

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.171>

항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘 및 운용범위 연구

노형태*, 안중선*, 성상경*, 전향식**, 염찬홍**, 이영재*

Research on Algorithm and Operation Boundary for
Fault Detection of Onboard GNSS ReceiverHyungtae Nho*, Jongsun Ahn*, Sangkyung Sung*, Hyang-Sig Jun**, Chan-Hong Yeom**
and Young Jae Lee*

ABSTRACT

In this paper, we proposed a algorithm and an operation boundary for fault detection of a onboard GNSS receiver. After aircraft exchange corrections computed by an aircraft receiver, a faulty aircraft receiver is detected by checking consistency of correction. For this purpose, PRC residual is used as the test statistic for fault detection of the onboard GNSS receiver. And operation boundaries are set by using DGPS position error increase with respect to the distance from a reference station. If the fault detection is performed by using aircraft only in operation boundary, the more accurate fault detection can be possible.

초 록

본 논문에서는 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘과 운용범위를 제안하였다. 고장난 항공기 수신기는 항공기에서 계산한 보정정보를 주변 항공기간 상호 교환 후에, 보정정보 일치 여부를 통해 검출한다. 이를 위해, 항공기 수신기 고장검출 알고리즘에 사용되는 검정통계량으로 보정정보 잔차값을 사용하였으며, 운용범위는 지상 기준국을 중심으로 거리에 따른 DGPS 위치오차 증가량을 이용하여 설정하였다. 정확한 고장검출을 위해 운용범위 안의 항공기들만을 사용하여 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출을 시도하는 방안을 제안하였다.

Key Words : CNS/ATM (차세대 항행시스템), B-Value, PRC Residual (보정정보 잔차), Fault Detection of Onboard GNSS receiver (항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출), GBAS (지역기반 위성항법보강시스템)

1. 서 론

국제민간항공기구 (ICAO : International Civil Aviation Organization)는 기존 항행시스템으로 는 항공기 수요에 맞는 서비스를 제공하는데 한

계가 있을 것으로 판단하였다. 이를 위해, 제10차 ICAO 항행회의에서는 위성항법시스템과 디지털 통신을 기반으로 하는 차세대 항행시스템 (CNS/ATM : Communication, Navigation, Surveillance / Air Traffic Management)을 도입 하여 전환하기로 하였다. 국내에서도 이와 같은 흐름에 맞추어 연구가 진행되고 있다 [3, 4, 5]. 항공분야에서 위성항법시스템을 사용하기 위해 정확성 (Accuracy), 무결성 (Integrity), 연속성 (Continuity), 가용성 (Availability)이 요구된다.

† 2011년 8월 19일 접수 ~ 2012년 1월 13일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

교신저자, E-mail : younglee@konkuk.ac.kr

서울 광진구 화양동 1번지

** 정회원, 한국항공우주연구원 항공연구본부

특히, 무결성은 항공기 안전에 대한 관련성이 높아서 중요하다.

기존에는 위성항법시스템의 측정값, 항법메시지, 지상국 GNSS 수신기 고장검출을 위한 무결성 모니터링에 관한 연구가 진행되었다 [6, 7, 8, 9, 10, 11]. 게다가 차세대 항법시스템으로 전환되면서 무결성이 가장 중요시되고 있으므로 항공기에 탑재된 GNSS 수신기 고장검출에 관한 연구는 전체적으로 항공분야의 무결성 향상을 위해 필요하다.

본 논문에서는 위성항법시스템의 무결성 향상을 위해 항공기에 탑재된 GNSS 수신기의 고장검출 알고리즘 및 운용범위를 제안하였다. 항공기 수신기 고장검출은 다수 항공기의 보정정보 일치성 비교를 통해 수행한다. 고장검출을 위한 검정통계량은 보정정보 변화를 효과적으로 반영하는 보정정보 잔차를 사용하였다. 운용범위는 지상 기준국을 중심으로 거리에 따른 DGPS 위치 오차 증가량을 통해 설정하였고 고장한계치와 MDE (Minimum Detectable Error) 계산을 통해 고장검출 알고리즘 성능을 분석하였다.

II. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘

항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출에 사용되는 검정통계량으로, 다수의 GNSS 수신기의 보정정보 (PRC : Pseudorange Correction) 일치성을 검사할 수 있는 B-Value와 보정정보 잔차를 사용하였다. 이를 고장한계치와 비교하여, 다수 항공기 수신기의 보정정보의 상호 일치성 비교를 하여 고장 여부를 판단하였다.

2.1 B-Value

B-Value는 3개 이상의 지상 기준국에서 생성하는 의사거리 보정정보 (코드나 반송파)를 이용하여 지상 기준국간 보정정보 일치성을 확인하는 GBAS의 중요한 요소이다 [9, 10].

B-Value는 식 (1), (2)로 계산한다. 식 (1)은 지상 기준국 수신기에서 수신기시계바이어스를 제거하는 과정이며 수신기별로 진행한다. 이때, 지상 기준국 수신기들은 동일한 가시위성군을 사용한다. 각 지상 기준국 수신기들은 가시위성군의 보정정보들을 이용하여 평균을 계산하고 각 위성의 보정정보에서 이 값을 차분한다[9].

식 (1)을 통해 수신기 시계바이어스를 제거한 의사거리 보정정보를 지상 기준국간 상호 교환

$$\rho_{smca,m,n}(t) = \rho_{smc,m,n}(t) - \frac{1}{N(t)} \sum_{j=1}^N \rho_{smc,m,j}(t) \quad (1)$$

$\rho_{smc}(t)$: 스무딩된 의사거리 보정정보

$\rho_{smca}(t)$: 지상 기준국 수신기의 수신기 시계바이어스가 제거된 의사거리 보정정보

m : m번째 지상 기준국 수신기

n : n번째 가시위성

$N(t)$: 가시위성의 수

하여 식 (2)와 같이 B-Value를 계산한다. B-Value는 각 지상 기준국 수신기에서 계산하며 자신을 포함한 3개 이상의 지상 기준국 수신기들의 보정정보 평균값에서 자신을 제외한 나머지 지상 기준국 수신기들의 평균값을 차분한다. 이렇게 구한 B-Value를 이용하여 지상 기준국 수신기들의 무결성 검사를 한다[9].

$$B_{\rho,m,n}(t) = \frac{\sum_{i=1}^M \rho_{smca,i,n}(t)}{M(t)} - \frac{\sum_{i=1(i \neq m)}^M \rho_{smca,i,n}(t)}{M(t)-1} \quad (2)$$

$M(t)$: 지상 기준국 수신기 수

$B_{\rho,m,n}(t)$: m번째 지상 기준국 수신기의 n번째 위성의 B-Value

하지만, GBAS에서 사용하는 B-Value는 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘 (지상 기준국 수신기를 항공기 탑재용 GNSS 수신기로 대체하여 사용)으로 실제 상황에서 제한적으로 적용가능하다. 이는 항공기 탑재용 GNSS 수신기에 고장이 발생할 경우에 식 (2)에서 알 수 있듯이, 항공기 탑재용 GNSS 수신기 수가 증가할수록 고장 수신기의 보정정보가 B-Value에 미치는 영향이 식 (2)의 우변 첫 번째 항의 평균과정 (식 2, 우변의 첫 번째 항)으로 인해 감소되므로, 고장검출 측면에서 볼 때 고장검출 성능이 떨어질 수가 있다.

2.2 보정정보 잔차

보정정보 잔차는 식 (1)처럼 수신기 시계바이

어스를 제거한 다음에, 자신의 보정정보에서 자신을 제외한 3개 이상의 지상 기준국 수신기들의 보정정보 평균값을 차분하여 계산한다.

$$PRC_{Residual,m,n}(t) = \rho_{smca,m,n}(t) - \frac{\sum_{i=1(i \neq m)}^M \rho_{smca,i,n}(t)}{M(t) - 1} \quad (3)$$

$PRC_{Residual,m,n}(t)$: m번째 기준국 수신기의 n번째 위성 보정정보 잔차

보정정보 잔차는 B-Value와는 다르게 식 (3)의 우변의 첫 번째 항과 같이, 평균과정을 거치지 않고 사용하므로 고장 수신기의 보정정보 잔차는 다른 정상 수신기의 보정정보의 평균값과 비교하였을 때 확연히 들어날 수 있다는 장점이 있다. 이는 항공기 탑재용 GNSS 수신기에 고장이 발생할 경우에 항공기 수신기의 수가 증가하더라도 고장검출을 효과적으로 할 수 있다.

