

# GNSS 무결성을 위한 RAIM 기법의 고장검출 성능 분석

## Fault Detection Performance Analysis of GNSS Integrity RAIM

김지혜\* · 박관동\*\* · 김두식\*\*\*  
Kim, Ji Hye · Park, Kwan Dong · Kim, Du Sik

### 要 旨

GPS의 신뢰성 확보를 위한 무결성 모니터링기법 중 RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring) 기법에 대한 비교 실험을 수행하였다. RAIM은 사용자 단독으로 무결성을 모니터링 할 수 있는 방법으로 기존의 RAIM 기법들 중 대표 적인 방법인 거리비교방법, 최소자승잔차법, 패리티기법 그리고 가중최소자승법을 구현하고 그 성능을 평가하였다. 구현된 알고리즘의 평가를 위하여 2004년 1월 1일 PRN23번 위성시계고장에 대한 고장검출을 실시하였고 그 결과 최소자승잔차법과 가중최소자승법이 고장상태를 100% 감지하는 것을 확인하였다. 거리비교방법의 경우에도 1개 에폭에서 오경보가 발생한 오류를 제외하면 고장상태를 비교적 잘 감지하는 것으로 나타났다. 또한 위성 별로 임의의 바이어스를 입력하여, 구현된 4개의 RAIM 기법이 바이어스에 반응하는 정도를 비교하였다. 그 결과 거리비교방법과 최소자승잔차법에서 9-13m 바이어스를 입력하였을 때 모든 위성의 오작동을 감지하였고 가중최소자승법의 경우에는 15m 바이어스 크기에서 모든 위성의 오작동을 감지하였다.

핵심용어 : GPS, 무결성, RAIM, 고장검출

### Abstract

Performance analysis on RAIM, which is one of the techniques for monitoring integrity to ensure the reliability of GPS, was conducted in this study. RAIM is such a method which allows its user to monitor integrity in the stand-alone mode. Among the existing RAIM procedures, the representative methods including the RCM (Range Comparison Method), LSRM (Least Square Residual Method), Parity approach and WRAIM (Weighted RAIM) were evaluated, and their performance was analyzed. To validate the performance of the implemented algorithms, fault detection was tried on the clock malfunctioning event of PRN 23 occurred on January 1st, 2004. As a result, it was identified that the LSRM and the WRAIM detected all the faults happened in the event. In the case of RCM, all the states of fault were detected except for the error which occurred as a false alarm at one epoch. Furthermore, simulated biases were added for each satellite to analyze the sensitivity of each algorithm. Consequently, when biases of the 9-13 meters range were simulated for the RCM and LSRM algorithm, all the malfunctions were detected. For the WRAIM method, it could detect range biases greater than 15 meters.

Keywords : GPS, Integrity, RAIM, Fault Detection

## 1. 서 론

현재 전 세계적으로 GPS(Global Positioning System)는 항공, 선박, 자동차 등의 위치추적기능 뿐만 아니라 측량, 건설, 산림, 기상 등 다양한 분야에서 널리 사용되고 있으며 그 중요성 또한 확대되고 있다. 이에 따라 GPS 신호의 신뢰도와 안전성 확보에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.

GPS의 신뢰성 확보를 위해서는 무결성이 보장되어

야 하는데, 무결성의 모니터링은 감시 주체에 따라 크게 3가지로 분류할 수 있다. 먼저 위성에서 자체적으로 무결성을 검사하고 메시지를 보내는 방법과 지상의 주 관제국(MCS, Master Control Station)에서 위성의 오 동작을 감시하고 고장발생시 사용자에게 경보를 전달하는 방법 그리고 사용자 수준에서 수신기 단독으로 무결성을 감시하는 방법 등으로 구분된다. 이 연구에서는 사용자 수준에서 수신기 단독으로 무결성을 감시하는 기법인 RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring)

2012년 6월 25일 접수, 2012년 8월 27일 채택

\* 교신저자 · 정희원 · 인하대학교 공과대학 지리정보공학과 석사과정 (k6www6@naver.com)

\*\* 정희원 · 인하대학교 공과대학 지리정보공학과 부교수(kdpark@inha.ac.kr)

\*\*\* 인하대학교 공과대학 지리정보공학과 박사과정(dskim@inha.edu)

에 대한 분석을 실시하였으며 RAIM 기법 중 GPS 신호의 C/A 코드데이터를 이용하는 기법을 분석대상으로 하였다.

RAIM은 과거의 정보와 관계없이 현재의 시스템 상태를 고려하는 스냅샷(Snap-shot) 방식과 항체의 운동에 의존하여 과거, 현재의 정보를 모두 이용하는 칼만필터링(Kalman filtering) 방식이 있다. 칼만필터링 방법의 경우 연산이 복잡하고 처리속도가 느리기 때문에 현재는 보편적으로 스냅샷 방식이 사용되고 있다(윤영선 등, 2002). 다양한 RAIM 기법 중 대표적인 방법으로 Lee(1986)가 제안한 거리비교방법(Range Comparison Method), 위치비교방법(Position Comparison Method)이 있으며 Parkinson과 Axelrad(1988)는 최소자승잔차법(Least Square Residual Method)을 제안하였다. 또한 Sturza와 Brown(1990)은 패리티벡터(Parity vector)를 이용한 무결성 감지법을 제안한 바 있다.

