

RRAIM 기법을 활용한 다중 가설 사용자 무결성 감시 알고리즘

Multiple-Hypothesis RAIM Algorithm with an RRAIM Concept

윤호*, 기창돈*

Ho Yun*, Changdon Kee*

요 약

본 논문에서는 미래의 다중 Global Navigation Sattelite System (GNSS) 및 다중 주파수 항법신호 사용자들을 위한 새로운 다중 가설 사용자 무결성 감시 기법을 제안한다. 기존의 Weighted Least Squares (WLS) 사용자 무결성 감시 (Receiver Autonomous Integrity Monitoring, RAIM) 기법은 동시에 두 개 이상의 위성이 고장 나지 않는다는 가정 하에 사용자 측정치의 무결성을 감시하므로 동시에 두 개 이상의 측정치 이상이 발생하였을 때 적절한 대응을 할 수 없다는 문제가 있다. 본 논문에서는 여러 epoch의 측정치 잔차와 위성 관측행렬의 변화량을 활용하여 단일 고장 뿐만 아니라 다중 고장을 효율적으로 검출할 수 있는 기법을 제안하였다. 제안된 기법은 반송파 위상 측정치의 변화율을 활용하는 Relative RAIM (RRAIM) 기법을 적용하여 최소 검출가능 바이어스 (Minimum Detectable Bias, MDB)의 크기를 최소화하였고, 시뮬레이션 결과 수 십 m 정도 크기의 다중 고장을 검출할 수 있었다.

Abstract

This paper develops and analyzes a new multiple-hypothesis Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) algorithm as a candidate for future standard architecture. The proposed algorithm can handle simultaneous multiple failures as well as a single failure. It uses measurement residuals and satellite observation matrices of several consecutive epochs for Failure Detection and Exclusion (FDE). The proposed algorithm reduces the Minimum Detectable Bias (MDB) via the Relative RAIM (RRAIM) scheme. Simulation results show that the proposed algorithm can detect and filter out multiple failures in tens of meters.

Key words : Integrity Monitoring, RAIM, Multiple Failures, RRAIM, Fault Detection

I. 서 론

GPS 현대화, GLONASS의 정상화, Galileo의 운용 시작 등으로 인해 항법 사용자들은 획기적으로 증가된 수의 측정치를 활용할 수 있을 것으로 기대 된다. 따라서 사용자의 위치정확도는 더욱 향상될 것이고, 이에 따라 측정치의 고장에 대한 임계값이 다시 정의

되어야 할 필요가 발생할 것으로 예상된다. 또한 측정치 수의 증가로 인해 동시에 두 개 이상의 고장이 발생하는 다중 고장에 대한 고려가 필요하게 된다 [1-5].

기존의 WLS RAIM 기법은 측정치의 이상 유무 판단을 위해 측정치 잔차만을 활용한다 [6]. 하지만 측정치 잔차는 측정치 오차를 그대로 반영한 것이 아니

*서울대학교 기계항공공학부, 서울대학교 항공우주신기술연구소(School of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul National University)

· 제1저자 (First Author) : 윤호

· 투고일자 : 2012년 7월 31일

· 심사(수정)일자 : 2012년 7월 31일 (수정일자 : 2012년 8월 24일)

· 게재일자 : 2012년 8월 30일

라 측정치 오차를 특정 벡터공간에 투영시킨 결과이기 때문에 측정치 오차 벡터의 일부 정보만을 포함하고 있다고 볼 수 있다. 따라서 판단변수가 측정치의 이상 유무를 판단하는 절대적인 척도가 될 수 없다.

본 논문에서는 이러한 기존의 RAIM 기법의 한계를 분석하고, 이를 극복하기 위한 새로운 RAIM 기법을 제안한다. 제안된 알고리즘은 측정치 잔차를 감시하는 것이 아니라 측정치 오차벡터를 직접적으로 추정하고 감시하여 단일 고장은 물론 다중 고장까지 효과적으로 감시할 수 있는 기법을 제안한다. 제안된 기법은 여러 epoch의 측정치 잔차와 위성관측행렬의 변화를 활용하여 오차 벡터를 추정하고 각 위성의 측정치의 바이어스의 크기를 감시한다.

II. WLS RAIM 기법의 특성 및 한계

기존의 WLS RAIM 기법은 측정치 오차를 아래와 같은 기본적인 선형화된 측정치 방정식의 least square fit을 이용하여 추정한다.

