

技術論文

반이중 통신방식 UHF대역 송·수신겸용 안테나를 적용한 큐브위성의
통신계 설계

채봉건, 하현우, 장수은, 오현웅*

Communication Subsystem Design for Cube Satellite Using UHF
Half-Duplex Antenna

Bong-Geon Chae, Heon-Woo Ha, Su-eun Jang, Hyun-Ung Oh*

Chosun University, Department of Aerospace Engineering, 375 Seosuk-dong, Dong-gu, Gwangju,
501-759, Korea

ABSTRACT

A UHF/VHF full-duplex communication using monopole and dipole antenna has been widely used for cube satellite applications. The communication system requires a dedicated structure panel for antenna integration, which is the one of the disadvantages of the conventional communication system from the accommodation point of view considering the extremely limited volume of the cube satellite. In this study, to maximize the accommodation efficiency of the cube satellite, a communication using UHF half-duplex antenna combined with buck converter for the communication modes transition has been proposed and investigated through deployment mechanism design for synchronous release of the antenna and link budget analysis based on the antenna specifications.

초 록

일반적으로 큐브위성에 적용되는 통신방식은 모노폴과 다이폴 안테나를 이용한 전이중 통신으로 UHF/VHF 두 대역을 이용하여 송·수신을 하는 방식이 적용되고 있으나, 장착공간간의 제약을 받는 큐브위성에 적용할 경우, 안테나 구속 및 전개방식의 복잡화를 비롯해 안테나 장착만을 목적으로 하는 별도의 전용 판넬을 필요로 하는 등 탑재체 또는 태양전지 탑재를 위한 공간 효율적 측면에서의 단점을 갖는다. 본 연구에서는 큐브위성의 공간 활용 극대화를 위해 반이중통신 방식으로 UHF대역 송·수신 겸용 안테나와 Buck Converter를 적용한 큐브위성의 통신계 설계를 제안하였다. 안테나 전개를 위한 메커니즘 설계, 안테나 사양으로부터의 상향링크 및 하향링크에 대한 링크버짓 분석을 통해 본 연구에서 적용한 안테나 방식의 유효성을 입증하였다.

Key Words : Cube Satellite(큐브위성), Half-Duplex(반이중통신), Full-Duplex(전이중통신)

1. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 1U(10cm x 10cm x 10cm)크기를 기준으로 1kg

† Received: 0000 00, 2013 Accepted: 0000 00, 20113

* Corresponding author, E-mail : oh129@chosun.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

이하의 정육면체 형상을 갖는 극초소형 위성이 다. 큐브위성은 개발기간을 단축시킬 수 있고, 저비용으로 개발이 가능하여 임무실패에 따른 위험 부담이 중·대형급 위성에 비해 적어 과학실험 및 사전기술 궤도 검증 등 여러 가지 임무가 수행되고 있다.[1-4] 큐브위성의 통신 서브시스템은 운용궤도에서의 위성의 상태정보 및 획득데이터를 지상국으로 송신하고, 임무수행을 위해 지상국으로부터의 명령을 수신할 수 있어야 한다. 일반적으로 큐브위성은 중·대형 급 위성에 비해 대용량의 통신을 목적으로 하지 않기 때문에 주로 주파수대역이 낮은 아마추어 무선통신 대역인 VHF/UHF대역과 임무에 따라서는 위성용 대역인 S대역이 통신에 사용된다. 큐브위성에 일반적으로 적용되는 통신방식은 전이중 통신방식(Full-Duplex)과 반이중 통신방식(Half-Duplex)이 적용되고 있다. 전이중 통신은 VHF/UHF 두 대역을 이용하여 지상국과 송·수신이 동시에 이루어져 통신시간을 단축시키는 통신 방식이다. 하지만 이 방식을 적용할 경우, 통신용 안테나의 구조적 특성상 안테나 구축 및 전개 방식이 복잡해지며, 안테나 장착을 위한 전용 판넬이 제공되어야 하는 등 임무장비 및 태양전지 배치를 위한 공간 활용 측면에서 단점을 갖는다. 한편, 본 논문에서 제안한 반이중 통신방식은 통신보드 내에 내장되어있는 Buck Converter로 송·수신 모드 전환이 가능하여 하나의 주파수 대역으로 지상국과의 통신이 가능하고, 안테나 형상 및 배치가 용이하여 전이중 통신방식 안테나와 달리 큐브 위성 판넬의 효율적 공간 활용이 가능한 장점을 갖는다.

