

큐브위성 STEP Cube Lab.의 지상국 시스템 개발

전영현¹ · 채봉건¹ · 정현모¹ · 전성용² · 오현웅^{1,†}

¹조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구실

²조선대학교 컴퓨터공학과

Design of Ground Station System for CubeSat STEP Cube Lab.

Younghyeon Jeon¹, Bonggeon Chae¹, Hyeonmo Jeong¹, Seongyong Jeon² and Hyunung Oh^{1,†}

¹Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering, Chosun University

²Department of Computer Engineering, Chosun University,

Abstract : The CubeSats is classified as a pico-class satellite which requires a ground station to track the satellite, transmit commands, and receive an on-orbit data such as SOH (State-of-Health) and mission data according to the operation plan. In order to this, the ground station system has to be properly designed to perform a communication with the satellite with enough up- and down-link budgets. In this study, a conceptual design of the ground station has been performed for the CubeSat named as STEP Cube Lab. (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project). The paper includes a ground station hardware interface design, a link budget analysis and a ground station software realization. In addition, the operation plan of the ground station has been established considering the STEP Cube Lab. mission requirements.

Key Words : CubeSat, Ground Station, Interface, Link Budget

1. 서 론

극초소형으로 분류되는 큐브위성은 1U(10cm× 10cm×10cm) 크기의 정육면체 형상 및 무게 1.33kg 이하의 설계 요구조건을 갖는 위성을 말한다. 큐브위성은 중·대형급 상용위성에 비해 개발기간이 짧고 저비용으로 개발이 가능한 장점으로 우주 과학실험, 개발부품의 사전 궤도검증 및 교육적 목적으로 전 세계적으로 활발한 개발이 이루어지고 있다[1].

현재 조선대학교 항공우주공학과 우주기술융합연구실에서는 논문 연구실적으로만 그친 우주핵심기술을 발굴 및 개발하여 궤도환경에서 이를 검증하는 것을 목적으로 하는 큐브위성 STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)을 개발 중에

있다. 본 큐브위성은 2015년 발사를 목표로 근지점, 원지점이 각각 450km, 650km이며, 경사각 90°인 극궤도에서 운영될 예정이다. STEP Cube Lab.의 통신 방식은 일반적인 큐브위성과는 상이하게 UHF 단일 대역만을 이용하는 반이중통신 방식을 이용하며, 통신보드에 내장된 Buck Converter가 상황에 따라 송·수신모드를 전환함으로써 데이터 송·수신을 수행한다[2]. 그리고 CSP(Cubesat Space Protocol) 프로토콜 방식과 MSK(Minimum Shift Keying) 변·복조방식으로 데이터를 송·수신 하게 된다.

본 논문에서는 STEP Cube Lab.의 임무구현을 위한 지상국 시스템의 설계 및 이에 따라 선정된 지상국 하드웨어의 인터페이스 설계에 대한 검증, 그리고 지상국 소프트웨어 구현을 위한 개발 및 검증에 대해 기술하였다. 지상국 설계에 있어서는 STEP Cube Lab.의 통신 서브시스템 요구조건에 적합한 지상국 하드웨어 선정 및 인터페이스 설계를 수행하였으며, 이를 토대로 링크 버짓 분석을 수행하여 데이터 전송에 대한 마진 확보가 가능함을 입증하였다. 지상

국 소프트웨어의 경우 리눅스(Linux) 환경의 우분투(Ubuntu) 운영 체제를 기반으로 자체개발을 하였으며, 위성의 궤도 운용 및 임무수행 계획에 따라 정의된 기능요구조건을 토대로 지상국 개발 및 검증을 수행하였다.

