다목적실용 위성 2호의 위성 거리 측정 최적 운용 방안 연구

김영완* · 안상일**

A Study on the Optimal Operation of Satellite Range Measurement for KOMPSAT II

Young-Wan Kim* · Sang-Il Ahn**

요 약

본 논문에서는 저궤도 운동 특성을 갖는 다목적실용 위성 2호의 위성 거리 측정을 해석하고 최적의 운용 방안을 제안하였다. 위성의 궤도 특성은 방사속도 성분, 가속도 성분 그리고 가속도 속도 성분으로 해석하고, 위성 궤도 운동에 따른 위성 거리 측정 신호는 도플러 주파수, 도플러 주파수 변화율 그리고 도플러 주파수 변화율 속도 성분으로 해석하였다. 위성 거리 측정에 영향을 미치는 성분에 대한 거리의 정확성 그리고 거리 측정의 모호성 가능성을 정량적으로 해석하여 거리 측정의 최적 운용 파라미터를 분석하였다. 본 논문에서 해석된 결과는 위성 거리 측정을 위한 소형 지구국 시스템 제원 및 설계 파라미터로 활용할 수 있다.

ABSTRACT

Based on the analyses of satellite range measurement, the optimal operation for satellite range measurement of KOMPSAT II, which operates in the low-earth orbit, was proposed in this paper. The orbital motion of the satellite was analyzed in viewpoints of radial velocity, acceleration and speed of acceleration. Correspondingly the effects for satellite ranging signal due to satellite motion were analyzed in viewpoints of doppler phenomena, which are doppler frequency, doppler rate and speed of doppler rate. The accuracy and ambiguity probability of the satellite range measurement were quantitatively analyzed under various circumstances. The optimal operation parameters for satellite range measurement were also analyzed based on the analyzed results. The analyzed results in this paper can be utilized in design of small-sized ground station for satellite range measurement.

키워드

다목적실용 위성 2호, 위성 거리 측정, 도플러 주파수, 위성 지구국 운용

Key word

KOMPSAT II, Satellite range measurement, Doppler frequency, Satellite ground station operation

* 군산대학교 방송매체공학과

** 한국항공우주연구원 정보연구소 위성운용실
위성지상시스템개발팀

접수일자 : 2009. 07. 02

심사완료일자 : 2009. 07. 15

Ⅰ. 서 론

다목적실용 위성 2호는 2006년 7월에 발사되었으며, 다목적실용 위성 1호의 임무를 수행하고 있다. 지구를 관측하고 초정밀 광학 카메라를 이용하여 높은 해상도의 관측 영상 사진을 지구국으로 송신한다[1]. 정밀한 위성 제어 및 운용을 위해서는 정확한 위성 위치 데이터를 수집하여 궤도를 예측하고 원하는 영상 관측을 위한 자세 제어가 요구된다. 위성의 위치 및 궤도 예측은 위성 추적 안테나 지향 각(angle) 데이터 및 위성 거리 측정 데이터를 통하여 분석된다.

다목적실용 위성은 저궤도를 운행하는 위성으로 위성의 움직임으로 도플러 현상이 발생된다. 도플러 현상은 도플러 주파수, 도플러 주파수 변화율 그리고 도플러 주파수 변화율 속도 등 고차의 운동 특성으로 인한 전송 링크 주파수의 변화를 가져오며, 위성 거리 측정 신호에도 동일한 영향이 나타난다. 도플러 현상은 거리 측정 신호의 위상값 오류를 발생시키고, 측정 데이터의 부정확성과 측정 데이터의 거리 모호성 가능성을 증가시킨다[2].

