Wide Fault에 대한 GBAS 궤도 오차 모니터 성능 분석

송준솔^{1†}. Carl Milner²

Performance Assessment of GBAS Ephemeris Monitor for Wide Faults

Junesol Song^{1†}, Carl Milner²

¹Department of Mechanical Engineering, University of Suwon, Gyeonggi-do 18323, Korea ²ENAC, Université de Toulouse 31055, France

ABSTRACT

Galileo is a European Global Navigation Satellite System (GNSS) that has offered the Galileo Open Service since 2016. Consequently, the standardization of GNSS augmentation systems, such as Satellite Based Augmentation System (SBAS), Ground Based Augmentation System (GBAS), and Aircraft Based Augmentation System (ABAS) for Galileo signals, is ongoing. In 2023, the European Union Space Programme Agency (EUSPA) released prior probabilities of a satellite fault and a constellation fault for Galileo, which are 3×10^{-5} and 2×10^{-4} per hour, respectively. In particular, the prior probability of a Galileo constellation fault is significantly higher than that for the GPS constellation fault, which is defined as 1×10^{-8} per hour. This raised concerns about its potential impact on GBAS integrity monitoring. According to the Global Positioning System (GPS) Standard Positioning Service Performance Standard (SPS PS), a constellation fault is classified as a wide fault. A wide fault refers to a fault that affects more than two satellites due to a common cause. Such a fault can be caused by a failure in the Earth Orientation Parameter (EOP). The EOP is used when transforming the inertial axis, on which the orbit determination is based, to Earth Centered Earth Fixed (ECEF) axis, accounting for the irregularities in the rotation of the Earth. Therefore, a faulty EOP can introduce errors when computing a satellite position with respect to the ECEF axis. In GNSS, the ephemeris parameters are estimated based on the positions of satellites and are transmitted to navigation satellites. Subsequently, these ephemeris parameters are broadcasted via the navigation message to users. Therefore, a faulty EOP results in erroneous broadcast ephemeris data. In this paper, we assess the conventional ephemeris fault detection monitor currently employed in GBAS for wide faults, as current GBAS considers only single failure cases. In addition to the existing requirements defined in the standards on the Probability of Missed Detection (PMD), we derive a new PMD requirement tailored for a wide fault. The compliance of the current ephemeris monitor to the derived requirement is evaluated through a simulation. Our findings confirm that the conventional monitor meets the requirement even for wide fault scenarios.

Keywords: GNSS, GBAS, ephemeris monitor, wide fault 주요어: 위성항법시스템, 지상 기반 보강항법, 방송 궤도력 모니터, wide fault

1. 서론

Ground Based Augmentation System (GBAS)는 공항 주변에 설치되어 항공기의 정밀접근 비행 단계에서 항법 지원 및 무결 성 보장에 활용된다. GBAS는 Category (CAT) I 또는 II/III 등 정

Received May 10, 2024 Revised May 21, 2024 Accepted May 28, 2024

밀접근 지원 단계에 따라 GBAS Approach Service Type (GAST) C와 D로 구분된다. 해당 GBAS 모드에 대한 정확도, 무결성, 연 속성 및 가용성 요구조건 및 그 구현에 관련한 권고사항은 Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) 및 International Civil Aviation Organization (ICAO) 표준문서에 정의되어 있다

CC

[†]Corresponding Author E-mail: junesol.song@suwon.ac.kr

(\$ original work is properly cited.

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



Fig. 1. Loss of Integrity (LOI) allocation for GBAS supporting CAT I Precision Approach (Pullen 2012).

(RTCA 2004, ICAO 2018). 단일 주파수/단일 위성항법 시스템에 대해 개발된 GAST C, D를 기반으로 최근에는 CAT II/III 정밀접 근을 지원하고, 이중 주파수/다중 위성항법 (Dual-Frequency and Multi-Constellation, DFMC) 시스템 적용이 가능한 GBAS 서비 스 타입 개발이 진행되고 있다. 유럽의 European Space Agency (ESA) 지원을 받는 Single European Sky ATM Research (SESAR) 프로젝트 하에서는 GAST F라는 이름으로 DFMC GBAS 정의 및 개발이 이루진 바 있으며 (SESAR 2018), 최근 미국 정부 산하 비 영리 연구 단체 MITRE에서 GAST X라는 이름의 반송파 위상을 활용하는 새로운 형태의 DFMC GBAS 개념이 제안되어 연구되 고 있다 (Murphy et al. 2021).

무결성 감시를 위해 GBAS는 지상국에서 위성의 탑재체 고장 에 의한 측정치 고장을 검출하기 위한 다양한 고장 검출 모니터 를 활용하고 있다. 이러한 고장의 종류에는 위성의 과도한 가속 도, 코드-캐리어 발산 (Code-Carrier Divergence), 위성신호 왜 곡, 방송 궤도력 고장 등이 있다 (ICAO 2018). 이러한 측정치 고 장은 단일 위성 또는 동시에 다수의 위성에 대해서도 발생 가능 하다. 하나의 위성에 고장이 발생할 확률은 1×10⁻⁵/h (GPS SPS PS 2008)로 동시에 두 개의 위성에 고장이 발생할 확률은 희박하기 때문에 현재까지 GBAS 측정치 고장 모니터는 Fig. 1과 같이 단일 위성의 고장에 대해서만 고려하고 있다 (ICAO 2018).

