

진동 및 충격 환경에서 GPS 수신기의 동작 특성

*권병문¹, 문지현², 최형돈³

¹한국항공우주연구원 제어그룹(Tel: 042-860-2992; E-mail: bmkwon@kari.re.kr)

²한국항공우주연구원 제어그룹(Tel: 042-860-2597; E-mail: mjhdust@kari.re.kr)

³한국항공우주연구원 제어그룹(Tel: 042-860-2421; E-mail: hdchoi@kari.re.kr)

Abstract: 위성발사체와 같이 극한 환경에서 사용되는 전자 탑재물들은 진동이나 충격이 가해질 때 정상적으로 동작하지 못하는 경우가 많다. 그러므로 위성발사체에 탑재되는 모든 탑재물들은 발사전에 지상에서 다양한 환경시험을 통하여 그 성능을 검증해야 한다. 기준 클럭을 사용하여 항법해를 계산해야 하는 GPS 수신기는 특히 다른 전자 탑재물 보다 클럭의 안정도에 더 많은 영향을 받으므로 극한 진동 및 충격 환경에서 다양한 문제들이 나타난다. 본 논문에서는 위성발사체의 비행안전용으로 개발된 GPS 수신기의 진동 및 충격 환경시험 결과를 바탕으로 그러한 환경에서 기준 클럭이 영향을 받아 나타나는 다양한 동작특성을 설명하고, 기준 클럭의 중요성과 진동 및 충격 환경시험에서의 유의사항 및 문제 해결 방법에 대하여 설명한다.

Keywords: GPS 수신기, 크리스탈 오실레이터, 진동, 충격, 가속도.

1. 서 론

위성발사체에 탑재되는 모든 탑재물들은 실제 비행시험 전에 가속도, 각속도, 진동, 충격, 온도, 압력, 습도, 전자파 등과 같은 다양한 환경시험을 수행하여 발사체의 극한 비행 환경에서도 주어진 임무를 잘 수행할 수 있는지 확인하여야 한다 [1, 2]. 국내에서 발사 예정인 KSLV-I 위성발사체의 비행 안전용으로 개발하고 있는 GPS 수신기 시스템도 이러한 환경시험을 모두 수행하여 극한 환경에서의 성능을 검증하였다. 한국항공우주연구원에서는 수행된 환경시험을 통하여 위성발사체의 다양한 환경에서 나타나는 GPS 수신기 시스템의 동작 특성에 대한 자료를 다수 확보하고 있다 [2].

위성발사체의 전자 탑재물들은 강한 진동이나 충격이 가해질 때 정상적으로 동작하지 못하는 경우가 많이 발생한다. 이렇게 나타나는 전자 탑재물들의 오동작은 가진 중에 나타난 오동작이나 성능 저하가 가진 후에 영구히 복구되지 않는 경우와 가진 전·후에는 정상적으로 동작하나 가진 중에 성능저하가 발생하는 경우로 나눌 수 있다. 전자의 경우는 납땜 불량이나 소자의 파손 등과 같은 하드웨어 자체의 손상으로 인해 주로 나타나며, 후자의 경우는 클럭(Clock) 소자의 흔들림이나 전원공급 소자의 불안정 등으로 주로 나타난다. 기준 클럭을 사용하여 항법해를 계산해야 하는 GPS 수신기는 특히 다른 전자 탑재물보다 클럭의 흔들림에 많은 영향을 받으므로 후자와 같은 현상들이 강한 진동 환경에서 많이 발생한다 [3, 4]. 참고로 기준 클럭의 안정도에 따라 나타나는 GPS 수신기의 성능 저하는 참고 문헌 [3, 4, 5]에 주어져 있다.

본 논문에서는 진동 및 충격 환경에서 GPS 수신기의 기준 클럭이 받는 영향에 대해 알아보고, 진동이나 충격 환경에서 GPS 수신기의 동작 특성에 대하여 설명한다. 또한 현재 한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 위성발사체용 GPS 수신기에 대하여 수 차례 수행된 진동 및 충격 환경에서의 문제점과 이에 대한 원인을 분석하고, 위성발사체용 GPS 수신기에서 사용하는 기준 클럭의 중요성과 문제 해결 방법에 대하여 설명한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 개발하고 있는 위성발사체용 GPS 수신기의 고주파수신단(RF Front-End)에 대하여 알아보고, 3장에서는 진동 및 충격에 의한 기준 클럭의 영향에 대하여 설명한다. 4장에서는 진동 및 충격시험에서 나타난 GPS 수신기의 동작 특성에 대하여 설명하고, 마지막으로 5장에서 결론과 향후 연구과제를 제시 한다.

