

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 586-593(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.586>

태양돛 시험용 큐브위성 CNUSAIL-1의 임무 및 시스템 개념설계

구소연**, 김경훈**, 유연아**, 송수아**, 김성근**, 오복영**, 우범기**, 한창구**,
 김승균*, 석진영**, 한상혁***, 최기혁***

Mission and Conceptual System Design of Solar Sail Testing Cube Satellite CNUSAIL-1

Soyeon Koo**, Gyeonghun Kim**, Yeona Yoo**, Sua Song**, Sungkeun Kim**,
 Bockyoung Oh**, Beomki Woo**, Chang-Gu Han**, Seungkeun Kim*, Jinyoung Suk**,
 Sanghyuck Han*** and Gi-Hyuk Choi***

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University* · **
 Future Convergence Research Division, Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

The CNUSAIL-1 project aims to develop and operate a 3U-sized cube satellite with solar sail mechanism. The primary mission is to successfully deploy the solar sail in a low earth orbit, and the secondary mission is to collect the scientific data for the effect of the solar sail deployment and operation on orbit maneuver and attitude change of the cube satellite. For this, the bus system will collect and transmit the dynamic data of the satellite and the visual images of the solar sail operation. This paper describes solar sail mission and conceptual design of CNUSAIL-1. The actuation/operation of the solar sail and the bus system are preliminarily designed in terms of attitude control system, communication system, electrical power system, command and data handling system, structure and thermal control system is designed.

초 록

CNUSAIL-1은 태양돛을 탑재한 3U크기의 큐브위성이다. 주 임무는 저궤도에서 태양돛을 전개하는 것이며, 추가적으로 태양돛 전개와 태양돛 운용에 따른 위성의 자세/궤도변화를 확인하는 임무를 수행한다. 이를 위해, 위성의 각 시스템은 위성의 동적 데이터와 태양돛 작동 사진을 수집하고 지상국으로 전송한다. 본 논문에서는 이와 같은 임무를 수행하는 CNUSAIL-1의 태양돛 임무를 소개하고 시스템 개념설계 결과를 나타낸다. 탑재체인 태양돛의 구동 및 운용 원리를 구현하고, 버스시스템을 자세제어계, 통신계, 전력계, 명령 및 데이터 처리계, 구조 및 열 제어계로 나누어 개념 설계를 수행한다.

Key Words : Cube Satellite(큐브위성), Solar Sail(태양돛), De-Orbiting(궤도 재진입), Low Earth Orbit(저궤도)

† Received: February 20, 2014 Accepted: May 27, 2014

* Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서 론

태양돛은 태양 복사압의 편향에 의해 추진되는 우주비행체의 추진방식이다. 장거리 항해의 경우 추진제와 연료의 양에 의해 우주선의 크기가 커지거나 한정된 연료에 의해 한정된 범위에서 항해를 해야 하는 단점이 있으므로, 이를 해결하기 위해 태양돛의 개념이 도입되었다[1].

최근 이러한 태양돛의 개념을 저가로 개발 할 수 있는 초소형 위성에 적용시켜 태양돛 기술을 검증하고, 태양돛을 이용한 우주탐사 임무를 수행하는 연구가 Table 1과 같이 활발히 진행되고 있다. 2010년 Nanosail-D2가 최초로 큐브위성에 태양돛을 탑재하여 10m²의 태양돛을 전개하는 임무를 성공적으로 수행하였다. 또한, CubeSail, DeorbitSail과 같이 임무 종료 이후 태양돛에 의해 발생하는 항력을 이용하여 지구로 재진입 시키는 궤도 재진입임무를 수행하는 연구도 진행되고 있다.

CNUSAIL-1은 태양돛을 탑재한 3U크기의 큐브위성으로 궤도는 저궤도, 태양동기궤도이며, 고도 700km에서 운용된다. CNUSAIL-1의 제원은 Table 2와 같다.