한편, DFMC GBAS 개발로, Global Positioning System (GPS) 뿐만 아니라 Galileo 등 추가적인 위성항법시스템 사용이 고려되 면서 Galileo 위성군(constellation) 고장 확률 정의, 단일 위성 뿐 만 아니라 다중 위성이 고장날 확률 등에 대한 고려가 필요하게 되었다. 특히, Galileo 위성군 고장은 2×10⁻⁴/h 수준으로 1×10⁻⁸/h수 준인 GPS에 비해 약 10,000배 크다 (Wallner et al. 2023). 그에 따 라 Galileo 위성군 고장의 GBAS 지상국 모니터에의 영향을 따져 보아야 한다는 요구가 있었다. 위성군 고장(constellation fault)은 ICAO 표준문서에서는 wide fault로 정의되어 있으며, wide fault 는 동일한 원인에 의해 2개 이상의 위성에 고장을 발생시키는 것 을 말한다. Wide fault의 발생 원인은 지구 방위 파라미터 (Earth Orientation Parameter, EOP)의 오류로 알려져 있다 (GPS SPS PS 2008). EOP는 지구 자전의 불규칙성이 고려된 정보로, 궤도 결정 기반 좌표계로 사용되는 관성좌표계 기준으로 계산된 위성 위치를 지구의 자전에 따라 회전하는 지구중심 좌표계간의 회전 변환에 사용된다. 따라서 고장이 있는 EOP 값을 항법위성 위치 추정시 활용하는 경우, 다수의 방송 궤도력에 고장이 발생할 수 있다(Perea Díaz et al. 2014). 따라서 본 논문에서는 wide fault의 영향을 직접 받는 방송 궤도력 고장 검출 모니터를 활용하여 그 영향을 확인한다.

본 논문에서는 기존에 고려되지 않았던 Galileo wide fault 의 영향을 방송 궤도력 고장 검출 모니터의 성능을 확인한다. B 형 방송 궤도력 고장에 초점을 맞추어 기존에 사용되는 방송 궤 도력 모니터인 Data Quality Monitoring (DQM)이 표준문서에 기반하여 wide fault에 대해 새롭게 도출된 모니터 미검출 확률 (probability missed detection, PMD) 요구조건을 만족하는지 여 부를 확인한다.

2. GBAS 방송 궤도력 고장 검출 모니터

방송 궤도력 고장은 항법위성이 항법 메시지를 통해 전송하 는 위성 위치 계산을 위한 궤도력에 고장이 발생한 경우를 말한 다. GBAS에서 방송 궤도력 오차는 갱신되기 이전 방송 궤도력 시점과 새롭게 갱신된 방송 궤도력 시점 사이에 항법 위성의 기 동(maneuver)이 발생했는지 여부에 따라 A, B형으로 분류된다 (Tang et al. 2010). A형 고장의 경우 항법 위성 기동 후 잘못된 방 송 궤도력이 업로드 된 경우, 그리고 기동 후에도 방송 궤도력이 갱신되지 않고 기존 그대로 업로드 된 경우에 따라 A1과 A2형으 로 세분화하여 구분한다. A형 고장의 경우 두 시점 사이에 항법 위성의 기동 발생하였기 때문에 새롭게 갱신된 방송 궤도력의 고 장을 검출하기 위해 갱신되기 이전 방송 궤도력을 사용할 수 없 다. 따라서 GBAS 지상국의 의사거리, 반송파 위상 측정치를 활용 하여 갱신된 방송 궤도력의 고장 검출을 위한 방법이 제안된 바 있다 (Perea Díaz et al. 2014, Patel et al. 2020). 반면에, B형 오차 의 경우, 항법 위성의 기동이 발생하지 않아 갱신된 방송 궤도력 고장 검출에 갱신되기 이전의 방송 궤도력 정보를 활용할 수 있 다 (Pervan & Gratton 2005).

RTCA (2004) 표준문서에 따르면 방송 궤도력 고장을 고려하 기 위한 방법으로, 수직 및 횡방향 위치 오차 한계값을 계산하여 해당 값이 횡방향 및 수직 경보한계(alert limit)를 초과하는지 확 인한다. 또 다른 방법으로는 방송 궤도력 고장 검출 모니터를 활 용하여 고장여부 판단 후, 새롭게 갱신된 방송 궤도력 사용 여부 를 결정하고 있다. 본 논문에서는 방송 궤도력 고장 검출 모니터 에 초점을 맞추도록 한다.



Fig. 2. Satellite position error based on ZOH and FOH by Pervan & Gratton (2005).



Fig. 3. Flow chart of validation of the updated ephemeris.

