

톤 방식을 사용한 저궤도 위성 거리 측정에서의 잡음과 도플러 영향 분석

정회원 김 영 완*, 박 동 철**

The effect of noise and doppler for range measurement of low orbit satellite using tone method

Young-Wan Kim*, Dong-Chul Park** *Regular Members*

요 약

톤 방식을 사용하는 저궤도 위성 거리 측정에서 링크 잡음과 도플러 영향을 분석하고, 다목적 실용위성과 거리 측정 시스템에 적합한 거리 측정 검출부의 운용 잡음 대역폭을 제안하였다. 저궤도 위성의 운동 특성을 통한 궤도 파라미터별 영향과 거리 측정 신호의 신호대 잡음 스펙트럴 밀도를 구하여 잡음과 도플러의 영향을 분석하였다. 위성 링크 잡음의 영향은 거리 신호 검출부 PLL 대역폭이 낮을수록 작으나, 도플러에 의한 영향은 PLL 대역폭이 넓수록 작아진다. 다목적 실용위성의 거리 측정 시스템에 적용하여 측정된 결과와 위성 궤도 특성을 모델링하여 모의 실험한 거리 측정 시스템의 분석 결과를 통하여 저궤도 위성의 거리 측정에 대한 도플러와 잡음의 영향 분석에 대한 타당성을 확인하였다.

ABSTRACT

The effects of noise and doppler for low orbit satellite range measurement using tone method are represented in this paper. Also the optimal noise bandwidth of range signal detection circuit which is used for range measurement system of KOMPSAT is proposed. Based on the effects of satellite orbit parameters via the deduction of dynamic motion characteristics of low orbit satellite and signal to noise spectral density of range measurement signal, the effects of noise and doppler for range measurement system are analyzed. The effect of satellite link noise is decreased, but the effect for doppler is increased as the PLL noise bandwidth of range signal detection circuit is increased. The validation of analyzed effect is verified via comparison of measurement results of KOMPSAT's range measurement system and simulation results in environments of low orbit satellite.

I. 서 론

위성 운용에 필요한 궤도 정보는 위성 추적 안테나 및 위성 거리 측정 데이터로부터 발생된다. 저궤도 위성의 정확한 위성 추적과 운용 그리고 시분할 다중 접속 방식의 위성통신 운용에서는 거리 측정 데이터의 정확성이 요구되고 있다. 특히, 자원 탐사

위성의 탐사 목표에 대한 자세 제어에는 궤도 위치에 대한 정확한 정보가 무엇보다 중요하다. 지구국으로부터 위성까지 거리는 위성으로 송신하는 거리 측정 신호와 위성으로부터 되돌아온 신호의 시간 지연값으로부터 산출된다¹⁾. 위성 거리 측정으로는 거리 측정 톤 신호를 사용하는 톤 방식과 의사(pseudorandom)코드 신호를 사용하는 코드 방식 그리고 톤 신호와 코드 신호를 동시에 사용하는 혼합

* 전자통신연구원 무선방송기술연구소,
논문번호 : 00015-00117, 접수일자 : 2000년 1월 17일

** 충남대학교 전파공학과

방식이 사용되고 있다. 코드 신호 방식은 정지 위성 이외에 우주 공간상의 거리 측정이 가능한 것으로 송수신 의사 코드 신호의 시간 지연을 측정하여 거리를 산출한다. 혼합 방식은 거리 측정의 정확성을 위한 메이저 톤 신호와 거리 측정의 모호성 해결을 위한 코드 신호를 사용한다. 톤 신호 방식은 거리 측정의 정확성과 거리 측정의 모호성 해결을 위한 전송 신호로 톤 신호를 사용하는 것으로, 비교적 간단하며 널리 사용되고 있다. 즉, 톤 방식 거리 측정은 측정 데이터의 정확성을 위한 메이저 톤 신호와 거리의 모호성 해결을 위한 마이너 톤 신호로 구성된다^{[2][3][4]}.

톤 방식은 전송 신호와 회귀 신호의 위상값을 측정하여 거리를 산출하는 것으로, 순차적인 톤 신호 전송 시간차에 의해 발생하는 위상차와 저궤도 위성의 움직임에 따른 도플러 영향을 최소화하여 거리 측정을 위한 신호의 위상값이 정확히 측정되도록 하여야 한다.

위상값에 영향을 미치는 요소로는 위성 링크상에서 발생하는 잡음과 간섭 그리고 위성의 움직임에 따른 도플러 현상 등이 있다. 전송 신호간의 간섭을 최소화하기 위한 다중 변조 방식의 사용 그리고 S-band 주파수 대역을 사용하는 위성 링크 특성으로 간섭 신호에 의한 영향은 무시할 수 있다. 그러나, 위성 링크와 송수신 장비에서 발생하는 잡음과 위성의 움직임에 따른 도플러 현상은 위성 거리와 거리 변화를 데이터 성능 열화로 작용한다. 잡음 및 도플러 영향은 거리 측정 신호 검파부의 잡음 대역폭에 따라 변하며, 거리 측정부의 잡음 대역폭이 감소하면 잡음의 영향은 감소하나 도플러 현상에 의한 영향은 증가한다. 즉, 잡음과 도플러 영향은 대역폭에 따라 다르게 나타난다. 따라서, 잡음과 도플러의 전체 영향을 최소화하는 최적의 대역폭 운용이 필요하다.

본 논문에서는 톤 방식을 사용하는 거리 측정 시스템 성능에 대한 링크 잡음과 도플러 현상의 영향을 분석하고 최적의 거리 신호 검출부의 운용 잡음 대역폭을 제안한다. 위성 움직임에 따른 도플러 현상은 저궤도 위성인 다목적 실용위성을 모델화하여 궤도 특성을 추출하고 궤도 파라미터별 영향을 분석한다. 잡음의 영향은 관계 신호 전송 모드에 대한 거리 측정 신호의 신호대 잡음 스펙트럼 밀도를 구하여 분석된다. 또한, 다목적 실용위성의 거리 측정 시스템의 거리 측정 결과와 분석 결과를 비교 분석하여 성능 분석의 타당성을 고찰한다.