그러나 위 방법들은 위성 1개의 고장을 가정하고 위성의 오작동 감지를 수행한다는 단점이 있다. 이후 Brown(1997)에 의해 2개 위성의 고장을 감지할 수 있는 방법이 제안되었고 국내에서도 유창선 등(2003)이 패리티공간을 이용하여 2개 위성의 고장을 감지할 수 있는 방법을 연구하였다. 또 다른 국내 연구로는 안용운(2010)이 동일 평면상에 잔차를 투영시켜 바이어스(bias)를 검출하는 연구를 진행하였으며, 유장식(2010)이 도플러 측정치를 이용한 RAIM 기법을 제안하였다. 이 외에도 weighted RAIM(Walter and Enge, 1995), NIOAIM(Hwang and Brown, 2006) 등 다양한 연구가 진행되었다.

이 논문에서는 대표적인 RAIM 기법 중 거리비교방법, 최소자승잔차법, 패리티기법, 가중최소자승법을 구현하고 각각의 성능을 비교하였다. 먼저 2004년 1월 1일에 발생했던 PRN23번 위성시계의 고장으로 인한 위성의 오동작에 대하여 고장상태 검출성능을 검사하였다. 또한 임의의 바이어스를 의사거리에 입력하는 시뮬레이션을 통하여 위성의 오작동감지 성능을 각 RAIM 기법 별로 비교 평가하였다.

## 2. RAIM 기법

### 2.1 거리비교방법(Range Comparison Method, RCM)

거리비교방법에서는 관측된  $n$ 개의 위성 중 고장이 없다고 가정한 4개의 위성을 이용하여 위치해를 구하고 나머지  $n-4$ 개의 위성의 의사거리 예측치를 계산한다. 그리고 계산된 의사거리 예측치와 실제 관측된 의

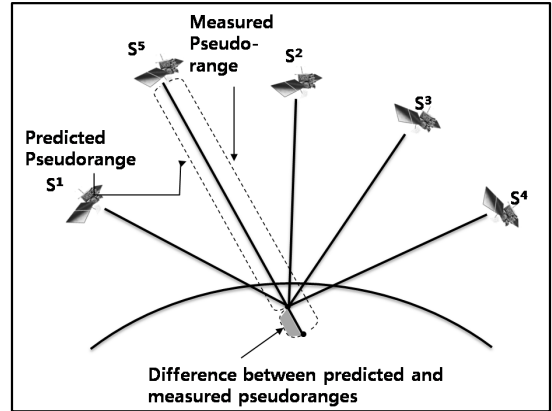


Figure 1. Concept of The Range Comparison Method

사거리의 잔차를 비교하여 고장을 감지하게 된다. 고장상태 판단은 각 위성 별로 계산된 잔차를 조합하여 얻어지는 판단변수(Decision value,  $D$ )를 이용하며 오경보율(False alarm Probability,  $P_{FA}$ )로부터 정량화된 임계값(Threshold)과 판단변수의 대소 관계를 비교하여 위성의 고장여부를 확인하게 된다.

Figure 1은 거리비교방법의 개념을 나타낸 것으로  $S^i(i=1,2,3,4)$ 는 위치해를 계산하는 기준이 되는 위성이고  $S^5$ 는 고장여부를 검사하는 대상 위성이다.

거리비교방법은 초기 위치해를 계산하기 위하여 4개의 고장이 없는 기준 위성을 선택해야 하는 문제점이 있으며, 기준 위성을 선택하는데 있어서 위성의 수가 많아질수록 생성되는 조합도 많아지는 문제점이 있다. 그러나 다른 방법에 비하여 알고리즘이 간단하다는 것이 장점이다(Lee, 1986).

### 2.2 최소자승잔차법(Least Square Residual Method, LSRM)

거리비교방법에서 4개의 위성을 이용하여 위치해를 산출한 것과 달리 최소자승잔차법은 관측된  $n$ 개의 위성을 모두 이용하여 최소자승법에 의한 위치해를 구한다. 아래 식 (1)은 GPS의 기본 관측방정식을 나타낸다.

$$y = Hx + \epsilon \quad (1)$$

식 (1)에서  $y$ 는 사용자 위치  $x$ 와 위성 사이 실제 의사거리 관측치를 나타내고,  $H$ 와  $\epsilon$ 은 각각 관측행렬(Observation matrix), 오차 벡터(Error vector)이다. 잔차를 구하기 위하여 아래 식 (2)를 이용하여 의사거리 예측치를 계산하고 실제 의사거리 관측치와 예측치를

차분하여 식 (3)의 잔차  $w$ 를 구한다.

