

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1048-1054(2012)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1048>

사용자 다이내믹을 고려한 GPS 반송파 고장검출

원대희*, 안종선*, 성상경*, 이은성**, 허문범**, 이영재***

GPS Carrier Phase Fault Detection with Consideration on User Dynamics

Dae Hee Won*, Jongsun Ahn*, Sangkyung Sung*, Eunsung Lee**,
Moon-Beom Heo** and Young Jae Lee***

Konkuk University*, Korea Aerospace Research Institute**, Konkuk University***

ABSTRACT

This paper presents a Carrier phase fault detection (FD) method for GPS RTK (Global Positioning System Real Time Kinematic) in dynamic environment. There are various error sources in dynamic environment and these errors decrease the reliability of FD results. Due to the reason, Carrier phase measurements are separated into satellite induced signal, user induced signal and other remaining errors. Especially the user-induced signal is computed by user dynamic which is estimated by time-differenced Carrier phase (TDCP) and Doppler shift. TDCP makes it possible to avoid integer ambiguity resolution. Computer simulation is conducted to verify the suggested method. By applying impulse, step and ramp faults, the FD performance is analyzed.

초 록

본 논문은 동적환경의 GPS RTK (Global Positioning System Real Time Kinematic) 수행을 위한 반송파 고장검출에 대해 기술한다. 다양한 고장요소에 노출된 동적수신환경에서 신뢰성 높은 반송파를 확보하기 위해 신호변화 요인을 분리하여 이상 유/무를 판별하는 기법을 사용하였다. 신호변화 요소는 사용자 다이내믹, 위성 다이내믹, 오차요인으로 분리하였으며, 상대적으로 불규칙한 사용자 다이내믹 추정 성능 향상을 위해 미지정수가 소거된 시간차분 반송파와 도플러를 혼합하여 사용하였다. 시뮬레이션을 통해 제안한 검출 기법의 성능을 검증하였으며, 임펄스, 스텝, 램프 고장에 대한 검출 가능성을 분석하였다.

Key Words : GPS (위성항법시스템), Carrier Phase (반송파), Fault Detection (고장검출), Velocity Estimation (속도 추정)

1. 서 론

위성항법시스템은 교통, 측지, 측량, 시각동기 등의 다양한 응용분야에서 활용되고 있다. 최근

자동차 네비게이션, 스마트폰 등의 보급과 IT 기술의 발전으로 위성항법시스템의 활용도가 더욱 높아지고 있다. 진보된 기술의 보급과 더불어 정확하고 정밀한 위치 정보의 수요가 증가하였다.

† Received: January 28 2012, Accepted: November 27 2012
*** Corresponding author, E-mail : younglee@konkuk.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

이러한 기술적 수요에 부응하여 위성항법시스템의 고정밀 측정값인 반송파 신호에 대한 연구가 부각되고 있다[1, 2, 3]. 국토해양부는 위성항법시스템을 활용하여 차로검출 수준의 정확도를 제공하는 RTK (Real-Time Kinematic) 인프라를 개발 중에 있다. 본 연구팀은 해당 연구의 목표 정확도 달성을 위한 반송파 신호의 고장검출 연구를 수행하였다. 일반적으로 차량이 움직이는 동적환경에서 위성항법신호는 잦은 신호의 단락이 발생할 뿐만 아니라, 주변 환경적인 요인에 의해 다중경로, 신호 감쇠 등의 신호 고장이 발생한다[4]. 이러한 고장은 정밀 측위 시 반드시 배제되어야 정확도 높은 위치해를 도출할 수 있다.

기존 교통 분야의 위성항법시스템 고장검출 연구는 주로 GBAS (Ground Based Augmentation System)[2], SBAS (Satellite Based Augmentation System)[5] 등의 항공용 시스템 중심으로 개발되었다. 항공용 고장검출은 주로 수신기가 고정되어 있는 기준국에서 사용자에게 제공할 의사거리 보정정보의 정확성/신뢰성 향상에 초점이 맞추어져 있다. 이에 반해 차량이 움직이는 동적환경에서는 사용자 다이내믹에 의한 불규칙한 반송파 변화가 발생하여 기존 항공용 기법의 적용이 제한되므로[6], 새로운 기법의 개발이 필요하다.

