

# Position Error Analysis of Carrier-based DGNSS Systems Under Ephemeris Fault Conditions

Dongchan Min, Yunjung Kim, Jiyun Lee<sup>†</sup>

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

## ABSTRACT

The carrier-based differential global navigation satellite system (CD-GNSS) has been garnering significant attention as a promising technology for unmanned vehicles for its high accuracy. The CD-GNSS systems to be used for safety-critical applications should provide a certain level of integrity. The integrity of these systems must be analyzed under various conditions, including fault-free and satellite fault conditions. The systems should be able to detect the faults that can cause large biases on the user position errors and quantify the integrity risk by computing the protection level (PL) to protect the user against the faults that are left undetected. Prior work has derived and investigated the PL for the fault-free condition. In this study, the integrity of the CD-GNSS system under the fault condition is analyzed. The position errors caused by the satellite's fault are compared with the fault-free PL (PL<sub>H0</sub>) to verify whether the integrity requirement can be met without computing the PLs for the fault conditions. The simulations are conducted by assuming the ephemeris fault, and the position errors are evaluated by changing the size of the ephemeris faults that missed detection. It was confirmed that the existing fault monitors do not guarantee that the position error under the fault condition does not exceed the PL<sub>H0</sub>. Further, the impact of the faults on the position errors is discussed.

**Keywords:** carrier-based DGNSS, GNSS fault, integrity, position errors, protection level

## 1. INTRODUCTION

무인 이동체의 활용 범위가 증가함에 따라 임무 고도화를 위해 정밀 항법 시스템에 대한 수요가 증가하고 있다. 대표적인 정밀 항법 시스템으로 반송파 기반 Differential Global Navigation Satellite System (DGNSS) 시스템이 있다. 반송파 기반 DGNSS 시스템은 서로 다른 안테나 두개의 상대 위치를 추정하는 상대 항법 시스템으로 cm 급의 상대 위치 정보를 제공한다 (Misra & Enge 2006). 고정된 하나의 안테나를 기준으로 상대 위치를 산출하여 정밀 절대 항법 시스템으로 활용할 수 있으며, 대표적으로 Real Time Kinematic 시스템이 있다. 또한, 움직이는 두 대의 안테나간 상대 벡터를 산출하여 군집 임무 수행 (Luo 2001) 등에 활

용될 수 있다. 이러한 반송파 기반 DGNSS 시스템은 매우 정확한 위치 정보를 제공한다는 장점이 있지만, 무인 이동체의 도심 운용을 위해 항법 안전성, 즉 항법 무결성에 관한 연구가 선행되어야 한다. 하지만, 무결성 보장을 위해 수십년간 연구되어 온 코드 기반 DGNSS 시스템과 달리 반송파 기반 DGNSS 시스템의 무결성 보장에 관한 연구는 매우 한정적이다.

반송파 기반 DGNSS 시스템의 무결성 보장을 위해 1) 항법 위협 요소 검출 기능과 2) 보호 수준 산출 기능이 요구된다. 반송파 기반 DGNSS 시스템의 항법 위협 요소는 Ground Based Augmentation System (GBAS) 시스템과 매우 유사하기 때문에, 항법 위협 요소 검출을 위해 GBAS 모니터를 반송파 기반 DGNSS 시스템에 적용할 수 있다 (Rife et al. 2008). 고장 모니터를 통해 항법 위협 요소를 사전에 검출한다 하더라도, 사용자의 안전성 보장을 위해 미검출 고장을 고려한 보호 수준이 산출되어야 한다. 미검출 고장이란 수신기 잡음 등의 영향으로 고장이 발생했음에도, 모니터에서 감지하지 못한 고장을 의미한다. 보호 수준은 무결성 위협 정량화 방법 중 하나로, 항법 위협 요소가 항법해에 미치는 영향을 정량화 하여 계산한 위치 오차 상한 유계 (bound)를 의미한다. 일반적으로 각 항법 위협 요소별 보호 수준

Received Nov 02, 2021 Revised Nov 17, 2021 Accepted Nov 18, 2021

<sup>†</sup>Corresponding Author

E-mail: jiyunlee@kaist.ac.kr

Dongchan Min <https://orcid.org/0000-0002-1441-1383>

Yunjung Kim <https://orcid.org/0000-0003-2414-3578>

Jiyun Lee <https://orcid.org/0000-0002-2291-3623>

을 산출하고, 그 중 최댓값과 시스템 경보 한계를 비교함으로써 시스템 무결성 만족 여부를 판단한다. GBAS 시스템은 정상 상황 ( $H_0$ ), 기준국 수신기 고장 상황 ( $H_1$ ), 위성 궤도력 고장 상황에 대한 보호 수준 산출 방법론이 정립되었다 (RTCA 2004). 그 외의 고장 상황 ( $H_2$ )에서의 보호 수준은  $H_0$  및  $H_1$  상황에서의 보호 수준보다 항상 작도록 시스템이 설계되어  $H_2$ 에 대한 보호 수준은 산출할 필요가 없다 (RTCA 2004). GBAS 시스템은  $H_0$  상황 보호 수준이 대부분 제일 크게 산출되어 시스템의 가용성을 결정하는 가장 큰 요인 중 하나로 작용한다 (Shively & Hsiao 2004, Rife & Pullen 2005).

