

원자 시계를 이용한 위성 시계 감시 기법 구현

*김정원¹, 박찬식², 황동환³, 양성훈⁴, 이창복⁵

¹전자공학과, 충남대학교 (Tel: 042-821-7709 E-mail: kimjw@cnu.ac.kr)

²전기전자컴퓨터공학부, 충북대학교(Tel: 043-261-3259 E-mail: chansp@chungbuk.ac.kr)

³전기정보통신공학부, 충남대학교(Tel: 042-821-5607 E-mail: dhhwang@cnu.ac.kr)

⁴한국표준과학연구원(Tel: 042-868-5147 E-mail: shyang@kriss.re.kr)

⁵한국표준과학연구원(Tel: 042-868-5010 E-mail: cblee@kriss.re.kr)

Abstract: 본 논문에서는 원자 시계를 이용한 위성 시계 감시 기법을 제안하고 실시간으로 구현하였다. GPS 수신기 측정치에는 궤도 오차, 이온층 지연, 대류층 지연, 다중경로, 수신기 시계 오차들이 포함되어 있어 감시국에서는 위성 시계 오차가 이러한 오차보다 커지기 전에는 검출하기가 어렵다. 따라서 천천히 변화하는 위성시계 오차를 검출하는데 긴 시간이 소요된다. 이러한 문제를 해결하기 위하여 본 논문에서는 원자시계를 이용하여 수신기 시계오차를 최소화하고, 이중 주파수 측정치를 이용하여 전리층 지연을 제거하는 등 위성 시계 오차 외의 나머지 오차 성분들을 효과적으로 제거하고 남은 오차의 특성으로부터 위성시계의 이상을 감시하는 방법을 제안하였다. 제안한 기법은 윈도우 기반 GUI형태의 소프트웨어로 구현하였고, 원자시계로부터 시각을 제공받는 GPS 수신기로 실시간으로 데이터를 수신하여 그 타당성을 확인하였다. 수신기에 원자시계를 이용함으로써 이상판별을 위한 임계치를 낮출 수 있어 천천히 변화하는 이상을 빨리 검출할 수 있어 이를 일반 사용자가 방송함으로써 사용자의 안전성을 향상시킬 수 있을 것이다.

Keywords: GPS, Satellite Clock Failure, Quality Monitoring, Atomic Clock

1. 서론

GPS(Global Positioning System)로 대표되는 위성 항법 시스템은 위치와 시각 분야 인프라로 그 중요성이 매우 커지고 있다. 위성 항법 시스템의 응용분야는 군사, 측지, 측량, 차량 항법, 선박 운행, 해양 조난 구조 및 접이안, 항공기 항행 및 이착륙, 네트워크 동기 등의 응용뿐만 아니라 최근에는 과학기술, 건축, 통신, 기상예보, LBS(Location Based Service)등의 새로운 분야로 확대되고 있다. 위성 항법 시스템에 대한 의존도는 해양, 항공분야의 국제적인 추세와 관련 산업의 발전 속도로 비추어 볼때 매우 빠른 속도로 증가할 것이라 예상된다. 국내에서도 위성 항법 시스템의 적용 및 성능 향상을 위하여 여러 연구가 각 분야에서 진행 중이다. 위성 항법 시스템을 이용하여 얻는 경제적, 사회적 이득을 증가시키기 위한 활동 외에도 위성 항법 시스템의 예기치 못한 고장으로 인한 피해를 방지하거나 최소화하기 위한 연구도 활발히 진행되고 있다. 유럽 연합에 따르면 2015년에 이를 동안 위성 항법 시스템의 운영이 중단되면 유럽 내 관련 분야에서만 약 10억 유로의 경제적 손실이 발생할 것으로 예상하고 있다. 위성 항법 시스템의 고장은 경제적인 손실 뿐 아니라 사회적으로도 큰 영향을 미칠 수 있다. 특히 해양, 항공과 같은 엄격한 안전 조건을 요구하는 분야에서의 영향은 단순한 금전적인 손실 뿐 아니라 이용자의 생명과 직결되는 심각한 문제로서 사회적 혼란을 발생시킬 수 있고 이로 인한 위성 항법 시스템의 인프라로써의 신뢰도 저하는 교통 정책, 관련 분야 산업 정책 등에도 영향을 미칠 수 있다.