GBAS, SBAS 외에도 위성항법신호 고장검출을 위해 다양한 연구가 수행되었다. Simili [7]와 Xie [8]는 의사거리와 반송파는 고장 원인에 따라 신호 변화 양상이 다르게 나타나는 점을 고려하여 코드-반송파 발산검사를 사용하였다. 이 경우 상대적으로 다중경로 등의 오차에 취약하고 잡음 수준이 높은 코드를 기준으로 반송파의 고장을 검사하므로 적절한 반송파 검사 기법이 될 수 없다. Gratton [9]은 Relative RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) 기법으로 위치/측정값 도메인에서 반송파 변화량으로 코드 기반의 의사거리 고장을 검출하는 연구를 수행하였다. 이 연구는 동적환경의 의사거리 고장검출에 초점이 맞추어져 있고, 단순히 시간 차분으로 공통 오차를 소거하였으며 반송파의 고장검출은 수행되지 않았다. Xie [8]는 위성의 움직임이 국부적으로 2차 곡선 형태를 띠는 점에 착안하여 반송파를 2차 곡선으로 모델링한 후 각 계수의 변화로 고장 유무를 판별하는 연구를 진행하였다. 그러나 동적환경의 반송파는 완벽한 2차 곡선의 형태를 나타내지 않으므로 동적환경에 유효하지 않다. Hoffmann-Wellenhof [4]는 반송파 고장검출 기법으로 시간차분과 이중주파수를 사

용하는 방법을 사용하였다. 시간차분은 정적 환경의 고장검출에는 적합하나, 사용자 다이내믹이 혼재된 상태에서는 고장 여부를 판단하기 어렵다. 이중주파수 방법은 주변 환경적인 고장 요인보다 주로 전리층 오차 검출에 중점을 두고 있으며, 두 주파수 요소 중 고장 요인을 구분 짓기 어려운 한계점을 지녔다. Mertikas [10]는 반송파 측정값을 3차식으로 모델링하여 칼만필터의 잔차 검사로 고장을 판단하였으나, 반송파 변화의 주요 요인인 위성 다이내믹에 의한 영향이 반송파 변화에 지배적이므로 상대적으로 사용자 부분의 작은 반송파 고장을 효과적으로 검사하기 어렵다.

본 논문은 동적환경의 반송파 고장검출을 위해 반송파 측정값에서 사용자와 위성의 다이내믹에 의해 발생한 성분을 분리하여 고장을 판단하는 방법을 제안한다. 사용자 다이내믹은 시간 차분한 반송파와 도플러를 사용하여 확장칼만필터로 추정하였다. 이 기법은 미지정수를 고려할 필요가 없고, 사이클 슬립에 강인한 장점을 갖는다. 그리고 위성 다이내믹은 방송되는 궤도력 정보를 통해 계산하였다. 반송파 고장은 사용자-위성 다이내믹이 제거된 반송파 잔차를 설정된 임계치와 비교하여 검출하였다. 더불어 고장 재검사 기법을 도입하여 검출성능을 향상시켰다. 제안한 기법의 성능은 임펄스, 스텝, 램프 고장을 삽입한 시뮬레이션을 수행하여 분석하였다.

이를 위해 본 논문의 2.1절에서는 기존 항공용 고장검출 기법의 적용 제한점을 분석하고, 반송파 신호를 분리하여 고장검출을 수행하는 방법에 대하여 2.2~2.3절에 걸쳐 소개하였다. 2.4절에서 제안한 기법의 성능 검증을 위한 시뮬레이션 결과표를 보인 후 결론을 맺었다.

