

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(6), 453-460(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.6.453>

반송파 측정값 기반 GNSS 궤도력 고장 검출 알고리즘 성능 분석

안종선\*, 전향식\*\*, 남기욱\*\*, 엄찬홍\*\*, 이영재\*, 정상경\*

Performance Analysis of GNSS Ephemeris Fault Detection Algorithm Based on Carrier-Phase Measurement

Jongsun Ahn\*, Hyang-Sig Jun\*\*, Gi-Wook Nam\*\*, Chan-Hong Yeom, Young Jae Lee\* and Sangkyung Sung\*

Department of Aerospace Information System Engineering, Konkuk University\*  
CNS/ATM and Satellite Navigation Research Center, Korea Aerospace Research Institute\*\*

ABSTRACT

We analyze fault detection algorithm of ephemeris included in navigation message, which is one of the GNSS risk factors. This algorithm uses carrier-phase measurement and baseline vector of two reference stations and is alternative method for uncertainty condition of previous ephemeris. Even though same ephemeris fault is occurred, the geometry condition, between baseline vector of reference stations and satellites, effects on performance of algorithm. Also, we introduce the suitable geometry of reference stations, threshold and performance index (MDE : Minimum Detectable Error) in jeju international airport

초 록

본 논문에서는 위성항법시스템의 무결성 저해 요인 중, 항법메시지에 담겨 전송되는 궤도력 (Ephemeris) 정보의 고장 여부를 판단할 수 있는 알고리즘을 분석 및 성능 평가를 수행하였다. 알고리즘은 반송파 측정값과 두 지상 기준국간의 기저벡터 정보가 활용된다. 주요 특징으로 기준국 기저선과 위성이 이루는 기하학적 조건 기저선 길이에 따라 동일 궤도력 고장에 대해 알고리즘의 성능의 편차가 발생할 수 있음을 확인하였다. 또한 알고리즘 적용이 적합한 GBAS의 지상 기준국 안테나 배치 방안 및 제주국제공항에 운용되었을 때의 한계치 및 성능 지표 (MDE : Minimum Detectable Error)를 계산하였다.

**Key Words** : Ephemeris Fault Detection(궤도력 고장 검출), Carrier-phase Measurement (반송파 측정값), Baseline(기저선), GBAS

1. 서 론

항공분야에 위성항법시스템을 활용하기 위해서는 항공기의 안전을 보장할 수 있는 무결성 확보가 필수적이다. 이를 위해 다양한 보강시스템

(지상 설비, 위성, 추가 항법센서 등)을 결합하여 무결성 향상을 위한 연구가 진행되고 있다[1].

관련 주요 연구내용은, 다양한 고장 요인을 규정하고, 고장 요인별 특화된 고장 검출 알고리즘 개발과 보호수준(이하 PL : Protection Level)을

† Received: July 8, 2013 Accepted: May 27, 2014

\* Corresponding author, E-mail : [sksung@konkuk.ac.kr](mailto:sksung@konkuk.ac.kr)

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

계산하여 항공기 항법해의 신뢰성에 관한 것이다 [1].

위성항법시스템의 고장 요인 중 궤도력 (Ephemeris)은 위성 위치 정보를 나타내는 정보로, 운용하는 국가의 지상설비를 통해 예측되며, 사용자에게 일정 주기마다 항법메시지(Navigation Message)에 실려 방송(Broadcast)된다[2]. 하지만, 우주 공간에서 갑작스런 위성의 기동 및 잘못된 궤도력 생성 등의 이유[3]로 사용자는 실제 위성의 위치를 파악하지 못하는 경우가 발생할 수 있다. 이는 항법해 계산 시 고장이 야기하여 사용자 안전을 저해시킬 수 있다.

지금까지는 궤도력 고장 검출을 위해 검증된 궤도력을 기준으로, 일정 주기 간격으로 갱신되는 궤도력의 일관성을 검사하는 방법을 주로 사용되었다[4]. 하지만, 이 방법은 새로운 궤도력 갱신되기 전에 정상적으로 사용되었던 ‘검증된 궤도력’을 필요로 한다는 한계가 있다. 그리고 위성이 예상치 못한 기동(Maneuvering)이 발생할 경우에는 ‘검증된 궤도력’마저 기준값으로의 역할을 할 수 없게 된다는 문제점이 있다. 이와 같은 한계점을 해결하기 위해, 검증된 궤도력의 도움 없이 측정값과 지상 기준국 안테나간의 기저벡터<sup>1)</sup> 정보(Baseline vector)를 활용한 검출방법이 개발되었다[3].

본 논문에서는 방송과 측정값과 기저선을 이용한 궤도력 고장 검출 알고리즘을 국내 공항에 적용하기 위한 분석 연구를 수행하였다. 먼저 알고리즘의 분석(본론 2.1절) 및 주요 특징(본론 2.2절)을 제시하였고, 실제 제주국제공항에 운용되었을 때의 성능을 분석(본론 2.3절)하였다.

