

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.9.760>

GBAS 기준국의 코드 반송파 발산 검출성능 평가를 위한 통계시험

윤영선*, 김주경*, 조정호*, 허문범*, 남기욱*

Statistical Test for Performance Evaluation of Code Carrier
Divergence Detection at a GBAS Reference Station

Youngsun Yun*, Joo Kyoung Kim*, Jeongho Cho*, Moon-Beom Heo* and Gi-Wook Nam*

ABSTRACT

In order to provide precision approach service based on GBAS, air navigation service providers should validate the GBAS system performance against international standard requirements and receive approval. The GBAS manufacturer should define integrity threat, analyze the integrity monitors and evaluate performance of the implemented monitors to verify integrity performance which is critical to the aircraft safety. This paper describes a statistical test result to evaluate performance of the code carrier divergence monitors implemented in KARI Integrity Monitor System software. The paper introduces analysis and test procedure which is developed for the performance evaluation and describes the analysis, the test scenario generation and the test results. The results show that the implemented monitors can detect the expected minimum detectable errors with satisfying the probability of missed detection requirements.

초 록

GBAS 기반의 정밀 접근 서비스를 제공하기 위해서 항행 서비스 제공 주체는 GBAS 시스템의 성능이 국제 표준에 정의된 요구 조건을 만족하는지를 확인하여 사용 승인을 획득하여야 한다. 특히 항공기 안전에 직접적으로 영향을 미치는 무결성 성능의 검증을 위해서는 무결성 위협요인 정의와 검출기법 분석 및 구현된 시스템의 검출성능 평가 등의 작업이 시스템 제작자에 의하여 수행되어야 한다. 본 논문에서는 GBAS 무결성 위협요인 중 코드 반송파 발산 현상에 대응하기 위하여 KIMS 소프트웨어에 구현된 검출기법들의 검출성능 확인 통계시험 결과를 기술한다. 성능 확인을 위하여 개발된 분석 및 통계시험 절차를 소개하며, 절차에 따른 분석 결과 및 시험 시나리오 제작 방법, 수행된 시험의 결과를 분석하였다. 시험 결과 KIMS 소프트웨어에 구현된 검출기법들은 예측된 최소 검출가능 오차와 같은 크기의 발산이 발생하였을 때, 각 기법에 할당된 고장검출실패율 요구 조건을 만족하며 위협요인을 검출해 낼 수 있는 것을 확인하였다.

Key Words : KIMS(KARI 무결성 감시 시스템), GBAS(지상기반보강시스템), Statistical Test(통계시험), Code Carrier Divergence(코드 반송파 발산)

† 2012년 8월 2일 접수 ~ 2012년 8월 29일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 위성항법팀
교신저자, E-mail : ysyun@kari.re.kr
대전광역시 유성구 과학로 115번지

I. 서 론

GBAS (Ground Based Augmentation System)는 항공기의 정밀접근 및 착륙 유도를 위하여 개

발된 시스템으로 실제 항공기 운항에 이용되기 위해서는 국제민간항공기구(ICAO : International Civil Aviation Organization)에서 규정하고 있는 요구조건⁽¹⁾을 만족한다는 것을 입증해야 한다. GBAS 시스템의 성능 요구 조건은 크게 정확성, 무결성, 연속성, 가용성으로 나타내며 이 중 무결성은 일부 시스템에 고장이나 이상 현상 발생 시 이를 적절한 시간 내에 제거하거나 사용자에게 경보할 수 있는 능력을 뜻한다. 따라서 무결성 성능은 항공기의 안전에 직접적으로 영향을 미치게 되므로 최우선적으로 고려되어야 하는 조건이다. 무결성 요구조건을 만족시키지 못하게 하는 원인을 무결성 위협요인(integrity threat)으로 정의하며 GBAS에서 고려해야 할 무결성 위협요인에는 신호 변형, 신호 강도 저하, 코드 반송과 발산, 의사거리의 과도한 변화, 궤도 정보 오류 등이 포함되어야 한다⁽²⁾. GAST (GBAS Approach Service Type)-C 서비스를 제공하기 위한 GBAS에서는 기준국이 무결성 감시의 역할을 모두 수행하게 되므로 항공기의 안전에 영향을 미칠 수 있는 크기의 무결성 위협요인을 검출하고 제거하기 위한 검출기법을 사용하여야 하며, 구현된 검출기법이 해당 무결성 위협요인을 적절히 제거하는지 증명해야 한다.

각 검출기법이 연속성 및 무결성 성능 요구 조건을 만족하며 검출에 성공할 수 있는 위협요인의 크기를 최소 검출가능 오차 (MDE : Minimum Detectable Error)로 정의한다. MDE는 검출기법의 성능을 의미하며, MDE보다 작은 크기의 오차는 해당 검출기법에 할당된 무결성 요구 조건을 만족하는 확률로 제거될 수 없어서 전체 시스템의 무결성에 영향을 미치므로 추가적인 대응 방법이 필요하다. 그러므로 MDE를 정확하게 예측하고 시스템에 구현된 검출기법이 MDE만큼의 크기를 갖는 위협요인을 실제로 검출할 수 있는지 확인하는 과정이 필수적이다. 국내에서는 GBAS 시스템의 상용화 개발이 진행된 바가 없으며 따라서 무결성 위협요인 검출기법에 대한 체계적인 성능 분석이 수행된 바가 없다. 다만 일부 연구를 통하여 검출기법 구현 및 기능 시험이 수행되었으나 임의의 고장 주입에 의한 검출기법의 반응을 확인하는 정도에 그쳤으며 요구조건에 대한 검출기법의 성능 확인은 수행되지 않았다⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾. 국외에서도 위와 유사한 기능 시험에 대한 연구가 수행된 바 있으며⁽⁶⁾⁽⁷⁾, 최소 검출가능 오차의 분석에 대한 연구도 다수 진행되었으나⁽⁸⁾⁽⁹⁾ 구현된 검출기법의 실제 성능을 확인

하기 위한 통계시험 절차 및 결과에 대해서는 알려진 바가 없다.

따라서 본 논문에서는 GBAS 무결성 위협요인 중 코드 반송과 발산 현상에 대응하기 위하여 구현된 검출기법들의 검출 성능, 즉 MDE를 분석하고 시스템에 구현된 검출기법들이 실제로 분석된 수준의 성능을 나타내는지 확인하기 위한 통계 시험 절차를 수립하고 시험을 수행하였다. GBAS 성능 평가 시험 방안에 대한 일반적인 내용을 정리한 기존 문헌⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾을 참고하여 검출성능 평가 방안을 수립하였으며 통계시험을 위한 시나리오를 생성하였다. 개발된 시험 절차는 한국항공우주연구원에서 개발한 GBAS 연구용 소프트웨어인 KIMS (KARI Integrity Monitoring System) 소프트웨어⁽¹²⁾에 구현되었으며 이를 이용한 시험 결과를 분석하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II 장에서는 검출기법의 성능을 나타내는 MDE의 정의 및 기존에 알려진 성능 평가 절차를 바탕으로 개발된 성능 평가 방안을 설명한다. III 장에서는 KIMS에 구현된 코드 반송과 발산 검출기법들의 MDE를 예측하고 성능 평가 방안에 따른 통계 시험 시나리오 결정 방법에 대하여 기술한다. 또한 이에 따라 수행된 통계 시험 결과를 분석하여 시나리오 제작의 적절성 및 MDE 예측 결과의 정확성을 확인한다. IV 장에서는 연구 내용을 정리하고 향후 활용 방향을 제시한다.

