

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(5), 430-436(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.5.430>

우주기반기술 검증용 극초소형 위성 STEP Cube Lab.의 시스템 개념설계

권성철*, 정현모*, 하헌우*, 한성현*, 이명재*, 전수현*, 박태용*, 장수진*, 채봉건*,
장수은*, 오현웅**, 한상혁***, 최기혁***Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of
Fundamental Space TechnologySung-Cheol Kwon*, Hyun-Mo Jung*, Heon-Woo Ha*, Sung-Hyun Han*, Myung-Jae Lee*,
Su-Hyeon Jeon*, Tae-Young Park*, Su-Jin Kang*, Bong-Gun Chae*, Su-Eun Jang*,
Hyun-Ung Oh**, Sang-Hyuk Han*** and Gi-Hyuk Choi***Space Technology Synthesis Lab., Department of Aerospace Engineering, Chosun University*,**
Future Convergence Research Division, Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

The mission objective of STEP Cube Lab. (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project) classified as a pico-class satellite is to verify the technical effectiveness of payloads such as variable emittance radiator, SMA washer, oscillating heat pipe and MEMS based solid propellant thruster researched at domestic universities. In addition, the MEMS concentrating photovoltaic power system and the non-explosive holding and separation mechanism with the advantages of high constraint force and low shock level will be developed as the primary payloads for on-orbit verification. In this study, the feasibility of the mission actualization has been confirmed by the preliminary system design.

초 록

본 논문에서 제안한 우주기반기술 검증용 극초소형 위성의 명칭은 STEP Cube Lab. (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)이며, 주요임무는 가변 방사율 열제어기, 형상기억합금 진동 절연기, 진동형 히트파이프, MEMS 기반 고체 추력기와 같이 국내 산학연에서 기 수행된 우주핵심기술을 발굴 및 탑재하여 궤도검증을 실시하는 것이다. 또한, 배열형 집광렌즈가 적용된 고효율 집광형 태양전력시스템과 열선절단방식이 적용되어 높은 체결력과 적용방법에 따라 복수구조물의 구속 및 분리가 가능한 무충격 구속 분리장치를 주요 탑재체로 개발하여 궤도 검증을 실시예정이다. 본 논문에서는 상기 탑재체의 궤도 검증을 임무목적으로 하는 STEP Cube Lab.의 체계 및 부체계 개념설계를 통해 임무의 구현 가능성을 검토하였다.

Key Words : Cube Satellite(큐브위성), Payload(탑재체), MEMS(미세전자기계시스템), Non-explosive Holding & Separation Mechanism(무충격 구속분리장치), Concentrating Photovoltaic Power System(집광형 태양전력시스템)

† Received: January 17, 2014 Accepted: February 28, 2014

<http://journal.ksas.or.kr/>** Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 1U(10cm x 10cm x 10cm)크기를 기준으로 1kg 이하의 정육면체 형상을 갖는 극초소형 위성이며, 1U큐브위성은 2U, 3U로의 확장이 가능하다 [1]. 큐브위성은 극초소형임에도 불구하고 성능에는 차이가 존재하나 개발기간이 짧고, 저비용으로 개발이 가능하다는 강점이 있어 임무실패에 따른 위험부담이 큰 중·대형급 위성에 비해 개발이 용이하여 지구관측, 과학실험 또는 첨단기술이나 개발부품의 사전 궤도검증 등의 임무수행이 가능하다. 또한, 큐브위성은 교육적 기술적 측면에서 주목을 받고 있으며 미국이나 일본을 비롯한 우주개발선진국에서는 이를 활용하여 첨단미래기술의 사전 궤도검증을 실시하고 검증된 기술을 상용위성에 적용하는 등 우주 전문인력 양성을 비롯해 기술적, 비용적 측면에서 효율적인 우주개발을 추진중에 있다. 몇가지 사례로, 일본의 동경대학교에서는 Prism[2]을 통해 해상도 30m의 전개형 광학계 기술의 궤도검증을 수행하였으며, MIT의 EXOPLANET[3]는 천체관측용 큐브위성으로 능동형 미세 진동절연기를 탑재하여 궤도상 성능을 검증하였고 아울러 고정밀 자세제어의 성능시험을 통해 그 효율을 입증하였다.