## II. 본 론

### 2.1 방송과 측정값 기반 알고리즘 분석

#### 2.1.1 방송과 측정값 기반 알고리즘 개요

알고리즘을 운용하기 위해서는 두 곳의 지상 기준국에서 수신되는 의사거리 측정값과 사전에 정확히 측정된 안테나 위치를 통해 얻어진 기저벡터 정보가 필요하다. 또한 두 곳의 지상 기준국에서 동시에 수신되는 한 위성에 대한 방향벡터<sup>2)</sup>간의 평행하다는 가정을 필요로 한다.

Figure 1과 같이, 실제로는 한 위성에 대해 위치 좌표가 다른 두 지상 기준국 안테나가 이루는

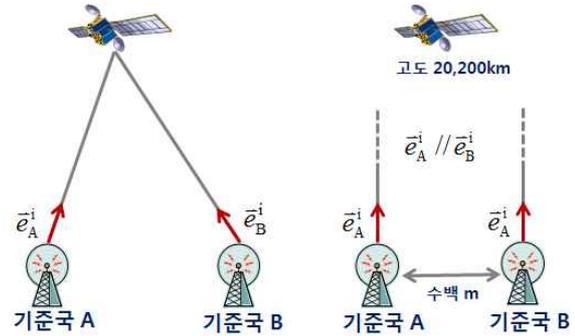


Fig. 1. Parallel property of two LOS(Line of Sight) vectors of short baseline

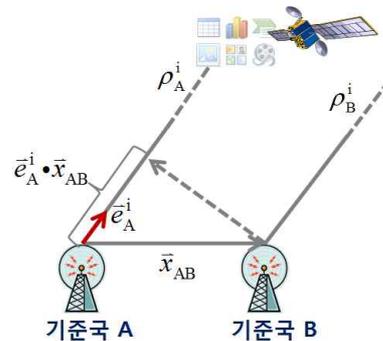


Fig. 2. Estimation of differential range with inner product between baseline vector and line of sight vector

벡터가 완벽하게 평행일 수는 없지만 GPS 위성의 고도가 약 20,200km 이르고, 두 기준국 안테나 사이의 기저벡터의 크기는 수백m 이내 (GBAS 지상 기준국 안테나 기준)에 불과하여, 이와 같은 가정이 일반적으로 통용된다.

방송된 궤도력이 정상적인 상태에서는 Fig. 2와 식 (1)과 같이, 두 기준국 A, B에서 수신된 위성 i의 거리 측정값 ( $\rho_A^i, \rho_B^i$ )의 차분값 ( $\Delta \rho_{AB}^i = \rho_A^i - \rho_B^i$ )은 두 기준국의 기저벡터( $\vec{x}_{AB}$ )와 기준국과 위성으로의 방향벡터 (단위벡터) ( $\vec{e}_A^{i,b}$ )의 내적인 값 ( $\Delta \hat{\rho}_{AB}^i$ )과 유사하게 된다.

$$\Delta \hat{\rho}_{AB}^i \approx \vec{e}_A^{i,b} \cdot \vec{x}_{AB} \tag{1}$$

하지만, 방송된 궤도력에 고장이 발생할 경우, Fig. 3과 같이  $\delta \vec{R}^i$ 의 벡터가 발생하고, 방송된 궤도력 기반으로 생성되는 기준국과 위성간의 시선각 단위 벡터에는, 식(2)와 같이 위성 위치 좌표 고장에 의한 성분 ( $\delta \vec{e}^{i,x}$ )이 포함이 되어, 식 (1)에서와 같은 결과는 유지할 수 없게 된다.

$$\vec{e}^{i,b} = \vec{e}^{i,true} + \delta \vec{e}^i \tag{2}$$

1) 두 개의 지상 기준국 안테나 좌표로 형성된 벡터  
2) 지상 기준국 안테나좌표와 위성좌표로 형성된 벡터

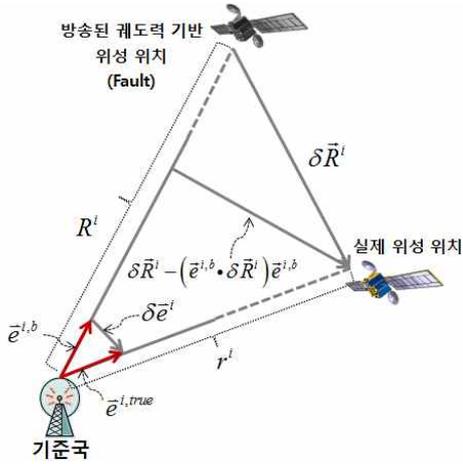


Fig. 3. Vectors under the condition of ephemeris data fault

두 기준국에서의 측정값 차이값 ( $\Delta\rho^i$ )과 방송된 궤도력과 기저벡터로 계산된 예측값과 차분하였을 때, '0'에 가까운 값이 산출되지만, 고장이 발생하였을 경우 검정통계량은 증가하게 되고, 한계치를 초과하여 검출이 가능하다.

