

저궤도 위성용 TT&C 안테나의 설계

TT&C Antenna Design for LEO Satellite

이광재 · 우덕제 · 이택경 · 이재욱 · 이우경

Kwang-Jae Lee · Duk-Jae Woo · Taek-Kyung Lee · Jae-Wook Lee · Woo-Kyung Lee

요 약

본 논문에서는 주어진 임무에 대한 저궤도 위성용 TT&C(Telemetry Tracking and Command system) 안테나를 설계하기 위해 먼저 링크 버짓을 통해 요구 성능을 도출하고, 이에 따라 안테나를 설계한다. 전제된 임무 궤도는 태양 동기 원형 궤도이며, 지구 및 우주 관측 임무를 수행한다. TT&C 시스템의 링크 버짓을 설계하여 최소 3 dB 마진을 가지기 위한 안테나의 요구 이득과 빔 폭을 도출하였으며, 이렇게 설계된 위성용 TT&C 안테나는 넓은 빔 폭을 가지는 원형 편파 턴스타일 안테나이다. 한편, 안테나를 위성에 설치하였을 때 방사 특성의 변화를 확인하였으며, 최적의 설치 위치를 제안하였다. 또한 설계된 턴스타일 안테나의 전기적 성능을 바탕으로 TT&C 링크 모의실험을 통해 임무 중 안테나의 성능을 검증한다.

Abstract

In this paper, we study a TT&C link to obtain a required specifications of TT&C(Telemetry Tracking and Command system) antenna for an LEO(Low Earth Orbit) satellite. The premised mission orbit is the sun-synchronized and circular orbit and it performs earth-space observations. We design minimum TT&C link-budget to obtain required antenna beamwidth and gain. The proposed turnstile antenna provides wide beamwidth and circular polarization. We suggested the attaching position that shows the most effective results by confirming the variation of antenna performance when the proposed antenna is adapted to satellite's various positions. Also we proved the proposed antenna's ability while it is performing the mission through the orbit simulation based on the electrical performance of the proposed turnstile antenna.

Key words : Link-Budget, TT&C Antenna, LEO Satellite

I. 서 론

우리나라는 국가 우주 개발 중장기 기본 계획에 의해 인공위성, 우주 발사체, 달 착륙선 등 많은 우주 개발 연구를 계획, 진행하고 있다^[1]. 그 중 많은 부분을 차지하고 있는 것이 저궤도 위성에 관한 연구인데, 대표적인 저궤도 위성으로는 우주 및 지구 관측을 목적으로 하는 다목적 실용위성(KOMPSAT)

과 과학기술위성(STSAT) 등이 있다^{[1],[2]}. 저궤도 위성은 고도 500~1,500 km 사이에서 임무를 수행하는 위성으로, 지구 및 우주 관측, 기상, 항행, 통신, 군사 용으로 임무가 수행되고 있다^[3]. 본 논문에서는 이런 저궤도 임무를 위한 위성용 TT&C 안테나의 설계에 관해 언급한다.

TT&C는 원격 계측, 추적 및 명령계(Telemetry, Tracking and Command system)를 의미하며, 위성의

한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부(School of Electronics, Telecommunication and Computer Engineering, Korea Aerospace University)

· 논문 번호 : 20100519-066

· 교신저자 : 이택경(e-mail : tklee@kau.ac.kr)

· 수정완료일자 : 2010년 6월 10일

작동 상태 정보, 임무 명령, 자세를 비롯한 전반적인 위성을 제어하는 정보를 취급하는 위성 운영에 있어 지극히 필수적이고 기본적인 시스템이다. 이 때문에 TT&C 안테나는 전기적, 기계적 성능이 안정적이어야 한다. 특히 TT&C 안테나는 위성이 어떠한 자세에서도 지상국과 초기 교신을 성공하기 위하여 넓은 빔 폭을 요구한다. 또한 안테나는 발사체 이륙 및 각 단의 분리 시 위성에 전달되는 진동 및 충격 환경에서도 안정한 구조적 특성을 가져야 하며, 임무 중 주기적으로 겪게 되는 태양을 바라보는 시간과 음지에 들어가는 식 시간(eclipse)에 의한 극한의 온도 변화의 열적 환경에서도 안정적인 성능이 요구된다^[3].

본 논문에서는 이러한 저궤도 위성용 TT&C 안테나를 설계하기 위해 우선 링크 버짓(link budget)을 통하여 안테나가 요구하는 전기적 성능을 도출한다. 또한 그 요구 성능에 맞는 안테나를 제작하여 성능을 확인하며, 얻어진 전기적 성능을 바탕으로 임무 모의실험을 통해 그 성능을 예비 검증한다.