2.3 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장 검출 알고리즘 구조

본 논문에서는 B-Value보다 보정정보의 변화를 효과적으로 반영하는 보정정보 잔차를 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘으로 사용하였다. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 구조는 그림 1과 같으며 자세한 설명은 다음과 같다.

1. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 운용범위 (3절에서 설명)를 확인한다.
2. 지상 기준국 → 항공기 : 지상 기준국에서 제공하는 보정정보를 이용하여 운용범위 안의 항공기들은 자신의 위치 (DGPS)를 계산한다.
3. 항공기 ↔ 항공기 : DGPS로 구한 항공기 위치를 이용하여 각 항공기들은 자신의 보정정보를 계산하여 운용범위 안의 항공기들과 보정정보를 상호 교환한다.
4. 항공기 내부 : 자신의 보정정보를 포함하여 항공기간 상호 교환하여 수집한 보정정보들을 이용하여 보정정보 잔차 방법을 수행한다. 그리고 보정정보 잔차를 고장한계치와 비교한다. 보정정보 잔차가 고장한계치를 넘을 경우에는 고장이 가장 의심 되는 항공기 탑재용 GNSS 수신기 (최대값의 보정정보 잔차를 가지는 항공기 수신기)를 제거한다. 그리고 다시 한 번 보정정보 잔차 방법을 수행한 후 고장한계치와 비교한다. 2번의 보정정보 잔차 계산을 통해 고장난 항공기 탑재

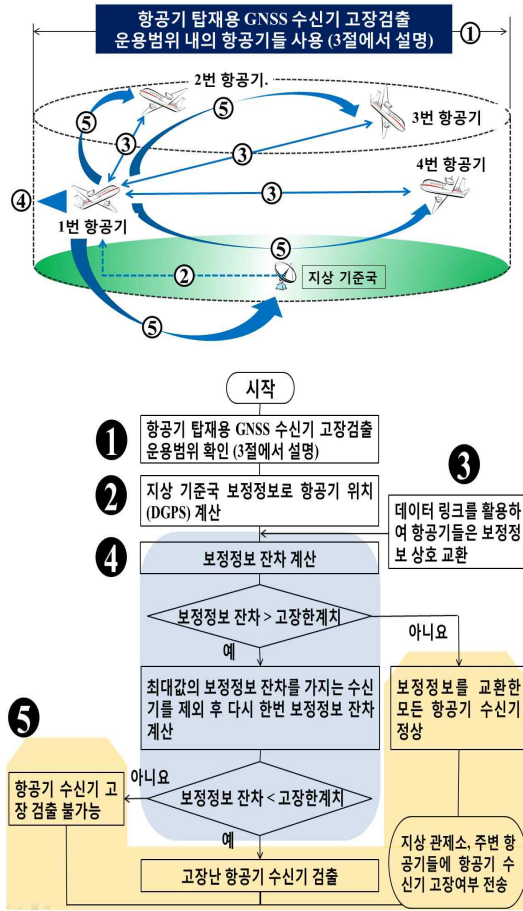


그림 1. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장 검출 내부 구조

- 용 GNSS 수신기를 검출한다.
5. 각 항공기 → 주변의 항공기, 지상 관제소 : 자신을 포함한 운용범위 안의 항공기 수신기의 고장여부를 조종사, 지상 관제소, 그리고 주변 항공기에게 정보를 제공한다.

III. 고장검출 알고리즘 운용범위

운용범위 설정은 지상 기준국을 중심으로 서로간 위치오차 편차가 작은 항공기들을 이용하여 보정정보 잔차를 계산해야 정확한 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출을 수행할 수 있으므로 반드시 필요한 부분이다.