### 2.1.2 검정통계량 생성법

검정통계량 생성 사용되는  $\Delta\rho^i$ 는 기준국 A, B에서 수신된 거리 측정값으로 식 (3), (4)와 같이 반송파를 사용하였다[3].

$$\lambda_1\Phi_A^i = r_A^i + c(\delta t^i - \delta t_A) - I^i + T^i + \lambda_1 N_A^i + \nu_A^i \quad (3)$$

$$\lambda_1\Phi_B^i = r_B^i + c(\delta t^i - \delta t_B) - I^i + T^i + \lambda_1 N_B^i + \nu_B^i \quad (4)$$

$\lambda_1$  : L1 반송파 1파장 길이 (m)

$c$  : 빛의 속도 (m/s)

$\Phi$  : 반송파 측정값 (cycle)

$r$  : 실제 거리 (m)

$\delta t$  : 시계 오차 (sec)

$I, T$  : 전리층, 대류층 지연 오차 (m)

$N$  : 반송파 미지정수

$\nu$  : 기타 오차 (m)

알고리즘에 사용되는 측정값의 정확성 향상을 위해, 식(3)과 식(4)를 이중 차분과정을 거쳐, 전리층, 대류층, 시계오차를 제거하면 식(5)와 같다.

$$\Delta^2\Phi_{AB}^{ij} = (1/\lambda_1)\Delta^2r_{AB}^{ij} + \Delta^2N_{AB}^{ij} + (1/\lambda_1)\Delta^2\nu_{AB}^{ij} \quad (5)$$

하지만 반송파 사용을 위해서는 미지정수 추정 과정이 필요하다. 통상적으로 식(5)의 이중 차분된 미지정수 추정을 위해 LAMBDA(Least-squares AMBIGUITY Decorrelation Adjustment) 기법이 많이 사용되지만, 미지정수 추정 과정 중

에 고장 검사 대상인 방송된 궤도력 정보를 사용해야 하는 모순점을 가지고 있다. 그리하여 본 알고리즘은 궤도력의 고장 여부와 무관하게 사용할 수 있는 L1, L2 반송파 측정값을 미지정수 추정에 활용하는 Wide-Lane 기법을 사용하였다. Wide-Lane 기법은 한 파장의 길이가 다른 두 반송파를 조합하여, 한 파장의 길이를 증가시킨 측정값을 사용한다. 이를 통해 조합 전보다 상대적으로 한 파장의 길이가 길어진 Wide-Lane 측정값을 미지정수 추정에 활용하게 된다[6]. 먼저 GPS의 L1, L2 측정값을 사용하고, 이중차분된 값으로 식(6), 식(7)과 같이 간소화하였다.

$$L1 : \Phi_1 = (1/\lambda_1)r + N_1 + (1/\lambda_1)\nu_{\Phi_1}^i \quad (6)$$

$$L2 : \Phi_2 = (1/\lambda_2)r + N_2 + (1/\lambda_2)\nu_{\Phi_2}^i \quad (7)$$

$$\lambda_1 \approx 0.19m, \lambda_2 \approx 0.24m$$

L1, L2의 이중차분 측정값을 조합하여 식(8)과 같이, Wide-Lane 측정값을 생성하였다.

$$\Phi_w = \Phi_1 - \Phi_2 = r(1/\lambda_w) + N_w + (1/\lambda_w)\nu_w^i \quad (8)$$

$$\lambda_w = 1/(1/\lambda_1 - 1/\lambda_2) \approx 0.86m$$

식 (8)의 Wide-Lane 측정값의 미지정수를 추정하기 위해 식(10)과 같이 이중 차분된 L1-C/A 코드 정보를 사용하였다.

$$\rho = r + \nu_\rho \quad (9)$$

$$N_w = \Phi_w - \rho/\lambda_w \quad (10)$$

Wide-Lane 측정값의 미지정수는 식(11)과 식(12)의 조합을 통해, 식(13)과 같이, 식(5)에서 사용되는 L1 반송파의 이중 차분된 미지정수를 추정에 활용된다.

$$N_1 - N_2 = N_w \quad (11)$$

$$N_1 - (\lambda_2/\lambda_1)N_2 = \Phi_1 - (\lambda_2/\lambda_1)\Phi_2 \quad (12)$$

$$\hat{N}_1 = \frac{(\lambda_2/\lambda_1)\hat{N}_w - [\Phi_1 - (\lambda_2/\lambda_1)\Phi_2]}{(\lambda_2/\lambda_1 - 1)} \quad (13)$$

이를 식(5)에 대입하고, 위성 ( $i, j$ )의 방향벡터도 이중차분 과정을 거쳐, 고장 검출에 사용되는 검정통계량은 식(14)과 같이, 구성된다.

$$TS_{\Phi,DD} = \Delta^2\Phi_{AB}^{ij} - (e^{i,b} - e^{j,b}) \cdot \vec{x}_{AB} \quad (14)$$

## 2.2. 반송파 측정값 기반 알고리즘 특성

본 절에서는, 알고리즘 운용을 위해 필요한 가

정의 유효성을 실제 데이터로 검증하고, 실제 궤도력이 고장이 발생하였을 때 검정통계량에 반영이 되는 정도를 분석하고자 한다.