CNUSAIL-1의 임무는 궤도 진입 이후 10m²의 태양돛을 전개하고, 태양돛으로 인한 자세 및 위치 변화데이터를 획득하며, 임무 말 태양돛을 이

Table 1. Solar Sail Demos and Missions [2]

Year	Name	Status /Results
2010	NanoSail-D	10 m2 square sail deployment test Contained no attitude control
2013	CubeSail	25 m2 sail using metal tape booms to be deployed from a 3U/3 kg cubesat. Test of a micro solar sail and deorbiter (end-of-life)
2014	DeorbitSail	25 m2 sail based on CFRP booms to be deployed from a 3U/3 kg cubesat. Sail designed by DLR.
2015	InflateSail	Sail will be deployed using inflatable systems.
-	LightSail-1	3U CubeSat bus with motorized deployment of 32 m2 square sail

Table 2. CNUSAIL-1 Specification

크기	3U큐브위성	
질량	<4kg	
탑재체	태양돛, 카메라	
궤도	태양동기궤도	
	고도	700km
임무수명	>3개월	
자세제어방식	3축 안정화 방식	
통신방식	Downlink	UHF >2dB 9600bps
	Uplink	VHF>3dB 1200bps

용하여 지구로 재진입 하는 임무를 수행한다. 이를 위해 시스템을 Space, Launch, Ground Segment로 나누어 탑재체인 태양돛과 버스시스템 설계를 진행하였다.

본 논문에서는 CNUSAIL-1의 임무와 개념설계 결과를 기술한다. 2장에서는 태양돛 임무와 임무 분석결과를 소개하고, 3장과 4장에서는 탑재체인 태양돛과 버스시스템의 개념설계 결과를 제시한다. 5장에서는 지상국의 설계결과를 제시하며, 끝으로, 결론 및 향후연구는 6장에 기술한다.

II. 임 무

CNUSAIL-1은 주임무로 궤도 안착 후 태양돛을 전개하고 운용을 하며, 이를 위해 3축 안정화 방식의 태양돛 전개 메커니즘을 개발한다. 추가적으로 태양돛 전개시 위성의 자세 변화 데이터와 태양돛 운용에 따른 궤도 운동데이터를 수집하며, 태양지향, 궤도 재진입에 따른 자세제어를 수행한다.

2.1 임무 목적

주 임무인 태양돛 시험의 목적은 태양돛 운용을 통한 자세/궤도 영향성을 분석하고 대형 태양돛 기반 심우주 탐사 임무의 테스트베드 역할을 수행하며, 우주 파편제거를 위한 De-Orbit Sail위성의 기반기술을 연구하는 것이다. 태양돛 운용에 따른 데이터는 태양돛 운용 시뮬레이션을 수행하고, 센서를 통한 위성의 상태정보를 임무 모드별로 수집하며, 데이터 처리 소프트웨어를 통해 데이터베이스를 구축한다. 또한, 태양돛의 전개과정 및 상태를 감시하기 위해 두 대의 카메라를 이용하여 촬영시스템을 구현한다.

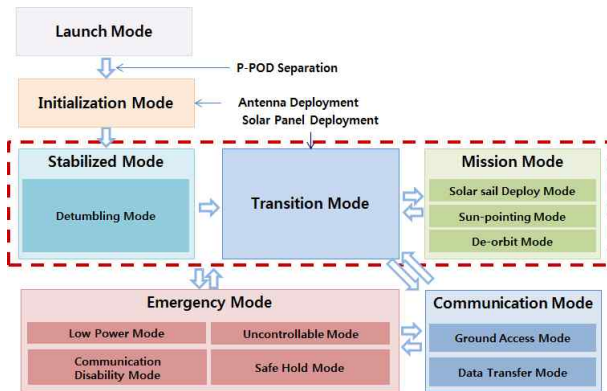


Fig. 1. Operation Mode

2.2 임무 운용 모드

태양돛 임무를 수행하기 위해서 Fig. 1과 같은 운용모드 천이개념을 따른다.