그림 2는 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 운용범위 설정의 기본 개념이다. 지상 기준국을 중심으로 거리가 멀어질수록 DGPS로 구한 항공기 수신기들의 위치오차는 증가한다는 점을

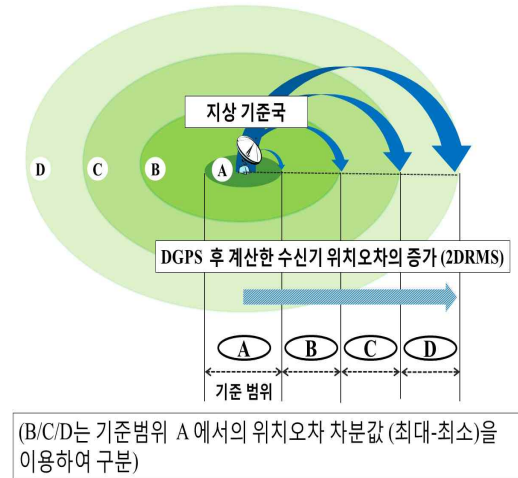
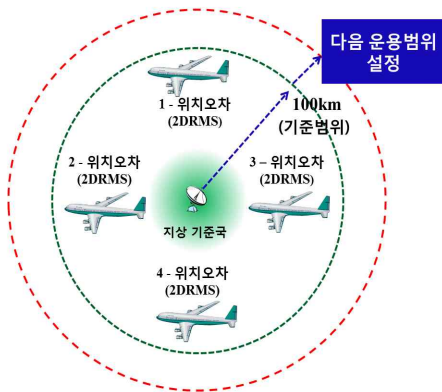


그림 2. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 이 가능한 운용범위 설정 기본 개념도

이용하여 설정한다. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출을 위한 운용범위 설정 방법은 다음과 같다.

먼저, 그림 3과 같이 고장검출을 위한 기준 운용범위 A를 설정한다. A는 지상 기준국에서 제공하는 보정정보로 DGPS를 하였을 경우 동일한 위성공통오차 소거로 항공기들의 위치오차 편차가 작은 100km를 기준범위로 정했다. 그리고 기준 운용범위 A 안에서 항공기들의 위치오차의 최대값과 최소값을 차분하여 운용범위를 나누는 기준값으로 설정한다. 다음 운용범위 설정은, 이전 운용범위 이후부터 항공기 수신기들의 위치오차 편차가 운용범위 기준값 지점까지로 설정한다.



항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 운용범위 설정 기준 설정값 (100km 이내) = 최대값(2DRMS) - 최소값(2DRMS)

그림 3. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장 검출 운용범위 설정 방법

IV. 고장한계치 및 MDE

항공기 탑재용 GNSS 수신기의 고장검출을 위한 고장한계치는 가우시안 오버바운딩 (Gaussian Overbounding) 방법으로 설정한다 [9, 10]. 정상 상태의 보정정보 잔차를 위성앙각에 따라 10° 간격으로 나누고 각각의 평균, 분산을 구하여 정규화를 한다. 이는 정규분포를 가진다고 가정하지만 실제오차를 완벽하게 포함하지 못하므로 시스템의 가용성 향상을 위해 시그마 인플레이션 (f)을 적용한다. 식 (4)을 이용하여 위성앙각 10°마다 고장한계치를 설정하고 위성앙각에 따른 전체 고장한계치를 4차 다항식으로 보간하여 구한다.

$$Threshold_{elev} = \mu_{elev} \pm 6f\sigma_{elev} \quad (4)$$

μ_{elev} : 위성앙각에 따른 평균

σ_{elev} : 위성앙각에 따른 분산

f : 시그마 인플레이션

항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 성능을 확인하기 위해 MDE를 계산하였다. MDE는 임의의 확률 안에서 검출 가능한 최소고장크기이다. 여기서, 임의의 확률 (Missed Detection Probability)은 고장이 발생하였을 경우에 고장을 검출하지 못하는 확률이며 0.001%를 적용하였다 [9, 10]. MDE를 10° 간격의 위성앙각에 따라 계산한 후 4차 다항식으로 보간하여 사용한다. 일반적인 MDE를 구하는 식 (5)과 같다.