II. 저궤도 위성 및 임무 궤도

본 논문에서 전제된 위성은 지구 및 우주 관측을 목적으로 하는 위성이다. 위성은 3축 안정화 방식의 박스(box) 형태로, 크기는 510(1,530) mm×510 mm×765 mm이다(태양 전지판 포함 시). 무게는 100 kg, 최대 공급전력 100 W급의 마이크로 위성이다. 임무 궤도는 지상으로부터 고도 690 km의 저궤도이며, 경사각(inclination) 97.93°의 태양 동기 궤도(sun-synchronous orbit)이고, 이심률(eccentricity)이 0에 가까운 원형 궤도이다. 또한 지상국은 대전 KAIST 인공위성연구센터(SaTReC)^[2]이며, 위치는 북위 36° 22' 44", 동경 127° 22' 20"이다. 표 1에서 이를 정리하였다. 한편, 그림 1처럼 위성은 궤도상에서 지구 및 우주 관측 등의 임무를 수행하기 용이한 자세를 취하며, 그 외의 구간 중 태양 시간에선 태양 전지판이 태양을 바라보며 위성의 배터리를 충전한다. 또한 지상국 상공을 통과 시 효율적인 TT&C 교신과 획득 데이터 전송을 위해 지상국을 바라보는 자세를 취하게 된다.

표 1. 저궤도 위성 제원 및 임무 정보
Table 1. Specifications of LEO satellite and mission information.

임무	지구 및 우주 관측
자세 제어 방식	3축 안정화 방식
크기	510(1,530) mm×510 mm×765 mm
무게	100 kg
최대 공급 전력	100 W
궤도	고도 690 km, 태양 동기 궤도, 원형 궤도
경사도	97.93°
지상국	대전 KAIST 인공위성 연구센터(SaTReC)
	북위 36° 22' 44", 동경 127° 22' 20"

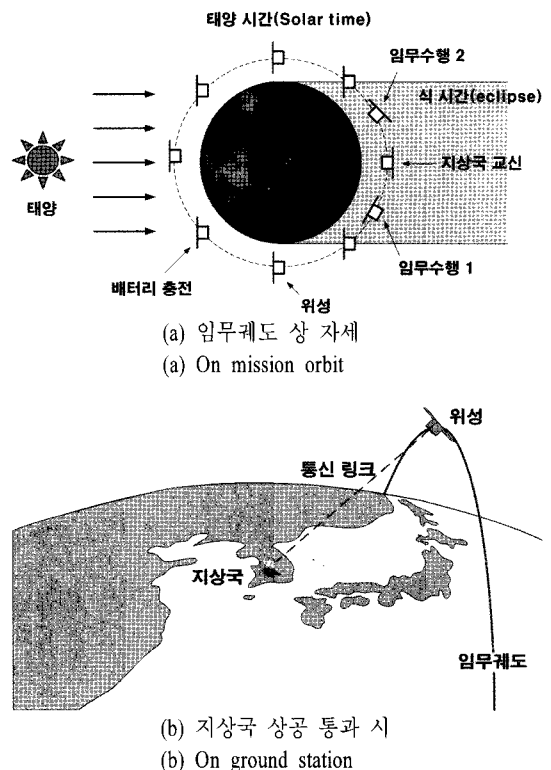


그림 1. 궤도 상 임무에 따른 위성의 자세
Fig. 1. The attitude of satellite.

III. 링크 버짓을 통한 안테나 요구 성능 도출

링크 버짓은 위성과 지상국 간의 통신 경로에 대

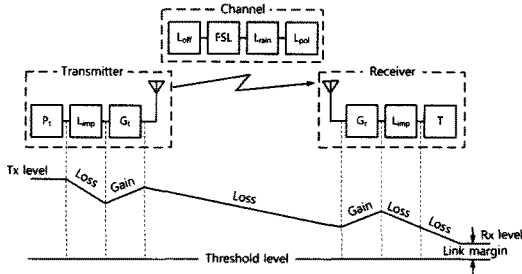


그림 2. 링크 버짓을 이용한 링크 설계도
Fig. 2. Link design diagram using link budget.

해 통신 시스템 사양 및 채널의 상태 등 여러 가지 변수(parameters)들을 확인하고, 이득(gain) 및 손실(loss) 요인들에 의한 신호 전력의 증감을 대수적으로 간단히 계산하여 링크 신뢰도의 여유 즉, 링크 마진(link-margin)을 구하는 작업이다. 또한 지상국과 위성 간 최대 거리에서 원하는 링크가 신뢰 수준에 이르도록 설계하는 것이 요점이다^[4]. 본 논문에서는 전제된 통신 시스템을 분석하고, 위성 접속의 최대 거리에서 3 dB 이상의 링크 마진을 가지게 하는 최소 요구 안테나 이득 값을 구한다. 그리고 초기 교신 성공을 위해 위성의 모든 방향에서 요구 이득 이상의 값을 가지도록 하는 빔 폭을 요구 성능 치로 정한다.

