技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.8.774

나로호에 탑재된 GPS 수신기의 항법해와 신호대잡음비의 일반복 특성

권병문*, 문지현**, 신용설**, 최형돈**, 조광래**

Day-to-Day Repeatability of the Navigation Solution and SNR
from the GPS Receiver installed on KSLV-IByung-Moon Kwon*, Ji-Hyeon Moon**, Yong-Sul Shin**,
Hyung-Don Choi** and Gwang-Rae Cho**

ABSTRACT

This paper deals with quantitative analysis about the characteristics of GNSS(Global Navigation Satellite System) signals contaminated with multipath signals and day-to-day repeatability of the navigation solution and SNR(Signal to Noise Ratio) caused by multipath signals using the collected data from GPS receiver installed on KSLV-I which was on standby on the launch pad at Naro Space Center. Since the GPS antennas, surrounding environments and GPS satellite orbits were very slightly changed with respect to the day, the repeating pattern of the solution and SNR caused by the multipath signals was verified from the collected data. Analytic result of the multipath effects and day-to-day repeatability of the navigation solution and SNR observed at the launch pad would be used for obtaining more stable performance of the GPS receiver when the satellite launch vehicles are on standby.

초 록

본 논문은 다중경로신호를 포함한 위성항법신호의 특성에 관한 정량적 분석을 수행하고, 나로우주센터의 발사대에 나로호가 발사대기중일 때에 저장된 데이터를 바탕으로 발사장 주변환경으로부터 발생한 다중경로신호로 인하여 GPS 수신기에서 계산된 항법해 및 신호대잡음비에서 나타난 일반복 특성에 대하여 다룬다. 발사대에 설치된 나로호에서는 GPS 안테나와 주위환경 및 GPS 위성궤도가 거의 변하지 않으므로 계산된 항법해와 신호대잡음비의 변화율과 크기가 그대로 일반복 되고 있음을 확인하였다. 다중경로의 영향에 관한 분석과 발사대에서 관찰된 항법해와 신호대잡음비의 일반복 특성은 위성발사체가 발사대기하고 있을 때에 GPS 수신기의 성능을 안정화시키기 위한 방법을 찾는 데 크게 도움이 될 것이다.

Key Words : Global Navigation Satellite System(위성항법시스템), Multipath(다중경로), Day-to-Day Repeatability(일반복), Satellite Launch Vehicle(위성발사체), KSLV-I(나로호), Signal to Noise Ratio(신호대잡음비)

† 2011년 5월 9일 접수 ~ 2011년 7월 15일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

교신저자, E-mail : bmkwon@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45

** 정회원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

I. 서 론

GPS(Global Positioning System)나 GLONASS
(GLObal NAVigation Satellite System)와 같은

항법위성에서 송신된 신호를 수신하여 항법정보를 계산하는 위성항법수신기의 성능은 수신안테나가 설치된 주변환경에 의해서 많은 영향을 받는다[1]. 다양한 다중경로(Multipath)가 존재하는 환경에 설치된 위성항법안테나에서 수신된 신호에는 항법위성에서 송신된 원신호(Direct Signal)뿐만 아니라 지표면이나 안테나 주위에 위치한 장애물에 의해 반사된 다중경로신호(Multipath Signal)가 함께 포함되어 있으므로 이를 이용하여 위성항법수신기에서 계산된 항법해는 다중경로오차로 인해 정확도가 크게 떨어진다[1]. 다중경로신호의 영향이 큰 경우에는 수신된 위성신호의 신호대잡음비(Signal to Noise Ratio)가 심하게 흔들리며, 이로 인하여 수신기에서 위성신호 추적이 불안정해져 항법정보를 제대로 계산하지 못하는 경우도 발생할 수 있다[2,3]. 그러므로 지상기준국이나 측위 분야에서는 다중경로오차를 줄일 수 있는 특수한 알고리즘을 가진 위성항법수신기를 이용하거나 다중경로신호를 차단할 수 있도록 특수하게 제작된 안테나를 사용하고, 주변환경을 고려하여 최적의 장소에 안테나를 설치한다[1].

위성항법수신기에서 다중경로신호로 인한 오차는 Code 신호에서의 시간지연(Time Delay)이나 Carrier 신호에서의 위상지연(Phase Delay)을 유발한다[4-6]. 또한 원신호와 다중경로신호와의 크기(Amplitude)와 위상(Phase) 차이로 인하여 위성항법수신기에서 수신된 합성신호에서는 사인 함수 형태로 진동하는 Carrier 신호와 신호대잡음비가 나타난다[4-14]. 그러므로 다중경로신호의 수신여부 및 이에 의한 영향은 진동하는 신호대잡음비를 통하여 쉽게 확인 할 수 있다. 또한 주위환경이 변하지 않는 곳에 장기간 설치된 안테나를 이용하여 항법위성신호를 수신할 수 있는 경우에는 위성항법수신기에서 계산된 Code 및 Carrier 오차, 항법해나 신호대잡음비의 일반복 특성(Day-to-Day Repeatability) 등을 통해 확인할 수 있다[1,13,14].

나로호(Korea Space Launch Vehicle-I)의 비행 안전용 센서의 하나로 활용된 GPS 수신기는 나로호가 고공에 위치한 나로우주센터의 발사대에 발사대기하고 있을 때 발사장의 주변환경이나 GPS 안테나 근처에 위치한 다른 장애물에 의해 발생하는 다중경로신호에 의해 신호대잡음비의 변화가 매우 심하게 나타났으며, 계산된 항법해의 정확도도 크게 떨어졌다[13-17]. 이러한 현상은 나로호가 발사대에 설치되어 있을 때 항상 발생되었다. GPS 위성은 동일 궤도를 매일 약 2