전 세계적으로 미국의 GPS중심의 위성 항법 시스템에서 벗어나 독자적인 위성 항법 시스템을 구축하려는 움직임이 활발하지만 아직까지는 GPS 사용이 주를 이루고 있고 가까운 시일 내에 다른 위성 항법 시스템이 운영되더라도 GPS의 영향력은 계속 될 것으로 예상된다. 현재 GPS 위성은 Block II/IIA와 Block IIR로 모두 29개가 운영되고 있지만 이중 절반 이상인 18개 위성이 평균 11년 이상된 Block II/IIA 위성이다. 열악한 우주 환경에서의 위성의 장기간 사용은 노후로 인하여 GPS 위성에 이상을 발생시키기도 한다. 특히, 정밀한 위치와

시각 서비스를 위하여 탑재된 원자시계의 노후화 등으로 인하여 위성 시계에 의한 고장이 빈번히 발생한다. 실제로 2001년 7월 28일 22번 위성의 시계에 고장이 발생하여 200,000m를 초과하는 의사거리 오차가 발생하였는데 22번 위성이 남 태평양 상공을 지나고 있어 1시간 반 가량 OCS(Operational Control Station)에 관측이 되지 않았고 경고 없이 그대로 사용자에게 방송되었다. 또한 2004년 1월 1일에 23번 위성 시계 고장으로 인하여 280,000m이상의 의사거리 오차가 발생하였고 OCS에서 감지하지 못하고 약 3시간 정도 방치된 사건도 있었다[1].

본 논문에서는 원자 시계를 이용한 위성 시계 감시 기법을 제안하고 이것을 실시간으로 구현하였다. 이중 주파수 측정치를 이용하여 위성 시계 오차외의 오차 성분들을 제거하고 구한 시험 통계치로 감시하는 방법을 제안한다. 제안하는 방법은 구하려는 실험 통계치의 정확도를 향상시키기 위하여 원자 시계를 이용하는 방법이다. 제안한 기법은 윈도우 기반 GUI형태의 소프트웨어로 구현하였고 이 것은 수신기로부터 실시간으로 데이터를 수신하여 검사를 수행한다. 제안한 방법과 구현한 소프트웨어를 검증하기 위하여 세심 원자 시계를 이용한 실시간 실험을 수행하였다.

2. 기존 위성 시계 고장 기법 및 성능

GPS의 이상을 검사하는 기법들에는 GPS 항법 메시지에 포함되어 있는 위성의 상태 정보를 이용하여 이상 여부를 판별하는 방법이 있다. 이 상태 정보는 지상 운영국(OCS)에서 감시한 정보를 GPS 항법 메시지의 Health bit에 반영하여 사용자에게 알려주는 방법이다. 그렇지만 이 방법은 지상 운영국이 위성에 갱신하는 주기가 적어도 10분에서 20분 정도 소요되므로 정확한 상태를 빨리 파악하기 어려운 단점을 가지고 있다. GPS 이상을 검사하는 다른 방법으로는 수신기 내부에서 여러 채널의 신호를 이용하여 이상 여부를 판별하는 RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring)이 있다. RAIM 기법은 별도의 장비 없이 수신기 자체에서 검사를 수행할 수 있는 장점을 가지지만 최소 5개 이상의 가시 위성들