위성의 도플러 현상에 대한 위성 거리 측정의 열화 성능 해석 및 분석 결과가 발표되고 있으며, 위성 거리 측정에 대한 방식이 표준화되어 사용되고 있다[3]-[5]. 그러나, 최적의 위성 운용은 위성의 운동 특성에 따라 다양하므로 운용하는 위성 운동에 적합한 최적 운용 해석과 방안 분석이 요구된다. 저궤도 위성에서는 위성의 움직임으로 위성 거리 측정 신호의 정적(static) 위상 추적 오류가 발생한다. 위상 추적 오류는 거리 측정의 모호성 발생 가능성을 증가시켜 낮은 신뢰성을 갖는 거리 측정 데이터를 산출할 수 있다. 따라서, 저궤도 특성을 갖는 다목적실용 위성 2호의 운동 성분에 대한 위성 거리 측정 모호성 발생 가능성을 해석하여 신뢰성 있는 거리 측정 데이터를 산출하도록 위성을 운용하는 파라미터를 설정하여야 한다.

본 논문에서는 저궤도 운동을 하는 다목적실용 위성 2호의 최적의 위성 거리 측정 운용 방안을 제안하는 것으로, 위성 운동의 동적 특성을 해석하고 위성의 움직임에 따른 거리 측정 신호의 도플러 현상을 해석한다. 위성 운동은 지구국 관점에서 타원 포물선 운동으로 방사속도, 가속도 그리고 가속도 속도 성분으로 해석한다. 그리고 위성 운동에 상응하여 거리 측정 신호의 도플러 현상도 도플러 주파수, 도플러 주파수 변화율 그리고 도플러 주파수 변화율 속도 성분으로 해석한다. 위성의 움직임에 대한 위성 거리 측정의 정확도와 거리 측정 모호성 발생 가능성을 다양한 위성 운용 환경에 정량적으로 해석하여 최적 운용 파라미터를 산출할 수 있도록 한다. 또한, 다양한 지점에서의 위성 거리 측정을 위해서는 소형 지구국 시스템이 운용이 요구된다. 따라서, 본 연구 결과는 최소의 시스템 요구 제원 및 설계를 위한 최적 운용 파라미터를 제공하여 소형 위성 거리 측정 시스템 설계 및 운용이 가능하도록 한다.

Ⅱ. 저궤도 위성궤도 및 거리 측정

2.1. KOMPSAT-II 위성 궤도 특성

다목적실용 위성 2호는 표 1과 같은 궤도 특성과 위성 거리 측정 방식을 사용한다[1]. 685 km의 태양 동기 궤도를 운행하는 위성은 지구국 관점에서 타원형의 궤도를 운행하며, 지구국과 위성간 거리는 다음 식 (1)과 같이 시간의 함수로 표현할 수 있다.

표 1. 다목적 실용위성 2호 궤도 및 거리측정
Table 1. Orbit and satellite range measurement of KOMPSAT II

궤도 특성	궤 도	태양동기
	위성 속도	7.5 km/s (Vs)
	위성 고도	685 km (H)
	링크주파수	S 대역
거리 측정 신호	거리 측정	톤 방식
	Major 톤	100 kHz
	모호성 발생 확율	$\leq 10^{-6}$
	거리 측정 정확도	≤13 미터
	대역폭(Hz)	0.5, 1, 2, 4, 8

$$D(t) = at + bt^2 + ct^3 + \cdots \quad (1)$$

여기서, a는 위성체의 방사속도(radial velocity)이며, b는 위성체의 가속도 성분 그리고 c는 위성체의 가속도의 속도 성분이다.

위성체의 궤도 특성 (1)은 시간의 함수로 변하므로, 위성체의 거리 함수를 시간 미분하면 위성체의 방사속도 성분을 구할 수 있다. 또한, 위성체의 가속도 성분 및 가속도의 속도 성분도 방사속도 및 가속도 성분의 단위 시간당 변화율로부터 구할 수 있다.