II. 저궤도 위성의 운동 특성

1. 도플러 현상

자유 공간에서 움직임이 있는 물체 사이에 전파 신호 전송이 이루어질 경우, 수신부 입력 신호는 송신부에서 전송한 신호와 다른 주파수로 수신된다. 이동 물체간 거리가 작아지면 수신 주파수가 증가하며, 거리가 멀어질수록 주파수가 작아지는 효과가 나타난다. 이러한 도플러 현상은 두 물체간의 움직임에 따라 3가지 경우가 나타난다.

첫째, 송신부와 수신부가 움직이지 않고 고정되어 있을 경우에는, 송신부에서는 식 (1)과 같은 파장을 갖는 신호가 전송된다.

$$\lambda_0 = \frac{c}{f_i} \quad (1)$$

여기서, c 는 빛의 속도이며, f_i 는 송신 주파수이다.

수신부는 초당 $f_i = c/\lambda_0$ 의 주기율로 전송 신호 파형의 주기를 수신하므로 전송 신호와 같은 주파수로 수신한다.

둘째로 송신부가 v_i 의 속도를 가지고 수신부에 근접하거나 멀어질 경우에는, 수신부가 전송한 한 지점의 신호를 수신하는 시각에 송신부는 v_i/f_i 의 거리를 움직인다. 따라서, 전송되는 신호의 파장은 식 (2)와 같이 짧아지거나 길어진다.

$$\lambda = \lambda_0 \mp \frac{v_i}{f_i} = \frac{(c \mp v_i)}{f_i} \quad (2)$$

따라서, 수신부에 입력되는 주파수 f_r 은 식 (3)과 같다.

$$f_r = \frac{c}{\lambda} = f_i \frac{c}{(c \mp v_i)} \quad (3)$$

셋째로, 송신부와 수신부가 각각 v_s 와 v_r 의 속도를 가지고 움직인다면, 수신 주파수는 식 (4)와 같이 표현된다.

$$f_r = \frac{(c \pm v_r)}{\lambda} = f_i \frac{(c \pm v_r)}{(c \mp v_s)} \quad (4)$$

식 (4)로부터 송신부와 수신부가 근접할수록 주파수가 증가하며, 멀어질수록 주파수가 작아지는 것을 알 수 있다.

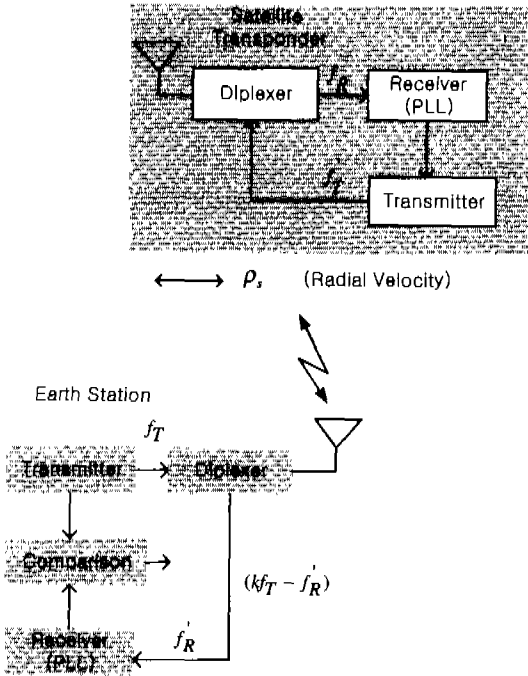


그림 1. 지구국과 위성체간의 도플러 현상.

저궤도 위성과 지상 지구국간에는 위성의 움직임으로 도플러 현상이 나타난다. 여기서, 지구국이 고정되어 있고 위성에 대한 지구국의 움직임을 무시하면, 두번째 도플러 현상을 적용할 수 있다. 그림 1은 위성과 지구국간의 도플러 현상을 보여준다. 식 (3)으로부터 위성체 수신 주파수는 식 (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$f_R = \frac{(c \pm \rho_s)}{c} f_T \quad (5)$$

여기서, f_T 는 지구국 송신 주파수이며, f_R 은 위성체 수신 주파수이다. 또한, ρ_s 는 위성체 방사 속도(radial velocity)이다.

위성체는 주파수 회귀 계수(turn-around ratio) k 에 따라 식 (6)과 같은 주파수를 지구국으로 전송한다.

$$f_T' = k f_R = k \left(\frac{c \pm \rho_s}{c} \right) f_T \quad (6)$$

식 (3)과 같은 도플러 현상에 의해 지구국에 수신하는 주파수는 다음과 같이 표현되며

$$f_R' = \frac{c}{(c \mp \rho_s)} f_T' \quad (7)$$

식 (6)과 (7)에 의해

$$f_R' = \frac{(c \pm \rho_s)}{(c \mp \rho_s)} k f_T \quad (8)$$

이다. 그림 1로부터 2-way 도플러 변이 주파수 f_{dop} 는 $k f_T - f_R'$ 이며 다음과 같이 표현된다.

$$f_{dop} = k f_T \left(\frac{\pm 2 \rho_s}{c \mp \rho_s} \right) \quad (9)$$

도플러 주파수는 지구국 송신 주파수와 수신 주파수를 측정하여 구할 수 있으므로, 위성 거리 변화율(위성체 방사 속도) ρ_s 는 다음과 같이 구할 수 있다^[5].

$$\rho_s = \frac{\pm f_{dop} \times c}{2 k f_T \pm f_{dop}} \quad (10)$$

위성체가 지구국에 근접하는 경우 위성체 방사 속도는 $-\rho_s$ 값을 가지며, 지구국으로부터 멀어질 경우에는 $+\rho_s$ 값을 가진다.