본 논문에서는 큐브위성의 공간 활용 극대화를 목적으로 Buck Converter 방식 UHF 대역 송수신 겸용 안테나를 적용한 큐브위성의 통신시스템을 제안하였으며 안테나 사양을 토대로 상향링크 및 하향링크에 대한 링크버짓 분석을 통해 시스템 적용 가능성을 입증하였다. 또한, 안테나 전개를 위한 구속/분리장치를 제안하였으며 기능시험을 통해 설계의 유효성을 입증하였다.

II. 본 론

2.1 큐브위성용 통신안테나

2.1.1 종래의 큐브위성용 통신안테나

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성의 통신을 위해 일반적으로 Fig. 1과 같이 줄자와 같은 형상의 얇은 금속재질로 이루어진 다이폴과 모노폴 안테나를 사용한다.

다이폴 안테나는 두 개의 극이 다른 두 도선을 구부려서 안테나 전체의 길이를 파장의 1/2이 되게 하여 무지향성의 빔 패턴을 형성하며, 모노폴 안테나는 다이폴 안테나와 비슷하나 안테나의 길이가 파장의 1/4로 다이폴 안테나보다 비교적 짧다. 이러한 형태의 안테나는 주파수 대역이 낮은 아마추어 대역인 VHF/UHF대역에 적용된다.

모노폴과 다이폴 안테나를 큐브위성에 적용할 경우, Figs. 1처럼 안테나 장착만을 목적으로 하는 별도의 전용 판넬을 필요로 하는 등 다수의 탑재체 또는 태양전지 판넬의 추가 장착이 요구될 경우, 공간 효율적 측면에서의 단점을 갖는다. 향후, 큐브위성의 임무 다양화 및 고도화 추세에 따라 제한된 공간에 다수의 임무장비 탑재를 위해서는 안테나 장착 전용 판넬의 효율적 공간 활용이 요구된다.

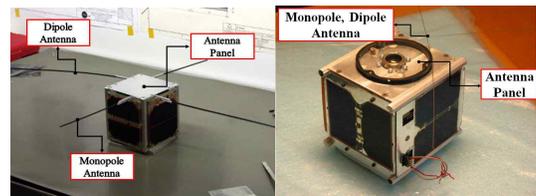


Fig. 1. CubSat with Conventional Antenna ((a):PW-Sat1[9], (b): AAUSAT-1 [10])

2.1.2 UHF대역 송수신 겸용 통신안테나

상기의 단점을 보완하기 위하여 Gomspace사에서 제작한 큐브 위성 전용 통신안테나는 종래의 큐브위성에서 적용하는 전이중 통신방식 안테나와는 달리 Fig. 2와 같이 UHF대역의 모노폴 안테나를 십자형 회전식으로 조합한 형태로 무지향성의 빔 패턴을 형성하며, 안테나를 빔에 구축하는 방식을 적용하고 있기 때문에 판넬의 공간 효율적 활용이 가능하다.

Table 1에 Gomspace사의 전이중 통신방식 안테나의 사양을 나타낸다. Figure 3은 반이중통신 안테나를 적용한 통신계의 구성도로 단일 주파수 대역으로 송수신을 수행하므로 주파수 간섭이 발생할 수 있어 통신보드 내에 수신모드로 대기하다가 Uplink command를 통해 Buck Converter를 스위칭 하여 송신모드로 변환되고 데이터를 지상국으로 전송한 뒤 수신모드로 변환하는 방식이 적용되고 있다.

Figure 4는 본 안테나가 적용된 큐브위성의 전개 전/후 형상[11]으로 궤도상에서 통신안테나의 구축을 해제하기 위해 각각의 통신 안테나 접속

부에 Fig. 5와 같이 나일론 선을 이용하여 체결력을 부가하고 열선으로 나일론 선을 절단하여 구속을 해제하는 방식의 열선 절단 분리 메커니즘이 적용되고 있다. 이 방식은 각각의 안테나에 메커니즘이 적용되어 시스템의 복잡화를 비롯해 하나의 메커니즘이라도 정상 작동이 안 될 경우 전체 시스템 실패로 이어지는 등 신뢰도 측면에서의 단점이 존재한다. 또한, Nakaya[7]가 제안한 큐브위성 전용 분리장치와 같이 전개 구조물의 동기화된 구속해제가 필요한 경우에 상기와 같은 열선절단 방식 적용은 한계가 존재한다.

