

## 技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.7.629>

## 저궤도 관측위성 GPS 수신기 궤도상 성능 분석

권기호\*, 이상정\*\*

## Performance Analysis of LEO Satellite GPS Receiver

Ki-Ho Kwon\* and Sang-Jeong Lee\*\*

## ABSTRACT

This paper presents a performance analysis of the GPS(Global Positioning System) receiver on board in LEO satellites, based on the comparison of its in-orbit performances and corresponding ground test results. An extensive ground tests on the subject GPS receiver has been performed in diverse conditions under the right frame of ground test environments and the analysis of in-orbit performances has also been performed with the huge amount of accumulated GPS data which has been in operation for 6 years since its launch on 2006. For this analysis, we chose three sets of in-orbit data; the data during the early mission period, the data at the 3-year mission completion time, and the most recent in-orbit data. As the performance measures, we selected the position and time synchronization accuracy, and the comparative analysis shows the concurrency between the in-orbit performances and the ground test results with in these performance measures, verifying the validity of the ground test. It is expected that the test configuration and analysis method presented in this paper can be applied to developing and verifying the future Koreanized satellite GPS receivers.

## 초 록

본 논문은 저궤도 관측위성에 탑재된 GPS 수신기의 궤도상의 성능과 지상 시험 결과를 비교 분석하였다. 지상 시험 환경을 구축하여 다양한 환경에서 시험을 수행하였으며 2006년 발사 이후 6년째 운영 중인 GPS 수신기의 궤도상의 데이터 분석도 수행하였다. 궤도상의 데이터는 초기 운영, 1차 임무 완료 시점 및 최근 결과를 선택하여 정리하였다. 위치 및 시각 동기 정밀도에 대하여 지상 시험과 궤도상의 성능이 일치하여 지상 시험의 유효성을 확인하였다. 본 논문에서 제시한 시험 환경 및 분석 방법은 향후 위성용 GPS 수신기 개발 및 검증에 도움이 될 것으로 예상된다.

**Key Words** : LEO satellite(저궤도 위성), GPS receiver(GPS 수신기), Ground test(지상 시험), Time synchronization(시각 동기), Position accuracy(위치 정밀도)

## I. 서 론

† 2012년 2월 21일 접수 ~ 2012년 6월 29일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 위성전자팀  
교신저자, E-mail: [khkwon@kari.re.kr](mailto:khkwon@kari.re.kr)  
대전광역시 유성구 과학로 169-84

\*\* 정회원, 충남대학교 전자공학과

한국항공우주연구원에서 개발 완료한 저궤도 관측위성은 지난 2006년 7월 28일에 발사되어 현재까지 정상운영 중이며 탑재된 GPS 수신기는 GPS 위성으로부터 RF(Radio Frequency) 신호를

입력 받아 위성체의 기준 위치, 속도 및 시간 정보를 제공하고 궤도상에서 수집된 GPS 관측데이터(Pseudo Range, Carrier Phase)는 지상국으로 전달되어 위성체의 정밀 궤도 결정에 사용된다[1].

위성체에 탑재되는 전장품은 일반적으로 지상에서 다양한 해석 및 많은 시험을 수행하지만 지상 시험에는 일부 환경적인 제한이 있으며 해석 역시 일부 사항에 대한 가정을 전제로 수행되므로 실제 궤도 상황을 완벽히 예측하기는 어렵다[2,3]. 그러나 궤도상에서 성능 결과와 지상시험 결과의 비교 분석을 통하여 궤도상의 성능을 미리 예측하고 지상 시험의 유효성을 확인할 수 있다.

GPS 수신기의 핵심 기능은 위치, 속도 정보 및 시각동기에 필요한 정밀한 1PPS(Pulse Per Second)를 제공하는 것이다. GPS 수신기에서 제공하는 위치정보는 저궤도 관측위성의 주 임무인 지구 영상 촬영의 기하정밀도(Geo-location accuracy)를 만족하기 위하여 30 m(1-sigma) 요구 조건을 설정하였으며 GPS 1PPS는 매초 GPS 시간에 동기 되어 발생하는 것으로 이를 이용한 위성체 시각 동기 구조는 Fig. 1과 같다[4].

