

부 반송파를 사용하는 이동형 다목적실용위성 관제국에 대한 하향 링크 채널 설계

Design of Downlink Channel for Transportable KOMPSAT Ground Station Using Sub-Carrier Signal

안 상 일 · 박 동 철*

Sang-Il Ahn · Dong-Chul Park*

요 약

본 논문은 부 반송파를 사용하는 이동 가능한 다목적실용위성 소형 관제국의 하향 링크 채널 설계 내용을 기술한다. 먼저 전송 신호 방식을 해석한 후 이 해석 결과를 단계별로 적용하는 방법으로 하향 링크 채널을 설계하였다. 하향 링크 전송 신호인 실시간(real-time) 2 kbps 위성 상태 측정 데이터의 수신 임계 신호 대 잡음비와 위성 거리 측정 요구 성능을 만족하는 신호 대 잡음비 해석 결과를 적용하여 6.5 dB/K의 G/T를 갖는 소형 관제국의 하향 링크 채널을 설계하였다. 설계에 따라 구현된 소형 관제국의 G/T는 태양을 이용한 측정 결과, 6.62 dB/K가 됨을 확인하였다. 또한, 위성과의 연동 시험을 통해, 부 반송파를 사용하는 위성 상태 데이터 요구 수신 성능을 만족하여 다목적실용위성 관제국의 하향 링크 채널로 적합하게 평가되었다.

Abstract

This paper describes the downlink design of a transportable small-sized KOMPSAT ground station using sub-carrier signal. Based on the analysis of the transmission modes of satellite real-time telemetry and range measurement signals, the downlink channel design of KOMPSAT ground station using sub-carrier signal was processed. By considering the threshold signal-to-noise ratio of real-time 2 kbps telemetry signal and the required signal-to-noise ratio for satellite range measurement, the small-sized KOMPSAT downlink channel with G/T value of 6.5 dB/K was designed. The real G/T of implemented ground station was proven to be 6.62 dB/K when measured using the Sun. Moreover, through interface test with KOMPSAT, the ground station has shown the required link performance for real-time telemetry acquisition using sub-carrier and was consequently evaluated to be adequate for a transportable small-sized KOMPSAT ground station.

Key words : KOMPSAT, Satellite, TT&C, G/T, Sub-Carrier

I. 서 론

다목적실용위성은 원격 관측 영상 데이터 및 우주의 과학 측정 데이터를 수집하여 지구국으로 전송하는 임무를 갖는다. 저궤도 위성인 다목적실용

위성은 제한된 통신 횟수와 시간을 통해 정확한 궤도 예측과 정밀한 위성 제어가 필요하며, 이러한 예측을 위하여 관제국에서는 위성 거리를 측정하고 위성 상태 측정 데이터를 실시간으로 수신하여야 한다^{[1][2]}.

한국항공우주연구원 위성지상시스템개발팀(Ground System Development Department, Korea Aerospace Research Institute)

*충남대학교 전파공학과(Department of Radio Science & Engineering, Chungnam National University)

· 논문 번호 : 20090210-019

· 수정완료일자 : 2009년 3월 10일

위성 거리는 위성으로 전송되어 관제국으로 회귀되는 위성 거리 신호의 시간 지연 값으로 산출된다^{[2],[3]}. 하나의 관제국으로부터 얻어진 거리 데이터는 궤도 경사각에 의한 일상적인 변동(oscillation)과 이심율에 의한 변동 현상을 모두 포함하고 있어 정확한 위성 궤도를 결정하는데 제한적이므로 다른 관제국의 거리 측정 데이터를 병행하여 이용하거나, 안테나의 각(angle) 추적 데이터를 복합적으로 사용하여 정확한 위성 궤도를 예측하게 된다.

위성 거리 측정 외에 위성 관제국은 위성의 상태를 실시간으로 분석하여 다목적실용위성을 안정적으로 관제하여야 하므로 항상 실시간 위성 상태 측정 데이터를 수신하여야 한다. 즉, 정확한 위성 궤도 예측을 위하여 다양한 지역에서 수행되는 위성 거리 측정 이외에 효율적인 위성 관제를 위하여 다수의 관제국이 요구된다^[4]. 스웨덴의 키루나, 노르웨이의 Svalbard station, 그리고 미국의 Wallops network에서 관리하는 McMurdo station 등이 다수 지역에서 저궤도 위성 관제를 수행하고 있다. 그러나 이러한 관제국은 직경 6 m 이상의 고정형 안테나를 갖는 관제국으로 운영 및 이동에 제한적인 요소를 갖고 있다^[5]. 또한, 서브 시스템의 소형화로 이동 가능한 관제국 구성을 제시하고 있으나, 소형 안테나를 갖는 관제국 구성 및 설계 방법에 대한 연구는 수행되지 않고 있다^[4].

본 논문에서는 부 반송파를 사용하는 다목적실용위성을 위한 소형 안테나 기반 관제국의 하향 링크 채널 설계를 기술하였다. 부 반송파를 사용하는 다목적실용위성의 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호와 위성 거리 측정 신호의 전송 방식을 해석하여 각각의 요구되는 신호 대 잡음비로부터 6.5 dB/K의 G/T를 갖는 직경 1.5 m 급 소형 위성 관제국의 하향 링크 채널을 설계하였다. 설계된 하향 링크 채널의 검증으로써 태양을 이용한 G/T 측정을 수행하였고, 실제로 다목적실용위성으로부터 수신한 위성 상태 측정 데이터 신호의 E_b/N_0 가 요구사항을 만족하는지를 확인하였다.