II. 본 론

2.1 기존 항공용 검출 기법 분석

동적환경의 반송파 고장검출을 수행하기 위해, 기존 항공용 시스템에 사용된 검출 기법을 조사하고, 적용 가능성을 분석하였다. 다양한 기법 [2, 7, 8] 중 본 연구에서 수행 중인 반송파 고장검출의 적용 가능성을 고려하여 '코드-반송파 발산검사'와 '반송파의 Acceleration/Ramp/Step 검사'를 대상 기법으로 선정하였다.

- 코드-반송파 발산검사

GPS 신호의 일부 고장 현상은 코드와 반송파에 상이하게 영향을 미치므로 두 측정값의 차이

를 검사하여 고장 신호를 검출할 수 있다. 식 (1), (2)는 코드와 반송파의 측정식을 나타낸다.

$$R = \rho + T + I + c\delta + n_R \quad (1)$$

$$\lambda\Phi = \rho + \lambda N + T - I + c\delta + n_\Phi \quad (2)$$

$$R - \lambda\Phi = 2I - \lambda N + n_R + n_\Phi \quad (3)$$

여기서 R 은 의사거리, ρ 는 위성-사용자 간의 거리, T 는 대류층 오차, I 는 전리층 오차, c 는 빛의 속도, δ 는 수신기 시계오차, N 은 미지정수, λ 은 파장의 길이, n 은 비공통 오차를 나타낸다. 측정된 코드와 반송파를 차분하면 식 (3)과 같이 전리층 오차는 2배가 되고, 비공통 오차와 미지정수항이 남는다. 식 (3)을 연속한 시간에 대하여 차분을 수행하면 미지정수는 소거되고 비공통 오차 성분만 남게 된다. 따라서 이 값을 연속적으로 감시하면 전리층 이상이나 비공통 오차인 다중경로 오차에 의한 고장검출이 가능하다[7]. 그러나 알고리즘 구조상 검출 결과는 코드와 반송파에 모두 영향을 받는다. 특히 코드 정보는 반송파에 비해 상대적으로 정밀도가 낮고, 다중경로에 취약하다. 따라서 코드를 기준으로 반송파를 검사하는 기법은 검출 정확도가 낮아지므로 본 연구에 적합한 기법이 될 수 없다.

- 반송파의 Acceleration/Ramp/Step 검사

GPS 위성은 원 궤도를 형성하므로 시간에 따른 반송파 측정값은 곡선 형태로 변화한다. 따라서 국부적인 구간의 반송파는 식 (4)와 같이 시간 t 에 대한 2차식으로 모델링할 수 있다.

$$\Phi = \frac{d^2\Phi}{d^2} \frac{1}{2} t^2 + \frac{d\Phi}{d} t + \Phi_0 \quad (4)$$

여기서 2차 모델의 각 계수는 연속적인 측정치를 최소자승법에 적용하여 계산할 수 있다. 반송파 신호에 이상이 없는 경우, 각 계수는 일정한 값을 갖는다. 반면 고장이 발생한 경우, 2차 모델은 반송파 변화를 표현하는데 제한이 되므로 각 계수는 이전 값과 차이를 보이게 된다. 따라서 각 계수를 연속적으로 모니터링하여 임계치를 넘은 경우 반송파의 고장으로 판단할 수 있다[8]. 그러나 동적환경에서는 위성 다이내믹 성분 이외에 사용자 다이내믹에 의한 불규칙한 반송파 변화가 추가적으로 발생한다. 따라서 추정된 2차식의 각 계수들은 반송파 신호에 이상이 발생하지 않더라도 일정한 범위 내에 존재하지 않으므로 고장검출이 제한적이다.

앞서 살펴본 2가지 기법을 살펴보면, 반송파 검사 시 코드 정보에 의존하기는 어려우며 사용

자 다이내믹의 반영 없이는 검출이 어렵다. 따라서 코드 정보에 의존 없이 반송파 중심으로 사용자의 다이내믹을 반드시 고려해야 동적환경의 반송파 고장을 검사할 수 있다.

