Journal of the KIMST, Vol. 19, No. 3, pp. 363-370, 2016
ISSN 1598-9127
DOI http://dx.doi.org/10.9766/KIMST.2016.19.3.363

Research Paper 정보 · 통신 부문

Ku 대역 다중모드 모노펄스 위성추적시스템을 위한 커플러 구현 및 안테나 추적정확도 분석

이재문[1] · 임재성[*,2] · 박도현[3]

[1] 국방과학연구소 제2기술연구본부
[2] 아주대학교 컴퓨터공학과
[3] LIG넥스원㈜ 통신연구센터

Coupler Implementation and Antenna Tracking Accuracy Analysis for Ku-band Multi-mode Monopulse Satellite Tracking System

Jaemoon Lee[1] · Jaesung Lim[*,2] · Dohyun Park[3]

[1] *The 2nd Research and Development Institute, Agency for Defence Development, Korea*
[2] *Department of Computer Engineering, Ajou University, Korea*
[2] *Department of Communication, LIG Nex1, Korea*

(Received 4 January 2016 / Revised 11 March 2016 / Accepted 20 May 2016)

ABSTRACT

This paper proposes a Ku-band multi-mode coupler and its monopulse tracking system, which can be applied to a unmaned aircraft vehicle(UAV) platform. In general, the carrier-to-noise(C/N) level of the beacon signal from a Ku-band commercial satellite is relatively weak compared to that of a military satellite because the Ku-band satellite has been designed for commercial services. Therefore, this paper proposes a coupler and its multi-mode monopulse tracking system satisfying the tracking accuracy under a low C/N environment and analyzes the tracking accuracy. After that, we perform a real satellite tracking test and compare the accuracy of the test with the analysis result before validating the performance of the architecture of the proposed satellite tracking system.

Key Words : Satellite Tracking(위성추적), Multimode Monopulse(다중모드모노펄스), Ku Band(Ku 대역), Tracking Accuracy(추적정확도), UAV(무인항공기)

1. 서 론

위성통신은 가시선 통신방식의 지형적 제한 극복이 가능하여 국내외에서 널리 사용되고 있다. 근래에는 기동성/융통성/생존성의 극대화를 위해 이동간 통신이 가능한 실시간 위성 추적 시스템의 구현이 지속적으로 요구되고 있다. 특히 무인기를 이용한 감시·정찰 등의 서비스는 지속적으로 수요가 증가하고 있으나 기존의 가시선 통신 방식은 운용 거리 증가에 따라 지형

* Corresponding author, E-mail: jaslim@ajou.ac.kr
Copyright ⓒ The Korea Institute of Military Science and Technology

차폐등의 이유로 신호의 가시선 확보가 제한되는 문제점이 있다. 따라서, 위성을 경유한 비가시선 통신방식이 반드시 필요하며, 이를 위하여 무인기에 탑재하여 운용 가능한 위성추적 시스템의 구현이 필수적이다[1]. 아래 Fig. 1은 위성을 이용한 비가시선 통신의 개념도이다.

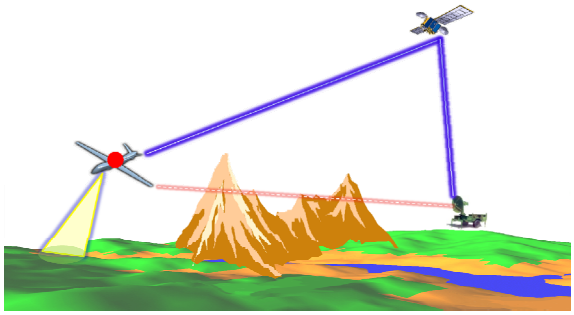


Fig. 1. Operation conceptual figure of beyond line-of-sight communication

일반적으로, 무인기에서 운용되는 위성추적 시스템은 다음과 같은 3가지 특성을 가진다. 첫째, 비행환경에 따른 수신신호세기의 변화에 대응 가능해야 한다. 이를 위해서는 높은 추적 정확도를 갖고, 기동 또는 외부 간섭 신호에 의해 위성링크 단절시 빠른 재탐색이 가능해야 한다. 둘째, 신호 송신시 인접위성 간섭 방지를 위해 ITU-R에서 규정한 안테나 방사패턴을 만족해야 한다. 마지막으로 무인기에 장착, 운용할 수 있도록 소형/경량화가 가능하여야 한다. 따라서, 이러한 요구사항을 만족시키기 위한 위성추적 시스템의 구현이 필요하다.