본 논문에서 제안한 큐브위성의 주요 임무는 논문 연구실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 우주 핵심기술을 발굴 및 탑재하고, 자체개발 탑재체를 궤도상 검증하는 것이다. 궤도검증을 위해 선정된 탑재체는 다음과 같다. 작동유체의 모세관현상과 표면장력의 원리를 이용하여 높은 열수송능력을 가지지만 지상 시험 시 중력구배의 영향으로 형상설계의 제한을 받는 기존의 히트파이프와 달리, 진동형 히트파이프[4]는 기액 슬러그의 진동거동을 통해 열을 수송하고 중력구배에 의한 영향 최소화가 가능하여 지상시험을 고려한 배치 설계 제약조건 완화가 가능한 특징을 갖는다. 가변방사율 방열판[5]은 방사율이 고정된 기존의 방열판과 달리 온도에 따라 방사율이 변화하는 소재특성을 이용하여 저온에서의 히터전력 소모를 불필요로 하는 특징을 갖는다. SMA 진동절연와서는 형상기억합금의 초탄성 효과를 이용하여 와이어소재로 제작된 진동절연 와서로서 파이로 충격 등으로부터 위성전자장비에 전달되는 진동의 최소화가 가능한 특징을 갖는다. MEMS 기반 고체 추력기[7]는 총 9개의 고체추진제로 구성되어 있는 것을 특징으로 한다. 상기와 같이 국내 산학연에서 기 수행된 우주핵심기술을 발굴

및 탑재하여 궤도검증을 실시예정이며, 태양광과 태양전지판이 이루는 각도가 평행인 상태에서도 전력생성효율 향상이 가능한 MEMS 집광형 태양전력 시스템 및 열선절단방식이 적용되어 높은 체결력과 적용방법에 따라 복수구조물의 구속 및 분리가 가능한 무충격 구속분리장치를 주요 탑재체로 개발하여 본 위성을 통해 궤도 검증을 실시 예정이다.

본 논문에서는 상기 탑재체의 궤도 검증을 주요 임무목적으로 하는 STEP Cube Lab.의 체계/부체계 개념설계 및 일부 탑재체의 설계 타당성 입증을 위한 EM (Engineering Model)의 기능시험을 통해 임무의 구현 가능성을 검토하였다.

II. 본론

2.1 임무정의 및 시스템 개요

2.1.1 임무선정 및 목적

본 큐브위성의 주요임무는 논문 연구실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 미래우주 핵심기술을 발굴 및 탑재하고, 무충격 구속분리장치와 MEMS 집광형 태양전력 시스템을 개발하여 본 위성을 통해 궤도검증 하는 것이다. 이를 위해 Fig. 1과 같이 탑재체를 선정하였으며 주요 탑재체에 대한 소개 및 내용은 2장에서 상세히 기술하고자 한다.

2.1.2 시스템 운용모드 정의

Figure 2는 본 큐브위성의 위성분리로부터 궤도운용에 이르는 STEP Cube Lab.의 운용모드를 나타내고 있으며 각 운용모드별 정의는 다음과 같다. Post Ejection Stand-by Mode는 발사체의 P-POD에서 큐브위성 분리 후 Kill Switch 작동과 동시에 자동 대기모드로 전환하는 모드, Upper Panel Assembly Deploy Mode는 무충