$$MDE : (6 + 3.1)f\sigma = 9.1f\sigma \quad (5)$$

f : 시그마 인플레이션

V. 실험 및 분석

5.1 실험 환경

항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출과 운용범위를 설정하기 위해 한 곳의 지상 기준국을 중심으로 거리에 따라 분포되어 있는 다수의 항공기 탑재용 GNSS 수신기들이 필요하다. 실제 운항 중인 항공기의 GNSS 데이터 대신, 지상 관측소 데이터를 항공기로 가정하고 시뮬레이션 수행하였다. 지상 관측소 데이터는 전국적으로 상시 관측소를 운영하고 있는 국토지리정보원의 RINEX 데이터 (2011년 2월 14일 0시에서 24시까지 데이터)를 이용하였다.

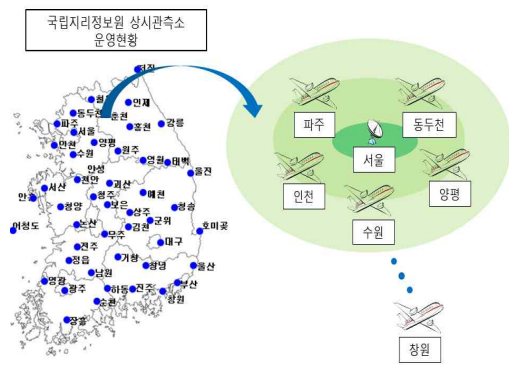


그림 4. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장 검출을 위한 시뮬레이션

운용범위 설정을 위해서 그림 4와 같이 국립지리원의 서울관측소를 지상 기준국으로, 내륙에 위치한 나머지 관측소들을 항공기라 가정하였다. 또한 지상 기준국에서 제공하는 보정정보, 운용범위 안의 항공기들에서 계산한 보정정보의 상호교환, 그리고 항공기 수신기 고장여부는 데이터 통신 수단 (예 ADS-B)으로 제공되며 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장 외의 다른 고장은 발생하지 않는다고 가정하였다.

5.2 B-Value와 보정정보 잔차 성능 비교

항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘은 항공기의 정확한 위치해를 기반으로 사용된다. 이를 위해 항공기 위치해 계산은 DGPS 방법을 사용하였다. 이 위치해를 이용하여 항공기는 자신의 보정정보를 계산하여 고장검출에 사용한다. 본 논문에서는 보정정보를 사용하여 B-Value와 보정정보 잔차를 고장검출의 검정통계량으로 사용하였으며, 이에 대한 성능평가를 수행하였다. 성능평가 기준은 위치오차가 다른 수신기 (고장이라 가정)와 고장난 수신기의 보정정보와는 다른 정상상태의 수신기의 보정정보를 사용하였을 때의 반응여부이다.

이를 위해, 서울관측소에서 생성한 보정정보를 이용하여 나머지 상시관측소의 위치 (DGPS)를 계산하고 이렇게 구한 관측소의 위치를 이용하여 보정정보를 계산하였다. 서울관측소에서 약 50km 거리의 4곳의 관측소 (수원, 인천, 동두천, 파주)에서 계산한 보정정보를 이용하여 B-Value와 보정정보 잔차를 계산하였다. 그리고 거리에 따른 영향을 확인하기 위해 3곳 (수원, 인천, 동두천)의 관측소는 고정시키고 1곳의 관측소 (파주)만 약 50km씩 멀어지는 관측소로 바꾸면서

