

## 技術論文

## 위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 개발

권병문\*, 문지현\*, 신용설\*, 최형돈\*, 조광래\*\*

Development of a GPS Receiver System  
for Satellite Launch Vehicles

Byung-Moon Kwon\*, Ji-Hyeon Moon\*, Yong-Sul Shin\*, Hyung-Don Choi\* and Gwang-Rae Cho\*\*

## ABSTRACT

A GPS receiver system utilized on satellite launch vehicles should operate normally under harsh environments as well as high-dynamic conditions. The GPS receiver system to use for range safety of KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I that is the first satellite launch vehicle developed by KARI(Korea Aerospace Research Institute) has been confirmed to survive under the environment of the launcher through extensive terrestrial tests including humidity, high and low temperatures, vacuum, sinusoidal and random vibrations, shocks, acceleration, EMI/EMC(Electromagnetic Interference/Electromagnetic Compatibility), etc. Several performance tests have been also carried out in order to evaluate tracking capability and accuracy of the GPS receiver under high-dynamic conditions using a GPS signal simulator. Some lessons-learned during development of the GPS receiver system and its special characteristics compared with COTS(Commercial-Off-The-Shelf) GPS receiver systems are described in this paper.

## 초 록

한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I 발사체의 비행 안전용 센서의 하나로 활용하기 위하여 개발된 GPS 수신기 시스템은 위성발사체의 특수한 비행환경과 높은 동특성 환경에서도 정상적으로 동작해야 한다. 5년에 걸쳐 개발이 완료된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 습도, 고온, 저온, 진공, 정현파 및 랜덤진동, 충격, 가속도, 전자파 환경시험 등을 통하여 특수한 환경에서의 성능을 검증하였으며, GPS 시뮬레이터를 이용한 다양한 성능시험을 수행하여 높은 동특성 환경에서도 안정적으로 동작할 수 있음을 확인하였다. 본 논문에서는 위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 전 개발과정을 소개하고, 일반적인 GPS 수신기 시스템과 비교하여 개발된 GPS 수신기 시스템의 특수한 기능들을 설명한다.

**Key Words** : Global Positioning System(GPS), GPS Receiver(GPS 수신기), GPS Antenna (GPS 안테나), Satellite Launch Vehicle(위성발사체)

## I. 서 론

†2008년 2월 25일 접수 ~ 2008년 6월 16일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 제어팀

교신저자, E-mail : bmkwon@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단

인공위성을 주어진 궤도에 투입해야 하는 위성발사체는 엔진점화나 단 분리 및 페어링 분리시에 발생하는 충격이나 진동이 매우 심하며, 전 비행구간에서 높은 비행동특성을 갖는다[1]. 이러

한 특성을 갖는 위성발사체에서 발사체의 위치나 속도와 같은 항법정보는 발사체에 탑재된 관성항법장치 및 GPS 수신기 등을 통하여 계산된 후 텔레메트리 시스템(Telemetry System)을 통하여 지상으로 전송되거나, 지상 레이더 추적시스템을 통하여 계산할 수 있다. 그러나 일반적인 상용 관성항법장치나 GPS 수신기 시스템은 위성발사체의 특수한 환경에서 정상적으로 동작할 수 없으므로 위성발사체에 탑재되어 발사체의 항법정보 계산을 위하여 사용되는 관성항법장치나 GPS 수신기 시스템은 위성발사체의 특수한 환경과 여러 제약조건에 맞도록 하드웨어와 소프트웨어를 개발하여야 한다.

비행시간에 따라 궤적과 자세가 계속 변하는 위성발사체에서 항법정보를 얻기 위하여 GPS 수신기 시스템을 발사체에 탑재할 때에는 GPS 위성의 가시성을 우선적으로 고려해야 한다[2]. 둥근 원통형 모양을 갖는 위성발사체는 거대한 기체임에도 시간에 따라 단 분리나 페어링 분리가 수행되어야 하므로 실제로 GPS 안테나를 설치할 수 있는 위치가 매우 제한적이다. 그러므로 지상에서 GPS 수신기 시스템을 사용하는 경우와 같이 하나의 GPS 안테나로는 충분한 개수의 가시위성을 확보하기 어렵기 때문에 여러 개의 안테나를 최적으로 배치하여 최대한 많은 수의 가시위성을 확보하도록 하여야 한다. 위성발사체에 설치된 GPS 안테나의 개수에 따른 가시위성의 개수를 분석한 결과는 참고문헌 [3,4]에 주어졌으며, 3개 이상의 안테나가 적절히 배치된 경우에 전체 GPS 안테나의 가시영역이 구(Sphere) 형태로 주어져 충분한 개수의 가시위성을 확보할 수 있음을 알 수 있다. 일본의 NASDA(National Space Development Agency of Japan)에서 개발되어 H-IIA 발사체의 비행 안전용으로 사용된 GPS 수신기 시스템도 충분한 가시영역을 확보하기 위하여 3개의 GPS 안테나를 사용하였다[5].