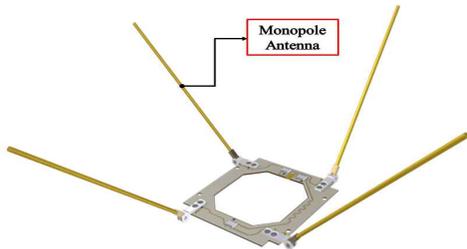


Fig. 2. Gomspace Antenna[11]

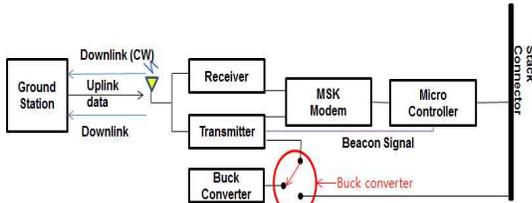


Fig. 3. Half-duplex Antenna Block Diagram

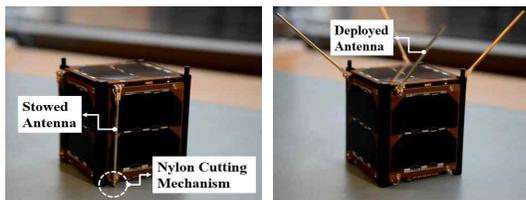


Fig. 4. CubeSat with Half-Duplex Antenna[11]

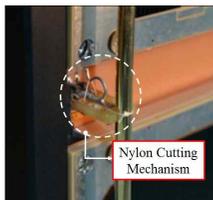
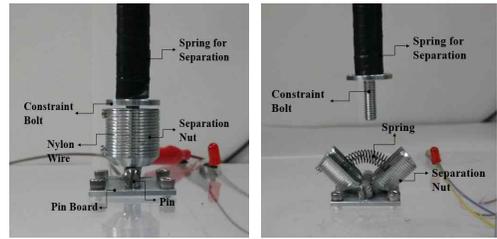


Fig. 5. Nylon Wire Cutting Mechanism[11]



(a) Before Deploy (b) After Deploy

Fig. 6. Holding and Release Mechanism

Table. 1. Antenna Specifications [11]

Description	Specification
Product	NanoCom ANT430(Gomspace's)
Performance	Omnidirectional Canted Turnstile Cubesat Antenna
RF Impedance	50 Ω
Frequency	400MHz ~ 480MHz
Power	1.5W
Gain	-1dBi ~ 2dBi
Bandwidth	5MHz

2.1.3 UHF대역 송수신 겸용 안테나를 적용한 메커니즘 설계

본 연구에서는 큐브위성에 적용되는 기존 통신안테나의 공간 활용측면에서의 문제점 극복을 비롯해 단수의 메커니즘으로 복수의 안테나의 동기화된 구속해제가 가능한 메커니즘을 제안하였다. 본 메커니즘은 Fig. 6과 같이 나일론선에 의한 체결력으로 형성된 분리구속너트와 구속볼트를 결합하여 발사환경에서의 축방향 구조건전성을 확보하고, 궤도상에서는 열선 작동으로 체결선을 절단하여 구속너트를 분리하고 이와 동시에 구조물의 구속을 해제하는 분리너트형 비폭발식 구속분리장치를 제안하였다. 본 분리장치는 기존에 제안한 방식[8]과 달리 구속분리너트의 하단부에 핀을 결합하여 구속해제시 너트가 핀 축을 중심으로 회전하여 분리되는 방식을 적용하고 있으므로 구속해제 후 분리 너트와 구속볼트와의 간섭방지를 목적으로 하는 벨크로와 이를 장착하기 위한 외부 하우징의 적용을 불필요로 한다.

큐브위성 적용을 위해서는 선행연구[8]에서 제안한 방식과 동일하게 메커니즘을 이용하여 축방향 구속력을 부가하고 평면방향의 구속력은 상부와 하부 구조체의 레일 접촉부 설계로 구조건전성 확보가 가능하다. 또한, Fig. 7과 같이 상부판

넬에 브래킷을 장착하여 안테나를 구속하고 분리 장치 작동과 함께 빔구조체 내부에 내장된 스프링의 복원력으로 상부판넬의 분리가 이루어지고 이와 동시에 안테나 전개가 이루어지도록 하여 메커니즘 설계가 목표로 하는 단수의 구속분리장치에 의한 복수 안테나 전개 및 동기화된 구속해제 그리고 공간활용 극대화를 구현할 수 있다.