그림 2는 링크 버짓을 이용한 링크 설계도를 나타내었다. 그림에서 볼 수 있는 것처럼 송신기의 성능인 EIRP(Equivalent Isotropically Radiated Power)은 송신전력(P_t)과 송신 안테나 이득(G_t)의 곱으로 나타낼 수 있으며, 식 (1)과 같이 얻는다^[4].

$$EIRP = P_t \times G_t \quad (1)$$

수신기의 성능은 G_r/T 로 나타낼 수 있는데, 이는 수신 안테나의 이득(G_r)과 수신기의 잡음 온도(noise temperature: T)의 비로 나타낸다. 한편, 자유공간 손실(Free-Space Loss: FSL)은 식 (2)처럼 얻어지며, 송신 주파수(f)와 거리(R)에 의해 결정된다^[4].

$$FSL = \left(\frac{\lambda}{4\pi R} \right)^2 = 147.55 - 20 \log(f \times R) \text{ [dB]} \quad (2)$$

그 밖의 손실 인자(L)는 안테나의 편파 부정합에 기인하는 편파 손실(polarization loss: L_{pol}), 송·수신 안테나 지향각 제어 오류에 의한 포인팅 손실(po-

inting loss: L_{off}), 강우에 의한 신호 손실로 ITU 기후 모델에 근거하는 강우 손실(rain loss: L_{rain}), 변·복조 처리 시 생기는 처리 손실(implementation loss: L_{imp})과 그 밖의 부가적인 요소에 의한 손실(additional loss: L_a)의 곱으로 표현된다. 이를 바탕으로 수신기에 수신된 반송파 전력(carrier power)과 잡음 전력 스펙트럼 밀도(noise power spectral density)의 비(C/N_0)는 식 (3)과 같이 쓸 수 있다^[4].

$$C/N_0 = EIRP \times FSL \times L \times G_r / T \times k^{-1} \quad (3)$$

여기서 k 는 볼츠만 상수(Boltzmann's constant)이다.

이제 수신된 신호의 레벨이라 볼 수 있는 비트 당 에너지(bit energy)와 잡음 전력 스펙트럼 밀도 비(E_b/N_0)는 식 (4)처럼 C/N_0 와 비트 전송률(bit-rate: R_b)과의 비로 구할 수 있다^[4].

$$E_b/N_0 = (C/N_0)/R_b \quad (4)$$

이렇게 얻은 수신된 E_b/N_0 [dB]는 식 (5)와 같이 비트 에러율(Bit-Error Rate: BER)과 비트 전송률에 의해 얻어지는 요구 E_b/N_0 [dB]와의 차로 링크 마진(LM)을 계산할 수 있다^[4].

$$LM \text{ [dB]} = (E_b/N_0)_{\text{received}} \text{ [dB]} - (E_b/N_0)_{\text{required}} \text{ [dB]} \quad (5)$$

II장에서 전제된 임무 궤도 정보인 고도 690 km, 경사각 97.93°의 태양 동기 원형 궤도를 근거로 하면, 지상국 지표면에서 연장된 가상 평면(지평면)에서 위성이 나타나는 점이 지상국과 위성 간 통신 최대 거리이다. 하지만 지형 및 지상 건물 등에 의한 가림 현상을 고려하여 지상국과 가상 평면이 5° 이상의 고도각(elevation angle)을 가질 때부터 통신이 개시된다고 보고 링크 버짓을 설계한다^{[5],[6]}. 이때의 최대 거리는 약 2,528 km로 산출된다. 전제되는 신호는 S-대역을 사용하며, 상향 링크의 경우 2,075 MHz, 하향 링크의 경우 2,267 MHz이며, 80 kHz의 대역폭을 사용한다. 또한 FSK(Frequency Shift Keying)의 변조 방식을 채택하며, 통신 성공을 위해 요구되는 BER은 10^{-6} 이다. 또한 데이터 전송률은 상향 링크의 경우 9,600 bps, 하향 링크는 38,400 bps 이상으로 운영한다. 또한 지상국의 안테나는 3.7 m 크기의 파라볼라 안테나이며, 이득은 약 35 dB이다. 위성의 TT&C 송신기는 2 W의 출력 송신이 가능하다. 표

표 2. TT&C 상향 링크 최소 링크 버짓

Table 2. The minimum link-budget for up-link TT&C.

Ground station	Antenna gain	G_t	35.09	dBic
	Transmitted power	P_t	10.0	dBW
Satellite	Antenna gain	G_r	-11.98	dBic
	Noise temp.: 1,000 K	T	30.0	dBK
Loss parameter	Free space loss	FSL	166.85	dB
	Rain atten.: 35 mm/h	L_{rain}	0.03	dB
	Implementation loss	L_{imp}	3.0	dB
	Polarization loss	L_{pol}	2.0	dB
	Additional loss	L_a	0.5	dB
	Pointing loss	L_{off}	3.0	dB
Modulation	Type		FSK	
	Carrier freq.	f	2,075	MHz
	Data rate	R_b	9,600	bps
			39.82	dB/s
	Req. BER		10^{-6}	
	Req. E_b/N_0		13.5	dB
Results	C/N_0	C/N_0	56.32	dB*Hz
	E_b/N_0	E_b/N_0	16.5	dB
	Link margin	LM	3.0	dB