2.2.1 가정 유효성이 성립되는 기저벡터 크기

알고리즘에서 사용되는 방향 벡터에 대한 가정은 위에서도 언급했듯이 기저벡터의 길이가 위성과 기준국 안테나 사이의 거리에 비해 상대적으로 작아 용인 될 수 있다. 본 절에서는 실제 데이터 기반으로, 가정의 유효성이 성립되는 기저벡터 크기를 제시하였다.

이를 위해 2009년 11월에 한국항공우주연구원 에서 수행되었던 제주국제공항에서의 비행 실험 데이터를 활용하였다.

착륙 단계에 있는 항공기의 위치 좌표를 한 기준국 안테나 좌표로 가정하고, 다른 한 곳은 공항에 설치되어 있는 기준국 안테나의 좌표로 설정하여, 점차 크기가 감소하는 기저선 벡터를 시뮬레이션 하였다.

Figure 4는 항공기가 공항에 접근 및 착륙과정에서 변화하는 항공기와 기준국 안테나와의 기저 벡터 길이의 변화를 나타낸다. Fig. 5는 Fig. 4

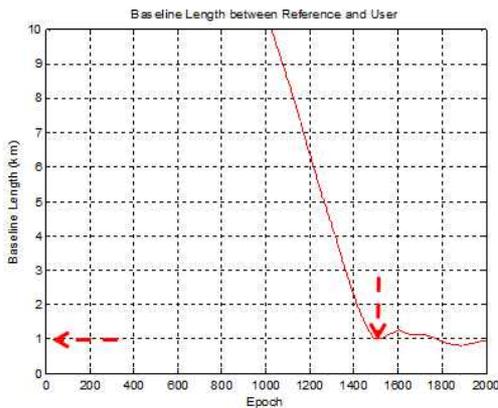


Fig. 4. Change of baseline length

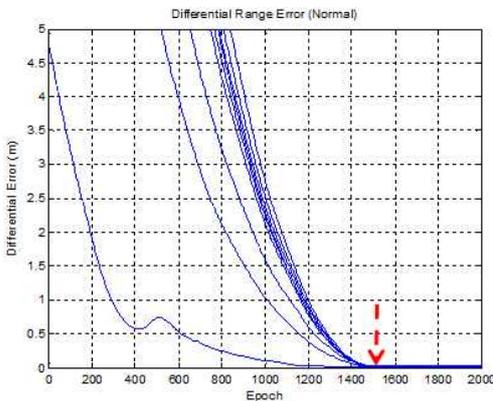


Fig. 5. Change of test statistics

와 시간 축 (Epoch)은 동일한 상태에서, 모든 가시 위성(8기)에 대한 검정통계량의 시간에 따른 변화를 나타낸다. 검정통계량의 변화를 살펴봤을 때 기저벡터의 길이가 줄어들수록 검정통계량이 '0'에 접근하는 것을 확인할 수 있다. 이는 정상 상태에서의 실제 두 기준국의 수신된 모든 가시 위성의 측정값 차이가 기저벡터와 방향벡터로 예측한 값과 유사함을 보임으로써, 알고리즘의 가정이 유효한 시점으로 볼 수 있다. 이 시점에서의 기저벡터의 크기를 Fig. 4에서 확인한 결과 크기는 1km 이내여야 하다는 것을 알 수 있다.

2.2.2 궤도력 고장과 검정통계량의 상관성

먼저 궤도력 고장이 검정통계량의 상관성을 분석하기 위해, Fig. 3에서 제시된 벡터들의 기하학적 특성을 이용하였다. 먼저 위성의 고장에 의해 발생하는 벡터 ( $\vec{\delta e}_i$ )를 유도하게 되면 식 (15)와 같다[3].

$$\begin{aligned} \vec{\delta e}^i &= \frac{|\vec{\delta R}^i - (\vec{e}^{i,b} \cdot \vec{\delta R}^i)\vec{e}^{i,b,T}|}{R^i} \times \frac{\vec{\delta R}^i - (\vec{e}^{i,b} \cdot \vec{\delta R}^i)\vec{e}^{i,b,T}}{|\vec{\delta R}^i - (\vec{e}^{i,b} \cdot \vec{\delta R}^i)\vec{e}^{i,b,T}|} \\ &= \frac{\vec{\delta R}^i - (\vec{e}^{i,b} \cdot \vec{\delta R}^i)\vec{e}^{i,b,T}}{R^i} = \vec{\delta R}_i \frac{I - (\vec{e}^{i,b} \vec{e}^{i,b,T})}{R^i} \end{aligned} \quad (15)$$