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \cdot \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \tag{1}$$

$$\mathbf{r}_k = [\mathbf{I}_k - \mathbf{P}_k] \cdot \mathbf{z}_k = [\mathbf{I}_k - \mathbf{P}_k] \cdot \mathbf{v}_k \tag{2}$$

여기서 \mathbf{z}_k 는 의사거리 측정치에서 사용자 위치와 위성위치 간의 계산된 거리를 포함하는 N 차원 벡터이고, \mathbf{H}_k 는 위성관측행렬, 그리고

\mathbf{v}_k 는 N차원 측정치 오차 벡터이다. \mathbf{I}_k 는 N차원 단위 행렬, \mathbf{r}_k 는 측정치 잔차 벡터이고,

\mathbf{P}_k 는 식 (3)과 같이 정의된다.

$$\mathbf{P}_k \square \mathbf{H}_k \cdot \mathbf{K}_k \square \mathbf{H}_k \cdot [\mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k]^{-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \tag{3}$$

여기서 $\mathbf{R}_k = Cov[\mathbf{v}_k]$. 식 (2)의 측정치 잔차 벡터는 식 (4)와 같이 측정된 의사거리와 사용자의 위치해로부터 계산된 거리의 차이로 표현될 수도 있다.

$$\mathbf{r}_k = \mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k \tag{4}$$

여기서 $\hat{\mathbf{x}}_k = [\mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \mathbf{H}_k]^{-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_k^{-1} \cdot \mathbf{z}_k$. 최종적으로 측정치 잔차벡터의 가중 제곱합이 판단 변수로 쓰이게 된다.

$$WSSE = \mathbf{r}_k^T \cdot \mathbf{R}_k^{-1} \cdot \mathbf{r}_k \tag{5}$$

수식 (2)가 의미하는 바는 잔차벡터 \mathbf{r}_k 는 N 차원 오차벡터 \mathbf{v}_k 가 N-4 차원의 \mathbf{H}_k^T 의 null space에 투영(projection) 된다는 것이다. 다른 모든 부분공간 (subspace)에의 투영과 마찬가지로, 이 과정에서 일부 정보가 손실되게 되어, 잔차 벡터는 오차벡터의 일부 정보만을 포함하게 된다. 따라서 WLS RAIM 기법의 판단변수는 측정치 품질의 절대적인 척도가 될 수 없다.

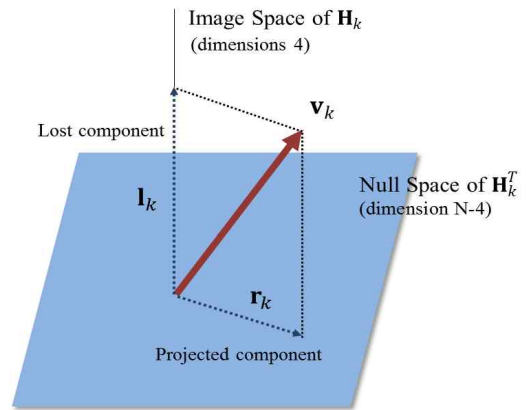


그림 1. WLS RAIM 기법에서의 손실 요소
Fig. 1. Lost Component of the WLS RAIM algorithm

특히 다중 고장의 경우, 판단변수의 증가 없이 위치오차가 크게 증가 할 수 있다 [4]. 이 경우, 기존의 RAIM 기법은 측정치의 이상을 발견할 수 없어 무결성 위협이 발생할 수 있다. 따라서 기존의 WLS RAIM 기법은 단일 고장의 경우에만 사용자의 항법해의 무결성을 보장할 수 있다고 할 수 있다.

III. 다중 고장을 고려한 새로운 RAIM 기법

기존의 WLS RAIM 기법의 한계를 극복하기 위하여, [7]은 오차벡터의 투영과정에서 손실되는 요소를 재구성하는 방법을 제안하였다. 그림 2는 2차원 벡터 공간에서 손실 요소의 재구성 방법을 개념적으로 나타낸 그림이다.

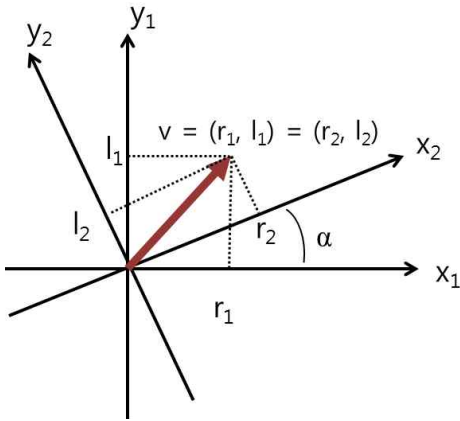


그림 2. 손실 요소를 재구성하는 방법
Fig. 2. Concept of reconstructing the lost component

위 그림에서 r은 매 epoch 계산되는 값이고 l은 미지수이다. 잔차 벡터 r1은 1차원 정보만을 가지고 있기 때문에 r1 하나만으로는 2차원 오차벡터 v를 추정할 수 없다. 따라서 v를 추정하기 위해서는 두 개 이상의 독립적인 잔차 추정치가 필요하다. v는 식 (6)과 같이 연속된 두 epoch의 잔차 추정치와 좌표계의 변화를 측정함으로써 계산할 수 있다.

$$v = (r_1, l_1) = (r_2, l_2) \tag{6}$$

$$l_1 = -\frac{\cos \alpha}{\sin \alpha} \cdot r_1 + \frac{1}{\sin \alpha} \cdot r_2 \tag{7}$$

여기서 미지수는 v, l1, l2이고 추정치는 r1, r2가 된다. 이 문제에서 두 개의 좌표계(x10y1, x20y2)는 서로 linearly independent하여야 한다. (즉, $\alpha \neq 0$.)