기존 연구에 따르면, 무인기와 같은 운용 환경에서는 기존 위성추적 방식 중 다중모드 모노펄스 방식이 가장 적절한 것으로 평가된다[1,2]. 우선 스텝 추적 방식은 hill-climbing 추적 방식의 한계에 의해 외부 간섭 신호등의 요인에 취약한 특성이 있다. 또한 다중 혼 모노펄스 추적 방식은[3] 높은 추적 정확도에도 불구하고 다수의 혼 안테나 및 비교기로 인한 크기/무게 증가에 따라 무인기 장착이 적합하지 않고 또 혼 안테나의 특성에 따라 안테나 부엽 준위가 상대적으로 높아 인접위성 간섭 방지를 위한 안테나 방사패턴 만족이 용이하지 않기 때문이다[4,5].

다중모드 모노펄스 방식은 급전혼 조립체를 이용하여 도파관 내에 발생된 고차모드 신호를 선택적으로 수신하기 위해 다수의 모드 커플러를 사용한다.

Ku 대역 위성은 일반적으로 상용 기반의 범용 서비스를 위한 목적으로 구현되어 군사 목적으로 운용중인 Ka 대역 위성에 비해 추적에 필요한 기준 신호인 비콘의 신호 대 잡음 비(C/N, Carrier to Noise Ratio) 특성이 상대적으로 열악하다. 그러므로, 다중모드 모노펄스 오차신호 도출에 필요한 C/N 레벨 확보가 제한되어 추적정확도 만족을 위한 별도의 연구가 필요하다. 따라서, 본 논문에서는 Ku 대역 상용 위성에서 낮은 C/N 환경에서도 추적 성능을 만족하도록 고차모드 커플러를 포함한 위성추적 시스템을 제안한다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 고차모드 커플러의 구현원리 및 특성측정 결과를 기술하고 3장에서는 고차모드 커플러를 포함한 Ku 대역 다중모드 모노펄스 시스템의 구조에 대해 설명하고, 설계요소를 기반으로 한 추적정확도를 분석한 후 실 위성 추적정확도 시험 결과와 비교하여 유효성을 확인하며 4장에서는 결론을 맺는다.

2. Ku 대역 다중모드 모노펄스 커플러

Fig. 2는 커플러를 포함한, 제안하는 Ku대역 다중모드 모노펄스 위성추적시스템의 계통도를 나타내고 있다. 안테나를 통해 수신된 위성비콘 신호는 고차모드 커플러에서 지향 오차각 산출을 위한 고차모드(TE_{21} 모드) 신호가 추출되고, 이 신호는 90° 하이브리드커플러에서 동위상으로 합성되어 저잡음증폭기로 입력된다. 이후 주파수 하향변환되어 지향오차 값 처리를 위해 모노펄스 수신반을 거쳐 DSP에 입력되고, DSP에서 산출된 고각/방위각 지향 오차값은 안테나 구동부로 전달되어 안테나 지향오차를 보정하게 된다.

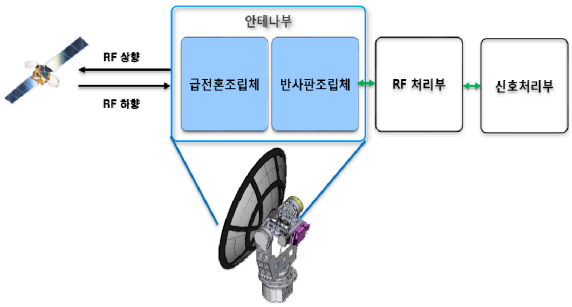


Fig. 2. Monopulse satellite tracking system diagram

따라서 기본모드와 고차모드 패턴 특성을 이용, 지향 오차를 구하는데 있어서 안정적인 전계성분 추출은 고정밀도 및 고속추적을 구현하는 중요한 역할을 하며, 전계성분의 추출을 담당하는 고차모드 커플러의 성능이 매우 중요하다[7].

2.1 Ku대역 커플러 설계 및 제작

본 장에서는 Ku 대역 비콘 신호의 처리가 가능한 커플러 구조 설계 내용을 설명하고, 제작 및 시험 결과의 분석을 통해 수신된 신호로부터 요구 추적 성능을 만족시키기 위한 오차 정보가 적절히 산출되는지 확인한다.

다중모드 모노펄스 위성추적에서는 Fig. 3과 같이 안테나 빔축이 위성의 방향으로부터 벗어났을 때 생성되는 고차모드(TE_{21}) 신호를 기본모드(TE_{11}) 신호와 비교하여 위성추적을 위한 오차정보를 얻는다[7].