반송파 기반 DGNSS 시스템의 경우  $H_0$  상황에서의 보호 수준에 관한 연구는 비교적 활발히 수행되었다 (Pervan et al. 2003, Heo & Pervan 2006, Khanafseh & Pervan 2012). 하지만 사전 연구에서는 그 외의 고장 상황에서의 보호 수준은 고려되지 않았다. 만일,  $H_0$  상황 보호 수준에 의해 고장 상황 위치 오차가 항상 유계 될 수 있음이 보장된다면, 시스템의 무결성은 정상 상황 보호 수준만을 사용하여 보장될 수 있을 것이다. 하지만, 미검출 고장에 의한 위치 오차가 정상 상황 보호 수준에 의해 유계 되지 않는다면, 각 고장 상황을 고려한 보호 수준 산출을 위한 연구가 필요하다. 이를 위해 미검출 고장이 위치 오차에 미치는 영향에 대한 분석이 선행되어야 한다. 따라서, 본 논문에서는 GBAS 시스템과 동일한 모니터를 사용하는 반송파 기반 DGNSS 시스템에 대해, 미검출 고장으로 인한 위치 오차의 영향을 분석한다. 항법 알고리즘은 JPALS 시스템의 항법 알고리즘 사용을 가정했다. 반송파 기반 DGNSS 시스템에 발생할 수 있는 다양한 항법 위협 요소 중 위성 궤도력 고장 상황을 가정하여 시뮬레이션을 수행하였다. 위성 궤도력 고장을 검출하기 위해 위성 궤도력 모니터를 사용하였으며, 모니터의 미검출 고장 크기를 다변화하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션을 통해 산출된 위치 오차를 반송파 기반 DGNSS 시스템의 정상 상황 보호 수준과 비교하였다. 전체 시뮬레이션 시간 중 위치 오차가 정상 상황 보호 수준에 의해 유계 되지 않는 시간 백분율을 정량적 지표로 계산하여 분석을 수행하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 반송파 기반 DGNSS 시스템의 항법 알고리즘 그리고 3장에서는 정상 상황 보호 수준 산출 기법에 대해 설명한다. 4장에서는 미검출 고장에 의한 위치 오차의 영향을 분석하고 정상 상황 보호 수준과 비교하여 분석 결과를 제시한다.

## 2. NAVIGATION ALGORITHM OF CARRIER BASED DGNSS

본 연구는 반송파 기반 DGNSS 시스템 항법 알고리즘으로 JPALS 시스템의 항법 알고리즘 사용을 가정한다. 이번 장에서는 Rife et al. (2008)을 요약하여 JPALS 시스템 항법 알고리즘에 대해 설명한다.

반송파 기반 DGNSS 시스템과 코드 기반 시스템의 가장 큰 차이는 반송파 측정치에 포함되어 있는 미지 정수이다. Fig. 1은 두 대의 수신기 ( $b, c$ )와 두개의 가시 위성 ( $i, k$ ) 상황을 나타낸다.

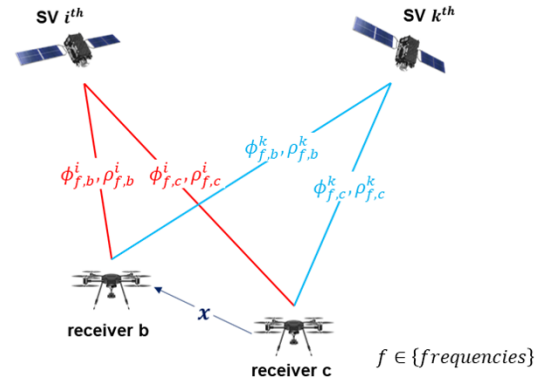


Fig. 1. Schematic diagram of the satellites and receivers for the CD-GNSS.

미지 정수를 추정하기 위해 JPALS 시스템은 Geometry Free 측정치 ( $Z_{GF}$ )를 사용한다. 각각의 수신기에 대해  $Z_{GF}$ 는 식 (1)과 같이 이중 주파수 코드 및 반송파 측정치 선형 조합으로 계산된다 (Rife et al. 2008).

$$Z_{GF}^i = \left( \frac{\phi_1^i}{\lambda_1} - \frac{\phi_2^i}{\lambda_2} \right) - \left( \frac{\lambda_2 - \lambda_1}{\lambda_2 + \lambda_1} \right) \cdot \left( \frac{\rho_1^i}{\lambda_1} - \frac{\rho_2^i}{\lambda_2} \right) \quad (1)$$

여기서  $\phi$ 와  $\rho$ 는 각각 반송파와 코드 측정치를 나타내며,  $\lambda$ 는 신호 파장을 나타낸다. 아래 첨자는 주파수 종류를 나타내며 위첨자는 위성을 나타낸다.  $Z_{GF}$ 는 수신기와 위성의 상대적 위치로 인해 발생하는 기하적 요소와 전리층 및 대류층 오차가 모두 제거되어 반송파 측정치 미지 정수 ( $N_1^i, N_2^i$ )와 다중경로 및 수신기 잡음으로 인한 오차 ( $\varepsilon_{GF}$ )만 남는다.

$$Z_{GF}^i = N_1^i - N_2^i + \varepsilon_{GF}^i \quad (2)$$

즉,  $Z_{GF}$ 는  $N_1^i$ 과  $N_2^i$ 의 차이에 대한 추정치를 나타내며, 추정 정확도는  $\varepsilon_{GF}$ 에 의해 결정된다.  $\varepsilon_{GF}$ 의 영향을 최소화하기 위해  $T$  시간 동안 누적된  $Z_{GF}^i$ 를 이동 평균을 취한다 (Rife et al. 2008).

$$\bar{Z}_{GF}^i(t) = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M Z_{GF}^i(t - m \cdot \Delta t) \quad (3)$$

여기서  $\Delta t$ 는 샘플링 간격을 나타내며,  $M$ 은  $T/\Delta t$ 로 정의된다.  $\bar{Z}_{GF}^i(t)$ 는  $T$  시간 동안 이동 평균된  $Z_{GF}^i$  측정치를 나타낸다.