여기서  $R^i$ 은 고장이 발생한 방송된 궤도력으로 계산된 기준국 안테나와 위성과의 거리로 식 (16)와 같이 표현될 수 있다[3].

$$R^i = r^i + \vec{e}^{i,b} \cdot \vec{\delta R}^i \quad (16)$$

$r^i$  : 실제 기준국 안테나와 위성과의 거리 (m)

궤도력 고장이 발생하였을 때, 식(1)에 반영되는 오차 성분을 식(17)과 같이 정의할 수 있다[3].

$$\delta \Delta \hat{\rho} \approx \vec{\delta e}^{i,T} \cdot \vec{x}_{AB} \quad (17)$$

식(16)을 식(15)에 대입하고, 식(15)를 식(17)에 적용하면, 위성 좌표 고장 벡터 ( $\vec{\delta R}^i$ )와 검정통계량과의 관계식은 식(18)과 같이 유도될 수 있다[3].

$$\delta \Delta \hat{\rho}^i = (1/r^i) \vec{\delta R}^i (I - \vec{e}^{i,b} \vec{e}^{i,b,T}) \vec{x}_{AB} \quad (18)$$

궤도력 고장과 검정통계량의 상관성 분석을 위한 마지막 단계로, 식(18)에서의  $\vec{e}^{i,b}$ 는 기준국 기저선과의 기하학적 관계로 Fig. 6과 같이 도식화하고 유도하면 식(19)과 같다. 이 때 두 기준국 안테나간의 기저벡터를 중심으로 새로운 좌표계를 사용하게 된다.

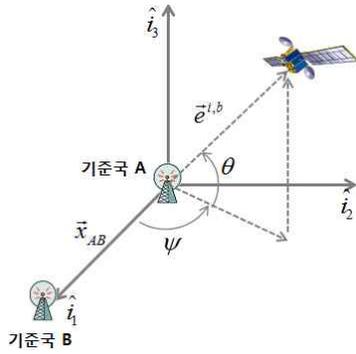


Fig. 6. Geometry condition between baseline vector and satellite

$$\vec{e}^{i,b} = \cos\theta\cos\psi\hat{i}_1 + \cos\theta\sin\psi\hat{i}_2 + \sin\theta\hat{i}_3 \quad (19)$$

$\theta$  : 위성양각(Radian)

$\psi$  : Local 방위각(Radian)

그리고  $r^i$ 는 지구 중심으로부터 각각 위성까지의 거리인  $r_S$ , 기준국 안테나까지의 거리  $r_E$ , 위성 양각  $\theta$ 를 코사인 제 2법칙에 적용하면, 식 (20)와 같이 유도된다[5].

$$r^i = \sqrt{r_S^2 - r_E^2 \cos^2\theta} - r_E \sin\theta \quad (20)$$

유도된 식 (19), 식 (20)을 식 (18)에 대입하고 정리하면 궤도력 고장과 검정통계량의 상관성을 나타내는 관계식을 유도할 수 있다[3].

$$\delta\Delta\hat{\rho}^i/b = \vec{F}(\theta, \psi)^T \delta\vec{R}_i \quad (21)$$

$$\vec{F}(\theta, \psi) = \frac{1}{\sqrt{r_S^2 - r_E^2 \cos^2\theta} - r_E \sin\theta} \begin{bmatrix} 1 - \cos^2\theta \cos^2\psi \\ -\cos^2\theta \sin\psi \cos\psi \\ -\cos\theta \sin\theta \cos\psi \end{bmatrix}^T \quad (22)$$

$b = \|\vec{x}_{AB}\|$  : 기준국 A,B 기저선 길이 (m)

이를 통해 궤도력의 고장은 기준국 기저벡터와 위성과의 기하학적 조건에 따라 검정통계량이 반영되는 영향이 달라질 수 있음을 확인할 수 있다. 식(21)를 기반으로, 다양한 기하학적 조건인 위성 양각 (EA : Elevation Angle), Local 방위각 (Azimuth)에 따른 상관 결과는 Fig. 7과 같다.

Figure 7의 결과를 검증하기 위해, 제주국제공항에서 수신된 궤도력 정보를 바탕으로 계산된 모든 가시 위성 좌표에 500 Epoch 이후에 고장 (ECEF 축별 X, Y, Z : 5km)을 삽입한 후, 이에 따른 반응을 검정통계량을 살펴보았다. 삽입된 5km 고장의 크기는 현실적인 위성궤도 고장의 크기는 아니며, 고장에 따른 검정통계량을 살펴 보기 위한 크기이다. Table 1, Fig. 8과 같이 위