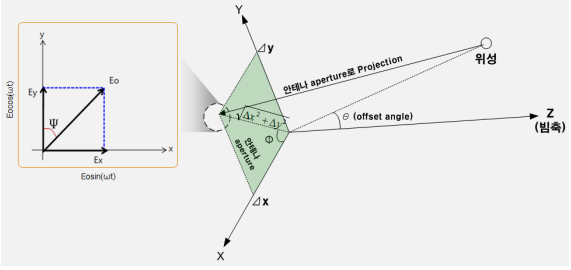


Fig. 3. Coordinate system of tracking error signal analysis

위성이 안테나 개구면(aperture)의 빔축(Z축)으로부터 Θ(offset angle)만큼 벗어났을때 Z축으로부터 안테나 개구면(aperture) 방향으로 입사된 경우 가로축(X축) 및 세로축(Y축)에 대하여 생성되는 오차를 Δx 및 Δy로 정의한다. Δx 및 Δy에 대하여 X축에서 Y축으로 회전한 양을 Φ, 안테나 개구면(aperture)으로 입사되는 전자기장에 대하여 가로축 성분을 Ex, 세로축 성분을 Ey로 정의한다[6].

위성이 안테나의 X축, Y축을 기준으로 Δy 및 Δx 만큼 벗어났을 때 고차모드커플러의 입력포트로 Fig. 4a, 4b와 같이 Δy(고각) 및 Δx(방위각) 변위에 대한 고차모드(TE_{21}) 전기장이 생성되며 각각 첫 번째 2개 slot 및 두 번째의 2개 slot을 이용하여 오차 각도정보를 포함하는 고차모드신호(TE_{21}) 합성 후 출력포트로 전달한다.

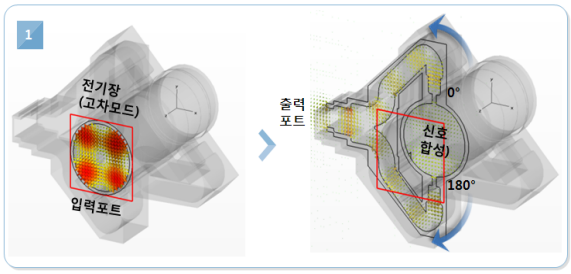


Fig. 4a. Higher-order mode field by y-axis error

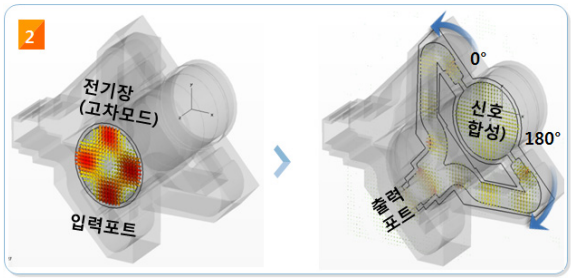


Fig. 4b. Higher-order mode field by x-axis error

참고문헌 [7]은 2개의 슬롯을 가지는 모드커플러를 이격하여 2개 배치하는 구조로 관련 성능을 이론적으로 분석하였다.[7,8] 참고문헌 [7]에서 제안된 커플러에서 추출된 θ와 Φ는 안테나 개구면(aperture) 기준 값으로, 안테나 구동부에서 사용할 수 있는 오차 각도로 좌표 변환 가능하며 수식으로 표현하면 수식 (9) 및 (10)과 같다.

$$\triangle AZ(\text{방위각 오차 각도}) = \sin^{-1}(\sin(\theta)\times\cos(\phi)) \quad (9)$$

$$\triangle EL(\text{고각 오차 각도}) = \cos^{-1}\left(\frac{\cos(\theta)}{\cos(\triangle AZ)}\right) \quad (10)$$

Fig. 5는 Ku 대역 고차모드 커플러의 실제 제작 형상을 나타낸다. 두 개의 고차모드 커플러를 통해 추출된 고차모드 신호는 하이브리드 커플러에서 90도 위상차로 합성되어 오차신호의 성분을 추출하게 된다.

2.2 커플러 특성 측정결과

Fig. 6은 Ku 대역 주파수에 대한 커플러의 기본모드(TE_{11}) 패턴 및 고차모드(TE_{21}) 패턴 측정 결과를 나타낸다.