2. 위성 거리 및 거리 변화율

지구국으로부터 위성까지의 거리와 거리 변화율은 지구국과 위성체의 위치로부터 구할 수 있다^[6]. 그림 2는 지구국과 위성 체도의 기하학적인 구조를 보여준다.

그림 2로부터 위성체 방사 속도는

$$\rho_s = V_s \cos \theta \quad (11)$$

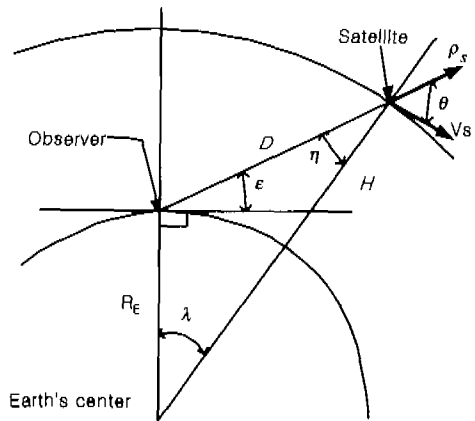


그림 2. 지구국과 위성체의 위치 구조

여기서, V_s 는 위성체 속도이며, $\theta = 90^\circ - \eta$ 이다.

삼각 함수에 의해 η 작은

$$\eta = \sin^{-1} \left(R_s \times \frac{\cos \epsilon}{R_s + H} \right) \quad (12)$$

이며, 따라서, 위성체 방사 속도는 식 (13)과 같이 표현할 수 있다⁶⁾.

$$\rho_s = V_s \left(R_s \times \frac{\cos \epsilon}{R_s + H} \right) \quad (13)$$

여기서, ϵ 는 양각이며, H 와 R_s 는 위성체 최저 고도와 지구 반지름을 나타낸다.

식 (13)에 의해 위성 고도와 속도로부터 위성 양각에 따른 위성체 방사 속도를 구할 수 있다. 또한, 위성까지의 거리를 구하면 그림 2로부터 삼각 함수 법에 의해 식 (14)가 성립한다.

$$\frac{R_s + H}{\sin(90^\circ + \epsilon)} = \frac{D}{\sin \lambda} = \frac{R_s}{\sin \eta} \quad (14)$$

여기서, D 는 지구국에서 위성까지의 거리이며,

$$D = \frac{(R_s + H) \sin \lambda}{\sin(90^\circ + \epsilon)} = R_s \times \frac{\sin \lambda}{\sin \eta} \quad (15)$$

이다. 그리고 $\lambda = 90^\circ - \eta - \epsilon$ 이므로

$$D = \frac{R_s \sin \lambda}{\sin \eta} = \frac{R_s \cos(\epsilon + \eta)}{\sin \eta} \quad (16)$$

이다⁶⁾. 여기서, $\sin \eta = \frac{R_s}{R_s + H} \cos \epsilon$ 이다.

3. 위성 궤도 특성

지구국에 대한 저궤도 위성 궤도는 타원형이며, 위성 거리, 위성체 방사 속도, 가속도(acceleration) 그리고 가속도의 속도(speed of acceleration) 성분으로 모델링될 수 있다. 식 (9), (13) 그리고 (16)에 의해 위성 속도와 위성의 양각에 대한 위성 궤도 파라미터를 구하면 그림 3~5와 같다.

여기서, 위성의 속도와 최저 고도는 다목적 실용 위성 특성인 7.5 km/s와 685 km를 고려한다.

위성 거리는 양각에 따라 685 km에서 3,034.35 km까지 변화하며, 도플러 주파수는 위성이 지구국에 접근함에 따라 -101.89 kHz에서 0 kHz(최저 고도 점의 도플러 주파수)로 그리고, 지구국으로부터 멀어짐에 따라 0 kHz에서 101.89 kHz로 변화하는 특성을 갖는다.

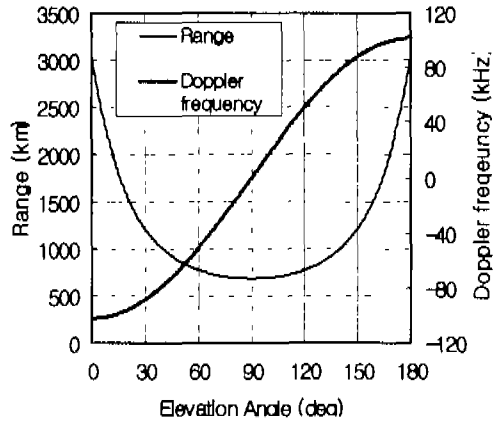


그림 3. 위성 거리 및 도플러 주파수 특성.

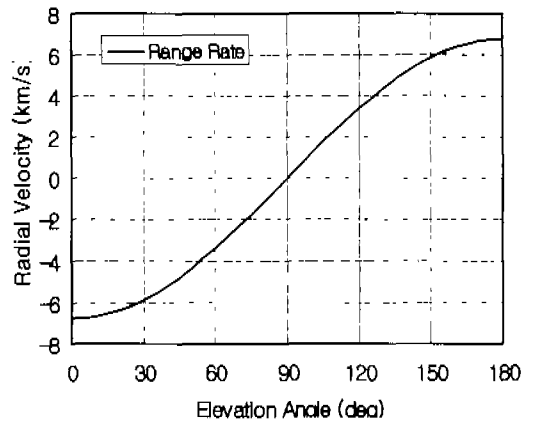


그림 4. 위성 거리 변화율 특성.