2.2 사용자 다이내믹 추정

반송파 측정값은 사용자-위성 간의 상대적인 움직임과 환경적인 요인에 의해 변화한다. 위성은 규칙적인 궤도운동을 하므로 방송되는 궤도력으로 다이내믹을 예측하여 반송파 신호에서 분리할 수 있다. 반면 사용자 움직임은 불규칙하여 주변 환경적인 요인에 의해 발생하는 이상 신호와 구분 짓기 어렵다. 이때 사용자 다이내믹을 추정할 수 있다면 측정값에서 이상신호를 분리하여 검사할 수 있다. 본 논문에서는 사용자 다이내믹을 추정하기 위해 시간 차분한 반송파 (TDCP: Time Differenced Carrier Phase)와 도플러를 선별적으로 사용하는 기법을 사용하였다. TDCP는 도플러에 비해 정밀도가 우수하여 정밀한 다이내믹 추정이 가능하다. 그러나 반송파 신호의 특성상 사이클 슬립에 영향을 받으므로 사이클 슬립이 발생한 위성의 경우 도플러를 사용하도록 설정하였다. 더불어 다이내믹 추정 시 측정값 이상치의 영향을 완화시키기 위해 일반적인 최소자승법 대신 확장칼만필터를 사용하였다. 상태변수는 사용자 속도, 가속도, 수신기 시계 드리프트 ($x = [v^u, \dot{v}^u, \delta]^T$)로 설정하였다.

$$x_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & dt & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} x_k + w_k \quad (5)$$

$$\lambda\Delta\Phi_k = e_k(v_k^s - v_k^u) + c\dot{\delta}_k \quad (6)$$

$$\lambda\Delta\Phi_k - e_k v_k^s = -e_k v_k^u + c\dot{\delta}_k \\ = [-e_k \ 0 \ c] x_k \quad (7)$$

이때의 공정 모델은 식 (5)와 같이 설정하였고, dt 는 시간간격, w 는 공정잡음, k 는 epoch을 나타낸다. 식 (6)의 TDCP ($\lambda\Delta\Phi$) 측정값은 위성 속도 (v^s)와 사용자 속도 (v^u)의 차이를 위성의 시선벡터 (e) 방향으로 투영한 값과 물리적으로 동일한 값을 갖는다. 식 (6)을 행렬로 정리하면 식 (7)로 표현된다. 식 (5), (7)로 정리된 공정모델과 관측모델로 사용자 다이내믹을 추정할 수 있다.

여기서 측정값 TDCP에 사이클 슬립이 발생하여 TDCP와 도플러의 차이가 일정 이상인 위성은 TDCP 대신 도플러를 사용하였다. 본 논문에서 TDCP와 도플러를 선택하기 위한 임계치는 1 cycle/s로 설정하였다. 반송파의 사이클 슬립은

정수배로 발생하며[4], 정상적인 반송파의 잡음 수준은 수 mm [4, 11, 12]이다. Borio [13]의 연구에 의하면 도플러 측정치는 사용 가능한 범위 ($35 < C/N_0$) 내에서 오차가 1 Hz 미만이므로 사이클 슬립의 최소단위인 1 cycle로 설정가능하다.