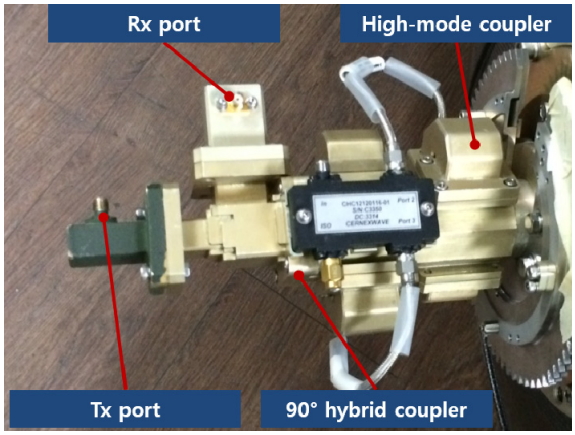


Fig. 5. Proto-type figure of proposed higher-order mode coupler

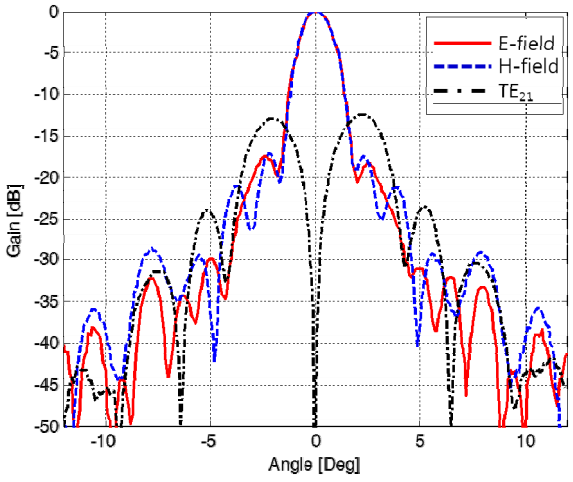


Fig. 6. Fundamental mode pattern and Higher-order mode pattern measurement result

패턴 측정 결과 고차모드(TE_{21}) 패턴의 최대 값은 기본모드(TE_{11}) 패턴 최대 이득 대비 약 13 dB 낮으며 고차모드(TE_{21}) 패턴의 Null Depth는 35 dB 이상으로 추적 정확도 만족이 가능함을 알 수 있다[9].

Fig. 7은 기본모드(TE_{11}) 패턴에 대한 위상 값 측정 결과와(Fig. 7a) 고차모드(TE_{21}) 패턴에 대한 위상 값 측정 결과(Fig. 7b)를 나타낸다. 위상 측정 결과 기본모드(TE_{11}) 패턴은 신호원의 좌/우 이동시 모노펄스 추적이 가능한 각도 범위 내에서 동위상을 유지하고 있으며 고차모드(TE_{21}) 패턴은 신호원의 좌/우 이동시 모노펄스 추적 가능한 각도 내에서 180° 위상차(Phase Difference) 특성을 보이고 있다.

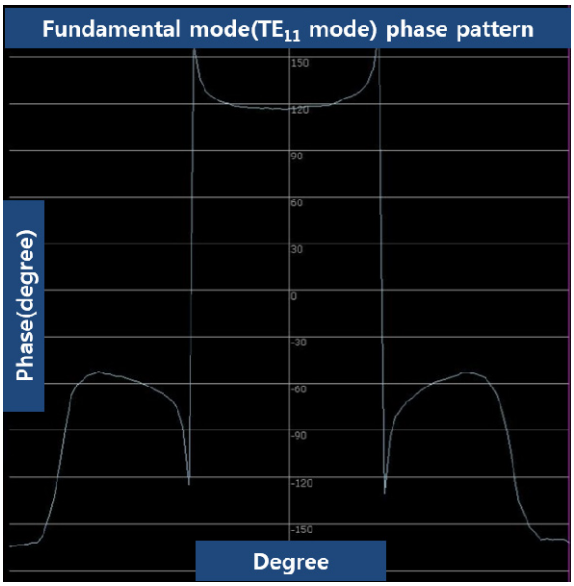


Fig. 7a. Fundamental mode phase measurement result

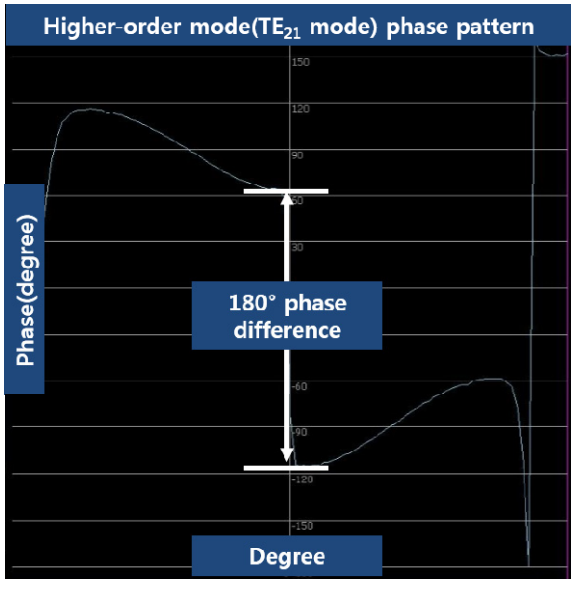


Fig. 7b. Higher-order mode phase measurement result

위 결과로부터 모노펄스 추적시 추출되는 기본모드(TE_{11})신호 및 고차모드(TE_{21}) 신호의 위상차(Phi(Φ) 값)이 추적 성능에 영향을 주지 않음을 확인하였다[1].