II. 부 반송파를 사용하는 다목적실용위성 하향 링크 신호

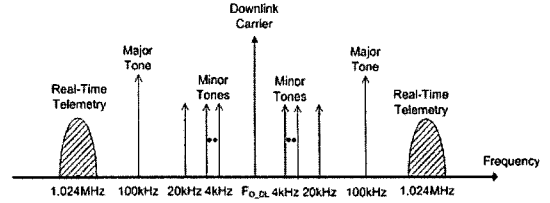


그림 1. 하향 링크 전송 신호들의 주파수 스펙트럼
Fig. 1. Frequency spectrum of downlink signals.

부 반송파를 사용하는 다목적실용위성의 하향 링크를 통해 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호와 거리 측정 신호가 위성으로부터 전송된다. 그림 1은 하향 링크의 관제 신호들의 스펙트럼을 나타낸 것이다.

하향 링크 신호인 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호와 위성에서 회귀된 거리 측정 신호들은 그림 1에서처럼 위상 변조 방식으로 변조되어 위성으로부터 전송된다.

표 1은 하향 링크 신호인 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호와 거리 측정 신호의 전송 특성이다^{[6],[7]}.

반송파를 사용하는 하향 링크의 위성 관제 신호는 3가지 모드로 구분된다. 즉, 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호만을 전송(모드 1), 톤 신호를 사용하는 거리 측정 신호만의 전송(모드 2), 그리고 실시간 위

표 1. 다목적실용위성의 하향 링크 관제 신호 특성
Table 1. Characteristics of KOMPSAT downlink TT & C signals.

위성	주파수	2,200~2,290 MHz
	EIRP	-22.4 dBW
거리 측정	측정 방식 및 신호	톤 방식(GSTDN) 100(major), 20, 4 kHz, 800, 160, 32, 8 Hz
	모호성 발생 확률	$\leq 10^{-6}$
	거리 측정 정확도	≤ 13 m
	변조 방식 및 대역폭	PM / 0.5, 1, 2, 4, 8 Hz
Real time 위성 상태 데이터	변조 지수	0.4 rad ± 3 %
	변조 방식	PCM/BPSK/PM
	변조 지수	1.0 rad ± 12 %
반송파	수신 임계값 및 데이터 율	9.6 dB/2.048 kbps
	수신 임계값(S/N_0)	40 dB-Hz

성 상태 측정 데이터 신호와 거리 측정 신호의 동시 전송(모드 3)으로, 식 (1)과 같이 표현할 수 있다^{[8],[9]}.

$$\begin{aligned}
 \text{모드 1 : } c(t) &= \sqrt{2} \sin[\omega_c t + \beta_s \sin(\omega_s t)] \\
 c(t) &= \sqrt{2} \sin[\omega_c t + \beta_{r1} \sin(\omega_{r1} t) \\
 \text{모드 2 : } &+ \beta_{r2} \sin(\omega_{r2} t)] \\
 c(t) &= \sqrt{2} \sin[\omega_c t + \beta_s \sin(\omega_s t) \\
 \text{모드 3 : } &+ \beta_{r1} \sin(\omega_{r1} t) + \beta_{r2} \sin(\omega_{r2} t)] \quad (1)
 \end{aligned}$$

여기서 ω_c , ω_s , ω_{r1} 그리고 ω_{r2} 는 반송파 신호, 부 반송파 신호 그리고 minor 톤과 major 톤 신호의 주파수이다. 또한, β_s , β_{r1} , β_{r2} 는 부 반송파 신호, 거리 측정 신호의 minor 톤 신호와 major 톤 신호의 변조 지수이다.

변조 방식 및 변조 지수에 따라 관제 신호의 전력 크기가 변한다. 따라서 표 1의 변조 지수에 따른 하향 링크 관제 신호의 전송 전력 손실을 구하기 위하여 모드별 전송 신호를 분석한다. 전송 모드 1의 신호를 삼각함수 및 Bessel 함수 정의를 이용하면 식 (2)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 c(t) &= \sqrt{2} \sin[\omega_c t + \beta_s \sin(\omega_s t)] \\
 &= \sqrt{2} \sin \omega_c t [J_0(\beta_s) + 2 \sum_{k=1}^{\infty} J_{2k}(\beta_s) \cos(2k\omega_s t)] \\
 &+ \sqrt{2} \cos \omega_c t [2 \sum_{k=0}^{\infty} J_{2k+1}(\beta_s) \sin\{(2k+1)\omega_s t\}] \quad (2)
 \end{aligned}$$

여기서 $\cos(x \sin \theta) = J_0(x) + 2 \sum_{k=1}^{\infty} J_{2k}(x) \cos(2k\theta)$, $\sin(x \sin \theta) = 2 \sum_{k=0}^{\infty} J_{2k+1}(x) \sin\{(2k+1)\theta\}$ 이다.