이러한 2차원 문제를 항법 문제에 적용하면, 미지의 오차벡터 v는 N차원의 벡터가 되고 각각은 바이

어스 요소와 잡음요소를 포함하게 된다. 그리고 오차 벡터가 위성 관측행렬의 left-null space에 투영된 N-4 차원의 잔차 벡터가 오차 벡터 추정을 위한 측정치가 된다. 연속적인 epoch의 잔차 벡터 측정치와 위성 사용자 간의 기하학적 배치의 변화에 따른 위성관측행렬의 차이를 활용하여 고장 발생 수에 관계 없이 사용자 측정치의 오차 벡터를 추정할 수 있게 된다. 하지만 위성 및 사용자의 움직임에 비해 위성 사용자 간의 거리가 매우 멀기 때문에 연속된 epoch에서는 위성과 사용자의 기하학적 배치가 거의 같으므로 위성관측행렬의 차이가 거의 없게 되고 결과적으로 ill-conditioned 시스템이 되게 된다. 즉, 그림 2에서 α 가 0에 가까운 값을 가지게 되므로 오차 벡터의 추정 결과가 r1과 r2 측정치의 잡음에 큰 영향을 받게 된다. 이러한 문제로 인해 [7]에서는 약 5km 이상의 고장만 검출할 수 있게 되어 실생활에서는 거의 응용하지 못할 정도의 MDB값을 갖게 되었다. 또한 [7]의 방법은 위성의 개수에 따라 2~5초의 검출 지연 시간을 갖고 있어, 고장 발생 시 6초 이내에 사용자에게 경보를 제공하여야 한다는 Time To Alert (TTA) 요구조건을 만족하지 못할 수도 있게 된다.

본 논문에서는 검출 지연시간을 없애기 위하여, 과거의 잔차 추정치와 현재의 잔차 추정치의 시간차분값을 활용하여 오차벡터를 추정한다. 그림 3 및 수식 (2)와 (3)에 나타난 바와 같이 오차 벡터는 잔차 벡터와 손실 요소 벡터의 합으로 나타낼 수 있다.

$$v_k = r_k + l_k = (I_k - H_k K_k) v_k + H_k K_k v_k \tag{8}$$

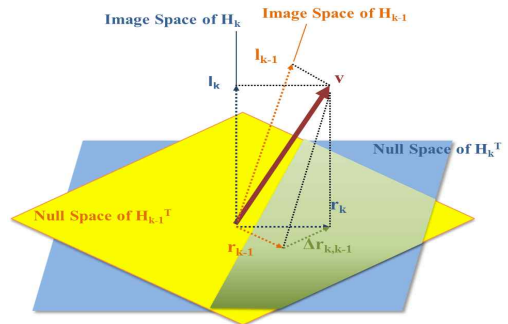


그림 3. 오차 벡터의 구성
Fig. 3. Composition of the error vector

오차벡터의 바이어스 성분이 연속된 세 epoch에서 크게 변하지 않는다고 가정하면, 즉 $\mathbf{v}_k \cong \mathbf{v}_{k-1} \cong \mathbf{v}_{k-2} = \mathbf{v}$, 수식 (3)으로부터 아래와 같은 수식을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_k + \mathbf{H}_k \mathbf{K}_k \mathbf{v} &= \mathbf{r}_{k-1} + \mathbf{H}_{k-1} \mathbf{K}_{k-1} \mathbf{v} \\ \mathbf{r}_k + \mathbf{H}_k \mathbf{K}_k \mathbf{v} &= \mathbf{r}_{k-2} + \mathbf{H}_{k-2} \mathbf{K}_{k-2} \mathbf{v} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_k - \mathbf{r}_{k-1} \\ \mathbf{r}_k - \mathbf{r}_{k-2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\mathbf{H}_k & \mathbf{H}_{k-1} & \mathbf{O} \\ -\mathbf{H}_k & \mathbf{O} & \mathbf{H}_{k-2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{K}_k \mathbf{v} \\ \mathbf{K}_{k-1} \mathbf{v} \\ \mathbf{K}_{k-2} \mathbf{v} \end{bmatrix} \quad (10)$$

몇 가지 정의를 통해 수식 (10)은 수식 (11)과 같이 간단히 표현할 수 있다.

$$\Delta \bar{\mathbf{r}} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{a} \quad (11)$$