2와 표 3에서는 TT&C 상·하향 링크의 링크 마진 3 dB를 갖는 링크 버짓을 나타내었다. 표 2, 3을 참고할 때 최소 마진의 통신 링크를 설계하기 위한 안테나의 요구 이득은 상향 링크의 경우 -12 dBic, 하향 링크의 경우 -5 dBic 이상이다. 일반적으로 초기 교신이 이루어지면 그 이후의 임무는 보다 교신하기 용이한 자세를 가지도록 프로그램할 수 있다. 또한 초기 교신은 송신 출력 가용이 용이한 상향 링크부터 시작될 것으로 예상되므로, 상향 링크를 위해 안테나의 요구사항이 맞춰줘야 한다. TT&C 안테나는 S-대역의 반구 형태의 방사 패턴을 가지는 안테나 두 개를 위성의 nadir와 zenith 각각의 방향에 두어 모든 방향에서 신호 수신이 가능하게 한다. 위에서 얻은 링크 버짓에 의하면 상향 링크를 위해 안테나 방사 방향(boresight)을 기준으로 $\pm 90^\circ$ 에서 -12 dBic 이상의 이득을 가지도록 하고, 초기 교신 후 하향 링크를 위해 주요 통신 방향인 방사 방향 $\pm 75^\circ$ 에서 -5 dBic 이상의 빔 폭을 가지도록 설계해야 할 것이다.

표 3. TT&C 하향 링크 최소 링크 버짓

Table 3. The minimum link-budget for down-link TT&C.

Satellite	Antenna gain	G_r	-5.98	dBic
	Transmitted power	P_t	3.0	dBW
Ground station	Antenna gain	G_t	35.86	dBic
	Noise temp.: 200 K	T	23.0	dBK
Loss parameter	Free space loss	FSL	167.61	dB
	Rain atten.: 35 mm/h	L_{rain}	0.03	dB
	Implementation loss	L_{imp}	3.0	dB
	Polarization loss	L_{pol}	2.0	dB
	Additional loss	L_a	0.5	dB
	Pointing loss	L_{off}	3.0	dB
Modulation	Type		FSK	
	Carrier freq.	f	2,267	MHz
	Data rate	R_b	38,400	bps
			45.84	dB/s
	Req. BER		10^{-6}	
	Req. E_b/N_0		13.5	dB
Results	C/N_0	C/N_0	62.34	dB*Hz
	E_b/N_0	E_b/N_0	16.5	dB
	Link margin	LM	3.0	dB

표 4. TT&C 안테나의 요구 사항

Table 4. The required specifications of TT&C antenna.

주파수 대역	2.0~2.3 GHz(상·하향 링크 모두 포함)
정재파비	< 1.5
편파	우수 편파(RHCP)
축비	< 5 dB
안테나 이득	> 5 dBic
빔 폭	$\pm 90^\circ$: > -12 dBic, $\pm 75^\circ$: > -5 dBic

표 4는 이를 바탕으로 도출된 안테나의 요구 사항이다.

IV. 저궤도 위성용 TT&C 안테나

그림 3은 제안하는 턴스타일(turnstile) 안테나의 구조이다. 턴스타일 구조는 서로 수직된 다이폴에 90° 위상 차 신호를 인가하여 원형 편파를 발생시키는 구조이다. 또한 마이크로스트립 패치 안테나보다 대

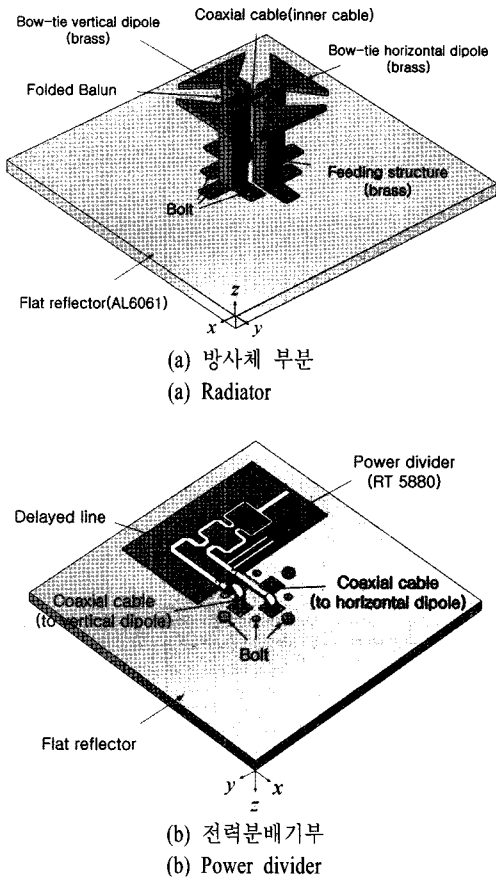


그림 3. 제안된 턴스타일 안테나의 구조
Fig. 3. Geometry of proposed turnstile antenna.