위성 방송 궤도력 고장 검출 모니터는 방송 궤도력이 새롭게 갱신될 때 갱신된 방송 궤도력의 유효성을 확인한다. 위성 기동 과 무관한 B형 고장 검출을 위한 방송 궤도력 모니터는 Eq. (1)과 같이 정의된다 (Pervan & Gratton 2005). Eq. (1)의 모니터는 현 재 GBAS의 DQM에 사용되고 있다 (RTCA 2004).

$$q = \delta \bar{x}^T C \Sigma^{-1} \delta \bar{x} \tag{1}$$

여기서 δ (고는 이전 방송 궤도력 기반으로 계산된 위성 위치와 새 롭게 갱신된 방송 궤도력 기반으로 계산된 위성 위치의 차이를 나타낸다. 행렬 Σ은 위성 위치 추정값의 공분산 행렬을 의미하며, 행렬 C는 팽창 계수(inflation factor)를 원소로 하는 행렬이다. 일반적으로 새롭게 갱신된 방송 궤도력의 유효성을 판단하기 위해서는 2시간 이전의 방송 궤도력을 활용하여 δ 값을 계산한다. 그러나 새롭게 뜨는(rising) 위성의 경우 유효성이 검증된 2시간 이전의 방송 궤도력을 사용할 수 없기 때문에 Zero-Order Hold (ZOH) 또는 First-Order Hold (FOH)를 기반으로 1일 또는 2일 전의 방송 궤도력을 사용해야 한다. ZOH의 경우 과거의 방송 궤도 력에 포함된 위성 궤도 파라미터로부터 현재 시점의 위성 궤도 파라미터를 이차 함수로 가정하여 외삽(extrapolation)하여 추정하는 방법이고, FOH는 1차 함수로 가정하여 추정하는 방법이다. Pervan & Gratton (2005)이 ZOH, FOH를 기반으로 고장이 발생하지 않은 위성의 위치 오차를 수치화한 그래프는 Fig. 2와 같다.

FOH 기반으로 추정된 위성 궤도 파라미터로부터 계산한 현재시 점의 위성궤도 오차가 ZOH 기반의 방법으로 추정한 것보다 더 작은 것을 알 수 있다. 각각의 방법으로 추정된 위성궤도 오차의 최대값은 2,500 m, 800 m임을 알 수 있다.

Fig. 3은 새롭게 갱신된 위성 궤도력의 유효성 판단 과정을 순 서도로 작성한 것이다. 마지막으로 해당 위성이 관찰된 시점과 현재 시점 사이에 위성 기동이 있었는지 여부에 따라 위성 궤도 고장은 A, B형으로 구분되고, 각각의 경우 다른 종류의 고장 검출 모니터를 활용한다. 본 논문에서는 앞서 언급한 바와 같이 B형 방 송 궤도력 고장 검출 모니터를 고려한다.

3. 다중 오차에 대한 방송 궤도력 고장 모니터 시 뮬레이션

3.1 Wide Fault에 대한 모니터 요구조건 도출

현재 GBAS에서 사용되고 있는 방송 궤도력 고장 검출 모니터 는 단일 위성 고장에 대해서만 주로 검증되었다. 단일 위성 고장 확률은 1×10⁻⁵/h로, 다수의 위성에 동시에 고장이 발생할 확률은 희박하기 때문에 따로 고려하고 있지 않다. 동일 원인에 의해 다 수의 위성에 고장이 발생하는 wide fault의 경우에는 GPS의 경우



Fig. 4. PMD requirement for GAST-D under malfunction case: (a) single-failure, (b) dual-failure, and (c) wide fault.

1×10⁻⁸/h (GPS SPS PS 2008)로 그 값이 아주 작다. 반면 Galileo는 해당 확률이 2×10⁻⁴/h (Wallner et al. 2023)로 단일 위성 고장 확률 보다도 크기 때문에 Galileo wide fault에 대해 현재 사용되고 있 는 모니터가 사용자를 충분히 보호할 수 있는가, 즉 무결성 요구 조건을 만족하는지 여부에 대한 검증이 필요하다. Wide fault는 방송 궤도력 고장을 발생시키는 EOP 오차로 인해 발생된다고 알 려져 있으므로, wide fault에 대해서는 방송 궤도력 고장 검출 모 니터만 고려한다.