Fig. 1. STEP Cube Lab. Payloads

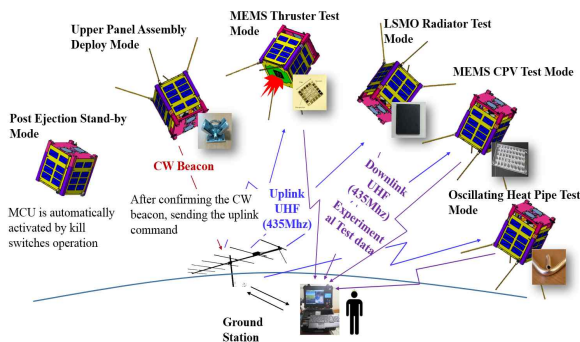


Fig. 2. Mission Mode Operation

격 구속분리장치를 구동하여 하부 주구조체 및 상부패널 조립체, 안테나를 분리하는 모드, MEMS CPV System Test Mode에서는 MEMS CPV System의 적용으로 인한 각 판널에서 생성된 전력데이터를 획득하는 모드, MEMS Thruster Test Mode에서는 MEMS 추력기 작동과 이에따른 위성의 위치정보데이터를 수집하는 모드, Variable Emittance Radiator Test Mode에서는 가변방사 라디에이터와 방사율이 고정된 라디에이터의 온도 정보 데이터를 수집하는 모드, Oscillating Heat Pipe Test Mode에서는 히트파이프의 기화부 열인가에 따른 기화부 및 응축부의 온도정보 데이터를 수집하는 모드를 나타낸다.

2.1.3 시스템 설계결과 요약

본 큐브위성의 임무구현을 위해 시스템 Trade-off Study로부터 도출된 주요 시스템 설계결과를 Table 1에 정리하였으며, 각 부체계 설계결과를 2.2절에서 논한다.

Table 1. System Specification Summary

Items	Specifications
Orbit	궤도: 태양동기궤도, 고도: 600 km, 경사각: 97.78°
Life Time	1년
Payload	2.2.1 참조
Structure	크기: 1U, 무게: 967 g
Mechanism	P-POD 분리방식, 전용분리장치
Thermal	수동 열제어 방식
ADCS	영구자석 적용 수동안정화 방식
Comm.	전송속도: 1200bps(업링크), 9600bps(다운링크) Buck Converter적용을 통한 송수신 전환 업/다운링크: UHF (435 MHz)
Power	평균요구전력: 780 mW, 최대생성전력: 1340 mW, CPV System 적용시 생성전력 증가 예상
Gro. Sta.	자체지상국 구축

2.2 서브시스템 설계

2.2.1 임무 탑재체

본 큐브위성의 주요임무인 국내 산학연 기술의 적용 및 자체 개발 예정인 신기술에 대한 궤도 검증을 위해 선정된 주요 탑재체로는 진동형 히트파이프[4], 가변방사율 라디에이터[5], SMA 진동절연와셔[6], MEMS 추력기[7]가 있으며 본 위성 개발팀에서 자체 개발한 MEMS 집광형 태양전지 시스템과 무충격 구속분리장치가 있다. 상기 탑재체의 개요는 다음과 같다.

2.2.1.1 무충격 구속 분리장치

Figure 3은 복수 구조물의 동시 구속 및 분리를 위한 무충격 구속분리장치의 구속해제 전/후의 형상을 나타내며, 기존 큐브위성에 적용된 나일론 커팅방식 메커니즘에 비해 볼트에 의한 구속방식을 적용함으로써 높은 체결력과 저충격 그리고 적용방법에 따라 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 장점을 갖는다.

2.2.1.2 MEMS 집광형 태양전지 시스템

Figure 4는 일정각도로 경사진 MEMS 집광형 렌즈를 태양전지 외각에 배치하여 태양광 사각지대에서의 집광을 통해 전력생성효율의 증가가 가능한 MEMS 집광형 태양전지시스템의 형상을 나타낸다. 위성의 자전 및 공전에 따라 Fig. 4와 같이 태양광이 태양전지와 평행하게 입사되는 경우 (β angle=0°) 태양광을 굴절 및 집광시켜 평행의 태양전지에 조사해 줌으로서 빛을 받는 태양전지