2.3 반송파 고장검출 기법

추정된 사용자 다이내믹 (\hat{v}^u)은 개별 위성의 시선벡터 방향으로 투영되어 식 (8)과 같이 사용자 다이내믹에 의한 반송파 변화량 ($\lambda\Delta\hat{\Phi}$)을 예측할 수 있다. 반면 식 (9)와 같이 시간차분 반송파에서 위성 다이내믹 (v^s : 방송되는 위성 궤도력으로 추정) 성분을 제거하면 사용자 다이내믹과 오차 요인에 의한 성분만 남게 된다.

$$\lambda\Delta\hat{\Phi}_k = e_k v_k^u + c\dot{\delta}_k \tag{8}$$

$$z_k = \lambda\Delta\hat{\Phi}_k - e_k v_k^s \tag{9}$$

식 (9)에서 (8)을 차분하면 사용자 다이내믹 성분이 제거되어 식 (10)과 같이 순수 오차 요인 (Res)만 남는다. 이 값을 임계치 (T)와 비교하여 그 크기가 임계치를 넘으면 고장으로 판단한다. 본 논문에서 검출 임계치는 2.2절에서 설정된 1 cycle 오차와 더불어 동적환경에서 분석된 반송파 표준편차 (0.03m) 에 3-sigma (약 99.7%) 마진을 두어 1.5 cycle로 설정하였다[12].

$$Res_k = z_k - \lambda\Delta\hat{\Phi}_k \tag{10}$$

$$Res_k = \begin{cases} Normal, & \text{if } |Res_k| < T \\ Fault, & \text{if } |Res_k| > T \end{cases} \tag{11}$$

그러나 이때 고장 위성을 포함하여 사용자 다이내믹을 추정하게 되면 부정확한 다이내믹 추정으로 인해 고장검사 시 다른 측정값을 오염시키는 현상이 발생한다. 이러한 현상으로 인해 고장검출성능이 훼손되므로 결국 측정값의 신뢰도가 감소하고, 궁극적으로 이 결과를 사용한 항법해의 정확도 또한 나빠진다. 따라서 본 논문에서는 고장 여부를 판단한 후에 고장신호를 재검사하는 절차를 추가적으로 수행하였다.

Figure 1은 고장신호 재검사 기법의 흐름도를 나타낸다. 먼저 사용자 다이내믹 기반의 고장검출을 수행하여 정상신호와 고장신호를 구분한다. 분리된 정상신호 집합에 고장신호를 하나씩 삽입하여 사용자 다이내믹 기반의 고장검출을 재차 수행한다. 이때 정상신호 집합과 결합되어 재검사를 수행하여도 임계치를 넘지 않으면 정상신호로 판단하고, 여전히 임계치를 넘으면 고장신호

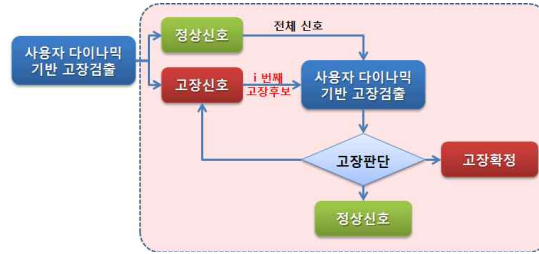


Fig. 1. Flowchart of the fault detection

로 확정한다. 이러한 고장신호 재검사 기법을 통해 부정확한 고장진단이 감소되므로 고장검출성능이 향상될 수 있다.

2.4 시뮬레이션 및 분석

본 논문에서 제시한 사용자 다이내믹 기반의 고장검출성능을 분석하기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션은 이동 중인 차량으로 설정하여, 차량 동역학을 모델링하는 부분과 위성 항법 신호를 생성하는 부분으로 나누어 구성하였다. 시뮬레이션은 Matlab을 사용하여 구성하였으며, 'GPS soft satellite navigation toolbox'를 사용하여 위성 정보를 생성하였다. 위성좌표는 2012년 1월 15일의 Almanac 데이터를 사용하여 계산하였다. GPS 데이터는 1초마다 수신되도록 설정하였고, 총 시뮬레이션 시간은 757초이다.