GPS 수신기에서 생성된 1PPS 신호는 위성체 시각동기 회로(Time Synchronize Logic)를 통하여 시각동기가 이루어지며 동기된 신호(Synchronized 1Hz)는 위성체 내의 다른 전장품에 제공될 뿐 아니라 위성체 소프트웨어 및 자세 제어의 기준시간 정보로 사용된다. 동기된 신호를 사용하는 전장품 및 관련 성능 해석 결과를 바탕으로 동기된 신호와 GPS 1PPS 시각 오차를 10 usec(1-sigma)로 설정하였다. 뿐만 아니라 과거 저궤도 관측위성 운용 시 극지방에서 4개 미만의 GPS 위성을 추적함으로써 위치정보를 연속적으로 수행하지 못하는 운영경험을 바탕으로 본 위성에 탑재되는 GPS 수신기는 반드시 궤도 전파기를 탑재하도록 요구 조건을 설정하였다[5].

그 밖에 위성체와 통신 인터페이스 규격(MIL-STD-1553B), 전원 인터페이스 요구 조건을 포함한 GPS 수신기의 주요 요구 조건은 표 1과 같다[6,7].

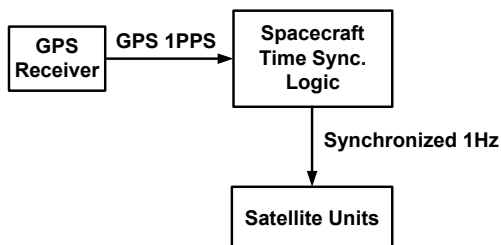


Fig. 1. 시각동기 구조

Table 1. GPS 수신기 주요 요구 성능 조건

항 목	요구 성능 조건
위치 정밀도 (3D)	< 30m ( 1 $\sigma$ )
시각 동기 정밀도	< 10 $\mu$ s ( 1 $\sigma$ )
궤도 전파기	칼만 필터(Kalman Filter) 기반의 궤도 전파기
입력 전원	+28 V
통신 인터페이스	MIL-STD-1553B

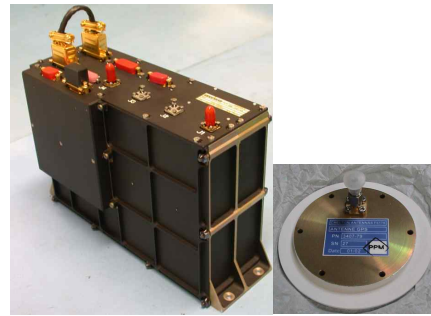


Fig. 2. GPS 수신기 및 안테나

Table 1에 제시된 주요 요구 조건을 만족하며 많은 위성 운영 경험이 있는 GPS 수신기를 조사하였다. 성능 요구 조건 만족여부, 전기 및 기계 인터페이스 호환성, 가격 등을 종합적으로 고려하여 프랑스 Thales Alenia Space사의 TOPSTAR 3000 기종을 선정하였으며 Fig. 2와 같이 GPS 수신기와 안테나로 구성되어 있다[8,9].

특히, GPS 수신기에 탑재된 궤도 전파기는 칼만필터(Kalman Filter)를 기반의 40x40의 지구 중력장 모델, 달과 태양에 의한 중력 모델, 태양복사압 모델이 탑재되어 있으며 위치, 속도 추정값을 제공하며 1초 간격으로 업데이트가 이루어진다. 이를 통하여 궤도 전파기와 측정값의 위치 정밀도를 분석하여 궤도 전파기의 오차가 적은 위치 정보와 위치 오차 추정값을 제공한다. 특히, 궤도 전파기를 통하여 위성의 빠른 동적특성 및 가시성 미확보 시에도 연속적인 위치 제공이 가능하게 되었다[10].