먼저 전원이 공급되지 않은 상태로 발사모드를 수행한다. P-POD에서 사출된 이후 초기화 모드를 수행하며 초기화 모드는 시스템에 전원을 공급하고 시스템을 초기화 시키고 안테나를 전개하여 비콘을 전송한다. 그리고 회전하고 있는 위성을 안정화시키기 위해 안정화 모드를 수행한다. 안정화모드에서는 자세결정 및 제어시스템에 전원을 공급하고, 마그네틱 토크를 이용하여 디텀블링을 수행한다. 자세가 안정화 되면 천이모드를 수행한다. 천이모드는 임무를 수행하기 위한 대기상태의 모드로 전력을 확인하고, 서브시스템의 상태를 체크하며, 초기 운용 모드시, 카메라와 GPS에 전원을 입력한다. 임무모드는 태양돛 전개모드, 태양지향모드, 궤도 재진입 모드를 수행하며 자세제어 시스템은 각각의 임무모드에 대한 자세제어를 수행한다. 통신모드는 지상국과 정보를 교환하는 지상국 교신모드와 데이터를 지상국으로 전송하는 지상국전송모드로 나누어 수행한다. 또한, 운용에 따른 문제가 발생하였을 때는 비상 모드를 수행한다. 비상모드는 전력, 제어, 통신의 불능 상태를 고려하였으며, 이외의 문제에 대해서는 안전모드를 수행한다.

2.3 임무 궤도

CNUSAIL-1의 궤도는 일반적인 태양동기궤도이다. 고도는 700km로 설정하였으며. 경사각은 98.193°, 지역시(LTDN)은 10:30, 주기는 98.8분이이다.

CNUSAIL-1의 임무 기간은 3개월이며, 태양돛 임무를 수행하기 때문에 위성의 태양 노출시간을 분석하였다. 분석결과 일기간은 평균 64.72

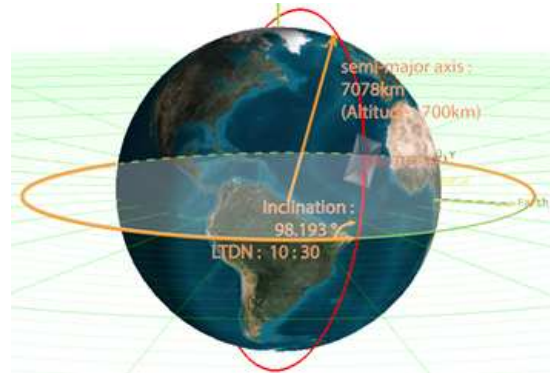


Fig. 2. Mission Orbit

분(65.5%)이며, 식기간은 평균 38.08분(35.5%)으로 나타났다. 또한 궤도 재진입 모드를 가정하여 위성의 수명을 분석하였다. 분석조건은 Worst Case로 전파모델은 SGP4를 사용하고, 운용 기간 동안 10m²면적의 항력의 영향을 가정하였다. 분석결과 Worst Case시 총 77일 동안 운용되는 것을 확인 하였다.

III. 태양돛 설계

태양돛 설계는 태양돛의 형상을 설계하고, 전개 메커니즘을 구현하며, 태양돛의 상태를 감시하기 위한 촬영시스템을 구축한다.

3.1 태양돛 형상 설계

태양돛의 형상은 정사각형 모양으로 최대 10m²의 면적으로 설계하였으며, Fig. 3과 같이 4개의 Boom이 돛을 지지한다. 이 형상은 3축 안



Fig. 3. CNUSAIL-1 Sail Deployment Model

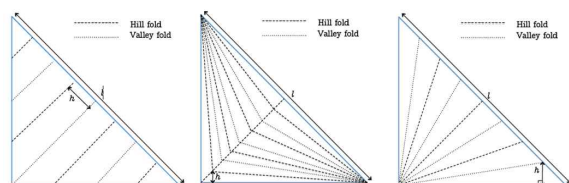


Fig. 4. Solar sail Folding method [3]

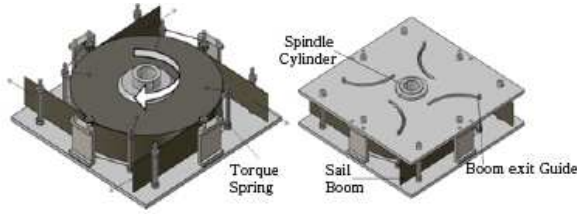


Fig. 5. Sail Deployer

정화방식의 사출방식을 구현하는 태양돛의 전형적인 형상이며, 제작이 용이한 장점을 가지고 있다.