반송파 기반 시스템은 일반적으로 이중 차분 측정치를 사용한다. 두 대의 수신기  $b$ 와  $c$ 에서 위성  $i$ 와  $k$ 에 대해, 필터링된 Geometry Free 측정치( $\bar{Z}_{GF}$ )와 반송파 측정치( $\phi$ )의 이중 차분 측정치는 식 (4)와 같이 계산된다. 이때,  $k$ 번째 위성을 기준 위성으로 가정한다.

$$\begin{aligned} \nabla \Delta \bar{Z}_{GF}^{ik} &= (\bar{Z}_{GFb}^i - \bar{Z}_{GFc}^i) - (\bar{Z}_{GFb}^k - \bar{Z}_{GFc}^k) \\ \nabla \Delta \phi_{1,bc}^{ik} &= (\phi_{1,b}^i - \phi_{1,c}^i) - (\phi_{1,b}^k - \phi_{1,c}^k) \\ \nabla \Delta \phi_{2,bc}^{ik} &= (\phi_{2,b}^i - \phi_{2,c}^i) - (\phi_{2,b}^k - \phi_{2,c}^k) \end{aligned} \quad (4)$$

두 수신기 간 거리가 약 1.8 km (=1 nmi) 이내일 경우 반송

과 측정치에 포함된 전리층 및 대류층 오차는 대부분 제거된다 (Khanafseh 2008). 이중 차분 측정치와 두 수신기간 상대 벡터 ( $x$ ) 및 이중 차분 미지 정수 ( $\nabla\Delta N_1, \nabla\Delta N_2$ )의 관계는 식 (5)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \nabla\Delta\tilde{Z}_{GFbc} \\ \nabla\Delta\phi_{1,bc} \\ \nabla\Delta\phi_{2,bc} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ -\Delta e^T \\ -\Delta e^T \end{bmatrix} \cdot x + \begin{bmatrix} I & -I \\ \lambda_1 I & 0 \\ 0 & \lambda_2 I \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \nabla\Delta N_1 \\ \nabla\Delta N_2 \end{bmatrix} + \varepsilon \quad (5)$$

여기서  $\Delta e$ 의 각 열은 위성의 Line Of Sight (LOS) 벡터 차이를 나타낸다. 즉,  $k$ 번째 위성을 기준 위성으로 사용할 경우  $\Delta e$ 의  $j$ 번째 열( $\Delta e^j$ )은 식 (6)과 같이 계산된다.

$$\Delta e^j = (e^j - e^k) \quad (6)$$

여기서,  $e^j$ 는  $j$ 번째 위성의 LOS 벡터를 나타낸다.

미지 정수의 정수 성질을 무시하고 식 (5)를 기반으로 Least Square 방법을 사용하여 이중 차분 미지 정수  $\nabla\Delta N_1$ 과  $\nabla\Delta N_2$ 의 실수해 (Float Solution)를 계산할 수 있다. 계산된 실수해는 Integer Bootstrapping (IB) 방법을 사용하여 정수로 대응되어 최종적인 미지 정수  $\nabla\Delta\tilde{N}_1$ 과  $\nabla\Delta\tilde{N}_2$ 로 결정된다 (Teunissen 1995). 정수로 결정된 미지 정수를 기반으로 반송파 측정치에서 미지 정수 항을 제거하고, 보정된 반송파 측정치를 사용하여 상대 벡터를 재 산출한다 (Rife et al. 2008).

$$\begin{bmatrix} \nabla\Delta\phi_{1,bc} - \lambda_1 \cdot \nabla\Delta\tilde{N}_1 \\ \nabla\Delta\phi_{2,bc} - \lambda_2 \cdot \nabla\Delta\tilde{N}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\Delta e^T \\ -\Delta e^T \end{bmatrix} \cdot x + \varepsilon \quad (7)$$

미지 정수가 올바르게 추정되었을 경우 산출된 상대 벡터 오차는 0평균 정규 분포를 따른다. 하지만, 만일 미지 정수가 잘못 추정될 경우, 상대 벡터 오차는 잘못 추정된 미지 정수에 의해 바이어스를 가진다. 따라서, 미지 정수를 잘못 추정할 확률을 최소화하기 위해 Geometry Free 측정치 ( $Z_{GF}$ )의 필터링 시간  $T$ 를 증가시킨다. 필터링 시간은 미지 정수가 잘못 추정될 확률 Probability of Incorrect Fix ( $P_{IF}$ )가 무결성 위협 확률 요구조건보다 현저히 작아지는 시점을 기준으로 결정된다 (Rife et al. 2008).  $P_{IF}$  계산 방법은 (Teunissen 2001)에 자세히 기술되어 있다.