CAT II/III 정밀 접근을 지원하는 GBAS 서비스 타입인 GAST D 및 GAST F에서는 위성 단일 고장에 대해 측정치 고장 검출 모 니터에 대한 PMD 요구조건을 고장에 의한 거리 영역 편향(bias) 오차에 대해 정의하고 있다 (ICAO 2018). ICAO SARPs (ICAO 2018)에서는 단일 위성 고장 외에 이중 위성 고장 상황에 대한 분 석을 제공하고 있으나, wide fault에 대해서는 고려하고 있지 않 다. 여기서 wide fault는 동일 원인에 의해 다수의 위성에 고장 이 발생하는 상황으로, 독립된 원인에 의해 여러 기의 위성이 동 시 고장나는 경우와는 차이가 있다는 점에 주의해야 한다. 따라 서 wide fault로 인한 다중 위성 고장 상황에 대한 별도의 모니터 PMD 요구조건 도출이 필요하다. ICAO SARPs (ICAO 2018)에 의 하면 고장난 위성의 개수가 2개 이상인 경우는 malfunction으로 분류하고 있으며, malfunction 경우에 대해서는 안전한 착륙이 이루어지지 않을 확률이 10⁻⁹를 초과하지 않는 극히 희박한 확률 이어야 한다는 조건이 정의되어 있다 (ICAO 2009). ICAO SARPs (ICAO 2018)에서는 명목 종방향 착륙지점 (nominal longitudinal touchdown point, NTDP) 길이 1,290 ft, 비행 기술 오차 (flight technical error, FTE) 180 ft를 가정하여 안전한 착륙이 이루어지 기 위해서 수직 위치오차가 6.44 m 이하가 되어야 한다는 조건을 도출하였다. 이로부터 malfunction 경우에서 안전한 착륙이 이루 어지지 않을 확률, 즉 항공기의 수직 위치오차가 6.44 m를 초과할 확률이 10⁻⁹ 이하여야 한다는 조건을 얻을 수 있다 (ICAO 2018). 좀 더 풀어서 설명하면, 항공기의 수직 위치오차가 6.44 m를 초 과할 때, 고장 검출 모니터의 PMD 확률과 고장 발생 확률(P_{fault}) 의 곱이 10⁻⁹ 이하가 되어야 하는 것이다. 따라서 이 경우, 모니터 의 PMD 확률은 10⁻⁹/P_{fault} 이하가 되어야 한다 (ICAO 2009). Wide fault의 발생 확률은 2×10⁻⁴/h로 정의되므로, CAT II/III 정밀접근 수행 시간인 15초 동안에 대한 wide fault 발생 확률은 $P_{fault} = 2 \times 10^{-4} \times \frac{15s}{3600s}$ 으로 계산 가능하다. 수직 방향 위치 영역 편향 오차(error in vertical position domain, EV)에 대해 위성 단일 고장, 두 개의 고장, 그리고 앞선 설명에 의해 도출한 wide fault에 대한 PMD 요 구조건을 비교한 그림은 Fig. 4와 같다.

이전 연구에서 GAST F에 대해, 즉 GPS/Galileo 이중 위성항 법시스템을 활용한 경우 wide fault 발생시 기존 방송 궤도력 모 니터가 PMD 요구조건을 만족한다고 확인한 바 있다 (Song & Milner 2021). GPS/Galileo GBAS 운용모드에 대한 대비 모드 (fallback)로서 Galileo 단독 운용모드가 활용될 수 있으므로, 본 연구에서는 Galileo만 단독으로 사용한 경우 Fig. 4c에 도시한 본 연구에서 새롭게 도출된 wide fault에 대한 모니터 요구을 만족하 는지 확인한다.

3.2 방송 궤도력 모니터 편향 오차 계산

Fig. 4에서 확인한 것과 같이 GAST D 모니터 PMD 요구조건 은 방송 궤도력 고장에 의한 수직 위치 편향 오차에 대해 정의되 는 것을 알 수 있다. 수직 위치 편향 오차는 거리 영역 편향 오차 (error in range domain, ER)에 수직 방향 투영계수를 곱하여 얻 을 수 있다. Pervan & Gratton (2005)은 방송 궤도력 위협 상황 을 EOP에 의한 위성 위치 오차벡터가 지상국-위성간 Line-Of-Sight (LOS) 벡터에 수직한 경우로 정의하였다. 이를 기반으로 ER과 위성궤도 오차 δx에 대한 관계식을 Eq. (2)와 같이 얻을 수 있다.

$$ER = \frac{\delta \bar{x}^T (I - \bar{e}\bar{e}^T)\bar{b}}{\rho} \le \frac{\delta \bar{x}^T \bar{b}}{\rho} \le \frac{|\delta \bar{x}||\bar{b}|}{\rho}$$
(2)

여기서 ē, b, p는 각각 LOS 벡터, 지상국-항공기 기선 벡터, 지상 국-위성간 거리를 의미한다. Eq. (2)에서 보수적인 ER값 계산을 위해 위성 위치 오차 벡터가 LOS와 수직이고, 기선벡터 b에는 평 행하다는 가정을 하였다. 그 결과, ER은 위성 위치오차 벡터와 기 선벡터의 크기의 곱을 지상국-위성간 거리로 나눈 식으로 표현 되는 것을 알 수 있다. CAT III 정밀접근 지원 경우를 고려하여 기 선벡터의 크기 |b|는 5 km, 기준국-위성간 거리 ρ는 약 20,000 km



Fig. 5. Frequency of vertical projection factor being larger than the value of x: (a) Maximum, (b) 2nd maximum, and (c) 3rd maximum.

로 가정하였다.