$$\begin{aligned}\hat{x} &= (H^T H)^{-1} H^T y = Ay \\ \hat{y} &= H\hat{x}\end{aligned}\quad (2)$$

$$\begin{aligned}w &= y - \hat{y} \\ &= [I - H(H^T H)^{-1} H^T] y \\ &= Sy\end{aligned}\quad (3)$$

위 식 (3)으로 계산된  $w$  값을 이용하면 오차의 제곱합(Square Sum of Error, SSE)을 아래 식 (4)로 나타낼 수 있다.

$$SSE = w^T w \quad (4)$$

이 때 각 잔차값  $w$ 들이  $N(0, \sigma^2)$ 인 정규분포인 특성을 갖고 서로 독립이라면 SSE값은  $n-4$ 의 자유도를 갖는 카이제곱분포(chi-square distribution,  $\chi^2$ )를 따르게 된다. SSE값이 카이제곱분포를 따른다는 특성을 이용하여 오정보 확률에 의한 임계값을 설정하고 판단변수와 비교하여 위성의 고장을 판단하게 된다. 판단변수는 SSE를 이용하여 RTCA MOPS에서 권고하는 식 (5)를 이용하여 산출한다(Parkinson and Axelrad, 1988; 손지수, 2002).

$$D = \sqrt{\frac{SSE}{n}} \quad (5)$$

### 2.3 패리티(Parity)기법

패리티기법을 이용해 고장을 검출하기 위해서는 측정 잔차를 패리티 공간으로 투영하는 과정이 필요하며, 고장 감지에 이용할 패리티벡터를 구해야한다. 먼저 식 (6)에서  $H$ 의 수직변환 행렬인 패리티 변환행렬  $P$ 를 구한다.  $P$ 행렬은 QR분해를 이용하여 구할 수 있으며, 이 때  $P$ 는  $(n-4) \times n$ 인 크기를 갖는다. 구해진 패리티 변환행렬  $P$ 를 이용하면 패리티벡터를 아래 식 (7)과 같이 계산할 수 있다(Sturza and Brown, 1990).

$$PH = 0 \quad (6)$$

$$p = Py = P\epsilon \quad (7)$$

최소자승잔차법에서 잔차  $w$ 를 이용한 것과 마찬가지로 패리티벡터  $p$ 를 이용하면 판단변수 값을 계산할 수 있다. 여기서 패리티벡터  $p$ 는 최소자승잔차법에서

계산된 잔차와 같은 크기를 갖는다.

고장이 발생하였을 때 패리티기법을 이용하여 고장 위성을 검출하는 방법은 각각 관측된 위성의 판별값(Test Statistics, TS)을 계산하여 최대값을 갖는 경우를 고장위성으로 판단할 수 있다. 판별값 TS는 아래 식 (8)로 계산할 수 있으며  $P_{:j}$ 는 패리티 변환행렬의 열벡터이고  $j$ 는 제외된 위성을 나타낸다.

$$TS_j = \frac{p^T P_{:j}}{|P_{:j}|} \quad (j = 1, 2, \dots, n) \quad (8)$$

앞서 기술한 거리비교방법과 최소자승잔차 법의 경우에는 고장이 발생했을 때 고장 위성 검출을 위해서 별도로 위성을 하나씩 제거해 가며 무결성 검증을 반복하는 일련의 과정을 거쳐야 한다. 그러나 패리티기법의 경우 복잡한 연산 없이도 패리티벡터의 크기, 방향성을 이용해 고장위성을 검출할 수 있는 장점을 가지고 있다(유창선, 2003).

### 2.4 가중최소자승법(Weighted RAIM, WRAIM)

가중최소자승법은 최소자승법에 가중치를 적용하여 보다 정확한 위치해를 구할 수 있는 방법이다. 가중치를 이용할 경우, 단일 항법시스템 뿐만 아니라 GPS, GLONASS(Global Navigation Satellite System), Galileo 등의 다양한 위성항법시스템을 조합하여 사용할 때에도 무결성을 감시할 수 있다. 이들은 각각 서로 다른 측정오차를 갖기 때문에 상이한 가중치를 부여하여 위성의 오작동을 검출해야한다. 가중최소자승법에서 가중치는 보편적으로 측정오차의 공분산 행렬(Covariance Matrix)의 역행렬을 이용한다. 측정치의 잡음성분들이 서로 독립이고, 평균이 0인 경우 공분산 행렬  $R$ 은 아래 식 (9)로 나타낼 수 있다.

$$R = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & \sigma_{12}^2 & \dots & \sigma_{1n}^2 \\ \sigma_{21}^2 & \sigma_2^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \sigma_{n1}^2 & \dots & \dots & \sigma_n^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

위 식 (9)에서 대각요소를 제외한 나머지 값들은 측정치의 잡음성분들이 서로 독립이므로 0값을 갖는다. 그러므로 가중치행렬  $W$ 는 아래 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$W = R^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & \cdots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \frac{1}{\sigma_n^2} \end{bmatrix} \quad (10)$$