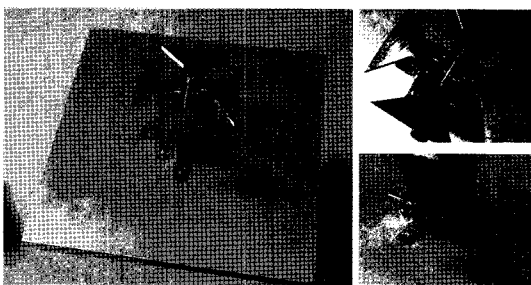
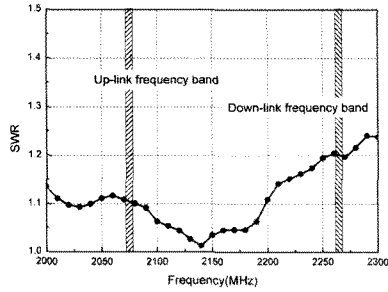


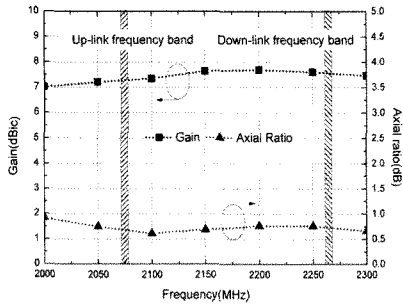
그림 4. 제안된 TT&C 안테나의 시제품
Fig. 4. Fabricated prototype.

역 폭과 빔 폭이 커서 요구하는 성능을 만족하기 위한 구조이다. 본 연구에서는 견고하고 안정적인 특성을 얻기 위해 그림 4와 같이 안테나의 방사체를 두께 2 mm, 급전 및 밸런은 두께 7 mm의 황동 소자를, 반사판은 두께 5 mm의 알루미늄 소자를 사용하였다. 안테나를 금속 구조로 설계하였기 때문에 열적

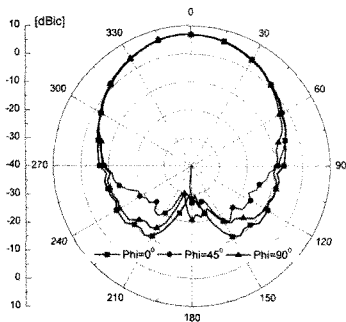
환경에서 안정적으로 동작한다. 다이폴은 보우-타이 형태이며, 급전은 동축 케이블로 급전 부분 안에 삽입되어 있다. 또한 급전 구조는 "L" 모양을 하고 있고, 반사판은 그에 맞는 홈으로 되어 있어, 나사로 고정되게 하였다. 나사 체결은 반사판 양면에서 실시하여 진동 및 충격에 구조적으로 안정하게 고안하였다^[7]. 전력분배기는 윌킨슨 전력분배기^{[8],[9]}와 위상 지연 라인을 이용해 급전할 수 있게 제작하였다. 그림 5에서는 안테나의 측정 결과를 보였다. 안테나의 정재파비(SWR)는 상향: 1.1(하향: 1.2)의 값을 얻었으며, 편파는 우수 편파로 이득은 약 7.2 dBic(7.5 dBic), 축비는 약 1.5 dB(1.5 dB), 빔 폭 > -10 dBic 180° (180°), > -5 dBic 150°(160°)의 값을 가졌다. 이는 표 4에서 얻은 안테나 요구 사항을 모두 만족하는 결과이다. 한편, 안테나는 설치 환경에 따라 본래의 안테나의 특성과 다른 결과를 보이기 때문에 설치 환경을 설계 변수에 고려해야 한다. 본 논문에서는 설계된 안테나를 전제된 위성에 설치, 모의실험하여 안테나 방사 패턴의 영향을 보고, 최적 성능을 보이는 설치 위치를 제안하였다. 그림 6에서 볼 수 있는 것처럼 모의실험에 사용된 위성은 박스 형태이며, 크기는 510(1,530) mm×510 mm×765 mm(태양전지판 포함 시)의 도체로 모델링하였다. 안테나의 설치 위치는 위성 중단 부분과 위성 상단 부분 크게 두 경우로 구분하였으며, 각 부분에 nadir와 zenith 방향에 두 안테나를 설치하여 실험하였다. 안테나의 방사 전력은 도체로 모델링된 위성에 의해 산란(scattering) 및 회절(diffraction)이 일어나게 되며, 이러한 산란, 회절 현상 때문에 안테나 패턴에 리플(ripple)이 생긴다^{[10],[12]}. 또한 안테나에 있어 위성 표면은 거대 반사판으로 근사되고, 거대 반사판은 후면 방사를 비롯한 방사 방향의 ±90° 근방 방사 레벨을 감소시킨다. 이는 본래 의도된 안테나의 방사 특성과는 다른 결과이다. 그림 7을 보면 위성의 중단에 설치된 안테나의 방사 패턴은 리플이 생기며, 후면 방사가 감소된 결과를 보인다. 또한 방사 방향($\theta=0^\circ$)에서 이득이 감소하면서 빔 폭이 증가하였다. Nadir와 zenith 방향 역시 같은 경향이다. 한편, 위성 상단 설치의 경우는 약간의 리플이 있으나, 본래의 설계된 안테나의 방사 특성과 거의 비슷한 결과를 보이며, 방사 방향 ±90° 근방의 특성도 위성(도체)이 위치하는 -y