한편, 기존 방송 궤도력 고장 검출 모니터 표현식인 Eq. (1)은 Eq. (3)와 같이 정리할 수 있다.

$$q = \delta \bar{x}^T C \Sigma^{-1} \delta \bar{x} = \delta \bar{x}^T (V D V^{-1})^{-1} \delta \bar{x} \ge \frac{1}{2} |\delta \bar{x}| \tag{3}$$

여기서 행렬 VDV^{1} 는 위성 궤도 오차 공분산 행렬과 팽창계수 행 렬을 곱한 행렬을 고유값 분해(eigenvalue decomposition)한 결 과이다. 행렬 V는 고유벡터로 구성된 행렬, D는 고유값을 대각 성분으로 갖는 대각행렬이다. 변수 λ 를 가장 큰 고유값이라고 할 때, 방송 궤도력 고장 검출 모니터 $q \div \frac{1}{\lambda} |\delta x|$ 보다 항상 크다고 나타낼 수 있다. 즉, $\frac{1}{\lambda} |\delta x|$ 는 방송 궤도력 고장에 의해 발생한 위 성궤도 편향 오차 $\frac{1}{\lambda} |\delta x|$ 의 영향을 가장 조금 포함하도록 표현 한 식이다. 모니터 q는 자유도가 3인 비중심 카이제곱 분포(noncentral chi-square distribution)을 따르므로, $\frac{1}{\lambda} |\delta x|$ 를 비중심 파 라미터(noncentral parameter)로 두면 모니터 성능을 가장 보수 적으로 판단할 수 있다. 모니터 q의 자유도는 3이며, 문턱값 계산 을 위한 오경보율 확률은 1×10⁻⁸을 사용하였다 (Patel et al. 2020). 주어진 위성궤도 편향 오차로부터 앞서 설명된 모니터 q 분포를 이용하면 모니터의 PMD를 계산할 수 있다.

앞서 설명한 방법을 활용하여 다양한 크기의 위성궤도 오차 에 대해 Eqs. (2-3)를 활용하여 ER과 PMD를 계산할 수 있다. Fig. 4의 그림을 보면 그래프의 x축이 ER이 아닌 수직 위치 편향 오 차를 나타내는 EV임을 알 수 있다. 따라서 Eq. (2)로 계산한 ER 을 수직 위치영역으로 투영하는 과정이 필요하며, ICAO SARPs (2009)에서 두 개의 고장에 대한 접근 방법을 적용하여 Eq. (4)을 이용한다.

$$EV = \sum_{i=1}^{N} S_{vert, \ i-th \ max} \cdot ER_i \tag{4}$$

여기서 N은 고장난 위성 수를 나타내고, 하첨자 *i*는 고장난 위성 인덱스(index)를 의미한다. 변수 S_{vert, i-th max}는 i번째로 큰 수직 방 향 투영 계수(projection coefficient)를 나타낸다. 즉, 동시에 다 수의 위성이 고장 났을 때, N개의 고장난 위성에 의해 발생한 전 체 거리 영역 편향 오차 ER은 ICAO SARPs (2009)의 접근방법을 적용하여 각각의 위성에 발생한 ER과 해당 시점에서 N개의 가 장 큰 투영 계수를 곱하여 계산하였다. 가장 큰 N개의 투영 계수

 Table 1. Obtained maximum to 6th maximum of the vertical projection coefficients for Galileo only constellation.

S_{vert} (Simulation for 240 hours using optimized constellation)						
Max	2 nd max	3 rd max	4 th max	5 th max	6th max	
2.5	1.6	1.4	1.2	1	0.85	

는 24기 최적 궤도정보 (RTCA 2016, WG-C 2019)를 활용하여, 전 지구에서 관찰할 수 있는 수직 방향 투영 계수를 5분 간격으로 10 일간 계산한 결과에서 도출하였다. Fig. 5는 가장 큰 것부터 세 번 째로 큰 투영 계수의 발생 빈도를 나타낸 그림이다. 비교를 위해 GPS 단독, Galileo 단독, GPS/Galileo, 그리고 단일 주파수(single frequency, SF)/이중 주파수(dual frequency, DF)에 대한 결과를 모두 도시하였다. GPS의 경우 이중주파수는 L1/L5, Galileo의 경 우 E1/E5a 신호를 의미한다. Fig. 5에서 초록색 실선과 점선이 각 각 Galileo 이중 주파수, 단일 주파수 측정치를 사용한 경우 계산 된 수직방향 투영 계수이다. 그림에서 y축은 투영 계수가 특정 값 이상인 빈도(frequency)를 나타낸 것이다. 각 그림에서 투영 계수 의 최대 값은 빈도가 제일 낮은 값을 기준으로 도출하였다. Table 1은 Galileo 궤도만 사용하였을 경우 단일 주파수에 대해 계산된 수직방향 투영 계수의 최대값부터 6번째 최대값까지 정리한 결 과이다.

Eq. (3)을 활용하여 특정 크기의 방송 궤도력 고장 &로부터 수 직 위치 영역에 발생하는 EV를 계산할 수 있고, Eq. (4)와 고장 검 출 모니터의 문턱값을 이용하여 & 에 대한 모니터의 PMD 계산이 가능하다. 이렇게 계산한 모니터 미검출 확률은 모든 EV값에 대 해 3.1절에서 도출한 PMD 요구조건 값 이하를 만족하는지 확인 하다.