식 (2)를 고차항의 형태로 정리하면 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
 c(t) &= \sqrt{2} J_0(\beta_s) \sin \omega_c t + 2\sqrt{2} J_1(\beta_s) \cos \omega_c t \sin \omega_s t \\
 &+ 2\sqrt{2} J_2(\beta_s) \sin \omega_c t \cos 2\omega_s t \\
 &+ 2\sqrt{2} J_3(\beta_s) \cos \omega_c t \sin 3\omega_s t \\
 &+ \text{higher order components} \quad (3)
 \end{aligned}$$

식 (3)으로부터 위상 변조된 신호에는 반송파 신호와 위성 상태 측정 데이터 신호, 그리고 고차 모드 신호 성분들로 구성되어 있음을 알 수 있으며, 반송파 신호 및 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호의 전

표 2. 전송 모드별 변조 손실
Table 2. Modulation loss vs. transmission mode.

전송 모드	전송 신호	전력 크기
전송 모드 2	반송파	$J_0^2(\beta_{r1}) J_0^2(\beta_{r2})$
	Major 톤 Minor 톤	$2 J_1^2(\beta_{r2})$ $2 J_1^2(\beta_{r1}) J_0^2(\beta_{r2})$
전송 모드 3	반송파	$J_0^2(\beta_s) J_0^2(\beta_{r1}) J_0^2(\beta_{r2})$
	부반송파	$2 J_1^2(\beta_s) J_0^2(\beta_{r1}) J_0^2(\beta_{r2})$
	Major 톤 Minor 톤	$2 J_0^2(\beta_s) J_1^2(\beta_{r2})$ $2 J_0^2(\beta_s) J_1^2(\beta_{r1}) J_0^2(\beta_{r2})$

력 손실을 구하기 위해 자기 상관도를 구하여 신호 전력을 구하면, 반송파 신호 전력은 $J_0^2(\beta_s)$ 이며, 위성 상태 데이터 신호 전력 손실은 $2 J_1^2(\beta_s)$ 으로 표현된다^[9]. 따라서 변조 지수에 의해 전송 신호의 전력 크기가 달라지는 것을 알 수 있으며, 전송 신호의 변조 지수가 1.4 rad 이하이면 2차 이상의 고차 모드의 신호 전력은 10% 미만이므로 고차 모드의 신호 성분은 무시할 수 있다. 전송 모드 1에 대한 해석과 동일한 방법을 적용하여 각 전송 모드에 대한 변조 손실을 구하면 표 2와 같이 표현할 수 있다.

표 2에서 전송 모드 2의 경우 major 톤 신호만 전송될 때에는 위성 상태 측정 데이터 신호만 전송되는 경우와 같은 것으로 간주될 수 있으므로 major 톤 신호의 전력은 $2 J_1^2(\beta_{r2})$ 으로 표현할 수 있다.

소형 관제국은 표 2와 같은 변조지수에 따른 전력 크기 변화와 위성과 관제국 사이의 거리에 따른 자유공간 전력 손실 및 통신 링크상의 손실을 수용하고, 위성 하향 링크의 최소 요구되는 신호 대 잡음비를 유지하여야 한다.

III. 하향 링크 채널 용량 설계

3-1 요구 신호 대 잡음비

하향 링크 전송 신호는 전송 모드와 변조 지수에 따라 전력 크기가 변하며, 관제 신호들마다 요구 수신 임계값이 다르다. 따라서 하향 링크 수신 채널은 전송 모드 및 관제 신호의 허용된 변조 지수에 따른 전력 변화를 모두 수용할 수 있는 수신 신호 대 잡음비를 유지할 수 있어야 한다.

각 전송 모드에 대한 요구 신호 대 잡음비는 식

(4)와 같으며, 각 전송 모드 중 가장 큰 수신 신호 대 잡음비(SNR₀)를 갖는 하향 링크 채널 용량을 설계 기준으로 하였다.

$$SNR_o = \max \left[\frac{\gamma_c}{[J_0(\beta_s)J_0(\beta_{r1})J_0(\beta_{r2})]^2}, \frac{\gamma_{r2m}}{2[J_0(\beta_s)J_1(\beta_{r2})]^2}, \frac{\gamma_{sc}}{2[J_1(\beta_s)J_0(\beta_{r1})J_0(\beta_{r2})]^2}, \frac{\gamma_{r1m}}{2[J_0(\beta_s)J_1(\beta_{r1})J_0(\beta_{r2})]^2} \right] \quad (4)$$

여기서, γ_{sc} , γ_{r1m} , γ_{r2m} 그리고 γ_c 는 각각 부 반송파 신호, 거리 측정 모호성 해결을 위한 minor 톤 신호와 거리 측정 정확성을 위한 major 톤 신호 그리고 반송파 신호의 수신 신호 대 잡음비의 임계값이다.

식 (4)의 각 전송 모드의 수신 신호 대 잡음비를 구하기 위해 표 1의 하향 링크 관계 신호의 변조 지수와 수신 임계값, 그리고 표 2의 변조 지수에 따른 변조 손실을 적용하였다. 수신 요구 신호 대 잡음비는 표 3에 정리하였으며, 이 때 적용된 전송 모드는 변조 손실이 가장 크게 나타나는 모드 3을 적용하였다.