회씩 반복하여 이동하고, 발사장의 주위환경이 거의 변하지 않으므로 GPS 수신기에서 계산된 항법해 및 신호대잡음비는 시간이 지나더라도 다중경로신호에 의한 일반복 특성을 그대로 유지할 것으로 예상되었다. 비행시험을 위하여 나로호가 나로우주센터의 발사대에 발사대기중일 때 GPS 수신기에서 2일 및 7일 차이로 계산된 항법해 및 신호대잡음비에서 관찰된 일반복 특성은 각각 참고문헌 [13]과 [14]에 주어져 있다. 본 논문에서는 참고문헌 [13]과 [14]에 주어진 결과를 포함하여 나로호가 발사대에 발사대기하고 있을 때 GPS 수신기에서 획득된 모든 데이터를 바탕으로 GPS 위성의 거리차이를 분석하고, 다중경로신호에 의한 항법해 및 신호대잡음비의 일반복 특성이 1일/5일/6일/7일이 지나더라도 그대로 유지됨을 보인다. 또한 다중경로신호가 포함된 위성항법신호의 특성분석을 통하여 나로호에 설치된 GPS 수신기에서 다중경로신호에 의한 영향이 일반적인 경우에서보다 크게 나타난 원인을 파악한다. 다중경로의 영향에 관한 분석과 발사대에 설치된 나로호에서 관찰된 다중경로신호에 의한 특성은 위성발사체가 발사대기하고 있을 때 GPS 수신기의 성능을 안정화시키기 위한 방법을 찾는 데 도움을 줄 것이다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II장에서는 발사대에 설치된 나로호와 나로호에 장착된 3개의 GPS 안테나의 배치를 통하여 발사장에서 GPS 신호의 수신환경에 대하여 간략히 설명한다. III장에서는 다중경로신호가 포함된 항법위성신호의 특성을 분석한다. IV장에서는 나로호가 발사대에 위치하고 있을 때 GPS 수신기에서 획득된 데이터를 알아보고, V장에서는 이 때 계산된 가시위성과 날짜가 지남에 따라 위성의 공칭주기를 고려한 가시위성의 거리차이를 살펴본다. VI장에서는 GPS 수신기에서 계산된 항법정보와 신호대잡음비의 일반복 특성을 분석한다. 마지막으로 VII장에서 결론과 향후 연구과제를 제시한다.

II. 발사장에서 GPS 신호의 수신환경

비행시험을 위하여 발사대에 위치한 나로호는 Fig. 1과 같다[13,15-17]. 나로호 상단에 탑재된 GPS 수신기는 Fig. 1의 화살표로 표시된 1/2단 연결부에 설치된 3개의 GPS 안테나로부터 수신된 L1($=1,575.42\text{MHz}$), C/A 코드의 GPS 위성신호를 처리하여 나로호의 항법정보를 계산한다[18]. GPS 위성의 가시성 및 다른 안테나와의 간섭 등을 고려하여 배치된 3개의 GPS 안테나는

Fig. 1. GPS Antennas installed on KSLV-I

Fig. 1에서와 같이 기체를 기준으로 각각 85°, 220°, 265°에 배치되어 있으며, GPS 안테나 #2는 나로호를 기립시키고 지지하다가 발사 전에 기체로부터 분리되는 T/E(Transporter/Erector)와 가깝게 설치되어 있다. 그러므로 GPS 안테나 #2는 다른 안테나보다 T/E에 의한 다중경로신호에 의해 영향을 크게 받는다. GPS 안테나가 설치된 나로호의 1/2단 연결부의 직경은 2.0m이며, 1단의 직경은 2.9m이고, 1/2단 연결 스커트의 높이는 약 2.4m이다. 따라서 약 11° 이하의 고각을 갖는 GPS 위성으로부터 송신된 신호는 GPS 안테나에 직접 수신되는 신호와 1/2단 연결부에서 1단으로 이어지는 스커트 형상의 기체에 의한 다중경로신호가 더해져서 수신된다[15]. 이 외에도 GPS 안테나 근처에 설치된 카울(Cowl)이나 다른 안테나에 의해 다중경로 오차가 발생할 수 있다.

발사대에 설치된 나로호의 방향에 따라 나로호에 설치된 GPS 안테나의 전면이 향하고 있는 주변환경은 Fig. 2와 같다. 나로호의 발사장은 Fig. 2와 같이 육지에서 바다로 이어진 마치산의 중턱에 조성한 부지에 위치하고 있으므로 GPS 안테나 #1은 바다를 향하고 있으며, GPS 안테나 #2는 마치산을 향하고 있고, GPS 안테나 #3은 바다에서 마치산 쪽으로 치우친 방향을 향하고 있다. 나로호에 탑재된 GPS 수신기와 발사대에서의 운용에 대한 자세한 내용은 참고문헌 [15-17]에 주어져 있다.

지상에서 하늘을 바라보도록 수직 방향으로 설치되는 일반적인 GPS 안테나와는 달리 발사대에 대기하고 있는 나로호에 설치된 GPS 안테나는 Fig. 1에서와 같이 지상으로부터 약 28m 높이에 수평 방향으로 설치되므로 지표면이나 바다에서 반사되는 다중경로신호에 더 큰 영향을 받는다[2,3,13-17]. 특히 바다로부터 반사되는 다중경로신호는 파도의 영향으로 반사면이 움직이는 효과가 나타날 수 있으며, 반사된 신호의 세기도

Fig. 2. Boresights of the Antennas on Launch Pad

원신호의 세기와 유사하거나 때때로 원신호보다 커지는 경우도 발생할 수 있으므로 바닷가에 위치한 나로우주센터의 발사장에서는 다중경로신호에 의한 영향이 매우 크게 나타난다[1-3,15].

III. 다중경로신호를 포함한 위성항법신호

항법위성에서 송신되어 직접 수신되는 반송파 신호 S_d 와 다양한 다중경로를 통하여 수신되는 반송파신호 S_r 은 복소표기법(Complex Notation)을 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$S_d = \frac{A}{\sqrt{2}} e^{j2\pi f_d t} \quad (1)$$

$$S_r = \frac{A}{\sqrt{2}} \sum_i \alpha_i e^{j2\pi (f_d + f_i) t} \quad (2)$$

여기서,

- $\frac{A}{\sqrt{2}}$ 반송파신호의 크기
- f_d 항법위성에서 송신되는 반송파주파수
- i 다중경로신호의 개수
- α_i 신호감쇄지수
- f_i 다중경로에 의해 발생하는 편이주파수

이다. 신호감쇄지수 α_i 는 다중경로신호의 입사각(Incidence Angle)과 반사되는 매질의 유전율(Dielectric Permittivity) 및 전기전도도(Electrical Conductivity)에 따른 반사계수(Reflection Coefficient)에 따라 크게 다르며, 위성항법안테나의 이득(Gain) 특성에 의해서도 영향을 받는다[4]. 일반적으로 다중경로신호는 원신호보다 신호세기가

작으므로 신호감쇄지수 α_i 는 1보다 작으나, 반사매질 조건이나 수신안테나의 이득에 의해 다중경로신호의 크기가 원신호보다 큰 경우에는 1보다 큰 값을 가질 수 있다.