II. 무결성 위협요인 검출성능 평가

2.1 최소 검출가능 오차

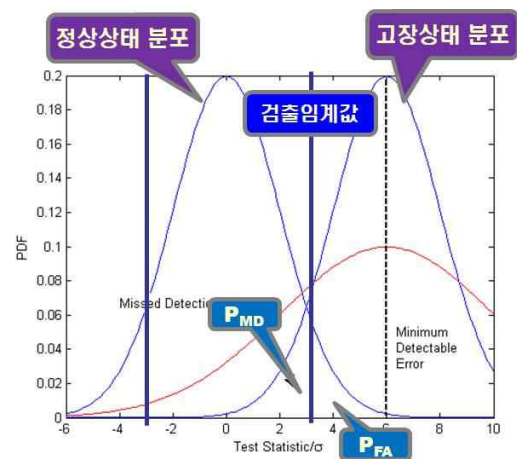


Fig. 1. Fault detection threshold and minimum detectable error

GBAS 기준국의 무결성 위협요인 검출기법에서 고장이 없는 정상상태의 GNSS (Global Navigation Satellite System) 데이터를 이용하여 계산한 검정통계량은 일반적으로 Fig. 1의 '정상상태 분포'와 같이 평균이 0인 정규 분포를 따른다. 이러한 확률 분포의 평균 및 표준 편차와 오경보율(P_{FA} : probability of false alarm) 요구조건을 이용하면 고장 검출임계값(detection threshold)을 식 (1)과 같이 계산할 수 있으며, 이때 오경보율은 시스템의 연속성 위험 할당(continuity risk allocation)과정에 의하여 해당 검출기법에 할당된 요구 조건이다.

한편 시스템에 고장이 발생하여 검정통계량의 분포가 Fig. 1의 '고장상태 분포'와 같이 0이 아닌 평균을 가지도록 변경되었는데도 불구하고 특정 시점의 검정통계량이 검출임계값을 넘지 못한 경우를 고장검출실패(missed detection)로 정의한다. 검출실패가 발생할 확률이 고장검출실패율(P_{MD} : probability of missed detection) 요구조건과 같아지게 하는 검정통계량의 평균값은 식 (2)와 같이 최소 검출가능 오차 MDE로 정의한다. 즉, MDE란 해당 검출기법이 P_{MD} 요구조건을 만족하면서 검출할 수 있는 고장의 최소 크기를 의미하며 P_{MD} 는 시스템의 무결성 위험 할당(integrity risk allocation)과정에 의하여 결정된다.

$$Threshold(k) = \mu(el_k) \pm K_{FA} f \sigma(el_k) \quad (1)$$

$$MDE(k) = \mu(el_k) \pm (K_{FA} + K_{MD}) f \sigma(el_k) \quad (2)$$

$\mu(x)$: 위성 양각이 x 일 때 검정통계량의 평균 (m)

$\sigma(x)$: 위성 양각이 x 일 때 검정통계량의 표준 편차 (m)

f : 검정통계량의 두꺼운 꼬리분포를 고려한 팽창계수 (inflation factor)⁽⁸⁾

el_k : k 시점에서의 위성 양각 (elevation angle)

이 때, 상수 K_{FA} 와 K_{MD} 는 아래 식과 같이 P_{FA} 와 P_{MD} 요구조건에 따라 계산된다.

$$K_{FA} = Q^{-1}(1 - P_{FA}/2), \quad K_{MD} = Q^{-1}(1 - P_{MD}) \quad (3)$$

$Q^{-1}(\cdot)$: 정규분포의 누적확률분포 역함수

따라서 특정한 검출기법의 MDE 값은 해당 기법의 검출 성능을 의미한다고 할 수 있으며, 시험 대상이 되는 시스템 상에서의 연속성 및 무결성 요구 조건 할당 결과(K_{FA} , K_{MD})와 정상상태에서의 GNSS 측정치 품질(μ , σ)에 따라 결정된다.

2.2 검출성능 평가 절차

2.2.1 기존 성능평가 절차 분석

Pullen은 미국 연방항공국 (FAA : Federal Aviation Administration)의 LAAS (Local Area Augmentation System) 기준국 성능검증 절차에 대하여 설명하였으며, 분석(analysis), 모의시험(simulation)과 고장시험(failure test)를 통하여 기준국 시스템이 성능 요구 조건을 만족하는지 평가할 수 있다고 기술하였다⁽¹⁰⁾. 시스템에 발생 가능한 모든 고장 상황에 대하여 분석 및 모의시험을 수행하여 MDE 분석 및 P_{MD} 만족 여부를 확인하고, 기능시험과 통계시험으로 이루어진 고장시험을 통해 실제 동작을 검증한다. 다수의 고장 모드에 대하여 모두 장시간의 고장시험을 수행하는 것은 사실상 불가능하기 때문에 일부 발생 확률이 높은 고장 또는 새롭거나 복잡한 알고리즘을 가진 검출기법을 필요로 하는 고장에 대해서만 충분한 양의 시험을 수행하는 통계시험(statistical failure test)을 실시한다. 나머지 대부분의 경우에 대해서는 3~5회 정도의 시험을 수행하여 모두 검출에 성공했는지를 확인하는 기능시험(functional failure test)을 실시하여 분석 및 모의시험 결과를 뒷받침하도록 한다. 시험 대상 검출기법의 허용 P_{MD} 가 0.001이라고 가정하면 FAA에서 수용한 Type I 오류(시스템의 P_{MD} 가 0.001인데도 불구하고 시험에 통과하지 못할 경우)의 허용 확률은 약 5%이고 Type II 오류(시스템의 P_{MD} 성능이 실제로는 요구 조건 보다 10배 떨어져서 $0.001 \times 10 = 0.01$ 인데도 불구하고 시험에 통과할 경우)의 허용 확률은 약 10% 이다. 이러한 허용 확률을 만족하기 위해서는 390 회의 독립 시험 중에 1회 이하의 검출실패를 허용하며, 이러한 기준이 FAA의 시험 계획의 기본 판단 기준이다⁽¹⁰⁾.

EUROCAE (European Organisation for Civil Aviation Equipment)의 GBAS 기준국 성능 관련 표준 문서에서도 유사하게 GBAS 기준국에 대한 검증 절차를 제시하였다.⁽¹¹⁾ 위협요인에 대한 검출기법들에 대해서는 분석(analysis)과 시험(test)로 검증을 수행한다고 설명하였다. 분석은 시스템이 기능 및 성능 요구조건을 만족하는지 확인하기 위해 시스템의 설계를 과학적 원리, 기술적 데이터 등과 비교하는 과정이고 모델링과 시뮬레이션 등을 포함한다. 시험은 특정한 조건 하에서 장비의 성능을 정량적으로 측정하고 기 설정된 시험 통과 기준의 만족여부를 확인함으로써 검증을 수행하는 방법이다.