여기서

$$\begin{aligned} \Delta \mathbf{r} &\square \begin{bmatrix} \mathbf{r}_k - \mathbf{r}_{k-1} \\ \mathbf{r}_k - \mathbf{r}_{k-2} \end{bmatrix} \\ \mathbf{C} &\square \begin{bmatrix} -\mathbf{H}_k & \mathbf{H}_{k-1} & \mathbf{O} \\ -\mathbf{H}_k & \mathbf{O} & \mathbf{H}_{k-2} \end{bmatrix} \\ \mathbf{a} &\square \begin{bmatrix} \mathbf{K}_k \mathbf{v} \\ \mathbf{K}_{k-1} \mathbf{v} \\ \mathbf{K}_{k-2} \mathbf{v} \end{bmatrix} \end{aligned}$$

여기서 시스템 행렬 C는 $2N \times 12$ 차원을 가지므로 가시위성이 6개 이상인 경우 항상 문제를 풀 수 있게 된다.

오차 벡터의 손실 요소인 미지수 벡터 \mathbf{a} 는 식 (12) 및 (13)과 같이 계산될 수 있고, 결과적으로 오차 벡터는 식 (14)와 같이 계산될 수 있다.

$$\hat{\mathbf{a}} = \left[(\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1} \mathbf{C}^T \right] \cdot \Delta \bar{\mathbf{r}} \quad (12)$$

$$\hat{\mathbf{a}}_k = \mathbf{H}_k \cdot \hat{\mathbf{a}}_k \quad (13)$$

$$\hat{\mathbf{v}}_k = \mathbf{r}_k + \hat{\mathbf{a}}_k \quad (14)$$

여기서 $\hat{\mathbf{a}}_k$ 와 \mathbf{r}_k 는 $N \times 1$ 차원을 갖는 벡터이다.

IV. MDB 최소화를 위한 RRAIM 기법 적용

앞선 절에서 언급하였듯이 ill-conditioned 시스템 특성으로 인해, 신뢰성 있는 오차 벡터의 추정값을 얻기 위해서는 정밀한 측정치를 사용하여야 한다. 정밀한 GNSS 거리 측정치를 얻기 위한 가장 일반적인 방법은 반송파 위상 측정치를 사용하는 방법이다. 반송파 위상 측정치는 의사거리 측정치에 비해 훨씬 작은 수준의 잡음을 갖기 때문에 측량 및 Precise Point Positioning (PPP) 등 정밀한 위치해를 얻기 위한 응용 분야에 사용된다. 하지만 반송파 위상 측정치는 미지정수를 포함하고 있기 때문에 이를 거리 측정치로 활용하기 위해서는 우선적으로 미지정수를 풀어야 한다는 문제점이 있다. 미지정수를 풀기 위해서는 지상 기준국에 과도하게 의지하게 되므로 TTA 요구 조건을 만족하기 어렵게 될 수도 있으므로 사용자 무결성 감시에 활용하기에는 적합하지 않게 된다. 미지정수를 풀지 않고 정밀한 반송파 위상 측정치를 활용하기 위해 본 논문에서 제안된 기법은 RRAIM 기법을 적용하였다[9-12].

RRAIM 기법에서 수신기는 지상 기준국으로부터 유효성을 검증받은 반송파 위상으로 스무딩 된 의사거리 측정치를 사용하고, 그 다음 epoch부터는 기준국에 의존하지 않고 스무딩 된 의사거리에 반송파 위상의 변화량을 더하여 거리 측정치를 얻게 된다.

$$\hat{\rho}_k = \rho_{k-M} + \Delta \phi_{k,k-M} \quad (15)$$

여기서 $\hat{\rho}_k$ 는 과거 'k-M' epoch에서 기준국의 보정정보 및 무결성 정보를 적용하여 무결성이 검증된 의사거리 측정치 ρ_{k-M} 에 'k-M' epoch부터 현재 epoch 'k'까지의 반송파 위상 변화량

$\Delta\phi_{k,k-M}$ 을 더한 측정치이다. 반송파 위상으로 시간 전파된 측정치 $\hat{\rho}_k$ 는 사용자와 위성 간의 실제 거리 r 과 다음과 같은 관계가 있다.

$$\hat{\rho}_k = r_k + \tau_k + \delta\rho_{k-M} + \delta\Delta\phi_{k,k-M} \quad (16)$$

여기서 τ 는 수신기 시계오차이고, $\delta\rho_{k-M}$ 은 ρ_{k-M} 에 포함된 오차이다. 따라서 최종적으로 사용되게 되는 측정치의 공분산 행렬은 아래와 같은 식으로 계산될 수 있다.

$$\mathbf{R}_{\delta\hat{\rho}} = \mathbf{R}_{\delta\rho} + \mathbf{R}_{\delta\Delta\phi} \quad (17)$$