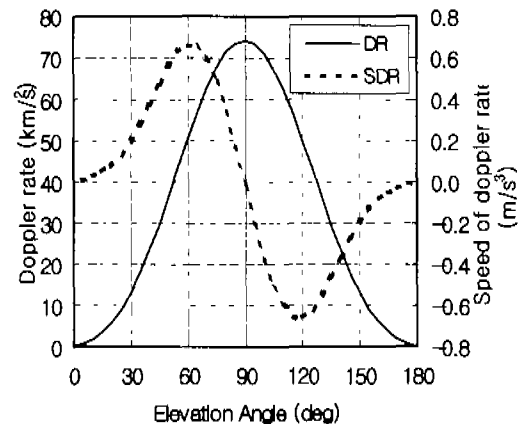


그림 5. 위성의 가속도 및 가속도의 속도 특성. (DR: Doppler Rate, SDR: Speed of Doppler Rate)

도플러 현상에 대한 위성 거리 변화율과 위성의

가속도 그리고 가속도의 속도 성분이 그림 4와 5에 각각 나타나 있다.

가속도는 거리 변화율을 시간에 대하여 미분한 값이다. 위성 거리 변화율의 최대값은 6.77 km/s이며, 가속도 성분은 최대 74.15 m/s²이다. 가속도 성분때 따른 도플러 주파수 변화율은 약 1.12 kHz/s으로 추적 위상 오차를 발생시킬 수 있다. 최대 거리 변화율의 2차 변이값(range rate second order variation)은 0.66 m/s³이며, 약 9.93 Hz/s²의 최대 도플러 2차 변이값으로 나타난다. 거리 변화율의 2차 변이값에 의한 위상 오차는 측정 샘플링 데이터의 슬리핑(slipping) 평균값을 통하여 최소화될 수 있으므로, 2차 변이값에 의한 영향은 무시할 수 있다.

■ 잡음 및 Doppler 영향

1. 톤 방식의 거리 측정

메이저 톤(major tone)신호는 거리 측정의 정확도를 결정하며, 마이너 톤(minor tone)신호는 거리 측정의 모호성(ambiguity)을 제거할 수 있도록 한다. PM 변조된 마이너 톤 신호들과 메이저 톤 신호는 순차적으로 위성으로 전송되어 거리 측정에 따른 모호성을 해결한다.

그림 6은 톤 방식의 거리 측정 방법을 설명한다. 100 kHz 메이저 톤 신호는 20 kHz 마이너 톤 신호와 동시에 전송되며, 20 kHz 마이너 톤 신호 전송 후, 제 2 마이너 톤 신호인 4 kHz 신호가 100 kHz 메이저 톤 신호와 같이 전송된다. 또한 4 kHz 톤보다 낮은 마이너 톤 신호들은 4 kHz 부 반송파에 변조되어 전송된다. 위성으로 전송된 거리 측정 신호는 지상국으로 회귀되며 전송된 톤 신호의 위상과

회귀된 톤 신호의 위상차를 비교 측정한다. 100 kHz 톤 신호의 정확도를 유지하기 위하여 회귀된 마이너 톤 신호는 100 kHz 메이저 톤 신호에 위상 동기된 모사(replica) 거리 측정 신호를 발생한다.

메이저 톤 신호의 위상차 ϕ 에 의한 거리는

$$d = \frac{c}{2\pi f_{major}} \phi \quad (17)$$

이며, 여기서, f_{major} 는 메이저 톤 신호의 주파수이다.

2-way 방식에 의한 거리 측정과 측정 위상값의 모호성을 고려하면, 위성 거리 D 는 식 (18)과 같이 표현된다.

$$D = \frac{c}{2f_{major}} \times \left(n + \frac{\phi}{2\pi} \right) \quad (18)$$

여기서, n 은 모호성 계수이다.

또한, 거리 변화율은 수신부에서 수신 주파수 f_R' 를 측정하여 식 (10)을 이용하여 구할 수 있다.

위성 거리와 거리 변화율의 정확도는 톤 신호의 위상과 수신 신호 주파수의 정확한 측정값에 의존한다. 위성의 움직임, 즉 도플러 현상이 있는 경우에는 톤 신호의 위상과 수신 신호 주파수 성분의 변이가 다음과 같이 발생한다.

$$\frac{2\rho_r}{c} = \frac{\Delta f}{f} \quad (19)$$

즉, 도플러 현상에 의해 위성 거리와 거리 변화율의 성능이 열화된다. 또한 잡음의 세기가 증가할 경우, 측정 신호의 신호대 잡음비가 낮아져 잡음의 영향이 지배적으로 작용할 수 있다.

2. 잡음의 영향

거리 측정 시스템은 그림 7과 같이 구성된다. 톤

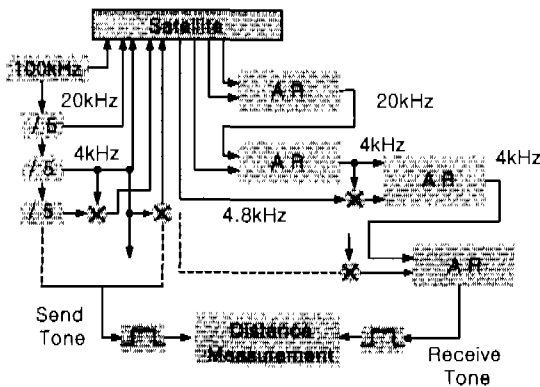


그림 6. 톤 방식 거리 측정 시스템의 동작 특성.
(AR: Ambiguity Resolution)

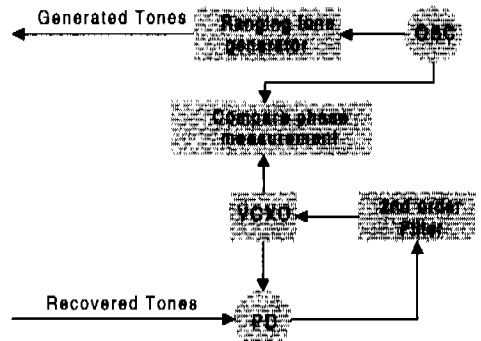


그림 7. 거리 측정 시스템의 개념도

신호 발생기에서 발생된 신호가 위성으로 전송되며, 위성으로부터 되돌아온 신호를 디지털 PLL(Phase Locked-Loop) 회로에서 메이저 톤 신호와 위상 동기된 마이너 톤 신호의 모사 신호를 발생시켜 위상 비교를 한다. 거리 측정 시스템의 잡음에 대한 영향은 PLL 회로에 의해 결정되며 잡음에 대한 PLL 회로 해석이 중요하다.