표 3에서 거리 측정 신호의 수신 임계값은 가장 높은 신호 대 잡음비가 요구되는 거리 측정 대역폭 (major 거리 측정 신호는 8 Hz, minor 거리 측정 신호는 0.5 Hz)을 적용하여 얻어졌으며, 각 전송 모드의 변조 손실은 최악의 경우의 변조지수를 적용하여 산출하였다. 한편, L_{dc} , L_{ds} , L_{dr} 은 반송파, 부 반송파, 그리고 거리 측정 신호 수신을 위한 복조 손실 또는 설계 마진이다. 표 3과 식 (4)에 의하면, 하향 링크의 반송파 및 관계 신호를 수신하기 위한 요구 신호 대 잡음비는 거리 측정 정확성을 위한 major 톤 신호 및 위성 상태 측정 데이터 신호의 수신 신호 대 잡음비에 증속적임을 알 수 있다.

표 3. 다목적실용위성 하향 링크 신호의 요구 신호 대 잡음비

Table 3. Required S/N_o of downlink signals for KOMPSAT.

전송 신호	요구 신호 대 잡음비
반송파	$SNR_{0c} \geq 3.718 + 40.0 + L_{dc}$
부 반송파	$SNR_{0s} \geq 5.721 + 42.7 + L_{ds}$
Minor 거리 측정	$SNR_{0r1} \geq 14.743 + 27 + L_{dr}$
Major 거리 측정	$SNR_{0r2} \geq 14.371 + 38 + L_{dr}$

3-2 부 반송파를 사용하는 하향 링크 채널 설계

다목적실용위성의 거리 측정과 관련하여 위성 거리 측정의 모호성 해결을 위해서는 major 톤 신호와 minor 톤 신호가 전송되며, 거리 측정의 정확성을 위해서는 major 톤 신호만 전송된다. 위성 거리 측정은 0.5, 1, 2, 4, 그리고 8 Hz 대역폭을 사용할 수 있으나, 대역폭이 증가할수록 잡음에 의한 거리 측정 성능은 열화가 되는 한편 도플러에 의한 성능은 개선된다. 설계에 적용된 대역폭은 저궤도 위성의 궤도 특성을 고려하여 4 Hz의 대역폭을 가정하였다. 위상 가속도($\dot{\omega}$)와 링크 잡음에 의한 고 이득 2차 루프 PLL을 사용하는 거리 측정 장치의 위성 거리 측정 정확성은 식 (5)로부터 구할 수 있다^[10].

$$R_{accu} = \left(\frac{\theta_e}{2\pi} \right) \times \frac{c}{f_{r2}} \quad (m),$$

$$\theta_e = \sqrt{\frac{B}{2 \frac{S}{N_0}} + \frac{\dot{\omega}}{\omega_n^2}} \quad (5)$$

여기서, c 는 빛의 속도이며, f_{r2} 는 major 톤 신호 주파수, 그리고 B , ω_n 는 거리 측정 신호의 잡음대역폭과 2차 루프의 고유 주파수(natural frequency)이다.

도플러에 의한 위상 가속도 오차는 고각이 높을수록 증가하나 링크 잡음에 의한 영향은 낮은 고각에서 증가한다. 표 1의 위성 거리 측정의 정확도를 만족하기 위한 major 톤 신호의 신호 대 잡음비는 식 (5)로부터 구할 수 있으며, 4 Hz 위성 거리 측정 잡음 대역폭을 갖는 다목적실용위성의 major 톤 신호의 신호 대 잡음비는 표 4와 같다. 위성 고각이 증가할수록 요구 신호 대 잡음비가 증가하고 있으나, 상대적으로 위성 거리가 짧아져 자유 공간 손실이 낮아지고, 수신 신호 크기가 증가한다. 따라서 10° 고각의 major 톤 신호의 요구 신호 대 잡음비를 만족하면

표 4. 다목적실용위성 거리 측정 정확도를 위한 major 톤 신호의 요구 신호 대 잡음비(4 Hz)

Table 4. Required signal-to-noise ratio of major tone signal for KOMPSAT satellite range accuracy (4 Hz).

위성 고각(°)	10	20	30	40	50	60	70	80	90
SNR _o (dB)	28.5	28.7	29	29.4	30	30.7	31.5	32	32.5

10° 이상의 고각에서 다목적실용위성 거리 측정의 정확도를 만족할 수 있다.

식 (4)의 조건을 만족하는 major 톤 신호의 요구 신호 대 잡음비는 표 4로부터 28.5 dB를 적용하며, 표 1의 제원을 갖는 다목적실용위성의 부 반송파를 사용하는 하향 링크 채널 설계는 표 5와 같이 나타낼 수 있다. 통신 링크상의 흡수 손실로는 99 %의 가용도에 대해 ITU-R에서 규정한 손실 값을 고려하였다.