확보해야만 검사가 가능하고 여러 개의 위성에서 이상이 발생한 경우에는 잘못된 판단할 가능성이 높아진다. 또 다른 기법으로는 DGPS(Differential GPS)와 같은 보강 위성 항법 시스템의 기준국에서 이상을 검사하고 이상 발생시 이를 보정치와 함께 방송하는 기법이 있다. 이 기법에서는 기준국의 위치를 이미 알고 있으므로 다른 기법들에 비하여 이상 검출이 용이하고 검출 성능이 나은 것으로 알려져 있어 기준국에서의 무결성 검사 기법들이 많이 연구되고 있고 항공용 DGPS와 같이 무결성이 매우 중요하게 작용하는 분야에서는 이미 그 절차와 방법들이 정의되어 있다. 미국의 LAAS(Local Area Augmentation System)는 대표적인 항공용 보강 시스템의 하나로 엄격한 무결성 검사 방법을 채택하고 있다. LAAS의 무결성 검사 기법은 SQM(Signal Quality Monitoring), DQM(Data Quality Monitoring), MQM(Measurement Quality Monitoring)으로 구분된다. SQM, MQM, DQM은 위성에 발생하는 고장, 전송 과정 중 발생하는 고장, 제어국에서 발생하는 고장, 사용자 측에서 발생하는 고장 등에 대비하여 설계된 검사 기법으로 다양한 GPS 고장에 대비하고 있다. 전송 신호의 왜곡, 신호 전력 이상 등의 고장은 EWF(Evil Wave Form) 검사, 반송파 전력대 잡음비(C/N0) 검사로 검출하고 이온 폭풍등에 의한 급격한 이온층 지연 오차 변화는 Inno. 검사로 검출하고 Acc, Ramp and Step 검사는 의사거리 측정치의 변화를 검출한다. 위성에서 방송되는 궤도 정보의 이상은 DQM을 통하여 검출하고 사용자 수신기에서 발생하는 오차는 B-value, Sigma 검사 등을 통하여 검출한다. 그렇지만 이 검사기법들은 위성 시계 고장에 취약하다. 표 1은 LAAS의 각 검사 기법들이 위성 시계와 수신기 시계 고장 발생시 검출 여부를 나타낸 것이다[2][3].

표 1. 시계 고장에 대한 LAAS 검사 기법의 검출 여부

	위성 시계 고장	수신기 시계 고장
Acc, Ramp and Step 검사	O	X
Inno. 검사	X	X
Dvgc. 검사	X	X
B-value 검사	X	X
Sigma 검사	X	X
EWF 검사	X	X
C/N0 검사	X	X
DQM 검사	X	X

위성 시계 고장에 의하여 의사거리 측정치에 이상이 발생한 경우 Acc, Ramp and Step 검사에 의하여 위성 시계 검출이 가능하지만 다른 검사기법들에서는 코드 위성 측정치와 반송파 위성 측정치의 차분을 통하여 구한 시험 통계치를 사용하기 때문에 위성 시계에 의한 오차가 제거된 시험 통계치를 사용하여 위성 시계 고장 검출이 어렵다. Acc, Ramp and Step 검사에 위성 시계 고장이 검출되지만 위성 시계 이상에 의한 고장이 계단 함수 형태 또는 일정기울기를 가지는 형태를 오차를 발생한 경우에만 검출이 되기 때문에 검출 속도가 늦어진다.

3. 원자 시계를 이용한 위성 시계 감시 기법

그림 1은 위성 시계 감시 기법을 포함한 감시 기법을 나타낸 것이다. 제안하는 감시 기법은 전송한 감시 기법들과 같이 사용되며 위성 시계에 대한 오차만을 가지는 시험 통계치를 구하여 위성 시계 고장시 보다 빠른 검출이 가능하다. GPS 수신기의 코드 위성 측정치와 반송파 위성 측정치는 식(1)로 나타낸다. 여기서 위 첨자 j 는 위성을 나타내고 아래 첨자 i 는 수신기를 나타낸다. r 은 위성과 수신기 간의 실제 거리를 나타내고 B_i, B^j 는 각각 수신기 시계 오차와 위성 시계 오차,

I, T 는 이온층 지연 오차, 대류층 지연 오차를, N 는 반송파 위상 미지정수를, v, w 는 각각 코드 위성 측정치와 반송파 위성 측정치에 포함된 잡음을 나타낸다. 측정 잡음은 일반적으로 파장의 1%로 가정하여 코드 측정치의 경우 3m, 반송파 측정치의 경우 0.002m 표준편차의 오차를 가진다고 가정한다.