PLL 회로는 잡음 대역폭내의 반송파와 신호대 잡음 신호의 비가 크다고 하면, 그림 8의 PLL 선형 모델을 사용하여 해석한다^[7].

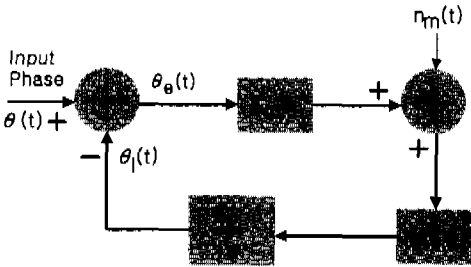


그림 8. PLL 회로의 선형 동가 회로

그림 8의 PLL 루프 이득 함수는

$$H(\omega) = \frac{AK(F(\omega)/j\omega)}{1 + (AKF(\omega)/j\omega)} \quad (20)$$

이다. 여기서, $F(\omega)$ 는 루프 필터 함수이며, $K = K_1 K_2 K_m$ 는 루프 전체 회로 이득이다.

선형화된 루프 해석에 의해 추적 에러, $\theta_e(t) = \theta(t) - \theta_f(t)$, 는 식 (21)과 같다.

$$\begin{aligned} \theta_e(\omega) &= \theta(\omega) - \theta_f(\omega) \\ &= \left[\frac{1}{1 + AK(F(\omega)/j\omega)} \right] \theta(\omega) \\ &\quad - \left[\frac{AK(F(\omega)/j\omega)}{1 + AK(F(\omega)/j\omega)} \right] \frac{N_m(\omega)}{K_m A} \end{aligned} \quad (21)$$

식 (20) $H(\omega)$ 에 의해

$$\theta_e(\omega) = [1 - H(\omega)]\theta(\omega) - H(\omega) \left[\frac{N_m(\omega)}{K_m A} \right] \quad (22).$$

반송파 위상 변조 잡음 신호 $\theta(t)$ 에 의한 영향을 무시하면, 믹서 잡음에 의한 시간 영역에서의 위상 오차 $\theta_m(t)$ 는 가우시안 잡음이므로, 시간 영역에서의 $\theta_m(t)$ 의 평균 제곱 값(mean squared value)은 식 (22)의 두 번째 항의 스펙트럴 밀도를 적분하여 구할 수 있다. 1

$$\begin{aligned} \sigma_n^2 &= \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H(\omega)|^2 \frac{S_n(\omega)}{A^2} d\omega \\ &= \frac{N_0}{A^2} \left[\frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} |H_{IF}(\omega)|^2 |H(\omega)|^2 d\omega \right] \end{aligned} \quad (23)$$

단축파대 루프 잡음대역폭을 다음과 같이 정의하면,

$$B_L = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\infty} |H_{IF}(\omega)|^2 |H(\omega)|^2 d\omega \quad (24a)$$

이며, $\theta_m(t)$ 의 평균 제곱 값은

$$\sigma_n^2 = \frac{N_0 2B_L}{A^2} = \frac{1}{CNR_L} \quad (24b)$$

이다. 여기서, CNR_L 은 추적 회로 루프에서의 반송파와 신호 전력대 잡음 전력비이며, IF 잡음대역폭은 변조 신호 대역폭보다 더 넓은 주파수 대역폭을 사용하므로 $B_L = \frac{1}{2\pi} \int_0^{\infty} |H(j\omega)|^2 d\omega$ 와 같이 정의할 수 있다.

따라서, 거리 측정 시스템에서의 잡음에 대한 성능은 다음과 같다.

$$\sigma_n = \sqrt{\frac{2B_L}{2 \frac{S}{N_0}}} \quad (25)$$

여기서, S/N_0 값은 IF 신호의 반송파와 신호 전력대 잡음 스펙트럴 밀도와 PCM/PSK/PM 변조 방식과 변조 지수에 의해 다음과 같이 구한다^[8].

$$\begin{aligned} \frac{S}{N_0} &= \frac{C}{N_0} + 10 \log[2f_m^2(mr)] + 10 \log[f_0^2(mc)] \\ \frac{S}{N_0} &= \frac{C}{N_0} + 10 \log[2f_m^2(mr)] + 10 \log[f_0^2(mt)] \\ &\quad + 10 \log[f_0^2(mc)] \end{aligned} \quad (26)$$

여기서, mr 와 mt 은 각각 거리 측정 신호와 원격측정 신호의 변조 지수이며, mc 는 원격명령 신호의 회귀 성분이다.

3. Doppler 영향

PLL 회로가 동기되어 입력 신호를 추적하는 경우, 위상 오차는 입력 신호의 동적 특성에 따라 여러 형태로 나타나며, 식 (22)의 첫 번째 항으로 표현된다. 두 신호 사이에 주파수 차이만 존재할 경우, 즉 $\theta = \Delta\omega$, 이면 1차 루프의 위상 오차는 루프의 잡음대역폭에 반비례한다. 주파수차에 의한 위상

오차를 줄이기 위하여 잡음대역폭을 증가하면 식 (25)에 의한 잡음에 의한 위상차가 증가한다. 따라서, 추적 성능과 잡음 성능을 동시에 개선하기 위하여 안정도를 갖는 고 이득 2차 능동 필터를 사용하는 PLL을 적용한다⁷⁾. 고 이득 2차 루프 PLL의 위상 오차 전달 함수는 다음과 같다.

$$H_{\theta}(s) = \frac{\Phi_{\theta}(s)}{\Phi(s)} = \frac{s^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (27)$$

여기서, ξ 는 감쇠(damping) 계수이며, ω_n 은 루프의 고유 주파수(natural frequency)이다.