다중경로신호를 포함하여 위성항법안테나에서 수신되는 반송파신호 S_c 는 식 (1)과 식 (2)의 합으로 주어지며, 다음과 같은 형태로 정리된다.

$$S_c = \frac{\beta_c A}{\sqrt{2}} e^{j2\pi(f_d + f_c)t} \quad (3)$$

여기서, β_c 와 $\psi_c = 2\pi f_c t$ 는 다중경로신호에 의해 야기되는 진폭지수(Amplitude Factor)와 위상지연으로 각각 식 (4) 및 식 (5)와 같이 구할 수 있다[4,7,11].

$$\beta_c = \sqrt{\left(1 + \sum_i \alpha_i \cos \psi_i\right)^2 + \left(\sum_i \alpha_i \sin \psi_i\right)^2} \quad (4)$$

$$\psi_c = \tan^{-1} \frac{\sum_i \alpha_i \sin \psi_i}{1 + \sum_i \alpha_i \cos \psi_i} \quad (5)$$

여기서, $\psi_i = 2\pi f_i t$ 는 다중경로신호에 의해 발생된 편이위상(Phase Shift)이다. 따라서 위성항법수신기에서 계산되는 다중경로신호를 포함한 위성신호의 신호대잡음비는 식 (3)의 실수부인 Inphase 신호 I 와 허수부인 Quadrature Phase 신호 Q 를 이용하여 식 (6)과 같이 계산할 수 있다[12].

$$\text{SNR} = \frac{\sqrt{I^2 + Q^2}}{\beta_c A} \quad (6)$$

식 (6)에 의하여 다중경로신호를 포함하는 위성신호의 신호대잡음비는 식 (4)에 주어진 진폭지수 β_c 에 의해서 결정됨을 알 수 있다.

식 (4)와 식 (5)로 나타나는 다중경로신호에 의한 위성신호의 진폭변화와 위상지연 및 신호대잡음비의 특성을 직관적으로 살펴보기 위하여 다중경로신호가 1개($i=1$)인 경우에 대해서 고려해 보자. 이러한 경우는 정적으로 설치된 위성항법안테나로 지표면에 반사된 1개의 다중경로신호가 함께 수신되는 환경에서와 같이 주변에서 흔히 볼 수 있다. 발사대에 설치된 나로호에서도 Fig. 3에서 같이 이와 같은 상황으로 고려해 볼 수 있다. 다중경로신호가 1개인 경우에 식 (4)와 식 (5)로부터 β_{c_1} 과 ψ_{c_1} 을 다음과 같이 구할 수 있다[7].

$$\beta_{c_1} = \sqrt{1 + \alpha_1^2 + 2\alpha_1 \cos \psi_1} \quad (7)$$

Fig. 3. Single Ground Multipath

$$\psi_{c_1} = \tan^{-1} \frac{\alpha_1 \sin \psi_1}{1 + \alpha_1 \cos \psi_1} \quad (8)$$

식 (7)과 식 (8)은 위성항법안테나에서 수신된 원신호와 반사되어 수신되는 다중경로신호의 크기에 따라 간단한 형태의 식으로 나타낼 수 있다. 즉, 원신호와 다중경로신호의 세기가 동등한 경우에 식 (7)과 식 (8)은 각각 식 (9)와 식 (10)으로 나타나며, 원신호와 비교하여 다중경로신호의 세기가 매우 미약한 경우에는 각각 식 (11)과 식 (12)로 주어진다.

$$\beta_c \simeq 2 \left| \cos \frac{\psi_1}{2} \right| \quad (9)$$

$$\psi_c \simeq \begin{cases} \frac{\psi_1}{2} + n\pi & \text{for } -(n+1)\pi \leq \psi_1 \leq -n\pi \\ \frac{\psi_1}{2} - n\pi & \text{for } n\pi \leq \psi_1 \leq (n+1)\pi \end{cases} \quad (10)$$

$n = 0, 1, 2, \dots$

$$\beta_c \simeq 1 + \alpha_1 \cos \psi_1 \quad (11)$$

$$\psi_c \simeq \alpha_1 \sin \psi_1 \quad (12)$$

위성항법안테나가 움직이지 않으며, 주변환경이 변하지 않고, 반사매질의 특성이 시간에 따라 변하지 않는 경우에는 위성이 움직이더라도 신호감쇄지수 α_1 의 값은 매우 느리게 변하거나, 거의 변하지 않는 것으로 가정할 수 있다. 그러나 다중경로신호에 의한 편이위상 ψ_1 은 위성항법안테나가 정지되어 있더라도 위성의 움직임에 따라 매우 민감하게 변화한다. 그러므로 식 (7)에 주어진 β_{c_1} 은 편이위상 ψ_1 의 변화에 의해 사인함수 형태로 진동함을 예상할 수 있다. 위성신호의 신호대잡음비가 식 (6)에서와 같이 β_c 에 의해서 결정되므로 지표면에 의한 다중경로신호가 포함된

위성신호의 신호대잡음비도 사인함수 형태로 진동하게 되며, 이 때 발생하는 진동주파수는 ψ_1 의 미분을 통해 구할 수 있다. Fig. 3과 같이 지표면에 의한 다중경로신호에 의해 발생한 편이위상 ψ_1 은 식 (13)과 같이 주어진다.

$$\begin{aligned}\psi_1 &= \frac{2\pi}{\lambda} \times \overline{AB} \\ &= \frac{4\pi h}{\lambda} \sin\theta\end{aligned}\quad (13)$$

여기서, λ 는 반송파신호의 파장(Wavelength), θ 는 위성의 양각(Elevation Angle), h 는 반사면에서부터 위성항법안테나의 위상중심까지의 수직거리이다. 그러므로 지표면에 반사된 다중경로신호에 의해 발생하는 진동주파수는 다음과 같다[7, 8].