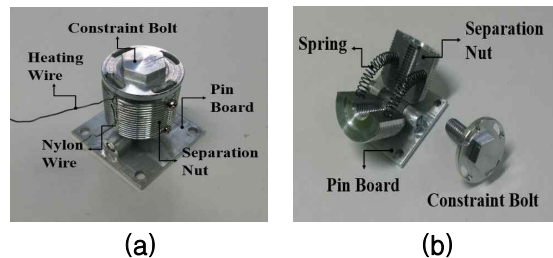


Fig. 3. Non-explosive Shockless Separation Mechanism[(a):Before Separation, (b):After Separation]

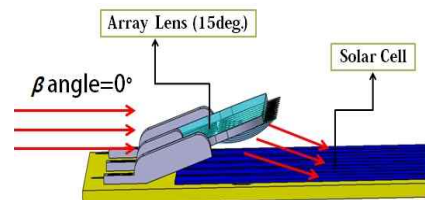


Fig. 4. MEMS Concentrating Photovoltaic Power System

의 가용면적을 증가시켜 효율적 전력생성이 가능한 장점을 갖는다.

2.2.1.3 MEMS 추력기 [7]

Figure 5는 점화기에 전력이 공급됨과 동시에 고체 추진제가 점화되어 추진제의 가스 압력으로 박막이 깨지며 노즐을 통하여 추력을 발생시키는 MEMS 기술기반 고체추력기의 형상을 나타낸다. MEMS 추력기는 총 9개의 고체 추진제로 구성되어 임무궤도상에서 최대 9회의 작동이 가능하며 MEMS 추력기의 주요 제원은 Table 2과 같다.

2.2.1.4 진동형 히트파이프 [4]

Figure 6은 기화부에 전도된 열에 의해 형성된 증기 슬러그와 액체 슬러그의 압력차에 의한 진동거동으로 열이 전달되는 진동형 히트파이프의 작동 원리를 나타낸다. 또한 작동유체의 모세관 현상과 표면장력의 원리를 이용하는 기존 히트파이프 대비 상기 진동형 히트파이프는 중력구배

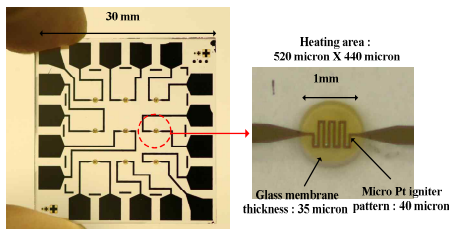


Fig. 5. MEMS Solid Thruster

Table 2. MEMS Thruster Specification

Description	Specifications
Mass	2.74g
Dimensions	30mm×30mm×2.6mm
Burning Time	0.23ms
Max Thrust	3.62N
Total Impulse	0.384mN·sec
Specific Impulse	62.3sec

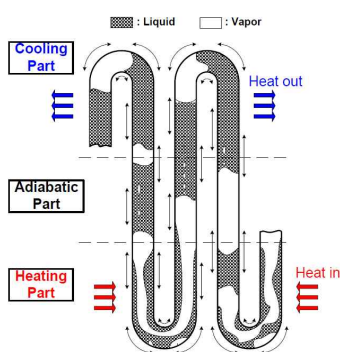


Fig. 6. Oscillating Heat Pipe Operation Principle

에 의한 영향 최소화가 가능하여 지상시험을 고려한 히트파이프 배치 설계 제약조건 완화가 가능하고, 구조가 간단하여 다양한 형상의 제작이 가능하다는 장점이 있다.

2.2.1.5 가변방사율 라디에이터 [5]

Figure 7(a)에 수동형 가변방사율 라디에이터의 형상을 나타내었으며, Fig. 7(b)와 같이 온도에 따라 방사율이 변화하는 소재의 특성으로 방사율이 고정된 기존 라디에이터와 달리 저온에서의 임무장비 허용온도 유지를 위한 별도의 히터 전력소모가 불필요한 장점이 있다.

2.2.1.6 SMA 진동절연 와셔 [6]

Figure 8은 형상기억합금의 초탄성/의탄성효과를 이용하는 SE508 와이어소재로 제작된 SMA 진동절연 와셔의 형상을 나타낸다. SMA 진동절연 와셔는 파이프 충격 및 발사하중으로부터 위성 전자장비에 전달되는 진동을 효과적으로 절연해주는 수동 절연체로, 발사환경에서의 구조 건전성 확보에 유리한 장점을 갖는다.