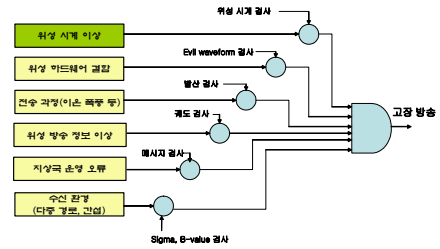


그림 1. 위성 시계 감시를 포함한 감시 기법 개념.

$$\Psi_i^j(t) = r_i^j(t) + cB_i(t) + cB^j(t) + I_i^j(t) + T_i^j(t) + v_i^j(t) \quad (1-a)$$

$$\Phi_i^j(t) = r_i^j(t) + cB_i(t) + cB^j(t) - I_i^j(t) + T_i^j(t) + w_i^j(t) + \lambda N_i^j(1-b)$$

반송파 측정치를 이용하면 측정 잡음의 영향을 코드 측정치를 사용할 때 보다 줄일 수 있지만 미지정수를 결정해야 하는 문제를 가지고 있다. 반송파 스무싱(Carrier-smoothing) 필터는 코드 측정치와 반송파 측정치를 이용하여 반송파 측정치의 측정 잡음 크기를 가지면서도 미지정수를 결정하지 않아도 되는 의사거리 측정치를 제공한다[4]. 반송파 스무싱 필터를 이용하여 구한 의사거리 측정치는 식 (2)와 같다. 여기서 \bar{T} 는 이온층 지연 오차의 평균값이다.

$$\Psi_i^j = r_i^j + cB_i - cB^j - I_i^j + T_i^j + 2\bar{T}_i^j + w_i^j \quad (2)$$

식(2)에서 위성 시계에 의한 오차를 검사하기 위해서는 측정치에 포함된 다른 오차 성분들을 제거하여야 한다. 이 때, 다른 오차를 제거하면서 잔여 오차가 추가되거나 남은 오차를 증가시키지 않도록 하여야 한다. 본 논문에서는 오차 성분들을 제거하기 위하여 이중 주파수 측정치를 이용하여 다음과 같은 방법으로 수행하였다.

이중 주파수 수신기에서의 측정치를 반송파 스무싱 필터를 이용하여 처리하면 다음 식(3)과 같이 구할 수 있다. 여기서 아래첨자 $L1, L2$ 는 $L1$ 주파수와 $L2$ 주파수를 나타내고 각각의 측정 잡음의 편차는 앞에서와 같은 가정으로 각각 0.002m, 0.003m로 볼 수 있다.

$$\Psi_{L1}^j = r^j + cB - cB^j - I_{L1}^j + T_{L1}^j + 2\bar{T}_{L1}^j + w_{L1}^j \quad (3-a)$$

$$\Psi_{L2}^j = r^j + cB - cB^j - I_{L2}^j + T_{L2}^j + 2\bar{T}_{L2}^j + w_{L2}^j \quad (3-b)$$

식(3)에서 위성과 수신기 간의 실제 거리는 측지된 수신기 위치와 정밀 궤도력을 이용하여 정확하게 구할 수 있다. IGS에서 제공하는 정밀 궤도력의 경우 0.05m 정도의 정확도를 가지고 있다. 이 것을 이용하여 구한 r 을 두 측정치로부터 제거하면 식(4)와 같은 측정치를 얻는다.

$$\Delta\Psi^j = cB - cB^j - I_{L1}^j + T_{L1}^j + 2\bar{T}_{L1}^j + w_{L1}^j \quad (4-a)$$

$$\Delta\Psi^j = cB - cB^j - I_{L2}^j + T_{L2}^j + 2\bar{T}_{L2}^j + w_{L2}^j \quad (4-b)$$

여기서 r 을 제거 후 잔여 오차의 편차는 0.05m이므로 $L1, L2$ 측정잡음의 편차는 식 (5)로 나타낸다.