$$f_{\psi_1} = \frac{2h}{\lambda} \cos\theta \frac{d\theta}{dt} \quad (14)$$

그러므로 Fig. 3과 같이 지표면에 의한 다중경로에 의해 발생하는 진동주파수는 식 (14)에서 볼 수 있는 바와 같이 반사면과의 수직거리, 반송파주파수, 양각의 변화율이 클수록 크게 나타나며, 반대로 위성의 양각이 작을수록 크게 나타난다[4, 7]. 또한 반사평면이 동일할 때에 높은 양각을 갖는 위성보다 낮은 양각을 갖는 위성에서 송신된 신호에서 높은 진동주파수가 발생한다[4, 7]. 그러므로 나로호가 발사대에 대기하고 있는 경우와 같이 위성항법안테나가 지표면에서 수십 미터 높이에 설치되어 있는 경우에는 일반적인 상황에서보다 지표면에 반사되는 다중경로신호에 의해 훨씬 큰 진동주파수가 발생한다.

신호감쇄지수가 α_1 으로 주어진 지표면에 반사된 다중경로신호에 의해 야기되는 최대/최소 진폭지수와 위상지연은 다음과 같다[7].

$$\beta_{\max} = 1 + \alpha_1 \text{ for } \psi_1|_{\beta_{\max}} = 2k\pi \quad (15)$$

$$\beta_{\min} = 1 - \alpha_1 \text{ for } \psi_1|_{\beta_{\min}} = (2k+1)\pi \quad (16)$$

$$\psi_{\max} = \sin^{-1}\alpha_1 \text{ for } \psi_1|_{\psi_{\max}} = \cos^{-1}(-\alpha_1) + 2k\pi \quad (17)$$

$$\psi_{\min} = -\sin^{-1}\alpha_1 \text{ for } \psi_1|_{\psi_{\min}} = -\cos^{-1}(-\alpha_1) + 2k\pi \quad (18)$$

여기서, k 는 임의의 정수값이다. 따라서 다중경로신호에 의해 야기되는 진폭지수는 원신호와 다중경로신호와 동상인 경우에 최대로 나타나며, 위상차가 180° 인 경우에 최소로 나타난다[7]. 또한 원신호와 다중경로신호의 세기가 동일할 때에 발생하는 최대 위상지연은 90° 이며, GPS L1 신호의 경우에는 약 4.8cm의 오차를 유발할 수 있

Fig. 4. Amplitude Factor induced by Ground Multipath

Fig. 5. Phase Delay induced by Ground Multipath

다[7].

식 (15)와 식 (16)으로부터 최대/최소 진폭지수는 반사된 다중경로신호의 신호감쇄지수 α_1 에 의해서만 결정됨을 확인할 수 있다. 그러므로 신호감쇄지수 α_1 은 위성항법수신기에서 계산된 신호대잡음비의 한주기 동안 주어진 최대/최소 신호대잡음비를 이용하여 다음과 같이 계산할 수 있다[4].

$$\begin{aligned}\alpha_1 &= \frac{\beta_{\max} - \beta_{\min}}{\beta_{\max} + \beta_{\min}} \\ &= \frac{\text{SNR}_{\max} - \text{SNR}_{\min}}{\text{SNR}_{\max} + \text{SNR}_{\min}}\end{aligned}\quad (19)$$

따라서 식 (19)를 이용하면 위성항법수신기에서 쉽게 계산될 수 있는 신호대잡음비를 이용하여 반사면의 신호감쇄지수를 역으로 계산할 수 있다[4].

지표면에서 1m 높이에 설치된 위성항법안테나에서 위성에서 전송되는 원신호와 함께 지표면에서 반사된 다중경로신호가 함께 수신된 경우에 위성의 양각 변화에 따른 진폭지수와 위상지연은 각각 Fig. 4와 Fig. 5와 같다. 위성항법안테나의

Fig. 6. Horizontal Distance w.r.t. Elevation Angle

설치높이가 높아지면 식 (14)에 따라 설치높이에 비례하여 Fig. 4와 Fig. 5에 주어진 진폭지수와 위상지연의 진동주파수가 빨라진다.

지표면에서 위성항법안테나가 설치된 위치까지의 수직거리 h 와 지표면에 반사되는 다중경로 신호의 반사점과 위성항법안테나가 설치된 위치까지의 수평거리 r 사이의 관계는 다음과 같다.

$$r = \frac{h}{\tan \theta} \quad (20)$$

위성항법안테나에 수신된 위성신호에 지표면에 반사되어 수신된 다중경로신호가 포함되어 있는 경우에는 식 (20)을 통해 위성신호가 반사된 반사점의 위치를 알 수 있으므로 반사매질의 특성을 확인하는데 도움을 준다. 위성의 양각 변화에 따라 식 (20)에 의해 구한 수평거리는 Fig. 6과 같다. 예상되는 바와 같이 낮은 양각을 갖는 위성에서 송신된 신호의 다중경로신호는 설치된 위성항법안테나에서 매우 먼 곳의 지표면에서 반사됨을 확인할 수 있다. 특히 산중턱에 조성된 나로호의 발사대에서와 같이 바다 표면에서부터 GPS 안테나가 설치된 위치와의 수직거리가 매우 큰 경우에는 양각이 상대적으로 높은 경우에도 다중경로신호가 바다 표면에서 반사되어 수신될 수 있음을 알 수 있다.

IV. 발사대에서 획득된 데이터

나로호의 비행시험이 계획에 따라 정상적으로 진행되면 나로호는 발사 2일전에 Fig. 1과 같이 발사대에 위치하게 되며, 발사 1일전에 수행되는 LRR(Launch Readiness Rehearsal)을 통하여 발사를 위한 최종점검을 수행한다. 참고로 LRR시에는 발사 전 약 50분부터 수행되는 T/E의 분리는 실제로 수행되지 않는다. 나로호의 비행시험

은 2009년 8월과 2010년 6월에 2차례에 걸쳐 수행되었으나, 1차발사의 경우에는 발사당일에 비행시험이 중지된 이후 나로호가 발사대에서 철수되었다[16]. 따라서 나로호가 발사대에 발사대기하고 있을 때에 나로호에 탑재된 GPS 수신기에서 획득된 데이터는 다음과 같이 세그룹이다[14]. 각각의 데이터는 GPS 위성의 공칭주기를 고려하여 서로 공통되는 시간동안 추출하였다.