### 3. VERTICAL PROTECTION LEVEL FOR NOMINAL CASE

반송파 기반 DGNSS 시스템의 정상 상황 무결성에 대한 연구는 JPALS 시스템 (Pervan et al. 2003, Heo & Pervan 2006) 및 공중 급유 시스템 (Khanafseh & Pervan 2012)을 위해 비교적 활발히 수행되었다. 본 절은 반송파 기반 DGNSS 시스템의 정상 상황 보호 수준 산출 방법에 대해 (Pervan et al. 2003)의 논문을 요약하여 정리한다.

보호 수준이란 항법 무결성 정량화를 위한 수단으로, 항법 오차를 매우 높은 확률로 유계하는 신뢰 수준을 나타낸다. 정상 상황에서의 수직 보호 수준 Vertical Protection Level (VPL)은 식 (8)과 같이 정의된다 (Pervan et al. 2003).

$$P(|\varepsilon_v| > VPL_0 | H_0) = P_{HM10} \quad (8)$$

여기서  $\varepsilon_v$ 는 상대 벡터의 수직 위치 오차를 나타내며  $H_0$ 는 정상 상황 조건을 나타낸다.  $P_{HM10}$ 는 정상 상황에 할당된 무결성 위협 확률 요구조건을 나타낸다. GBAS 시스템의 경우 전체 무결성 위협 확률 요구조건  $2 \times 10^{-7}$  중,  $1 \times 10^{-8}$ 가 정상 상황에 할당되어 있다 (Pervan et al. 2003).

위성 항법 시스템에서  $\varepsilon_v$ 는 일반적으로 정규 분포를 따른다고 가정된다. 코드 기반 시스템의 경우 정상 상황에서  $\varepsilon_v$ 는 0평균 정규 분포를 따른다. 보호 수준은 식 (9)와 같이 계산할 수 있다 (RTCA 2004).

$$VPL_0 = k \left( \frac{P_{HM10}}{2} \right) \cdot \sigma_v \quad (9)$$

여기서  $k(\cdot)$ 는 누적 표준 정규 분포의 역함수로부터 계산된 상수를 나타내며,  $\sigma_v$ 는  $\varepsilon_v$ 의 표준 편차를 나타낸다.

반면, 반송파 기반 DGNSS 시스템의 경우 정상 상황이라고 하더라도 미지 정수에 의해  $\varepsilon_v$ 에 바이어스가 발생할 수 있다. 그러므로, 전체 확률의 법칙에 의해 식 (8)은 식 (10)과 같이 표현될 수 있다.

$$P(|\varepsilon_v| > VPL_0 | CF, H_0) \cdot P(CF|H_0) + P(|\varepsilon_v| > VPL_0 | IF, H_0) \cdot P(IF|H_0) = P_{HM10} \quad (10)$$

여기서  $CF$ 는 미지 정수가 올바르게 추정된 경우를 나타내며  $IF$ 는 미지 정수가 올바르게 추정되지 않은 경우를 나타낸다.  $IF$  상황일 때,  $\varepsilon_v$ 가 항상  $VPL_0$ 을 넘는다고 가정하면, 식 (10)은 식 (11)과 같이 정리된다.

$$P(|\varepsilon_v| > VPL | CF, H_0) = \frac{P_{HM10} - P(IF|H_0)}{P(CF|H_0)} \quad (11)$$

$H_0$  그리고  $CF$  상황에서  $\varepsilon_v$ 는 0평균 정규 분포를 따르기 때문에 보호 수준은 식 (12)와 같이 계산된다.

$$VPL_0 = k \left( \frac{P_{HM10} - P(IF|H_0)}{2P(CF|H_0)} \right) \cdot \sigma_v \quad (12)$$

### 4. POSITION ERROR AND VPL<sub>0</sub> UNDER SATELLITE FAULT CONDITIONS

반송파 기반 DGNSS 시스템에 위협이 될 수 있는 항법 위협 요소는 위성 궤도력 고장, 전리층 폭풍 등 다양한 요인이 있다 (Rife et al. 2008). 높은 수준의 항법 요구조건을 충족시키기 위해 이러한 항법 위협 요소는 사전에 검출되고 제거되어야 한다. 하지만, 항법 위협 요소가 발생 했음에도, 모니터에서 검출되지 않는 미검출 고장이 존재할 수 있다. 만일 미검출 고장에 의한 위치 오차가 항상  $VPL_0$ 에 의해 유계됨이 보장된다면,  $VPL_0$ 를 통해 시스템

전체의 무결성을 보장할 수 있다. 하지만  $VPL_0$ 에 의해 미검출 고장에 의한 위치 오차가 유계 되지 않는다면, 고장 상황을 고려한 보호 수준이 산출되어야 한다. 본 절에서는 미검출 고장에 의한 위치 오차를 시뮬레이션 하고  $VPL_0$ 과 비교한다. 시뮬레이션을 위해 반송파 기반 DGNSS 시스템에 발생할 수 있는 항법 위협 요소 중 위성 궤도력 고장 상황을 가정했다.