지구국과 위성체간의 거리 변화는 전송 링크 주파수의 변화, 즉 도플러 주파수가 발생되며, 위성체의 가속도 성분 및 가속도의 속도 성분 등에 비례하는 도플러 주파수 변화율(doppler rate frequency) 그리고 도플러 주파수 변화율 속도(speed of doppler rate frequency)가 각각 다음 식 (2)와 같은 관계식으로 나타난다.

$$\frac{2\rho_s(t)}{c} = \frac{\Delta f(t)}{f}$$
$$\frac{2\rho_s'(t)}{c} = \frac{\Delta f'(t)}{f} \qquad (2)$$
$$\frac{2\rho_s''(t)}{c} = \frac{\Delta f''(t)}{f}$$

여기서, $\rho_s'(t)$ 및 $\rho_s''(t)$ 는 각각 위성체의 가속도 및 가속도 속도 성분이며, $\Delta f(t)$, $\Delta f'(t)$, 그리고 $\Delta f''(t)$ 는 도플러 주파수, 도플러 주파수 변화율 그리고 도플러 주파수 변화율 속도이다.

앙각에 대한 위성체까지의 거리 D는 일반적으로 식 (3)과 같이 표현된다[6].

$$D(t) = (H + R_E) \times \left\{ \frac{\cos[el(t) + \sin^{-1}(\frac{R_E}{R_E + H}\cos el(t))]}{\cos el(t)} \right\} \qquad (3)$$

여기서, R_E 및 H는 지구의 반경과 위성체까지의 수직 거리이며, $el(t)$ 는 위성의 움직임에 따라 시간 함수를 갖는 위성 거리 측정 지점인 지구국과 위성체간의 앙각이다.

지구국과 위성체까지의 거리 (3)과 위성체 속도와 도플러 주파수와의 관계 (2)로부터 표 1의 궤도 특성을 갖는 다목적실용 위성의 궤도 특성 및 도플러 주파수는 그림 1과 같이 나타난다.

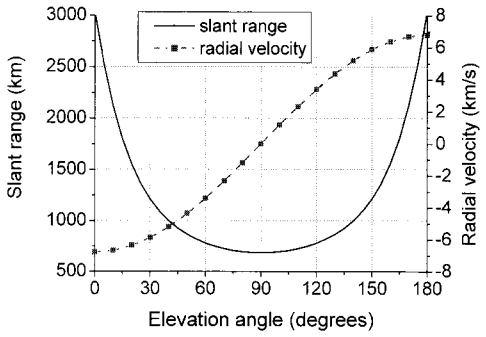

그림 1. 다목적실용 위성 2호의 위성 거리 및 도플러 주파수.
Fig. 1. Slant range and doppler frequency of KOMPSAT II

그림 2는 위성의 움직임으로 인한 전송 링크 신호 및 major 톤 신호에 대한 도플러 주파수를 보여준다. 도플러 주파수는 -1011.89 kHz에서 + 101.89 kHz로 변하며, 100 kHz major 톤 신호의 도플러 주파수도 약 -4.5 Hz에서 +4.5 Hz 범위에서 나타나고 있다.

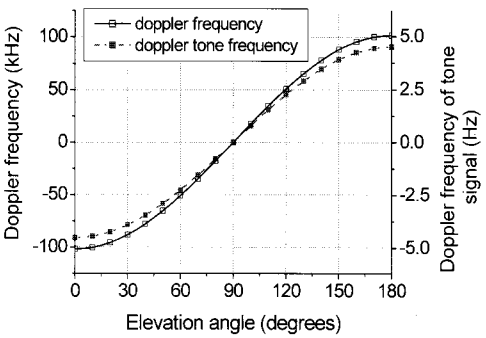

그림 2. 전송 및 톤신호의 도플러 주파수
Fig. 2. Doppler frequency of transmission and tone signal.

그림 3은 위성체의 가속도 성분에 대한 100 kHz major 톤 신호의 도플러 주파수 변화율 성분을 나타내고 있다.

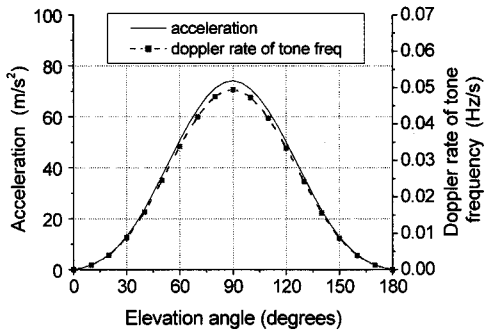

그림 3. 전송 및 톤신호의 도플러 주파수 변화율.
Fig. 3. Doppler rate frequency of transmission and tone signal.