2. 위성발사체용 GPS 수신기의 고주파수신단

한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 위성발사체용 GPS 수신기는 발사체의 전 비행구간에서 충분한 개수의 가시위성을 확보하기 위하여 3개의 고주파수신단으로 구성되어 있다 [2]. 각 고주파수신단은 Zarlink™ 사의 GP2010 소자를 사용하고 있다. GP2010 소자는 <그림 1>과 같이 중간 주파수를 생성하기 위하여 외부에서 입력되는 10MHz 기준 클럭으로부터 소자 내부에 있는 PLL 합성기(Phase-Locked Loop Synthesizer)를 통하여 1.4GHz, 140MHz, 40MHz, 31.1111MHz의 로컬 주파수를 생성한다 [6]. 그러므로 기준 클럭의 주파수 안정도는 GPS 위성 신호를 중간 주파수로 변환할 때에 영향을 주어 GPS 수신기의 전체 성능에 영향을 준다. 참고문헌 [6]에서는 GP2010 소자의 기준 클럭으로 온도변화에 민감하지 않은 TCXO(Temperature Compensated Crystal Oscillator) 소자의 사용을 권고하고 있다. 참고문헌 [7]에서 주어진 기준 클럭의 안정도에 의한 영향은 다음과 같다.

(1) Small Frequency Error (> 0.3ppm) at Start-Up

잘못된 도플러 주파수에서 위성 코드를 찾게 되어 위성 추적 시간이 길어지므로 GPS 수신기의 TTFF(Time To First Fix) 성능에 영향을 준다.

(2) Large Frequency Error (> 50ppm)

중간주파수로 변환된 L1 신호의 주파수 편이 현상이 발생하여 ±1.023MHz의 GPS C/A 코드 신호가 IF 필터에 의해 일부만이 차단될 수 있다.

(3) Abrupt Frequency Changes (0.1ppm)

위성신호의 코드 추적을 못하거나 잡고 있는 위성신호를 놓치게 한다.

(4) Modulation of the Reference Frequency

스퓨리어스(Spurious) 신호로 변환되어 중간주파수로 변환된 위성 신호를 왜곡시킬 수 있으며, 위성신호에 원하지 않는 밴드의 신호를 섞이게 하여 신호대잡음비를 저하시킬 수 있다.

GP2010 소자의 PLL 합성기는 기준 클럭에 주파수가 동조되었는지의 여부를 외부로 알려주며, 이 신호를 바탕으로 GPS

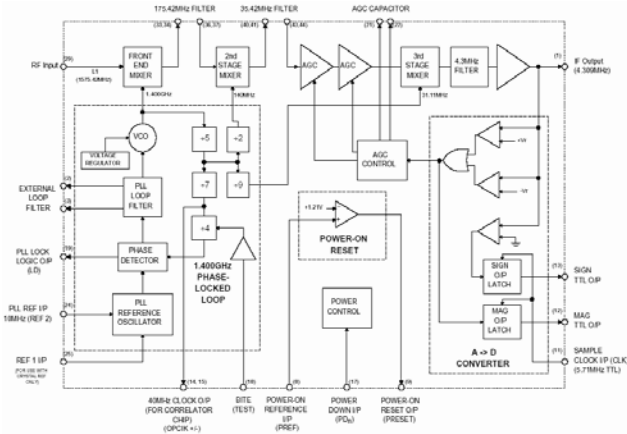


그림 1. GP2010 고주파수신단
Fig. 1. GP2010 RF Front-End

위성신호가 정상적으로 중간주파수로 변환되었다고 판단한다. 정상적인 경우에 PLL 합성기는 전원이 공급된 이후 약 6msec 정도에 기준 클럭에 위상동조(Phase Lock)된다 [6]. 참고로 GP2010 소자와 함께 사용되는 12채널 상관기인 GP2021 소자는 GP2010 소자에서 제공되는 PLL 합성기의 위상동조 여부를 판단하여 동작하며, 위상이 동조되지 않은 경우에는 리셋(Reset)된다 [8]. 그러므로 동작 중에 PLL 합성기의 위상 동조가 깨지는 경우에는 전체 GPS 수신기가 리셋된다.