#### 4.1 Ephemeris Fault Monitor

위성 궤도력 고장은 항법 메시지에 포함되어 있는 위성 궤도력이 잘못되어 발생하는 항법 위협을 의미한다. 위성 궤도력 고장 검출을 위해 본 시뮬레이션에서는 위성 궤도력 모니터를 사용한다. 위성 궤도력 모니터는 검증된 가장 최근의 위성 궤도력과 현재 수신된 위성 궤도력의 차이를 통해 위성 궤도력 고장을 검출한다. 일반적으로 GPS 위성의 경우 위성 궤도력은 2시간 간격으로 업데이트 되기 때문에, 대부분 위성의 검증된 가장 최근 위성 궤도력은 2시간 전에 수신하여 검증한 위성 궤도력이다. 하지만, 새롭게 가시권으로 들어온 위성의 경우 검증된 가장 최근 위성 궤도력은 어제 수신한 위성 궤도력이다. 어제 위성 궤도력을 사용할 경우 2시간 전의 위성 궤도력과 비교하여 현재 위성 위치에 대한 정확도가 떨어지기 때문에, 모니터의 미검출 고장의 크기 증가한다. 본 연구에서는 보수적인 분석을 위해 발생할 수 있는 미검출 고장 중 가장 큰 미검출 고장 상황을 고려하여, 어제 위성 궤도력을 사용하는 Yesterday Ephemeris-Today Ephemeris (YE-TE) 모니터 사용을 가정했다.

YE-TE 모니터에서 검출할 수 있는 최소 고장의 크기 (Minimum Detectable Error,  $MDE$ )는 식 (13)과 같이 표현된다 (Pullen et al. 2001).

$$MDE = (k(P_{FFA}) + k(P_{MD})) \cdot \sigma_{t_e} \quad (13)$$

여기서  $P_{FFA}$ 는 시스템에서 허용하는 거짓 알람 확률이며,  $P_{MD}$ 는 시스템에서 허용하는 미검출 고장 확률이다.  $\sigma_{t_e}$ 는 검정 통계량의 표준 편차를 나타낸다. GBAS 모니터의 경우  $P_{FFA}$ 는  $1.9 \times 10^{-4}$ 으로 설정되어 있으며,  $P_{MD}$ 는  $1 \times 10^{-4}$ 으로 설정되었다 (Lee et al. 2006). YE-TE 모니터는 위성 궤도력을 비교하는 방법에 따라 Nonfit, Orbit-Fitting, 그리고 Parameter 기반 모니터로 구분된다. Lee et al. (2006)에 의하면 Nonfit 모니터의  $MDE$ 가 약 5889 m로 가장 크며, Orbit-Fitting 모니터의  $MDE$ 가 약 1250 m로 가장 작다.

모니터 도메인에서의  $MDE$  크기만큼 미검출 고장이 발생했을 때, GNSS 측정치 도메인에서 발생하는 바이어스의 크기는 식 (14)를 통해 유계된다 (Pullen et al. 2001).

$$\mu_y^i = \frac{MDE}{r_i} \|x\| \quad (14)$$

$\mu_y^i$ 는  $i$ 번째 위성에 대해 수신기간 차분 후 남아 있는 측정치 바이어스를 나타낸다.  $\|x\|$ 는 두 수신기 간 거리를 나타내며,  $r_i$ 는 위성과 수신기간 거리를 나타낸다. 위성 궤도력 고장은 항법

Table 1. Simulation parameters.

| Parameters                                     | Values                                 |
|------------------------------------------------|----------------------------------------|
| Location                                       | Daejeon, Republic of Korea             |
| Constellation                                  | GPS (24) and Galileo (24)              |
| Frequency                                      | L1 & L2 for GPS / E1 & E5a for Galileo |
| Standard deviation of code measurement (cm)    | 20                                     |
| Standard deviation of carrier measurement (mm) | 5                                      |
| $P_{FFA}$                                      | $1.9 \times 10^{-4}$                   |
| $P_{MD}$                                       | $1 \times 10^{-4}$                     |
| $P_{HMI0}$                                     | $1 \times 10^{-7}$                     |

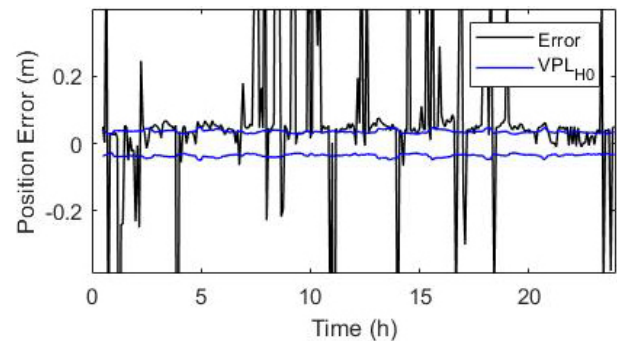


Fig. 2. The position errors induced by the miss detected fault of the nonfit monitor.

메시지가 잘못되어 발생하는 고장이기 때문에, 코드 및 반송파 측정치 그리고 주파수에 관계없이  $i$ 번째 위성으로부터 수신한 모든 측정치에 같은 부호 및 같은 크기로 바이어스  $\mu_y^i$ 가 발생한다.

#### 4.2 Position Error and $VPL_0$

4.1절에서 기술한 위성 궤도력 미검출 고장을 가정하여 시뮬레이션을 수행한다. 두개 이상의 위성이 동시에 고장 날 확률은 무결성 요구조건에 비해 매우 낮다고 가정하여 단일 위성 고장 상황만을 고려한다. 단일 위성 고장 상황 중 최악의 상황을 가정하여 기준 위성  $k$ 에 고장이 발생했다고 가정한다. 기준 위성의 코드 및 반송파 측정치에  $\mu_y^k$  크기의 측정치 바이어스를 주입하여 약 24시간동안 5분 간격으로 시뮬레이션을 수행했으며, 두 수신기 간 거리는 300 m로 가정한다. 시뮬레이션을 위한 세부 파라미터는 Table 1에 정리했다.