2.2.2 본 논문에서의 성능평가 절차

앞의 참고 문헌들에서 설명된 내용을 바탕으로 본 논문에서는 Fig. 2와 같은 절차를 이용하여 검출성능에 대한 분석 및 시험을 수행하는 방안을 수립하였다. 전체 성능평가 절차는 정상상태 GNSS 데이터의 품질 수준, 주어진 P_{FA} 및 P_{MD} 요구조건에 따라 MDE를 예측하는 분석 (analysis) 과정과 이러한 과정이 올바르게 수행되었는지 확인하기 위한 시험(test) 과정으로 구성하였다. 예측된 MDE의 크기는 시스템의 연속성 및 무결성 요구 조건 할당과 GNSS 신호 수신 환경, 사용 장비 성능에 따라 다를 수 있으므로 절대적으로 평가할 수 없다. 따라서 본 논문에서 실시한 통계 시험의 목표는 주어진 요구조건 및 데이터 품질 조건 하에서 올바른 분석 과정을 통하여 검출성능을 예측하였는지, 즉 분석 과정을 통하여 예측된 MDE가 실제 구현된 시스템의 MDE와 동일한지를 확인하는 것이며 이를 통하여 향후 실제 시스템 개발 시 새로운 조건이 주어졌을 때 동일한 방법을 활용할 수 있도록 준비하기 위한 것이다.

분석 과정에서는 검출기법들이 구현된 KIMS 소프트웨어⁽¹²⁾에서 정상 상태의 24시간 GPS 시뮬레이터 데이터를 처리하여 검정통계량을 계산하고 위성 양각에 따른 검정통계량의 분포를 확인하여 P_{FA} 및 P_{MD} 요구조건에 따른 검출임계값과 MDE를 추정하였다. P_{FA} 및 P_{MD} 요구조건에 대한 연속성 및 무결성 할당 과정은 본 논문의 연구 범위를 벗어나므로 참고문헌에서 사용된 값들을 사용하였다.

통계 시험 단계에서는 예측된 MDE 만큼의 크기를 가지는 검정통계량이 발생하였을 때 해당

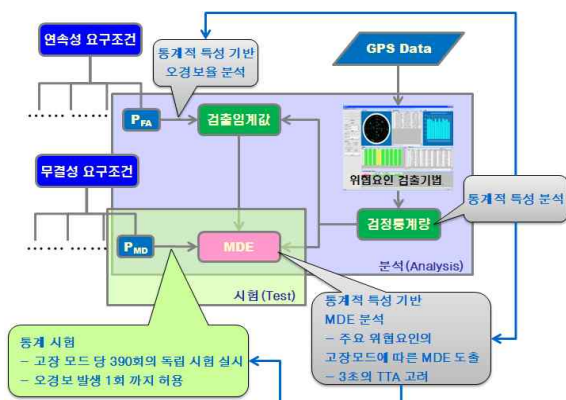


Fig. 2. Performance evaluation procedure for integrity monitors

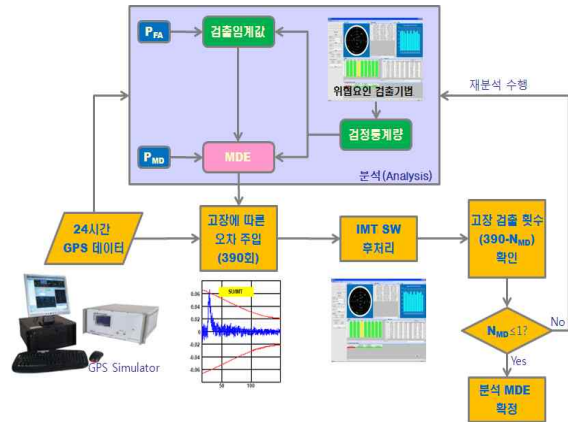


Fig. 3. Statistical test procedure for integrity monitors

검출기법에서 고장 검출을 선언하는 확률이 실제로 $1 - P_{MD}$ 가 되는지를 확인하게 된다. 이를 위하여 검정통계량의 평균이 MDE가 되게 하는 크기의 고장을 정상상태 측정치에 주입하고 KIMS 소프트웨어 상에 구현된 검출기법들의 검출 실패확률이 P_{MD} 요구조건인 0.001을 만족하는지 확인하도록 한다.

통계시험은 앞 절의 참고 문헌에서 설정한 것과 같이 독립적인 시험수행 횟수가 390회 이상이 되도록 시나리오를 설정하였고 이 중 고장검출실패가 발생하는 횟수가 0회 또는 1회일 경우 해당 검출기법은 0.001의 고장검출실패율을 만족하여 시험을 통과하였다고 판단하였다⁽¹⁰⁾. 만약 통과 기준을 만족하지 못하였을 경우 알고리즘 구현, MDE 추정 분석 과정 혹은 오차 주입 과정에 오류가 있을 것으로 판단되므로 Fig. 3과 같이 전 과정을 재검토하여 시험에 통과할 수 있도록 수정한다.

시험에 사용된 정상상태 GPS 데이터는 Spirent 사의 GSS8000 시뮬레이터 신호를 NovAtel DL-V3 수신기로 수신하여 저장한 데이터이다. KIMS 테스트베드에 설치된 4개의 기준국⁽¹²⁾과 동일한 위치의 기준국 수신기를 가정하여 24시간 데이터를 수집하였으며 이 중 1번 기준국 데이터에 시험을 위한 고장을 주입하였다.

III. 코드 반송파 발산 검출성능 평가

3.1 코드 반송파 발산 검출성능 예측

3.1.1 코드 반송파 발산 시험 (CCD)

코드 반송파 발산 시험(code carrier

divergence test)은 수신기에서 측정된 의사거리 및 반송파 위상 측정치 차이의 변화율을 이용하여 검정통계량을 구성하며 이를 통하여 위성 신호 생성부 이상 또는 전리층 폭풍 현상으로 인하여 발생할 수 있는 코드 반송파 발산 현상을 감지하도록 한다. 측정치의 잡음 및 의사거리에 포함된 다중 경로 오차 성분 등을 제거하기 위하여 일반적으로 필터를 사용한다. 본 논문에서는 다음 식과 같이 1차의 선형시불변(LTI : Linear Time Invariant) 필터 2개를 직렬로 사용한 Simili의 알고리즘을 사용하였다⁽¹³⁾. 최종적인 검정통계량은 T_{CCD} 이며 시상수 τ 는 25초로 설정하였다⁽¹⁴⁾.

$$T_{CCD,1}(k) = \frac{\tau - T_s}{\tau} T_{CCD,1}(k-1) + \frac{1}{\tau} [\{\rho(k) - \phi(k)\} - \{\rho(k-1) - \phi(k-1)\}] \quad (4)$$

$$T_{CCD}(k) = \frac{\tau - T_s}{\tau} T_{CCD}(k-1) + \frac{T_s}{\tau} T_{CCD,1}(k-1) \quad (5)$$

τ : 필터 시상수 (초)

T_s : 측정치 수집 주기 (GBAS의 경우 0.5초)

$\rho(k)$: k 시점에서의 의사거리 측정치 (m)

$\phi(k)$: k 시점에서의 반송파 측정치 (m)

검정통계량 계산에 사용되는 측정치의 오차 및 잡음 수준은 위성 양각의 영향을 받으므로 양각에 따라 검출임계값을 추정한다. 본 논문에서는 Fig. 4의 상단 그림과 같이 양각을 $0^\circ \sim 10^\circ$, $10^\circ \sim 20^\circ, \dots, 80^\circ \sim 90^\circ$ 의 9개 구간으로 나누어 각 구간에서의 검정통계량 평균 및 표준 편차를 구하고(원 모양으로 표시) 이를 4차 다항식 보간을 사용(별 모양으로 표시)하여 검출 임계값을 설정하였다. 이 때 식 (1)에 사용된 K_{FA} 는 5.73, 즉 $P_{FA} = 1 \times 10^{-8}$ ⁽¹⁴⁾, P_{MD} 는 0.001을 적용하였다. 팽창계수 f 는 4개 수신기 전체에서 계산된 검정통계량의 꼬리 분포를 포함하기 위하여 1.25가 사용되었다. 참고 문헌⁽¹⁵⁾에서 설명한 방법을 사용하였으며 구체적인 방법은 본 논문의 범위를 벗어나므로 설명하지 않는다.