3. 진동 및 충격에 의한 기준 클럭의 영향

개발된 위성발사체용 GPS 수신기의 기준 클럭은 TCXO 소자를 사용하고 있다. TCXO 소자를 포함한 크리스탈 발진기(Quartz Crystal Oscillator)는 가속도가 가해지는 환경에서 가속도의 크기와 방향에 따라 공진주파수 편이현상이 발생한다 [9, 10]. 가속도 \vec{a} 가 가해지는 환경에서 나타나는 공진주파수 $f(\vec{a})$ 는 다음과 같다 [9, 10].

$$f(\vec{a}) = f_0(1 + \vec{\Gamma} \cdot \vec{a}) \quad (1)$$

여기서, f_0 는 가속도가 없는 상태에서의 공진주파수로 반송파 주파수(Carrier Frequency)로 불리며, $\vec{\Gamma}$ 는 크리스탈 발진기의 가속도 민감도(Acceleration Sensitivity)이다. 크리스탈 발진기의 가속도 민감도는 수 십 g 정도의 가속도 레벨 아래에서는 가해지는 가속도의 크기에 영향을 받지 않는다. 참고로 위성발사체에 사용된 TCXO 소자의 가속도 민감도는 3축에 대하여 최대 2.0ppb/g (30Hz ~ 1,500Hz)로 주어져 있다.

본 절에서는 참고문헌 [9, 10]을 참고하여 위성 발사체의 진동 및 충격 환경에서 나타나는 기준 클럭의 주파수 및 위상 편이 현상 등을 설명한다.

3.1. 정현파 진동 (Sinusoidal Vibration)

정현파 진동시험에서 가해지는 진동은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\vec{a} = \vec{A} \cos(2\pi f_v t) \quad (2)$$

여기서, \vec{A} 는 최대 가속도[g]이며, f_v 는 정현파 진동 주파수 [Hz]이다.

3.1.1. 주파수 편이 (Frequency Shift)

식 (2)와 같은 정현파 진동이 가해지는 환경에서 식 (1)은 다음과 같이 다시 쓸 수 있다.

$$f(\vec{a}) = f_0 + \Delta f \cos(2\pi f_v t) \quad (3)$$

여기서, $\Delta f = f_0(\vec{\Gamma} \cdot \vec{A}) = f_0(\Gamma_i A_i + \Gamma_j A_j + \Gamma_k A_k)$ 는 최대 가속도 \vec{A} 에 의해 나타나는 최대 주파수 편이량이다.

KSLV-I 발사체의 정현파 진동 환경시험 규격을 적용하면 GPS 수신기에 사용된 TCXO 소자의 최대 주파수 편이량은 $\pm 0.24\text{Hz}$ 이다. 참고로 정적 가속도 환경에서는 정현파 진동의 최대 가속도만을 고려하면 되며, 이 경우에 KSLV-I 발사체의 정적 가속도 환경시험 규격을 적용하면 GPS 수신기에 사용된 TCXO 소자의 최대 주파수 편이량은 $\pm 0.26\text{Hz}$ 이다.

3.1.2. 측파대 (Sideband)

크리스탈 발진기에서 발생하는 출력 $V(t)$ 는 다음과 같다.

$$V(t) = V_0 \cos(\phi(t)) \quad (4)$$

여기서, V_0 는 최대 출력이며, $\phi(t)$ 는 위상이다. 정현파 진동이 가해지는 환경에서 크리스탈 발진기의 위상은 식 (3)에 주어 진 주파수로부터

$$\phi(t) = 2\pi f_0 t + \frac{\Delta f}{f_v} \sin(2\pi f_v t) \quad (5)$$

와 같이 구할 수 있다. 따라서 식 (4)는

$$V(t) = V_0 \cos\left(2\pi f_0 t + \frac{\Delta f}{f_v} \sin(2\pi f_v t)\right) \quad (6)$$

와 같이 주파수 변조(Frequency Modulation)된 신호와 같이 표현할 수 있다. 식 (6)은 베셀함수를 이용하여 무한급수로 나타낼 수 있으며, 변조지수(Modulation Index) $\beta = \Delta f / f_v$ 가 0.1보다 작은 경우에는 근사적으로

$$V(t) \approx V_0 \left[\cos(2\pi f_0 t) + \frac{\beta}{2} \cos(2\pi(f_0 + f_v)t) + \frac{\beta}{2} \cos(2\pi(f_0 - f_v)t) \right] \quad (7)$$