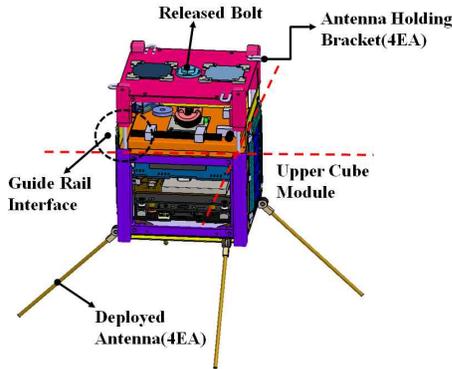


Fig. 7. CubeSat with Antenna Deployment Mechanism

2.1.4 UHF대역 송수신 겸용 안테나를 적용한 통신시스템

큐브위성의 통신 서비스시스템은 위성의 상태정보 데이터나 임무로부터 획득된 데이터를 지상국으로 전송해주는 텔레메트리 모드와 지상국으로부터의 명령 신호를 위성으로 전송해주는 텔레커맨드 모드로 구분되며, 본 연구에서 적용하고자 하는 UHF 대역 송수신 겸용 안테나 통신 시스템의 변조 및 복조 방식은 MSK방식을 사용하며, 주파수대역은 아마추어 무선통신 대역인 UHF대역(435MHz)만을 사용하여 임무를 수행한다. 또한, 통신보드 내에 buck converter를 이용하여 송수신을 변환시키는 방식을 적용하여 통신시 간섭이 일어나지 않도록 하였다.

2.2 링크해석

지상국과 위성이 교신을 위해서는 원거리 무선통신을 수행하게 되며 이때 발생하는 자유공간 손실, 대기 손실, 편파손실 등의 여러 가지 손실과 장애물로 인해 잡음이 증가하고 데이터 신호의 크기가 감소하여 통신대상체에 도달하게 된다. 이런 점을 고려하여 원거리 무선 통신에서는 지상국과 위성사이의 통신을 원활하게하기 위해 둘 사이에 링크를 분석하여 통신시스템 설계를 수행해야하며, 송·수신 주파수, 안테나이득과 빔

폭, 변조 복조방식, 송수신 데이터 전송률 등 링크해석에 필요한 여러 가지 식들의 파라미터 값과 궤도해석 결과를 바탕으로 링크해석을 진행해야 한다. 링크해석 계산결과 마진 값이 클 경우 데이터 신호를 복원할 수 있는 가능성이 높아지지만 너무 클 경우 장비구현에 있어 비용이 늘어나는 단점을 가지게 되며, 마진 값이 너무 낮을 경우 데이터 신호를 복원할 수 있는 가능성이 낮아지게 되며 이를 극복하기 위해 적절한 마진 값을 갖도록 통신 시스템을 설계해야한다. 일반적으로 무선통신에서는 마진이 3dB 이상이면 통신이 충분히 가능하다고 해석할 수 있다[5-6].

2.2.1 1단계 : 실효방사 전력(EIRP)

실효방사전력은 위성이나 지상국의 송신전력 및 특성을 나타내며, 링크해석의 송신측 성능 판단에 있어 가장 중요한 변수 중 하나로 고출력 증폭기 출력에 송신 안테나의 최대이득을 곱한 값이다. EIRP를 구하는 방법은 다음 식과 같다.

$$EIRP = P + G_{pt} + L_{pl} + L_{lt} \quad [dBW] \quad (1)$$

여기에서,

P : Transmitter Power

G_{pt} : Transmitter Antenna Peak Gain

L_{pl} : Transmitter Antenna Pointing Loss

L_{lt} : Transmitter Antenna Line Loss

를 나타내며, 본 연구에서는 L_{pl} 은 -1dB로 가정하고 L_{lt} 는 선로가 매우 짧은 점을 고려하여 -1dB로 가정하였다.