## II. GPS 지상 시험

GPS 수신기의 지상 시험은 위치 정밀도 시험 및 시각동기 관련 성능 시험을 수행하며 위성 궤도 상황을 모사하기 위하여 GPS 신호 발생 장비(GPS Signal Simulator)를 이용하여 상온상태, 진동상태, 열 진공상태 및 전자파환경 등 다양한

환경시험을 수행하였다. GPS 수신기 및 시각 동기 회로에 사용된 모든 부품은 위성 환경에 적합할 뿐 아니라 특히 온도 보상이 가능한 정밀 오실레이터의 사용으로 열 진공 시험 등 다양한 환경시험에서 동일한 시험 결과를 확인하였다[4].

### 2.1 위치 정밀도 지상시험 환경

위치 정밀도 지상시험 환경은 Fig. 3과 같이 구성하였다.

위치 정밀도 지상시험 구성품은 GPS 신호 발생시, GPS 수신기 및 GPS 데이터 수집 컴퓨터로 구성된다.

GPS 신호 발생기는 두 가지 기능을 수행한다. 첫 번째는 저궤도 관측위성의 운영 상황에 따른 GPS L1 RF 신호(최대 12채널)를 모사하여 GPS 수신기에 제공하며, 두 번째는 저궤도 관측위성의 기준 위치 정보를 제공하여 GPS 수신기에서 생성된 위치 데이터와 비교를 통하여 절대적인 GPS 수신기의 위치 오차값을 검증한다. 신호 발생기의 RF 신호 채널수의 제한 및 우주 환경 모사에 일부 오차가 있지만 대부분 위성용 GPS 수신기의 성능 검증을 GPS 신호 발생기를 사용한다.

GPS 수신기는 궤도상에서는 안테나를 통하여 RF신호를 입력받으나 지상시험에서는 GPS 신호 발생기와 RF 케이블을 통하여 직접 입력을 받아 위치 정보 및 GPS 1PPS 신호를 생성하게 된다. 그러나 실제 장착될 안테나의 특성 패턴 및 케이블 손실 등의 정보는 GPS 신호 발생기 소프트웨어의 입력값으로 설정하여 위성 궤도 환경과 거의 동일하도록 하였다.

GPS 데이터 수집 컴퓨터는 GPS 수신기의 위치 정보와 GPS 신호 발생기의 위치 정보를 각각 저장하여 절대 오차 분석 뿐 아니라 GPS 수신기의 위치 오차 추정값과 절대 오차값 사이의 관계를 분석한다. 이는 실제 궤도상에서 GPS 위치 오차 분석 시 절대 오차 분석이 어렵기 때문에 위치 오차 추정값을 통한 절대 오차값 분석을 수행하기 위함이다.