와 같이 쓸 수 있다. 따라서 정현파 진동으로 인해 반송파 주파수로부터 $\pm f_v$ 에 측파대가 발생한다. 정현파 진동에 의해 나타나는 측파대와 반송파의 파워비(Power Ratio) $\ell'(f_v)$ [dBc]은 다음과 같다.

$$\ell'(f_v) = 20 \log\left(\frac{\beta}{2}\right) \quad (8)$$

KSLV-I 발사체의 정현파 진동 환경시험 규격을 적용하면 GPS 수신기에 사용된 TCXO의 $\ell'(f_v)$ 는 <그림 2>와 같다.

변조지수가 0.1보다 큰 경우에는 측파대가 반송파보다 더 커지는 현상이 발생한다. 이러한 문제는 높은 주파수를 사용하는 시스템이 낮은 진동에 노출 되었을 때 발생한다.

3.1.3. 위상편이 (Phase Excursion)

정현파 진동이 가해질 때 나타나는 최대 위상편이 ϕ_{peak} [rad]는 식 (5)로부터

$$\phi_{\text{peak}} = \frac{\Delta f}{f_v} \quad (9)$$

와 같이 계산된다. 그러므로 KSLV-I 발사체의 정현파 진동 환경시험 규격을 적용하면 GPS 수신기에 사용된 TCXO 소자의 최대 위상 편이량은 $1.2 \times 10^{-2} \text{rad}$ 이다.

3.1.4. 앨런 편차 (Allan Deviation)

앨런 편차는 시간영역에서 클럭 주파수의 단안정도(Short Term Stability)를 나타내기 위한 특성이다. 정현파 진동이 가해지는 환경에서 나타나는 앨런 편차 $\sigma_y(\tau)$ 의 성능저하는 다음과 같다.

$$\sigma_y(\tau) = \frac{\vec{\Gamma} \cdot \vec{A}}{\pi} \frac{\tau_v}{\tau} \sin\left(\pi \frac{\tau}{\tau_v}\right) \quad (10)$$

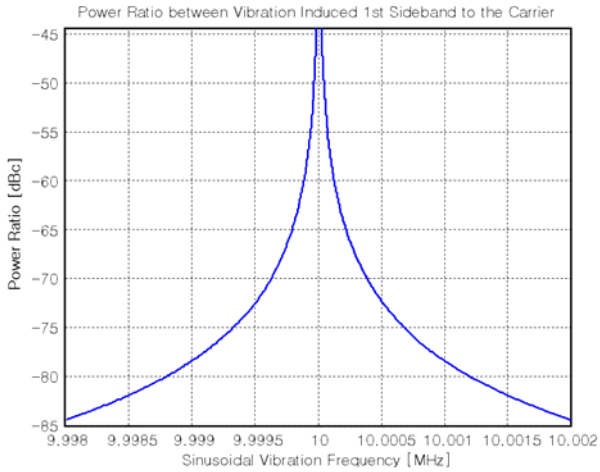


그림 2. 정현파 진동에 의한 측파대
Fig. 2. Sinusoidal Vibration Induced Sidebands

여기서, τ_v 는 정현파 진동 주기이며, τ 는 측정 평균 시간이다. 이와 같이 앨런 편차가 커지면 PLL 합성기의 위상지터가 커지게 된다 [11].

3.2. 랜덤 진동 (Random Vibration)

비행 중에 위성발사체에 탑재된 탑재물들이 겪게 되는 진동은 전 주파수 영역에 걸쳐 크기와 위상이 다양하게 나타나는 랜덤 진동이다. 이러한 랜덤 진동의 크기는 PSD(Power Spectral Density) [g^2/Hz]로 표현된다. 일반적으로 랜덤 진동시험은 탑재물의 사용 목적에 따라 인증시험(Qualification Test)과 수락시험(Acceptance Test)으로 나누어 수행한다.

3.2.1. 위상잡음 (Phase Noise)

변조지수(Modulation Index)가 0.1보다 작은 경우에 랜덤 진동에 의한 위상잡음의 영향은 다음과 같다.

$$\ell(f) = 20 \log \left(\frac{f_0 (\vec{\Gamma} \cdot \vec{a})}{2f} \right) \quad (11)$$

여기서, $|\vec{a}| = [2P(f)]^{1/2}$ 이며, $P(f)$ 는 랜덤 진동의 PSD이다.