위의 방법을 사용하여 추정된 CCD 검출기법의 MDE는 다음 식과 같다.

$$MDE_{CCD}(k) = 1.19 \times 10^{-6} \cdot e^{l^2}(k) - 2.32 \times 10^{-4} \cdot el(k) + 0.0195 \quad (6)$$

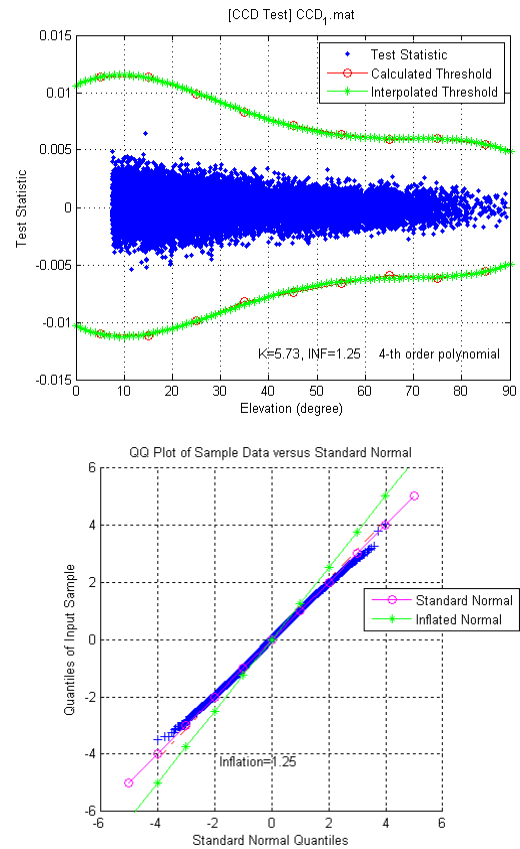


Fig. 4. CCD test statistic distribution (upper: test statistic and threshold, lower: QQ plot of normalized test statistic)

3.1.2 CSC Innovation 시험 (INN)

CSC (Carrier Smoothed Code) Innovation 시험은 의사거리 및 반송파 측정치를 사용하여 의사거리 측정치에 급격한 변화가 있는지 검출한다. 다음 식 (7)과 같이 이전 시간의 스무딩 된 의사거리와 반송파 변화율을 기반으로 추정된 현재 시간의 의사거리와 실제 측정된 의사거리와의 차를 검정통계량으로 사용하도록 한다. 이 시험은 식 (4)의 필터 한 개만을 사용한 CCD 시험과 시상수만 다를 뿐 수학적으로 동일하다는 것이 확인되었다⁽⁸⁾. 따라서 INN 시험도 코드 반송파 발산 현상에 대하여 반응할 수 있다는 것을 알 수 있다.

$$T_{Inn}(k) = \rho(k) - (\rho_s(k-1) + \phi(k) - \phi(k-1)) \quad (7)$$

ρ_s : 반송파 스무딩 된 의사거리 (m, GBAS에서는 일반적으로 100초의 시상수를 사용)⁽⁸⁾

CCD 시험과 마찬가지로 양각을 9개 구간으로

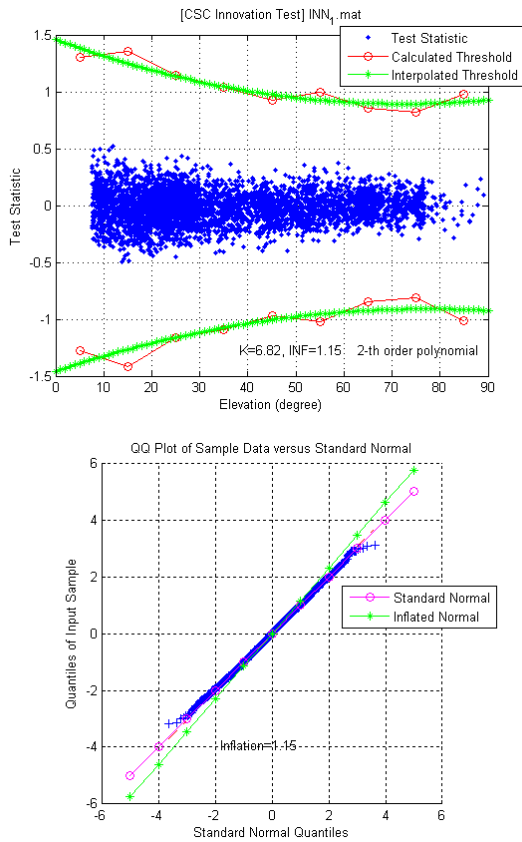


Fig. 5. INN test statistic distribution (upper: test statistic and threshold, lower: QQ plot of normalized test statistic)

로 나누어 각 구간에서의 평균 및 표준 편차를 구하였으며 2차 다항식 보간을 사용하여 Fig. 5와 같이 검출임계값을 설정하였다. 이 때 K_{FA} 는 6.82⁽⁶⁾, 즉 $P_{FA} = 9 \times 10^{-12}$, P_{MD} 는 0.001을 적용하였다. 팽창계수 f 는 4개 수신기 전체에서 계산된 검정통계량의 꼬리 분포를 포함하기 위하여 1.15가 사용되었다.

위의 방법을 사용하여 추정된 검출기법의 MDE는 식 (8)과 같다.

$$MDE_{Inn}(k) = 1.53 \times 10^{-4} \cdot el^2(k) - 0.0224 \cdot el(k) + 2.12 \quad (8)$$

3.2 코드 반송파 발산 검출성능 시험 시나리오

CCD 및 INN 두 시험 모두 검정통계량 계산 시 이전 시점의 검정통계량을 사용하고 25초 또는 100초의 시상수를 가진 필터를 이용하기 때문에 지상시스템에 할당된 3초의 TTA (Time To

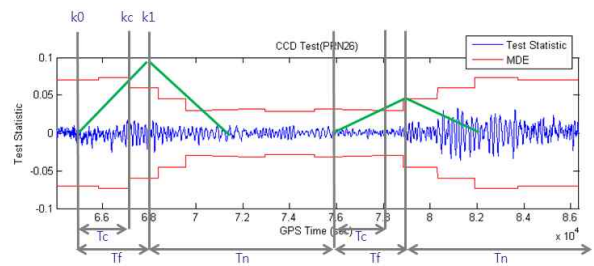


Fig. 6. Statistical test scenario plan for CCD and CSC innovation test

Alert)⁽¹⁰⁾ 내에 계산된 검정통계량들은 밀접한 상관관계를 가진다. 따라서 TTA 내에는 1개의 독립 검정통계량이 존재하고 검정통계량의 평균값이 MDE와 동일한 크기를 가질 것으로 예상되는 시점에 고장 검출이 성공하는지를 확인함으로써 시험의 통과 여부를 결정한다.