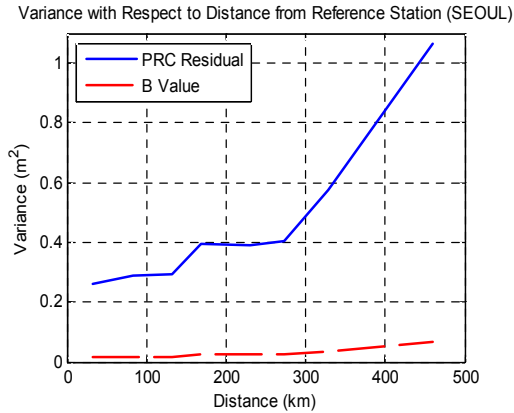


그림 5. 거리에 따른 분산 : 위성앙각 10~20°

그림 5와 같이 B-Value와 보정정보 잔차를 이용하여 분산을 계산하였다. 이 때, 분산은 위성앙각 (5도 이상)에 따른 B-Value와 보정정보 잔차값을 모두 모아서 계산하였다.

평가 결과, 그림 5와 같이 거리가 멀어질수록 위치오차는 증가하여, 보정정보의 차이 역시 증가하였지만, 이 때, B-Value는 보정정보의 차이 (고장상태)를 보정정보 잔차보다 반영하지 못함을 확인하였다.

5.3 운용범위 설정 결과

그림 6에서는 서울관측소를 중심으로 거리에 따른 관측소 위치오차를 나타내었다[12]. 그리고 3절에서 설명한 방법을 이용하여 고장검출 운용범위를 설정하였다.

표 1은 고장검출을 위해 설정한 운용범위이다. 기준 운용범위를 100km (기준값은 약 0.4m 위치오차 편차로 설정)로 정하고 다음 운용범위를 80km마다 증가하는 범위로 설정했다.

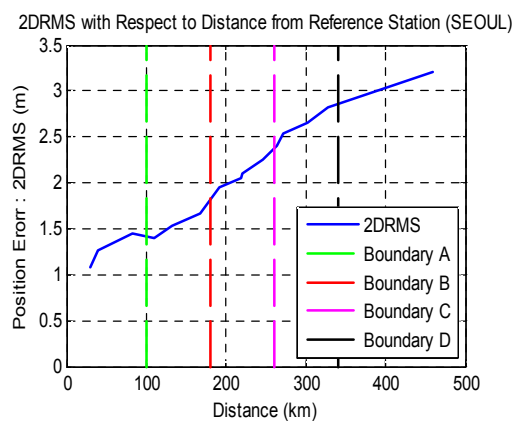


그림 6. 거리에 따른 상시관측소 위치오차

표 1. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 운용범위

District	Operation Boundary
A	0 ~ 100 (km)
B	100 ~ 180 (km)
C	180 ~ 260 (km)
D	260 ~ 340 (km)

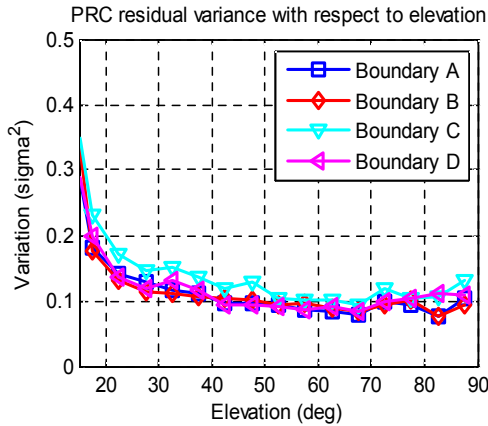


그림 7. 위성각도에 따른 보정정보 잔차의 분산

설정된 운용범위의 타당성을 검증하기 위해 그림 7과 같이 각각의 운용범위 (A/B/C/D)안의 위치한 관측소들을 사용하여 보정정보 잔차를 계산하였다. 그리고 위성각도에 따른 분산을 나타내었다. 실험 결과, 각각의 운용범위 안의 관측소들을 이용하여 보정정보 잔차를 계산하였을 경우 위성각도에 따른 분산의 크기 및 경향이 서로 유사하다는 점을 확인하였다.

5.4 고장한계치 및 MDE 설정

각 관측소에서 생성한 보정정보 잔차의 검정 통계량을 위성각도에 따라 10° 간격으로 나누고 각각의 평균, 분산을 구하고 정규화를 하였다. 시그마 인플레이션은 그림 8와 같이 $f = 3.0528$ 을 사용하였다. 그리고 식 (4)를 사용하여 10° 간격의 위성각도에 따른 고장한계치를 설정하고, 4차 다항식으로 보간하여 전체 한계치를 설정하였다.