2. STEP Cube Lab. 지상국 시스템

2.1 지상국 시스템 개요

지상국은 지상에서 위성을 추적하여 명령 및 데이터를 송수신하고 위성을 제어하는 역할을 수행하는 지상 관제소를 말한다. STEP Cube Lab.의 지상국은 본 큐브위성의 임무구현 및 데이터 통신을 위하여 위성의 요구조건을 충족하는 지상국 설계를 수행하였으며, 조선대학교내에 지상국 시설을 자체 구축을 하였다. 우선, 본 지상국은 크게 하드웨어와 소프트웨어로 분류하여 이에 대한 블록선도를 Fig.1에 나타내었다. 지상국 시스템의 분류 중 하드웨어는 각각 RFS(Radio Frequency System), RCS(Rotator Control System), AMS(Antenna Monitoring System), PC로 정의하여 세부 분류를 하였다. RFS는 안테나를 위성방향으로 지향하기 위하여 로테이터를 구동하는 장비들을 포함하며, RCS는 위성과 전파통신을 하기 위한 아마추어 무선 통신장비, AMS는 로테이터가 정상적으로 구동이 되는지 확인하기 위한 관측 장비를 포함한다. 지상국 소프트웨어는 궤도상에 위치한 위성을 추적 하기위한 위성 추적 소프트웨어와 데이터 교신을 위한 업링크 및 다운링크 소프트웨어로 분류하였다.

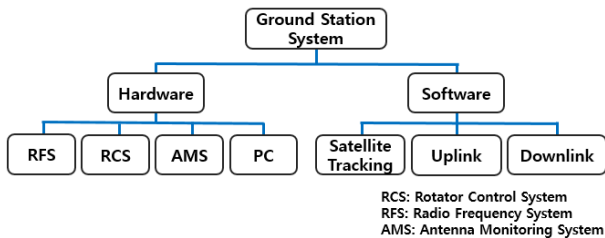


Fig. 1 Ground Station System Block Diagram

3. 지상국 시설 구축 및 검증

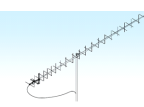



3.1 지상국 하드웨어 선정

지상국 하드웨어는 본 큐브위성의 통신 서브시스템의 요구조건에 부합하며, 제품 간의 호환이 가능한 제품으로 선정하였다. Table 1은 STEP Cube Lab. 지상국 주요 하드

웨어 중 RFS 하드웨어의 기본적인 제원을 나타낸다. 지상국 안테나의 경우, 위성과의 원활한 통신을 위하여 송신측과 수신측의 편파가 동일한 제품을 선정해야한다. 따라서 STEP Cube Lab.에 장착된 UHF 안테나가 무지향성 원형편파를 형성하는 것을 고려하여, 이와 동일하게 원형편파를 형성하는 M2사의 436CP42UG 제품을 선정하였다. 통신 시 데이터의 변·복조 작업을 수행하는 TNC (Terminal Node Controller)는 위성과 동일한 MSK 방식과 CSP방식을 지원하는 Gomspace사의 TNC_4 제품을 선정하였다.

위성과 지상국 간의 통신 시에는 공간적, 환경적 이유로 인한 지향손실, 편파손실, 대기손실 등의 여러 손실 요소가 존재한다. 원활한 통신 및 데이터 손실의 최소화를 위해서는 지상국 설계 및 하드웨어 선정 시 상기의 손실들을 보완하여야 한다. 이를 고려하여 지상국이 위성으로부터 데이터 수신을 받는 다운링크 시에는 LNA(Low Noise Amplifier)와 Filter를 조합하여 수신신호를 증폭하고 해당 수신 주파수 대역에 대한 여파를 통해 수신 효율의 저하를 보상한다. 이와 반대로 지상국에서 위성으로 명령을 송신하는 업링크 시에는 HPA(High Power Amplifier)를 이용하여 송신출력을 증가시켜 데이터 손실을 보완하였다.

Table 1 RFS H/Ws of Ground Station

Item	Configuration	Specification
Antenna		<ul style="list-style-type: none"> Model: 436CP42UG(M2) Frequency: 430-438MHz Gain: 18.9dB Polarization: Circular Beam with: 5°
Transceiver		<ul style="list-style-type: none"> Model: IC-9100(ICOM) Frequency: Power: 2-100W(VHF) 2-75W(UHF)
TNC		<ul style="list-style-type: none"> Model: TNC_4(Gomspace) Modulation: MSK Protocol: CSP
LNA		<ul style="list-style-type: none"> Model: Order Production(HEM) Frequency: 100MHz-2.5GHz Amplification: 13dBi
Filter		<ul style="list-style-type: none"> Model: Order Production(Telewave) Frequency: 400-475MHz Loss: 1.8dB
HPA		<ul style="list-style-type: none"> Model: D-1010-ATVN(Mirage) Frequency: 430-450MHz Input:3-15W Output: Min of 100W with 10W in