2.2.2 구조계

Figure 9(a)는 본 큐브위성의 발사시 수납형상을 나타내며, 구조적으로는 하부 주구조체, 상부 패널 조립체로 구성되어 있다. 하부 주구조체에 UHF 안테나와 MEMS 추력기, 상부패널 조립체에 가변방사율 라디에이터가 배치되며, 태양광사각지대에서의 태양전지판 효율을 높이기 위해 집광형 렌즈가 태양전지판 외각에 배치되어있다.

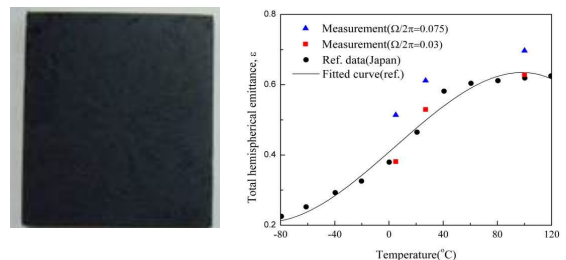


Fig. 7. Variable Emittance Radiator [(a):Configuration, (b):Characteristics]



Fig. 8. SMA Mesh Washer MEMS

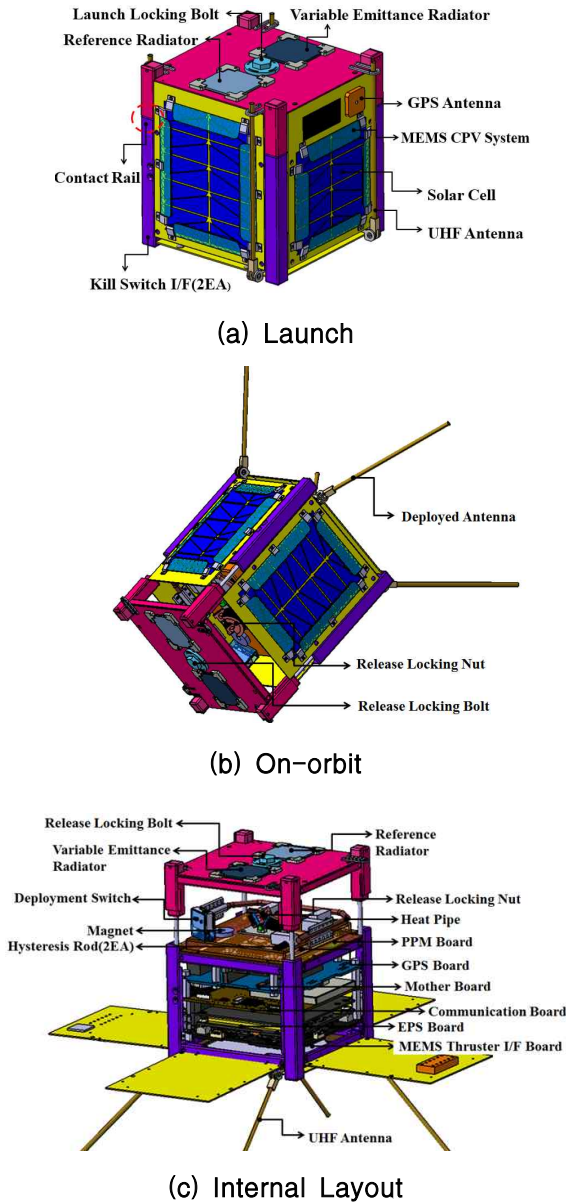


Fig. 9. STEP Cube Lab. Configuration

Table 3. Structure Mass Budget

Component	Mass (Kg)
Structure	0.3194
Payload	0.1741
Electrical Board	0.368
Etc.	0.1055
Total Sum.	0.967
Margin	0.363