위성발사체에 사용 가능한 GPS 수신기는 이미 외국의 몇몇 업체에서 개발하였다. 그러나 국내에서 이러한 외국 GPS 수신기를 구매하여 위성발사체에 사용하기 위해서는 까다로운 수출입제한조건을 만족시켜야 하며, 약간의 설계 변경이 필요한 경우에도 큰 어려움이 따른다. 따라서 한국항공우주연구원에서는 국내의 GPS 전문업체와 함께 5년여에 걸쳐 위성발사체용 GPS 수신기 시스템을 개발하였다. 개발된 GPS 수신기 시스템은 다양한 환경시험을 통하여 위성발사체에서 주어지는 극한 비행환경에서의 성능을 검증하였

으며, GPS 시뮬레이터를 이용한 성능시험을 통하여 높은 동특성 환경에서도 안정적으로 동작할 수 있음을 확인하였다. 개발이 완료된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 단품 수준(Component Level)의 수락시험(Acceptance Test)을 거친 후 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 국내 최초의 위성발사체인 KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I 발사체의 비행 안전용 센서중 하나로 활용할 예정이다. 각 개발단계에서 수행된 시험과 자세한 분석결과는 참고문헌 [6]에 주어져 있다.

본 논문에서는 개발된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템을 소개하고, 전체 개발과정과 각 단계에서 GPS 수신기 시스템의 성능을 검증하기 위해 거쳐야 하는 다양한 시험에 대하여 설명한다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장과 3장에서는 위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 하드웨어와 소프트웨어에 대하여 설명한다. 4장에서는 위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 성능을 검증하기 위해 수행된 다양한 성능시험과 환경시험을 소개한다. 마지막으로 5장에서 결론과 향후 연구과제를 제시한다.

## II. 하드웨어

위성발사체에 탑재되는 모든 전자 탑재물들은 위성발사체의 극한 비행환경에서도 주어질 임무를 정상적으로 수행해야 한다. 그러므로 위성발사체용 GPS 수신기 시스템도 이러한 극한 환경을 고려하여 설계해야 제작 후 수행되는 다양한 환경시험에서의 시행착오를 줄일 수 있다.

위성발사체용 GPS 수신기 및 GPS 안테나의 자세한 설계 내용은 참고문헌 [6,7]에 주어졌으며, 본 절에서는 개발된 GPS 수신기 시스템의 특성만을 간단히 설명한다.

### 2.1 GPS 수신기

위성발사체가 갖는 높은 동특성 환경과 극한 비행환경에서 정상적으로 동작할 수 있도록 개발된 위성발사체용 GPS 수신기는 Fig. 1과 같은 구조를 갖는다. 개발된 위성발사체용 GPS 수신기는 위성발사체의 전 비행구간에서 충분한 개수의 가시위성을 확보할 수 있도록 3개의 GPS 안테나와 동시에 연결되며, 각 안테나로부터 수신된 L1, C/A 코드의 GPS 위성신호를 한꺼번에 처리할 수 있도록 설계되었다. 3개의 GPS 안테나로부터 수신된 GPS 위성신호는 위성신호를 독립적으로 처리할 수 있도록 각 안테나에 별도로 할당

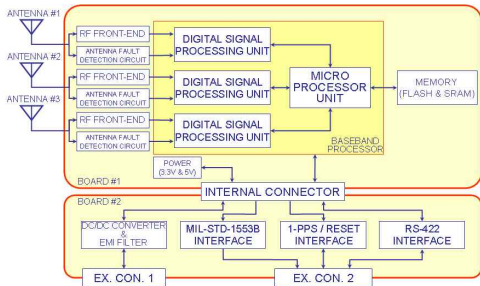


Fig. 1. Hardware Architecture of the GPS Receiver for Satellite Launch Vehicles



Fig. 2. The GPS Receiver for Satellite Launch Vehicles

된 고주파수신단과 상관기를 통해 처리된다. 위성발사체용 GPS 수신기의 GPS 칩셋(Chipset)은 과학로켓이나 위성에 사용된 헤리티지(Heritage)를 고려하여 Zarlink사의 GP2000 칩셋을 사용하였다[8~15]. 주 프로세서는 3개의 GP2000 칩셋으로부터 처리된 36채널의 위성신호를 이용하여 10Hz의 출력주기로 항법정보와 측정 데이터를 계산할 수 있도록 인텔사의 고성능 PXA255 프로세서를 사용하였다. GPS 수신기의 데이터 입출력부는 위성발사체 내의 텔레메트리 시스템과 같은 다른 서브 시스템과의 연결을 고려하여 RS-422 및 MIL-STD-1553B 통신방식을 지원한다. KSLV-I 발사체에 탑재되는 GPS 수신기는 KSLV-I 발사체가 지상에서 발사 대기하고 있을 때 RS-422 통신방식을 이용하여 지상지원장비와 연결되고, 온보드(Onboard) 상에서는 MIL-STD-1553B 통신방식을 이용하여 텔레메트리 시스템과 연결된다. 외부로부터 +28VDC의 전원을 공급받아 동작하는 GPS 수신기는 외부에 연결된 3개의 능동형 GPS 안테나에 모두 +5VDC의 전원을 공급한다. 이 외에 개발된 GPS 수신기는 시각동기화를 위한 1-PPS(Pulse Per Second) 인터페이스 및 외부 리셋 기능을 추가로 보유하고 있다. Fig. 1에 주어진 2장의 보드와는 별도로 위성발사체용 GPS 수신기에는 진동환경에서도 안정된 기준클럭을 제공하기 위한 TCXO(Temperature Compensated Crystal Oscillator) 보드가 GPS 수신기의 하우징(Housing)에 부착되어 있다[16].