위 그림에서 k_0 는 고장 주입을 시작한 시점, k_c 는 고장 검출 여부를 확인하는 시점으로, 두 시점 간의 소요 시간을 $T_c = (k_c - k_0)T_s$ 로 정의하였다. 이 때 T_s 는 식(4)에서 정의된 값으로 0.5초가 사용되었다. 고장 주입을 멈추는 시점을 k_1 , 고장 주입이 유지되는 시간을 $T_f = (k_1 - k_0)T_s$ 로 정의하였다. 고장 제거 이후 다음 번 고장이 주입된 검정통계량이 이전 고장 주입 시의 검정통계량과 서로 독립이 될 수 있도록 하기 위하여 다음 고장 주입 시까지의 대기 시간 T_n 을 설정하여 시나리오를 생성하였다.

3.2.1 고장 주입 크기 및 T_c 설정

고장이 발생한 의사거리 및 반송파 측정치를 다음과 같이 나타내면⁽⁸⁾

$$\rho'(k) = \rho(k) + [\alpha_\rho + \beta_\rho(k - k_0)][u(k - k_0) - u(k - k_1)] \quad (9)$$

$$\phi'(k) = \phi(k) + [\alpha_\phi + \beta_\phi(k - k_0)][u(k - k_0) - u(k - k_1)] \quad (10)$$

$\rho'(k)$: 고장이 발생한 k 시점에서의 의사거리 (m)

$\rho(k)$: 고장이 발생하지 않았을 때 k 시점에서의 의사거리 (m)

α_ρ : 의사거리 측정치 도약 오차 (m)

β_ρ : 의사거리 측정치 흐름 오차 (m/epoch)

$\phi'(k)$: 고장이 발생한 k 시점에서의 반송파 측정치 (m)

$\phi(k)$: 고장이 발생하지 않았을 때 k 시점에서의 반송파 측정치 (m)

α_ϕ : 반송파 측정치 도약 오차 (m)

β_ϕ : 반송파 측정치 흐름 오차 (m/epoch)

$u(x)$: 단위 계단 함수 (unit step function)

고장이 주입되었을 때 CCD 시험의 검정통계량 T_{CCD} 는 다음과 같이 나타낼 수 있다. 이 때 T_{CCD} 는 고장이 발생하지 않은 정상상태에서의 검정통계량을 의미하고 $\alpha \equiv \alpha_p - \alpha_\phi$, $\beta \equiv \beta_p - \beta_\phi$ 로 정의한다.

$$T'_{CCD}(k) = T_{CCD}(k) + (k - k_0 + 1)A^{k-k_0} \frac{T_s}{\tau^2} \alpha u(k - k_0) + \left\{ \frac{1 - A^{k-k_0}}{1 - A} - (k - k_0)A^{k-k_0} \right\} \frac{\beta}{\tau} u(k - k_0) - (k - k_1 + 1)A^{k-k_1} \frac{T_s}{\tau^2} \alpha + \beta(k_1 - k_0)u(k - k_1) - \left\{ \frac{1 - A^{k-k_1}}{1 - A} - (k - k_1)A^{k-k_1} \right\} \frac{\beta}{\tau} u(k - k_1) \quad (11)$$

단, $A = \frac{\tau - T_s}{\tau}$, $\tau = 25 \text{ sec}$.

코드 반송파 발산 현상의 경우 갑작스런 측정치의 도약은 없다고 가정하여 $\alpha = 0$ 으로 설정하고, 분석의 편의를 위해 β 는 단일 발산 고장 발생 시에 일정하게 유지된다고 가정한다⁽¹⁶⁾. 이 경우 k_c 시점(단, $k_c < k_1$)에서 예상되는 검정통계량의 평균값은 식 (12)와 같이 나타낼 수 있으며 이 값이 $MDE_{CCD}(k_c)$ 가 되도록 하는 β 는 식 (13)과 같이 T_c 의 함수로 표현된다.

$$\overline{T'_{CCD}(k_c)} = \left\{ \frac{1 - A^{k_c - k_0}}{1 - A} - (k_c - k_0)A^{k_c - k_0} \right\} \frac{\beta}{\tau} u(k - k_0) \quad (12)$$

$$\beta = \frac{\tau \cdot MDE_{CCD}(k_c)}{\frac{1 - A^{k_c - k_0}}{1 - A} - (k_c - k_0)A^{k_c - k_0}} = \frac{\tau \cdot MDE_{CCD}(k_c)}{\frac{1 - A^{T_c/T_s}}{1 - A} - \frac{T_c}{T_s} A^{T_c/T_s}} \quad (13)$$

한편, 고장 주입 시 INN 시험의 검정통계량은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T'_{INN}(k) = T_{INN}(k) + B^{k-k_0} \alpha u(k - k_0) + \{1 - B^{k-k_0}\} N_s \beta u(k - k_0) - B^{k-k_1} \alpha + \beta(k_1 - k_0)u(k - k_1) - \{1 - B^{k-k_1}\} N_s \beta u(k - k_1) \quad (14)$$

단, $B = \frac{N_s - 1}{N_s}$, N_s 는 반송파 스무딩 상수 (GBAS에서는 일반적으로 100초)

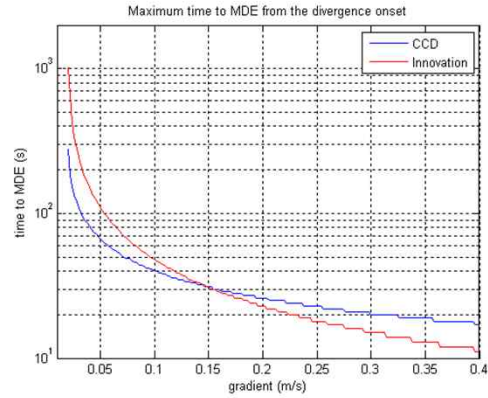


Fig. 7. Maximum time between the onset of divergence fault and the time when CCD or INN test statistic becomes equal to MDE with respect to the fault magnitude

마찬가지로 k_c 시점에서 검정통계량의 평균이 $MDE_{INN}(k_c)$ 가 되도록 하는 β 는 다음 식과 같이 T_c 의 함수로 표현된다.

$$\beta = \frac{MDE_{INN}(k_c)}{\{1 - B^{k_c - k_0}\} N_s} = \frac{MDE_{INN}(k_c)}{\{1 - B^{T_c/T_s}\} N_s} \quad (15)$$

앞서 계산된 식 (6), (8), (13), (15)를 이용하여 CCD와 INN 시험의 코드 반송파 발산 고장에 대한 검출 속도를 비교하여 보았다.