최소자승잔차법의 식 (2)에 가중치행렬  $W$ 를 대입하면 가중최소자승해를 구할 수 있으며, 아래 식 (11)로 구한 예측치와 실제 측정값을 이용하여 식 (12)의 잔차를 구한다. 최소자승잔차법에서 SSE를 산출한 것과 같이 가중최소자승법에서도 식 (13)을 이용해 WSSE(Weighted SSE)를 계산한다.

$$\hat{x}_w = (H^T W H)^{-1} H^T W y = K y \quad (11)$$

$$\hat{y}_w = H \hat{x}_w$$

$$v = y - \hat{y}_w \quad (12)$$

$$= [I - H(H^T W H)^{-1} H^T W] y$$

$$WSSE = v^T W v \quad (13)$$

마지막으로 식 (13)을 통해 계산한 WSSE를 이용하여 식 (14)와 같이 판단변수를 구할 수 있으며, 이를 임계치와 비교함으로써 위성의 고장을 감지하게 된다(윤영선 등, 2002).

$$D = \sqrt{WSSE} \quad (14)$$

### 3. 임계값의 계산

앞서 2장에서 기술한 각각의 기법별로 계산된 판단 변수는 판단경계( $T_D$ )와 HPL(Horizontal Protection Level)에 의해 Figure 2와 같이 검출 실패(Missed Detection), 검출(Detection), 정상상태(Normal Condition), 오경보(False Alarm) 4개의 무결성 판단영역으로 구별할 수 있다. 각 영역에 대한 내용은 Table 1로 정리하였다.

Table 1. Description of Detection Regions

	2D-error & HPL	Decision value & $T_D$
Normal condition	$\varepsilon < \text{HPL}$	$D < T_D$
Missed Detection	$\varepsilon > \text{HPL}$	$D < T_D$
False Alarm	$\varepsilon < \text{HPL}$	$D > T_D$
Detection	$\varepsilon > \text{HPL}$	$D > T_D$

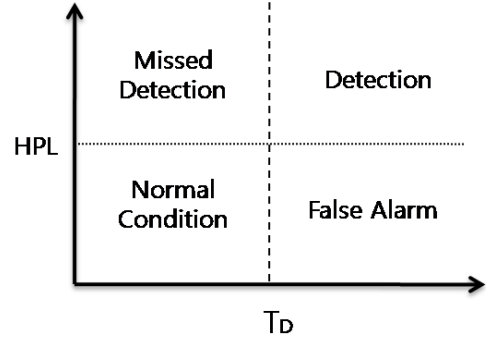


Figure 2. Detection Regions for Integrity Decision

#### 3.1 판단경계( $T_D$ )

판단변수는 정상상태에서  $n-4$ 의 자유도를 갖는 카이제곱분포를 따르고 이 때 판단경계는 오경보율을 만족하도록 설정한다. 카이제곱분포의 확률밀도함수는 식 (15)로 정의되며 이를 이용하여 판단경계를 계산할 수 있다. 여기서  $x$ 는 확률변수,  $k$ 는  $n-4$ 의 자유도,  $\Gamma$ 는 감마함수를 나타낸다(Parkinson and Axelrad, 1988; Kaplan and Hegarty, 2005).

$$f(x) = \frac{x^{((k/2)-1)} e^{-x/2}}{2^{k/2} \Gamma(k/2)}, x > 0 \quad (15)$$

$$= 0, x \leq 0$$

#### 3.2 Horizontal Protection Level(HPL)

HPL은 바이어스가 있는 비중심 카이제곱분포(Noncentral chi-square distribution)에서 3.1절의 판단 경계 값을 이용하여 결정할 수 있으며 비중심 카이제곱분포의 확률밀도함수는 아래 식 (16)과 같다. 각 항은 카이제곱분포의 확률밀도함수와 마찬가지로  $x$ 는 확률변수,  $k$ 는  $n-4$ 의 자유도,  $\Gamma$ 는 감마함수를 나타내고 비중심성모수( $\lambda$ )는 정규화된 평균  $m$ 과 자유도  $k$ 에 의해 식 (17)과 같이 산출될 수 있다.

$$f(x) = \frac{e^{-\frac{(x+\lambda)}{2}}}{2^{\frac{k}{2}}} \sum_{j=0}^{\infty} \left[ \frac{\lambda^j x^{\left(\frac{k}{2}+j-1\right)}}{\Gamma\left(\frac{k}{2}+j\right) 2^{2j} j!} \right] \quad (16)$$

$$, x > 0$$

$$= 0, x \leq 0$$

$$\lambda = km^2 \quad (17)$$

HPL를 구하기 위해서 위성의 특성기울기와 pbias를 계산해야하는데, pbias는 비중심 카이제곱분포에서 고

장검출실패율을 만족하는 패리티벡터상의 바이어스를 나타내며 비중심성모수의 제공근을 이용하여 계산한다. 위성의 특성기울기의 경우는 식 (18)로 계산하며  $A$ 와  $S$ 는 식 (19), 식 (20)으로 구할 수 있다. 식 (18)에서 계산된 위성의 특성기울기와  $pbias$ 의 곱을 이용하여 식 (21)과 같이 HPL을 구할 수 있다. 가중최소자승법의 경우는 식 (19)와 식 (20)에서  $H$ 의 전치행렬대신  $H$ 의 전치행렬과 가중치행렬의 곱으로 계산되며, 식 (18)에서  $\sigma_i$ 값을 곱하여 계산한다(Kaplan and Hegarty, 2005).