여기서 $\mathbf{R}_{\delta\rho} = \text{diag}(\sigma_{\rho,1}^2, \dots, \sigma_{\rho,N}^2)$ 이고, $\mathbf{R}_{\delta\Delta\phi} = \text{diag}(\sigma_{\Delta\phi,1}^2, \dots, \sigma_{\Delta\phi,N}^2)$ 이다. 각각의 표준편차의 계산 방법은 [12]에 자세히 설명되어 있다. 이러한 방법으로 구한 RRAIM 측정치와 공분산 행렬을 식 (1)의 측정 방정식에 대입하면 식 (19)와 같은 결과를 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \hat{\rho}_{k,1} \\ \vdots \\ \hat{\rho}_{k,N} \end{bmatrix} = \mathbf{H} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_k \\ \tau_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\hat{\rho}_{k,1} \\ \vdots \\ \delta\hat{\rho}_{k,N} \end{bmatrix} + \boldsymbol{\beta} \quad (18)$$

거리 측정치 z 는 기준국으로부터 검증된 의사거리 측정치로부터 반송파 위상으로 전파된 측정치이고, 오차 벡터 v 는 잡음 성분 $\delta\hat{\rho}_k$ 와 바이어스 성분 $\boldsymbol{\beta}$ 의 합으로 표현될 수 있다. 이 경우, 식 (3)의 \mathbf{R}_k 는 $\mathbf{R}_{\delta\hat{\rho}}$ 와 같게 되고, 이들을 식 (7)-(14)에 대입함으로써 RRAIM 기법을 적용할 수 있다. 이 때 최종 사용자 위치해 $\hat{\mathbf{x}}_k$ 는 다음과 같이 계산된다.

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \left[\mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_{\delta\hat{\rho},k}^{-1} \mathbf{H}_k \right]^{-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{R}_{\delta\hat{\rho},k}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \hat{\rho}_{k,1} \\ \vdots \\ \hat{\rho}_{k,N} \end{bmatrix} \quad (19)$$

V. 시뮬레이션 결과 분석

제안된 기법의 유효성 및 성능 분석을 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 위성 궤도는 RINEX 데이터를 이용하여 생성되었고, 사용자는 기준국으로부터 30초 간격으로 보정정보와 무결성 정보를 받는다고 가정하였다. 따라서 사용자는 30초에 한번씩만 기준국으로부터 무결성정보를 받아 자신의 측정치의 무결성을 보장할 수 있게 된다. 이는 현재 최대 6초 간격으로 정보를 받는 것과 비교하면 기준국에 대한 의존성을 최소화 하였다고 볼 수 있는데, 이는 정밀한 RRAIM 측정치를 사용하였기 때문에 가능한 결과이다. 사용자는 매 30초마다 기준국으로 무결성 정보 뿐만 아니라 보정정보를 받기 때문에 이 때에는 위성 관련 오차, 전리층 및 대류층 지연 오차도 모두 제거되었다고 가정하였다. 이러한 가정 하에 사용자와 위성 간의 기하학적 거리에 위성양각에 따른 잡음 모델로 생성된 측정치 잡음과 다양한 조합의 측정치 바이어스를 추가하여 측정치를 생성하였다. 바이어스는 50초부터 100초 사이에 추가되었다. 그림 5는 단일 고장이 발생하였을 때 RRAIM 기법을 적용하지 않고 의사거리 측정치만을 이용하여 오차 벡터를 추정한 결과이다.

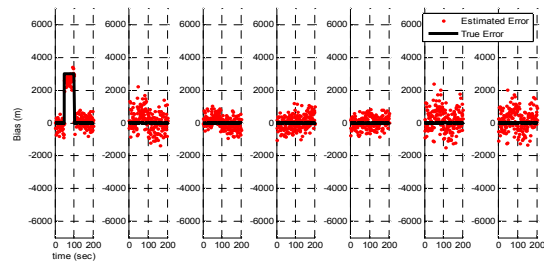
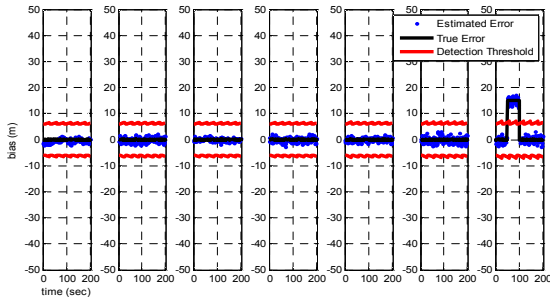


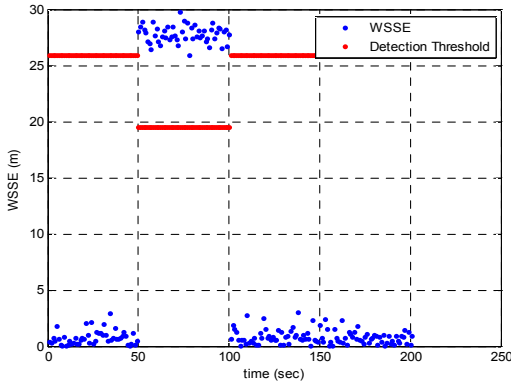
그림 4. 단일고장 발생 시 의사거리만 사용했을 때 제안된 기법의 무결성 감시 결과
Fig. 4. Results of the proposed algorithm when using only pseudorange measurements