편파 손실은 발사 전에 측정된 위성 conical spiral 안테나의 축비(5 dB)와 관제국 안테나에서 통상적으로 고려되는 축비(1 dB)로부터 식 (6)을 적용하여 계산하였다.

$$L_{POL} = \frac{1}{2} + \frac{4r_1^2 r_2^2 + (1-r_1^2)(1-r_2^2) \cos(2\phi)}{2(1+r_1^2)(1+r_2^2)} \quad (6)$$

여기에서 r_1 은 지상국 안테나 축비이며, r_2 는 위성 안테나 축비이다. ϕ 는 위성, 지상국 안테나 편파 각각의 장축간의 각도로서 최악의 경우를 고려하였다^[11].

자유 공간 손실은 위성과 지상국간의 거리에 의해 발생하는 것으로 식 (7)을 적용하여 산출되었다^[12].

$$L_{FS} = \left(\frac{4\pi R}{\lambda} \right)^2 \quad (7)$$

여기에서 R 은 관제국 안테나의 고각이 10°일 때 해당하는 위성, 관제국간의 거리(2,122.6 km)이고, λ 는 S-대역 주파수에 대한 파장이다.

안테나 지향 손실은 위성을 지향하는 안테나의 상대적인 지향 오차로 인해 발생하는 것으로 식 (8)에 의해 구한다^[12].

$$L_P = 12 \left(\frac{\alpha}{\theta_{3dB}} \right)^2 \text{ (dB)}, \quad \theta_{3dB} \cong 70 \frac{\lambda}{D} \quad (8)$$

여기서, α 는 약 0.6°의 상용 추적 포지셔너(positioner)의 추적 허용 오차이며, θ_{3dB} 는 안테나의 3 dB 빔 폭으로써 주파수에 대한 파장 및 안테나의 직경에 의해 산출된다. 안테나의 직경은 1.5 m를 우선적으로 고려하였다.

레이돔 손실은 2.4 m의 상용 레이돔(미국, Sea Tel 사)에서 S-대역의 삽입 손실 규격을 고려하였다. 끝으로, 표 5에서 변조 손실은 전송 모드 3을 적용하였

표 5. 부 반송파를 사용하는 다목적실용위성 소형 관제국 하향 링크 설계(10° 고각, 4 Hz 대역폭)

Table 5. Channel design of downlink using sub-carrier for small-sized KOMPSAT ground station(@ 10° elevation, 4 Hz bandwidth).

Satellite				
EIRP(dBW)		-22.4		
손실 (dB)	흡수	0.25		
	편파	0.48		
	자유공간 @ 10° 고각	166.04		
	지향(pointing)	0.12		
	Radome	0.25		
Boltzmann's constant (dBW/Hz-K)		228.6		
Link receive S/N_o (dB-Hz)		39.049		
신호 성분		반송파	거리 측정	위성 상태
변조 손실 (dB)	Normal	3.026	13.468	4.802
	Worst	3.718	14.371	5.721
Net receive S/N_o (dB-Hz)	Normal	36.023	25.581	34.227
	Worst	35.331	24.678	33.328
Transmission				
신호 성분		반송파	거리 측정	위성 상태
최소 요구 S/N_o (dB-Hz)		40	28.5	42.7
요구 E_b/N_o /데이터율(dB)		-	-	9.6/33.11
Implementation loss(dB)		1.0	2.5	1.0
Reed-Solomon(255/223) 부호화 이득(dB)		-	-	3.9 at 10^{-5} BER
요구 G/T (dB/K)	Normal	4.98	5.42	5.57
	Worst	5.67	6.32	6.47

으며, 최악의 경우는 변조 지수가 오차 범위 내에서 변할 때 가장 큰 변조 손실을 갖는 변조지수를 적용한 것이다.

3-3 하향 링크 채널 용량 설계

표 5로부터 부 반송파를 사용하는 다목적실용위성 하향 링크에서 최악의 경우를 고려한 요구 G/T는

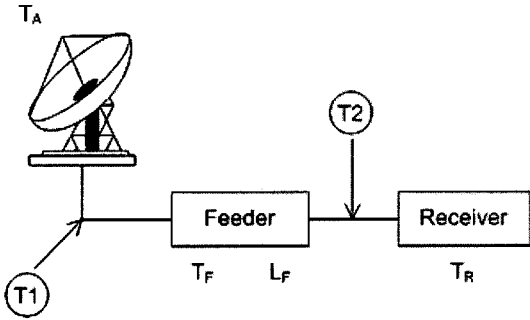


그림 2. 시스템 잡음 온도
Fig. 2. System noise temperature.

약 6.5 dB/K임을 알 수 있다. 이러한 설계 지수를 만족하는 안테나를 비롯한 수신 채널 설계를 위하여 그림 2와 식 (9)의 시스템 잡음 온도 산출 방법을 적용한다^[12].

$$T_1 = T_A + (L_F - 1) T_F + \frac{T_R}{G_F} \quad (K)$$

$$T_2 = \frac{T_1}{L_F} = \frac{T_A}{L_F} + \left(1 - \frac{1}{L_F}\right) T_F + T_R \quad (K)$$

(9)

여기서, $L_F = 1/G_F$ 는 안테나 피드 손실이며, $T_F = (L_F - 1) T_0$ 에 의해 손실에 대한 잡음 온도를 구할 수 있다. 여기서, T_0 는 주변 잡음 온도이다.