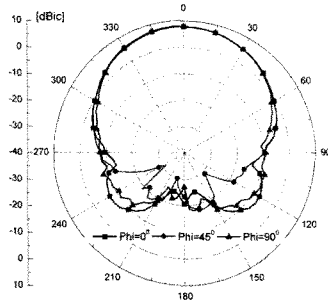
(a) 정재파비
(a) SWR



(b) 이득과 축비
(b) Antenna gain, axial-ratio



(c) 2,050 MHz 방사 패턴
(c) Radiation patterns at 2,050 MHz



(d) 2,250 MHz 방사 패턴
(d) Radiation patterns at 2,250 MHz

그림 5. 제안된 안테나의 성능
Fig. 5 Measured results of proposed antenna.

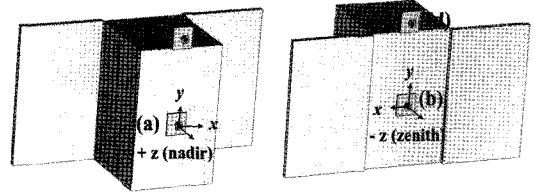
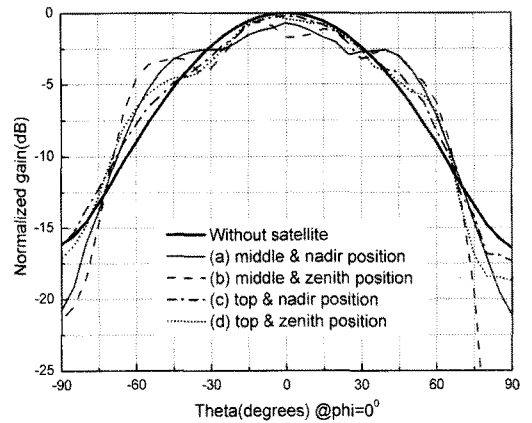
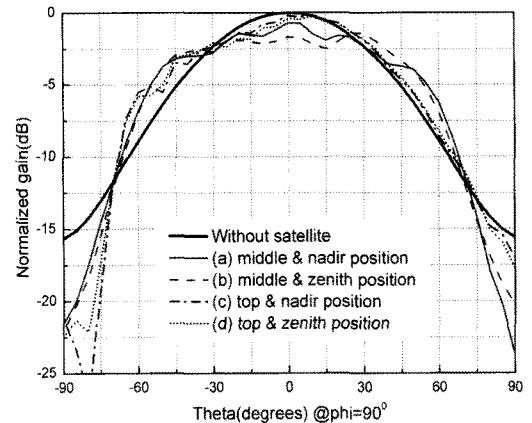


그림 6. TT&C 안테나의 위성 적용
Fig. 6. The different adaptations of a proposed antennas on satellite.



(a) 방위각 0° 평면
(a) $\phi=0^\circ$ plane



(b) 방위각 90° 평면
(b) $\phi=90^\circ$ plane

그림 7. 안테나 설치 위치에 따른 방사 패턴
Fig. 7. Radiation patterns as a function of attached position.

축 방향을 제외하고는 본래 안테나 특성과 비슷한 것을 알 수 있다. 본 논문에서는 이러한 결과에 따라 안테나의 설치 위치를 위성의 상단으로 제안한다.

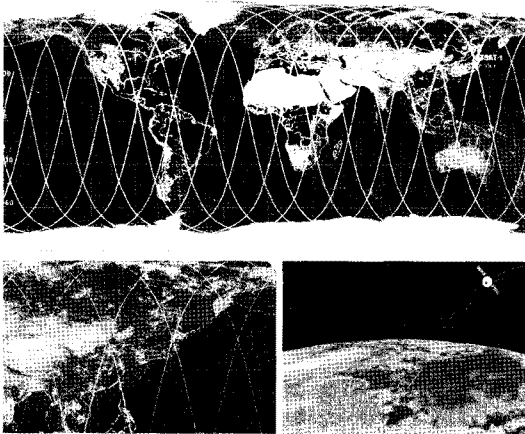


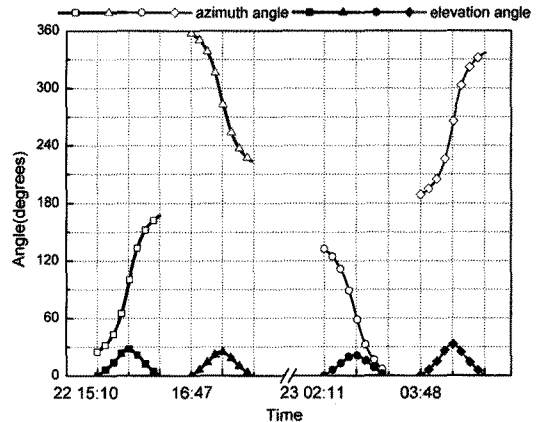
그림 8. 모의실험에서 얻은 지상국 교신 구간
Fig. 8. Simulated results of ground station accesses.