이 경우 제안된 알고리즘은 ill-conditioned 시스템 특성으로 인해 수 km 정도의 고장만 검출할 수 있다. 그림 6의 (a)와 (b)는 단일 고장 상황에서 RRAIM 기법을 적용한 제안된 알고리즘의 결과와 기존의 WLS RAIM 알고리즘의 결과를 비교한 그림이다. 이 때 추가된 바이어스는 다음과 같다.

$$\text{bias} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 15]^T \text{m}$$



(a)



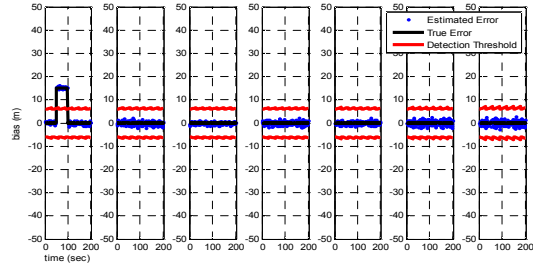
(b)

그림 5. $\text{bias} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 15] \text{m}$ 일 때의 결과.

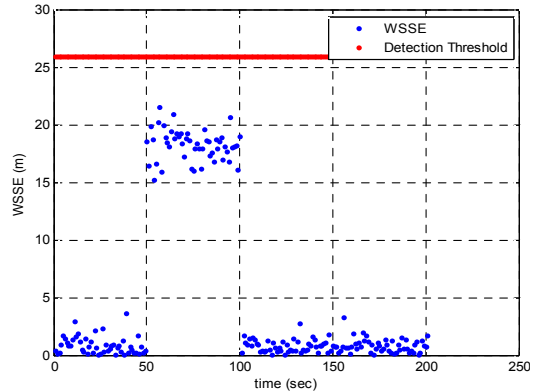
(a) 제안된 기법. (b) WLS RAIM 기법

Fig. 5. Results in case of $\text{bis} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 15] \text{m}$. (a) Proposed algorithm. (b) WLS RAIM algorithm.

그림 5와 그림 6. (a)를 비교하였을 때, 검출 가능 바이어스의 크기가 RRAIM 기법을 적용하였을 때 약 1/200 수준으로 감소하는 것을 확인할 수 있다. 제안된 알고리즘은 오차 벡터의 크기와 방향을 직접적으로 추정하기 때문에 측정치 각각에 포함된 바이어스의 크기를 독립적으로 계산할 수 있고 따라서 각각 측정치의 오차확률분포와 추정된 바이어스의 크기 비교를 통해 고장 유무를 직접적으로 판단할 수 있다. 따라서 잔차의 제곱합을 판단변수로 사용하는 기존의 WLS RAIM 기법에 비해 작은 값의 MDB 값을 갖게 되고, 어느 위성에 고장이 발생하였는지 판별하는 identifying process가 매우 간단하다는 장점이 있다.



(a)



(b)

그림 6. $\text{bias} = [15 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \text{m}$ 일 때의 결과.

(a) 제안된 기법. (b) WLS RAIM 기법.

Fig. 6. Results in case of $\text{bis} = [15 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \text{m}$. (a) Proposed algorithm. (b) WLS RAIM algorithm.

그림 7은 그림 6에 발생한 같은 크기의 고장이 다른 위성에 발생하였을 때의 결과이다. 이 때에는 오차 벡터의 방향이 관측 행렬의 range space의 방향과 유사하게 되어 같은 크기의 고장이 발생하였음에도 불구하고 기존의 RAIM 기법으로는 고장 검출이 안 되는 것을 확인할 수 있다. 반면 제안된 기법은 오차 벡터가 일정 방향으로 투영된 값을 감시하는 것이 아니라 오차 벡터를 직접 감시하기 때문에 위성의 배치 및 고장의 조합에 관계없이 일정한 성능을 유지하는 것을 확인할 수 있다.

그림 8은 다중 고장이 발생하였을 때에 각각의 성능을 비교한 그림이다. 이때 추가된 바이어스는 다음과 같다.

$$\text{bias} = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 15 \ 0 \ 15]^T \text{m}$$