$$\sigma_{L1} = \sqrt{0.002^2 + 0.05^2} = 0.05004 \quad (5-a)$$

$$\sigma_{L2} = \sqrt{0.003^2 + 0.05^2} = 0.05009 \quad (5-b)$$

식(4)의 측정치에는 위성과 수신기 시계 오차, 이온층 지연 오차, 대류층 지연 오차, 측정 잡음만이 남게 된다. 이 중 이온층 지연 오차는 단일 주파수를 사용하는 경우에는 지연 오차 모델을 사용하기도 하지만 오차 모델을 사용하면 1-2m 정도의 잔여 오차가 남고 태양 폭풍 등에 의하여 급격하게 오차가 증가할 수 있으므로 오차 모델을 사용하는 경우 정확한 결과를 기대하기 어렵다. 이중 주파수 수신기를 사용하면 이온층 지연

오차를 완벽하게 제거할 수 있다. 이온층 지연은 L1과 L2 주파수에 서로 다른 오차를 발생시키고 이 오차는 식 (6)을 이용하여 제거할 수 있다[5].

$$\Psi_{IF}^j = 2.546\Psi_{L1}^j - 1.546\Psi_{L2}^j \quad (6)$$

식(6)을 이용하여 얻은 측정치는 식(7)과 같으며, 측정 잡음 w 의 편차는 식(8)과 같다. 여기서 σ_{L1} , σ_{L2} 를 식(5)의 값을 이용하여 계산하면 측정 잡음의 편차는 약 0.15m가 된다.

$$\Psi_{IF}^j = cB - cB^j + T^j + w^j \quad (7)$$

$$\sigma_{IF} = \sqrt{(2.546)^2 \sigma_{L1}^2 + (1.546)^2 \sigma_{L2}^2} \quad (8)$$

식(7)에서 대류층 지연의 경우 이온층과 달리 이중 주파수 측정치로도 제거할 수 없으므로 오차 모델을 사용하였다. 대류층 지연 모델은 Saastamoinen 모델, Hopfield 모델, Magnavox 모델, Collins 모델 등이 있다. 본 논문에서는 Magnavox 모델을 이용하였으며 이 모델을 사용하면 잔여 오차가 약 1m로 알려져있다[6]. 식(7)에 계산된 대류층 지연 오차 값을 제거하면 식(9)를 얻을 수 있고, 이 때 잡음 편차는 1.01m가 된다.

$$\tilde{\Psi}_{IF}^j = cB - cB^j + w^j \quad (9)$$

식(9)에는 위성 시계 오차, 수신기 시계 오차와 측정 잡음만이 포함되어 있다. 여기서 위성 시계 오차는 항법 메시지의 포함된 위성 시계 오차 보정 파라미터를 이용하여 보정할 수 있다. 정상적인 경우이면 이 값을 이용하여 보정후 잔여 오차의 편차는 약 1.4m정도이다. 식(9)에서 위성 시계 보정 파라미터를 이용하여 구한 값을 제거하면 식 (10)과 같은 측정치를 얻을 수 있다. 여기서 잡음 w 의 편차는 1.72m가 된다

$$\tilde{\Psi}_{IF}^j = cB + w^j \quad (10)$$

식 (10)에서 수신기 시계 오차 cB 를 제거하면 최종적으로 위성 시계 오차에 대한 시험 통계치를 구할 수 있다. 수신기 시계 오차는 각 위성에 대한 측정치들에 대한 평균값으로 식(11)과 같이 구할 수 있다. 여기서 N 은 측정치의 수를 나타낸다.

$$c\hat{B} = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N \tilde{\Psi}_{IF}^j = cB + \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N w^j \quad (11)$$

식(11)에서 추정된 수신기 시계 오차에도 측정 잡음이 포함되어 있으므로 이를 이용하여 식(10)의 수신기 시계오차를 제거하면 측정 잡음의 크기가 식(10)의 2배가 되므로 추정치 $c\hat{B}$ 를 저역 통과 필터를 통과시켜 고 주파 잡음을 제거한다. 저역 통과 필터는 식(12)와 같은 형태의 1차 필터를 사용하였다. 여기서 τ 는 필터의 시정수로 500초 정도의 값을 사용한다[6].

$$c\bar{B}_{k+1} = \frac{c\hat{B}_{k+1}}{\tau} + (1 - \frac{1}{\tau})c\bar{B}_k \quad (12)$$