궤도상에서는 하부 주구조체와 상부패널 조립체 사이에 배치된 무충격 구속분리장치(Fig. 3) 작동에 따라 상부패널 조립체의 구속이 해제되고 이와 동시에 상부패널 조립체에 구속되어있던 4개의 안테나가 동시에 전개된다. Table 3은 질량

Table 4. Orbit Parameter for Thermal Analysis

Parameter	Orbit Condition	
	Coldest	Hottest
Orbit Type	Sun-Synchronous	
Inclination angle	97.78°	
RAAN	248.885°	
Altitude(km)	600	
Period(sec)	5801.23	
Solar Flux[W/m ²]	1287	1399
Albedo	0.3	0.35
IR Flux[W/m ²]	227	249
Season	Summer	Winter

Table 5. Thermal Analysis Summary of Radiators

Component	Worst Cold		Worst Hot	
	T _{min}	T _{max}	T _{min}	T _{max}
Fixed Rad.	-25	6	-18.5	15.5
LSMO Rad.	-19	17	-11.5	29

버짓을 나타내며 구조계의 총 질량은 0.967Kg으로 질량요구조건인 1.33Kg에 대해 0.363Kg의 마진을 확보하였다.

2.2.3 열제어계

본 위성의 임무수행을 위해 수동적 열제어 방식을 기초로 열설계를 진행하였으며 궤도 열해석을 통해 설계의 타당성을 입증하였다. 열해석은 Table 4와 같은 Worst Cold Case와 Worst Hot Case의 온도 조건에서 수행하였다. 열해석 결과 각 임무장비의 허용온도에 대해 5°C 이상의 마진을 확인하였다. Table 5에는 가변방사율 라디에이터와 방사율이 고정된 라디에이터의 해석결과의 예로 가변 방사율 라디에이터의 특성에 따라 효율적 열제어가 수행 가능함을 알 수 있다.

2.2.4 자세제어계

본 큐브위성은 공간상의 제약과 임무 특성으로부터 수동적 자세제어 구현을 위해 히스테리시스 댐퍼(Hymu80)를 조합한 영구자석(AlNiCo)이 지자기의 자력선에 따라 토크를 발생하는 영구자석 안정화 수동형 제어방식을 적용하였다. 영구자석 안정화 방식을 적용할 경우, 예측되는 위성의 궤도 프로파일은 Fig. 10과 같으며, 지자기의 자력선에 따라 영구자석이 탑재된 위성이 회전하는 자세를 유지한다. Fig. 11은 자세제어계의 설계 유효성 검증을 위한 영구자석 안정화 방식의 히스테리시스 댐퍼 장착 유무에 따른 자세제어 시뮬레이션 결과[8]로 각 축에 대한 각속도를 나

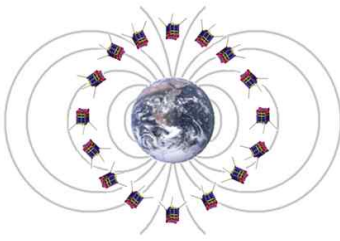
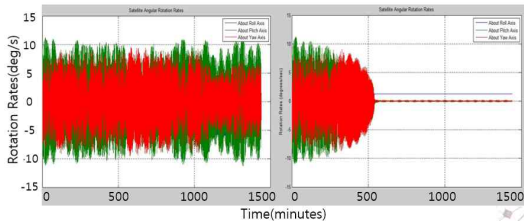


Fig. 10. Passive Attitude Control Using Permanent Magnet Stabilization



(a) W/O Damper (b) With Damper

Fig. 11. ADC Simulation Results

타내며, 히스테리시스 댐퍼를 장착하지 않은 Fig. 11(a)와 달리, 히스테리시스 댐퍼를 장착한 Fig. 11(b)에서는 일정 시간 경과 후 위성의 자세가 안정화 되는 것을 알 수 있다.