① 1차발사 중지 : 2009년 8월 19일

발사 7분 56초를 남겨두고 발사체내 밸브들을 작동시키는 고압탱크의 압력 저하로 추정되는 이상이 발생해 자동시퀀스 시스템에 의해 발사가 중지되었다[16]. LRR 수행시 15:17:47.3에 GPS 수신기의 초기화(Reset)가 한차례 수행되었다.

- LRR #1-1 2009/08/18
14:31:11.4 ~ 17:03:35.9
- FT #1-1 2009/08/19
14:27:11.4 ~ 16:59:35.9

② 1차발사 : 2009년 8월 25일

정상적인 발사진행 과정에 의해 나로호의 1차 비행시험이 수행되었다[16]. FT 수행시 16:30:17.1에 GPS 수신기의 초기화가 한차례 수행되었다.

- LRR #1-2 2009/08/24
14:07:11.4 ~ 16:39:35.9
- FT #1-2 2009/08/25
14:03:11.4 ~ 16:35:35.9

③ 2차발사 : 2010년 6월 10일

LRR이 수행된 이후 정상적으로 FT가 진행되는 과정에서 발사대에 설치된 소화장비에 문제가 발생하여 실제 발사가 하루 연기되어 나로호의 2차 비행시험이 수행되었다[17].

- LRR #2 2010/06/08
14:12:08.7 ~ 17:01:34.7
- FT #2 2010/06/10
14:04:08.7 ~ 16:53:34.7

그러므로 항법해와 신호대잡음비의 일반복 특성은 발사대에 대기중인 나로호에 탑재된 GPS 수신기에서 획득된 데이터에 따라 1일/2일/5일/6일/7일 차이로 분석할 수 있다. 1차발사 중지 및 1차발사가 수행될 때에 GPS 수신기에서 계산된 시각정보는 Fig. 7과 같다.

GPS 수신기에서 획득된 데이터의 일반복 특성은 GPS 위성이 동일 궤적을 매일 주기적으로 반복해서 움직이기 때문에 발생된다[1]. GPS 위성의 공칭주기는 대략 11시간 58분으로 주어지 있으나 일반적으로 각각의 위성에 따라 차이가 있

Fig. 7. GPS Time during the Tests

으며, 하루에 1항성일($\approx 86,164.091$ 초)보다 10여초 짧은 시간에 동일 궤적을 반복한다[19]. 각각의 GPS 위성이 동일 궤적을 반복하는 시간을 계산하는 것은 본 논문의 주제에서 벗어나는 것이므로 본 논문에서는 일반적으로 알려진 GPS 위성의 공칭주기를 사용하여 하루에 4분간의 시간차를 고려하여 위성의 거리차이와 일반복 특성을 분석한다.

V. 가시위성

LRR과 FT가 수행되는 동안 0° 이상의 양각을 가지는 공통 가시위성은 Table 1과 같으며, IV장에 주어진 시간 동안 각각 Fig. 8과 같은 궤적을 가진다. 1차발사는 1차발사가 중지된 이후 1주일 이후에 수행되었기 때문에 1차발사 중지와 1차발사시 수신된 가시위성과 위성의 궤적은 위성의 공칭주기를 고려하는 경우에 매우 유사하게 주어지며, 1차발사 이후 약 10개월 이후에 수행된 2차발사시 수신된 가시위성과 위성의 궤적은 1차발사 때와는 상당히 다르게 나타난다. 참고로 1차발사 중지시에 수신되었던 PRN25 위성은 그 이후에 Unhealthy 상태로 되어 1차발사에서는 사용되지 않았다. 나로호에 탑재된 3개의 GPS 안테나에서는 Fig. 1 및 Fig. 2에 주어진 바와 같이 나로호에 안테나가 설치된 방향에 따라 각각 동쪽, 북서쪽, 서쪽에 위치한 GPS 위성신호를 수신할 수 있다.

시험이 수행되는 동안 GPS 위성의 공칭주기를 고려하여 계산된 공통되는 위성사이의 거리차이 d 는 식 (21)과 같이 계산할 수 있다.

$$d = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2} \quad (21)$$

여기서, (x_1, y_1, z_1) 와 (x_2, y_2, z_2) 는 시험이 중

Table 1. Visible Satellites

Test	PRN(Pseudo Random Number)
LRR #1-1 & FT #1-1	#03, #06, #07, #08, #11, #13, #16, #19, #21, #22, #23, #25, #28, #31
LRR #1-2 & FT #1-2	#03, #06, #07, #08, #11, #13, #16, #19, #21, #22, #23, #28, #31
LRR #2 & FT #2	#03, #06, #12, #13, #14, #16, #18, #20, #21, #22, #23, #24, #29, #30, #31, #32

(a) LRR #1-1, FT #1-1

(b) LRR #1-2, FT #1-2

(c) LRR #2, FT #2

Fig. 8. Visible Satellites

Fig. 9. Distance Difference between Other Days ([km])

료된 이후 IGS(International GNSS Service)에서 발표된 정밀궤도력(Precise Ephemeris)을 이용하여 해당 시간동안 계산한 GPS 위성의 위치이다.