개발된 위성발사체용 GPS 수신기의 외형은 Fig. 2와 같다. GPS 수신기의 전면에는 GPS 안테나와의 연결을 위한 3개의 SMA 커넥터가 있으며, 전원 공급용 커넥터 1개와 데이터 입출력을 위한 커넥터 1개가 배치되어 있다. 커넥터를 제외한 GPS 수신기의 크기는 110mm × 250mm × 150mm이며, 중량은 약 3.5kg이다.

## 2.2 GPS 안테나

기체의 외피에 설치되어야 하는 위성발사체용 GPS 안테나는 원통형 기체의 곡률반경과 비행시 발생하는 공력가열의 영향을 반드시 고려해야 한다. 능동형 패치(Patch) 형태로 제작된 위성발사체용 GPS 안테나의 곡률반경은 직경 2.0m를 갖는 KSLV-I 발사체의 상단에 맞추어 제작하였으며, 고온에서도 견딜 수 있는 재질의 레이돔(Radome)을 이용하여 안테나 표면으로부터 내부에 장착된 LNA(Low Noise Amplifier)로의 열전달을 최소화 할 수 있도록 개발하였다. 사용된 LNA는 약 25dB의 이득을 가지며, +5VDC의 동작전원은 GPS 수신기로부터 동축케이블을 통해 공급 받는다.

개발된 위성발사체용 GPS 안테나의 외형은 Fig. 3과 같다. SMA 커넥터를 제외한 GPS 안테나의 크기는 100mm × 100mm × 25mm이며, 중량은 약 275g이다. KSLV-I 발사체에는 Fig. 3에 주어진 GPS 안테나와 동일한 안테나가 3개 사용된다.

LNA를 제외한 위성발사체용 GPS 안테나의 방사패턴(Radiation Pattern)은 Fig. 4와 같으며, 측정된 VSWR(Voltage Standing Wave Ratio)은 1.5 이하이다.

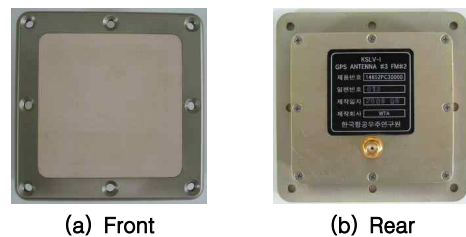


Fig. 3. The GPS Antenna for Satellite Launch Vehicles

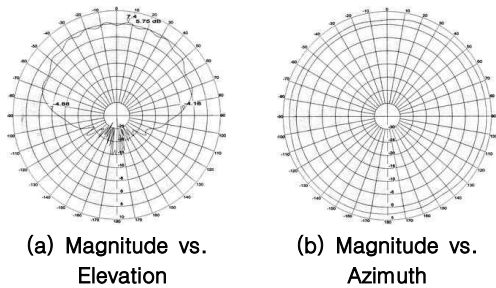


Fig. 4. Radiation Patterns of the GPS Antenna (at 1.575GHz)

### Ⅲ. 소프트웨어

3개의 GPS 안테나로부터 수신된 위성신호를 이용하여 항법정보를 계산할 수 있도록 개발된 위성발사체용 GPS 수신기는 총 36개의 위성신호 추적채널을 가지고 있다. 전원이 인가된 초기에는 32개의 채널에서 모든 GPS 위성신호를 동시에 탐색하며, 4개의 채널은 다른 채널과 공통된 위성으로 할당된다. 위성신호를 추적한 이후에는 각 고주파수신단에서 추적 위성정보를 서로 공유한다. 동일한 위성신호가 서로 다른 GPS 안테나에 수신된 경우에는 기본적으로 신호대잡음비가 가장 높은 위성신호를 항법정보 계산에 사용하고, 신호대잡음비가 낮아 항법정보 계산에 사용되지 않는 나머지 위성신호는 항법정보 계산에 사용된 위성신호가 더 이상 수신되지 않을 때를 대비하여 추적상태만을 유지한다. 설치된 위치가 서로 다른 3개의 GPS 안테나에서 수신된 위성신호의 측정 데이터는 2번 안테나에 수신된 위성신호에 맞추어서 보정된다.