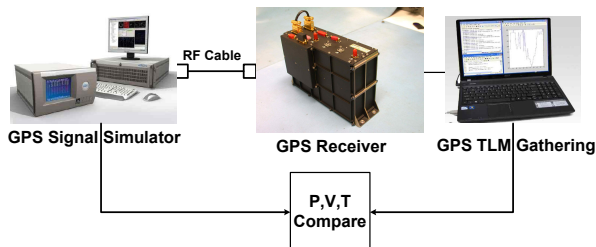


Fig. 3. 위치 정밀도 지상시험 환경

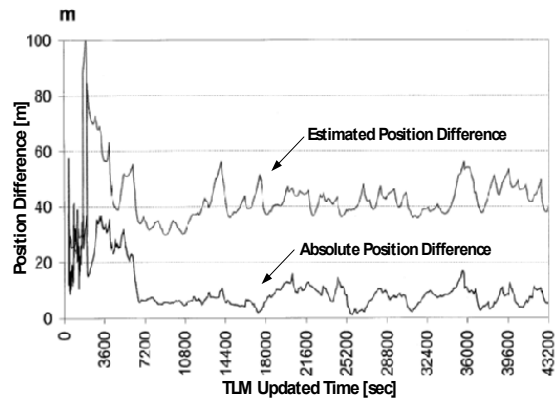


Fig. 4. 지상 환경에서 위치 정밀도 시험 결과

### 2.2 위치 정밀도 지상시험 결과

GPS 위치 정밀도 지상 시험은 다양한 환경 조건에서 수행되었으며 시험환경과 상관없이 동일한 위치 정밀도 결과를 얻었다. 그 중에서 상온 환경에서 12시간동안 수행한 시험 결과는 Fig. 4와 같다.

GPS 수신기의 전원 인가 후 1시간동안 GPS 수신기의 위치 정밀도 추정값은 60 m(3D, 1-sigma)이며 GPS 신호발생기와 GPS 수신기의 비교분석을 통한 절대 위치 오차는 35m(3D, 1-sigma)로 확인되었다. 전원 인가 3시간 이후의 위치 정밀도 추정값은 45 m(3D, 1-sigma)이며 GPS 신호발생기와 GPS 수신기의 비교분석을 통한 절대 위치 오차는 15 m(3D, 1-sigma)로 확인되어 30 m(3D, 1-sigma) 이내의 위치 정밀도 요구 조건을 만족하였다.

위치 오차 추정값은 GPS 수신기에 탑재된 궤도 전파기에 의해 계산된 값으로 절대 위치 오차보다 약 25~30 m 많음을 확인할 수 있다.

지상시험결과의 위치 정밀도 추정값은 궤도상의 위치 정밀도 추정값을 통한 절대 오차 분석 및 지상 시험의 유효성 확인은 IV절에 기술하였다.

### 2.3 시각 동기 지상시험 환경

시각 동기 지상시험 환경은 Fig. 5와 같다.

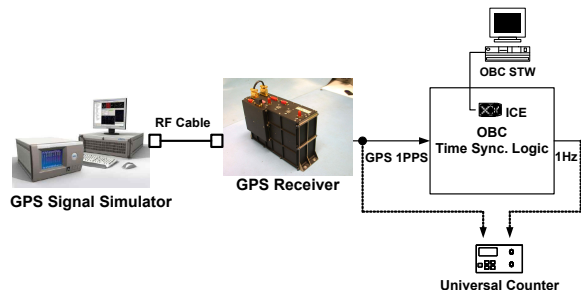


Fig. 5. 시각 동기 지상 시험 환경

시각 동기 성능 시험을 위한 시험 구성은 GPS 신호 발생시, GPS 수신기, 탑재컴퓨터 및 유니버설 카운터로 구성된다.

GPS 신호 발생기의 기능은 앞서 언급한 위치 정밀도 지상시험과 동일한 목적으로 사용된다.

GPS 수신기는 GPS 1PPS를 탑재컴퓨터에 공급하는 역할을 수행하며 GPS 수신기 내에는 고정밀 오실레이터가 내장되어 있어 정밀한 1PPS 신호(1.5 us, 1-sigma)를 탑재컴퓨터에 제공한다.

탑재컴퓨터 역시 고정밀 오실레이터와 제어로직을 통하여 GPS 1PPS를 기준으로 고정밀 시각 동기를 수행하게 되며 에플레이터(ICE)에 탑재된 소프트웨어를 실행시켜 시각 동기 오차값을 확인하게 된다.

유니버설카운터는 소프트웨어에서 제공하는 오차 카운터 값과 실제 오차값의 분석을 수행하는데 수행 결과 오차 카운터 값과 유니버설카운터 값은 일치함을 확인하였다[3].

### 2.4 시각 동기 성능 지상시험 결과

시각 동기 검증 시험 역시 다양한 지상 환경 조건에서 시험을 수행하였으며 온도 보상이 가능한 정밀 오실레이터를 사용함으로써 환경 조건과 상관없이 동일한 시험 결과가 나왔다[4].