$$SLOPE(i) = \sqrt{A_{1i}^2 + A_{2i}^2} / \sqrt{S_{ii}} \quad (18)$$

$, i = 1, 2, \dots, n$

$$A = (H^T H)^{-1} H^T \quad (19)$$

$$S = I_n - H(H^T H)^{-1} H^T \quad (20)$$

$$HPL = Slope_{\max} \times pbias \quad (21)$$

## 4. 알고리즘 성능 비교

### 4.1 알고리즘 정확도 검증

이 연구에서는 2절에 기술한 각 알고리즘을 구현하고 구현된 알고리즘의 정확성 평가를 위하여 실제 고장이 발생했던 과거 관측데이터를 이용하여 고장검지를 수행하였다.

정확성 평가에 이용한 고장 사례는 지난 2004년 1월 1일 18시 30분부터 22시 25분까지 PRN23번 위성이 위성시계고장으로 오작동 한 사례이다. 이 연구에서는 정확도 검증을 위해 대전 상시관측소 30초 단위 관측 데이터를 사용하였다. 대전 상시관측소에서 PRN 23번 위성이 관측 된 시간은 18시 06분에서 21시 19분까지이며, 대전 상시관측소에서 오작동한 위성의 신호가 수신된 시간은 18시 30분 30초부터 21시 19분까지 총 337에폭(epoch)이다.

알고리즘의 정확도 검증에서는 앞의 고장사례를 이용하여 거리비교방법, 최소자승잔차법, 가중최소자승법 각 기법별 고장 검출 성능을 비교하였다. 그리고 패리티기법을 이용하여 고장으로 검출된 에폭을 대상으로 한 고장위성 분리 성능 검사를 수행하였다. 거리비교방법에서 기준위성의 선정은 PDOP이 가장 낮은 수치를 나타내는 위성 4개 조합을 이용하였고, 대전 상시관측소에서 2004년 1월 1일에 최소자승법과 가중최소자승법의 판단변수를 계산하는데 사용된 위성의 개수  $n$ 은

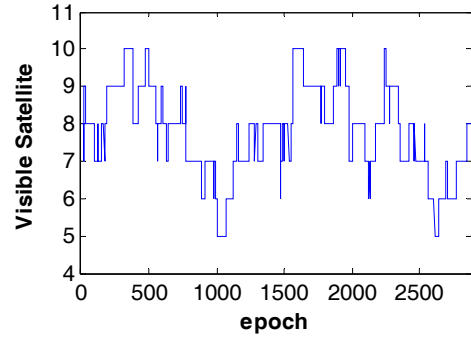


Figure 3. The number of Visible Satellite at Daejeon Station(2004.1.1)

Table 2. Non-normalized Threshold

Degree Of Freedom	$T_D$
1	26.048
2	29.830
3	32.931
4	35.703
5	38.270
6	40.692
7	43.004
8	45.229
9	47.383
10	49.477

Figure 3에 나타냈다.

고장검출에 사용된 판단경계는 3.1에 기술한 바와 같이 카이제곱분포의 자유도에 따라 결정된다. 판단경계는 각 기법별 판단변수 계산방법에 따라 정규화를 통해 얻어질 수 있으며 오경보율  $3.33 \times 10^{-7}$ 에서 자유도에 따른 정규화 이전의 판단경계의 값은 Table 2와 같다.

Table 3은 3개의 RAIM 기법이 고장을 감지한 횟수를 정리한 것이다. 그 결과 PRN 23번 위성의 오작동 시간은 3개의 RAIM 기법이 모두 감지하였으나, 최소자승잔차법과 가중최소자승법만이 PRN 23번이 관측된 에폭에서 100% 고장상태로 판단하였고, 거리비교방법의 경우는 실제로 고장이 있었던 1개의 에폭을 고장상태가 아닌 오경보로 분류하였다.

거리비교방법에서 실제 고장이지만 오경보로 분류된 관측치는 PRN 23번 위성의 오작동이 시작된 시점에서 나타나는 것으로 확인되었다.