독립적으로 동작하는 3개의 고주파수신단은 위성추적 정보를 서로 공유하고 있으므로 위성알마낙(Almanac) 정보 수신이 완료된 후에 계산된 가시위성의 개수가 12개 이하인 경우에 각 고주파수신단 채널에 동일한 가시위성을 할당하여 신호탐색 및 추적을 수행한다. 그러나 계산된 가시위성의 개수가 13개 이상인 경우에는 먼저 추적된 12개의 위성신호만을 계속 추적한다. 또한 가시위성의 개수는 13개 이상으로 계산되었으나 장애물 등에 의해 GPS 안테나에 수신된 위성신호가 적어 실제로 추적하고 있는 위성의 개수가 12개가 되지 않을 경우에는 각 고주파수신단의 남은 채널에 1분 단위로 가시위성을 바꾸어 할당한 후 신호탐색을 수행한다.

항체와 GPS 위성 사이의 상대속도에 의해 나타나는 도플러 주파수의 탐색범위는 위성발사체

의 최대속도와 진동 등에 의해 발생하는 기준주파수의 잡음 및 회전특성 등을 고려하여 충분한 여유를 갖도록  $\pm 63.5\text{kHz}$  이내에서 이루어지도록 설계했다. 이와 같이 설계된 도플러 주파수 탐색범위는 위성발사체와 GPS 위성 사이의 상대속도가 약  $12\text{km/sec}$  이내인 경우에도 위성신호의 도플러 주파수를 추적할 수 있으므로 충분한 여유를 가지고 있다. 참고로 이와 같이 매우 넓은 도플러 주파수의 탐색범위는 개발된 GPS 수신기를 위성에 탑재하여 사용하더라도 정상적으로 GPS 위성신호를 추적할 수 있도록 해 준다[17]. 그러나 설정된 도플러 주파수의 범위를 모두 탐색하기 위해서는 일반적인 상용 GPS 수신기보다 상대적으로 오랜 시간이 걸리므로 위성신호를 추적하지 못한 채널에 다른 위성이 할당될 때까지 약 8분의 시간이 소요된다.

위성발사체의 높은 동특성 및 진동환경에서의 안정적인 추적성능을 위한 반송파 추적루프는 2차 FLL(Frequency Locked Loop)과 3차 PLL(Phase Locked Loop)이 혼합된 FLL-assisted-PLL 구조로 설계되었다. FLL과 PLL을 구성하는 추적루프필터의 대역폭(Bandwidth)은 각각 4Hz와 18Hz이다.

위성이나 발사체와 같이 매우 높은 고도에서 운용되는 항체에서는 고도각(Elevation Angle)이  $0^\circ$  이하의 영역에 위치한 GPS 위성의 신호도 GPS 안테나로 수신될 수 있으므로 많은 가시위성을 확보하기 위해서는 GPS 수신기의 마스크각(Mask Angle)을  $0^\circ$  이하로 설정하는 것이 유리하다. 그러나 이 경우에는 수신된 GPS 위성신호의 이온층 및 대류층 통과거리가 상대적으로 길어지므로 이에 의한 항법정보 오차가 발생할 수 있음을 고려해야 한다. 개발된 위성발사체용 GPS 수신기는  $0^\circ$  이하에서 수신되는 위성신호를 추적하지 않도록 마스크각을  $0^\circ$ 로 설정하였다. 참고로  $0^\circ$  근처의 고도각을 갖는 위성신호에 의해 발생한 오차는 위성발사체의 비행시험이 종료된 이후 후처리를 통하여 보상할 수 있다.

이 외에 위성발사체와 같이 짧은 비행시간을 갖는 항체에 탑재되는 GPS 수신기의 성능에는 크게 영향을 주지 않으나, 위성과 같이 장기간 운용되는 고속의 항체에 개발된 GPS 수신기가 탑재될 경우를 고려하여 추가된 알고리즘도 있다. 고속의 항체에서 GPS 수신기를 장기간 운용할 때에 충분한 개수의 위성신호 수신이 이루어지지 않아 항법정보 계산을 할 수 없는 경우에는 항법정보 계산이 정지된 후 30초 후에 신호 추적이 실패한 위성신호의 탐색을 다시 시작한다. 약

7km/sec 이상의 고속으로 움직이는 위성에서 항법정보 계산을 하지 못하고 수십 초의 시간이 흐르면, 알고 있는 위성의 의사거리나 도플러 정보가 이미 불확실해져 사용하지 못하게 된다. 또한 하나의 GPS 위성신호를 추적하기 위하여 전체 도플러 주파수를 탐색하는데 걸리는 시간인 8분이 경과한 후에도 항법정보 계산을 할 수 없는 경우에는 위치데이터 및 GPS 위성정보를 초기화하여 위성신호의 탐색이 종료된 채널에 새 위성을 할당하여 새로운 탐색을 시작할 수 있도록 한다. GPS 수신기의 전원이 인가된 후부터 오랫동안 GPS 수신기가 정상적인 3D 항법정보를 계산하지 못한 경우에는 추적하지 못한 가시위성에 대해 1-Bin 탐색을 수행하지 않도록 설정하였다. 이러한 알고리즘은 대부분 GPS 수신기에서 정상적인 항법정보를 계산하는데 걸리는 시간이 예기치 않게 오래 걸려 그 시간 동안에 GPS 수신기를 탑재한 항체가 빠른 속도로 다른 위치로 이동하기 때문에 고려해야 하는 알고리즘들이다.