3.2 지상국 하드웨어 인터페이스 설계

선정된 지상국 하드웨어가 위성의 요구조건을 모두 충족하더라도 지상국 하드웨어 간의 인터페이스 구성이 적절하게 이루어지지 않을 경우 데이터 신호의 손실이나 하드웨어상의 손상을 유발시킬 수 있는 요인으로 작용한다. 이와 같은 위험요소를 고려하여 선정 하드웨어간의 인터페이스를 설계하였으며, Fig. 2에 지상국 하드웨어 인터페이스 설계 구성도를 나타내었다. STEP Cube Lab. 지상국 하드웨어 구성은 다운링크를 위한 Filter, LNA 그리고 업링크를 위한 HPA를 포함한다. 위성과의 원활한 통신을 위하여 로테이터를 이용하여 안테나를 위성방향으로 구동 및 지향시키며, 동축절환기를 이용하여 송·수신모드를 전환함으로써 위성파 동일한 반이중통신방식으로 위성파 통신이 가능하도록 구현한다. 이와 같은 통신방식은 일반적인 위성통신 방식과는 달리 업링크와 다운링크 시, 단일 주파수 대역을 이용함으로써 통신 시스템이 보다 단순해지는 장점을 가진다. 상기 지상국 임무장비들의 요구전력을 공급하기 위하여 별도의 전원공급기를 설치하였다.

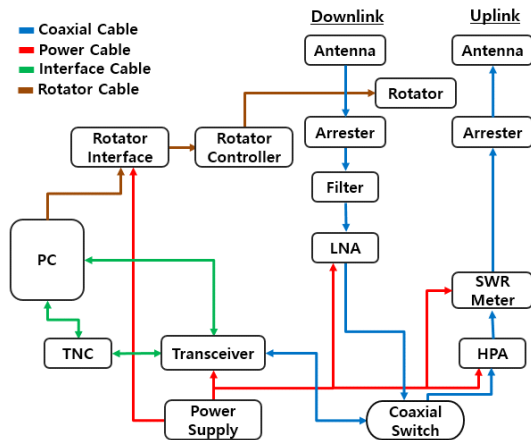


Fig. 2 Ground Station H/Ws I/F Block Diagram

3.3 지상국 시설 및 하드웨어 인터페이스 검증

상기에서 수행한 하드웨어 인터페이스 설계에 따라 구축된 지상국 시설에 대한 인터페이스 검증이 이루어져야 하며, 이에 따른 RF(Radio Frequency) 하드웨어와 가설된 안테나 동축 케이블에 대한 검증 방법을 기술하였다. RF(Radio Frequency) 하드웨어와 안테나 동축 케이블에 대한 인터페이스 검증은 SWR(Standing Wave Ratio)미터기를 이용하여 SWR 값과 송수신기의 송신 출력 값 확인을 통해 가능하다. 여기서 SWR 값이란 송신단과 수신단 간의 저항의 차이로 인하여 송신단에서 수신단으로

보낸 전력이 반사되어 다시 송신단으로 되돌아오는 비율을 말하며, SWR 값이 증가할수록 반사되는 전력이 높아져 송신단에 무리가 가게 되므로, SWR 값은 송수신기 출력 시 1.5 이하의 요구조건을 갖는다. 송신 출력 값은 송수신기에서 출력하는 값과 SWR 미터기에서 측정되는 값이 동일해야 가장 이상적이나 케이블과 하드웨어 상에서 손실이 발생 하므로 최대한 유사하도록 설계 되어야 한다. 상기 검증 방법 이외에도 지상국 시설에 대한 검증은 타 무선국과 음성신호로 교신하거나, 지상국과 연동된 위성추적 소프트웨어를 통해 위성을 추적 및 위성으로부터 송출되는 신호를 수신함으로써 전체적인 지상국 시설 검증이 가능하다.