가속도는 거리 변화율을 시간에 대하여 미분한 값으로 최대 74.15 m/s^{2}이다. 가속도 성분에 따른 도플러 주파수 변화율은 전송 링크 주파수 영역에서는 약 1.12 kHz/s, 그리고 100 kHz 톤 신호는 약 0.05 Hz/s로 추적 위상 오차 및 거리 측정 데이터의 낮은 정확도를 발생시킬 수 있다.

2.2 KOMPSAT-II 거리측정 및 거리 모호성

톤 방식을 사용하는 위성 거리 측정 방식은 규격화되었으며, 다목적실용 위성 2호 거리 측정은 GSTDN (Ground Space Tracking and Data Network) 방식을 사용한다.

표 2와 같은 GSTDN 방식은 minor 톤 신호들의 전송을 위한 부 반송파로 4 kHz 신호를 사용한다[5]. Minor 톤 신호들의 분배율은 5(4)이며, 최대 모호성 해결 거리는 37,500 km이다. GSTDN 방식은 6개의 minor 톤 신호를 사용하며, 원격 명령 또는 원격 측정 신호와 동시에 전송될 수 있으므로 부 반송파를 고려하여 적합한 방식을 사용 할 수 있다. Major 톤 신호는 거리 측정의 정확도를 결정하며 minor 톤 신호는 거리 측정의 모호성을 제거할 수 있도록 한다.

표 2. GSTDN 톤 신호
Table 2. GSTDN tone ranging method

Tones	Virtual tones	Real tones
Major tone	500, 100 kHz	500, 100 kHz
Minor tone	20 kHz	20 kHz
	4 kHz	4 kHz
	800 Hz	4.8 kHz
	160 Hz	4.16 kHz
	40 Hz	4.04 kHz
	8 Hz	4.008 kHz

Major 톤 신호와 minor 톤 신호들이 순차적으로 동시에 위성으로 전송되어 거리 측정에 따른 거리 측정 모호성을 해결한다. 즉, 순차적으로 6개의 minor 톤 신호가 위성 전송되고, 위상 동기된 모사 minor 톤 신호들을 발생시켜 다음 식 (4)와 같이 거리 측정의 모호성 n를 해결하고 등가 위성 거리를 측정한다[7][8].

$$R_{equi} = \left(\frac{\text{측정위상값}(^o)}{360^o} + n\right) \times \frac{c}{f_{major}} \qquad (4)$$

$$\Theta_{minor} = \frac{\Theta_{major} + 360^o \times n}{M}$$

여기서, f_{major}는 major 거리 측정 신호 주파수이며, Θ_{minor}와 Θ_{major}는 각각 minor 톤과 major 톤 신호의 측정 위상값이다.

식 (4)로부터 major톤 신호의 위상과 minor 톤 신호의 위상 그리고 minor 톤 신호간의 위상값은 표 2의 전송 톤 신호간의 주파수 관계를 만족하여야함을 알 수 있다. 그러나, 2.1절과 같이 위성의 움직임에 따른 도플러 현상과 배경 잡음으로 전송 톤 신호의 추적 복원 위상 신호에 오류값이 발생할 수 있다.

전송 톤 신호의 위상 복원에는 추적 성능과 잡음 성능을 동시에 개선하기 위하여 안정도를 갖는 고 이득 2차 PLL을 적용한다. 도플러 현상에 의한 입력 신호가 $\Delta\omega'\ rad/s^2$으로 변할 때, 능동 2차 필터의 가속 위성 추적 위상 오류값은 다음과 같은 유한값을 갖는다[9].

$$\lim_{t\to\infty}\Theta_e(t)=\operatorname{Lim}_{s\to 0}s\Phi_e(s)=\operatorname{Lim}_{s\to 0}\frac{s^3\Phi(s)}{s^2+2\xi\omega_n s+\omega_n^2}=\frac{\Delta\omega'}{\omega_n^2} \quad (5)$$