식 (12)로 구한 수신기 시계오차 항을 식 (10)에서 제거하면 나머지 오차는 평균 0인 정규분포를 갖는 오차가 되어야 한다. 만약 위성 시계에 이상이 생겨 이상의 과정에서 보상되지 못한 오차가 생긴다면 이 가정이 더 이상 성립하지 않으므로 이를 이용하여 위성 시계 이상을 감시할 수 있다. 식(12)를 이용하여 추정된 수신기 시계 오차의 잡음의 크기는 약 500배로 감소하므로 무시할 수 있을 정도의 값을 갖는다. 식(12)는 시간에 따라 가중 평균을 취한 것이므로 수신기에 사용되는 시계가 드리프트 및 드리프트 변화율이 작은 특성을 가지는 것을 사용하여야 한다. 만약 이러한 값들이 큰 경우에는 그림 2에서와 같이 시험 통계치의 평균이 변하게 되어 이와 위성시계 오차를 분간할 수 없게 된다. 이를 해결하기 위해서 원자 시계와 같은 정밀한 시계를 사용하거나 여러 기준국의 시계의 평균치를 구해서 사용하여야 한다.

본 논문에서 계산한 시험 통계치에 포함된 오차는 이중주파수 수신기와 원자시계의 사용으로 이온층 지연과 수신기 시계오차를 무시하고 식(13)과 같이 나타낼 수 있다. 여기서 σ_{noise}^2 는 수신기 잡음의 분산으로 0.000009m²이고, $\sigma_{Ephemeris}^2$ 는 위성 궤도 오차 분산이고 0.0025m²이다, σ_{Trop}^2 는 대류층 지연

잔여 오차 분산은 약 1m의 값을 가지고 있고, $\sigma_{SV\ Clock}^2$ 는 위성 시계 잔여 오차 분산을 나타내고 정상적인 경우에는 1.96m의 값을 가진다. 결국 전술한 바와 같이 구한 시험 통계치의 편차는 1.72m의 값을 가진다.

$$\sigma = \sqrt{\sigma_{noise}^2 + \sigma_{Ephemeris}^2 + \sigma_{Trop}^2 + \sigma_{SV\ Clock}^2} \quad (13)$$

수신기 잡음에 의한 오차, 위성 궤도 오차, 대류층 지연 잔여 오차에 의하여 발생하는 고장은 기존의 LAAS등에서 사용하는 검사 기법으로 검출이 가능하므로, 그 기법에서는 검출되지 않고 본 논문에서 제시한 방법으로 검출된 이상은 위성 시계 오차에 의한 고장으로 판단할 수 있다.

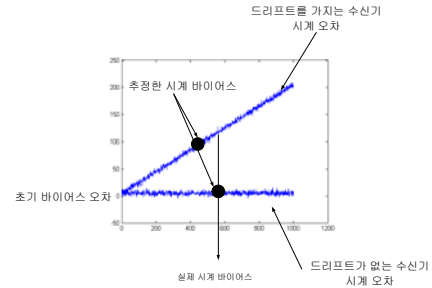


그림 2. 수신기 시계 특성에 의한 시계 오차 추정치

4. 위성 시계 감시 기법 구현

제안한 감시 기법을 상용의 GPS 수신기와 윈도우 운영체제 기반의 PC를 이용하여 구현하였다. 그림 3은 소프트웨어의 전체 구조를 나타낸 그림이다. GPS 수신기는 1초 간격의 의사 거리와 반송파 위상 측정치 및 궤도 정보를 직렬 포트에 출력하고 소프트웨어에서는 이를 수신하여 제안한 방법으로 측정치를 처리하고 계산된 오차는 실시간으로 사용자에게 표시되면서 파일에 저장된다.