2.2.2 2단계 : 손실(Loss)

위성 통신 시스템에서의 손실은 송신부에서 수신부까지 데이터가 전송되면서 신호의 일부가 굴절, 반사, 회절 또는 산란 되는 것을 의미하며, 자유공간손실, 편파손실, 대기 손실, 안테나 지향 손실, 강우감쇠 등이 존재한다. 이러한 손실들은 대부분 실제 측정치로 표현되고 있으며, 거의 GHz이상의 주파수 대역에 대한 자료가 전부이기 때문에 MHz 주파수 대역을 사용하는 본 연구에서의 경우 링크해석 계산 시 편파손실, 대기 손실과 손실에 가장 큰 영향을 미치는 자유공간 손실만 고려하며 강우감쇠의 경우 영향이 크지 않기 때문에 고려하지 않아도 된다. 손실 값을 구하는 식은 다음과 같으며,

$$L = L_s + L_a + L_{pol} \quad (2)$$

여기에서,

L_s : Free Space Loss
 L_a : Atmospheric Loss
 L_{pol} : Polarization Loss

를 나타내며, 자유공간 손실 L_s 를 구하는 식은 다음과 같다.

$$L_s = 147.55 - 20\log S - 20\log f \quad [dB] \quad (3)$$

여기에서,

S : Propagation Path Length
 f : Frequency

를 나타내며, 본 연구에서 L_a 는 -0.2dB, L_{pol} 은 -0.3dB로 일반적인 경우를 적용하였다.[6]

2.2.3 3단계 : 잡음(Noise)

잡음이란 정보 데이터를 포함하지 않은 불필요한 신호로 데이터를 포함한 신호에 더해져 수신되어지는데 이 잡음은 수신기의 성능을 떨어뜨려 정확한 데이터 해석을 방해하게 된다. 이러한 잡음은 크게 시스템 잡음, 상호 변조 잡음, 시스템 내 혼신 잡음, 인접 위성 시스템간 혼신 잡음, 대기잡음 등으로 나눌 수 있다. 통신 서브시스템을 설계할 때에는 이러한 모든 잡음원의 값들을 예측 후 잡음온도를 모두 고려하여 잡음 지수를 구해야한다. 하지만, 본 연구에서처럼 설계되는 시스템이 비교적 간단하고, 사용하는 주파수 대역이 낮아 잡음온도의 영향이 높게 나타나지 않기 때문에 시스템 잡음 온도에만 비중을 두어 예측하였다.

2.2.4 4단계 : 수신에너지 대 잡음밀도 비(Bit Energy/Noise Ratio)

수신에너지 대 잡음밀도 비를 계산하는 식은 다음과 같다.

$$\frac{E_b}{N_0} = EIRP + (L_s + L_a + L_{pol}) + G_{rp} - 10\log k - 10\log T_s - 10\log R + L_{lt} \quad (4)$$

여기에서,

k : Boltzmann Constant
 R : Data Rate
 G_{rp} : Rx Antenna Peak Gain
 T_s : System Noise Temperature

를 나타낸다.

2.2.5 5단계 : 링크마진 해석 및 확인

다음 식으로부터 최종적인 마진값을 구할 수

있다.

$$Margin = (E_b/N_0) - (E_b/N_0)_{Req.} - Implementation Loss \quad (5)$$

여기에서,

E_b/N_0 : Bit Energy / Noise Ratio
 $(E_b/N_0)_{Req.}$: Required Bit Energy / Noise Ratio

를 나타내며, Implementation Loss는 실제 통신 설계에 있어 고려하지 못하였거나 실수로 인한 신호감쇠를 고려한 것이다. 본 연구에서 E_b/N_0 는 업링크, 다운링크 각각 42.5dB, 23.4dB이고, 두 링크 모두 MSK방식의 변조 및 복조방식을 사용하므로 $(E_b/N_0)_{Req.}$ 은 9.6dB[6]으로 동일하며, Implementation Loss은 처음 통신 서브시스템을 개발하는 것을 고려하여 -5dB를 적용하였다.

2.3 링크해석 결과

본 연구는 600km 태양동기 궤도 이며 위성과 지상국이 통신할 때의 경사각은 10°로 궤도해석을 실시하여 링크해석을 수행 하였다. 또한, 상향링크와 하향링크의 전송 속도는 각각 1200bps, 9600bps이다.

Table 3과 Table 4는 상향링크와 하향링크의 링크해석 결과로, 각각 27.98dB, 15.06dB의 마진을 확보하여 충분한 데이터 통신이 이루어질 수 있음을 확인하였다.