위성발사체용 GPS 수신기는 기본적으로 항법정보와 측정데이터를 10Hz의 주기로 출력한다. KSLV-I 발사체에 탑재되는 위성발사체용 GPS 수신기는 KSLV-I 발사체에서 요구되는 데이터 입출력 형식에 맞추어 해당 데이터를 출력하도록 제작하였으며, 비행시험 후 항법정확도를 높이기 위한 후처리(Post Processing) 등에 이용하기 위하여 추적위성의 측정데이터들도 동시에 출력한다[6].

#### IV. 성능 및 환경시험

실제 비행시험을 수행하기 전에는 위성발사체의 비행환경을 그대로 모사해 줄 수는 없기 때문에 지상에서 위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 모든 성능을 검증하기는 매우 어렵다. 또한 실제 비행시험을 통하여 탑재된 GPS 수신기 시스템이 성공적으로 동작하였음을 확인하더라도 위성발사체에 따라 비행환경이나 동특성 및 운용방법이 서로 다르기 때문에 탑재되는 모든 위성발사체에서 개발된 GPS 수신기 시스템의 성공적인 동작을 보장하기도 쉽지 않다. 그러나 개발된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 비행시험 성공의 확률을 높이기 위하여 KSLV-I 발사체에 탑재되는 전자탑재물에 대하여 정해진 규격보다 훨씬 가혹한 환경시험을 수행하였으며, 지상에서 수행할 수 있는 다양한 성능시험을 수행하였다[6].

#### 4.1 성능 및 운용시험

위성발사체용 GPS 수신기는 기본적으로 높은 동특성 환경에서 정상적으로 동작해야 한다. 참고로 위성에 탑재되는 GPS 수신기는 위성발사체에서와 동일하게 높은 속도를 고려하여야 하나, 낮은 가속도와 저크를 갖는 정속 궤도운동을 하는 위성의 특성 때문에 가속도와 저크와 같은 동특성은 크게 고려하지 않아도 된다. 개발된 GPS 수신기의 기본 성능 및 높은 동특성 환경에서의 성능은 대부분 설정된 시나리오에 따라 GPS 위성신호를 생성해주는 GPS 시뮬레이터를 이용하여 검증하였다. 성능시험에 사용된 대표적인 시나리오로는 높은 회전 동특성을 갖도록 임의로 생성된 회전운동 시나리오, 다양한 위성발사체 및 미사일 시나리오, 위성 시나리오 등이 있다 [17,18]. GPS 시뮬레이터를 이용한 성능시험에서 개발된 위성발사체용 GPS 수신기는 0° 근처의 고도각을 갖는 위성신호가 항법정보 계산에 사용될 때 외국에서 개발된 다른 고성능 GPS 수신기와 비교하여 상대적으로 큰 오차를 나타내나, 높은 동특성 환경에서는 외국의 GPS 수신기보다 오히려 더 우수한 성능을 보여주고 있다[17].

GPS 수신기의 성능시험과 더불어 3개의 GPS 안테나가 설치되는 위성발사체에서 GPS 수신기 시스템의 운용시험은 위성발사체에 설치된 GPS 안테나의 형상을 Fig. 5의 (b)와 같은 초경량항공기에 모사하여 설치한 후 수행된 낮은 동특성 환경에서의 성능시험을 통하여 수행하였다[19, 20]. 또한 50일 이상의 정적 연속동작시험을 통하여 GPS 수신기 시스템이 장기로 운용될 경우의 성능 안정성을 확인하였다[6].

#### 4.2 단품 수준의 환경시험

위성에 탑재되는 GPS 수신기는 대부분 위성이 궤도에 안착된 후에 전원이 공급되므로 진동이나 충격시험을 수행할 때 시험 전후에 GPS 수신기의 정상동작 여부만을 확인하면 충분하다. 그러나 위성발사체용 GPS 수신기는 위성발사체의 극한 비행환경에서 항법을 수행해야 하므로 모든 환경시험에 대하여 시험 전·후 뿐만 아니라 GPS 수신기가 해당 환경에 노출되어 있는 동안에도 정상적으로 동작하는지를 확인해야 한다. 참고로 위성발사체용 GPS 수신기는 비행시간이 매우 짧기 때문에 우주방사능에 대해서는 크게 고려하지 않으나, 위성용 GPS 수신기는 장기적으로 운용하여야 하므로 우주방사능에 대한 대책도 함께 고려해야 한다.