Fig. 6은 약 6.2 시간동안 지상 상온 환경 조건에서 수행한 시각 동기 정밀도 시험 결과이다.

GPS 1PPS와 동기된 신호(Synchronized 1Hz) 사이의 시각 오차값은 카운터 값으로 표시되며 1 카운터 값은 200.2ns를 의미한다. 시험 결과 시각 동기 정밀도 오차는 2.26 카운터(1-sigma)로서 약 452 ns의 시각 오차가 발생하였으며 최대시각 오차는 6 count값으로 약 1.2 us 오차가 발생함을 확인하였다. 이는 요구 조건인 10 us (1-sigma)를 만족하였으며 시각 동기 정밀도 역시 궤도상의 결과 비교를 통한 지상 시험의 유효성 확인은 IV절에 기술하였다.

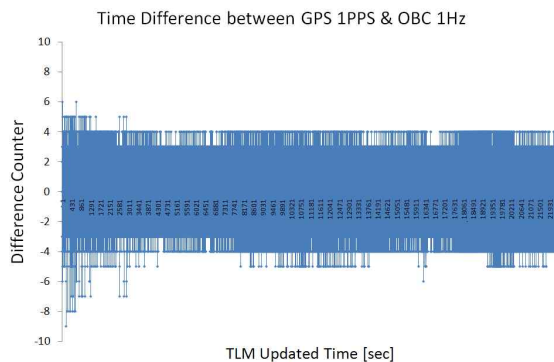


Fig. 6. 지상 환경에서 시각 동기 성능 시험 결과

## III. 궤도상의 GPS 성능 분석

궤도상의 GPS 위치 정밀도 및 시각 동기 정밀도 분석은 위성 발사 후 현재까지 총 6년의 운영 기간 동안 수행하였으며 대표적으로 발사 직후, 1차 임무 수행 완료 시점인 2009년 및 추가 임무 수행중인 2012년에 대하여 분석결과를 기술하였다.

### 3.1 궤도상의 위치 정밀도 분석 결과

궤도상의 GPS 위치 정밀도는 궤도 전파기에서 제공하는 위치 오차 추정값을 통하여 분석을 수행하였다.

Fig. 7은 2006년 8월 GPS 수신기 초기화 완료 후 약 10시간 동안 분석한 결과로서 위치 정밀도 추정 오차값은 40.8 m(3D, 1-sigma)이다. GPS 수신기에 탑재된 궤도 전파기로 인하여 극지방과 적도지방에서도 일정한 오차값을 가지고 있음을 확인하였다.

Fig. 8은 위성의 1차 임무 종료 시점인 2009년 8월에 약 10시간 동안 수집한 위치 정밀도 추정 오차값으로서 40.1 m(3D, 1-sigma)의 결과가 나왔다. 발사 후 3년을 운용하는 동안 위치 오차값의 변화가 거의 없음을 확인하였다.

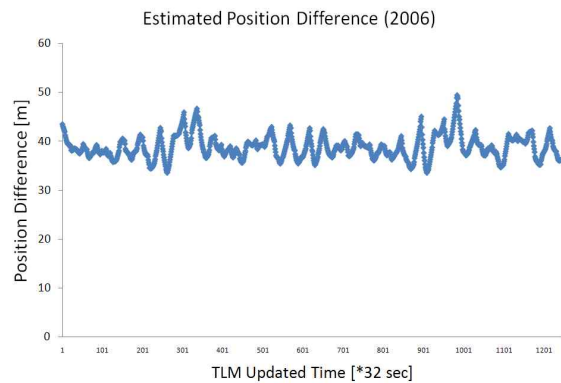


Fig. 7. 궤도상에서 위치 정밀도 (2006년)