3. 다중모드 모노펄스 시스템 추적정확도 분석

본 장에서는 앞서 제안된 커플러를 포함한 다중모드 모노펄스 위성추적 시스템의 추적정확도를 분석한다. 추적정확도 분석은 먼저 설계요소를 기반으로 이론적 분석값을 산출하고, 이를 실 위성을 이용한 추적정확도 시험 결과값과 비교 분석함으로써 두 결과값이 근사함을 검증한다.

3.1 설계요소를 반영한 추적정확도 분석

추적정확도 분석을 위해 먼저 위성통신링크의 신호대 잡음 비(C/N)를 분석한다. 송신기가 수신기 방향으로 최대전력밀도를 방사한다고 할 때, 유효수신전력밀도는 다음과 같다[9].

$$P_r = \frac{P_t G_{TX} A_e}{4\pi r^2} = EIRP \times \frac{G_{RX}}{(4\pi r/\lambda)^2} \quad (11)$$

수식 (11)에서 P_t는 송신기 안테나에서 방사되는 순전력, A_e는 수신 안테나의 유효개구면적, EIRP(Effective Isotropic Radiated Power)는 유효등방성방사전력, G_{RX}는 수신안테나 이득, G_{TX}는 송신안테나 이득, λ는 주파수에 대한 파장, r은 송신안테나와 수신안테나 사이의 거리를 각각 의미한다.

송신안테나의 이득(G_{TX})과 송신기 안테나에서 방사된 순 전력(P_t)의 곱은 유효등방성방사전력(EIRP)으로 표현이 가능하며 자유공간손실(Free Space Loss)은 수식 (12)와 같이 정의 할 수 있다[9].

$$L_p = \frac{1}{(\lambda/4\pi r)^2} \quad (12)$$

수식 (12)로부터 위성통신링크의 C/N은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{C}{N} = \frac{C}{N_0 B} = \frac{EIRP \times (G_{RX}/T)}{k \times L_p} \left(\frac{1}{B}\right) \quad (13)$$

수식 (13)에서, C는 수신신호전력, N은 유효 잡음파워(Effective Noise Power), N_0는 잡음의 주파수 대역 파워밀도(Noise Power Spectral Density), B는 잡음 측정 대역폭, k는 볼츠만 상수(1.379×10-23), T는 열역학적 온도를 각각 나타낸다[9]. 수식 (13)으로부터 위성통신링크의 C/N은 송신기의 유효등방성방사전력(EIRP)과 수신성능지수(G/T)의 합과 볼츠만 상수(k), 자유공간손실(L_p) 및 잡음측정대역폭(B)의 차로부터 계산할 수 있음을 알 수 있다. 따라서, 본 논문에서는 Ku대역 모노펄스 위성 추적 시스템의 C/N 계산을 위해 먼저 제안된 시스템의 수신성능지수(G/T)를 분석한다[5]. 시스템의 수신성능지수는 수신안테나 이득 값 대비 시스템 잡음온도의 비를 나타내므로, 이를 위하여 Fig. 8의 시제를 이용하여 Fig. 9와 같이 안테나 이득 및 패턴을 측정하였다.

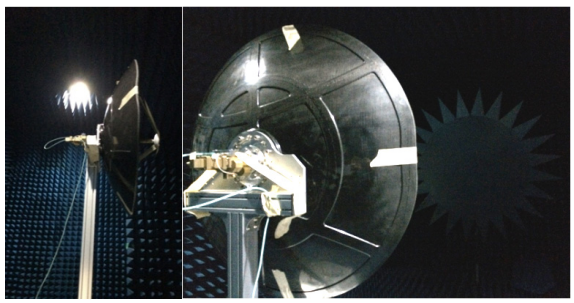


Fig. 8. Reflector antenna gain and pattern measurement setup

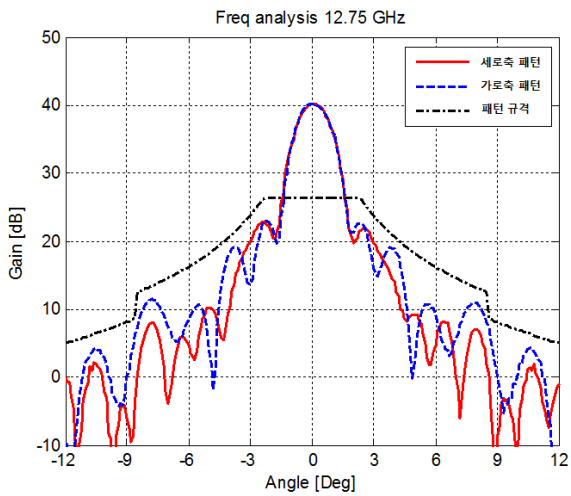


Fig. 9. Reflector antenna gain and pattern measurement result

Fig. 8은 반사판 안테나 이득 및 패턴측정을 위한 시험 구성도를 나타내고, Fig. 9는 안테나 이득 측정 결

과를 나타낸다. 측정 결과 반사판안테나의 이득은 40.2 dBi으로 측정되었으며 안테나의 패턴은 수식 (14)의 인접위성 간섭방지를 위한 방사 규격[10]을 만족함을 알 수 있다. 단, d와 Θ는 각각 안테나 직경 및 고각을 의미한다.