2.2.5 C&DH

본 큐브위성의 임무수행을 위한 전체 시스템 기능을 Fig. 12에 나타내었다. 생산 전력을 제어 및 분배하고, 8.4V 2600mAh 배터리와 일체형인 Clyde Space사의 EPS(Electrical Power System)보드, 지상국과의 교신을 위한 통신 보드, 위성의 위치정보를 수신하는 GPS 보드, 주요 임무장비중 하나인 MEMS 추력기를 컨트롤하는 MEMS 추력기 I/F 보드가 있으며, MEMS 추력기 I/F 보드의 운용을 비롯해 시스템 전체 기능을 제어하는 OBC(On Board Computer)보드로

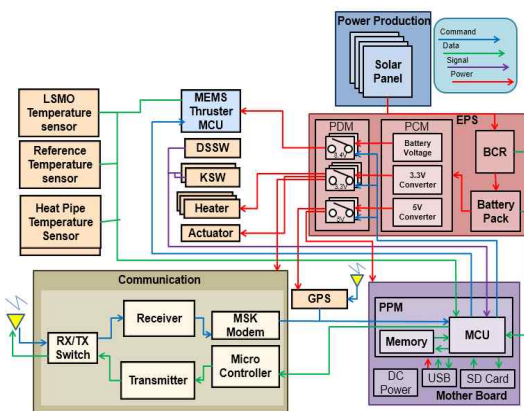


Fig. 12. Electrical System Block Diagram

Table 6. Power Budget

	기간 (min)	전력 (W)	전력량 (Wh)	충전/방전 전력 (Wh)
Daylight	62.30	생산	1.34	1.3939
		소비	-0.78	-0.8175
	충전 가능한 전력			0.5763
	실제 충전 전력			0.5187
Eclipse	29.30	소비	-0.78	-0.3845
		충전이 필요한 전력		
-		전력 버짓 (%)		34.90%

구성된다. 또한 OBC는 분리장치 제어, 진동형 히트파이프 웨도실험을 위한 테스트 히터 제어 및 P-POD에서 위성분리 확인을 위한 KSW(Kill Switch), 메커니즘 분리에 따른 구조물 전개상태 확인을 위한 DSSW(Deployment Status Switch), 히트파이프 및 라디에이터의 온도를 측정하는 Temperature Sensor 등으로부터 상태정보를 수집하여 통신 보드를 통해 지상국에 보내주는 역할을 담당한다.

2.2.6 전력계

본 큐브위성의 궤도당 생성전력은 1.34W이며 각 임무장비별 소모 전력량 추정 결과, 궤도조건을 바탕으로 추정된 평균요구 전력량은 최대 0.78W이고 이로부터 전력계효율을 고려하여 Table 6의 전력버짓을 산출한 결과 34.9%마진으로 전력계 요구조건을 충족함을 확인하였다. 또한 주요 임무 탑재체인 MEMS 집광형 렌즈를 배치하여 태양광 사각지대에서의 생성효율이 증가함에 따라 전력버짓이 상기 34.9%보다 증가될 것으로 예상된다.

2.2.7 통신 및 지상국 설계

통신 시스템은 위성의 상태정보 및 각 임무시나리오로부터 획득된 데이터를 지상국에 전송하고, 지상국으로부터 임무수행에 필요한 명령신호를 수신하는 역할을 수행한다.

아울러 UHF/VHF 두 대역을 사용하여 한쪽 패널을 모두 사용하는 타 큐브위성과 달리 본 큐브위성의 경우 다수의 탑재체로 인한 공간의 협소로 인해 송/수신을 Buck Convert로 스위칭하여 UHF(435MHz) 한 대역으로만 통신하게 되는 Fig. 13의 모노폴 안테나[9]를 채택하여 타 임무장비를 위한 여유 공간을 확보하였다.