태양돛은 사출 장치의 상단의 1.5U 공간에 접어서 탑재되며, 접는 방법은 Fig. 4와 같은 방법을 적용할 수 있다.

3.2 태양돛 전개장치 설계

궤도에 진입한 후 태양돛은 전개장치를 통해 10m²의 돛을 전개한다. 본 연구에서는 봄의 복원력에 전개되는 사출 메커니즘을 고안하였다. 봄의 재질은 Carbon Steel을 사용하였으며, 형상은 C자 형상으로 봄의 형상이 변형되었을 때 복원력에 의해 원래 형상으로 복원된다. 전개장치는 이러한 봄의 특성을 이용하여 Fig. 5와 같이 설계하였다.

전개장치는 스피들실린더, 출구가이드로 구성되어있다. 전개장치 중심에 위치한 스피들 실린더는 4개의 봄을 고정하고, 봄이 복원력에 의해 사출 될 수 있도록 회전한다. 가이드는 봄 사출시 스피들 실린더의 회전속도가 봄의 사출 속도보다 빨라 전개 장치 내부에서 감겨있는 봄이 풀리는 현상을 방지하기 위해 토크 스프링을 이용하여 봄의 사출속도가 조절되도록 설계하였다.

설계한 태양돛 전개장치의 전개 가능성을 확인하기위해 태양돛의 면적을 4m²로 축소 제작하여 Fig. 6과 같이 전개시험을 수행하였다. 전개 장치의 작동은 수동적 방법과 능동적 방법을 고려



Fig. 6. Sail Deployment Test

Table 3. C3188A Specification

Mass [g]	12.5
Dimensions [mm]	40x28x18
Power usage [mW]	0.065
FoV [°]	90
Exposure control	Program
Temp. range [°C]	-10 to +70
Data interface	I2C
Precedent	Min 5 Cubesats



Fig. 7. Camera View

하고 있으며 본 시험에서는 서보모터를 이용한 능동적 방법으로 수행하였다. 전개시험 결과 태양돛이 모두 전개 된 것을 확인 하였다.

3.3 태양돛 촬영 시스템 설계

태양돛의 전개과정 및 상태를 감시하기 위해 촬영 시스템을 고안하였다. 촬영시스템을 위해 CMOS인 C3188A 카메라를 선정하였으며, C3188A의 제원은 Table 3과 같다.

카메라는 다각도의 시야확보를 위하여 양면에 1대씩 설치하며, 태양돛 촬영 각도를 고려하여 Fig. 7과 같이 최상단부에 수평면 기준 약 10°의 경사로 배치하였다. 4개의 봄을 모두 촬영하기 위해서 렌즈의 시야각은 최소 90°이상으로 설계하였다. Fig. 7 은 제작한 구조체에 탑재하여 태양돛을 촬영한 사진이며, 태양돛의 면적에 대한 카메라의 시야각을 확인하였다.

IV. 버스시스템 설계

4.1 자세제어계

자세제어계는 태양지향모드, 궤도 재진입 모드와 같은 태양돛의 자세제어 임무를 수행하며, 전력계의 저전력 모드와 통신계의 지상국 지향과 같은 버스시스템의 자세제어를 수행하는 시스템이다. 자세제어계의 구성은 자세결정부와 자세제어부로 나뉜다.

