

# 이동체의 속도와 안테나 기저선을 활용한 반송파 측정값의 고장검출

## Fault Detection Method of GNSS Carrier Phase Measurement using Vehicle Velocity and Antenna Baseline Distance

박재익\*, 이은성\*, 허문범\*, 남기욱\*, 심은섭\*

Jae-Ik Park\*, Eun-Sung Lee\*, Moon-Beom Heo\*, Nam-Gi Wook\* and Eun-Sup Sim\*

### 요 약

최근 많은 연구자들에 의하여 위성항법 측정값 중 반송파 측정값에 대한 고장검출 연구가 진행되어 왔으나, 육상교통 환경에서의 적용연구는 활발히 진행되지 않았다. 본 논문에서는 움직이는 물체의 동적특성과 복수의 위성항법 수신기 사이의 기준 거리 제한 조건을 활용하여 위성항법 반송파 측정값의 고장검출을 수행하였다. 반송파 측정값의 고장은 다중경로 등을 포함하고 있으며 측정값 영역에서 고장검출을 수행함으로써 위치결정을 수반하는 기존의 고장검출 방법에 비하여 그 구현이 용이함을 확인하였다.

### Abstract

Many methods have been proposed to detect faults of carrier phase measurements, but there are no distinguished methods for land transportation systems. In this paper, the baseline constraints are used to detect faults in GPS carrier phase measurements with vehicle dynamic information. The faults include the multipath on GPS carrier measurements. Multiple antenna groups are used for this research. In the measurement domain the fault detection has been accomplished so that the implementation is easier than other methods.

Key words : GNSS, Carrier Phase Measurement , Fault Detection, Multiple Antenna

### I. 서 론

최근 세계적인 산업 발전으로 다양한 분야에서 생활 방식의 변화가 이루어졌다. 특히 육상교통에서는 자가용 차량의 비약적인 증가로 개인이동의 편리성이 증대되었다. 그러나 개인차량의 증가는 만성적인 교통정체, 환경오염, 대형 사고를 발생시키며 인적, 물적, 경제적 손실을 가져오고 있다. 미국, EU (Europe Union), 일본 등 교통선진국 들은 이러한 문

제를 해결하기 위하여 육상교통 인프라 시설의 증설과 더불어 지능형운송시스템(Intelligent Transportation System)을 활용한 기술을 개발하여 효율적이고 안전한 미래 교통시스템을 준비하고 있다[1]. 미래의 교통시스템에 대비하기 위하여 기존 육상교통 분야의 위성항법시스템 활용기술 보다 신뢰도 높고 효율적인 위성항법기반 위치결정기술의 개발이 요구되고 있다.

그렇지만 항공 및 해양 교통 환경에 비해 육상교

\* 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

· 제1저자 (First Author) : 박재익

· 투고일자 : 2010년 10월 5일

· 심사(수정)일자 : 2010년 10월 6일 (수정일자 : 2010년 10월 22일)

· 게재일자 : 2010년 10월 30일

통 환경에서는 건물, 고가도로, 표지판 등의 대형 조형물로 인해 위성항법신호를 정상적으로 수신하기 어렵기 때문에 위성항법 신호를 안정적으로 획득하기가 더욱 어렵고, 또한 획득한 신호의 신뢰성과 무결성을 장담할 수 없다. 그림 1은 이러한 육상교통 환경의 신호 획득환경을 보여준다.