V. 임무궤도 TT&C 링크 모의실험

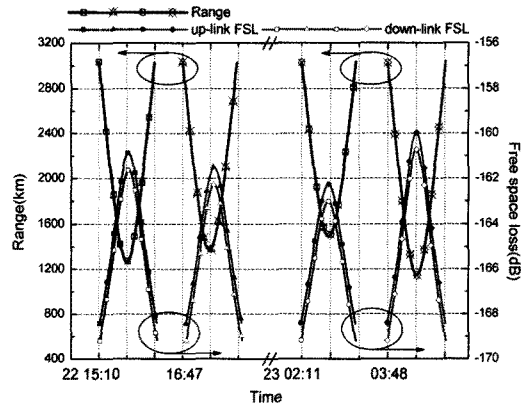
이전 장까지 링크 버짓을 통하여 저궤도 위성용 TT&C 안테나의 요구사항을 구했고, 이를 바탕으로 하여 안테나를 설계해 전기적 특성을 확인해 보았다. 본 장에서는 지금까지 얻어진 안테나의 전기적 성으로 임무 궤도에서 TT&C 링크를 모의실험한다. 모의실험은 위성 설계용 상용 프로그램인 STK (Satellite Tool Kit)^[12]를 사용하였다. 여러 가지 자세의 모의실험에서 초기 교신은 모두 성공하였고, 이후 교신 자세가 프로그램된 교신으로 링크 성능 검증이 수행됐다. 그림 8과 표 5에서 볼 수 있는 것처럼 지상국(대전)과 위성 간 교신은 하루에 4번 이루어졌다. 처음 진입은 일본 상공에서, 두 번째는 중국 상공을 지나며 두 시간 이내에서 이루어졌으며, 다음 세 번째 진입은 7시간여 이후 중국 상공에서, 네 번째 진입은 다시 일본 상공을 지나가면서 이루어졌다. 모든 지상국 상공 비행은 12여 분 정도 지속되었

표 5. 모의실험에서 얻은 지상국 교신 구간
Table 5. Simulated results of ground station accesses.

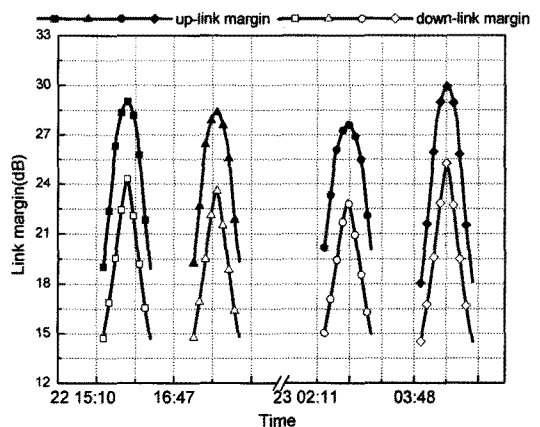
Access count	Time	Duration	
		mm: ss	sec
1	22 Jan 2010 15:10:17~15:23:14	12:57	777
2	22 Jan 2010 16:47:43~17:00:17	12:34	754
3	23 Jan 2010 02:11:23~02:23:40	12:17	737
4	23 Jan 2010 03:48:06~04:01:16	12:46	790



(a) 진입 방위각 및 고도각
(a) Azimuth, elevation angle



(b) 교신 거리 및 자유 공간 손실
(b) Range, FSL



(c) 링크 마진
(c) Link margins

그림 9. 임무 궤도 모의실험 결과
Fig. 9. Simulated results of TT&C link on mission orbit.

으며, 모든 구간에서 충분히 교신이 성공할 링크 마진을 얻었다. 그림 9에서는 교신 시간에 따른 지상국과 위성의 위치 정보와 상·하향 링크 마진을 보였다. 결과, 모든 구간에서 14 dB 이상의 링크 마진을 얻었다. 이러한 결과를 바탕으로 본 논문에서 제안한 저궤도 위성용 TT&C 안테나는 전제된 임무를 충분히 성공적으로 수행할 수 있으리라 본다.