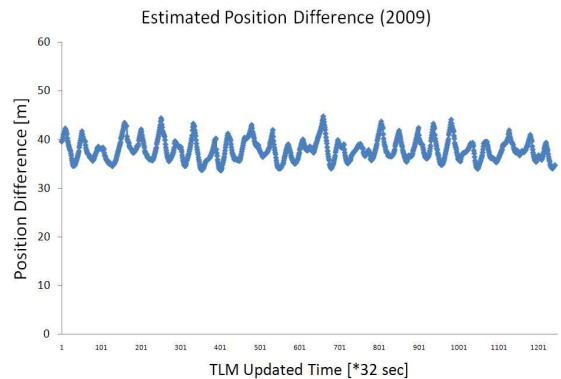


Fig. 8. 궤도상에서 위치 정밀도 (2009년)

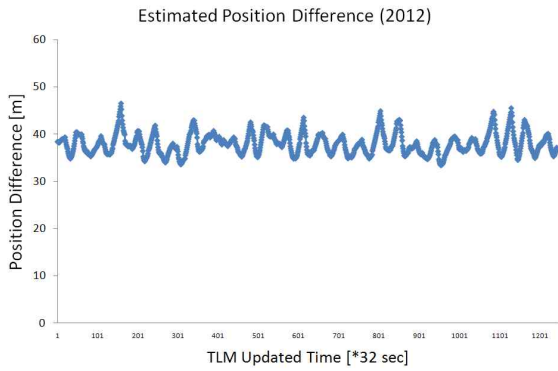


Fig. 9. 궤도상에서 위치 정밀도 (2012년)

Table 2. 궤도상에서 위치 정밀도 분석 결과

분석 일시	위치 오차 (3D, 1-sigma)
2006	40.8 m
2009	40.1 m
2012	40.1 m

Fig. 9는 2012년 1월에 약 10시간 동안 수집한 위치 정밀도 추정 오차값으로서 40.1 m(3D, 1-sigma)의 결과로서 6년간의 운영기간 동안 성능의 변화가 없음을 아래 Table 2에 정리하였다.

### 3.2 궤도상 시각 동기 정밀도 분석 결과

궤도상에서 시각 동기 정밀도 분석을 수행하였다.

Fig. 10은 2006년 8월 GPS 수신기 초기화 완료 후 약 3시간 동안 수행한 시각 동기 정밀도 결과 값이다. GPS 1PPS와 동기된 1Hz사이의 시각 오차는 카운터 값으로 매초 지상으로 전송되며 4.31 카운터(1-sigma)로 분석되었다. 시간으로 환산 하면 약 863 nsec이며 최대 시각 동기 오차값은 8 카운터로서 약 1.6 usec로 확인되었다.

Fig. 11은 위성의 1차 업무 종료 시점인 2009년 8월에 약 3시간 동안 수집한 시각 동기 정밀도 오차값으로서 7.31 카운터(1-sigma)의 결과 값

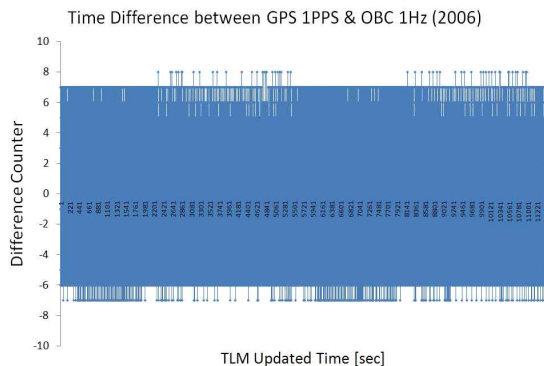


Fig. 10. 궤도상에서 시각 동기 정밀도 (2006년)

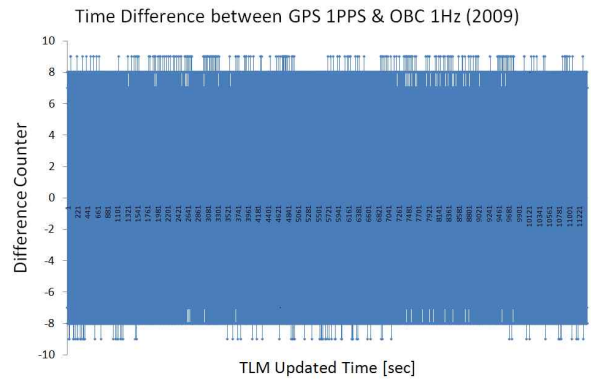


Fig. 11. 궤도상에서 시각 동기 정밀도 (2009년)