Figure 8은 자세제어 시스템의 내부통신과 전력분배 인터페이스를 나타낸 그림이다. ADCS컴

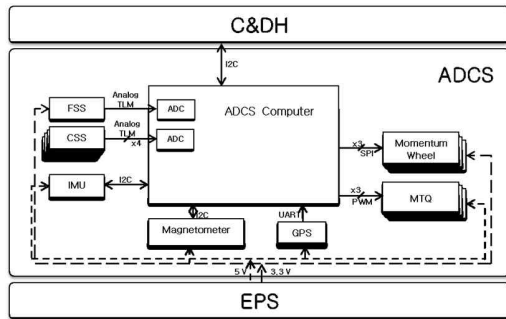


Fig. 8. ADCS Hardware Interface

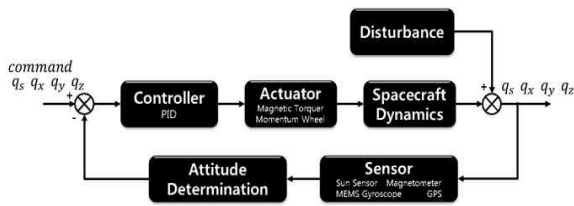


Fig. 9. Attitude Control Block Diagram

퓨터를 중심으로 센서는 태양센서, 3축 자기센서, 관성센서, GPS를 사용하며 구동기는 모멘텀휠과 마그네틱토크를 사용한다.

자세제어부는 Fig. 9와 같이 구성되어있다. PID제어기를 사용하여, 4개의 쿼터니안을 이용하여 모든 축의 자세값을 동시에 제어한다.

자세 결정부는 자기센서, 태양센서, 관성센서 데이터를 통해 자세를 결정하며, 초기 운용과 자세유지로 나누어 알고리즘을 적용한다. 위성의 초기 운용시 자세 결정은 TRIAD방법을 이용하며, 오차를 최소화하기 위해서 Wahba's Equation을 도입하고 Markley방법을 이용하여 자세를 결정한다[4-6]. 또한, 자세유지를 위해서 실시간 반복적인 방법인 확장칼만필터를 이용하여 현재의 센서 값을 이용하고, 비선형 시스템 동적변화를 선형화하여 자세를 결정한다[7].

4.2 통신계

통신계는 위성의 건강상태와 임무데이터를 지상국으로 전달하고, 위성 운용을 위한 명령을 수신하는 운용요소이다.

CNUSAIL-1의 통신링크대역은 아마추어 무선대역을 사용하였으며, Uplink는 VHF대역 144MHz, Downlink는 UHF대역 435MHz로 설정하였다. Fig. 10은 통신계의 아키텍처로 송신신호는 텔레메트리, 비콘, 태양돛 촬영 이미지를 전송하며, 수신신호는 지상국에서 전송한 명령을 수신한다. 안테나는 송신용으로 Dipole안테나를 사용하며, 수신용으로는 Monopole안테나를 사용한다.

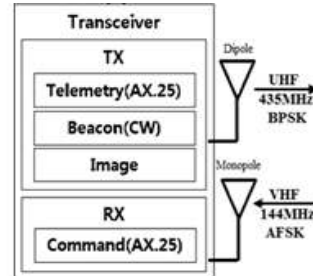


Fig. 10. CS Hardware Interface

Table 4. System Link Margin

	Unit	Uplink Command	Downlink Telemetry
System Link Margin	dB	29.0	4.3
Eb/No	dB	52.0	15.9
loss	dB	-2.0	-2.0
Requirement Eb/No	dB	21	9.6

Table 5. Link Budget for Elevation Angles

Elevation Angle(Deg)	Uplink Margin(dB)	Downlink Margin(dB)
5	26.5	1.8
10	29.0	4.3
15	30.4	5.7
85	39.5	14.8
90	39.8	15.1

CNUSAIL-1의 통신 가능성을 확인하기 위해 링크 버짓 해석을 수행하였다. AMSAT IARU Link Budget 스프레드 시트를 기반으로 Eb/No Method (bit energy to noise density ratio) 방법을 적용하여 링크 버짓을 도출하였다[8]. 해석결과 고도각 10°조건에서 업링크 29.0 dB, 다운링크 4.3 dB로 요구조건 3dB를 만족하는 통신 마진을 확인하였다.

4.3 전력계

전력계는 위성운용에 필요한 전력을 생산하고 저장하며, 전압을 변환하여 각 서브시스템에 필요한 전력을 분배하여 공급한다.