수신기 잡음 온도 T_R 은 N 개의 4-port 구성 요소로 구성되어 있는 장비를 고려할 경우, 일반적으로 식 (10)을 적용한다.

$$T_R = T_{ei} + \frac{T_{e1}}{G_1} + \frac{T_{e2}}{G_1 G_2} + \dots + \frac{T_{eN}}{G_1 G_2 \dots G_{N-1}} \quad (10)$$

여기서, T_{ei} , G_i 는 각각 구성 요소들의 잡음 온도와 이득이다.

그림 3은 식 (9)와 (10)의 시스템 잡음 온도를 산출하여 소형 관제국의 하향 링크 채널을 설계한 결과를 나타낸 것이다. 위성 안테나의 잡음 온도는 대지의 영향, 대기로부터 입력되는 잡음, 그리고 강우에 의한 잡음 영향을 고려하여, 10°의 안테나 고각에서의 잡음 온도 50 K를 적용한다^[12]. 안테나 피드와 LNA의 사이에는 케이블 손실 및 다이플렉서 손실로써 0.95 dB가 고려되었으며, LNA의 이득과 잡음 온도는 각각 35 dB와 40 K로써 결정하였다. 또한, 모델 장비로 입력하기 위해 S-대역 신호를 70 MHz의 중간 주파수로 변환해 주는 하향 주파수 변환기의 경우, 이득과 잡음 지수는 상용 장비의 성능 규격에 따라 각각 25 dB 및 12 dB를 고려하였다.

IV. 1.5 m 안테나 기반의 소형 관제국 구현 및 시험

그림 4는 극심한 운영 환경에서도 운영이 가능하기 위해 상용 2.4 m 레이돔 내부에서 설치된 1.5 m 안테나를 나타낸 것이다.

조립된 안테나의 반사판 후면에 다이플렉서, LNA

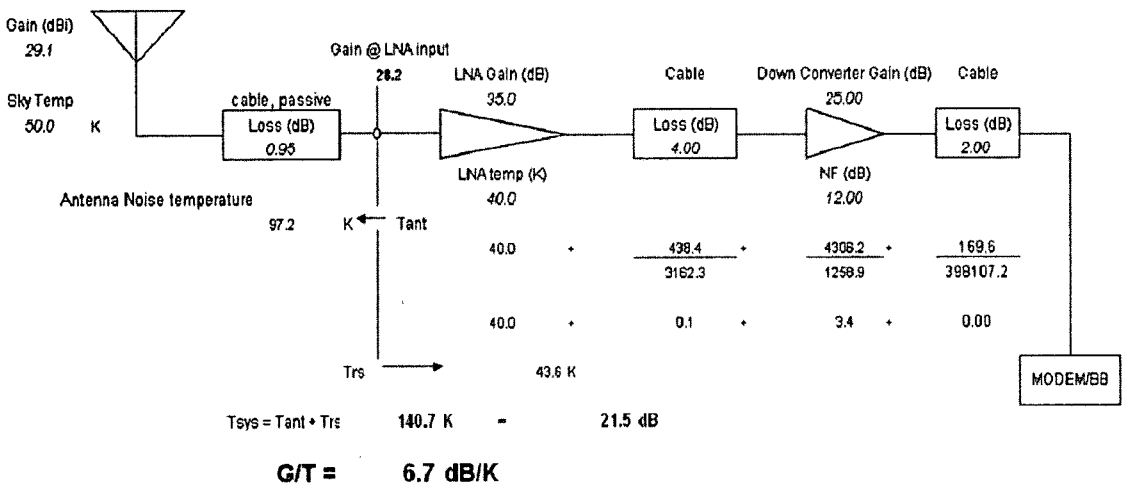


그림 3. 소형 관제국의 G/T 설계
Fig. 3. G/T design for small-sized ground station.

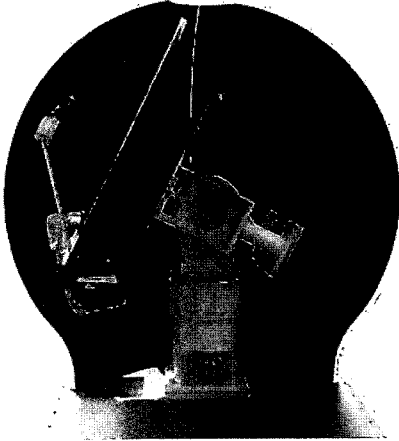


그림 4. 2.4 m 레이돔 내부에서 설치된 1.5 m S-대역 관제 안테나

Fig. 4. 1.5 m S-band TT&C antenna installed in 2.4 m commercial radome.

를 부착하고 내부 장비와 연결하기 위한 케이블이 안테나 구동에 영향이 없도록 하기 위해 로터리 조인트와 슬립 링을 사용하였다. SSPA를 비롯한 주파수 변환기 및 모뎀 등의 모든 장비는 이동형 셀터 내부의 19인치 랙에 장착하였으며, 셀터는 차량에 탑재가 가능하도록 구현되었다.