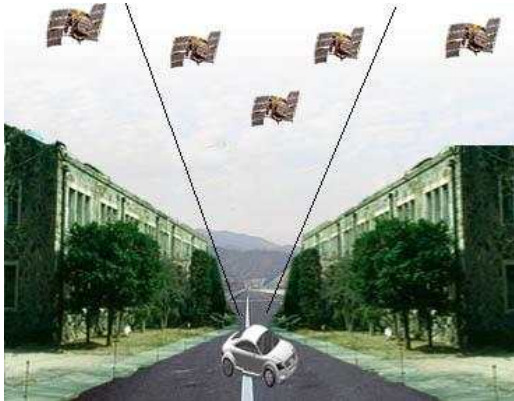


그림 1. 육상교통 신호획득 환경

Fig. 1. Signal Acquisition on Land Transportation Environment

위성항법시스템은 많은 장점을 가지고 있지만 몇 가지 취약점도 갖고 있다. 특히 현재의 위성항법시스템만으로는 시스템의 고장을 알 수 없기 때문에 항공교통과 같이 안전이 중요시 되는 분야에서는 항법위성의 고장발생을 사용자에게 경고해 주는 고장검출 기능을 보강시스템에 필수적으로 장착하고 있다 [2]. 육상교통 환경에 적합한 고장검출 기술은 항공 및 해양 교통 환경의 기술을 그대로 사용할 수 없기 때문에 육상교통 환경에 적합한 기술의 개발이 필요하다.

항법위성 신호 측정값의 고장검출 및 완화 방법은 세 가지 방식으로 나눌 수 있다. 첫 번째 방식은 물리적인 장비를 활용하는 방법이고, 두 번째 방법은 개선된 수신기술을 이용하는 방법이다. 마지막 세 번째 방법은 데이터 처리 방법을 이용하는 것이다.

위성항법 측정값의 고장검출 및 제거 방법으로 가장 간단한 방법으로는 물리적인 장비를 활용하는 방법이 있으며, 이것의 대표적인 방법은 초크링 (Choke Ring)을 사용한 다중경로 제거 방법이다[3]. 이 방법은 안테나의 크기 문제로 육상교통 사용자에게 활용하기 어려운 점이 있다.

수신기 기술의 향상은 위성항법 측정값의 고장검

출 및 제거에 도움을 주었다. Narrow Corrlertor™을 이용하면 0.1 칩 간격을 유지할 수 있고 IF (Intermediate Frequency)에서 보다 넓은 대역폭을 가지므로 다중경로 완화에 도움이 되었다[4]. 이러한 향상된 수신기 기술의 주요한 문제는 개별 회사의 기술로 사용자 임의로 수신기 구조를 변형시킬 수 없다는 것이다.

데이터 처리과정에서 위성항법 측정값의 고장을 검출하고 완화하는 방법으로 대표적인 방법은 코드의 측정값과 반송파의 측정값을 함께 사용하고 스무딩 (Smoothing) 알고리즘을 이용하여 코드의 다중경로를 감쇄하는 방법이 있다[5]. 이 방법은 코드 측정값의 다중경로를 제거하기에는 유용하지만 반송파 측정값의 다중경로를 제거하기에는 어려운 단점이 있다. 또 다른 방법으로 기저선 제한조건을 자세결정에 활용하는 방법이 있다[6]. 이 방법은 그 적용이 자세결정에 한정되는 단점이 있다.

본 논문에서는 육상교통 환경에 적합한 다중안테나와 차량의 동적 정보를 활용하여 반송파 측정값의 채널별 고장검출을 수행하는 방법을 제안하며 이를 실제적인 실험을 통하여 검증하고자 한다. 제안된 알고리즘은 위성항법 측정값의 고장을 검출하고 제거하는 방법으로 측정값 영역에서 고장검출을 수행함으로써 위치결정을 수반하는 기존의 고장검출 방법에 비하여 그 구현이 용이함을 확인할 수 있다.

II장에서는 본 논문에서 제안하는 알고리즘을 적용하기 위한 위성항법 반송파 측정식을 설명하였고, III장에서는 본 논문에서 적용한 고장검출통계량에 대해 설명하였다. IV장에서는 본 논문에서 제안된 알고리즘을 시험평가하기 위한 실험설정 및 절차 그리고 실험 결과를 제시하였다. 마지막으로, V장에서는 본 논문의 결론으로 끝을 맺었다.