$$G_{2.1^\circ \sim 9.7^\circ}(dBi) = 52 - 10\log(d/\lambda) - 25\log\theta \quad 2.1^\circ \le \theta \le 9.7^\circ$$
$$G_{9.7^\circ \sim 12^\circ}(dBi) = 32 - 25\log\theta \quad 9.7^\circ \le \theta \le 12^\circ \qquad (14)$$

Table 1. Gain to noise temperature ratio(G/T) analysis

Parameters			Value
Noise Temp.	cable and waveguide		78.6 K
	antenna		67.4 K
	Low Noise Amplifier		71.5 K
	Rx port mismatch		13.0 K
Total Noise Temperature			230.5 K
Loss	cable and waveguide		1.3 dB
	Pointing error	Polarization	0.1 dB
		Radome	1.2 dB
		Tracking error	0.2 dB
Reflector antenna gain			40.2 dBi
Antenna gain at LNA input port			37.4 dBi
Gain to noise temperature ratio(G/T)			13.8 dB/K

Table 1은 측정된 안테나 이득 값을 바탕으로 시스템의 수신성능지수 G/T를 산출한 결과다. 시스템의 총 잡음온도는 반사판안테나와 저잡음증폭기 사이의 도파관 및 케이블 손실, 반사판안테나 잡음온도, 저잡음증폭기의 잡음지수(Noise Figure) 및 반사판안테나 수신포트의 정재파비(VSWR)로부터 기인하는 잡음의 총합으로 230.5 K로 측정 되었다. 저잡음증폭기와 반사판안테나 수신포트 사이 도파관 및 케이블 손실을 고려한 안테나 실 이득은 37.4 dBi로 계산되어 모노펄스 추적 시스템의 수신성능지수(G/T)는 13.8 dB/K로 분석되었다. 따라서 본 논문에서 제안하는 Ku 대역 모노펄스 위성 추적 시스템의 C/N을 계산하면 Table 2와 같이 나타낼 수 있다.

수식 (2)와 모노펄스수신반의 잡음측정 대역폭 10 Hz를 이용하여 기본모드 신호의 C/N은 41.0 dB로 계산 될 수 있다. 다음으로, 고차모드 신호의 C/N은 고차모드 신호 Null 패턴 신호 최고점 대비 잡음 비를 의미하므로, Fig. 10로부터 약 28.0 dB 임을 알 수 있다.

Table 2. Signal to noise ratio analysis

Order	Parameters	Value
1	Satellite Beacon EIRP	14.8 dBW
2	Ku band monopulse tracking system G/T	13.8 dB/K
3	Boltzmann Constant(k)	-228.6 dB
4	Free space loss	-206.2 dB
5	Monopulse receiver Noise measurement bandwidth	10 Hz
6	Fundamental mode C/N	41.0 dB
7	Higher-order mode C/N	28.0 dB

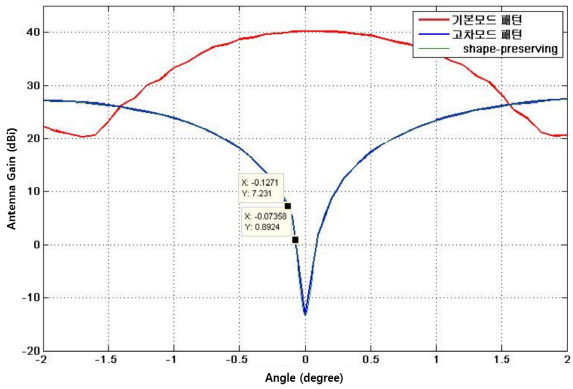


Fig. 10. Ku-band higher-order mode null pattern

또한, 고차모드 신호 C/N이 28.0 dB 일 때 추출 가능한 오차 각도는 0.07°이며, 만일 시스템 마진을 대략 7 dB로 가정한다면 추출 가능한 오차 각도는 0.13° 임을 알 수 있다. 따라서 최종적인 위성 추적 정확도는 $\sqrt{0.12^2 + 0.13^2}$에 의해 약 0.18° [RMS]로 분석된다. 이 때, '0.12'는 위성안테나 구동부의 기구적 정확도에 의해 발생하는 안정화 오차값을 의미하며 본 논

문에서는 상수로 가정한다. 또한 Fig. 11과 같이 참고문헌 [1]에서 제안한 Ka 대역 커플러에서 생성된 기본모드 및 고차모드 신호의 출력값과 비교할 때 유사한 성능을 지니고 있음을 알 수 있어 추적에 필요한 커플러의 성능이 정상적으로 구현되었음을 확인할 수 있다.