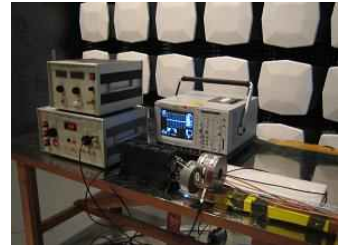
위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 환경시험



(a) Function &amp; Performance



(b) Operation using an Ultra Light Plane



(c) EMI/EMC



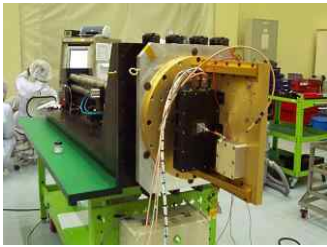
(d) (Thermal) Vacuum



(e) Humidity &amp; Thermal Cycling



(f) Vibration &amp; Half-Sine Shock



(g) Pyro Shock



(h) Acceleration



(i) Burn-In

Fig. 5. Performance &amp; Environmental Tests under Component Level

에서도 GPS 수신기의 성능 및 동작상태는 GPS 시뮬레이터를 이용하여 확인하였으며, 환경시험을 수행할 챔버안에 위치한 GPS 안테나의 성능은 챔버 외부에 설치된 별도의 GPS 수신기를 이용하여 간접적으로 검증하였다. 개발된 GPS 수신기 시스템에 대하여 수행된 환경시험으로는 전자파, (열)진공, 온습도, 열주기, 고온 및 저온, 정현파 및 랜덤진동, 반정현파 및 파이로충격, 가속도 시험 등이 있다[6,7]. 단품 수준에서 수행된 시험의 모습은 Fig. 5와 같다.

초창기에 제작된 GPS 수신기는 이러한 여러 가지 환경시험 중에서 특히 전자파, 온도, 파이로충격 및 랜덤진동 시험에서 원하는 수준의 동작 성능을 만족시키지 못하였다. 개발과정에서 나타난 GPS 수신기의 대표적인 오동작은 다음과 같다[6,16,21].

#### ① Degradation of Signal-to-Noise Ratio

GPS 수신기의 신호대잡음비가 감소하는 현상은 진동 및 온도에 의해 잡음이 증가하거나 고주

파수신단을 구성하는 필터(Filter)의 특성이 변하기 때문에 발생하였다. 또한 GPS 수신기가 특정 전자파 환경에 노출되었을 때에도 초기 GPS 수신기는 전자파에 반응하여 신호대잡음비가 감소하는 현상이 발생하였다.

#### ② Loss of Lock

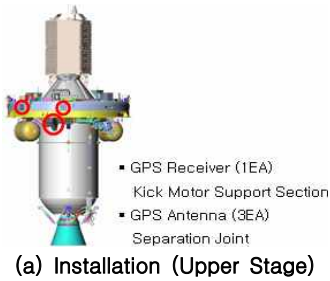
새로운 위성을 추적하지 못하거나, 추적하고 있는 위성신호를 놓치는 현상은 진동이나 충격 환경에서 많이 발생하였다. 신호대잡음비가 감소하여 위성신호 추적에 필요한 기준값보다 낮아지는 경우에도 이러한 현상이 발생하였다.

#### ③ Suspension of Power Supply

충격이 가해지는 순간이나 과도한 진동이 가해지는 경우에 GPS 수신기의 전원 공급이 중단되는 현상으로 GPS 수신기의 DC/DC 변환기가 영향을 받아 일어나는 경우가 대부분이었다.

#### ④ System Reset

GPS 수신기의 리셋 현상은 충격이나 진동, 전자파 및 고온 환경에서 발생하였다. 전원 공급의



(a) Installation (Upper Stage)



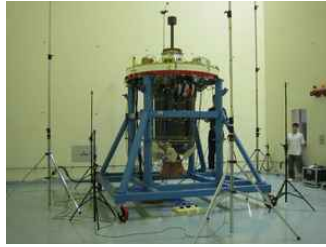
(b) Interface Verification



(c) System Integration



(d) EMI/EMC



(e) Acoustic



(f) Thermal Cycling



(g) Sinusoidal Vibration



(h) Vacuum



(i) Operation using an Aircraft

Fig. 6. Environmental Tests under System Level

불안정이나 프로세서의 오동작에도 원인이 있으나, 대부분 GP2010 소자 내부에 있는 PLL 합성기의 위상동조가 깨지거나 리셋 회로가 특정 전자파에 반응하여 발생하였다.

⑤ System Down

충격이 가해지는 순간이나 진동이 가해지는 동안 GPS 수신기가 다운되는 현상으로 특히 파괴 충격시험에서 많이 나타났다. 이러한 현상은 충격에 의해 클럭이 영향을 받아 메모리 액세스 타이밍이 잘못 되었거나, 프로세서가 오동작하여 나타난 것으로 파악된다.