Fig. 2는 Nonfit 모니터를 사용하는 경우에 대한 결과를 나타내며 Fig. 3은 Orbit-Fitting 모니터를 사용하는 경우에 대한 결과를 나타낸다. x축은 시간을 나타내며 y축은 위치 오차를 나타낸다. 파란색 선은 정상 상황 보호 수준을 나타내며, 검은색 선은 미검출 고장에 의한 위치 오차를 나타낸다. 정상 상황 보호 수준은 모니터와 무관하기 때문에 Nonfit 모니터와 Orbit-Fitting 모니터를 사용하는 경우에 대해 동일하다. Nonfit 모니터를 사용하는 경우 대부분의 시간에서 정상 상황 보호 수준이 위치 오차를 유계하지 못한다. 반면 Orbit-Fitting 모니터를 사용하는 경우 모든 시간에서 위치 오차가 정상 상황 보호수준에 의해 유계된다. 이러한 결과는 Nonfit 모니터  $MDE$ 가 Orbit-Fitting 모니터에 비해 약 4.7배 가량 크기 때문이다. 식 (14)에서 확인할 수 있듯이 모니터

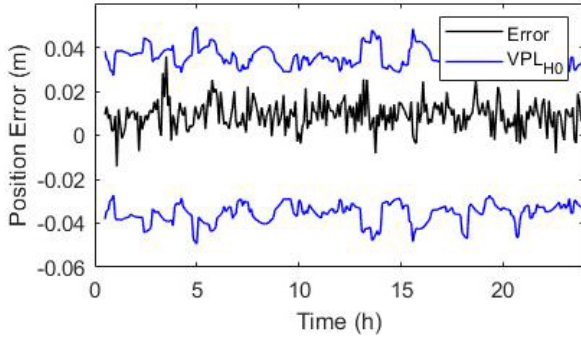


Fig. 3. The position errors induced by the miss detected fault of the orbit-fitting monitor.

$MDE$ 가 클수록 GNSS 측정치에 큰 측정치 바이어스가 주입된다. 식 (14)을 통해 계산된 Nonfit 모니터 사용 상황에서 주입된 측정치 바이어스는 약 9.7 cm이며, Orbit-Fitting 모니터의 경우 약 2.1 cm이다. GPS와 Galileo의 파장의 크기가 19~25 cm 수준임을 고려한다면, 측정치 바이어스 9.7 cm는 파장의 절반 수준으로 미지 정수 추정을 어렵게 만들어 큰 위치 오차를 발생시킬 수 있다.

YE-TE 모니터 사용시 발생 가능한 최대 측정치 바이어스의 크기는 모니터의 종류와 수신기 사이의 거리에 대한 함수로 결정된다. 따라서 동일한 모니터를 사용한다고 하더라도 수신기간 거리에 따라 최대 측정치 바이어스의 크기는 다변화할 수 있다. 단, 전리층 및 대류층 오차를 대부분 제거하기 위해서 두 수신기간 거리는 약 1.8 km 이내로 유지되어야 한다 (Khanafseh 2008). 하지만, 다중 기준국을 활용하여 전리층 및 대류층 보정 정보를 활용할 경우 두 수신기간 거리를 수십 km까지 확장할 수 있으며, 이때 미검출 위성 궤도력 고장으로 인한 측정치 바이어스는 m 수준으로 발생할 수 있다. 따라서, 측정치 바이어스의 크기를 다변화하여 위치 오차를 시뮬레이션하고 정상 상황 보호 수준과 비교한다. 분석을 위해 전체 시뮬레이션 시간 중 위치 오차가 정상 상황 보호 수준에 의해 유계 되지 않는 시간의 비율 (Integrity Violation Rate,  $IVR$ )을 정량적 지표로 사용했다.

$$IVR = \frac{\text{Time}(|\varepsilon_v| > VPL_0)}{\text{Total Time}} \times 100\% \quad (15)$$

Fig. 4는 측정치 바이어스 크기에 따른  $IVR$ 을 나타낸다.  $x$ 축은 측정치 바이어스의 크기를 나타내며,  $y$ 축은  $IVR$ 을 나타낸다. 무결성 침해 (Integrity Violation)는 측정치 바이어스가 5 cm 이상에서 관측되었다. 측정치 바이어스 5 cm는 Nonfit 모니터 사용 상황의 경우 두 수신기간 거리가 약 155 m, Orbit-Fitting 모니터 사용 상황의 경우 약 715 m인 경우이다. 즉, Orbit-Fitting 모니터를 사용한다 하더라도, 두 수신기간 거리가 715 m 이상인 경우 정상 상황 보호 수준으로 시스템의 무결성을 보장할 수 없다.

측정치 바이어스의 크기가 증가할수록 위치 오차가 증가하여  $IVR$ 이 점진적으로 증가하는 것을 확인할 수 있다. 이때, 측정치 바이어스의 크기  $\tau$  (약 0.22 ~ 0.26 m)를 주기로  $IVR$ 이 변화하는 것을 확인할 수 있다. 측정치 바이어스의 크기가  $\tau$ 의 정수배일때, 즉  $\tau \times k$  ( $k \in \mathbb{N}$ )일때  $IVR$ 은 해당 값 부근에서 국소 최소 값을 가진다.