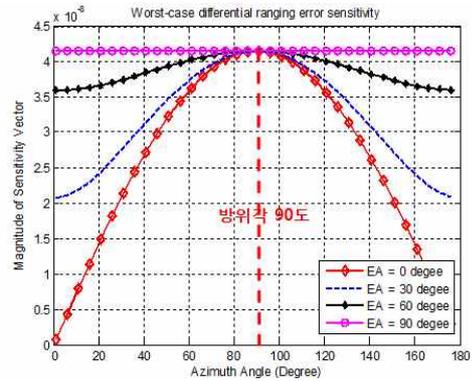


Fig. 7. Test statistics sensitivity w.r.t geometry condition

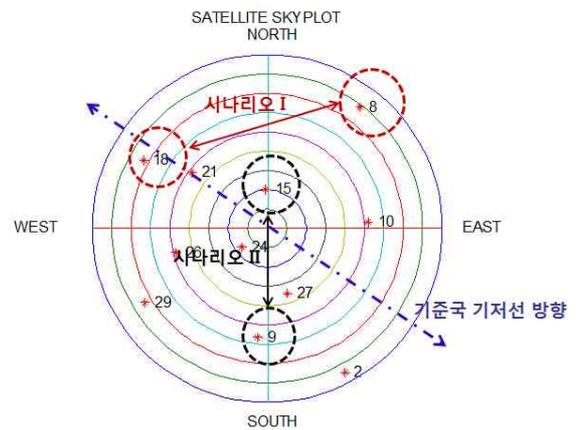


Fig. 8. Geometry condition of satellites and baseline of reference stations

Table 1. Elevation and Local azimuth angle for geometry test(Unit : degree)

	PRN	위성양각	Local 방위각
시나리오 I	8	12 (유사)	85
	18	18 (유사)	4
시나리오 II	15	79	44 (유사)
	9	33	47 (유사)

성양각과 Local 방위각을 각각 유사한 두 가지 시나리오를 구성하였다.

시나리오 I을 통해서 Local 방위각, 시나리오 II에서는 위성양각의 검정통계량에 미치는 영향을 분석하였다.

시나리오 I의 경우, Fig. 9와 같이 위성양각이 유사하고 Local 방위각의 차이가 두드러질 경우 같은 고장에 대한 반응의 차이가 확연하게 나타났다.

시나리오 II의 경우, Fig. 8과 같이 Local 방위각이 유사하고 위성양각의 차이가 두드러질 경우 위성양각이 높은 PRN 15번 위성이 고장에 민감

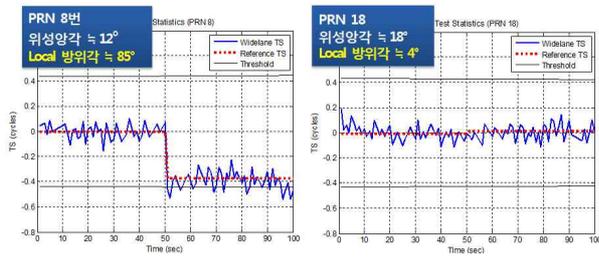


Fig. 9. Test statistic of Scenario I

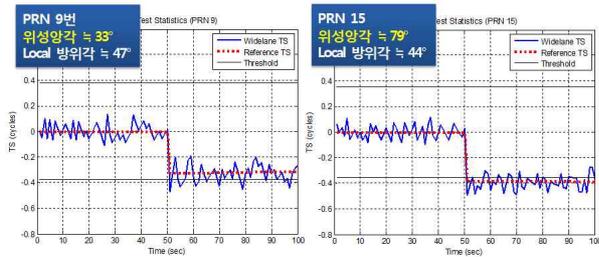


Fig. 10. Test statistic of Scenario II

하게 반응함을 알 수 있다.

시나리오 I, II를 통해, Fig. 7에서와 같이 기준국 기저벡터의 형성 및 위성앙각에 따라 알고리즘의 성능이 달라지는 것을 확인하였다. 이는 위성앙각과 기저벡터와 위성이 이루는 Local 방위각이 90도에 이를수록 궤도력 고장이 검정통계량 반영되는 정도가 커질 수 있음을 의미한다. 참고로 Fig. 9, Fig. 10에 적용된 한계치는 2.3절, 식 (23)에 언급된 수식을 활용하여 반영하였다.

이 점을 고려하여, 알고리즘의 성능향상을 위해서는, 위성앙각의 경우 사용자 측면에서 조절될 수 없는 제한적인 요인이 있지만, Local 방위각의 경우 기준국 안테나 배치에 따라 다양한 각도의 기저벡터를 확보될 수 있다. 통상적으로 GBAS에서 4개의 기준국 안테나를 기준으로 살펴보았을 때 Fig. 11의 오른쪽과 같이 구성된다면 단순하게 사각형 형태의 배치보다, 2개의 추가적인 기저벡터가 구성될 수 있어, 알고리즘의 성능 향상에 도움이 될 수 있을 것이다.