Fig. 7의 x 축은 코드 반송파 발산의 크기 (β/T_s)이고 y 축은 발산이 시작된 시점부터 각 시험의 검정통계량의 평균이 MDE에 도달하는데 걸린 최대 시간, 즉 P_{MD} 를 만족하며 발산을 검출할 수 있을 때까지 걸린 시간을 의미한다. 크기가 작은 발산의 경우 CCD의 검정통계량이 먼저 MDE에 도달하여 발산 현상 검출할 수 있으며 크기가 클 경우 INN 시험이 발산을 먼저 검출할 수 있음을 알 수 있다. 따라서 본 논문에서는 CCD 시험에서 먼저 검출이 가능한, 상대적으로 작은 크기의 발산이 발생하였을 경우 ($\beta/T_s \approx 0.02 \text{ m/s}$ ⁽¹⁷⁾)와 INN 시험에서 먼저 검출할 것으로 예상되는 상대적으로 큰 크기의 발산이 발생하였을 경우 ($\beta/T_s \approx 0.3 \text{ m/s}$)로 구분하여 두 가지의 시험 시나리오를 생성하였다. 0.02 m/s 정도의 발산 크기로 CCD 시험의 MDE에 도달하려면 식(13)에 의해 T_c 는 대략 40초 정도가 소요되는 것을 알 수 있으며, 0.3 m/s 정도의 발산 발생 시에는 INN 시험의 MDE에 도달하는데 대략 5초 정도가 소요된다. 따라서 각각의 시나리오에 대하여 다음과 같이 T_c 를 설정하였다.

$$T_c = \begin{cases} 40 \text{ sec, for CCD test} \\ 5 \text{ sec, for INN test} \end{cases} \quad (16)$$

3.2.2 T_f 및 T_n 설정

T_f 는 T_c 보다 길어야 하며 T_n 은 고장시험 표본 간의 독립성을 깨지 않도록 충분히 큰 값이어야 한다. 그러나 하루 데이터를 이용하여 390회 이상의 독립 표본을 모집하기 위해서는 무한정 큰 값으로 설정할 수 없으므로 적절한 시간으로 설정하는 것이 필요하다.

$\Delta k = k - k_1$ 로 정의하면 $T_f = (k_1 - k_0)T_s$ 이므로 $k > k_1$ 인 k 에 대해서 검정통계량의 평균값은 식 (11)로부터 다음과 같이 예측할 수 있고 평균값이 0이 되었을 때 이전에 주입되었던 고장의 영향이 완전히 제거되어 표본의 독립성이 유지된다.

$$\overline{T_{CCD}(k)} = \left\{ \begin{array}{l} \left(1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau} \right) \Delta k \\ + \frac{1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}}{1 - A} - \frac{T_f}{T_s} A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau} \end{array} \right\} \frac{\beta}{\tau} A^{\Delta k} \quad (17)$$

이 때 주입 고장의 크기 β 에 MDE에 대한 식 (13)을 대입하면 식 (18)과 같다.

$$\overline{T_{CCD}(k)} = \frac{\left\{ \begin{array}{l} \left(1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau} \right) \Delta k \\ + \frac{1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}}{1 - A} - \frac{T_f}{T_s} A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau} \end{array} \right\} A^{\Delta k}}{\frac{1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}}{1 - A} - \frac{T_c}{T_s} A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}} MDE(k_c) \quad (18)$$

$$\approx \frac{\left\{ \begin{array}{l} \left(1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau} \right) \Delta k \\ + \frac{1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}}{1 - A} - \frac{T_f}{T_s} A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau} \end{array} \right\} A^{\Delta k}}{\frac{1 - A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}}{1 - A} - \frac{T_c}{T_s} A \frac{T_f/T_s - T_f}{\tau}} (K_{FA} + K_{MD,IS}) f\sigma(k_c)$$

$$\equiv F(\Delta k)\sigma(k_c)$$

여기서 T_f 가 클수록 검정통계량이 0으로 수렴하는데 오래 걸리므로 T_c 보다 조금 큰 값인 $T_f = T_c + 1 = 41$ 초로 설정하고 나머지 상수값들을 이용하여 $F(\Delta k)$ 의 크기를 그림으로 나타내면 Fig. 8과 같이 Δk 가 커질수록 점차 0으로 수렴하는 것을 볼 수 있다. $\Delta k T_s = 459$ 초 일 때 $\overline{T_{CCD}(k)} = -2.859 \times 10^{-6} \sigma(k_c)$ 이며 이 값은 오정보율 요구조건 0.001에 거의 영향을 미치지 않으므로 고장시험 표본 간의 독립성이 충분히 보장된다고 판단하였다. 따라서 $T_n = 459$ 초로 설정하여 고장 주입 및 제거를 통한 한 개의 표본을 생성하는데 걸리는 총 소요 시간은 $T_f + T_n = 500$ 초가 되도록 하였다.

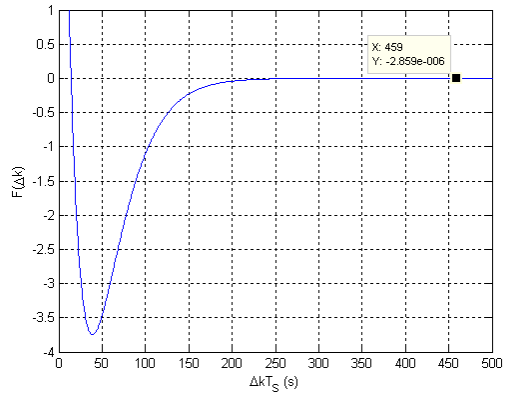


Fig. 8. CCD test statistic response after the injected fault is removed

한편, 유사한 방법으로 INN 시험의 검정통계량은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\overline{T_{INN}(k)} = \frac{\left\{ \left(1 - B^{T_f/T_s} \right) N_S - \frac{T_f}{T_s} \right\} B^{\Delta k}}{\left(1 - B^{T_c/T_s} \right) N_S} MDE(k_c) \quad (19)$$

$$\approx \frac{\left\{ \left(1 - B^{T_f/T_s} \right) N_S - \frac{T_f}{T_s} \right\} B^{\Delta k}}{\left(1 - B^{T_c/T_s} \right) N_S} (K_{FA} + K_{MD,IS}) f\sigma(k_c)$$

$$\equiv G(\Delta k)\sigma(k_c)$$

마찬가지로 $T_f = T_c + 1 = 6$ 초로 설정하고 나머지 상수값들을 이용하여 $G(\Delta k)$ 의 크기를 그림으로 나타내면 Fig. 9와 같다. $\Delta k T_s = 994$ 초 일 때 $\overline{T_{INN}(k)} = -1.779 \times 10^{-5} \sigma(k_c)$ 이며 이 값은 오정보율 요구조건 0.001에 거의 영향을 미치지 않으므로 고장시험 표본 간의 독립성이 충분히 보장된다고 판단하였다. 따라서 $T_n = 994$ 초로 설정하여 고장 주입 및 제거를 통한 한 개의 시험 표본 생성의 소요 시간은 $T_f + T_n = 1000$ 초로 정하였다.

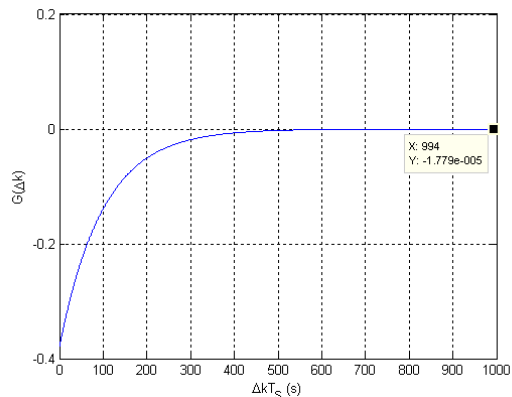


Fig. 9. INN test statistic response after the injected fault is removed

Table 1. Statistical test scenarios

시나리오	대응 기법	고장 크기	T_c	T_f	T_n
1	CCD	$\beta = \frac{\tau \cdot MDE_{CCD}(k_c)}{\frac{1-A}{1-A} \frac{T_f/T_s - T_c}{T_s} A^{T_f/T_s}}$	40	41	459
2	INN	$\beta = \frac{MDE_{INN}(k_c)}{\{1-B^{T_f/T_s}\}N_s}$	5	6	994

각 시나리오에 대하여 결정된 파라미터들은 위의 표와 같다.