## II. 다중안테나 반송파 측정값

### 2-1 반송파 측정식

그림 2와 같이 두 개의 위성항법 안테나가 이동체의 윗면에 고정되어 있고, 한 개의 위성항법 안테나

가 기준국에 고정되어있다고 가정하면 위성항법 반송파 측정식은 식 (1)과 같이 기술된다[7].

$$\Phi_A^i = R_A^i + d_{ion} + d_{trop} + \lambda N_A^i + \delta^i + \delta_A + w_A^i \quad (1)$$

여기서  $\Phi_A^i$ 는 위성항법 반송파 측정값,  $R_A^i$ 는 위성  $i$ 부터 수신기  $A$ 까지 거리,  $d_{ion}$ 는 전리층 지연 오차,  $d_{trop}$ 는 대류권 지연 오차,  $\lambda$ 는 반송파 파장,  $N_A^i$ 는 미지정수 (Integer Ambiguity),  $\delta^i$ 는 위성 시계 오차,  $\delta_A$ 는 수신기 시계 오차,  $w_A^i$ 는 측정 잡음이다.  $i$ 는 위성 번호, 그리고  $A$ 는 수신기 번호이다.

식 (1)과 같은 방법으로 수신기  $A$ 에서 측정된 위성  $j$ 의 반송파 측정값은  $\Phi_A^j$ 로 기술되며, 수신기  $B$ 에서 측정된 위성  $i$ 의 반송파 측정값은  $\Phi_B^i$ 로 기술되며, 수신기  $B$ 에서 측정된 위성  $j$ 의 반송파 측정값은  $\Phi_B^j$ 로 기술되며, 수신기  $C$ 에서 측정된 위성  $i$ 의 반송파 측정값은  $\Phi_C^i$ 로 기술되며, 수신기  $C$ 에서 측정된 위성  $j$ 의 반송파 측정값은  $\Phi_C^j$ 로 기술될 수 있다.

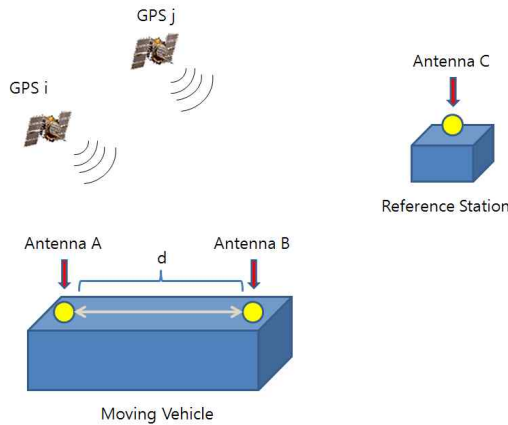


그림 2. 안테나 배치

Fig. 2. Antennas Arrangement

일반적으로 이동체의 안테나  $A$ 와 기준국의 안테나  $C$  사이 거리가 매우 근접해있을 경우 동시에 관측 가능한 위성  $i$ 에 대한 단일 차분식은 식 (2)와 같이 기술된다.

$$\begin{aligned} \Phi_{CA}^i &= \Phi_A^i - \Phi_C^i \\ &= (R_A^i + \delta_A + \lambda N_A^i + w_A^i) \\ &\quad - (R_C^i + \delta_C + \lambda N_C^i + w_C^i) \end{aligned} \quad (2)$$

식 (2)에서 안테나  $A$ 와 안테나  $C$ 에서 동시에 관측 가능한 위성  $i$ 의 공통오차는 제거되며, 단일 차분식에서 소거되는 공통오차는 전리층 오차, 대류권 오차, 위성시계 오차이다. 식 (2)에서 소거되는 공통오차를 제거하고 재배열하면 식 (3)이 된다.

$$\Phi_{CA}^i = R_{CA}^i + \lambda N_{CA}^i + \delta_A - \delta_C + w_{CA}^i \quad (3)$$

위성  $j$ 에 대한 단일 차분식도 식 (3)을 유도한 방법에 의하여 식 (4)와 같이 기술된다.

$$\Phi_{CA}^j = R_{CA}^j + \lambda N_{CA}^j + \delta_A - \delta_C + w_{CA}^j \quad (4)$$

식 (3)과 식 (4)를 다시 차분하여 이중 차분측정식을 만드는 경우 수신기 시계 오차를 제거할 수 있으며, 최종적으로 이중 차분된 반송파 측정식은 다음과 같이 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Phi_{CA}^{ij} &= \Phi_{CA}^j - \Phi_{CA}^i \\ &= R_{CA}^{ij} + \lambda N_{CA}^{ij} + w_{CA}^{ij} \end{aligned} \quad (5)$$