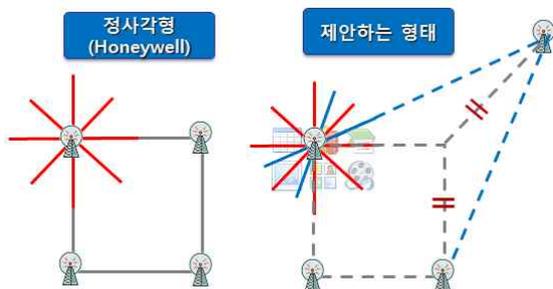


Fig. 11. Proposed geometry of reference station antenna

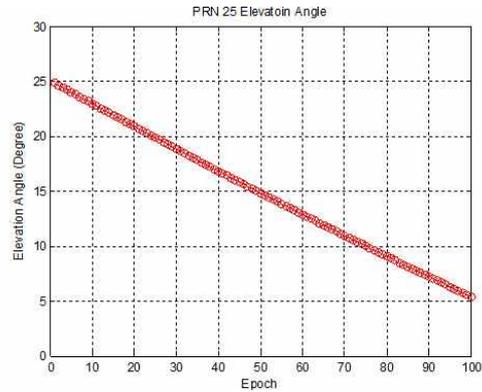


Fig. 12. PRN 25 Elevation Angle

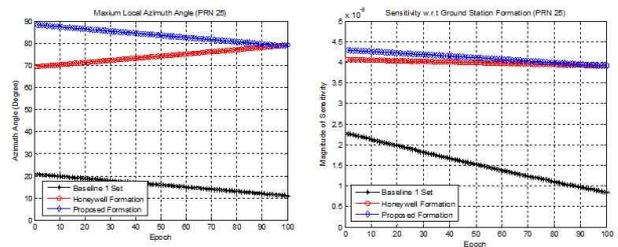


Fig. 13. TS sensitivity analysis with respect to formulation of baseline vectors

Figure 11의 결과를 보완하기 위해 위성 궤도 고장에 따른 민감도 시뮬레이션을 수행하였다. 낮은 위성앙각(PRN 25) 정보를 세 가지 경우로 분석 하였다.

먼저 기저벡터가 1개인 경우, 정사각형 기저벡터 구성, 마지막으로 제안하는 형태로 구성되었을 경우이다.

Figure 13과 같이, 제안한 형태의 기저벡터 구성이 민감도가 가장 높은 것을 확인할 수 있었고, 이는 다양한 Local 방위각이 형성된 기준국 배치가 알고리즘의 성능 향상에 기여하는 것을 알 수 있다.

### 2.3. 제주국제공항 GBAS 시험 장비에 적용

#### 2.3.1 실 측정값 기반 한계치 도출

정상상태에서의 검정통계량의 크기를 결정하는 주된 요인은 사용되는 측정값의 잡음 성분이다. 잡음 성분의 위성 앙각에 따른 통계적 특성인 표준편차를 분석함으로써, 한계치를 도출할 수 있다. 반송파의 잡음 성분에 해당하는 식 (5)의  $\Delta^2 v_{AB}^{ij}$  ( $\sigma_{\Delta\phi}$ )의 표준편차를 도출하기 위해, 제주 국제공항에서 수신된 6일 데이터를 사용하였다.

표준편차는 Fig. 14와 같이 위성앙각에 따라 고각으로 갈수록 감소하는 것을 확인하였고,

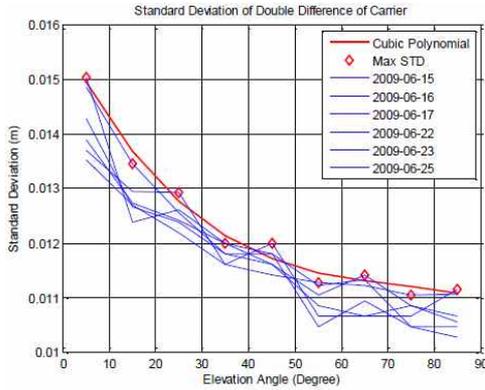


Fig. 14. Standard deviation w.r.t elevation angle

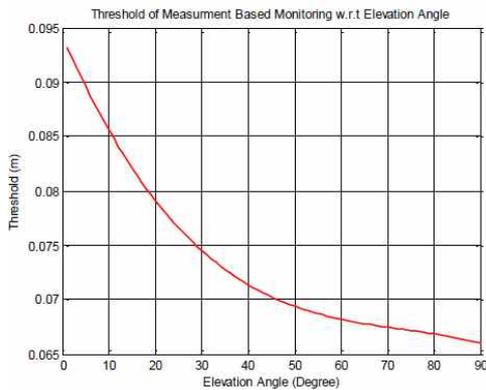


Fig. 15. Threshold w.r.t elevation angle

이를 바탕으로 3차 Polynomial 보간법을 이용하여 위성각에 따른 표준편차와 확률적인 신뢰성 (GBAS 연속성 요구조건)을 보장하기 위한 상수 ( $K_{ffme}$ )를 통해 식 (23)과 같이 도출하였다.