본 지상국은 앞서 기술한 RF(Radio Frequency) 하드웨어와 가설된 안테나 동축 케이블에 대한 검증을 수행하였다. Fig. 3와 같이 전원공급기를 이용하여 요구전력을 송수신기에 공급하며, 동축케이블을 통해 송수신기, SWR 미터기, 안테나 순으로 시험 장비를 구성하였고, 위의 구성으로 시험을 수행한 결과를 Table 2에 나타내었다. IC-9100의 UHF대역 최대 출력인 75W로 출력 하였을 때, SWR 측정값이 1.1로 1.5이하의 요구조건을 만족하였으며, 송수신기 출력 측정 결과는 70W로 5W의 송신출력 손실이 발생 하였으나, 이후 링크버짓 분석을 수행하여 충분한 링크마진 확보로 위성과의 통신 수행에 지장이 없음을 확인하였다.

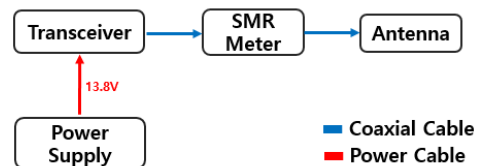


Fig. 3 SWR & RF Power Measurement Test Set-up

Table 2 SWR & RF Power Measurement Test Results

Cable	Requirements	Results
Uplink Cable	RF Power ≈ 75W	RF Power=70W
	SWR ≤ 1.5(75W)	SWR=1.1(75W)
Downlink Cable	RF Power ≈ 75W	RF Power=70W
	SWR ≤ 1.5(75W)	SWR=1.1(75W)

3.4 링크버짓 분석

지상국 시스템 설계 시 위성과 지상국 간의 원활한 데이터 통신을 위해 링크버짓 분석을 수행하게 된다[2,3]. 무선 통신 시 발생하는 대기손실, 편파손실, 지향손실 등 여러 손실 요소들로 인해 데이터 신호의 세기가 저하되어 위성통신에 악영향을 끼치게 된다. 또한 발사 이후 궤도상에서 임무 중인 위성의 통신계에 문제가 발생할 경우, 이에 대한 수정이 불가하기 때문에 반드시 위성

개발단계에서 위성 및 지상국 하드웨어와 손실 요소를 고려하여 분석한 링크버짓 결과 값이 3dB 이상이어야 한다[4]. Table 3, 4은 각각 STEP Cube Lab. 업링크 및 다운링크에 대한 링크버짓 분석을 수행한 결과를 각각 나타내며, 링크버짓 분석 시 자유공간, 지향, 대기 손실과 같은 각 손실 요소 값들은 일반적인 값들을 고려하여 약조건 상황에서의 값으로 가정하였다. 분석 결과 업링크 시 33.5dB, 다운링크 시 13.05dB로 본 큐브위성의 링크버짓 요구조건인 3dB이상을 충족하는 링크 마진이 확보됨을 알 수 있다. 이로부터 본 큐브위성의 시스템 요구조건을 충족하며 목표 임무궤도에서의 통신 가능성을 확인하였다.

Table 3 Uplink Link Budget Analysis Results

Item	Sym.	Unit	Value
Frequency	f	MHz	437.485
Tx Power	P	dBW	17
Tx Line Loss	L_{lt}	dB	-3
Tx Ant. Peak Gain	G_{pt}	dBi	18.9
Tx Ant. Pointing Loss	L_{pl}	dB	-3
Equiv. Isotropic Radiated	$EIRP$	dBW	29.9
Propagation Path Length	S	km	1815.7
Free Space Loss	L_s	dB	-150.5
Atmospheric Loss	L_a	dB	-0.2
Polarization Loss	L_{pol}	dB	-0.3
Rx Ant. Peak Gain	G_{rp}	dBi	2
System Noise Temp	T_e	K	616.6
Data Rate	R	bps	1200
Bit Energy/Noise Ratio	E_b/N_0	dB	48.1
Bit Error Rate	BER	-	10^{-5}
Req'd Bit Energy/Noise Ratio	E_b/N_0 (req)	dB	9.6
Implementation Loss	-	dB	-5
Margin	-	dB	33.5