이러한 결과는 PRN 23번 위성의 고장이 발생하는 시점에는 위치해의 수평오차가 점진적으로 증가하기 시작하는데, 고장 발생 시점에서의 수평오차가 이 연구에서 Protection Level로 사용한 HPL보다 작기 때문이

Table 2. The detection of fault each RAIM Methods (2004.1.1)

	RCM	LSRM	WRAIM
Detection	336	337	337
False Alarm	679	329	270
Normal Condition	1865	2214	2273
Missed Detection	0	0	0

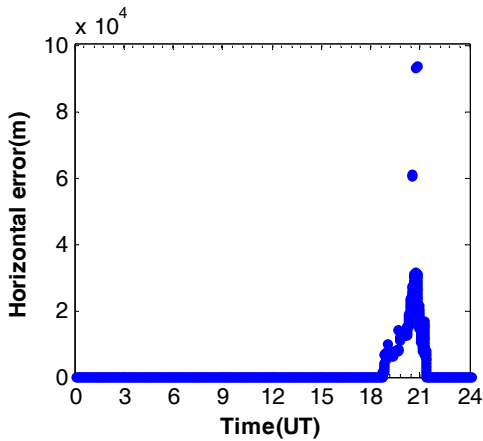


Figure 4. Horizontal Positioning Errors(2004.1.1)

다. 실제로 계산한 수평오차는 아래 Figure 4과 같으며, 2004년 1월 1일에 1-3m로 나타나던 수평오차가 18시 30분 30초에 7m를 기점으로 증가하기 시작하여 최고 94km까지 나타나는 것을 확인하였다. 또한 거리비교방법이 다른 RAIM 기법들에 비해 오경보가 크게 나타나는 것은 기준으로 선택한 4개의 위성만을 사용하여 위치해를 구하기 때문에 다른 기법들에 비해 거리비교방법에서 계산한 위치해가 비교적 낮은 정확도를 갖기 때문인 것으로 판단된다.

Table 4은 패리티기법을 이용하여 고장위성을 분리한 결과이다. 검출률을 보면 전체 337에폭에서 292번, 약 87%의 고장위성 검출 하였고, 나머지 13%의 에폭에서는 고장에 해당하는 위성을 검출하지 못한 것을 확인할 수 있다.

이는 스냅샷 방식으로 고장 위성을 검출하는 패리티 기법의 특성행렬 열벡터들의 방향성이 서로 근접할 경우에 고장위성을 검출하기 위한 판단이 어렵기 때문이

Table 4. Fault Isolation Using Parity Method

fault detection	337
fault isolation	292
Detection rate	86.68%

다. 이와 관련하여 손지수(2002)는 단일 에폭의 특성행렬 열벡터 분포만 살펴보는 것이 아니라 정보발생시간(Time to Alarm)을 초과하지 않는 범위 내에서 몇 개의 에폭에 걸쳐 검사하는 것이 고장 위성검출 확률을 높일 수 있다고 제시하고 있다.

#### 4.2 시뮬레이션을 통한 알고리즘 성능비교

앞 절에서 검증된 알고리즘을 이용한 시뮬레이션으로 거리비교방법, 최소자승잔차법, 가중최소자승법의 성능을 비교하였다. 실제 고장감지 실험과 마찬가지로 시뮬레이션에서도 고장검출 횟수는 거리비교방법과 최소자승잔차법, 가중최소자승법 세가지 방법을 비교하고 패리티방법을 이용하여 바이어스를 입력한 해당 위성을 검출하는 횟수를 확인하였다.

인하대학교 옥상에 설치된 IHU1 관측소에서 2012년 5월 14일 00시 00분 00초부터 1시 23분 19초까지 5,000에폭 동안 지속적으로 관측된 PRN 9, 15, 18, 21, 27 위성의 관측치에 임의의 바이어스 1, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15m를 각각 입력하여 고장 검출 성능을 비교하였다. IHU1 관측소에 설치된 수신기는 Ashtech사의 UZ-12이며, 안테나는 동일 제조사의 ASH701945E\_M Choke Ring Antenna 이다. 최소자승잔차법과 가중최소자승법에서 판단변수 계산에 사용된 가시위성수 n개는 시뮬레이션 해당 시간동안 8-10개로 큰 변동이 없었으며, 거리비교방법의 기준위성 선정은 알고리즘 정확도 검증과 동일한 방법을 이용하였다. 각 기법이 위성에 입력된 바이어스에 반응하는 정도를 확인하기 위해 Protection Level은 무시하고 오작동 감지 여부만 확인하였다.

먼저 Table 5의 거리비교방법 시뮬레이션 결과를 살펴보면, 위성에 따라 PRN 9, 18, 21번은 13m 바이어스에서 모든 에폭을 검출하였고 PRN 15번과 27의 경우는 9m에서도 모든 에폭을 검출하는 것을 확인할 수 있다.

최소자승잔차법의 바이어스의 검출 결과는 Table 6에 나타난 바와 같이 PRN 15번과 27번은 11m 바이어스를 입력하였을 때 모든 에폭이 검출 되었으며 나머지

Table 5. Simulation results in RCM

PRN	9	15	18	21	27	avg.
bias						
1	287	537	587	147	614	434.4
3	252	1429	1948	1109	1276	1202.8
5	436	3601	3859	3223	2765	2776.8
7	1978	4944	4714	4843	4823	4260.4
9	4260	5000	4977	5000	5000	4847.4
11	4997		5000			4999.4
13	5000					5000

