmentation systems and technology in SNU GNSS laboratory. He has been working for the ADD since Dec. 2019. His research interests include Satellite-Based Augmentation System (SBAS), Real-Time Kinematic (RTK), and anti-jamming/anti-spoofing algorithm.