일반적으로 보정정보는 낮은 위성각도에서 전리층, 대류층, 멀티패스 등의 영향으로 증가한다. 결과적으로 고장검출은 낮은 위성각도의 위성신호를 이용하여 보정정보를 계산할 경우에 위성각도의 작은 변화에도 값이 크게 달라질 수 있다. 즉, 각 항공기간 보정정보가 정상임에도 오차 요인에 의해 고장으로 판단될 수가 있다. 그래서 그림 9와 같이 낮은 위성각도의 경우 높은 위성각도에 비해 넓은 고장한계치 범위를 설정해야한다.

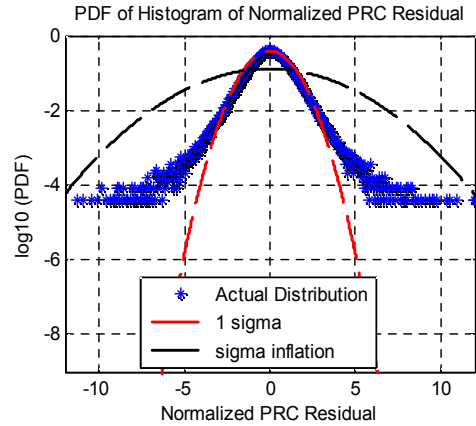


그림 8. 가우시안 오버바운딩 방법 적용

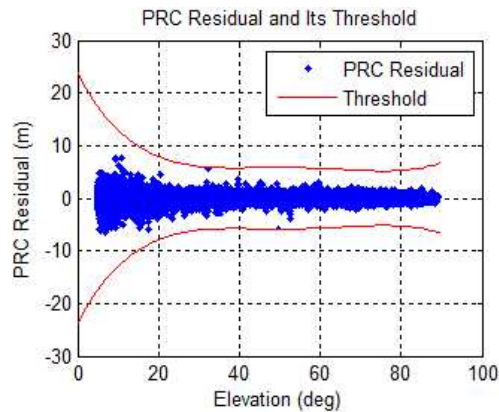


그림 9. 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장 검출을 위한 보정정보 잔차 한계치

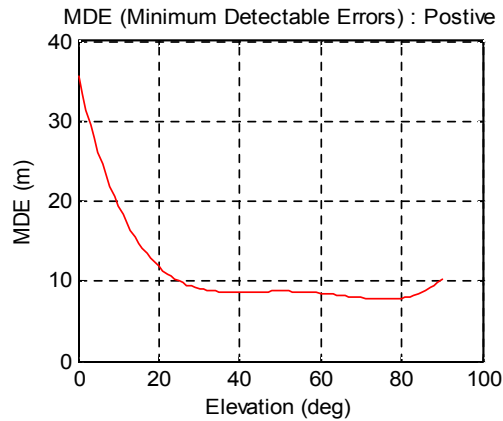


그림 10. 위성각도에 따른 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출의 최소고장크기

위성각도에 따른 MDE는 그림 10과 같다. 위성각도가 20° 이하일 때는, 위성각도가 낮아질수

록 MDE의 값이 급격하게 증가하는 경향을 보인다. 그러나 20° 이상일 때는 위성각도에 따른 MDE의 값은 7~10m 정도의 크기를 나타내었다.