KSLV-I 발사체의 랜덤 진동 환경시험 규격을 적용하면 GPS 수신기에 사용된 TCXO 소자의 위상잡음은 <그림 3>과 같다. 진동이 없는 경우의 위상잡음은 TCXO 소자의 데이터시트(Data Sheet)에 주어진 값을 선형보간(Linear Interpolation)을 통하여 표시하였다.

3.2.2. 위상지터 (Phase Jitter)

위상지터는 위상잡음을 시스템의 대역폭에 걸쳐 적분한 값으로 다음과 같이 계산된다.

$$\phi_i^2 = \int_{f_1}^{f_2} S_\phi(f) df \quad (12)$$

여기서,

$$S_\phi(f) = \frac{P(f)}{f^2} \left(\left| \vec{\Gamma} \right| f_0 \right)^2 \quad (13)$$

이다. 그러므로 위성발사체용 GPS 수신기에 사용된 TCXO 소자의 위상지터는 KSLV-I 발사체의 랜덤 진동 주파수 영역에서 약 $1.25 \times 10^{-7} \text{rad}^2$ 이며, 인증 및 수락시험 레벨의 랜덤 진동이 가해지는 환경에서의 위상지터는 각각 약 $1.44 \times 10^{-6} \text{rad}^2$ 및 $1.83 \times 10^{-6} \text{rad}^2$ 으로 계산된다. 따라서 RMS(Root Mean Square)로 계산된 위상 편차는 각각 $3.54 \times 10^{-4} \text{rad}$, $1.20 \times 10^{-3} \text{rad}$, $1.35 \times 10^{-3} \text{rad}$ 이 되어 랜덤 진동이 가해질 때 위상 편차가 커지는 것을 알 수 있다.

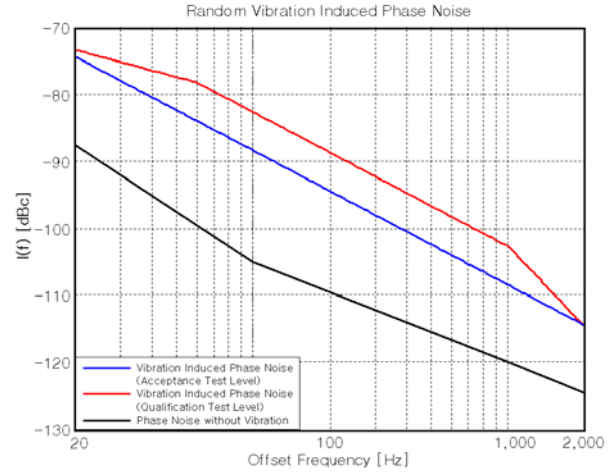


그림 3. 랜덤 진동에 의한 위상 잡음
Fig. 3. Random vibration Induced Phase Noise

3.3. 충격 (Shock)

위성발사체에서 나타나는 충격은 단(Stage) 분리나 노즈페어링(Nose Fairing) 분리시에 나타나는 파이로충격(Pyrotechnic Shock)과 저주파 충격인 반정현파충격(Half-Sine Shock)으로 나누어진다.

GPS 수신기의 기준 클럭에 파이로충격이 가해졌을 때에는 일시적으로 추적위성 신호를 놓치는 현상이 발생하기도 하나 대부분의 경우 충격이 가해지는 시간이 루프필터(Loop Filter)의 시정수(Time Constant)보다 작기 때문에 물리적인 변형으로 인한 영구적인 주파수 오프셋(Offset) 현상이나 클럭의 단절이 발생하지 않으면 큰 문제가 되지 않는다.

반정현파 충격 환경에서는 식 (9)를 이용하여 최대 위상편이를 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\phi_{\text{peak}} = 2Df_0 (\vec{\Gamma} \cdot \vec{A}) \quad (14)$$

여기서, D 는 반정현파 충격이 가해지는 시간[sec]이다. 따라서 KSLV-I 발사체의 반정현파 충격 환경시험 규격을 적용하면 GPS 수신기에 사용된 TCXO 소자의 최대 위상 편이량은 $2.2 \times 10^{-2} \text{rad}$ 이다.