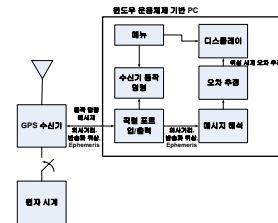


그림 3. 소프트웨어 구조

소프트웨어는 Visual C++을 이용하여 구현하였고 Novatel사의 수신기 출력을 직렬 포트를 수신하여 처리 한후 결과를 GUI를 통하여 사용자에게 디스플레이하도록 하였다. 그림 4는 소프트웨어의 실행 모습이다. 그림에서 가시 위성은 화면 중앙에 표시되면 수신기 각 채널로부터 수집한 측정치로 처리한 결과를 1초 간격으로 그래프상에 표시한다. 메뉴는 직렬 포트 제어 메뉴와 파일 저장 메뉴로 구성되어 있다.



그림 4. 소프트웨어 실행 모습

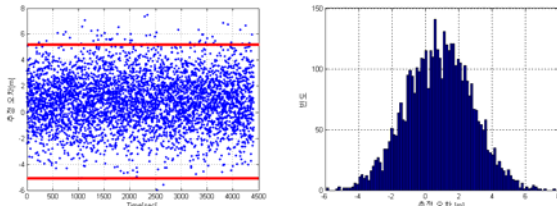
5. 실험

제안한 방법을 검증하기 위하여 원자 시계를 이용한 실험을 수행하였다. 원자 시계는 한국표준과학연구원이 보유하고 있는 Agilent사의 5071A 세슘 시계를 이용하였다. 5071A는 주파수

안정도가 8.5×10^{-14} 인 시계로 일반적인 GPS 수신기에서 사용하는 TCXO(약어)의 안정도인 2×10^{-12} 보다 매우 안정한 시계이다. GPS 수신기는 Novatel사의 EURO-3M 수신기를 이용하여 실험하였다. EURO 3-M 수신기는 이중주파수 수신기로 코드와 반송파 위상 측정치를 제공한다. 측정 잡음은 코드 위상 측정치의 경우 1m(RMS)이고 반송파 위상 측정치는 잡음은 3mm(RMS)이다. 세슘 원자 시계의 10MHz 출력을 수신기의 외부 오실레이터 단자에 연결하고 수신기에 외부 클럭 10MHz를 사용한다는 명령을 전송하여 수신기를 동작 시킨다.

5.1 TCXO를 이용한 실험

수신기 내부의 TCXO를 이용하여 얻은 측정치에 전술한 방법을 적용하여 실험을 수행하였으며 그림 5에 구한 오차를 나타내었다.



(a) 추정 오차 (b) 오차 분포
그림 5. TCXO를 사용한 경우의 추정 오차 및 분포

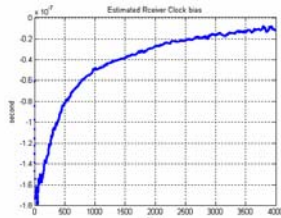
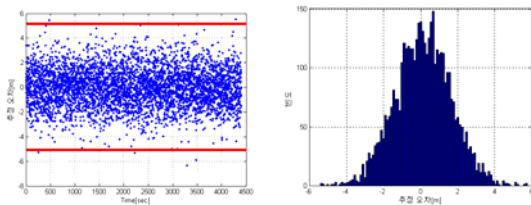


그림 6. TCXO를 사용한 경우의 추정 시계 오차

TCXO를 사용하여 구한 오차는 평균 0.8248m, 분산 3.9m이었다. TCXO를 사용하는 경우 예상한 추정 오차의 편차보다 큰 값을 가지는 것을 알 수 있었고 이 것은 수신기 시계에 의한 오차 증가에 의한 것이다. 또한 평균이 0.82m로 1m에 가까운 값을 보였는데 이는 수신기 시계 오차 증가를 막기 위하여 사용한 저역 통과 필터에서 시계 오차 추정시 그림6 에서와 같이 나타난 TCXO의 드리프트 오차 성분에 의하여 추정치에 평균이 변한 것에 의한 것이다. TCXO를 사용한 경우의 오차의 분산이 예상보다 큰 것은 모델링 되지 않은 다중 경로 오차의 영향 및 반송파 측정치의 잡음이 TCXO의 위상 지터(jitter)등과 같은 오차로 인하여 증가된 것으로 판단된다. 무엇보다도 시험 통계치의 평균 변화로 인하여 위성 시계 오차에 시험 통계치 신뢰도가 저하되어 감시가 어렵다.