입력 신호가 $\Delta\omega \text{ rad/s}^2$ 으로 변할 때 $\theta(t) = \Delta\omega t^2 / 2$ 이고, $\Phi(s) = \Delta\omega / s^3$ 이므로 능동 2차 필터의 가속 오차값은 라플라스(Laplace) 최종값 정리에 의해 다음과 같은 유한값을 갖는다.

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \theta_{\theta}(t) &= \lim_{s \rightarrow 0} s \Phi_{\theta}(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{s^3 \Phi(s)}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \\ &= \frac{\Delta\omega}{\omega_n^2} \end{aligned} \quad (28)$$

여기서, 위성의 가속도를 $A \text{ m/s}^2$ 이라고 하면, 2-way 방식에서 가속도에 의한 거리 변화는 다음 식으로 표현된다.

$$\text{Bias}_{DR} = \frac{A}{4(B_L)^2} \times (\xi + \frac{1}{4\xi})^2 \quad (m) \quad (29)$$

위성의 가속에 따른 오차값은 고유 주파수 ω_n 또는 잡음대역폭에 반비례한다. 그러나, 식 (25)의 잡음에 의한 위상차는 잡음대역폭에 비례하므로 위성 환경과 운용에 따라 위상차를 최소화하는 잡음대역폭 설정이 요구된다.

IV. 성능 분석 및 거리 측정

1. 성능 분석

거리 측정 시스템의 PLL 대역폭은 잡음의 영향을 최소화하기 위하여 1, 2, 4 그리고 8 Hz 대역폭을 사용하며, 다목적 실용위성 궤도와 위성 전송 신호 특성을 바탕으로 거리 측정 성능을 분석한다. 표 1은 다목적 실용위성의 궤도와 전송 신호 특성을 보여준다⁹⁾.

그림 9는 거리 측정 신호가 전송되는 RAU 모드에서 메이저 본 신호의 신호대 잡음 전력 밀도 (S/N_0)에 대한 거리 측정 성능을 보여준다. 잡음

표 1 다목적 실용위성의 궤도와 전송 신호 특성.

위성 특성	고도	685 km (최저)	
	속도	7.5 km/s	
EIRP (dBW)	Real time	-1.73~1.77	
	Playback	-23.43~-19.93	
전송 신호 특성	변조 지수	원격 명령	1.0 rad
		원격 측정	1.0 rad
		메이저 본	1.0 rad
		마이너 본	0.4 rad
		회귀 명령	1.12 rad
거리 측정	메이저 본	20,4	kHz, 800,
		160,40,10	Hz

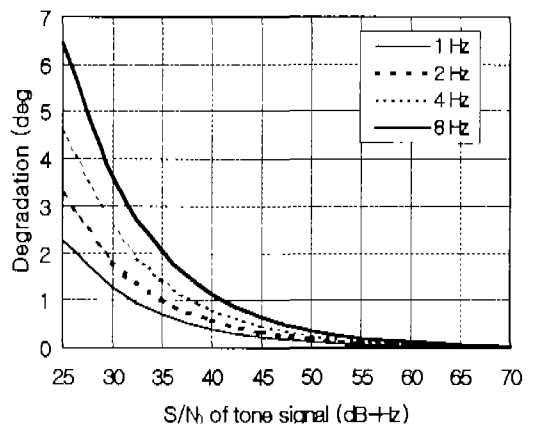


그림 9. RAU 모드에서 잡음에 따른 거리 측정 성능.

전력은 PLL 대역폭에 비례하므로 잡음에 의한 영향을 최소화 하기 위해서는 낮은 대역폭을 사용해야 한다. 35 dB 이하의 낮은 S/N_0 값에서는 잡음의 영향이 지배적으로 나타나지만, 50 dB 이상에서는 잡음의 영향을 무시할 수 있는 작은 값을 갖는다. 다목적 실용위성의 거리 측정 신호의 S/N_0 값은 45 dB 이상을 유지하므로 8 Hz 대역폭에서도 0.64° 이하의 열화 특성을 갖는다.

그림 10은 위성의 움직임으로 발생하는 도플러 현상에 따른 거리 측정의 성능을 보여준다. 최대 도플러 현상에 대한 영향을 분석하기 위하여 최대 앙각을 통과하는 궤도를 고려하였으며, 2-way 방식에 대한 거리 데이터의 표준 편차를 열화 요소로 고려하였다. 식 (28)에 의하면 도플러의 영향은 PLL 대역폭에 반비례하므로 1 Hz 대역폭에서 가장 심하게 나타나며, 최대 8.95° 의 열화 특성을 나타내었다. PLL 대역폭이 4 Hz 이상의 값으로 증가할 경우, 도플러에 의한 영향은 0.56° 이하의 값으로 급격히

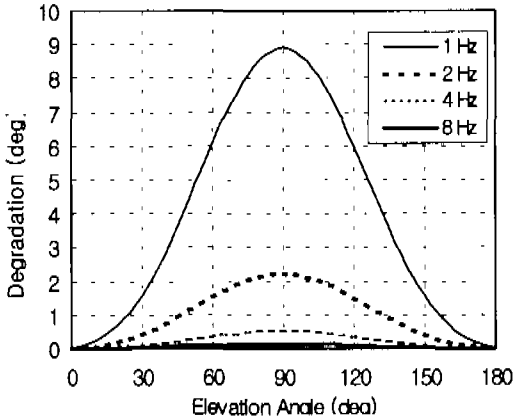


그림 10. 도플러 현상에 따른 거리 측정 성능.