Figure 11은 CNUSAIL-1 전력계의 아키텍처로 4개의 태양전지판을 사용하며 Fig. 11과 같이 전개한다. 따라서 태양지향모드에서는 모든 태양전지판에서 전력을 생산할 수 있다. 전력생산량을 계산해 보았으며, 계산 결과 1주기당 10.728W ~ 12.612W의 전력을 생산할 수 있는 것을 확인하였다. Table 5는 시스템의 소비전력을 분석한 결

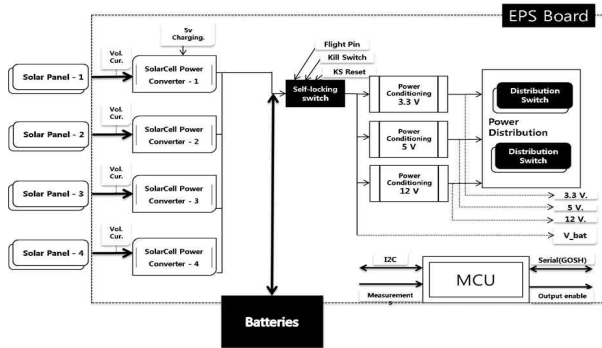


Fig. 11. EPS hardware Interface

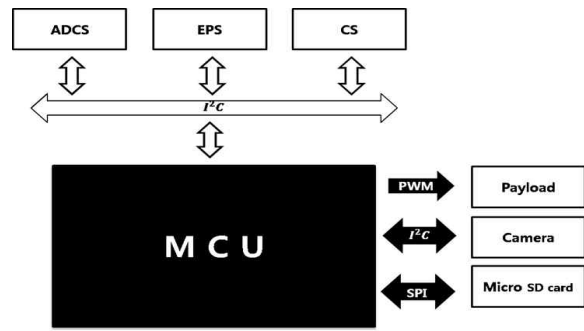


Fig. 12. Sub-System Interface

Table 6. System Power Consumption

Parts	Initialization Mode	Stabilized Mode	Transition Mode	Mission Mode			Communication Mode		Emergency Mode
				Solar sail Deploy Mode	Sun-pointing Mode	De-orbit Mode	Ground Access Mode	Data Transfer Mode	
Payload			0.12	0.12	0.12				
ADCS		1.00685	1.80685	1.80685	3.90685	3.90685	3.90685	3.90685	1.60685
EPS	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125	0.125
CS	2.825	0.825	0.825	0.825	0.825	0.825	1.875	1.875	0.825
C&DH	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43	0.43
Total	3.255	2.26185	3.18185	>3.18185	5.28185	5.16185	6.21185	6.21185	2.86185

과로 통신모드에서 최대 6.211W를 소비하므로 생산전력은 소비전력에 비해 충분한 마진을 갖는다.

4.4 데이터 명령 및 처리계

데이터 명령 및 처리계는 각 시스템으로 명령어를 전달하고, 서브시스템 상태 데이터 관리, 텔레메트리 데이터 규격화, 임무데이터 처리와 같은 데이터를 수집하고 관리한다. 또 서브시스템 상태 데이터를 통한 모니터링 및 임무 일정 관리를 통해 전체 위성 시스템을 관리하고, 텔레메트리 및 임무데이터를 저장하는 메모리 관리의 기능을 수행한다.

CNUSAIL-1은 32-bit ARM7 RISC의 프로세서를 사용하는 상용 탑재 컴퓨터를 사용한다. Fig. 12는 데이터 명령 및 처리계의 인터페이스로 탑재컴퓨터는 카메라, 자세제어계, 통신계, 전력계와 I2C통신을 이용하고 Payload는 PWM으로 명령하며, SD card는 SPI통신을 기반으로 한다.

CNUSAIL-1의 지상국과의 통신을 위한 패킷 및 데이터는 비행 소프트웨어를 통해 생성, 관리된다. 통신프로토콜은 CW와 AX.25를 사용한다. 비콘신호는 CW를 사용하여 모스부호로 위성의 기본상태 및 자세정보, 홈페이지주소를 첨부하여 전송한다. 비콘의 데이터량은 총 61바이트로

Table 6과 같이 바이트단위로 비콘 프레임 포맷을 구성하였다. 여기서 B는 Battery, E는 Error, P는 Position, V는 Velocity이다.

상태데이터, 임무데이터, 명령과 같은 텔레메트리는 AX.25프로토콜을 사용한다. 텔레메트리 데이터는 총 98바이트로 Table 7과 같이 비트단위로 나누어 구성하였다.