이와 같이 초기 시제품으로 제작된 위성발사체용 GPS 수신기는 극한 진동이나 충격, 온도 및 전자파 환경 등에서 많은 오동작을 보였다. 수차례 수행된 성능개선 작업과 수많은 시험을 통하여 최종적으로 개발된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 모든 극한 환경에서 추적위성을 놓치지 않고 안정적으로 정상 동작한다. 다양한 환경에서 나타난 GPS 수신기 시스템의 자체한 동작특성 및 성능개선 작업은 참고문헌 [6,16,22]에 주어져 있다.

4.3 시스템 수준에서의 시험

단품 수준에서의 성능시험과 인증시험(Qualification Test)을 성공적으로 통과한 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 위성발사체의 실제 비행시험 전에 발사체에 탑재되는 다른 탑재 시스템과의 연계 및 운용시험이나 시스템 수준에서의 환경시험을 통하여 위성발사체 탑재 이후의 동작 및 성능에 대하여 반드시 검증하여야 한다. 개발된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 단품 수준의 수락시험 및 번인시험(Burn-In Test)을 통과한 GPS 수신기 1조와 GPS 안테나 3조를 KSLV-I 발사체의 상단탑재부에 Fig. 6의 (a)와 같이 장착하여 시스템 수준에서의 시험을 수행하였다. KSLV-I 발사체의 상단탑재부 조합체인 USEM(Upper-Stage Engineering Model)과 USQM(Upper-Stage Qualification Model)을 통하여 수행된 시스템 수준에서의 시험으로는 인터페이스 확인 시험, 실물형 PLF(Payload Fairing) 분리시험을 포함한 종합운용시험, 전자파, 음향하중, 열주기,

정형과진동, 진공 및 항공기 모의비행시험 등이 있다[6]. 시스템 수준에서의 환경시험은 단품 수준의 환경시험과 규격이 서로 다르고, 다른 시스템들과의 인터페이스가 복잡하게 연계되어 있기 때문에 단품 수준의 환경시험을 정상적으로 통과했다라도 시스템 수준의 환경시험에서 문제가 발생할 수 있다. 개발된 GPS 수신기 시스템도 KSLV-I 발사체의 USEM 시험시 예기치 않은 문제가 발생 발생하였으나, 문제를 해결하여 새로 제작된 GPS 수신기 시스템을 사용한 USQM 시험에서는 모든 시험에서 정상적으로 동작하였다 [23~25]. 참고로 USEM 시험시 발생된 문제는 환경시험과는 상관없는 프로그램상의 버그로 확인되었다[23,24]. 시스템 수준에서 수행된 시험의 모습은 Fig. 6과 같다.

## V. 결 론

본 논문에서는 한국항공우주연구원과 국내 GPS 전문업체와 함께 개발한 위성발사체용 GPS 수신기 시스템에 대하여 설명하고, 전체 개발과정을 소개하였다. 개발된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 일반적인 GPS 수신기 시스템과 비교하여 하드웨어 및 소프트웨어를 위성발사체의 특수한 환경에 적합하도록 설계하였으며, 특히 다양한 환경시험을 통하여 넓은 온도 범위와 극한 비행환경에서도 매우 안정적으로 동작함을 검증하였다.

개발된 GPS 수신기 시스템은 위성발사체에 가장 적합하도록 설계되었으나, 위성발사체보다 비행환경 조건이 좋거나 낮은 동특성을 갖는 항공기나 유도무기 및 위성 등에도 충분히 적용 가능하므로 기술적으로는 사실상 거의 모든 비행체에 이를 활용할 수 있을 것이다.

5년여에 걸친 긴 시간 동안 개발된 위성발사체용 GPS 수신기 시스템은 개발 초기에 이미 기본적인 구조와 성능을 가진 시제품 제작을 완료하였으나, 위성발사체의 특수한 환경에서 GPS 수신기의 성능을 안정화 시키는데 대부분의 시간이 소요되었다. 이를 위하여 수 차례에 걸친 다양한 환경시험과 성능시험을 수행하였으며, 시험결과를 바탕으로 GPS 수신기의 부족한 성능을 개선시켰다.

현재 한국항공우주연구원에서는 개발하고 있는 KSLV-I 발사체에 단품 수준의 수락시험을 거친 GPS 수신기 시스템을 탑재하여 USEM 및 USQM에 대한 시스템 수준에서의 시험도 성공

적으로 마쳤으며, 최종적으로 KSLV-I 발사체의 FM(Flight Model)에 대한 시험을 수행하고 있다. 한국항공우주연구원에서는 개발된 GPS 수신기 시스템이 탑재된 국내 최초의 위성발사체인 KSLV-I 발사체의 비행 성공을 위하여 노력할 것이다.