식 (5)에서 이중 차분된 위성파와 수신기 사이의 기하학적 거리를 각각의 거리로 분해하면 식 (6)이 되며, 위성파와 수신기 사이의 거리를 선형화 기준좌표  $A_0$ 에 대하여 선형화시키면 식 (7)이 된다. 또한 식 (7)을 정리하면 식 (8)과 같이 기술할 수 있다.

$$\Phi_{CA}^{ij} = \{(R_A^j - R_A^i) - (R_C^i - R_C^i)\} + \lambda N_{CA}^{ij} + w_{CA}^{ij} \quad (6)$$

$$\Phi_{CA}^{ij} = \left\{ \begin{aligned} &(R_{A_0}^j + H_{A_0}^j dx_A) \\ &(-R_{A_0}^i - H_{A_0}^i dx_A) \\ &-(R_C^j - R_C^i) \end{aligned} \right\} + \lambda N_{CA}^{ij} + w_{CA}^{ij} \quad (7)$$

$$\Phi_{CA}^{ij} = \left\{ \left( \begin{array}{l} [R_{A_0}^j - R_{A_0}^i] \\ + [H_{A_0}^j - H_{A_0}^i] dx_A \\ - (R_C^j - R_C^i) \end{array} \right) \right\} + \lambda N_{CA}^{ij} + w_{CA}^{ij} \quad (8)$$

위의 방법과 동일하게 안테나 B와 안테나 C에서 동시에 관측 가능한 위성  $i, j$ 에 관한 이중차분 측정식은 식 (9)와 같이 기술된다.

$$\Phi_{CB}^{ij} = \left\{ \left( \begin{array}{l} [R_{B_0}^j - R_{B_0}^i] \\ + [H_{B_0}^j - H_{B_0}^i] dx_B \\ - (R_C^j - R_C^i) \end{array} \right) \right\} + \lambda N_{CB}^{ij} + w_{CB}^{ij} \quad (9)$$

식 (8)과 식 (9)에서 선형화 기준좌표를 서로 같게 하면  $B_0 = A_0$ 이 성립하고 식(9)은 식 (10)이 된다.

$$\Phi_{CB}^{ij} = \left\{ \left( \begin{array}{l} [R_{A_0}^j - R_{A_0}^i] \\ + [H_{A_0}^j - H_{A_0}^i] dx_B \\ - (R_C^j - R_C^i) \end{array} \right) \right\} + \lambda N_{CB}^{ij} + w_{CB}^{ij} \quad (10)$$

시간 흐름에 따르는 측정값 변화를 살펴보기 위해 시간변수  $t$ 를 적용하면 식 (8)과 식 (10)은 각각 식 (11)과 식 (12)가 된다.

$$\Phi_{CA}^{ij}(t) = \left\{ \left( \begin{array}{l} [R_{A_0}^j(t) - R_{A_0}^i(t)] \\ + [H_{A_0}^j(t) - H_{A_0}^i(t)] dx_A(t) \\ - (R_C^j(t) - R_C^i(t)) \end{array} \right) \right\} + \lambda N_{CA}^{ij} + w_{CA}^{ij} \quad (11)$$

$$\Phi_{CB}^{ij}(t) = \left\{ \left( \begin{array}{l} [R_{A_0}^j(t) - R_{A_0}^i(t)] \\ + [H_{A_0}^j(t) - H_{A_0}^i(t)] dx_B(t) \\ - (R_C^j(t) - R_C^i(t)) \end{array} \right) \right\} + \lambda N_{CB}^{ij} + w_{CB}^{ij} \quad (12)$$

### 2-2 동적특성을 반영한 반송파 측정값

시간 변수가  $t + \frac{d}{V}$ 일 때 안테나 A에 대한 이중차분 측정식은 식 (14)와 같다. 여기서  $d$ 는 안테나 A와 안테나 B사이의 거리이며,  $V$ 는 이동체의 이동속력이다.