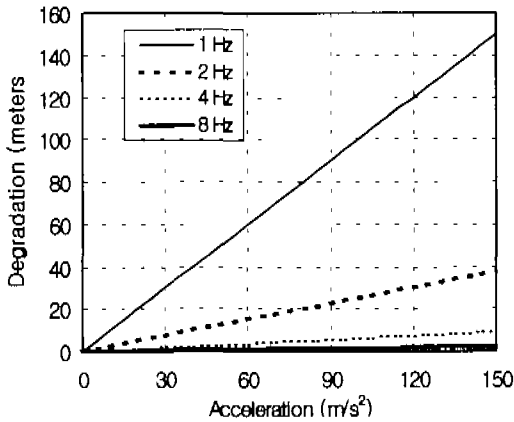


그림 11. 위성 가속도에 따른 거리 측정 성능.

감소하여 도플러 영향을 무시할 수 있다.

그림 11은 위성의 가속도에 의한 2-way 거리 측정 방식에 대한 거리 측정 성능을 나타내었다.

다목적 실용위성에 대한 거리 측정을 할 경우, 도플러 현상으로 인하여 1 Hz PLL 대역폭에서는 위성 가속도에 따라 거리 측정 데이터의 오차가 크게 나타나지만, 2 Hz 이상의 PLL 대역폭에서는 18.54 미터 이하의 거리 측정 오차가 발생할 수 있다. 그림 9와 10으로부터 거리 측정의 성능은 PLL 대역폭에 의존하며, 대역폭이 증가하면 도플러 현상을 줄일 수 있으나 잡음의 영향은 증가한다. 또한, 대역폭이 감소하면 도플러 영향이 지배적으로 작용한다. 따라서, 운용 위성 환경에 따른 잡음과 도플러의 상대적인 영향을 분석하여 지배적인 요소를 최소화하는 방법이 필요하다. 그림 12는 양각에 따른 다목적 실용위성의 링크 특성에 따른 잡음에 의한 영향을 나타내었다.

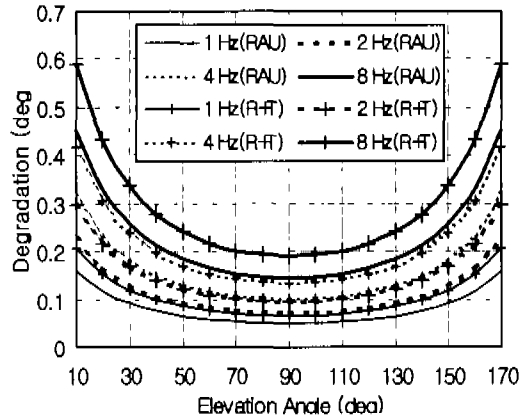


그림 12. 양각에 따른 잡음에 의한 거리 측정 성능.

원격명령 신호의 외귀 신호 성분과 거리 측정 신호가 존재하는 RAU 모드와 RAU 모드 신호와 원격측정 신호가 전송되는 RAU+Real time 원격측정 (R+T) 모드로 구분하여 각각 분석하였다. 거리 측정 신호의 S/N_0 는 45.78 dB 이상의 값을 유지하므로 RAU 모드에서는 $0.051^\circ \sim 0.45^\circ$ 그리고 R+T 모드에서는 $0.067^\circ \sim 0.589^\circ$ 의 낮은 열화 특성을 나타내었다. 그림 12로부터 다목적 실용위성에 대한 잡음의 영향은 무시할 수 있으나, 도플러에 의한 영향은 지배적으로 작용할 수 있다.

그림 13은 다목적 실용위성의 양각에 대한 도플러와 잡음의 영향을 보여주고 있다. 여기서는 잡음에 의한 영향이 더 많은 R+T 모드를 고려하였다.

그림 10과 같이 도플러 현상에 의한 영향이 지배적으로 나타나고 있다. 잡음의 영향이 많은 4, 8 Hz 대역폭에서는 40° 이하의 양각에서 잡음의 영향

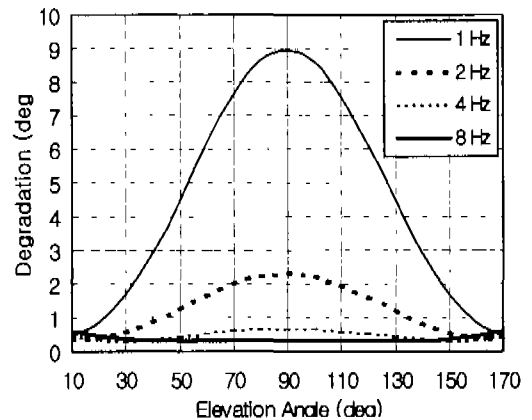


그림 13. 양각에 따른 잡음과 도플러 현상에 의한 거리 측정 성능.

으로 열화가 약간 증가하는 것을 알 수 있다. 거리 측정의 정확도면에서는 4와 8 Hz 대역폭에서 전 양각 범위에 대해 13미터 이내의 거리 측정 정확도를 나타내고 있다. 그러나, 2 Hz에서는 10°~56° 그리고 124°~170° 양각 범위 그리고 1 Hz에서는 10°~27°와 153°~170° 양각 범위에서 13미터의 거리 측정 정확도를 만족하고 있다. 각 대역폭에 대한 최대 거리 측정 오차는 1, 2, 4 그리고 8 Hz에 대해 각각 74.6, 19.3, 5.75 그리고 2.74 미터이었다. 따라서, 다목적 실용위성에 대한 거리 측정은 충분한 링크 S/N_0 값을 고려하면 도플러 영향을 최소화하는 8 Hz 대역폭이 적합함을 알 수 있다.