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

식 (5)로부터 위성체의 움직임으로 인한 영향은 위성체의 가속도 성분임을 알 수 있으며, 위성 운동 특성에 의해 영향을 받는다. 복원된 톤 신호의 위상 오류는 식 (4)의 위성 거리 측정의 정확도를 열화시키며, 더욱이 minor 톤 신호들의 위상 오류는 위성 거리 측정 데이터의 모호성 발생 가능성을 증가시켜 낮은 신뢰성을 갖는 측정 데이터를 가져온다.

측정 위상값은 링크상의 배경 잡음과 도플러 현상에 의해 열화되므로, 위상 랜덤 변수 (random variable) Θ_n 이 도플러 현상에 의한 ε 평균값과 배경 잡음에 의한 σ_n 의 위상 에러 분산값을 갖는 Gaussian 분포와 통계학적으로(statistically) 독립적이라면, n-1 번째 톤 신호로부터 거리 모호성을 해결할 수 없는 가능성은 다음 식 (6)과 같이 표현할 수 있다[3],[10].

$$P_E(n-1)=\Pr ob\{\left|M\Theta_{n-1}-\frac{\Theta_N}{M^{N-n}}\right|\geq\pi\}=1-erf[\frac{(\pi-\varepsilon)}{\sqrt{2}\,\sigma_{n-1}}] \quad (6)$$

$$\sigma_{n-1}=\sqrt{\frac{M^2}{\rho_{n-1}}+\frac{1}{M^{2(N-n)}\rho_N}}$$

여기서, M은 톤 신호들의 주파수 비율이며, N은 사용하는 톤 신호 수이다. 또한, ρ_n 은 톤 신호 복원 루프에서의 n 번째 톤 신호의 신호대 잡음비이며, ε 은 저궤도 위성 가속도에 의한 도플러 주파수 변화율 추적 에러 성분이다.

Ⅲ. 거리 측정 성능 및 위성 운용

3.1 거리 측정 성능

위성의 움직임으로 인한 도플러 현상은 전송 톤 신호의 위상 측정값의 열화를 가져오며, 많은 오차를 갖는 위성 거리 측정 데이터를 산출한다. 위성 운동에 대한 톤 신호 위상 추적 에러는 식 (5)으로부터 그림 4와 같이 나타난다. 여기서, 위상 에러를 최소화하는 PLL의 감쇠 정수는 0.5를 적용하였으며, 2-way 방식에 대한 위성 추적 에러를 나타내었다.

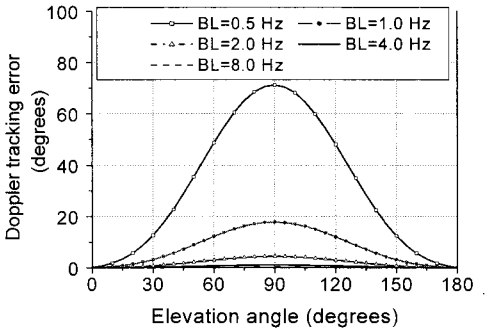

그림 4. Major 톤 신호의 도플러 주파수 변화율에 따른 위상 추적 오차

Fig. 4. Phase error due to doppler rate frequency for major tone signal.

위성의 움직임으로 인한 도플러의 영향은 거리 측정 신호 복원 회로의 잡음 대역폭에 반비례하므로 0.5 Hz 대역폭에서 가장 심하게 나타나며, 최대 71.18°의 열화 특성을 나타내었다.

잡음 대역폭이 4 Hz 이상의 값으로 증가할 경우, 도플러에 의한 영향은 1.11° 이하의 값으로 급격히 감소하여 도플러 영향을 무시할 수 있다. 그림 5와 그림 6은 그림 4의 도플러 주파수 변화율에 대한 100 kHz major 톤 신호에 의한 등가 거리 측정 데이터의 열화를 나타내고 있다. 거리 측정 신호 복원 회로의 잡음 대역폭이 0.5 Hz일 경우 최고도 지점에서의 거리 오차는 약 296.6 m이며, 1 Hz에서는 약 74 m 그리고 4 Hz 이상에서는 약 5 m 이내의 측정 오차를 나타내고 있다. 또한 2 Hz에서는 50° 이하의 앙각에서는 약 10 m 이내의 오차를 보이고 있다.