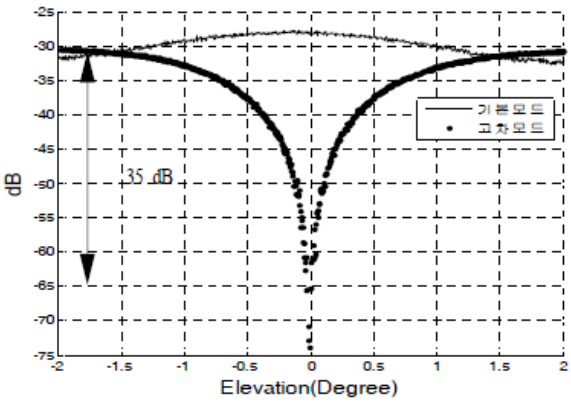


Fig. 11. Ka-band higher-order mode null pattern[1]

3.2 시험에 의한 추적정확도 분석

실 위성을 이용한 추적정확도 시험은 위성 단말기가 장착되는 무인기의 플랫폼과 동일한 움직임을 모의할 수 있는 모션 시뮬레이터를 이용하였으며, 모션 시뮬레이터에 인가된 모션의 Amplitude와 Frequency는 Table 3과 같다.

Table 3. Motion simulator parameter

Parameter	Yaw	Pitch	Roll
Amplitude	5	5	5
Frequency	0.5	0.5	0.5

Fig. 12는 모션 시뮬레이터 상부에 Ku대역 모노펄스 추적 시스템이 장착된 시험 환경을 나타내며, 실제의 정지궤도 위성을 대상으로 위성 추적정확도 시험을 수행하였다.

Fig. 13은 Fig. 12의 시험 환경을 이용하여 Table 3의 외란 인가 시에 모노펄스 수신반으로 수신되는 비콘신호레벨을 나타낸다. Fig. 13의 가로축은 시간에 따른 비콘 샘플을 의미하고, 세로축은 수신되는 비콘신호의 크기를 나타낸다.

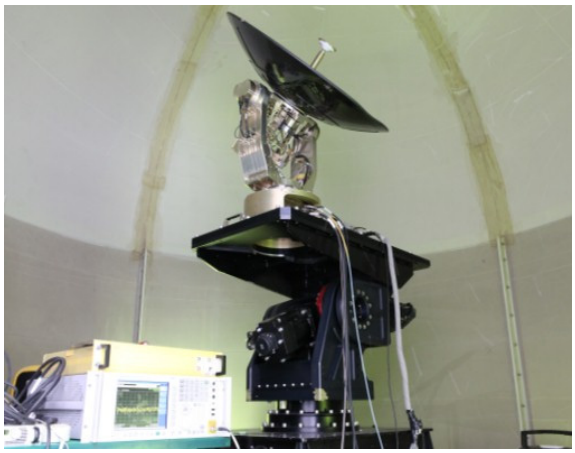


Fig. 12. Tracking performance test

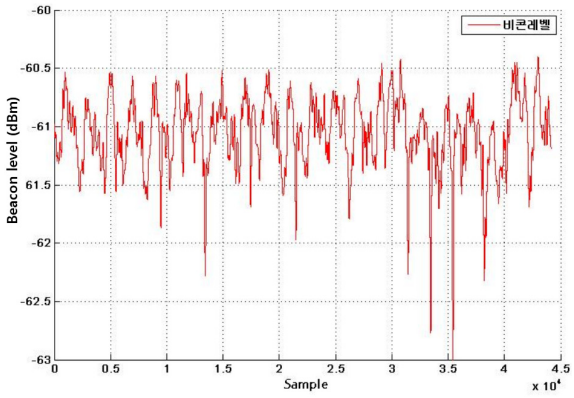


Fig. 13. Beacon signal receive level

Fig. 14는 모노펄스 추적에 의해 모노펄스 수신반에서 추출되는 방위각 오차값 및 고각 오차값을 나타낸다. 방위각 오차의 RMS(Root Mean Square)값은 0.13° 이며 고각은 0.15° [RMS] 이다.

추적 정확도 계산은 시험을 통해 모노펄스 수신반으로부터 추출되는 방위각 오차의 RMS 값 및 고각 오차의 RMS 값을 이용하여 수식 (15)와 같이 계산될 수 있다.

$$\text{추적정확도} = \sqrt{(\triangle AZ)^2 + (\triangle EL)^2} \quad (15)$$

Table 3의 외란 인가 시 측정된 비콘신호를 이용, 수식 (15)를 이용하여 계산된 위성추적정확도는 0.20° [RMS]으로 나타났다. 앞서 설계요소를 기반으로 계산된 추적 오차값인 0.18° [RMS]과 비교시 거의 유사하

여, 설계 목표치에 근사하게 추적정확도 값이 측정된 것으로 판단할 수 있다.