3.4. 주파수 체배 (Frequency Multiplication)

GP2010 소자는 기준 클럭 10MHz를 이용하여 PLL 합성기에서 최대 140배 체배하여 1.4GHz의 주파수를 발생시킨다. 이와 같이 기본 주파수에 N 배 체배를 하여 생성된 주파수를 사용하는 시스템은 진동이나 충격이 가해지는 환경에서 기본주파수 f_0 가 Nf_0 로 대체되므로 그 영향이 훨씬 커지게 된다. 따라서 최대 주파수 편이량 Δf 는 N 배 증가하게 되며, 변조지수 β 도 N 배 증가한다. 그러므로 진동이나 충격에 의해 발생하는 기준 클럭의 주파수 편이나 위상잡음이 크지 않더라도 GPS 수신기와 같이 L밴드 주파수의 위성신호를 중간주파수로 낮추기 위하여 기준 클럭으로부터 체배하여 사용해야 하는 시스템에서는 진동이나 충격에 의한 영향이 증가된다. 이러한 점은 GPS 수신기의 반송파 추적 루프(Carrier Tracking Loop)의 루프필터를 설계할 때에도 반드시 고려해야 한다.

4. 진동 및 충격시험에서의 GPS 수신기 동작

위성발사체용 GPS 수신기의 진동 및 충격시험은 별도의 가진 장비를 이용하여 GPS 수신기의 3축 방향에 대하여 수행하며, 자세한 시험 방법은 참고문헌 [2]에 주어져 있다.

초기 시제품으로 제작된 위성발사체용 GPS 수신기는 진동 및 충격 환경에서 다음과 같은 오동작이나 성능저하를 나타냈다.

(1) Degradation of Signal-to-Noise Ratio

가해지는 진동 레벨에 따라 신호대잡음비가 감소하는 현상이다. 이러한 현상은 가진 장비에서 유기되는 잡음이나 가해지는 진동에 의해 GPS 수신기의 기준 클럭의 주파수 및 위상편이 현상에 의해 발생한다.

(2) Loss of Lock

진동이 가해지는 동안 새로운 위성을 추적하지 못하거나, 추적하고 있는 위성신호를 잃어버리는 현상이다. 신호대잡음비가 위성신호 추적에 필요한 기준값보다도 낮게 감소되어 위성 추적을 하지 못하는 문제도 이 경우에 해당된다. 이러한 현상도 기준 클럭의 주파수 및 위상편이 현상에 의해 발생한다.

(3) Suspension of Power Supply

충격이 가해지는 순간이나 진동이 가해지는 동안 전원 공급이 중단되는 현상으로 대부분 GPS 수신기의 DC/DC 변환기의 고장이 원인이다. KSLV-I 발사체의 정해진 환경규격의 시험에서는 이러한 문제가 나타나지 않았으나, 오동작의 원인을 밝히기 위하여 과도한 진동을 가한 경우에 DC/DC 변환기가 가장 먼저 영향을 받았다.

(4) System Reset

충격이 가해지는 순간이나 진동이 가해지는 동안 GPS 수신기가 리셋되는 현상이다. 이러한 현상은 전원 공급의 불안정이나 프로세서의 오동작에도 원인이 있으나, 대부분 GP2010 소자 내부에 있는 PLL 합성기의 위상동조가 깨졌기 때문으로 판단된다. 또한 가진 장비에서 유기되는 전자파 잡음에 의해서 리셋되는 경우도 발생하므로 주의해야 한다.

(5) System Down

충격이 가해지는 순간이나 진동이 가해지는 동안 GPS 수신기가 다운되는 현상으로 특히 파이로 충격에서 많이 나타났다. 이러한 현상은 충격에 의해 클럭이 영향을 받아 메모리 액세스 타이밍이 잘못 되었거나, 프로세서의 오동작으로 파악된다.

이와 같이 초기 시제품으로 제작된 위성발사체용 GPS 수신기는 극한 진동이나 충격 환경에서 많은 오동작을 보였다. 한국항공우주연구원에서는 이러한 문제를 해결하기 위하여 다음과 같은 방법을 수행하였다.

(1) Reinforcement of the Housing

GPS 수신기 하우징의 진동해석을 통하여 전달되는 진동이 저감될 수 있도록 하우징을 보강하였다. 참고로 진동이 저감되도록 설계하면 반대로 충격량의 전달은 커질 수 있으므로 주의해야 한다.