3.3 시뮬레이션 환경

다중 고장에 대한 방송 궤도력 고장 검출 모니터 성능 확인 시 뮬레이션을 위해서는 수직방향 투영 계수 계산과 ER에 따른 고 장 검출 모니터의 PMD 계산이 필요하다. Table 2는 시뮬레이션 에 활용한 값들과 그 출처를 정리한 표이다. 수직방향 투영 계 수 계산을 위해 RTCA (2004)문서를 참고하여 GBAS 측정치 잔 여오차의 표준편차를 계산하였으며, 계산에 필요한 파라미터가 Table 2에 제시되어 있다. ICAO SARPs (2009) 문서를 참고하여 활주 경로 각도(glide path angle)과 지상국에서 활주로 문턱까지 Table 2. Reference and values for parameters used for simulation.

	Receiver error model		
σ _{gnd,i}	$RMS_{pr,gnd,GPS}(\theta) = \begin{cases} \sqrt{\frac{\left(0.15+0.84e^{-\frac{\theta}{15.5}}\right)^2}{M}} + 0.04^2 & \theta > 35\\ \sqrt{\frac{\left(0.24\right)^2}{M}} + 0.04^2 & \theta \le 35 \end{cases}$		
	M: number of ground receivers (RTCA 2004)		
<u> </u>	$RMS_{pr,air,GPS}(\theta) = 0.11 + 0.13e^{-\frac{\theta}{4}}$ (RTCA 2004)		
<i>air,i</i>	$\sigma_{multipath}(\theta) = (0.13 + 0.53e^{-\frac{\theta}{10}})/2$ (RTCA 2004)		
	Flight phase layout		
Glide Path Angle (GPA)	2.5 degrees		
D _{th} (Distance from ground to threshold)	5 km (Guilbert 2016)		
	Residual ionospheric uncertainty		
σ_G (Vertical ionosphere gradient)	0.004 mm/km (McGraw et al. 2000, Lee et al. 2007)		
x_{air} (Slant range distance from an aircraft location and a reference point)	$\frac{(50ft) \times (0.3048m/ft)}{\tan GPA} + Dt_h (\text{ICAO 2009})$		
v_{air} (Speed of the aircraft)	161 knots (82 m/s) (ICAO 2015)		
	Residual tropospheric uncertainty		
σ_G (Refractivity uncertainty)	33 (Guilbert 2016)		
h_o (Tropospheric scale height)	15730 m (Guilbert 2016)		
Δh (Difference of altitude between an aircraft and the ground subsystem)	50 ft		
	Parameters for satellite position error		
$ \delta \bar{x} $ (Magnitude of satellite position error)	0 to 5 km		
$\left \overline{b} \right $ (Magnitude of baseline vector from ground to satellite)	5 km		
<i>p</i> (Distance between ground and satellite)	20,000 km		
λ (Maximum eigenvalue of covariance of satellite position error)	$236.90^2 \mathrm{m}^{-2}$ (SESAR 2015)		



Fig. 6. PMD according to ER (blue dots) compared with PMD requirement curve (red): (a) single-failure case, and (b)~(g) multiple failure case (two to seven simultaneous failures).

의 거리는 5 km를 사용하였다. 전리층 잔여오차의 표준편차 계산 을 위해서는 명목 전리층 구배를 가정하였으며, CAT II/III 정밀접 근을 지원하는 GBAS 모드인 GAST D에 적절하도록 항공기와 활 주로 기준점과의 거리를 계산하고 (Guilbert 2016), 항공기 속도 를 설정하였다 (ICAO 2015). 마찬가지로 CAT II/III 정밀접근 운 용에 적절한 값을 대류층 잔여오차 표준편차 계산에 활용하였다. 방송 궤도력 고장 검출 모니터의 PMD 계산을 위해, 본 시뮬레이 션에서는 Patel et al. (2020)을 참조하여 위성 궤도오차 크기를 0 에서 5 km까지 변화시켜가면서 각 궤도오차에 대한 ER 값과 그 때의 모니터 PMD를 3.2절에서 소개한 방법으로 보수적으로 계 산하였다. 시뮬레이션에서 기준국과 항공기간 기선 거리와 기준 국-위성간 거리는 각각 5 km, 20,000 km로 설정하였다. 위성 궤 도 고장 검출 모니터의 보수적인 비중심 파라미터 계산을 위해 필요한 위성 위치 오차 공분산 행렬의 고유값은 SESAR (2015)에 서 제공하고 있는 Galileo에 대한 위성 궤도 오차 크기 통계값, 위 성 궤도 고장 검출 모니터의 최소 검출 가능 편향 오차 (minimum detectable bias, MDB) 값 그리고 고유값과 비중심 파라미터로 계산되는 MDB 정의 식으로부터 역으로 계산하여 활용하였다.