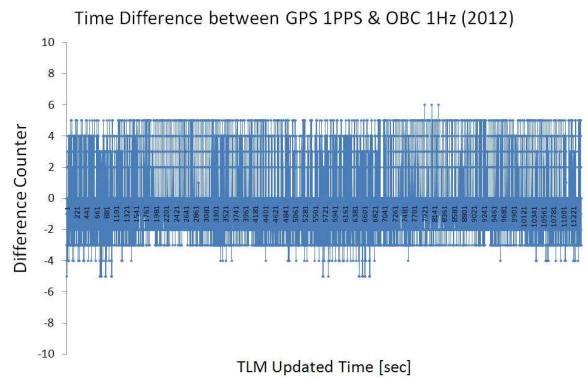


Fig. 12. 궤도상에서 시각 동기 정밀도 (2012년)

이 분석되었으며 시간으로 환산하면 약 1.4 usec 이다. 추가적으로 최대 시각 동기 오차는 9 카운터로서 약 1.8 usec로 확인되었다.

Fig. 12는 2012년 1월에 약 3시간 동안 수집한 시각 동기 정밀도 오차값으로서 2.29 카운터(1-sigma)의 결과 값이 분석되었으며 시간으로 환산하면 약 459 nsec로서 안정적인 시각 동기를 이루고 있음을 확인할 수 있었다. 추가적으로 최대 시각 동기 오차는 6 카운터로서 약 1.2 usec로 확인되었다. 지난 6년간의 운영기간 동안 시각 동기 역시 정밀도의 변화 없이 안정적으로 유지 되고 있음을 확인 하였으며 각 연도별 시각 동기 오차값은 Table 3에 정리하였다.

Table 3. 궤도상에서 시각 동기 정밀도 분석 결과

분 석 일시	시각동기오차 (카운터 값, 1-sigma)	시각동기오차 (시간, 1-sigma)	최대오차 (시간)
2006	4.31	863 nsec	1.6 usec
2009	7.38	1.5 usec	1.4 usec
2012	2.29	459 nsec	1.2 usec

**Table 4. 지상 시험과 궤도상 위치 정밀도 비교 분석**

시험 환경	위치 정밀도 (3D, 1-sigma)
지상 시험	45 m
궤도상 결과	40.3 m

#### IV. 지상시험과 궤도상의 GPS 성능 비교 및 분석

지상 시험과 6년간 분석한 궤도상의 GPS 성능 비교 및 분석 결과는 다음과 같다.

위치 정밀도 분석결과는 Table 4에 정리하였다.

지상 시험은 다양한 환경시험에서 동일한 결과가 나왔으며 대표적으로 상온 환경에서 12시간 시험 및 분석결과 45 m(3D, 1-sigma)의 위치 오차 추정값이 확인되었으며 궤도상에서도 지난 6년간 동일한 결과가 분석되었다. 대표적으로 2006년, 2009년 및 2012년에 대하여 분석을 수행하였으며 위치 오차 추정값의 평균이 40.3 m(3D, 1-sigma)으로 확인되었다. 지상시험과 궤도상의 오차 추정값의 차이는 실제 궤도 환경과 GPS 신호 발생기에서 제공하는 환경의 경미한 차이 및 각종 신호 손실의 차이에 의한 것으로 판단되지만 이를 바탕으로 GPS 신호 발생 장치를 이용한 지상 시험 환경 및 결과의 유효성을 확인 하는데 충분한 것으로 판단된다. 결론적으로 앞서 언급한 Fig. 4의 시험 결과를 바탕으로 지상궤도상의 절대 오차는 10~15 m 이내로 요구 조건인 30 m(3D, 1-sigma)를 충분히 만족함을 확인하였다.