2. 거리 측정

위성 거리는 다목적 실용위성의 거리 측정 시스템을 이용하여 모사된 잡음과 도플러 환경에서 측정하여 열화 특성을 분석하였다. 측정 신호는 원격 명령 신호의 회귀 신호가 없는 RAU 모드를 고려하였다.

그림 14는 잡음에 대한 거리 측정 시스템의 성능 열화 특성을 보여준다. 신호의 S/N_0 값이 낮아질수록 측정 시스템의 열화는 이론값보다 약 1 dB 증가하는 특성을 나타내고 있으나, 40 dB 이상의 S/N_0 값에서는 거리 측정 시스템의 열화가 이론값과 거의 일치하는 특성을 나타내고 있다.

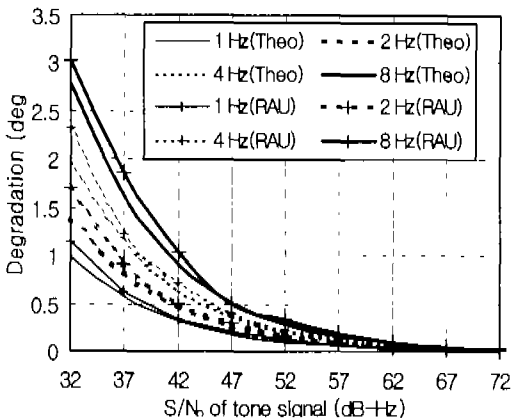


그림 14. 잡음 환경에서의 거리 측정 결과.

그림 15는 도플러 환경에서 거리를 측정한 결과 를 보여준다. 위성 도플러와 가속도 성분 그리고 가속도 속도 성분을 모의한 환경에서 위성의 양각에 따른 거리 측정 결과는 이론치와 거의 일치하고 있

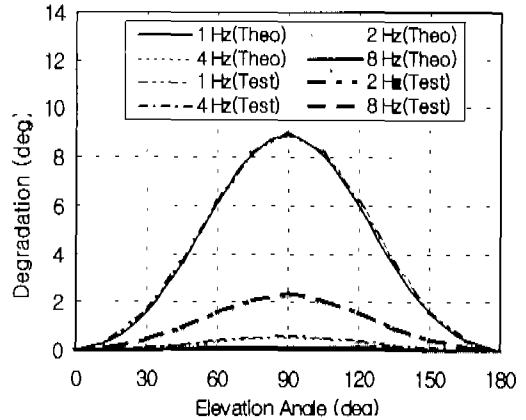


그림 15. 도플러 환경에서의 거리 측정 결과.

다. 따라서, 위성 링크의 잡음과 도플러 환경에 대한 거리 측정 데이터의 열화 특성으로 거리 측정에 대한 잡음과 도플러 영향 분석과 성능 분석 결과를 활용할 수 있다.

V. 결론

본 방식을 사용하는 거리 측정 시스템의 링크 잡음과 도플러 현상에 대한 영향을 분석하고, 측정 시스템의 모의 실험을 통하여 성능 분석 결과의 타당성을 고찰하였다. 또한, 저궤도 위성 또는 다목적 실용위성의 거리 측정에 적합한 거리 신호 검출부의 운용 잡음 대역폭을 제한하였다. 위성 움직임에 따른 도플러 현상은 다목적 실용위성을 모델화하여 궤도 특성을 추출하고 궤도 파라미터별 영향을 분석하였고, 잡음의 영향은 관계 신호 전송 모드에 대한 거리 측정 신호의 신호대 잡음 스펙트럴 밀도를 구하여 분석하였다. 위성 링크 잡음의 영향은 거리 신호 검출부 PLL 대역폭이 낮을수록 작으나, 도플러에 의한 영향은 PLL 대역폭이 클수록 작아진다. 다목적 실용위성의 거리 측정 신호 S/N_0 는 45 dB 이상을 유지하므로 잡음에 의한 영향보다는 도플러에 의한 영향이 지배적으로 작용한다.

다목적 실용위성의 거리 측정 시스템에 대한 도플러 영향을 최소화하는 8 Hz 대역폭의 잡음의 영향은 약 0.64° 그리고 도플러에 의한 영향은 약 0.33° 이하로 약 2.74미터의 정확성을 나타내었다. 성능 분석 결과는 위성 궤도 특성을 모델링하여 모의 실험한 거리 측정 시스템의 측정 데이터를 통하여 정확성을 확인하였다.

참 고 문 헌

[1] Robert M. Gagliardi, *Satellite Communications*, Van Nostrand Reinhold Co., NY, 1984.

[2] ESA, *Ranging Standard(ESA PSS-04-104)*, Issue 2, Mar. 1991.

[3] ESA, *Radio Frequency and Modulation Standard (ESA PSS-04-105)*, Issue 1, Dec. 1989.

[4] CCSDS Recommendations for Space Data System Standards, *Radio Frequency and Modulation Systems*, CCSDS 401.0-B Blue Book. 1990.

[5] Will J. Larson and James R. Werts, *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm, NY, 1992.

[6] Joseph H. Yuen, *Deep Space Telecommunications Systems Engineering*, Plenum, NY, 1983.

[7] Tri. T. Ha, *Digital Satellite Communication*, Macmillan, NY, 1986.

[8] Frank Carden, *Telemetry Systems Design*, Artech House, Boston, 1995.

[9] 김영완, "PCM/PSK/PM 다중변조방식을 사용한 다목적 실용위성의 관제 신호 전송에 관한 연구" *한국항공우주학회지*, 제28권, 제2호, pp. 97~107, 2000.

김 영 완(Kim Young-Wan) 정회원
 제20권 제9호 참조

박 동 칠(Park Dong-Chul) 정회원
 제20권 제6호 참조