Table 6. Simulation results in LSRM

PRN \ bias	9	15	18	21	27	avg.
1	102	153	161	126	150	138.4
3	99	205	293	168	206	194.2
5	116	696	1941	637	685	815
7	206	3011	3538	3015	3263	2606.6
9	1569	4793	4417	4786	4992	4111.4
11	4691	5000	4900	4985	5000	4915.2
13	5000		5000	5000		5000

Table 7. Simulation results in WRAIM

PRN \ bias	9	15	18	21	27	avg.
1	11	24	26	14	23	19.6
3	0	32	76	17	66	38.2
5	0	212	1108	95	1096	502.2
7	79	2722	2869	1837	4172	2335.8
9	1809	4836	3779	4400	5000	3964.8
11	4801	5000	4710	4944		4891
13	5000		4971	5000		4994.2
15			5000			5000

방법의 경우는 13m 바이어스를 입력했을 때 모든 오작동 예폭 검출이 가능한 것으로 확인되었다. 다음 페이지의 Figure 5는 최소자승잔차법을 이용하여 계산된 판단변수 값으로 PRN 9번 위성의 관측치에 바이어스를 1m 입력하였을 때 각 예폭에서의 판단변수와 13m의 바이어스를 입력하였을 때 판단변수를 비교한 그림이다. 그래프 상에서 빨간색으로 표시된 부분은 각 예

폭에서 관측된 가시위성 수를 이용하여 정의된 자유도에 따른 임계값인 판단경계를 나타낸다. Table 6에서 확인한 바와 같이 그래프 상에서도 바이어스가 13m 입력되었을 때 모든 예폭의 판단변수가 판단경계 이상의 값을 나타내는 것을 볼 수 있다.

Table 7의 가중최소자승법 시뮬레이션의 경우 13-15m의 바이어스를 입력했을 때 모든 예폭을 검출하는 것을 확인하였다. 전체적으로 7m 이상의 바이어스가 입력되었을 경우에 다수의 고장 검출이 발생하게 되는 것을 확인할 수 있었고, 7-15m 바이어스를 적용했을 때 다른 기법들과 유사한 검출률을 나타내는 것으로 확인되었다.

세 가지 방법을 비교해볼 때 최종적인 결과는 15m의

Table 8. Simulation results in Fault Isolation Using Parity Method

PRN \ bias	9	15	18	21	27
1	0	0	0	0	0
3	0	0	26	10	5
5	0	119	1078	374	404
7	46	1832	2589	2480	3031
9	1262	3917	3290	4137	4917
11	4438	4528	3665	4484	4946
13	4829	4793	3781	4625	4982
15	4872	4941	3809	4687	4994

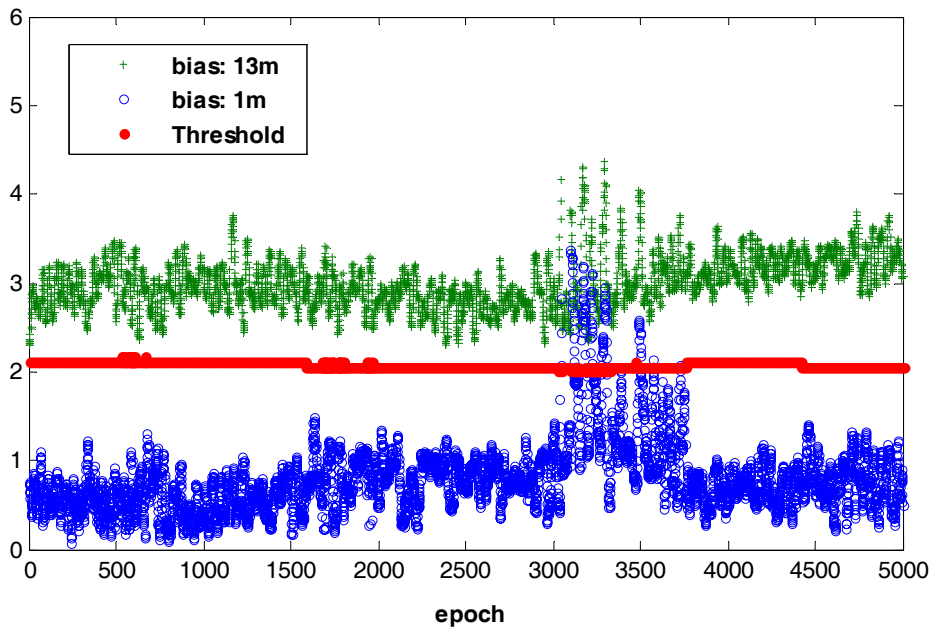


Figure 5. Comparison of PRN 9 Decision Value in bias 1m and 13m

바이어스가 삽입된 경우에 모든 고장 예폭을 검출하는 것으로 나타났다. 그러나 10m이하의 작은 바이어스에는 거리비교방법이 다른 방법에 비하여 더 높은 검출률을 나타낸다.

고장위성 검출 성능 평가는 고장감지에서 고장으로 판단된 예폭에 바이어스가 삽입된 위성의 검출 여부로 수행하였다. Table 8에서 확인 할 수 있듯이 최소 7m 이상의 바이어스가 입력되었을 때 고장 위성을 검출하는 것을 확인할 수 있다.