$$\Phi_{CA}^{ij} \left( t + \frac{d}{V} \right) = \left\{ \left( \begin{array}{l} [R_{A_0}^j \left( t + \frac{d}{V} \right) - R_{A_0}^i \left( t + \frac{d}{V} \right)] \\ + [H_{A_0}^j \left( t + \frac{d}{V} \right)] dx_A(t) \\ - [H_{A_0}^i \left( t + \frac{d}{V} \right)] \\ - (R_C^j \left( t + \frac{d}{V} \right) - R_C^i \left( t + \frac{d}{V} \right)) \end{array} \right) \right\} + \lambda N_{CA}^{ij} + w_{CA}^{ij} \quad (13)$$

만약 그림 3에서 이동체가 일정 속력  $v$ 를 가진다면, 시간 변수가  $t + \frac{d}{V}$ 일 때 안테나 A는 시간 변수가  $t$ 일 때 안테나 B가 위치했던 공간에 놓여있게 된다.

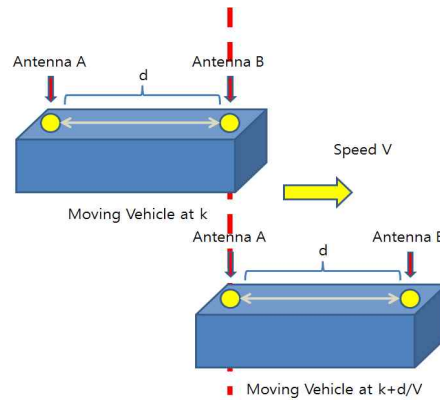


그림 3. 일정한 속도의 이동  
Fig. 3. Moving at the Constant Velocity

$$\begin{aligned}
& \Phi_{CB}^{ij}(t) - \Phi_{CA}^{ij}\left(t + \frac{d}{V}\right) \\
&= \left\{ \left( \begin{array}{l} \left[ R_{A_0}^j(t) - R_{A_0}^i(t) \right] \\ - \left[ R_{A_0}^j\left(t + \frac{d}{V}\right) - R_{A_0}^i\left(t + \frac{d}{V}\right) \right] \\ - \left[ R_C^j(t) - R_C^i(t) \right] \\ - \left[ R_C^j\left(t + \frac{d}{V}\right) - R_C^i\left(t + \frac{d}{V}\right) \right] \end{array} \right\} \quad (14) \\
&+ \lambda N_{CB}^{ij} - \lambda N_{CA}^{ij} \\
&+ w_{CB}^{ij}(t) - w_{CA}^{ij}\left(t + \frac{d}{V}\right)
\end{aligned}$$

이 경우  $dx_A\left(t + \frac{d}{V}\right)$ 와  $dx_B(t)$ 가 서로 같고, 시간의 변화가 매우 크지 않다면, 안테나 A와 안테나 B가 바라보는 위성  $i, j$ 에 대한 시선벡터가 매우 작으므로  $H_{A_0}^j\left(t + \frac{d}{V}\right)$ 와  $H_{A_0}^j(t)$ 가 서로 같다고 가정할 수 있다. 따라서 식 (12)와 식 (13)에서 공통된 부분을 제거시킬 수 있으며, 정리된 식은 식 (14)와 같다.

### III. 고장검출 검정통계량

식 (14)에서 좌변은 측정값이며 우변에서 위성과 수신기 거리 조합식 합을  $K(t)$ 라고 정하면 이는 위성계도력과 기준국의 위치를 활용하여 계산할 수 있는 값이다. 식 (15)은  $K(t)$ 를 나타낸다.

$$\begin{aligned}
K(t) = & \left( \begin{array}{l} \left[ R_{A_0}^j(t) - R_{A_0}^i(t) \right] \\ - \left[ R_{A_0}^j\left(t + \frac{d}{V}\right) - R_{A_0}^i\left(t + \frac{d}{V}\right) \right] \\ - \left[ R_C^j(t) - R_C^i(t) \right] \\ - \left[ R_C^j\left(t + \frac{d}{V}\right) - R_C^i\left(t + \frac{d}{V}\right) \right] \end{array} \right) \quad (15)
\end{aligned}$$

식 (15)에서 우변의  $K(t)$ 를 이항하면 좌변의 계산식은 일정한 상수를 유지하는 특성을 갖는다.

$$\begin{aligned}
& \left\{ \Phi_{CB}^{ij}(t) - \Phi_{CA}^{ij}\left(t + \frac{d}{V}\right) \right\} - K(t) \\
&= C + w(t)
\end{aligned} \quad (16)$$

여기서  $C$ 는  $\lambda N_{CB}^{ij} - \lambda N_{CA}^{ij}$  이고,  $w(t)$ 는  $w_{CB}^{ij}(t) - w_{CA}^{ij}\left(t + \frac{d}{V}\right)$ 이다.