설정된 데이터 구성을 토대로 Table 8과 같이

Table 7. Beacon Frame Format (byte)

header	크기 (bytes)	내용	1	2	3	4	5	6	7	8
PP0	16	URL	TBD							
PP1	7	Time / Mode	Time		Mode			X		
PP2	4	SOH	SOH	B	E(1)	E(2)	X	X	X	X
PP3	4	Attitude	A	X	X	X	X	X	X	X
PP4	6	Position	P		X			X		
PP5	6	Velocity	V		X			X		

Table 8. AX.25 Frame Format (bit)

SOH	RTC	Mode	Temp	Voltage	Current
27	48	8	96	160	128
Attitude	Position	Velocity	Measure	CS	Total
32	48	48	160	24	779

초기 운용시 5일동안의 데이터량을 분석하였다. 초기 운용시 비콘과 위성의 텔레메트리를 생성하고, 임무데이터는 태양돛 전개시와 전개후로 나누어 촬영데이터와 텔레메트리를 수집한다. 태양돛 전개 시에는 전개과정을 찍으므로 2방향으로 최소 5장을 촬영하며, 전개 후에는 돛의 상태를 확인하기위해 하루 1번 사진데이터를 수집한다.

4.5 구조 및 열제어계

구조계는 위성의 운용기간동안 위성체의 모든 서브시스템을 안정적으로 지지하고, 외부 환경으로부터 시스템을 보호하고 주요센서, 컴퓨터 등의 정렬을 유지시키는 역할을 한다.

CNUSAIL-1은 3U큐브위성이므로 Table 9와 같은 제원을 따른다. 구조설계는 Cubesat Design Specification를 따랐으며, 질량은 총 3245.14 g이다. 임무 특성상 구조모델을 자체적으로 제작하며, Aluminum2024-T351재료를 사용할 예정이다.

Figure 13은 CNUSAIL-1의 형상이다. 각각의 부품들을 순차적으로 배열하며, 최상단부에는 카

Table 9. Data Size

State	Data Size	
Beacon	0.42 MB	
Telemetry	1.34 MB	
Mission	Photo Deployment	2.63 MB
	Photo State	0.525 MB
	Telemetry	0.81 MB
Total	4.385 MB	

Table 10. Structure Specification

Property	3U
Footprint	100×100mm
Height	340.5mm
Total mass	3245.14g



Fig. 13. CNUSAIL-1 Configuration

메라가 탑재되며 태양돛은 하단부에 탑재된다. 태양돛 전개전 태양전지판을 전개하게 되며, 태양전지판은 토크스프링과 열선을 이용한 구속 메커니즘을 이용하여 전개하도록 설계하였다.

열 제어계는 운용기간동안 각 서브시스템의 허용 온도범위를 유지시키는 역할을 수행하며, CNUSAIL-1은 MLI(Multi Layer Insulation)를 이용하여 수동적 열 제어를 수행할 예정이다.

V. 지상국 설계

지상국은 성공적인 임무수행을 주관하며, 위성의 궤도운동을 추적 및 관제한다. 또 위성에 전달되는 명령을 생성하고 전송하고, 위성의 상태를 확인하고 점검하는 역할을 수행한다. 지상국의 서브시스템은 궤도운동을 감시하고 수정하는 비행역학 시스템, 임무 계획과 교신 스케줄링을 생성하는 임무계획시스템, 명령을 생성하고 위성 상태정보 수집하는 원격 측정 및 지령, 위성을 추적하는 안테나 제어시스템으로 구성되어있다.