3.4 시뮬레이션 결과

3.3절에서 소개된 파라미터들을 이용하여, 위성의 위치 오차의 크기를 0에서 5 km로 변화시켜가며 위성 방송 궤도력 고장 모니 터의 비중심 파라미터 계산 후 앞서 결정된 문턱값에 대해 PMD 를 계산하였으며, 해당 위성 위치 오차에 대한 수직 위치 영역 편 향 오차인 EV 값도 계산하였다. 이러한 계산은 동시에 고장난 위성 개수가 2에서 7개일 때에 대해 반복하였다. 시뮬레이션은 Galileo 단독 모드로 수행되었으므로 항법이 가능 하려면 최소 4 기의 위성은 정상이어야 하기 때문에 고장 위성을 7개까지로 제 한하였다. Fig. 6은 위성 고장 개수에 따른 PMD vs. EV 도시 결과 를 나타낸다. 그림에서 파란색 점은 서로 다른 위성 위치 오차에 대한 값을 나타낸 것이고, 빨간색 굵은 선은 PMD 요구조건을 나 타낸다. 방송 궤도력 오차로 인한 수직 위치 영역 편향 오차 크기 가 증가할수록 파란점으로 표시된 PMD 값이 감소하는 것을 볼 수 있는데, 이는 방송 궤도력 오차 크기가 증가하면 방송 궤도력 고장 검출 모니터의 검출 성능도 증가하기 때문이다. 따라서 시 뮬레이션 수행시 위성 위치 오차의 크기를 5 km까지로 제한한 것 이다. Fig. 6a는 비교를 위하여 기존 GAST D 요구조건과 단일 위 성 고장에 대한 방송 궤도력 고장 검출 모니터 PMD 값을 EV에 대해 나타낸 것이다. Figs. 6b-g는 다중 위성 고장 경우를 나타낸 다. 그림으로부터 위성 동시 고장이 7개까지 증가하여도 모니터 의 PMD vs. EV 값이 PMD 요구조건 이내에 포함되는 것을 확인 할 수 있다. 따라서 이 결과로부터, 기존에 제안된 위성 방송 궤도 력 고장 검출 모니터는 EOP고장으로부터 야기된 wide fault에 대 해서 PMD 요구조건을 만족한다고 확정할 수 있다.

4. 결론

본 논문은 최근 표준문서에 정의된 Galileo 위성군 고장 확률 이 GPS에 비해 10,000배 이상 큰 사실에 입각하여, wide fault의 기존 GBAS 시스템에의 영향을 확인하기 위한 연구를 수행하였 다. Wide fault의 원인은 지구 방위 파라미터인 EOP 오류로 알려 져 있으며, EOP 오류는 방송 궤도력에 고장을 야기할 수 있다. 따 라서 본 연구에서는 기존 GBAS에서 방송 궤도력 고장 검출을 위 해 사용하고 있는 모니터의 성능을 다중 위성 고장에 대해 평가 하여 항공기 사용자를 wide fault에 대해 충분히 보호할 수 있는 지 확하였다. 다중 위성 고장에 대한 모니터 성능 평가를 위해 기 존 단일 위성에 대해 정의된 PMD 요구조건을 바탕으로 다중 위 성 고장에 대한 요구조건 유도에 활용하였다. 방송 궤도력 고장 검출 모니터 성능 평가 시뮬레이션을 보수적으로 설계하기 위 해 적절한 가정을 도입하여 주어진 위성 위치 오차값에 대해 거 리 영역 편향 오차와 모니터 PMD 값을 계산하였다. 계산을 위한 Galileo의 위성 위치 오차 통계값과 방송 궤도력 고장 검출 모니 터의 MDB 값은 SESAR (2015)에 제시된 값을 사용하였다. 위성 고장 개수를 2개에서 7개까지 변화시켜가면서 그에 따른 방송 궤도력 고장 검출 모니터의 PMD 대 EV 곡선을 도출된 PMD 요 구 사항과 비교하였다. 그 결과 현재 GAST D에서 사용되고 있는 방송 궤도력 모니터가 다중 위성 고장에 대해서도 항공기 사용 자를 EOP 고장으로 인한 wide fault로부터 보호할 수 있음을 확 인하였다.

추후 GAST D, F에 대한 방송 궤도력 오차에 의한 보호수준을 계산하여 더 종합적인 결론을 도출할 예정이다. 또한, A형 고장에 대한 방송 궤도력 고장 검출 모니터 연구를 수행할 계획이다.

ACKNOWLEDGMENTS

본 연구는 2023년도 수원대학교 학술진흥연구비 지원으로 수 행되었습니다. 프랑스 국립항공대학교(ENAC)와 SESAR Joint Undertaking 프로젝트로부터 시뮬레이션 관련 정보와 연구환경 을 제공받았습니다.

AUTHOR CONTRIBUTIONS

Conceptualization, Junesol Song and Carl Milner; methodology, Junesol Song; software, Junesol Song; validation, Junesol Song and Carl Milner; formal analysis, Junesol Song; investigation, Junesol Song and Carl Milner; resources, Carl Milner; data curation, Junesol Song; writing—original draft preparation, Junesol Song; writing review and editing, Junesol Song; visualization, Junesol Song; supervision, Junesol Song and Carl Milner; project administration, Junesol Song and Carl Milner; funding acquisition, Junesol Song and Carl Milner.