본 논문은 반송파 측정값의 고장검출을 위한 검정통계량 (Teststatistics)을 생성하기 위하여 상수의 특성을 가지는 부동값  $C$ 를 활용하였다. 식 (16)을 활용하여 검정통계량  $T(t_{k+1})$ 을 설정하면 식 (17)이 된다. 식 (17)에서 보는 것과 같이 정상상태의 경우 검정통계량은 항상 0이 되며, 위성항법 반송파 측정값에 이상이 발생할 경우 0에서 벗어나게 된다. 이때 위성항법 반송파 측정값은 고장 성분을 포함한다고 가정할 수 있다.

$$T(t_{k+1}) = C(t_{k+1}) - C(t_k) \quad (17)$$

### IV. 실측데이터를 활용한 실험

본 논문에서 제안한 알고리즘을 시험평가하기 위하여 그림 4와 같이 실험환경을 구성하였다. 실제의 차량에 두 개의 안테나를 설치하였고, 알고리즘 검증을 위해 필요한 기준국은 한국항공우주연구원 옥상에 설치한 안테나를 사용하였다. 그림 5는 기준국으로 활용된 한국항공우주연구원 옥상에 설치된 안테나의 실제 모습을 보여주며, 그림 6은 실제 차량에 장착된 두 개의 안테나의 실제 모습 나타낸다. 실험을 위해 차량이 이동한 경로는 한국항공우주연구원 인근의 도로이며 그 궤적은 그림 7과 같다.

그림 4와 같이 실제의 차량 실험을 통해 획득한 위성항법 반송파 측정값을 활용하여 본 논문에서 제안한 알고리즘을 적용한 PRN 6번 위성과 PRN 19번 위성에 대한 고장검출을 수행하였다. 그 결과는 그림 8과 같다. 그림 8의 가로축은 측정시간을 나타내며, 세로축은 검정통계량 값을 의미한다. 그림 8이 나타내는 것과 같이 19번 위성의 반송파 측정값은 고장성분을 포함하고 있으며, 6번 성분은 고장성분을 포함하

고 있지 않은 것으로 확인할 수 있다.

그림 8에서 검정통계량 값이 0이 되지 않는 PRN 19번 위성의 반송파 측정값에 고장성분이 많이 존재하는 것은 그림 9에서 보는 것과 같이 PRN 19번 위성의 양각이 매우 낮기 때문으로 분석된다. 일반적으로 양각이 낮은 위성의 경우 다중경로 성분이 높게 포함되는 경향이 있다.