1차발사 중지와 1차발사시 획득된 데이터를 서로 비교해 IV장에서 주어진 공통시간 동안 1일, 5일, 6일, 7일 차이에 따른 GPS 위성의 거리 차이와 2차발사시 획득된 2일 차이에 의한 거리 차이를 식 (21)을 이용하여 계산한 결과는 Fig. 9와 같다. 참고로 2일 차이에 의한 위성의 거리차이는 전체를 다 표시하지 못하고, 1차발사 중지 및 1차발사시와 같은 시간동안만 계산하여 도시하였다. 각각의 위성마다 정도의 차이는 있으나, 1차발사 중지 및 1차발사시 획득된 데이터를 서로 비교해 GPS 위성의 거리차이를 살펴보면 날짜의 차이(1일, 5일, 6일, 7일)가 클수록 위성 사이의 거리차이가 커지는 것을 확인할 수 있다. 가장 큰 거리 차이를 보이는 위성은 PRN23으로 1일, 5일, 6일, 7일 차이에 따라 각각 33km, 161km, 194km, 226km 정도의 거리차이를 보였으며, 작은 거리 차이를 보이는 위성은 PRN16이나 PRN31과 같이 7일 차이에서도 약 50km ~ 70km 정도의 차이를 나타냈다. 참고문헌 [20]에 따르면 GPS 위성궤도는 GPS 위성의 지표궤적(Ground Track)이 경도를 기준으로 $\pm 2^\circ$ 이내에서 반복되며, 공칭값으로부터 $\pm 2^\circ$ 를 벗어나는 경우에는 지상제어국에 의해 GPS 위성의 궤도보정을 수행한다고 한다. 이미 앞에서 언급한 바와 같이 1차발사가 수행된 이후 약 10개월 이후에 수행된 2차발사가 수행되었으므로 그 사이에 GPS 위성의 궤도보정이 수행되었을 것으로 예상된다. 따라서 2차발사 수행시간에 의한 2일 차이에 의한 GPS 위성의 거리차이는 Fig. 9에서와 같이 1일 차이에 의한 거리차이보다 동등하거나 더 작은 경우도 볼 수 있다. 그러므로 Fig. 9에 주어진 날짜에 따른 GPS 위성의 거리차이는 공칭주기만을 고려하였을 때 나타날 수 있는 상대적인 거리차이로 이해하여야 한다.

참고문헌 [13]과 [14]에서는 1일과 7일 차이로 획득된 가시위성의 위치를 서로 비교하기 위하여 거리차이가 아닌 양각과 방위각을 비교하였다. 대부분의 위성궤적에서 7일 차이의 양각과 방위각이 1일 차이보다 상대적으로 매우 크게 나타나고 있으나, 가시위성의 양각이 높을 때에는 방위각의 차이가 더욱 민감하게 나타날 수 있으므로 GPS 위성의 위치차이는 양각과 방위각으로 비교하는 것보다 본 논문에서와 같이 거리차이를 이용하여 비교하는 것이 더 적절하다.

VI. 일반복 특성

본 절에서는 나로우주센터의 발사대에 나로호가 비행대기하고 있을 때에 IV장에 주어진 1차발사 중지와 1차발사시 획득된 데이터를 바탕으로 GPS 위성의 공칭주기 4분을 고려하여 1일, 5일, 6일, 7일 차이로 계산된 항법해와 신호대잡음비의 일반복 특성을 분석한다. 참고로 본 논문의 지면상 수록하지 않은 2차발사시 획득된 데이터에 의한 2일 차이의 일반복 특성도 이와 유사하게 나타난다.

나로호에 설치된 GPS 안테나를 대전에 위치한 한국항공우주연구원 옥상에 하늘을 바라보도록 설치한 경우에 GPS 수신기에서 새로 떠오르는 위성과 지는 위성에서 수신된 신호로부터 계산된 전형적인 신호대잡음비와 항법해는 Fig. 10과 같다. Fig. 10에서 볼 수 있듯이 위성의 양각이 낮은 경우에는 신호대잡음비에서 진동이 나타나는 것을 확인할 수 있으며, 양각이 높을수록 변화폭의 크기도 작은 것을 알 수 있다. 양각이 낮은 위성신호의 신호대잡음비에서 나타난 진동은 발사대에 대기하고 있는 나로호의 GPS 수신기에서 관측된 진동에 비해 상대적으로 매우 낮은 주파수를 보이고 있다. 또한 GPS 안테나의 이득에

Fig. 10. GPS Data on the Roof of KARI

(a) Position : LRR #1-1

(b) Position : FT #1-1

(c) Position : LRR #1-2

(d) Position : FT #1-2

(e) Velocity : LRR #1-1

(f) Velocity : FT #1-1

(g) Velocity : LRR #1-2

(h) Velocity : FT #1-2

Fig. 11. Day-to-Day Repeatability of the Navigation Solution

따라 양각이 높아질수록 신호대잡음비도 자연스럽게 커짐을 확인할 수 있다. 나로호에 탑재된 GPS 수신기는 가시영역을 넓히기 위하여 양각 0° 이상의 위성에서 송신되는 신호를 모두 수신할 수 있도록 설정하였다. 이로 인해 수신된 GPS 위성신호의 이온층 및 대류층 통과거리가 상대적으로 길어지므로 이에 의한 항법정보 오차가 발생할 수 있다[18]. 이러한 오차를 모두 감안해도 Fig. 10에서와 같이 한국항공우주연구원 옥상에서 획득된 데이터를 이용하여 계산된 위치오차와 속도오차는 각각 정지상태에서 대략 수십 미터 및 1m 이내로 계산됨을 확인할 수 있다.

6.1 항법해

나로호에 탑재된 GPS 수신기 시스템에서 1차 발사 중지 및 1차발사가 수행될 때에 계산된 항법해는 Fig. 11과 같다. 나로호가 발사대기중일 때에 GPS 수신기 시스템은 지표면이나 바다로부터 발생하는 다중경로신호에 의한 영향으로 Fig. 11에서 볼 수 있듯이 순간적인 항법오차가 수십 미터에서 수백 미터까지 발생하고 있으며, 오차의 변화율도 매우 큰 것을 확인할 수 있다[13-17]. 이러한 오차의 크기는 Fig. 10에서와 같이 지표면에 가깝게 설치된 GPS 안테나로부터 수신된 위성신호로부터 계산된 항법오차와 비교하여 매우 큰 오차임을 알 수 있다. 또한 각각 1일/5일/6일/7일 차이로 계산된 항법해의 형태는 매우 유사한 패턴으로 반복되고 있음을 확인할 수 있다. 반복되는 패턴의 유사성은 잡음에 상대적으로 민감한 반송파위상을 이용하여 구하는 속도 정보에서보다 코드정보를 이용하여 계산하는 위치 정보에서 확연히 나타난다. 그러므로 발사대에서 발사대기하고 있는 나로호에서 탑재된 GPS 수신기를 운용하였을 경우에 지상에서와 같이 일반적인 상황에서 GPS 수신기를 운용할 때보다 계산된 항법해의 오차가 매우 크게 나타난 것은 발사장 주변환경에 의해 발생하는 다중경로오차에 의한 영향임을 확인할 수 있다. Fig. 11과 같이 발사대기시에 다중경로신호에 의해 발생한 항법오차는 나로호가 이륙한 직후 고도가 높아지면서 지표면이나 바다에 의한 다중경로오차가 사라져 비행구간에서는 순간적인 항법오차가 발생하지 않았으며, 나로호에 탑재된 관성항법장치(Inertial Navigation System)나 지상추적시스템과 함께 매우 정확한 항법해를 제공하였다[16,17,21,22].