## 참고문헌

- 1) J. Leung, G. Schipper, G. T. Tseng, P. Wildhagen, "GPS Applications to Launch Vehicles," *Proceedings of 51st ION Annual Meeting*, Jun. 1995, pp. 293-302.
- 2) M. Santina, J. Leung, G. Smit, J. Tekawy, G. T. Seng, J. McKay, S. Bandel, "GPS-Based Launch Vehicle Tracking Using a Common Multi-Patch Antenna Configuration," *Proceeding of 8th ION International Technical Meeting*, Sep. 1995, pp. 1885-1893.
- 3) 권병문, 박용규, 선병찬, 노웅래, 최형돈, "위성 발사체의 GPS 안테나에 따른 위성의 가시성 분석," *한국항공우주학회지*, 제31권 제9호, 2003, pp. 129-136.
- 4) 문지현, 권병문, 최형돈, "위성발사체에 설치된 GPS 안테나의 가시성 분석," *항공우주기술*, 제5권 제1호, 2006, pp. 144-151.
- 5) T. Miyano, S. Matsumoto, Y. Suzuki, T. Mugitani, "GPS Range Safety for the H-IIA Launch Vehicle," *ION-GPS-2001*, Sep. 2001, pp. 2327-2333.
- 6) 최형돈 외, *위성발사체 탑재시스템 정밀도 및 신뢰도 향상 기술 연구 (I~V)*, 한국항공우주연구원, 2003~2007.
- 7) 김친중, 최형돈, "위성 발사체용 GPS 수신기시스템," *한국항공우주학회지*, 제30권 제5호, 2002, pp. 134-142.
- 8) *GP2010 GPS Receiver RF Front End*, Zarlink, Feb. 2002.
- 9) *GP2021 GPS 12-Channel Correlator*, Zarlink, Apr. 2001.
- 10) *GP2000 GPS Receiver Hardware Design Application Note (AN4855)*, Zarlink, Oct. 1999.
- 11) H. Zhang, C. Yang, Z. Qiu, "The GPS Receiver for Micro/Nanosatellites," *AIAA Nano Tech-2002*, Sep. 2002.
- 12) Z. Qiu, H. Zhang, C. Yang, J. Bai, "The Spaceborne GPS Receiver R&D at Tsinghua Space Center," *AIAA Space 2003 Conference*



and Exposition, Sep. 2003.

13) O. Montenbruck, W. Enderle, M. Schesny, V. Gabosch, S. Ricken, P. Turner, "Position-Velocity Aiding of a Mitel ORION Receiver for Sounding-Rocket Tracking," *ION-GPS-2000*, Sep. 2000.

14) M. Markgraf, O. Montenbruck, F. Hassenpflug, P. Turner, B. Bull, "A Low Cost GPS System for Real-Time Tracking of Sounding Rocket," *15th Symp. on European Rocket and Ballon Programmes and Related Research*, May. 2001.

15) O. Montenbruck, M. Markgraf, "GPS Tracking System with Onboard IIP Prediction for Sounding Rocket," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, Aug. 2003.

16) 권병문, 문지현, 최형돈, "진동 및 충격 환경에서 GPS 수신기의 동작특성," *IAIN/GNSS 2006(Domestic Session)*, 2006.

17) B. M. Kwon, J. H. Moon, H. D. Choi, G. R. Cho, "Comparative Performance Analyses of GPS Receivers under High-Dynamic Conditions," *2008 IFAC World Congress*, Jul. 2008.

18) B. M. Kwon, J. H. Moon, H. D. Choi, "Performance Analysis of the GPS Receiver under High Acceleration and Jerk Environments," *IAIN/GNSS 2006*, 2006.

19) 권병문, 문지현, 박문수, 최형돈, "수직으로 위치한 위성발사체에서 GPS 수신기 시스템의 가시영역 분석과 운용시험," *한국항공우주학회 추계 학술발표회*, 2005, pp. 808-811.

20) 권병문, 문지현, 최형돈, "수평 비행중인 위성발사체에서 GPS 수신기 시스템의 가시영역 분석과 운용시험," *한국항공우주학회 춘계 학술발표회*, 2006, pp. 639-642.

21) 권병문, 문지현, 최형돈, "위성발사체용 GPS 수신기의 전자과환경 시험," *The 11th GNSS Workshop*, 2004.

22) 권병문, 문지현, 최형돈, 조광래, "위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 전자과시험 - Part I. 시험개요 및 방사시험, Part II. 내성시험," *한국항공우주학회지*, 제35권 제4호, 2007, pp. 329-346.

23) 권병문, 문지현, 최형돈, 지기만, 이수진, "KSLV-I 상단 엔지니어링 모델 전자과시험에서 GPS 수신기 시스템의 성능분석," *제8회 우주발사체기술 심포지움*, 2007, pp. 172-178.

24) 권병문, 문지현, 최형돈, 전영두, "KSLV-I 상단 엔지니어링 모델 열주기시험에서 GPS 수신기의 성능분석," *한국항공우주학회 춘계 학술발표회*, 2007, pp. 506-510.

25) 문지현, 권병문, 최형돈, 지기만, 이수진, "KSLV-I 상단 인증모델 조립체의 전자과시험에서 GPS 수신기 시스템의 성능분석," *The 14th GNSS Workshop*, 2007.