VI. 결 론

본 논문에서는 저궤도 위성용 TT&C 안테나로 사용하기 위한 안테나의 요구 성능을 링크 마진을 통해 얻고, 이를 바탕으로 TT&C용 턴스타일 안테나를 설계하였다. 또한 안테나를 위성에 설치 위치에 따라 성능이 변화함을 확인하였고, 본래의 설계 성능을 유지하는 최적 설치 위치를 제안하였으며, 설계된 안테나의 전기적 성능을 바탕으로 전제된 임무궤도에서 모의실험을 하여 TT&C 링크 성능을 알아보았다. 이와 같은 방법으로 다른 임무의 통신용 안테나도 링크 버짓을 통한 설계 수행과 임무 수행 전 예비 검증을 할 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

[1] 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute: KARI) [Online]. Available: <http://www.kari.re.kr>

[2] KAIST 인공위성센터(Satellite Technology Research Center: SaTReC), [Online]. Available: <http://satrec.kaist.ac.kr>

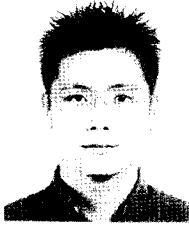
[3] 장영근, 이동호, 인공위성 시스템 설계공학, 경문사, 1997년.

[4] R. Dybdal, *Communication Satellite Antennas*, Mc-

Graw Hill, 2009.

- [5] 오치욱, 이상연, 김경희, 남명용, 임종태, "과학기술위성 2호의 통신 서브시스템 개념 설계", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 602-605, 2003년 4월.
- [6] 오치욱, 이정수, 서규재, 오승한, 강경인, 임종태, "과학기술위성 3호 통신링크 개념 설계", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 988-991, 2008년 4월.
- [7] 이광재, 우덕재, 전경진, 김보라, 이택경, "견고한 구조의 원형 편파 턴스타일 안테나", 대한민국 특허청 10-2009-0016912, 2009년.
- [8] E. J. Wilkinson, "An N-way hybrid power divider," *IRE Trans. Microw. Theory Tech.*, vol. MTT-8, pp. 116-118, Jan. 1960.
- [9] S. B. Cohn, "A class of broadband three-port TEM-mode hybrid", *IEEE Trans. Microw. Theory Tech.*, vol. MTT-16, no. 2, pp. 110-116, Feb. 1968.
- [10] F. Jensen, "Scattering from a low-orbiting satellite with rotating solar array", *28th ESA Workshop*, vol. 2, pp. 841-844, Noordwijk, Jun. 2005.
- [11] G. Toso et al., "Analysis of GOCE SSTI/GPS antenna performance", *28th ESA Antenna Workshop*, vol. 2, pp. 821-824.
- [12] Antoine G. Roederer, "Antennas for space; some recent european developments and trends", *Applied Electromagnetics and Communications, ICECom 2005. 18th International Conference on*, pp. 1-8, Oct. 2005.
- [13] STK 8, AGI, [Online]. Available: <http://www.stk.com/>

이 광 재



2007년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
2010년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2010년 4월~현재: 한국항공대학교 항공전자연구소 연구원
[주 관심분야] 전자파, 마이크로파·수동 회로, 안테나 해석 및 설계

이 재 욱



1992년 2월: 한양대학교 전자공학과 (공학사)
1994년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학석사)
1998년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학박사)
1998년 3월~2004년 2월: 한국전자통신연구원 디지털방송연구단 전파기반연구그룹
2004년 3월~현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부, 전자 및 항공전자 전공, 부교수
[주 관심분야] 마이크로파 및 밀리미터파 능·수동 소자 해석 및 설계, EMI/EMC 대책 기술, 고출력 증폭기 및 고출력 안테나 설계

우 덕 제



2002년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학사)
2005년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학석사)
2010년 2월: 한국항공대학교 항공전자공학과 (공학박사)
2010년 4월~현재: 한국항공대학교 항공전자연구소 연구원

[주 관심분야] 주기 구조의 모델링 및 회로 응용, 능·수동 소자 모델링, 안테나

이 우 경



1994년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학사)
1996년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학석사)
1999년 9월: 영국 런던대(UCL) (공학박사)
1999년 10월: 한국과학기술원 인공위성센터 선임연구원, 연구교수
2003년 1월~2004년 8월: 삼성종합기술원 책임연구원
2004년 9월~현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 조교수
[주 관심분야] 인공위성 전자시스템, 무선통신 시스템, 레이다 신호 처리, 광대역 신호시스템(UWB), 센서 네트워크, 마이크로파 및 초고주파

이 택 경



1983년 2월: 고려대학교 전자공학과 (공학사)
1985년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학석사)
1990년 2월: 한국과학기술원 전기 및 전자공학과 (공학박사)
1990년 5월~1991년 4월: Univ. of Texas at Austin, Post-Doctoral Fellow

1991년 9월~1992년 2월: 한국과학기술원 정보전자연구소 연구원

2001년 7월~2002년 7월: Univ. of Illinois, Urbana-Champaign, Associate Visiting Research Professor

1992년 3월~현재: 한국항공대학교 항공전자 및 정보통신공학부 교수

[주 관심분야] 마이크로파, 안테나, 전자파 해석, 레이다