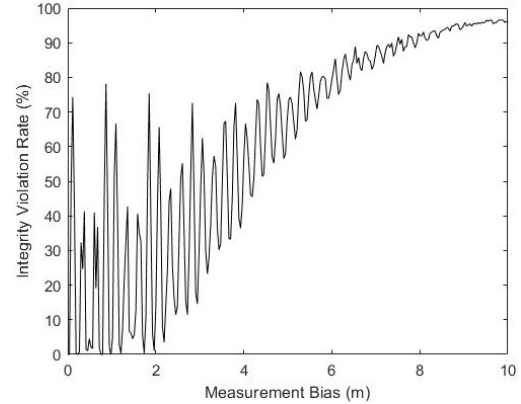


Fig. 4. The  $IVR$  with respect to the size of the measurement bias induced by the miss detected fault.

다. 반면, 측정치 바이어스의 크기가  $\tau \times (k - \frac{1}{2})$ 일 때  $IVR$ 은 해당 값 부근에서 국소 최대 값을 가진다. 이는 항법 알고리즘과 GPS와 Galileo의 파장 크기와 관련 있다. 설명을 위해 임의의 측정치 바이어스( $\mu$ )에 의해  $\tilde{N}_\mu$  크기만큼 미지 정수가 잘못 산출되었다고 가정한다. 이때,  $\mu$ 는 식 (16)과 같이 표현할 수 있다.

$$\mu = \lambda \cdot (n + w) \quad \text{where} \quad -\frac{1}{2} \leq w < \frac{1}{2} \quad (16)$$

여기서  $\lambda$ 는 반송파 측정치 파장을 나타내며,  $n$ 은 임의의 자연수를 나타낸다. 산출된 미지 정수를 기반으로 반송파 측정치를 보정하는 식 (7) 과정에서 측정치 바이어스( $\mu$ )는  $\tilde{N}_\mu$ 에 의해 일부분 보정된다. 따라서, 보정된 측정치 바이어스 ( $\mu_{crt}$ )는 식 (17)과 같이 표현된다.

$$\mu_{crt} = \mu - \lambda \cdot \tilde{N}_\mu = \lambda \cdot (n - \tilde{N}_\mu + w) \quad (17)$$

동일한  $n$ 에 대해서  $\tilde{N}_\mu$ 이 동일하다면,  $\mu_{crt}$ 의 절대 크기는  $w$ 가  $\pm \frac{1}{2}$ 일 때 최대, 0일 때 최소값을 갖는다. 따라서, 측정치 바이어스에 의한 위치 오차 크기는  $\lambda$ 의 주기로 변화한다. GPS의 L1 및 L2 신호 파장과 Galileo의 E1 및 E5a 파장이 19~25 cm의 크기를 갖기 때문에, Fig. 4의 결과와 같이  $IVR$  또한 약 0.22 ~ 0.26 m를 주기로 주기성을 갖는다.

이러한 결과는 주입되는 측정치 바이어스의 크기가 클수록 항상 위치 오차가 커지는 것이 아님을 의미한다. 이는 코드 기반 시스템과 비교했을 때 큰 차이점이다. 코드 기반 시스템의 경우 측정치 바이어스 크기에 따라 위치 오차는 선형적으로 증가한다. 따라서, 코드 기반 시스템의 고장 상황 보호 수준은 모니터  $MDE$ 를 고려한 최대 측정치 바이어스가 발생했을 때, 즉 최대 위치 오차가 발생한 경우를 가정하여 산출된다. 하지만 Fig. 4에서 확인할 수 있듯이 반송파 기반 DGNSS 시스템의 경우 모니터  $MDE$ 를 고려한 최대 측정치 바이어스 보다 작은 크기에서 최대의 위치 오차가 발생할 수 있다. 따라서 추후 반송파 기반 DGNSS 시스템의 고장 상황 보호 수준 산출 시 해당 부분은 반드시 고려하여야 할 것이다.

## 5. CONCLUSIONS

무인 이동체의 자율 운행과 같은 안전성 보장 필수 시스템에 반송파 기반 DGNSS 시스템을 활용하기 위해 무결성에 관한 연구는 필수적이다. 무결성 보장을 위해 항법 위협 요소를 검출하고, 미검출 고장을 고려한 보호 수준이 산출되어야 한다. 반송파 기반 DGNSS 시스템의 무결성을 위협하는 항법 요소는 GBAS 시스템과 유사하기 때문에, 기 개발된 GBAS 시스템의 모니터를 활용하여 항법 위협 요소를 검출하고 제거할 수 있다. 보호 수준 산출의 경우 정상 상황에 대한 연구는 비교적 활발히 수행된 바 있으나, 고장 상황 보호 수준은 고려되지 않았다. 만일 정상 상황 보호 수준에 의해 미검출 고장에 의한 위치 오차가 유계됨이 보장된다면, 정상 상황 보호 수준만으로 시스템의 무결성을 보장할 수 있다. 하지만 정상 상황 보호 수준에 의해 미검출 고장에 의한 위치 오차가 유계 되지 않는다면, 미검출 고장을 고려한 보호 수준 산출 연구가 수행되어야 할 것이다. 따라서 본 논문에서는 반송파 기반 DGNSS 시스템에서 미검출 고장으로 인한 위치 오차와 정상 상황 보호 수준을 비교하였다. 전체 시간에 대한 무결성 침해 시간의 비율을 정량적 지표로, 미검출 고장으로 인한 측정치 바이어스의 크기를 다변화시켜 분석을 수행했다. 무결성 침해란 정상 상황 보호 수준이 위치 오차를 유계 하지 못하는 사건을 의미한다. 본 논문의 시뮬레이션 조건에서 측정치 바이어스가 약 5 cm 이상일 경우 무결성 침해가 발생하는 것을 확인하였다. 미검출 고장에 의한 측정치 바이어스 5 cm는 현재 개발된 위성 궤도력 모니터에서 충분히 발생 가능한 수치이다. 따라서, GBAS 시스템의 모니터를 반송파 기반 DGNSS 시스템에 적용할 경우 정상 상황 보호 수준 만으로 무결성을 보장할 수 없음을 확인하였다. 또한 반송파 기반 DGNSS 시스템의 항법 알고리즘 특성으로 바이어스의 크기가 증가함에 따라 무결성 침해 시간 비율이 주기적 특성을 띄며 증가하는 것을 확인 하였다. 이는 바이어스 크기에 따라 위치 오차가 주기적 특성을 갖는다는 것을 의미한다. 이러한 결과는 코드 기반 시스템과 큰 차이점으로, 추후 반송파 기반 DGNSS 시스템의 고장 보호 수준 산출 시 반드시 고려되어야 한다.