위성의 움직임으로 인한 위성 거리 측정 데이터의 오차 발생이외에 측정 데이터의 신뢰성은 minor 톤 신호에 의한 거리 측정의 모호성 발생이다. 그림 7은 minor 톤 신호의 위상 추적 에러에 대한 모호성 발생 가능성을 나타내었다. 여기서, 표 2로부터 도플러 주파수 변화율이 가장 크게 나타나는 20 kHz minor 톤 신호를 적용하였다. 그림 7로부터 위성 거리 측정 모호성 발생은 0.5 Hz 또는 1.0 Hz의 잡음 대역폭과 90° 앙각에서 측정할 경우 발생하는 모호성 가능성 이외에는 거의 동등하게 나타나고 있음을 알 수 있다.

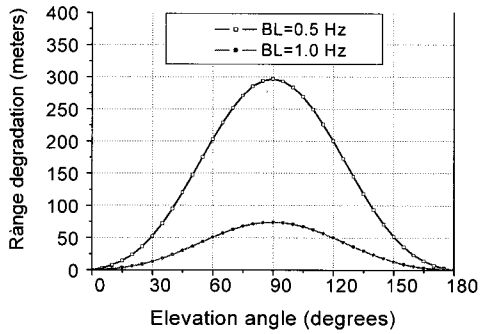

그림 5. 도플러 주파수 변화율에 따른 위성 거리 측정 열화(BL=0.5 and 1 Hz).
Fig. 5. Satellite range degradation due to doppler rate frequency (for BL=0.5 and 1 Hz).

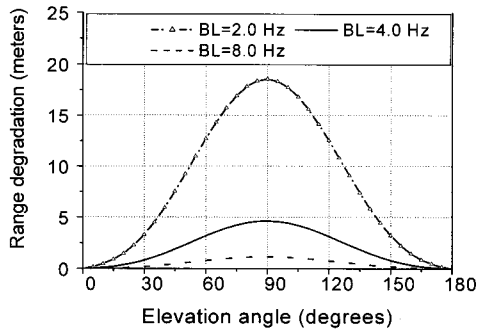

그림 6. 도플러 주파수 변화율에 따른 위성 거리 측정 열화(BL=2, 4, and 8 Hz).
Fig. 6. Satellite range degradation due to doppler rate frequency (for BL=2, 4, and 8 Hz)

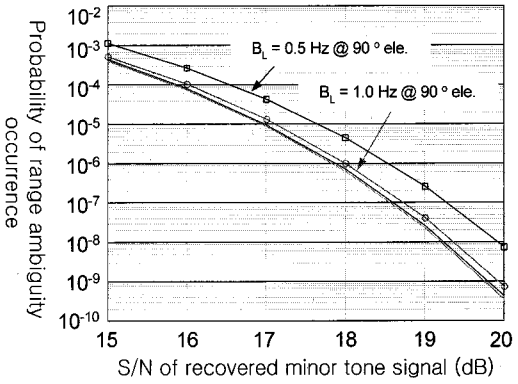

그림 7. Minor 톤 신호의 도플러 주파수 변화율에 따른 위성 거리 측정 모호성 발생도.
Fig. 7. Probability of range ambiguity occurrence due to doppler rate frequency of minor tone signal.