5.2 원자 시계를 이용한 실험

그림 7은 5017A 세슘 원자 시계를 GPS 수신기에 적용하여 얻은 오차 추정치를 나타낸 것이고 그림 8은 추정된 수신기 시계 오차 추정치를 나타낸 것이다.



(a) 추정 오차 (b) 오차 분포
그림 7. 원자 시계를 사용한 경우의 추정 오차 및 분포

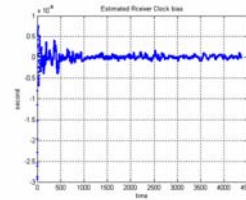


그림 8. 추정된 수신기 시계 오차

원자 시계를 이용한 실험의 경우 평균이 0.1m이고 분산이 2.28m이고 추정된 수신기 시계 오차도 거의 0으로 유지되는 것을 알 수 있다. 4400개의 측정치중 3-sigma(99.5%)인 5.1m를 초과하는 측정치의 수가 6개로 99.8%는 3-sigma 값을 초과하지 않았고 TCXO로 사용하여 얻은 측정치의 98%만이 3-sigma 값내에 존재하였다. 결국 원자 시계를 사용하여 얻은 측정치로 구한 시험 통계치의 오차 분포가 보다 작은 것을 알 수 있었고 TCXO를 사용한 경우보다 원자 시계를 사용한 측정치를 이용하여야 신뢰성 있는 시험 통계치를 구할 수 있을 것이다.

6. 결론

본 논문에서는 원자시계를 이용한 위성 시계 이상 감시 기법을 제안하고 윈도우 기반의 소프트웨어로 구현하였다. 제안한 방법은 위성 시계 오차를 제외한 다른 오차들을 제거하여 구한 시험 통계치를 이용하여 위성 시계의 이상을 감시하는 방법이다. 측정치에 포함된 다른 오차 성분을 제거하기 위하여 반송파 스무싱 필터, 이중 주파수를 이용한 이온층 제거, Magnavox 모델을 이용한 대류권 지연 보상, IGS 정밀 궤도력을 이용한 위성궤도 오차제거 기법 등을 사용하였다. 제안한 방법의 성능은 수신기 시계오차에 민감하며 일반적인 TCXO를 사용하는 경우에 비하여 원자시계를 사용하는 것이 천천히 변화하는 이상에 대한 감시 성능을 높일 수 있다. 제안된 방법은 상용의 수신기 출력을 실시간으로 처리할 수 있도록 구현된 소프트웨어와 원자 시계를 이용한 실험을 통하여 검증하였다.

기존의 무결성 검사 기법이 빠른 변화를 갖는 이상의 검출을 고려하여 설계되었으므로, 제안한 방법과 이들을 동시에 사용한다면 천천히 변화는 위성시계 이상 등 보다 다양한 GPS 이상에 효과적으로 대비할 수 있다.

참고 문헌

1. 김정원, 박찬식, 황동환, 이상정, "GPS 23 번 위성 이상의 분석 및 검출에 관한 연구," *Proceeding of GNSS Workshop*, 2004.
2. Xie, Gang, *Optimal On-Airport Monitoring of the Integrity of GPS-Based Landing Systems*, Ph.D. Dissertation, Stanford University, March 2004.
3. P. Enge, "Local Area Augmentation of GPS for the Precision Approach of Aircraft," *Proceedings of the IEEE*, Vol. 87, No. 1, January 1999.
4. R. Hatch, The synergism of GPS code and carrier measurements, *Proceedings of the Third International Symposium on Satellite Doppler Positioning*, 1982.
5. P. Misra, Per Enge, *Global Positioning System: Signal, Measurement, and Performance*, Ganga-Jamuna Press, 2001
6. J. Farrell, M. Marth, *The Global Positioning System and Inertial Navigation*, Mcgraw-Hill, 1999
7. Zhaonian Zahng, *Impact of Rubidium Clock Aiding on GPS Augmented Vehicular Navigation*, UCGE Reports, University of Calgary, Canada, 1997.