Figure 2는 시뮬레이션에 사용된 위성의 배치를 나타낸다. 이동하는 차량은 1000m x 1000m의 사각 궤적을 1회 주행하는 상황으로 가정하였다. 주행 속도는 5m/s이며, 코너 구간의 회전 가속도는 0.2m/s^2 로 설정하였다. Fig. 3은 시뮬레이션 궤적을 나타낸다. 알고리즘 검증에 위해 PRN 23번 위성의 반송파 신호에 임펄스, 스텝, 램프 고장을 삽입하였다. 임펄스 고장은 크기가 1m이

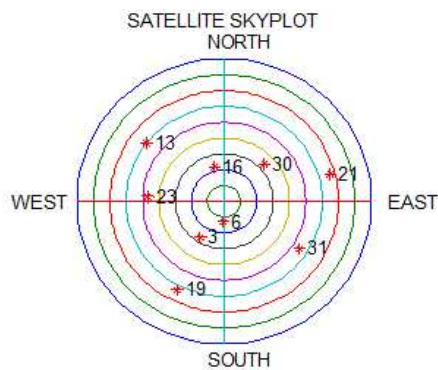


Fig. 2. Satellite constellation in the simulation

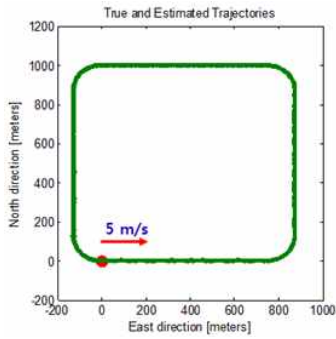


Fig. 3. Simulation trajectory

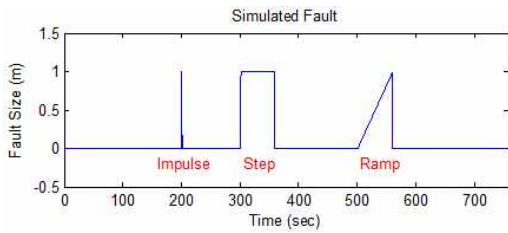


Fig. 4. Simulated faults

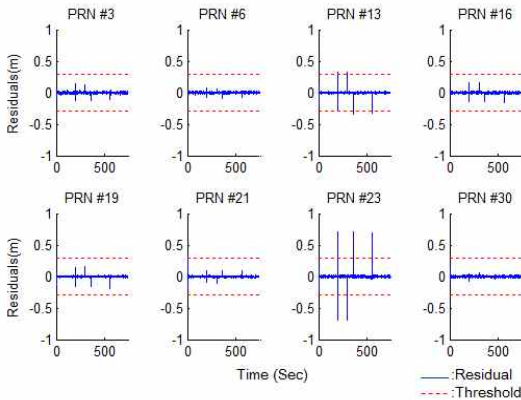


Fig. 5. Fault detection result without re-testing

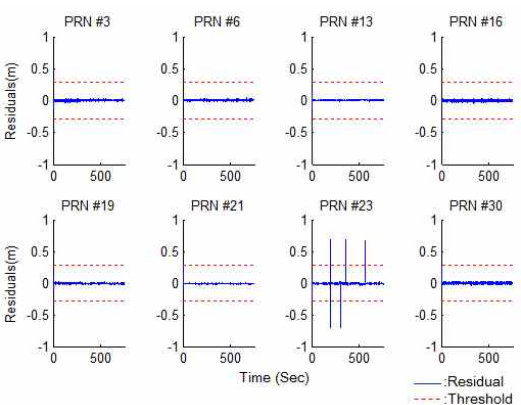


Fig. 6. Fault detection result with re-testing

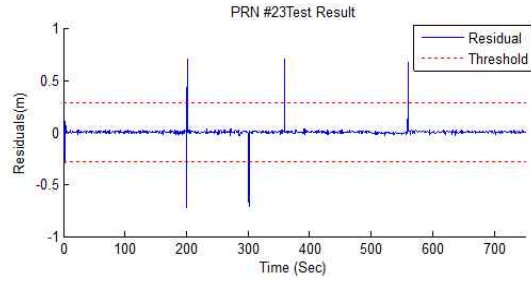


Fig. 7. Fault detection result on PRN 23 with re-testing

며 200초에 삽입되었고, 스텝 고장은 크기가 1m이며 300~360초에 삽입되었다. 램프 고장은 기울기가 1/60m이며 500~560초에 삽입되었다. Fig. 4는 삽입된 고장 모델을 나타낸다.