CONFLICTS OF INTEREST

The authors declare no conflict of interest.

REFERENCES

Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard (GPS SPS PS) 2008, U.S. Department of Defense, 4th Ed., pp.A-22.

- Guilbert, A. 2016, Optimal GPS/Galileo GBAS Methodologies with an Application to Troposphere, Ph.D. Dissertation, Université de Toulouse, France
- ICAO 2009, Navigation System Panel (NSP), GBAS CAT II/ III development baseline SARPs. http://www.icao.int/ safety/airnavigation/documents/gnss_cat_ii_iii.pdf
- ICAO 2015, Navigation System Panel (NSP), Proposed amendments to Annex 10 GBAS provisions, Montreal.
- ICAO 2018, Annex 10 Radio Navigation Aids, Vol.1, Amendments 91, 7th ed.
- 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
- McGraw, G. A., Murphy, T., Brenner, M., Pullen, S., & Van Dierendonck, A. J. 2000, Development of the LAAS Accuracy Models, In Proceedings of ION GPS 2000, Salt Lake City, UT, 19-22 September, 2000, pp.1212-1223. https://www.ion.org/publications/abstract. cfm?articleID=1523
- Murphy, T., Harris, M., McGraw, G., Wichgers, J., Lavik, L., et al. 2021, Alternative Architecture for Dual Frequency Multi-Constellation GBAS, Proceedings of the 34th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2021), St. Louis, Missouri, 20-24 September 2021, pp.1334-1374. https://doi.org/10.33012/2021.18152
- Patel, J., Khanafseh, S., & Pervan, B. 2020, Detecting Hazardous Spatial Gradients at Satellite Acquisition in GBAS, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 56, 3214-3230. https://doi.org/10.1109/ TAES.2020.2969541
- Perea Díaz, S., Joerger, M., Pervan, B., Rippl, M., & Martini, I. 2014, Analysis of ARAIM Against EOP GPS-Galileo Faults on LPV-200 Precision Approach, Proceedings of the 27th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2014), Tampa, Florida, September 8-12 2014, pp.3575-3586. https://www.ion.org/publications/abstract. cfm?articleID=12487
- Pervan, B. & Gratton, L. 2005, Orbit Ephemeris Monitors for Local Area Differential GPS, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 14, 449-460. https:// doi.org/10.1109/TAES.2005.1468740
- Pullen, S. 2012, Augmented GNSS: Fundamentals and Keys to Integrity and Continuity, In proceeding of ION GNSS 2012, Nashville, Tennessee, September 18, 2012, tutorial.
- RTCA 2004, DO-245, Minimum Aviation System Perfor-

mance Standards (MOPS) for the Local Area Augmentation System (LAAS).

- RTCA 2016, DO-229E, Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for GPSWAAS Airborne Equipment.
- SESAR 2015, D3.7.1 Threat identification and Integrity Allocation, SESAR project report.
- SESAR 2018, DFMC GBAS Conceptual Framework, H2020-SESAR-2015/2.
- Song, J. & Milner, C. 2021, Working Paper, Dual Fault Consideration for Galileo – DFMC GBAS, presented at EUROCAE WG28 N50 virtual meeting, September 15, 2021.
- Tang, H., Pullen, S., Enge, P., Gratton, L., Pervan, B., et al. 2010, Ephemeris type a fault analysis and mitigation for LAAS, IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, Indian Wells, CA, USA, 4-6 May 2010, pp.654-666. https://doi.org/10.1109/ PLANS.2010.5507218
- Wallner, S., Perea, S., Lemke, A., Schönfeldt, M., Binder, K., et al. 2023, Galileo H-ARAIM: Update on performance Characterization and Integrity Support Message, Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023), Denver, Colorado, 11-15 September 2023, pp.1083-1098. https://doi.org/10.33012/2023.19443
- WG-C Advanced RAIM Technical Subgroup 2019, Reference Airborne Algorithm Description Document (ADD), Version 3.1, ARAIM TSG.



Junesol Song is an assistant professor in the Department of Mechanical Engineering at the University of Suwon, Korea. She was a postdoctoral fellow in Telecom laboratory at the Ecole Nationale de l'Aviation Civile (ENAC) in Toulouse, France. She received B.S. and Ph.D. degrees from Seoul National

University, South Korea. Her research interests include carrier phase-based algorithm and positioning, and signal quality monitoring in Ground Based Augmentation System (GBAS).



Carl Milner is an assistant professor within the Telecom Lab at the Ecole Nationale de l'Aviation Civile, Toulouse France. He currently lectures on many aspects of navigation science and technology including radio navigation aids, signal processing, positioning algorithms and GNSS for civil aviation.

His research work addresses the design of integrity monito-

ring algorithms for current GNSS signals and the future multiconstellation multifrequency environment.