CNUSAIL-1 지상국의 통신구성은 4.2절에서 언급한바와 같이 Uplink는 VHF대역 144MHz, 1200 bps로 AX.25프로토콜을 사용하여 명령을 전송하고, Downlink는 UHF대역 435MHz, 9600 bps로 비콘은 CW를 이용하고, 텔레메트리는 AX.25프로토콜을 이용한다. Fig. 14는 지상국 인터페이스를 나타낸 그림이며, 지상국 인터페이스는 안테나 로테이터 컨트롤부, 송수신기부, 안테나 나부, 지상국 관제로 구성되어있다. 수신된 데이터는 송수신기에서 TNC(Terminal Node Controller)를 통해 데이터 패킷을 분석하여 PC를 통해 확인하고, PC에서 통신 인터페이스를

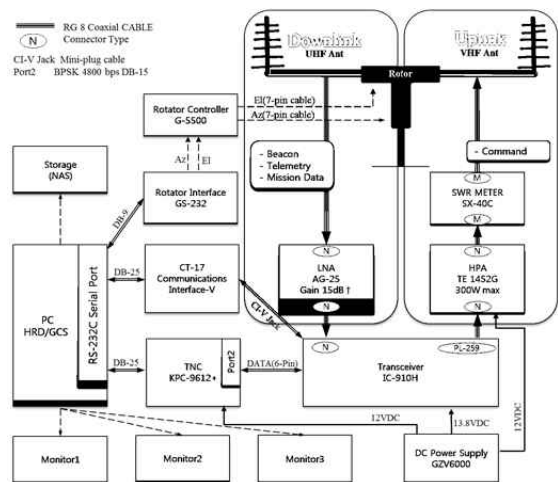


Fig. 14. Ground Station Interface

통해 송수신기를 제어한다. 또한 PC에서는 트래킹 안테나를 제어할 수 있는 인터페이스와 컨트롤러를 이용할 수 있다.

CNUSAIL-1의 지상통제장비 소프트웨어는 상용프로그램 HRD(Ham Radio Deluxe)을 이용하여 위성 추적, 무전기 원격제어를 수행할 예정이다. 또한, 수집한 데이터는 저장장치를 통해 웹서버로 연결하여 관리자가 열람하고, 비콘 신호는 아마추어 무선사가 수신할 수 있도록 하며, 획득한 임무데이터는 웹 사이트에 게시를 할 예정이다.

VI. 결 론

본 논문에서는 태양돛을 탑재한 초소형위성 CNUSAIL-1의 임무를 소개하고, 시스템의 개념설계를 수행하였다. 위성의 시스템을 구분하여 탑재체는 태양돛의 형상과 전개장치를 고안하고 태양돛의 상태를 감시하는 촬영시스템을 설계하였으며, 버스시스템은 자세제어, 통신, 전력, 명령 및 데이터 처리, 구조 및 열 제어계로 나누어 개념설계를 진행하였다. 또한, 위성의 운용을 관제하기 위한 지상국의 개념 설계를 수행하였으며, 향후 개념설계 결과를 토대로 시스템의 상세설계를 진행할 예정이다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부의 재원(한국연구재단 관리)으로 한국항공우주연구원이 수행하는 초소형위성 경연대회 및 개발사업에서 지원된 과제

(과제번호: 2013075962)와 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었음

References

- 1) Wikipedia, Solar_sail, <http://en.wikipedia.org/wiki/>, last accessed on 20 Jan 2014.
- 2) SJohnson, Les and Young, Roy and Barnes, Nathan and Friedman, Louis and Lappas, Vaios and McInnes, Colin, 2012, "Solar Sails : Technology and demonstration status." International Journal of Aeronautical & Space Sciences, 13 (4). pp. 421 - 427.
- 3) S. Nasir Adeli, V. J. Lappas, 2010, "Deployment system for the cubesail nano-solar sail mission", in 24th AIAA, Small Satellites, 43
- 4) H. D. BLACK. "A passive system for determining the attitude of a satellite", AIAA Journal, Vol. 2, No. 7 (1964), pp. 1350-1351.
- 5) Wahba, G., "A Least-Squares Estimate of Satellite Attitude," SIAM Review, Vol. 7, No. 3, July 1965, pp. 409.
- 6) Markley, F. L., "EQUIVALENCE OF TWO SOLUTIONS OF WAHBA'S PROBLEM", The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 147, Adv v147, pp151-159.
- 7) Psiaki, M.L. Thre-Axis Attitude determination via Kalman Filtering of Magnetometer Data, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol13, May-June 1990
- 8) Amsat, amsat.org, AMSAT / IARU Annotated Link Model System, Rev2.4.1.