6.2 신호대잡음비

위성신호가 수신된 GPS 안테나별로 GPS 수신기에서 계산된 신호대잡음비는 각각 Fig. 12 ~ Fig. 14와 같다. 각각의 그래프에는 신호대잡음비와 GPS 위성의 양각과 방위각도 함께 도시하였다. GPS 안테나가 하늘을 향해 설치되어 위성신호를 수신하는 일반적인 경우와 달리 발사대에 대기하고 있는 나로호에서는 GPS 안테나가 수평 방향으로 설치되어 있으므로 낮은 양각을 갖는 위성신호가 높은 이득을 갖고 GPS 수신기에 수신된다. 그러므로 Fig. 12 ~ Fig. 14에서 볼 수 있듯이 위성의 양각이 높을 때의 신호대잡음비가 양각이 낮을 때보다 더 낮게 계산되는 것을 확인할 수 있다. 또한 수신된 위성신호의 양각이 낮아질수록 신호대잡음비의 변화폭이 커지는 것으

Fig. 12. SNR Received from Antenna #1

(a) PRN03 : LRR #1-1

(b) PRN03 : FT #1-1

(c) PRN03 : LRR #1-2

(d) PRN03 : FT #1-2

Fig. 13. SNR Received from Antenna #2

(a) PRN07 : LRR #1-1

(b) PRN07 : FT #1-1

(c) PRN07 : LRR #1-2

(d) PRN07 : FT #1-2

Fig. 14. SNR Received from Antenna #3

로 보아 발사대 환경에서도 낮은 양각을 가진 위성신호가 다중경로신호의 영향을 더 크게 받음을 확인할 수 있다. 식 (14)에서 예측할 수 있는 바와 같이 Fig. 10에 주어진 일반적인 경우와 비교하여 Fig. 12 ~ Fig. 14에 주어진 신호대잡음비의 변화율은 매우 크게 나타나고 있으며, 이로 인하여 GPS 수신기도 상대적으로 불안정하게 동작하였다[15-17].

GPS 안테나별로 각각 1일/5일/6일/7일 차이로 수신된 위성신호의 신호대잡음비는 Fig. 12 ~ Fig. 14에서 볼 수 있듯이 매우 유사한 일반복 특성을 나타내고 있다. 그러므로 GPS 위성의 공칭주기만을 고려하였을 때 GPS 위성이 Fig. 9에서와 같이 계산된 거리차이를 나타내는 경우에도 일반복 특성이 그대로 유지됨을 확인할 수 있다.

GPS 안테나 #1에서 수신된 위성신호의 신호

대잡음비는 Fig. 12에서와 같이 전 구간에 걸쳐 거의 동일한 패턴을 나타냈다. GPS 안테나 #1은 T/E 움직임에 의한 영향을 거의 받지 않는 위치에 설치되어 있으므로 T/E가 분리된 이후에도 T/E가 분리되기 전과 같이 신호대잡음비가 일반복 되고 있음을 알 수 있다.

GPS 안테나 #2에서 수신된 위성신호의 신호대잡음비는 Fig. 13과 같다. 고주파로 진동하는 신호대잡음비는 거의 동일한 패턴을 나타내고 있으며, 저주파로 진동하는 신호대잡음비는 원신호와 다중경로신호의 위상차에 의해 신호대잡음비에서도 위상차가 나타나고 있으나, 그 변화폭은 유사한 것을 확인할 수 있다. 이와 같이 저주파 형태로 주어지는 신호대잡음비의 변화는 GPS 안테나 #1이나 GPS 안테나 #3에서 수신된 신호의 신호대잡음비에서는 거의 보이지 않으므로 GPS

안테나 #2에 가까이 위치하고 있는 T/E로 인해 생성된 다중경로신호에 의한 영향으로 판단된다. FT에서는 T/E의 분리가 실제로 수행되고, LRR에서는 T/E의 분리가 수행되지 않았으므로 T/E의 분리 여부에 의해 신호대잡음비의 변화폭에 차이가 나타나고 있음을 알 수 있다.

GPS 안테나 #3에서 수신된 위성신호의 신호대잡음비는 Fig. 14에서와 같이 전 구간에 걸쳐 거의 동일한 패턴을 나타내고 있다. GPS 안테나 #1과 마찬가지로 GPS 안테나 #3도 T/E 움직임에 의한 영향을 거의 받지 않는 위치에 설치되어 있으나, PRN07 위성은 Fig. 8에서 볼 수 있는 바와 같이 상대적으로 T/E에 의해 다중경로신호가 나타날 수 있는 궤적을 보이고 있으므로 T/E의 분리여부에 따라 FT에서와 LRR에서의 신호대잡음비가 약간의 차이를 나타내고 있음을 알 수 있다.

VII. 결 론

본 논문에서는 다중경로신호가 포함된 항법위성신호의 정량적인 특성분석을 통하여 GPS 안테나가 하늘을 향하여 정적으로 설치된 일반적인 경우와 비교하여 바닷가에 위치하고 있는 나로우주센터의 발사대에 발사대기중인 나로호에서 지평선을 바라보도록 지표면으로부터 높이 설치된 GPS 안테나로 인해 다중경로신호로부터 더욱 심각한 영향을 받을 수 있음을 보였다. 또한 나로호가 비행시험을 위하여 나로우주센터의 발사대에 발사대기중일 때에 저장된 데이터를 바탕으로 가시위성의 거리차이를 분석하고, 발사장 주변환경에서 발생한 다중경로신호로 인해 GPS 수신기에서 계산된 항법해 및 신호대잡음비에서 관찰된 일반복 특성을 분석하였다. 7일이 지난 이후에 GPS 위성의 거리차이는 공칭주기를 고려하였을 경우에 최대 226km 정도의 차이를 보였으며, 1차발사 중지 및 1차발사를 통하여 발사대에서 대기중인 나로호에 탑재된 GPS 수신기에서 계산된 항법해와 신호대잡음비는 1일/5일/6일/7일이 지난 이후에도 일반복 특성이 그대로 나타나고 있음을 확인하였다. 이러한 일반복 특성은 2차발사를 통하여 2일 차이로 획득된 데이터에서도 그대로 나타났다. 본 논문의 결과에 따라 발사대에 설치된 나로호에서는 GPS 안테나의 위치나 주위 환경이 거의 변화하지 않았다는 것을 확인할 수 있으며, 발사대에서 발사대기하고 있는 나로호에서 탑재된 GPS 수신기를 운용하였을 경우에 지상에서와 같이 일반적인 상황에서 GPS 수신기를