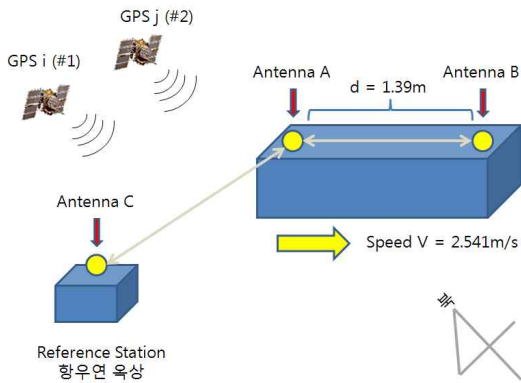


그림 4. 실험 구성  
Fig. 4. Test Configuration



그림 6. 차량 장착 안테나  
Fig. 6. Car Antenna

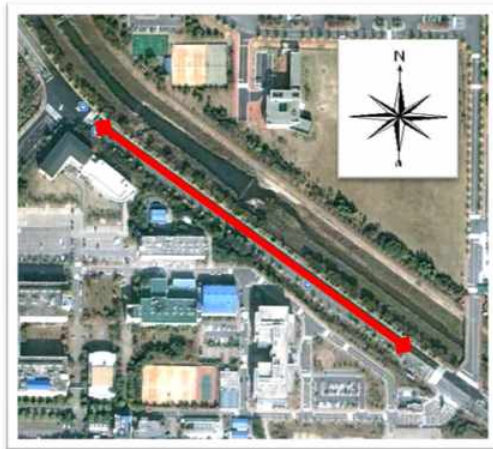


그림 7. 차량 실험 궤적  
Fig. 7. Test Trajectory

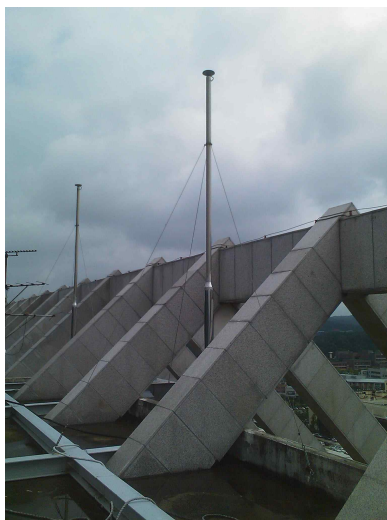


그림 5. 옥상 안테나  
Fig. 5. Rooftop Antennas

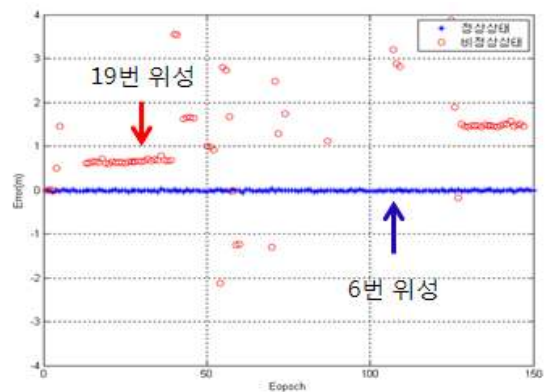


그림 8. 검정통계량  
Fig. 8. Teststatistics



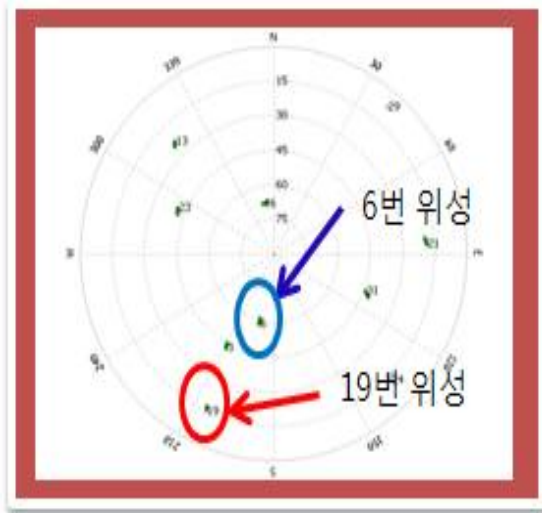


그림 9. 스카이플롯  
Fig. 9. Skyplot

## V. 결 론

본 논문은 움직이는 물체의 동적특성과 복수의 위성항법 수신기 사이의 길이 제한 조건을 활용하여 위성항법 반송파 측정값의 고장검출을 수행하는 알고리즘을 제시하였으며, 실제 데이터 획득 실험을 통한 실측데이터를 활용함으로써 알고리즘의 가용성을 확인하였다.

최근 위성항법 측정값의 고장검출을 위하여 많은 연구결과가 발표되었으나 육상교통 환경 적용연구는 활발히 진행되지 못하고 있다. 실제 환경의 위성항법 반송파 측정값의 고장은 다수의 채널에 의해 동시에 발생하나, 단일 측정값에 고장이 발생하는 경우 그 고장을 검출하는 방법이 다수를 차지한다. 본 연구의 결과는 복수 측정값에서 발생하는 고장검출을 수행함으로써 그 적용성이 매우 넓을 것으로 예상된다. 본 논문은 측정값 영역에서 고장검출을 수행함으로써 위치결정을 수반하는 기존의 고장검출 방법에 비하여 그 구현이 용이하다는 장점도 있음을 확인하였다.