Table 4 Downlink Link Budget Analysis Results

Item	Sym.	Unit	Value
Frequency	f	MHz	437.485
Tx Power	P	dBW	-0.44
Tx Line Loss	L_{lt}	dB	-1
Tx Ant. Peak Gain	G_{pt}	dBi	2
Tx Ant. Pointing Loss	L_{pl}	dB	-1
Equiv. Isotropic Radiated	$EIRP$	dBW	-0.44
Propagation Path Length	S	km	1815.7
Free Space Loss	L_s	dB	-150.5
Atmospheric Loss	L_a	dB	-0.2
Polarization Loss	L_{pol}	dB	-0.3
Rx Ant. Peak Gain	G_{rp}	dBi	18.9
System Noise Temp	T_e	K	574
Data Rate	R	bps	9600
Bit Energy/Noise Ratio	E_b/N_0	dB	27.65
Bit Error Rate	BER	-	10^{-5}
Req'd Bit Energy/Noise Ratio	E_b/N_0 (req)	dB	9.6
Implementation Loss	-	dB	-5
Margin	-	dB	13.05

4. 지상국 소프트웨어 구현 및 검증

4.1 지상국 소프트웨어 구현

지상국은 위성과 데이터를 송·수신하기 위해 위성추적 소프트웨어와 업링크, 다운링크 소프트웨어가 각각 구현되어야 하며, 이를 구현하기 위해서는 사전에 데이터 통신방식과 위성 운용모드에 따른 데이터와 운용계획이 정의되어야 한다. STEP Cube Lab.의 위성 데이터 중, 업 링크는 위성이 지상국으로부터 수신하는 TC(Telecommand), 그리고 다운링크로는 TM(Telemetry), CW(Continuous Wave)가 해당된다. 이 중 CW는 모스 신호의 형태로 송출하며, 이를 제외한 나머지 모든 데이터는 FM(Frequency Modulation)방식으로 통신한다. 또한 앞서 분류한 위성의 각 모드 별로 송·수신하는 데이터들을 정의하였으며, 상기의 각 데이터에 대한 정의를 토대로 STEP Cube Lab.의 지상국 소프트웨어의 개발을 수행하였다.

STEP Cube Lab.의 지상국 소프트웨어는 위성 추적을 위한 상용 소프트웨어인 HRD(Ham Radio Deluxe)와 데이터 통신을 위한 업링크, 다운링크 개발 소프트웨어로 분류된다. Fig. 4은 상용 위성추적 소프트웨어인 HRD의 유저 인터페이스 구동 화면을 나타내며, HRD는 Rig Control, Logbook, Digital Master, Satellite Tracking, Rotator의 총 5가지 모드로 구성된다. Rig Control은 송수신기의 주요 기능을 조정하는 모드이며, Logbook은 위성과의 교신 사항들을 일지로 기록하거나 수신 한 음성신호를 녹음을 하는 모드, Digital Master는 송신 및 수신하는 신호를 워터 폴 또는 스펙트럼으로 나타내고 데이터 해독을 하는 모드, Satellite Tracking은 NORAD(North American Aerospace Defence Command)에서 제공하는 TLE(Two Line Element) 데이터를 이용하여 위성을 추적하는 모드, Rotator는 로테이터를 자동 또는 수동으로 구동시키는 모드이다.

업링크와 다운링크 소프트웨어는 리눅스 환경의 우분투 운영체제를 기반으로 자체 개발 및 검증을 수행하였다. 우선, 지상국 소프트웨어 개발을 하기에 앞서 위성의 운용 모드별 데이터가 정의 및 분류가 되어야하며, 이에 따라 분류한 데이터를 Table 5에 나타내었다. 업링크에 속하는 TC의 데이터는 임무수행 명령과 위성의 저장 데이터를 수집, 전송, 삭제 수행하는 명령으로 분류된다. 다운링크에 속하는 TM과 CW 중, TM은 임무수행 데이터와 위성의 상태 데이터로 분류되고, CW는 기본적인 상태데이터이며, 위성 명과 배터리 전압, 위성의 온도를 포함한다. 지상국 소프트웨어 개발

시 업링크 소프트웨어의 경우 위성설계 시 결정된 모든 명령 데이터가 위성으로 송신이 가능도록 설계 되어야 하고, 다운링크 소프트웨어의 경우는 위성으로부터 다운로드 된 데이터를 지상국에서 가시화, 데이터베이스화가 가능하도록 제작 되어야 한다. 위성과 데이터 송수신을 원활히 하기위한 GUI(Graphic User Interface)는 운용모드 및 임무수행에 따라 정의된 데이터를 고려하여 이에 적합하도록 자체 개발 할 예정이다.