## 5. 결론

이 연구에서는 기존 RAIM 기법인 거리비교방법과 최소자승잔차법, 패리티기법 그리고 가중최소자승법을 구현하여 그 성능을 평가하는 실험을 진행하였다. 구현된 알고리즘의 평가를 위하여 실제고장 상태를 대상으로 진행한 실험에서 최소자승잔차법과 가중최소자승법은 모든 고장상태를 감지하였으며, 거리비교방법의 경우 고장이 시작되는 시점의 1개의 예폭에서 오경보로 분류되는 오류 외에는 고장상태를 모두 검출하는 것을 확인 할 수 있었다. 또한 임의의 바이어스를 입력한 시뮬레이션 결과에서는 거리비교방법과 최소자승잔차법이 9-13m 바이어스에 오동작 위성을 감지하는 것으로 나타났으며 가중최소자승법에서도 9-15m의 바이어스 크기에서 모든 예폭을 검출하는 것을 확인하였다. 바이어스가 10m 이상인 경우 3개의 방법이 유사한 결과를 나타내지만 10m보다 작은 바이어스가 삽입된 경우에는 거리비교방법의 검출률이 가장 높고 최소자승잔차법, 가중최소자승법의 순서로 성능을 나타냈다. 그러나 실제 위성에서 고장이 일어나 관측값에 영향을 미칠 때는 1-20m 크기의 바이어스가 아니라 km단위로 영향을 주며, 또한 가중최소자승법은 통합 GNSS 시스템에서도 고장을 검출할 수 있기 때문에 유용하게 활용될 수 있을 것이다.

이 연구에서는 RAIM 기법들의 고장감지 성능을 확인하였다. 그 결과 수신기로부터 원시데이터를 실시간으로 획득하는 것이 가능한 경우, 수신기 단독으로 GPS 항법메시지의 무결성을 확인할 수 있는 RAIM 기법을 현장에서 GPS를 이용하는 다양한 분야에 적용하여 위성의 고장이나 항법메시지 이상 등으로 인한 안전성 위협요소들로부터 피해를 줄일 수 있을 것으로 기대된다.

실제고장 실험의 거리비교방법의 오류에서 확인 한 것처럼 향후 연구에서는 가용성 높은 Protection Level을 계산하는 방법에 대하여 논의 되어야 하며 단일 고장이 아닌 위성의 다중고장에 대한 실험도 진행되어야 할 것으로 판단된다.

## 감사의 글

이 연구는 국토해양부 소관 연구개발사업 “지상파 DMB기반 DGPS 서비스 광역화 및 상용화 기술개발” 연구비 지원에 의해 수행되었습니다.

## 참고문헌

1. 손지수, 2002, GPS 수신기 RAIM 기능 구현, 석사학위논문, 건국대학교, pp. 2-42.
2. 안용운, 2010, 잔차 투영 비교에 의한 위치해 바이어스 검출 기법, 석사학위논문, 건국대학교, pp. 29-34.
3. 유장식, 2010, 도플러 측정치를 이용한 위치기반의 RAIM 기법, 석사학위논문, 건국대학교, pp. 37-38.
4. 유창선, 안이기, 이상정, 2003, 패리티 공간을 이용한 2개 GPS 파라미터 고장진단, 한국항공우주학회지, 한국항공우주학회, 제 31권, 6호, pp. 52-60.
5. 윤영선, 박성민, 기창돈, 2002, DGPS 측정치 무결성 감시 시스템 구현 및 시험, 한국항공학회 논문지, 한국항공학회, 제 6권, 2호, pp. 104-112.
6. Brown, R. G., 1997, Solution of the Two-Failure GPS RAIM Problem Under worst-case bias conditions, NAVIGATION, ION, Vol. 44, No. 4, pp. 425-432.
7. Hwang, P. Y. and Brown, R. G., 2006, RAIM-FDE Revisited: A New Breakthrough In Availability Performance With NIO-RAIM(Novel Integrity-Optimized RAIM), NAVIGATION, ION, Vol. 53, No. 1, pp. 41-52.
8. Kaplan, E. D. and Hegarty, C., 2005, Understanding GPS: Principles and application, Second Edition, Artech House Publishers, ,pp. 349-353.
9. Lee, Y. C., 1986, Analysis of Range and Position Comparison Methods as a Means to Provide GPS Integrity in the User Receiver, Proceedings of the Annual Meeting of the Institute of Navigation, pp. 1-4.
10. Parkinson, B. W. and Axelrad, P., 1988, Autonomous GPS Integrity Monitoring Using the Pseudorange Residual, NAVIGATION, ION, Vol. 35, No. 2, pp. 255-274.
11. Sturza, M. A. and Brown, A. K., 1990, Comparison of Fixed and Variable Threshold RAIM Algorithms, Proceedings of the 3rd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, ION, pp. 437-443.
12. Walter, T. and Enge, P., 1995, Weighted RAIM for Precision Approach, Proceedings of ION GPS-95, pp. 1995-2004.