(2) Vibration Test of the Reference Clock

기준 클럭만을 가진장비에 부착한 후 가진장비 외부에 있는 GPS 수신기에 클럭 신호를 연결하여 진동 환경에 있는 기준 클럭을 통하여 GPS 수신기가 정상적으로 동작하는지를 알아보기 위하여 수행하였다. 참고로 기준 클럭만을 가진할 때에는 가진장비에서 나오는 잡음이 클럭에 영향을 주지 않도록 가진장비와 클럭을 전기적으로 절연시켜야 진동에 의한 영향을 제대로 확인할 수 있다.

(3) Amendment of the Install Place of the Reference Clock

PCB(Printed Circuit Board)에 설치되었던 기준 클럭을 PCB보다 진동이 적은 GPS 하우징으로 옮겨 장착하였다. PCB와 별도로 장착된 기준 클럭은 추후 성능이 우수한 클럭으로 교체할 때에 현재의 PCB를 그대로 사용할 수 있는 장점도 있다.

진동 및 충격 환경에서의 성능이 향상된 GPS 수신기는 KSLV-I 발사체의 진동 및 충격 환경규격에서 추적위성을 놓치지 않으며, 새로 들어온 위성의 추적시간이 일반 환경에서보다 조금 더 걸리는 정도의 성능을 보이고 있다. 현재 한국항공우주연구원에서는 GPS 수신기의 단품레벨(Component Level) 시험을 마치고, KSLV-I 발사체의 탑재부 전체에 대한 시스템레벨(System Level)의 시험을 수행하고 있다.

5. 결론

본 논문에서는 진동 및 충격환경에서 위성발사체용 GPS 수신기의 동작 특성을 설명하였다. 실제 FM(Flight Model) GPS 수신기를 개발하기 위하여 초기 시제품 단계에서부터 수 차례 수행된 진동 및 충격 환경시험의 결과를 바탕으로 오동작의 주요 원인으로 분석된 기준 클럭의 영향을 알아보고, 이를 해결하기 위한 방법을 제시하였다.

진동 및 충격시험과 같이 고전력으로 운용되는 가진장비를 이용하여 시험할 때에는 장비에서 발생하는 전기적인 잡음에 의해서도 GPS 수신기의 성능이 영향을 받을 수 있음을 고려해야 한다. 참고로 주파수 f_v 를 갖는 정현파 진동이 가진 될 때에는 이에 대한 하모닉 주파수가 영향을 줄 수 있으며, 랜덤 진동이 가해질 때에는 클럭 소자의 물리적인 특성으로 인해 랜덤 진동보다 높은 주파수에 의해 영향을 받을 수 있다.

마지막으로 본 논문에서 사용된 KSLV-I 발사체의 진동 환경 시험 레벨은 GPS 수신기에 가해지는 레벨로 실제 기준 클럭에는 클럭이 장착된 위치의 로컬모드로 인해 이보다 더 큰 레벨로 가진 될 수 있음에 유의해야 한다.

참고 문헌

1. MIL-STD-1540C, Test Requirements for Launch, Upper-stage, And Space Vehicles, Military Standard Document, 1994.
2. 최형돈 외, 위성발사체 탑재시스템 정밀도 및 신뢰도 향상 기술 연구 (I ~ IV), 한국항공우주연구원, 2003 ~ 2006.
3. R. A. Maher, "Oscillator and Frequency Management Requirements for GPS User Equipments," 30th Annu. Symp. Freq. Contr., 1976, pp. 384-389.
4. J. Moses, "NAVSTAR Global Positioning System Oscillator Requirements for the GPS Manpack," 30th Annu. Symp. Freq. Contr., 1976, pp. 390-400.
5. J. M. Przyjemski, P. L. Konop, "Limitations on GPS Receiver Performance Imposed by Crystal-Oscillator g-Sensitivity," NAECOM 77, 1977.
6. GP2010 GPS Receiver RF Front End, Zarlink™, Feb. 2002.
7. GP2000 GPS Receiver Hardware Design Application Note (AN4855), Zarlink™, Oct. 1999.
8. GP2021 GPS 12-Channel Correlator, Zarlink™, Apr. 2001.
9. R. L. Filler, "The Acceleration Sensitivity of Quartz Crystal Oscillators: A Review," IEEE Trans. On Ultrasonics, Ferroelectrics and Frequency Control, 1988, pp. 297-305.
10. J. R. Vig et al., "Acceleration, Vibration and Shock Effects - IEEE Standards Project P1193," IEEE Freq. Contr. Symp., 1992, pp. 763-781.
11. E. D. Kaplan, Under Standing GPS, Principles and Applications, Artech House Inc., 1996.