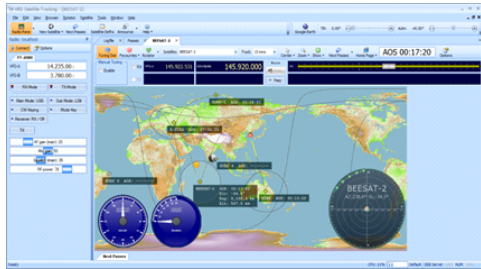


Fig. 4 HRD Software

Table 5 Data Classification

Link	Data	Data Information
Uplink	TC (일반/장제)	미션 수행 명령
		저장데이터 수집 명령
		저장데이터 전송 명령
		저장데이터 삭제 명령
Downlink	TM	임무수행 데이터
		위성상태 데이터
		CW

4.2 ETE 시험

위성추적 소프트웨어인 HRD 소프트웨어 검증의 경우, 앞서 기술한 HRD 소프트웨어의 주요 모드가 지상국 하드웨어와 연동이 되고, 로테이터와 송수신기 조작이 가능해야 한다. 업링크, 다운링크 개발 소프트웨어는 EIT(Electrical Integration Test) 종료 후에 위성 전체 조립체와 ETE(End to End) 시험을 수행함으로써 검증이 가능하다. 여기서 ETE란 위성과 지상국간의 통신 인터페이스 검증을 위하여 최종적으로 수행하는 종단시험을 의미한다[5].

ETE 시험 수행 시, 개구 또는 대상 물체로부터 충분히 떨어진 영역인 Far-Field 이상 범위에서 시험을 수행해야 하며, 이를 위해 Far-Field의 범위 값을 계산하여야 한다.

Far-Field 범위 계산식은 식 (2)와 같다.

$$d_f = 2 \times \frac{D^2}{\lambda} \tag{2}$$

위의 수식에서, d_f 는 Far-Field의 거리, D 는 안테나 길이, λ 는 주파수 파장을 의미한다. STEP Cube Lab. 지상국의 규격인 안테나 길이 5.74m, 주파수 파장은 0.685m이며, 이에 따른 Far-Field 거리 값은 8m로 도출되었다. 따라서 위성은 지상국과 8m 이상 떨어진 거리에서 최종 ETE 시험을 수행하여야 하며, 이를 비롯한 요구조건을 고려한 ETE 시험을 Fig. 5와같이 구성하여 수행하였다. 본 큐브위성의 ETE시험의 항목으로는 Table 5에서 분류한 데이터들을 각 위성 운용모드에서 구현하는 것으로 나누었다. 위성 운용모드에서 데이터 통신을 하기에 앞서 Ping Test를 수행해야하며, ETE 시험의 일부인 Ping Test 수행 결과를 Fig. 6에 나타내었다. Ping Test는 지상국과 위성이 데이터 통신을 하기위해 위성과 접속이 되어있는지 확인하기 위한 시험이다. Fig. 5에서 ‘csp-term # ping’ 이후의 숫자 1, 2, 3, 5는 각각 OBC(On Board Computer), EPS(Electrical Power System), NanoHub, COM(Communication) 보드의 노드번호를 의미하며, 그 이후는 각 해당 보드들에 대한 Ping 응답을 나타낸다.