Figure 14는 지상국의 구성도를 나타내며 위성과의 통신을 통해 임무를 수행 할 수 있도록 CSP 프로토콜을 이용한 패킷 통신방식으로 설계하였다. 지상국은 UHF Yagi Antenna와 Data 음성신호를 변조하는 TNC(Terminal Node Controller)

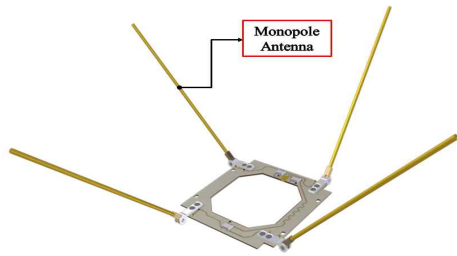


Fig. 13. UHF Antenna

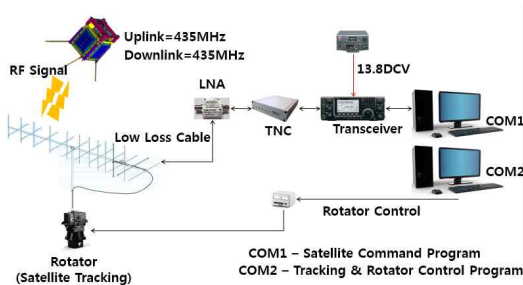


Fig. 14. Ground Station Block Diagram

그리고 안테나로 출력신호를 송출해주는 Transceiver로 이루어져 있고, 위치를 추적하는 Tracking & Rotator System으로 구성되어 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 상기 선정 및 개발된 탑재체의 궤도 검증을 위한 큐브위성의 시스템 설계를 진행하였으며, 각 서브시스템과의 Trade-off Study를 통해 시스템 요구조건을 충족하는 서브시스템 요구조건, 기능 구성도와 설계치를 도출하였다. 향후 개발 탑재체를 대상으로 설계에 대한 유효성을 입증하기 위해 EM(Engineering Model)과 QM(Qualification Model)의 제작 및 시험을 수행할 예정이다. 또한 본 큐브위성의 개발을 통해 산학연 기술의 궤도 검증과 이를 통한 학문적 기술적 교류 및 이를 토대로 미래 우주핵심 원천기술로의 발전을 위한 지적기반 구축에 공헌할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 거대과학연구개발사업, 소형위성개발사업의 지원으로 수행되었습니다. (NRF-2013M1A3A4A01075961)

References

- 1) Kitts, C. A., Twigg, R. J., "Initial Developments in The Stanford SQUIRT Program", Progress in Biomedical Optics and Imaging, No. 2317, 1994, pp. 178-185
- 2) M. Komatsu, N. Shinichi, "University of Tokyo Nano Satellite Project PRISM", Proceedings of The 26th International Symposium on Space Technology and Science, Vol. 7, 2009, pp. 19-24
- 3) S. M. W., Seager, S., Pong, C. M., Villasenor, J. S., Ricker, G. R. Miller, D. W., Knapp, M. E., Farmer, G. T., J. Clem, R. "ExoplanetSat: Detecting Transiting Exoplanets Using a Low-cost CubeSat Platform", Proceedings of The SPIE, Vol. 7731, No. 2, 2010, pp. 66-78
- 4) J. W. Jang, J. S Kim, S. J. Ha, "High Power LED Thermal Spreaders Design Using Pulsating Heat Pipe", Proceedings of The SACRE Spring Conference, Jun. 2009, pp. 1379-1384
- 5) S. W. Han, B. S. Choi, T. H. Song, S. J. Kim, B. J. Lee "Experimental Investigation of Variable Emittance Material Based on (La, Sr)MnO₃", Transactions of The KSME B, Vol. 37, No. 6, 2013, pp. 583-590
- 6) S. H. Youn, H. K. Jeong, J. H. Han "Comparisons of Isolation Performances for The SMA Mesh Washer Isolator with The Variation of Pre-compressed Displacement" Transactions of The KSNVE, Vol. 21, No. 2, 2011, pp. 162-168
- 7) J. K. Lee, T. G. Kim "MEMS Solid Propellant Thruster Array with Micro Membrane Igniter", Sensors and Actuators; A Physical, Vol. 190, 2013, pp. 52-60
- 8) H. W. Ha, H. U. Oh "Performance Investigation of Attitude Determination Control for Cube Satellite Using Permanent Magnet Stabilization Method" Journal of ASE, Vol. 7, No. 1, 2013, pp. 44-49
- 9) <http://www.gomspace.com>