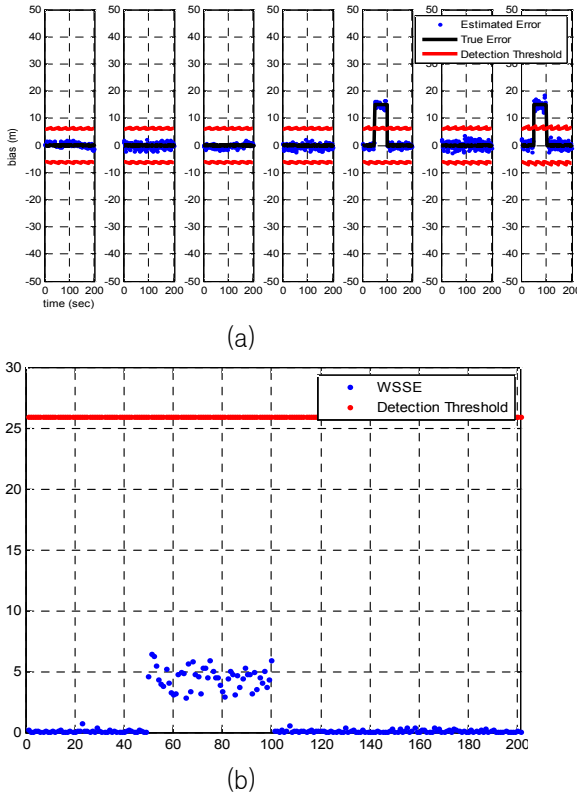


그림 7. bias = [0 0 0 0 15 0 15] m 일 때의 결과.
 (a) 제안된 기법. (b) WLS RAIM 기법.
 Fig. 7. Results in case of bias = [0 0 0 0 15 0 15] m.
 (a) Proposed algorithm. (b) WLS RAIM algorithm.

앞서 단일 고장의 경우와 같은 크기의 고장이 두 개의 위성에 동시에 발생하였음에도 불구하고 기존의 WLS RAIM 기법은 오히려 더 작은 크기의 판단 변수를 갖게 되고 고장 검출에 실패하는 것을 볼 수 있다. 이는 오차 벡터가 관측 행렬의 range space와 거의 유사한 방향에 놓여 있어서 잔차 벡터를 구하는 과정에서 오차 벡터의 대부분이 손실되기 때문이다. 반면 제안된 기법은 고장 발생 수나 오차 벡터의 방향에 관계없이 일정한 성능을 유지하며 모든 epoch에서 고장 검출에 성공하였다. 아래 그림은 그림 7의 경우에 사용자의 수직 위치오차를 도시한 결과이다.

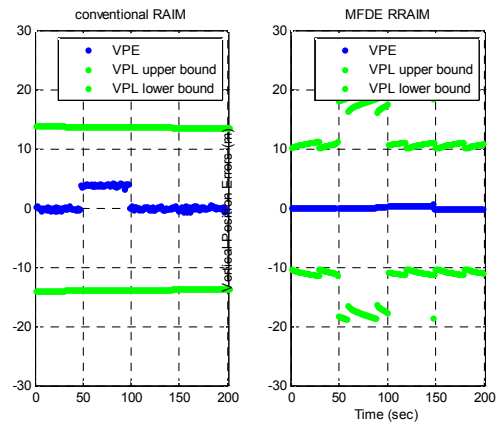


그림 8. 사용자 수직 위치오차 (左:WLS RAIM, 右:제안된 알고리즘)
 Fig. 8. User Vertical Position Errors (left : WLS RAIM, right : Proposed algorithm)

일반적인 WLS RAIM 알고리즘의 경우 고장 검출에 실패하여 고장이 발생한 시간동안 약 5m 정도의 위치오차가 지속적으로 발생하는 것을 확인할 수 있다. 반면 제안된 알고리즘은 고장을 완벽하게 검출 및 제거하였기 때문에 고장 발생 전과 같은 수준의 위치정확도를 유지하였다. 또한 제안된 알고리즘은 정밀한 반송파 위상 측정치를 활용하기 때문에 위치해의 잡음 수준도 크게 감소하는 것을 확인할 수 있다.

제안된 알고리즘은 연속된 세 epoch의 에러 벡터의 바이어스 성분이 같다고 가정하기 때문에 고장 발생 직후에는 수식과 가정이 맞지 않게 된다. 따라서 추정된 바이어스는 시스템 행렬의 컨디션 넘버에 따라 103~105 정도의 매우 큰 값을 갖게 되고 이로부터 고장 발생 여부를 바로 알 수 있게 된다. 고장이 발생한 후 3초가 지나게 되면 다시 바이어스가 세 epoch 동안 일정하다는 가정에 맞게 되어 에러 벡터를 정확히 추정하여 고장 위성의 측정치를 제거할 수 있게 된다. 결과적으로 제안된 알고리즘을 활용할 경우 고장 발생 직후 사용자에게 무결성 위협에 대한 경보를 줄 수 있고, 고장 발생 3초 후에는 어느 위성이 고장났는지를 판단하여 해당위성을 제거하고 정상적인 항법을 수행할 수 있게 된다. 이는 ICAO에서 규정하고 있는 TTA 요구조건 6초를 만족하는 결과이다.