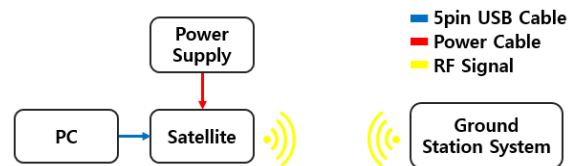


Fig. 5 ETE Test Configuration

```

csp-term # ping 1
Ping name 1, timeout 5000, size 1: Reply in 883 ms
csp-term # ping 2
Ping name 2, timeout 5000, size 1: Reply in 872 ms
csp-term # ping 3
Ping name 3, timeout 5000, size 1: Reply in 877 ms
csp-term # ping 5
Ping name 5, timeout 5000, size 1: Reply in 866 ms
    
```

Fig. 6 Example of ETE Ping Test Result on Ubuntu

5. 결론

본 논문에서는 기존 큐브위성의 통신방식과는 달리 반이중통신방식을 이용하는 STEP Cube Lab.의 통신 서비스

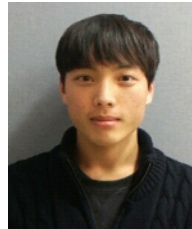
템 요구조건을 충족하는 지상국 시스템 설계 결과를 기술하였다. STEP Cube Lab.의 지상국 설계를 위하여 하드웨어와 소프트웨어로 분류하였으며, 지상국 하드웨어의 경우 장비선정 및 인터페이스 설계 링크버짓 분석을 수행하였다. 분석 결과, 업링크, 다운링크 마진 값이 각각 33.5dB, 13.05dB로 통신계 요구조건인 3dB 이상의 마진 확보가 가능함을 확인하였다. 지상국 소프트웨어의 경우 위성 추적 소프트웨어로 HRD를 사용하며, 업링크와 다운링크 소프트웨어는 리눅스 환경의 우분투 운영체제를 기반으로 자체 개발하고 ETE 시험을 통해 검증은 수행하였다. ETE 시험을 수행하여 지상국 시스템을 검증 한 후에 지속적인 시설 관리 및 보수작업을 하여 최적의 상태를 유지 할 것이다. 또한 타 큐브위성을 추적 및 비콘신호를 수신 하여 예비운용을 하며, 본 큐브위성의 실제 위성운용에 대비 할 것이다.

참고 문헌

- [1] S. C. Kwon, H. M. Jung, H. W. Ha, S. H. Han, M. J. Lee, S. H. J, T. Y. Park, S. J. Kang, B. G. Chae, S. E. Jang, H. U. Oh, S. H. Han, and G. H. Choi "Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology," J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.42, No. 5, pp. 430-436, May 2014.
- [2] B. G. Chae, H. W. Ha, S. E. Jang and H. U. Oh "Communication Subsystem Design for Cube Satellite Using UHF Half-Duplex Antenna," J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 6, pp. 522-528, June 2014.
- [3] S. H. Ko, K. L. Hwang and Y. K. Chang "Development of Conceptual Design Program for Satellite Communication System in LEO," J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 32, No. 10, pp. 134-141, December 2004.
- [4] N. Y. Yun "Study on Communication System of CINEMA," Kyunghee University Master's Degree Dissertation , February 2012.
- [5] D. Y. Kwon and H. S. Kim "Design and Result of End-to-End Test between Ground Station and LEO Satellite" The Korean Society for Aeronautical and

Space Sciences 2012 Fall Conference, Vol. 2012, No.11 pp. 2161-2164, 2012.

저자 소개



전영현

2011년~ 현재 조선대학교 항공우주공학과 학부 3학년 재학 중. 관심분야는 위성 통신 및 지상국 시스템 등



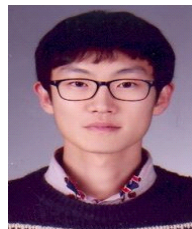
채봉건

2012년~ 현재 조선대학교 항공우주공학과 학부 4학년 재학 중. 관심분야는 위성통신 및 지상국 시스템 등



정현모

2014년~ 현재 조선대학교 항공우주공학과 석사 2년 재학 중. 위성 비행 소프트웨어 및 전기 전자 등



전성용

2012년~ 현재 조선대학교 컴퓨터공학과 석사 2년 재학 중. 관심분야는 위성 비행 소프트웨어 및 전기 전자 등



오현웅

1993년 한국항공대 항공기계공학과 졸업. 1996년 일본동경대학교 대학원석사. 1999년 동 대학 박사. 2012년~ 현재 조선대학교 항공우주공학과 교수. 관심분야는 우주용 진동제어 및 충격저감 시스템, 스마트 재료의 우주응용, 큐브위성 시스템 및 관련 기술, 위성 및 탑재체 시스템 등