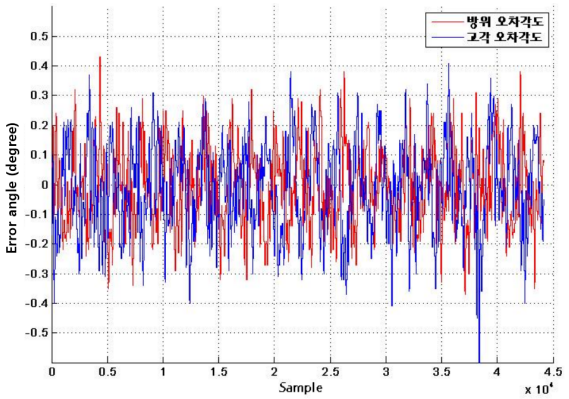


Fig. 14. Azimuth angle error and elevation angle error

4. 결 론

본 논문에서는 고속 이동 플랫폼에 장착되어 실시간으로 위성추적이 가능한 Ku대역 다중모드 모노펄스 추적 시스템을 위한 고차모드 커플러 시험 결과에 대해 분석하고, 이를 포함한 전체 추적 시스템의 구조를 제안하였으며 실 위성을 이용한 위성 추적 정확도 시험을 통하여 제안한 추적 시스템의 성능을 검증하였다. 추적 정확도 시험을 수행할 때 고차모드(TE_{21})신호의 C/N 값을 이용하여 추적정확도 값을 예측하고 이 값이 실측값과 유사함을 확인하였다. 추적 정확도 측정 결과, 예측값에 비해 실측값이 다소 크게 측정되었지만, 이는 안테나 구동부의 오차값에 기인한 것으로 판단되며 제안한 시스템의 추적 정확도는 설계 목표값에 거의 근사하도록 적절히 설계되었음을 알 수 있다. 따라서, 제안한 추적 시스템은 추후 유사한 모노펄스 추적 시스템에서 비콘신호레벨 및 Null 패턴으로부터 추적정확도 분석에 유용할 것으로 예상된다. 또한 모노펄스 안테나 설계 시 효율적인 Null 패턴 설계에 응용될 수 있을 뿐만 아니라 및 모노펄스수신반의 신호 처리부를 설계할 때 측정대역폭 정의에 유용한 설계기준으로 사용될 수 있을 것으로 기대된다.

References

[1] Kun-Sup Kwon, Jong-Wan Heo, Ki-Min Hwang, “A Design of Mode-Coupler with a Pair of Slots for Ka Band Multi-Mode Monopulse Tracking System,” J. Korean Institute of Electromagnetic Engineering and Science(KIEES), pp. 158~164, Feb. 2015.

[2] D. H. Park, C. H. Song, C. W. Jun, D. H. Park, G. H. Baek, and S. P. Kim, “A Multi-mode Monopulse Tracking System for Satellite Communication,” In Proc. KIEES Conf., p. 104, Incheon, Korea, Dec. 2009.

[3] G. J. Hawkins, D. J. Edwards, and J. P McGeehan, “Tracking Systems for Satellite Communications,” Radar and Signal Processing, Vol. 135, No. 5, pp. 393-407, Oct. 1988.

[4] Telecommunications Technology Association, Tracking system, Retrieved Jan. 6, 2014, from http://www.tta.or.kr.

[5] G. J. Hawkins, D. J. Edwards, and J. P McGeehan, “Tracking Systems for Satellite Communications,” Radar and Signal Processing, Vol. 135, No. 5, pp. 393-407, Oct. 1988.

[6] Dr. Lofty Sakr, “The Higher Order Modes in the Feeds of the Satellite Monopulse Tracking Antennas,” IEEE Melecon, Egypt Cairo, 2002.

[7] D. H. Ga, D. H. Park, C. H. Song, S. J. Ahn, C. W. Jun, and J. M. Lee, “Design of a Higher-order Mode Coupler Using Coaxial-Structure Waveguide for Ku-Band Monopulse Satellite Tracking,” KICS, ’14-04 Vol. 39C, No. 4, pp. 393-407, 2014.

[8] D. M. Pozar, Microwave Engineering 4th Edition, John Wiley & Sons, 2011.

[9] G. Maral, M. Bousquet “Satellite Communications Systems, Systems, Techniques and Technology,” 5th Edition, Wiley, 2009.

[10] INTELSAT Signatory Training Program, “EARTH STATION TECHNOLOGY,” Revision 5, Jun. 1999.