3.2.3 코드 반송파 발산 검출성능 시험 시나리오 제작

도출된 파라미터들을 입력했을 때 앞서 분석된 결과대로 측정치에 고장을 주입하는 기능을 Fig. 10과 같이 KIMS 소프트웨어에 구현하였다.

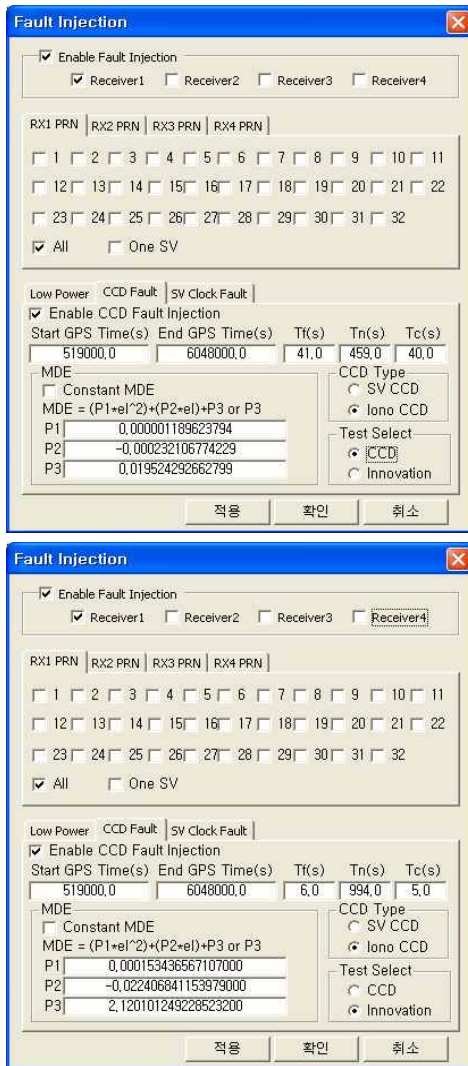


Fig. 10. Fault injection UI (upper: Scenario 1, lower: Scenario 2)

고장 주입 시작 시간, 고장 주입 종료 시간, 고장 주입 유지 시간(T_f), 고장 제거 유지 시간(T_n), 고장 검출 여부 확인 시간(T_c) 등을 입력하면 고장 주입 시작 시점(k_0)에 식 (13), (15)를 이용하여 계산한 고장 크기를 식 (9), (10)과 같이 주입하고 T_f 초 후 k_1 시점에 고장 주입을 제거한다. T_c 초에서 검출이 발생하였는지 확인하기 위해 계산된 검정통계량, 검출임계값, 검출 결과 등을 기록한 파일을 매 순간 저장하여 결과 분석에 사용한다.

고장은 1번 수신기에만 주입하였으며 CCD 및 INN 시험은 각각의 위성 측정치에 대해 독립적으로 수행되므로 모든 위성에 동시에 주입하여 표본의 개수를 충분히 확보할 수 있도록 하였다.

3.3 코드 반송파 발산 검출성능 시험 결과 및 분석

Fig. 11은 두 가지 시나리오 적용 시 KIMS 소프트웨어의 실행 화면 중 PRN2 위성에 대한 예시로 위쪽 두 개의 그래프는 1번 시나리오의 결과, 아래쪽 두 개의 그래프는 2번 시나리오의 결과이며 각각의 시험동안 계산된 CCD(상)와 INN(하) 시험의 검정통계량의 변화를 보여준다. 1번 시나리오의 경우 CCD 시험에서만 검출이 발생한 것을 확인할 수 있으며, 2번 시나리오에서는 INN 시험에서만 검출이 발생한 것을 볼 수 있다.

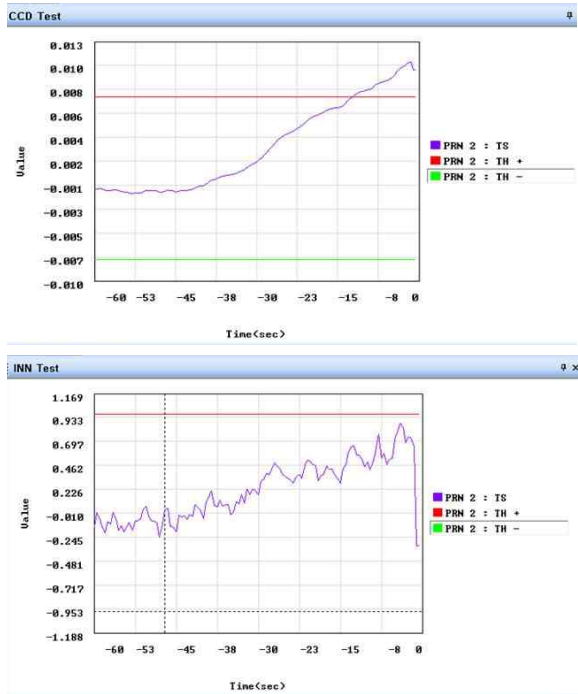
고장 주입을 위한 분석 과정 및 고장 주입 소프트웨어가 정상적으로 구현되었는지 검증하기 위하여, 검출 성공 여부 확인 시점(k_c)에서 수집된 검정통계량을 식 (20)과 같이 정규화하여 분포를 나타내면 Fig. 12와 같다.

$$\bar{T}(k_c) = \frac{T(k_c) - MDE(k_c)}{f\sigma(el(k_c))} \quad (20)$$

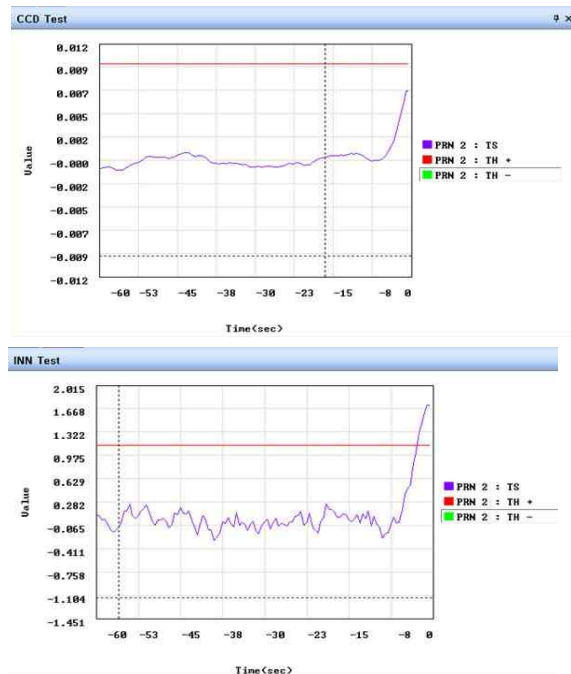
1, 2번 시나리오 모두 정규화된 검정통계량의 평균이 0, 표준 편차는 $1/f$ 에 가까운 분포를 가지는 것을 확인할 수 있으며 이는 의도한대로 k_c 시점에서 검정통계량의 평균이 MDE와 같으므로 시나리오 제작 시 의도한 바와 같이 고장 주입이 진행되었다는 것을 의미한다.