VI. 결 론

본 논문에서는 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출 알고리즘 및 운용범위를 제안하였다. 고장검출 알고리즘으로 고장에 의해 보정정보가 차이가 발생하였을 경우 이를 효과적으로 반영하는 보정정보 잔차 기법을 항공기 수신기 고장검출 알고리즘으로 사용하였다. 항공기 수신기에서 계산한 보정정보를 상호 교환하여 보정정보 잔차를 계산하고 보정정보 일치성이 고장한계치를 넘는 항공기 수신기를 고장으로 검출한다. 운용범위는 국토지리정보원 상시관측소를 활용하여 거리에 따른 DGPS 위치오차 (2DRMS) 증가로 나누었다. 기준 운용범위를 100km로 정하고 다음 운용범위를 80km마다 증가하는 범위로 설정했다. 실험 결과 설정한 각 운용범위 (A/B/C/D) 안의 관측소를 이용하여 보정정보 잔차를 계산하면 분산의 크기와 경향이 유사하였다. 이는 각 범위 안에서 서로 간에 위치오차 편차가 작아 설정한 운용범위를 활용하여 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출을 할 경우 정확한 고장을 검출할 수 있다는 것을 의미한다. 마지막으로 항공기 탑재용 GNSS 수신기의 고장한계치를 설정하고 MDE로 고장검출 성능을 계산하였다. MDE는 20° 이상일 때는 위성각도에 따른 MDE의 값은 7~10m 정도의 크기를 나타내었다.

항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출을 통해 위성항법시스템을 기반으로 하는 차세대 항행시스템의 무결성 향상과 항행감시가 가능할 것으로 기대된다. 향후 연구에서는, 장기간 데이터와 실제 비행데이터 분석으로 정확성과 신뢰성이 보장된 항공기 탑재용 GNSS 수신기 고장검출과 운용범위를 분석하고 검증할 예정이다.

후 기

본 논문은 2011년 국토해양부 항공선진화사업 '항공관제용 다중타켓추적 및 차세대 감시센서 확장기반 기술연구' 지원을 받아 수행하였습니다.

참고문헌

- 1) 장태진, "세계 민간 항공기 시장 동향과 전망", 항공우주산업기술동향, 2010년 8월, 1호, pp. 12~22
- 2) EMBRAER Commercial Jets, 2010-2029 Current Market Outlook
- 3) 전향식, 안종선, 이영재, 최영규, 정상경, 염찬홍, "B-Value를 이용한 GBAS 지상국 오차 표준편차 모델 개발 및 성능 평가", 한국항공우주학회지, 2009년 12월, 제37권 제12호, pp. 1232~1237
- 4) 한국과학기술원, 항공감시용 ADS-B 핵심기술개발 기획 연구보고서, 국토해양부 한국교통기술평가원, 2010년 1월 7, pp. 1~16
- 5) 한국과학기술원, 위성항법 지역보강 시스템 인증기술개발 기획 최종 보고서, 국토해양부 한국교통기술평가원, 2010년 1월 7, pp. 1~56
- 6) 신대식, 조종철, 김용현, 신미영, 한상철, 박찬식, 전향식, 남기욱, "한국지역에서 GNSS 무결성 감시의 가용성 예측", 한국항공우주학회지, 2007년 12월, 제35권 제12호, pp. 1101~1107
- 7) Jiyun LEE, Sam Pullen, and Per Enge, "Monitoring Global Positioning System Satellite Orbit Errors for Aircraft Landing Systems", Journal of Aircraft, Vol 43, No 3, May-June 2006
- 8) 안종선, 이은성, 이영재, "SQM/MQM/EXM을 이용한 GPS 고장신호 검출 및 제거", 한국항공우주학회 2007년도 춘계학술발표회 논문집, 2007년 4월, pp. 537~540
- 9) Gang Xie, March 2004, Optimal On-Airport Monitoring of The Integrity of GPS-Landing Systems, A Dissertation of Stanford University, pp. 24~68
- 10) Lee Jiyun, March 2005, GPS-Based Aircraft Landing Systems with Enhanced Performance : Beyond Accuracy, A Dissertation of Sanford University, pp. 41~49
- 11) Livio Gratton, Mathieu Joerger, and Boris Pervan, "Carrier Phase Relative RAIM Algorithms and Protection Level Derivation", in Proceedings of the International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation ION-ITM 2009, Anaheim, CA, Jan 2009
- 12) 이영재, 오병주, 지규인, 박찬식, 김일선, 이장규, 김춘식, "한국 지역에서 DGPS를 이용한 위치 측정 실험", 한국항공우주학회지, 1996년 4월, 제24권 제2호, pp. 465~469