Figure 5는 고장신호 재검사 기법을 적용하지 않은 경우의 고장검출 결과를 나타낸다. 사용자 다이나믹을 분리하여 검사한 결과 고장이 삽입된 PRN 23번 신호에서 검사결과가 크게 반응함을 보였다. 하지만 23번 이외의 위성은 정상신호임에도 불구하고 검사 결과에서 이상 반응하였다. 더욱이 13번 위성은 정상신호이나 검사결과가 임계치를 넘어 고장이 발생한 위성으로 진단되었다. 이러한 현상은 고장진단의 신뢰성을 훼손시켜 고장판단 및 분리에 제한이 따른다.

Figure 6은 고장신호 재검사 기법을 적용한 결과를 나타낸다. 재검사 기법 적용 전에는 정상 위성에서 고장 삽입 시점에 검사 결과가 0을 벗어나는 이상 반응을 보였다. 그러나 고장신호 재검사 기법 적용을 통해 이러한 현상은 제거되었다. 특히 재검사 기법을 적용한 경우, PRN 13번에 발생했던 이상 반응은 모두 정상으로 판정되어 검출 성공률 100%를 달성하였다. (계산된 성공률은 시뮬레이션 상에서 수행되어 제한적인 결과이므로 실제 데이터를 사용한 재분석이 필요하다.) 따라서 본 논문에서 제시하는 사용자 다이나믹 기반의 고장검출과 더불어 고장신호의 재검사 기법을 통해 동적환경의 안정적인 반응과 고장검출이 가능하다고 판단된다.

Figure 7은 23번 위성의 검사 결과를 확대한 것이다. 고장검출에 사용된 측정값이 시간 차분된 반응파이므로 신호변화 (고장 발생 및 종료) 시점에 대하여 반응한다. 임펄스 고장의 경우 (200초 삽입) 고장삽입 시점과 직후에 반응하였고, 스텝 고장은 (300~360초 삽입) 삽입 시점과 종료 시점에 반응하였다. 그러나 램프 고장은 (500~560초 삽입) 작은 기울기로 인해 삽입시점

에 반응하지 않고 종료 시점에만 반응하였다. 서서히 증가하는 램프 고장의 경우 시간 차분된 반송파에 작은 값으로 나타나므로 임계치 비교로 검출이 어렵다. 따라서 제안하는 기법으로 검출이 제한적임을 확인하였다. 램프 고장은 오차가 임계치에 근접하기 전까지 검출하기 어려우므로 기존 연구에서는 CUSUM (Cumulative Sum) [13]과 같이 검정통계량을 지속적으로 누적하여 고장 유무를 판단하는 기법이 필요함을 지적하고 있다. 따라서 향후 연구에서는 램프 고장 검출을 위한 추가 기법이 보완되어야 한다.

III. 결 론

본 논문에서는 위성항법시스템을 사용하여 차로검출 수준의 정밀도를 달성하기 위한 반송파 고장검출 연구를 수행하였다. 동적환경의 반송파 고장검출을 위해 전체 측정값에서 위성-사용자 다이내믹을 분리하여 검사하였다. 또한 고장 재검사 기법을 통해 고장발생으로 인해 정상신호의 오염을 방지하였고, 이로 인해 검출성능의 신뢰성을 향상시킬 수 있었다. 따라서 제안하는 검사 기법은 동적환경에서 오차 요인을 효과적으로 검사할 수 있다. 시뮬레이션 분석 결과, 임펄스/스텝/램프 고장을 삽입한 시점과 종료 시점에 반응함을 확인하였다. 단 램프 고장의 경우 삽입 시점에 반응하지 않는 제한점을 보였다. 향후 CUSUM 등의 추가적인 램프 고장검출기법이 보완되면, 동적환경의 정밀측위를 위한 신뢰성 높은 반송파 정보를 제공할 수 있을 것으로 기대된다. 향후 연구에서는 실험 데이터를 이용하여 제안한 기법을 검증하고 보완할 계획이다.