운용할 때보다 계산된 항법해의 오차가 매우 크고, 신호대잡음비의 변화폭이나 변화율이 매우 심하게 나타난 것은 발사장 주변환경에 의해 발생하는 다중경로오차에 의한 영향임을 확신할 수 있다.

앞으로는 다중경로신호의 모델링을 통하여 다중경로신호에 의한 영향을 정량적으로 추가 분석할 예정이다. 다중경로신호에 대한 모델링은 본 논문의 결과와 함께 바닷가에 위치하고 있는 나로우주센터의 발사대에서와 같이 다중경로신호가 심각하게 영향을 주는 환경에서 다중경로신호의 영향을 줄일 수 있는 방법에 대한 연구에 크게 도움이 될 것이다.

참고문헌

- 1) M.S.Braasch, *Global Positioning System: Theory and Applications, Vol. I, Chapter 14, Multipath Effects*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996.
- 2) 신용설, 문지현, 권병문, 최형돈, "멀티패스 환경에서 나로호 GPS 수신기의 성능분석", *한국항공우주학회 추계학술발표회*, 2009.
- 3) 신용설, 권병문, 문지현, 최형돈, "멀티패스에 의한 항법정보와 신호대잡음비의 특성 연구", *한국항공우주학회 춘계학술발표회*, 2010.
- 4) J.K.Ray, M.E.Cannon, "Characterization of GPS Carrier Phase Multipath", *ION NTM-99*, Jan. 1999. pp. 343-352.
- 5) J.M.Kelly, M.S.Braasch, M.F.DiBenedetto, "Characterization of the Effects of High Multipath Phase Rates in GPS", *GPS Solutions*, Vol. 7, No. 1, 2003, pp. 5-15.
- 6) W.Zhuang, J.M.Tranquilla, "Effects of Multipath and Antenna on GPS Observables", *IEEE Proc. Radar, Sonar Navig.*, Vol. 142, No. 5, Oct. 1995. pp. 267-275.
- 7) Y.Georgiadou, A.Kleusberg, "On Carrier Signal Multipath Effects in Relative GPS Positioning", *Manuscripta Geodetica*, Vol. 13, 1988, pp. 172-179.
- 8) A.Bilich, K.M.Larson, P.Axelrad, "Modeling GPS Phase Multipath with SNR: Case Study from the Salar de Uyunia, Boliva", *Jour. of Geophysical Research*, Vol. 113, 2008.
- 9) J.M.Tranquilla, J.P.Carr, "GPS Multipath Field Observations at Land and Water Sites", *NAVIGATION: Jour. of the ION*, Vol. 37, No. 4,

Winter 1990-91, pp. 393-414.

10) J.Auber, A.Bibaut, J.Rigal, "Characterization of Multipath on Land and Sea at GPS Frequencies", *The 7th Int. Technical Meeting of the Satellite Division of the ION*, Vol. 2, Sep. 1994, pp. 1155~1171.

11) J.Sleewaegen, "Multipath Mitigation, Benefits from using the Signal-to-Noise Ratio", *ION GPS-97*, Sep. 1997, pp. 531-540.

12) P.Axelrad, C.J.Comp, P.F.Macdorran, "SNR-based Multipath error Correction for GPS Differential Phase", *IEEE Trans. on Aero and Elec. Sys.*, Vol. 32, No. 2, Apr. 1996, pp. 650-660.

13) 권병문, 문지현, 신용설, 최형돈, "다중경로 신호에 의한 GPS 항법해와 신호대잡음비의 일반복 특성", *한국항공우주학회 추계학술발표회*, 2010.

14) 권병문, 문지현, 신용설, 최형돈, "다중경로 신호에 의한 GPS 항법해와 신호대잡음비의 일반복 특성(2)", *한국항공우주학회 춘계학술발표회*, 2011.

15) 권병문, 문지현, 신용설, 최형돈, 조광래 "나로우주센터 발사장에서 나로호 GPS 수신기 시스템의 운용", *한국항공우주학회지*, 제38권, 제 7호, 2010, pp. 737-745.

16) 소형위성발사체(KSLV-I) 1차 비행시험 보고서, 한국항공우주연구원, 2009. 9.

17) 소형위성발사체(KSLV-I) 2차 비행시험 보고서, 한국항공우주연구원, 2010. 9.

18) 권병문, 문지현, 신용설, 최형돈, 조광래, "위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 개발", *한국항공우주학회지*, 제36권, 제9호, 2008, pp. 929-937.

19) D.C.Agnew, K.M.Larson, "Finding the Repeat Times of the GPS Constellation", *GPS Solutions*, Vol. 11, No. 1, Jan. 2007, pp. 71-76.

20) J.J.Spilker JR, *Global Positioning System: Theory and Applications*, Vol. I, Chapter 5, *Satellite Constellation and Geometric Dilution of Precision*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996.

21) 노웅래, 조상범, 고정환, 선병찬, 김정용, 박정주, 조광래, "나로호 발사체 1차 비행시험에서의 궤적 및 자세 분석", *한국항공우주학회지*, 제38권, 제3호, 2010, pp. 213-220.

22) 고정환, 최규성, 심형석, 노웅래, 박정주, 조광래, "나로호(KSLV-I) 1차 비행시험 비행안전 운영", *한국항공우주학회지*, 제38권, 제3호, 2010, pp. 280-287.