시험 데이터를 분석한 결과 1번 시나리오의 경우 총 1,589회의 독립 시험 표본이 생성되었고 이 중 고장 검출 실패는 1회가 발생하였다. 1,589회의 시험은 390회를 1세트로 하는 시험을 총 4세트 수행한 것과 같으므로, 시나리오 1을 이용한 4세트의 시험을 모두 통과하였다고 볼 수 있다. 2번 시나리오 시험의 경우 800회의 독립 시험

험 표본 중 고장 검출 실패가 발생하지 않았으므로 총 2세트의 시험을 모두 통과하였다고 할 수 있다. 따라서 두 시험 모두 MDE 만큼의 크기를 가지는 고장이 발생하였을 때 P_{MD} 요구조건을 만족하면서 검출에 성공하였다고 결론 내릴 수 있다.



(a) Scenario 1



(b) Scenario 2

Fig. 11. KIMS integrity monitor display (upper: CCD test, lower: INN test)

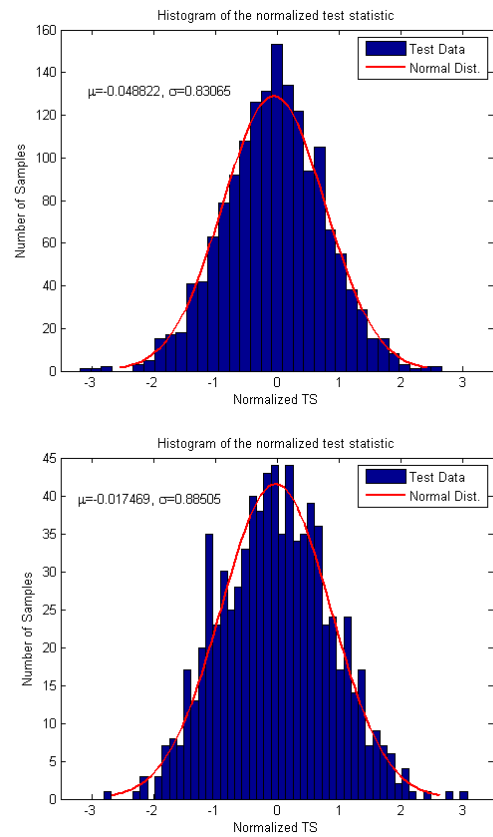


Fig. 12. Normalized test statistic distribution at k_c 's (upper: Scenario 1, lower: Scenario 2)

Table 2. Code carrier divergence detection performance and statistical test results

발산 크기 (m/s)	대응 기법	최소 검출가능 오차(MDE)	시험 결과
<0.15	CCD	$1.2 \times 10^{-6}e\ell^2 - 0.0002e\ell + 0.0195$	4세트 Pass
>0.15	INN	$0.00015e\ell^2 - 0.0224e\ell + 2.1201$	2세트 Pass

IV. 결 론

본 논문에서는 KIMS 소프트웨어에 구현된 코드 반송파 발산 검출 기법들의 고장 검출 성능을 예측하고, 소프트웨어 구동 시 예측된 대로 고장 검출에 성공하는지 확인하기 위하여 수행된 통계 시험에 대해 기술하였다. 통계 시험을 수행하기 위한 시나리오 생성 과정을 설명하였으며, 이를 통하여 수행된 시험 결과 분석을 통하여 구현 소

소프트웨어의 검출 성능을 검증하고 시나리오 제작 및 시험 과정의 적절성을 확인하였다. 국외의 GBAS 시스템 제작사에서 수행되었을 것으로 예상되나 잘 알려져 있지 않으며 국내에서는 체계적인 분석이 진행된 바가 없는 고장 검출 성능 시험 과정을 개발하였기 때문에 향후 국내에서 GBAS 혹은 무결성을 필요로 하는 항법 시스템 개발 시 필수적인 시스템 검증 과정에 활용이 가능할 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 국토해양부 항공용 위성항행 통신 시스템 개발사업(10항공-항행01)의 연구비 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) ICAO, International Standards and Recommended Practices, Annex 10, 2001.
- 2) FAA, Category I Local Area Augmentation System Ground Facility, FAA-E-AJW44-2937A, Oct. 2005.
- 3) Y. Yun, S. Park, C. Kee, Test of GBAS Integrity Monitoring System using GPS Simulator, Wuhan University Journals of Natural Sciences, Vol. 8 No. 2B, Wuhan University, Wuhan, China, 2003.
- 4) 건설교통부, 항공용 위성항법시스템 기반기술 개발 제 3차년도 중간보고서, 2007년 6월.
- 5) 김인호, 박찬식, LAAS 기준국 및 Integrity Monitoring System 개발, 산업과학기술연구 논문집 제 13권 제2호, 충북대학교 산업과학기술연구소, 1999년 12월.
- 6) G. Xie, S. Pullen, M. Luo, P.L. Normark, D. Akos, J. Lee, P. Enge, B. Pervan, Integrity Design and Updated Test Results for the Stanford LAAS Integrity Monitor Testbed, Proceedings of the ION 57th Annual Meeting, Albuquerque, NM., June 11-13, 2001.
- 7) P.L. Normark, G. Xie, D. Akos, S. Pullen, M. Luo, J. Lee, P. Enge, B. Pervan, The Next Generation Integrity Monitor Testbed (IMT) for Ground System Development and Validation Testing, Proceedings of 2001 ION GPS, Salt Lake City, UT., Sep. 11-14, 2001.
- 8) G. Xie, Optimal On-Airport Monitoring of the Integrity of GPS-Based Landing Systems, Ph. D. Dissertation, Stanford, Mar. 2004.
- 9) S. Pullen et al., Ephemeris Protection Level Equations and Monitor Algorithms for GBAS, Proceedings of 2001 ION GPS, Salt Lake City, UT., Sep. 11-14, 2001.
- 10) S. Pullen et al., GBAS Validation Methodology and Test Results from the Stanford LAAS Integrity Monitor Testbed, Proceedings of 2000 ION GPS, Salt Lake City, UT., Sep. 2000.
- 11) EUROCAE, Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite GBAS Ground Equipment to Support CAT-I Operations (ED-114), Sep. 2003.
- 12) 윤영선, 임준후, 조정호, 허문범, KARI IMT 시스템의 GBAS 보정정보 검증시험, 한국항공우주학회지 제 39권, 제 2호, 2011년 2월.
- 13) D.V. Simili, B. Pervan, Code-Carrier Divergence Monitoring for the Local Area Augmentation System, Proceedings of IEEE/ION PLANS 2006, San Diego, CA., Apr. 2006.
- 14) D.V. Simili, Code Carrier Divergence Monitoring for the GPS Local Area Augmentation System, M.S. Thesis, Illinois Institute of Technology, May 2007.
- 15) Y. Yun, J. Cho, M. Heo, Automated Determination of Fault Detection Thresholds for Integrity Monitoring Algorithms of GNSS Augmentation Systems, Proceedings of IEEE/ION PLANS 2012, Myrtle Beach, SC., Apr. 2012.
- 16) J. Rife, S. Pullen, T. Walter, E. Phelts, B. Pervan, P. Enge, WAAS-Based Threat Monitoring for a Local Airport Monitor (LAM) that Supports Category I Precision Approach, Proceedings of IEEE/ION PLANS 2006, San Diego, CA., Apr. 2006.
- 17) S. Pullen, M. Luo, G. Xie, J. Lee, R. E. Phelts, D. Akos, P. Enge, LAAS Ground Facility Design Improvements to Meet Proposed Requirements for Category II/III Operations, Proceedings of ION GPS 2002, Portland, OR., Sep. 2002.