후 기

본 연구는 국토해양부 교통체계효율화사업의 연구비지원 (06 교통핵심 A03)에 의해 수행되었습니다.

References

1) T. Walter, P. Enge, J. Blanch and B. Pervan, "Worldwide Vertical Guidance of Aircraft Based on Modernized GPS and New Integrity Augmentations", *Proceedings of the IEEE, Vol.96, No.12*, pp.1928-1935, 2008, doi:

10.1109/JPROC.2008.2006099.

2) J. Lee, *GPS-Based Aircraft Landing Systems with Enhanced Performance: Beyond Accuracy*, Ph.D. Dissertation, Stanford University, March 2005.

3) K. Ishikawa, Y. Amano, T. Hashizume and J. Takiguchi, "A Study of Precise Road Feature Localization using Mobile Mapping System", *2007 IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics*, Switzerland, September 4-7, 2007, doi: 10.1109/AIM.2007.4412541.

4) B. Hoffmann-Wellenhof, H. Lichtenegger and E. Walse, *GNSS; GPS, GLONASS, Galileo & more*, Springer Wien New York, 2008, doi:10.1007/978-3-211-73017-1_3.

5) S. Pullen, T. Walter, P. Enge, "SBAS and GBAS Integrity for Non-Aviation User: Moving Away from Specific Risk", *International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, San Diego, USA, pp.533-545, 2011.

6) D. H. Won, J. Ahn, S. Sung, Y. J. Lee, "User Oriented GPS Carrier phase Fault Detection in Dynamic Condition", *Proceeding of the 2010 KSAS fall conference (I)*, pp.603-606, 2010.

7) D. V. Simili and B. Pervan, "Code-Carrier Divergence Monitoring for the GPS Local Area Augmentation System", *Proceedings of the IEEE Position, Location, and Navigation Symposium (PLANS 2006)*, San Diego, CA, April 24-27, 2006, doi: 10.1109/PLANS.2006.1650636

8) G. Xie, *Optimal On-Airport Monitoring of the Integrity of GPS-Based Landing Systems*, Ph.D. Dissertation, Stanford University, March 2004.

9) L. Gratton, M. Joerger and B. Pervan, "Carrier Phase Relative RAIM Algorithms and Protection Level Derivation", *Proceedings of ION-ITM 2009*, 2009.

10) S. P. Mertikas and C. Rizos, "On-line Detection of Abrupt Changes in the Carrier-phase Measurements of GPS", *Journal of Geodesy, Vol. 71, No. 8*, pp.469-482, 1997, doi:10.1007/s001900050115.

11) W. Ding and J. Wang, "Precise Velocity Estimation with a Stand-alone GPS Receiver", *Journal of Navigation*, Vol.64, No.2, pp.311-325, 2011, doi: 10.1017/S0373463310000482.

- 12) D. H. Won, *A Generalized Performance Index for GNSS and Vision/INS Integrated Navigation*, Ph.D. Dissertation, Konkuk University, 2012.
- 13) D. Borio, N. Sokilova, G. Lachapelle, "Doppler measurement accuracy in standard and high sensitivity global navigation satellite system receivers", *IET Radar Sonar Navig.*, Vol.5, No.6, pp.657-665, 2011, doi: 10.1049/iet-rsn.2010.0249
- 14) S. Pullen, J. Lee, G. Xie, P. Enge, "CUSUM-Based Real-Time Risk Metrics for Augmented GPS and GNSS", *ION GPS/GNSS 2003*, Portland USA, September 9-12, 2003.