## ACKNOWLEDGMENTS

This research was supported by Unmanned Vehicles Advanced Core Technology Research and Development Program through the National Research Foundation of Korea (NRF), Unmanned Vehicle Advanced Research Center (UVARC) funded by the Ministry of Science and ICT, the Republic of Korea (No. 2020M3C1C1A01086407).

## AUTHOR CONTRIBUTIONS

Dongchan Min contributed to the conceptualization of the idea, implemented the simulation and wrote the

original draft of the manuscript. Yunjung Kim assisted in implementing the simulation. Jiyun Lee supervised the research and reviewed the manuscripts as a corresponding author. All authors discussed the results.

## CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

## REFERENCES

- Heo, M. -H. & Pervan, B. 2006, Carrier phase navigation architecture for shipboard relative GPS, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 42, 670-679, <https://doi.org/10.1109/TAES.2006.1642581>
- Khanafseh, S. M. 2008, GPS navigation algorithms for autonomous airborne refueling of unmanned air vehicles, PhD Dissertation, Illinois Institute of Technology.
- Khanafseh, S. M. & Pervan, B. 2007, Autonomous airborne refueling of unmanned air vehicles using the global positioning system, *Journal of Aircraft*, 44, 1670-1682. <https://doi.org/10.2514/1.28195>
- 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>
- Luo, N. 2001, Precise Relative Positioning of Multiple Moving Platforms Using GPS Carrier Phase Observables, PhD Dissertation, University of Calgary.
- Misra, P. & Enge, P. 2006, *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*, 2nd ed. (Lincoln, MA: Ganga-Jamuna Press).
- Pervan, B., Chan, F.-C., Gebre-Egziabher, D., Pullen, S., Enge, P., et al. 2003, Performance analysis of carrier-phase DGPS navigation for shipboard landing of aircraft, *NAVIGATION: J. Inst. Navigation*, 50, 181-191. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.2003.tb00328.x>
- Pullen, S., Lee, J., Luo, M., Pervan, B., Chan, F. -C., et al. 2001, Ephemeris protection level equations and monitor algorithms for GBAS, 14th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GPS 2001), Salt Lake City, UT, September 2001, pp.1738-1749
- Rife, J., Khanafseh S., Pullen, S., Lorenzo, D. D., Kim, U., 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/JPROC.2008.2006107>

- Rife, J. & Pullen, S. 2005, The impact of measurement biases on availability for CAT III LAAS, the 61st Annual Meeting of The Institute of Navigation, Cambridge, MA, 27-29 June 2005, pp.759-773.
- RTCA 2004, Minimum aviation system performance standards for the local area augmentation system, RTCA DO-245A
- Shively, C. A. & Hsiao, T. T. 2004, Availability Enhancements for CAT IIIB LAAS, *Navigation*, 51, 45-57. <https://doi.org/10.1002/j.2161-4296.2004.tb00340.x>
- Teunissen, P. J. G. 1995, The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: A method for fast GPS integer ambiguity estimation, *J. Geodesy*, 70, 65-82. <https://doi.org/10.1007/BF00863419>
- Teunissen, P. J. G. 2001, GNSS ambiguity bootstrapping: theory and application, *Proceedings of KIS2001*, Banff, Canada: University of Calgary, 5-8 June 2001, pp.246-254.

critical systems.



**Dongchan Min** received the M.S. degree in the Department of Aerospace Engineering from Korea Advanced Institute of Science and Technology, S. Korea, in 2019. He is a Ph.D. candidate in the Department of Aerospace Engineering from Korea Advanced Institute of Science and Technology,

S. Korea. His research interests include GNSS-based navigation systems for safety-critical application.



**Yunjung Kim** received the B.S. degree in the Department of Mechanical Engineering from Republic of Korea Naval Academy, S. Korea, in 2012. He is a M.S. candidate in the Department of Aerospace Engineering from Korea Advanced Institute of Science and Technology, S. Korea. His research interests

include CD-GNSS systems for the autonomous airborne refueling application.



**Jiyeon Lee** received the Ph.D. degrees in aeronautics and astronautics from Stanford University, Stanford, CA, USA, in 2005. She is an Associate Professor with the Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology. She has authored over 80

research papers in the field of GNSS applications, safety-