설계 이후에 구축된 소형 관제국의 하향 링크 채널 용량을 검증하기 위해 태양을 이용하여 G/T를 측정하였다. 즉, 안테나가 태양을 지향하였을 때와 그렇지 않을 때의 수신 잡음 레벨의 차이를 측정한 뒤에 IEEE의 표준(ANSI/IEEE std. 149-1979)에서 명시한 식 (11)에 의하여 G/T를 산출하게 된다.

$$G/T = \frac{8\pi k(Y-1)}{S\lambda^2} K_1 K_2 \quad (11)$$

여기에서 Y 는 잡음 레벨의 차이(Y-factor)이고, k 는 볼츠만 상수이며, λ 는 파장을 나타낸다. K_1 과 K_2 는 대기 손실 및 태양의 보이는 면적에 대한 안테나 패턴의 변화를 각각 보상한 것이며, 또한 S 는 solar flux density로써 웹사이트를 통해 제공된 값을 적용하였다.

표 5에서 적용된 대기의 흡수 손실 값, $A(\theta)$ 로부터 K_1 은 식 (12)에 의해 계산된다.

$$K_1 = 10^{\frac{-A(\theta)}{10}} \quad (12)$$

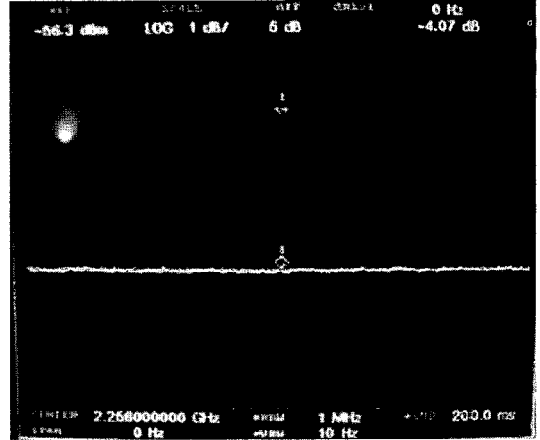


그림 5. 측정된 Y-factor

Fig. 5. Measured Y-factor.

표 6. G/T 측정에 적용된 파라미터

Table 6. Parameters applied for G/T measurement.

Parameters	Values
k	1.380658×10^{-23} joule/K
S	71.53×10^{-22} W/m ² /Hz
$A(\theta)$	0.25 dB
K_1	1.06
θ_{3dB}	6.21 degree
K_2	1.017

K_2 의 경우에는 식 (8)에서 적용된 안테나의 3 dB 대역폭으로부터 식 (13)에 의해 산출된다^[13].

$$K_2 = \frac{x}{1 - e^{-x}}, \quad x = \frac{0.2106}{\theta_{3dB}} \quad (13)$$

그림 5는 2005년 1월 18일에 측정된 Y-factor를 나타낸 것이고, 표 6은 G/T를 측정하기 위한 파라미터들의 값들을 정리한 것이다.

4.07 dB의 Y-factor로부터 표 6 및 식 (11)에 의해 측정된 G/T는 6.62 dB/K가 되어 요구치인 6.5 dB/K를 만족하는 것을 알 수 있다. 한편, 그림 3의 설계치와 비교할 때 약 0.1 dB가 차이가 있으며, 이는 표 5에서 언급한 레이돔의 삽입 손실이 G/T 측정에서 반영되었기 때문이다.

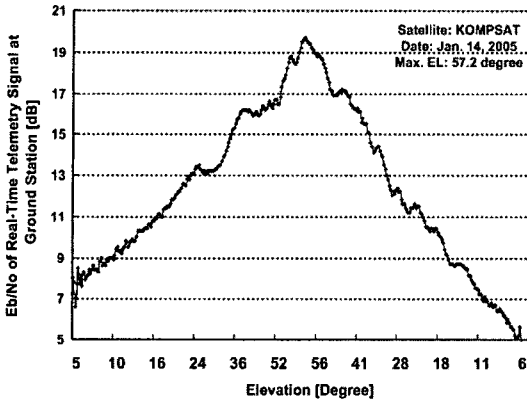
그림 6은 소형 관제국이 위성과의 연동 시험을 수행하면서 측정하고 저장한 데이터를 나타낸 것으로

V. 결 론

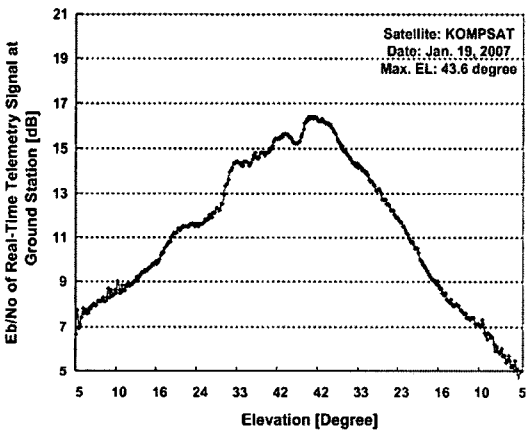
본 논문에서는 다양한 운영 환경에서 다목적실용 위성의 관제를 위해 부 반송파를 사용하는 이동형 소형 관제국의 하향 링크 채널에 대한 설계 및 검증 시험 결과를 기술하였다. 위성과의 전송 모드별로 요구되는 수신 임계값을 해석하여 관제국의 하향 링크 채널에 대한 설계 값으로 적용하였다. 그 결과, 실시간 위성 상태 측정 데이터의 신호 수신 및 위성 거리 측정의 정확성을 위해 약 6.5 dB/K G/T를 만족시키는 1.5 m 급 소형 관제국을 설계하였다. 구축된 이후에 IEEE의 표준에 따라 태양을 이용한 G/T 측정 결과로써 관제국의 G/T는 6.62 dB/K가 됨을 확인하였다. 또한 위성과의 연동 시험을 통해 수신 받은 신호의 E_b/N_0 가 요구 사양을 만족함이 확인되어 다목적실용위성 관제국으로 적합함이 검증되었다.