시각 동기 정밀도 분석결과는 Table 5에 정리하였다.

시각 동기 지상 시험 역시 대표적인 상온 환경에서 6.2시간 시험 및 분석결과 452 nsec(1-sigma)의 시각 동기 오차가 측정되었으며 궤도상에서는 6년간의 운영결과 동일한 시각 동기 오차가 분석되었으며 대표적으로 3년간의 시각 동기 오차의 평균이 933 nsec(1-sigma)으로 분석되었다. 시각 동기 정밀도 역시 지상시험과 실제 궤도상의 성

**Table 5. 지상 시험과 궤도상 시각 동기 정밀도 비교 분석**

시험환경	시각동기오차 (시간, 1-sigma)
지상 시험	452 nsec
궤도상 결과	933 nsec

능의 차이가 거의 없음을 확인 하였으며 지상 환경에서 수행한 시각 동기 실험 환경 및 결과 값으로 궤도상의 성능을 예측할 수 있음을 확인하였다.

#### V. 결 론

본 논문에서는 저궤도 관측위성에 탑재된 GPS 수신기에 대한 궤도상의 성능과 지상 시험 결과에 대한 비교 분석을 수행하였다. 저궤도 관측위성에 탑재된 GPS 수신기의 주요 요구 조건은 지구 영상 촬영 및 자세제어 등의 위성체 임무 요구 조건을 고려하여 설정 하였으며 위성 궤도상의 환경을 모사해 주는 GPS 신호 발생장치를 이용하여 위치 정밀도 및 시각 동기 정밀도에 대한 시험을 수행하였다. 지상 시험 결과는 6년째 운영되고 있는 실제 궤도상의 위치 오차 및 시각 정밀도 오차에 대하여 비교 분석을 수행하였다. 분석 결과 지상 환경시험 결과와 실제 궤도 환경에서의 위치 및 시각 정밀도의 차이가 없음을 확인 하였고 설정한 요구 조건을 만족함을 확인하였다. 이를 바탕으로 본 논문에서 설정한 지상 시험의 결과로 궤도상의 성능을 충분히 예측이 가능함을 확인하였다. 본 논문은 위성용 GPS 수신기 개발 검증 시 반드시 필요한 시험 환경 구성 및 결과 분석에 대한 전반적인 내용을 기술하였으며 위성용 GPS 수신기 국산화 개발 및 검증에 도움이 될 것으로 예상된다.

#### 참고문헌

- 1) Misra, P and Enge, P., "Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance", Ganga-Jamuna Press, 2006
- 2) K2-03-710-041 KOMPSAT-2 EM GPS Receiver Function Test Report in ETB, 2003
- 3) K2-D1-710-013 KOMPSAT-2 Test Report for TC&R Processor & GPS Test in ETB, 2003
- 4) K2-D1-760-005 KOMPSAT-2 Test Report for FM Bus System Integration Test, 2004
- 5) 권기호외, "아리랑위성 2호의 동기된 1Hz 시간 성능 분석", 항공우주학회 추계학술대회, Nov. 2002
- 6) 김해동, 이진호, 김은규, 최해진, "아리랑 1호 탑재 GPS 수신기의 궤도 상 성능 분석", 한국항공우주학회지, 제33권, 제7호, 2005, pp.92-97
- 7) KOMPSAT-2 Equipment Specification for GPS Receiver, KARI, 2001

8) 권기호외, "아리랑위성 2호의 GPS수신기 동작 및 성능시험" 항공우주학회 추계학술대회, Nov. 2003  
9) 권기호외, "아리랑위성 2호의 GPS 수신기"

항공우주학회 추계학술대회, Nov. 2002  
10) GPS Receivers, Thales Alenia Space, Dec. 2006  
11) KOMPSAT-2 GPS User's Manual, KARI, 2002