$$T_s \equiv K_{ffme} \sigma_{\Delta\phi} \quad (23)$$

$$K_{ffme} = 5.3 (P_{fa} = 10^{-7})$$

### 2.3.2 최소검출가능 고장 크기

최소검출가능 고장 크기(MDE : Minimum Detectable Error)는 최종적으로 고장 검출 알고리즘의 성능을 결정하는 수치이다. 본 알고리즘의 MDE는 식 (24)와 같이 유도 된다[3]. 도출된 MDE의 물리적인 의미는 알고리즘을 운용하였을 때 미검출 확률 (Miss Detection Probability) 요구조건 ( $10^{-3}$ )을 만족하는 수치로, 고장이 발생하였을 경우 검출을 실패할 확률이  $10^{-3}$ 에 해당하는 고장의 크기를 나타내며, Fig. 15에서 도출한 한계치로  $1 - 10^{-3}$  확률로 검출 할 수 있다.

$$MDE/r = (K_{ffme} + K_{mde})(\sigma_{\Delta\phi}/b) \quad (24)$$

$$K_{mde} = 3.0 (P_{md} = 10^{-3})$$

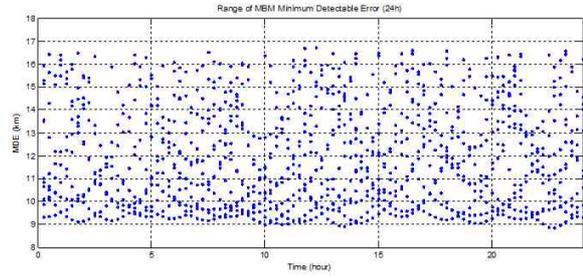


Fig. 16. Minimum Detectable Error(24h, at Jeju international airports)

기저선 길이 ( $b$ )와 사용된 측정값의 표준편차 ( $\sigma_{\Delta\phi}$ ), 위성과 기준국 안테나 사이의 거리 ( $r$ )에 따라 유동적인 특징을 갖는다. 이러한 특징을 감안하여 제주국제공항 223.5m의 기저선을 갖는 두 기준국에 알고리즘을 적용하였을 때의 24시간 동안의 MDE값을 도출하였다. 그 결과 최소 8.8km, 최대 16.7km 이상의 위성좌표의 고장이 발생하였을 때 검출이 가능한 것을 확인하였다.

## III. 결 론

본 논문에서는 반송파 측정값 기반의 궤도력 고장 검출 알고리즘의 분석과 주요 특징, 마지막으로 제주국제공항에서 운용되었을 경우의 알고리즘 성능 평가를 수행하였다. 이를 위해 알고리즘의 개요, 검정통계량 생성방법, 알고리즘에 적용되었던 가정의 유효성, 위성과 기준국간의 기하학적 조건에 따른 궤도력 고장과 검정통계량간의 상관성, 마지막으로 제주국제공항에 적용되었을 경우의 한계치 및 기대성능을 분석하였다.

본 논문의 분석을 통해 기저벡터의 길이는 알고리즘의 가정의 유효성을 바탕으로 최대 1km 이내로 유지되어야 하며, 기하학적 조건은 위성의 방향벡터와 90도를 이룰 수 있도록 다양한 기저벡터 확보가 필요하다. 마지막으로 측정값 정밀도는 고장 검출 성능인 한계치 크기와 직결이 되기 때문에 반송파 측정값 사용이 필요함을 확인하였다. 또한 제주국제공항에 설치되어 있는 GBAS 시험 장비에 적용하여, 실제 반송파 측정값 기반의 한계치를 도출하고 기대 성능인 MDE (8.8~16.7km)를 도출하였다.

본 논문의 결과는 현재 김포국제공항에 설치되어 있는 GBAS 장비에 적용이 가능할 것으로 기대되며, 이 때 기초연구자료로 활용될 예정이다.

## 후 기

본 논문은 국토교통부 항공용 위성항행 통신 기술 개발 사업(10항공-항행01)의 연구비 지원을 받아 수행하였습니다.

## References

- 1) B. Hoffmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, E. Walse, 2008, *GNSS; GPS, GLONASS, Galileo & more*, springer Wien New York, pp. 269~273
- 2) Bradford W. Parkinson, et al., *Global Positioning System : Theory and Applications Volume 1*, AIAA, 1996, pp. 121~139

3) Boris Pervan and Fang Cheng Chan, " Detecting Global Positioning System Orbit Errors Using Short-Baseline Carrier-Phase Measurements" *Journal of Guidance, Control , and Dynamics*, Vol. 26, No. 1, January-February 2003.

4) Gang Xie, *Optimal On-airport Monitoring of the Integrity fo GPS-Based Landing System*, Ph.D Thesis, Stanford University, March 2004, pp. 39~43.

5) Fang-Cheng Chan, *Detection of Global Positioning Satellite Orbit Errors using Short-Baseline Carrier Phase Measurements*, M.S thesis, Illinois Institute of Technology, July 2001, pp.17~21