III. 결론

본 연구에서는 기존의 큐브위성 통신방식인 전이중 통신방식을 적용한 안테나와 달리 공간을 효율적으로 활용하기 위해 buck converter방식으로 UHF대역만 사용하여 송·수신이 변환 가능한 반이중통신 방식을 적용한 안테나를 사용하여 설계를 수행하였다. 또한, 안테나를 구속 및 전개하는데 있어 기존의 방식은 안테나 각각의 구속 및 분리장치가 필요하기 때문에 신뢰도가 떨어지고 시스템이 복잡해지게 되며, 동시에 구속이 어려워지게 된다. 이런 점을 보완하기 위해 제안한 무충격 구속분리장치를 적용하여 하나의 메커니즘으로 안테나를 동시 구속 및 분리가 가능하도록 설계함으로써 시스템 단순화 및 신뢰도를 높였으며 통신시스템 제원으로부터 링크해석 및 설계를 통해 상향링크, 하향링크 링크마진 값이 각각 3dB이상인 27.93dB, 15.06dB값을 도출하여 UHF대역 송수신 겸용 안테나를 적용하여도 충분한 데이터 통신이 가능함을 확인하였다.

Table. 3. Uplink Link Budget

Item	Sym.	Unit	Value
Frequency	f	MHz	435
Tx Power	P	dBW	20
Tx Line Loss	L_{lt}	dB	-3
Tx Ant. Peak Gain	G_{pt}	dBi	18.04
Tx Ant. Pointing Loss	L_{pt}	dB	-3
Equiv. Isotropic Radiated Power	$EIRP$	dBW	25.1
Propagation Path Length	S	km	1932.3
Free Space Loss	L_s	dB	-150.9
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	42.5
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	27.93

Table. 4. Downlink Link Budget

Item	Sym.	Unit	Value
Frequency	f	MHz	435
Tx Power	P	dBW	1.76
Tx Line Loss	L_{lt}	dB	-1
Tx Ant. Peak Gain	G_{pt}	dBi	2
Tx Ant. Pointing Loss	L_{pt}	dB	-1
Equiv. Isotropic Radiated Power	$EIRP$	dBW	1.76
Propagation Path Length	S	km	1932.3
Free Space Loss	L_s	dB	-150.9
Atmospheric Loss	L_a	dB	-0.2
Polarization Loss	L_{pol}	dB	-0.3
Rx Ant. Peak Gain	G_{rp}	dBi	18.04
System Noise Temp	T_e	K	426.58
Data Rate	R	bps	9600
Bit Energy/Noise Ratio	E_b/N_0	dB	23.4
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	15.06

참고문헌

- 1) K. L. Hwang, M. I. Min, B. Y. Moon and Y. K. Chang "Mechanical System Design and Development of the HAUSAT-1 Picosatellite" J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 32, No. 9, 2004, pp.103-113.
- 2) H. S. Seo, J. H. Lee, S. H. Kim, K. W. Kim, C. H. Kim, J. H. Lim, S. W. Kim, S. H. Kim, D. S. Hwang, J. W. Lee and E. S. Han "Analysis On Nano or Pico-Satellite System Design Technologies" J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, May. 2012, pp.801-806
- 3) K. Konoue, and S. Matsunaga, "A Development Summary of CUBE-I: Titech CubeSat 2001" Proc. the 45th Space Sciences and Technology Conference, Hamamatsu, Japan, October 2001, pp.801-806.
- 4) S. H. Kim, J. Y. Kim, T. Y. Kong, J. H. Park and S. I. Jeong "Design and Manufacturing Process of Nanosatellite SNUSAT-1 Prototype" J. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Fall Conference, May. 2012, pp.1093-1096.
- 5) B. Y. Moon, J. H. Park, N. S. Jeong, J. T. Kim and Y. K. Chang "The Preliminary Design of HAUSAT-1 Communication Subsystem" J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, November, 2002, pp. 535-538
- 6) 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, 2004, December, pp. 134-141
- 7) K. Nakaya, K. Konoue, H. Sawada, K. Ui, H. Miyashita, M. Iai, T. Urabe, N. Yamaguchi, M. Kashiwa, K. Omagari, I. Morita, S. Matunaga, Tokyo Tech CubeSat: CUTE-I design & development of flight model and future plan, in: AIAA 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, Yokohama, 2003, AIAA 2003-2388
- 8) H. U. Oh and M. J. Lee "Performance Verification of Separation Nut Type Non-explosive Separation Device for Cube Satellite Application" J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.41 No. 10, 2013, pp.827-832
- 9) <http://space.skyrocket.de>
- 10) <http://www.space.aau.dk/cubesat/>
- 11) <http://www.gomspace.com>