## 감사의 글

본 연구는 국토해양부 위성항법기반 교통인프라 기술개발사업의 연구비지원 (06교통핵심A03)에 의해 수행되었습니다.

## 참 고 문 헌

- [1] [http://ec.europa.eu/information\\_society/activities/esafety/ecall/index\\_en.htm](http://ec.europa.eu/information_society/activities/esafety/ecall/index_en.htm)
- [2] 이은성, 주정민, 허문범, 남기욱, 유경호, 이영재, “지상기반 위성항법 보정시스템에서 반송파 측정값의 활용 연구,” *한국항공우주학회 2007년도 추계학술발표회 논문집*, pp. 1187-1190, 2007.11.
- [3] Vladimir Philippov, Igor Sutiagin, and Javad Ashjaee, “Measured Characteristics of Dual Depth Dual Frequency Choke Ring for Multipath Rejection in GPS Receivers,” *Proceeding of ION GPS 99*, pp. 793-796, September 1999.
- [4] Patrick C. Fenton, William H. Falkenberg, Tom J. Ford, Keith K. Ng, A. J. Van Dierendonck, “Novatel's GPS Receiver ; The High Performance OEM Sensor of the Future,” *Proceedings of ION GPS 91*, pp. 49-58, September 1991.
- [5] Bradford W. Parkinson and James J. Spilker Jr., *Global Positioning System :Theory and Applications, Volume I & II, AIAA, Washington, 1996.*
- [6] Gang Lu, Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination, *Dissertation, Calgary, Alberta, December 1994.*
- [7] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, *Global Positioning System: Theory and Practice, Springer-Verlag, Wien, 1997.*

## 박 재 익 (朴栽燧)



2002년 2월 : 한양대학교 물리학과 (이학사)  
2004년 2월 : 연세대학교 천문우주학과 (이학석사)  
2010년 2월 : 연세대학교 천문우주학과 (이학박사)  
2010년 ~ 현재 : 한국항공우주연구원

선임연구원

관심분야 : 우주동력학, 위성항법 및 유도제어, 위성항법 정밀위치결정, 위성항법 시스템 고장검출

이 은 성 (李銀成)



1996년 2월 : 건국대학교 항공우주공학과 (공학사)  
1998년 2월 : 건국대학교 기계공학과 (공학석사)  
2005년 2월 : 건국대학교 항공우주공학과 (공학박사)  
2007년 ~ 현재 : 한국항공우주연구원

선임연구원

관심분야 : 위성항법 정밀위치결정, 위성항법 시스템 고장검출, 위성항법 보강항법시스템

남 기 욱 (南基旭)



1983년 2월 : 항공대학교 항공운항학과 (공학사)  
1988년 2월 : 항공대학교 항공운항학과 (공학석사)  
1996년 2월 : 영국 Cranfield University (공학박사)  
1996년 ~ 현재 : 한국항공우주연구원

책임연구원

관심분야 : 항공공학 신뢰성, 위성항법 보강시스템, 항법탑재체

허 문 범 (許文範)

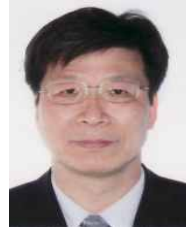


1992년 2월 : 경희대학교 기계공학과 (공학사)  
1997년 2월 : Illinois Institute of Technology (공학석사)  
2004년 2월 : Illinois Institute of Technology (공학박사)  
2005년 ~ 현재 : 한국항공우주연구원

선임연구원

관심분야 : 위성항법 정밀위치결정, 위성항법 시스템 고장검출, 위성항법 보강항법시스템

심 은 섭 (沈殷燮)



1976년 2월 : 서울대학교 전기공학과 (공학사)  
1978년 2월 : 한국과학기술원 전기전자공학과 (공학석사)  
1988년 2월 : University of Maryland (공학박사)  
1991년 ~ 현재 : 한국항공우주연구원

책임연구원

관심분야 : 인공위성시스템, 위성지상국, 우주과학, 위성항법시스템, 제어공학, 위성전역계, 위성통신