참 고 문 헌

- [1] Willey J. Larson, James R. Werts, *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm/Kluwer Academic, NY, pp. 579-598, 366-379, 1999.
- [2] Robert M. Gagliardi, *Satellite Communications*, Van Nostrand Reinhold Co., NY, pp. 450-463, 1984.
- [3] 이병선 외 3인, "GPS 항행해와 지상 추적 데이터를 이용한 다목적 위성의 궤도 결정 시뮬레이션", 한국항공우주학회논문지, 26(1), pp. 99-108, 1998.
- [4] Paul J. Oleski, Bill Asiano, "Portable universal ground processing unit for remote satellite control", in *Proc. Military Communications Conf(MILCOM)*, vol. 2, pp. 1047-1051, 2005.
- [5] [Online]. <http://www.ksat.no/>
- [6] 김해동 외 2인, "다목적실용위성 1호의 임무 계획 및 운영", 한국항공우주학회논문지, 29(7), pp. 118-126, 2001.
- [7] NASA, *Ground Network(GN) User's Guide*, 530-UGD-GN, Maryland, pp. 11-16, 1993.
- [8] Jack Kreng et al., "Telemetry, tracking, and command link performance using the USB/STDN waveform", in *Proc. Aerospace Conf.*, pp. 1-15, 2007.



(a) 2005년 1월 14일 측정
(a) Measured on January 14, 2005



(b) 2007년 1월 19일 측정
(b) Measured on January 19, 2007

그림 6. 소형 관제국에서 수신한 다목적실용위성 실시간 위성 상태 측정 데이터 신호의 E_b/N_0

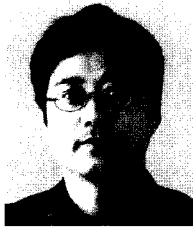
Fig. 6. E_b/N_0 of KOMPSAT real-time telemetry received at ground station.

써 2005년 1월 24일과 2007년 1월 19일의 위성 패스에서 지상 장비에서 수신한 위성 상태 측정 데이터 신호의 E_b/N_0 를 나타낸 것이다.

실제 지상 장비에서 나타난 E_b/N_0 는 Reed-Solomon 부호화 이득이 반영되지 않은 것으로써 표 5의 분석 결과로부터 최악의 경우 약 5.8 dB로 예상할 수 있다. 그림 6에서처럼 위성으로부터 수신된 신호의 E_b/N_0 는 고각 10°인 지점에서 최소 6.9 dB 이상을 보임으로써 앞서 측정된 G/T 결과와 함께 이동형 소형 관제국의 하향 링크 채널 설계가 적절하였음을 확인할 수 있었다.

- [9] Jack Kreng et al., "Telemetry, tracking, and commanding(TT&C) link considerations for a LEO sat", in *Proc. Aerospace Conf.*, pp. 1646-1655, 2005.
- [10] Command Ranging & Telemetry unit-CRT-XL User's Manual, IN-SNEC.
- [11] H. Estep, "Polarization loss of a satellite: Data collection sensor link", *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, pp. 433-435, Jul. 1977.
- [12] Gerard Maral, Michel Bousquet, *Satellite Communications Systems: Systems, Techniques and Technology*, John Wiley & Sons, NY, pp. 30-38, 2002.
- [13] W. C. Daywitt, *10~60 GHz G/T Measurements Using the Sun as a Source - A Preliminary Study*, NBS International Report NBSIR 86-3046, U.S. National Bureau of Standards, Apr. 1986.

안 상 일



1991년 2월: 한양대학교 전자통신 공학과 (공학사)
 1994년 8월: 한양대학교 전자통신공학과 (공학석사)
 1995년 3월~현재: 한국항공우주연구원 위성지상시스템개발팀 팀장
 2001년 3월~현재: 충남대학교 전파

공학과 박사과정

[주 관심분야] 송수신 시스템, 위성 데이터 처리 시스템

박 동 철



1974년 2월: 서울대학교 전자공학과 (공학사)
 1976년 2월: 한국과학기술원 전기전자공학과 (공학석사)
 1984년 12월: Univ. of California, Santa Barbara (공학박사)
 1977년~1978년: Ruhr University, Bochum, Germany 방문교수

1994년~1998년: IEEE MTT Korea Chapter Chairperson

1998년~2001년: IEEE EMC Korea Chapter Chairperson

2000년~2001년: 한국전자파학회 회장

2005년~2007년: 대덕 Wireless 포럼 회장

1976년~현재: 충남대학교 전파공학과 교수

[주 관심분야] Microwave and Millimeterwave Passive Components, Antennas, EMI/EMC

[주 관심분야] Microwave and Millimeterwave Passive Components, Antennas, EMI/EMC