3.2 위성 운용

다목적실용 위성 2호의 거리 측정 성능은 표 1과 같다. 요구 위성 거리 측정의 13 m 정확도는 그림 5와 그림 6으로부터 0.5 Hz 대역폭 운용에서는 10° 이내의 앙각범위에서, 1 Hz 대역폭에서는 30° 앙각 그리고 2 Hz 대역 운용에서는 60° 앙각 범위에서 거리 측정을 수행하여야 만족할 수 있는 것을 알 수 있다. 그러나, 4 Hz 이상의 잡음 대역으로 측정한 거리 측정은 180° 앙각 범위내에서도 최대 4.63 m 이내의 정확도를 갖는다. 위성 거리 정확도는 위성 링크의 배경 잡음에 의해서도 열화되고, 거리 측정 신호 전송은 원격 명령 신호 전송과 병행하여 운용되므로 일정한 운용 앙각에 대한 제한을 갖지 않는 4 Hz 잡음 대역을 갖는 거리 측정 운용이 적합하다. 또한, 위성 거리 측정 모호성을 만족하기 위해서는 그림 7로부터 4 Hz 잡음 대역폭을 갖는 측정 운용에서는 18 dB 이상의 minor 톤 신호의 신호대 잡음비를 갖도록 시스템을 설계하고 운용하여야 함을 알 수 있다.

Ⅳ. 결 론

다목적실용 위성 2호의 위성 궤도 및 운동 특성을 해석하여 위성 거리 측정에 영향을 미치는 중요 요소를 산출하고, 거리 측정의 정확성과 거리 측정의 모호성을 해석하여 위성 거리 측정의 최적 운용 방안을 제안하였다.

정지궤도의 위성거리 측정은 도플러 주파수를 무시할 수 있으므로 1 Hz 이하의 잡음 대역폭으로 운용할 수 있으나, 저궤도 위성의 위성 거리 측정은 도플러 현상을 최소화 하는 4 Hz 이상의 잡음 대역폭 운용이 적합하다. 위성의 움직임으로 인한 도플러 주파수 변화율에 대한 위성 거리 측정 열화 요소를 최소화할 수 있는 운용 방안은 동일한 운동 특성을 갖는 다목적실용 위성 1호의 운용에 동일하게 적용할 수 있으며, 위성 거리 측정을 위한 저가의 소형 지구국의 시스템 설계에 운용 방안 해석 결과를 응용할 수 있다.

참고 문헌

[1] 정대원, 금정훈, 김학정, "다목적실용 위성 2호 RF compatibility 시험계획", 항공우주학회 '02 추계학술대회, 2002.

[2] Frank Carden, Telemetry System Design, Artech House, Boston, 1995.

[3] 안상일, 박동철, "부 반송파를 사용하는 이동형 다목적실용 위성 관제국에 대한 하향 링크 채널 설계", 한국전자파학회논문지, 제 20권, 제 3호, pp. 313-321, March 2009.

[4] NASA, Ground Network(GN) User's Guide, 530-UGD-GN, Maryland, 1993.

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

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

[7] 김영완, "Tone 방식을 사용한 위성거리 측정에 대한 위성링크 잡음의 영향", 대한전자공학회논문지, 제 42권, 제 2호, pp. 9-16, Feb. 2005.

[8] Venceslav F kroupa, Phase Lock Loops and Frequency Synthesis, John Wiley & Sons, 2003.

[9] 김영완, "저궤도 위성의 톤방식 위성거리측정 모호성 해석", Telecommunications review, 제 17권, 제 2호, pp. 327-338. 2006.

저자소개

김영완(Young-wan Kim)

1983년 경북대학교 전자공학사
1985년 경북대학교 전자공학석사
2003년 충남대학교 전자공학박사
1984~1990 동양정밀공업(주) 중앙연구소 과장
1990~1992 (주) 유영통신 이사
1992~2004 한국전자통신연구원 책임연구원
2004~현재 군산대학교 전자정보공학부 교수
※관심분야 : RF/Microwave 시스템 및 회로설계, 디지털 위성방송/통신시스템, 마이크로파 소자

안상일(Sang-Il Ahn)

1991년 한양대학교 전자통신공학사
1994년 한양대학교 전자통신공학석사
2009년 충남대학교 전파공학박사
1995~현재 한국항공우주연구원 위성지상시스템 개발팀장
※관심분야 : 송수신 시스템, 위성 데이터 처리 시스템