V. 결 론

기존의 사용자 무결성 감시 기법은 오직 단일 고장의 경우에만 사용자의 무결성을 보장할 수 있다. 또한 향상된 GNSS 위치 정확도 성능으로 인해 고장 검출에 대한 임계값이 낮아지게 될 것으로 예상되고 새로운 GNSS의 사용으로 가시 위성 수가 증가될 것으로 예상되므로 다중 고장에 대한 고려가 필요한 시점이다. 본 논문에서는 단일 고장 뿐만 아니라 다중 고장에도 효율적으로 대처할 수 있는 RAIM 기법을 제안하였다. 제안된 기법은 연속된 epoch의 측정치 잔차의 차분 값과 위성관측행렬을 사용하여 오차 벡터를 직접적으로 추정하기 때문에 위성 배치, 고장 조합 등에 관계없이 일정한 성능을 유지할 수 있다. 하지만 ill-conditioned 시스템 특성으로 인해 측정치의 잡음에 민감하게 반응하고, 이러한 단점을 완화시키기 위하여 본 논문에서는 정밀한 반송파 위상 측정치를 활용하는 RRAIM 기법을 적용하였다. 시뮬레이션 결과 제안된 알고리즘은 위성의 배치나 고장 조합에 관계없이 약 10m의 MDB 값을 가졌고 이는 실생활에서 충분히 활용할 수 있을 정도의 크기이다. 제안된 알고리즘은 향후 다중 GNSS가 활성화 되었을 때, 일반 사용자 및 Safety of Life (SoL) 서비스 사용자의 무결성 감시기법 등으로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 연구는 국토해양부 소관 연구개발사업의 연구비 지원에 의해 수행되었습니다.

This research was supported by a grant from "Development of Wide Area DGNSS" funded by Ministry of Land, Transport and Maritime Affairs of Korean government, contracted through SNU-IAMD at Seoul National University.

참 고 문 헌

[1] A. Ene, J. B., J. D. Powell (2007). Fault Detection and Elimination

for Galileo-GPS Vertical Guidance. International Technical Meeting of the Institute Of Navigation, San Diego, CA.

- [2] Angus, J. (2006). "RAIM with Multiple Faults." *Navigation*53(4).
- [3] B. Pervan, S. P., J. Christie (1998). "A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity." *Navigation*45(1).
- [4] C. Macabiau, B. G., I. Nikiforov, L. Fillatre, B. Roturier, E. Chatre, M. Raimondi, A. Esche (2005). RAIM Performance in Presence of Multiple Range Failures. National Technical Meeting of The Institute of Navigation, San Diego, CA.
- [5] GEAS (2008). "Phase I - Panel Report." from http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/library/documents/media/GEAS_PhaseI_report_FINAL_15Feb08.pdf.
- [6] I. Martini, R. W., G. W. Hein (2006). Receiver Integrity Monitoring in Case of Multiple Failures. International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Fort Worth, Tx.
- [7] J. Blanch, A. E., T. Walter, P. Enge (2007). An Optimized Multiple Hypothesis RAIM Algorithm for Vertical Guidance. *IONGNSS, Fort Worth, Tx.*
- [8] Kim, J. H. (2005). A Study on GPS-RTK Corrections suitable for Low-rate Data-link. School of Mechanical and Aerospace Engineering, *Seoul National University. ph. D. thesis*
- [9] L. Gratton, M. J., B. Pervan (2010). "Carrier Phase Relative RAIM Algorithms and Protection Level Derivation." *Journal of Navigation* 63 (2).
- [10] Todd Walter, P. E. (1995). Weighted RAIM for Precision Approach. *ION GPS, Palm Springs, CA.*
- [11] V. Graas, A. S. (2007). Coasting with Relative Carrier Phase RAIM. Briefing to GEAS Panel, *Palo Alto, CA.*
- [12] Y. C. Lee, M. P. M. (2007). Feasibility Analysis of RAIM to Provide LPV 200 Approaches with Future GPS. *ION GNSS, Fort Worth, Tx.*

윤 호 (尹浩)



2006년 2월 : 서울대학교 기계항공공학부(공학사)
2006년 3월~현재 : 서울대학교 기계항공공학부 공학석박사통합과정
관심분야 : 무결성 감시, 광역보정항법

기 창 돈 (奇昌敦)



1984년 2월 : 서울대학교 항공공학과(공학사)
1986년 2월 : 서울대학교 항공공학과(공학석사)
1994년 1월 : Stanford Univ. 항공우주공학과(공학박사)
1996년 9월 ~ 2000년 9월 : 서울대학교 기계항공공학부 조교수

2000년 10월~2006년 9월 : 서울대학교 기계항공공학부 부교수

2006년 10월~현재 : 서울대학교 기계항공공학부 교수
관심분야: 위성항법시스템, 실시간 보정위성항법시스템, 실시간 광역보정위성항법시스템, 실시간 초정밀 위치결정 시스템, 항공기/우주비행체 자세결정, 무인항공기 자동 제어 시스템, 항공기 자동착륙 유도제어 시스템, 차량항법 시스템, 실내용 자동항법시스템, 위성체 위치결정 시스템, 항공교통 관제시스템, Avionics