



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2016년 2월

석사학위 논문

큐브위성 STEP Cube Lab.을 위한 비행
소프트웨어 기능시험 및 검증

조선대학교 대학원

컴퓨터공학과

전성용

큐브위성 STEP Cube Lab.을 위한 비행

소프트웨어 기능시험 및 검증

Flight Software and Function Test of Flight Model STEP
Cube Lab.

2016년 2월

조선대학교 대학원

컴퓨터공학과

전성용

큐브위성 STEP Cube Lab.을 위한 비행

소프트웨어 기능시험 및 검증

지도교수 신 석 주

이 논문을 컴퓨터공학석사학위 신청 논문으로 제출함

2015년 12월

조선대학교 대학원

컴퓨터공학과

전 성 용

전성용의 석사학위논문을 인준함

위원장	조선대학교	교수	강문수 (인)
위원	조선대학교	교수	오현웅 (인)
위원	조선대학교	교수	신성주 (인)

2015년 12월

조선대학교 대학원

TABLE OF CONTENT

TABLE OF CONTENT	i
LIST OF FIGURES	vii
LIST OF TABLES	viii
ABSTRACT	ix
한글 요약	x
I. 서론	1
A. 연구제안 배경	1
B. 논문 레이아웃	2
II. 큐브위성STEP Cube Lab	3
A. 임무 및 탑재체	3
B. 운용모드	5
III. 큐브위성용 비행 소프트웨어	7
A. STEP Cube Lab. 소프트웨어 개발	7
B. 소프트웨어 흐름	10
C. 데이터 포맷	16
D. 소프트웨어 구성	24
E. Ground Station	28
IV. 소프트웨어 기능시험 및 검증	32

A. 탐재체 기능시험.....	32
B. 송수신 기능시험.....	32
V. 결론.....	36
참고문헌.....	37

LIST OF FIGURES

Figure 1 1U 크기의 큐브위성 모델	2
Figure 2 Software Structure	10
Figure 3 Satellite Flow	12
Figure 4 Stand-by mode flow	14
Figure 5 Mission mode flow	15
Figure 6 지상국 하드웨어 환경	28
Figure 7 HRD Software	29
Figure 8 Ping Test	31
Figure 9 간이 지상국 시험 환경	33
Figure 10 Gomspace Shell을 사용한 위성 시험 환경	34

LIST OF TABLES

Table 1 Operation Modes.....	6
Table 2 위성 모드 절체	11
Table 3 Operation on modes	13
Table 4 Telecommand format.....	16
Table 5 Telecommand format.....	17
Table 6 Telemetry of HK1	19
Table 7 Telemetry of HK2.....	20
Table 8 Telemetry of HK3	20
Table 9 Telemetry of Thruster	21
Table 10 Telemetry of PCM	22
Table 11 Telemetry of CPV.....	22
Table 12 Telemetry of Radiator.....	22
Table 13 Telemetry of HRM.....	23
Table 14 HRD S/W Mode Specification	30

ABSTRACT

Flight Software and Function Test of Flight Model STEP Cube Lab.

SeongYong Jeon

Advisor: Prof. Seokjoo Shin, Ph.D.

Department of Computer Engineering

Graduate School of Chosun University

The Cube-Satellite was proposed by Prof. Bob Twigg from Stanford University and Prof. Jordi Puig Suari from California Polytechnic State University. Attention over cube satellite has grown tremendously after its first launch on 2003 and is found to be increasing every year.

Compared with the bigger satellite the Cube-Satellite can be manufactured within short period of time with low cost. In this research, our development team took the payload such as Variable emittance radiator, Phase Change Material, Solid Thruster based on MEMS(Micro Electro Mechanical System) and also self-developed high efficiency Concentrating Photovoltaic System with array converging lens, redemption separation device which can restrain and separate the device with thermic rays to verify on the orbit. For this purpose, team from the research STEP Cube Lab developed software which can handle and control the payload in the cube satellite and its effectiveness is proved by the function test.

한 글 요약

큐브위성 STEP Cube Lab. 비행 소프트웨어 기능시험 및 검증

전성용

지도 교수: 신석주

컴퓨터공학과

대학원, 조선대학교

큐브위성은 1999년 미국 Stanford University Bob Twigg 교수와 California Polytechnic State University의 Jordi Puig Suari 교수에 의해 처음 제안되었으며, 2003년 첫 발사 이후 큐브위성에 대한 관심이 높아짐에 따라 매년 발사되는 큐브위성의 수 또한 증가하고 있다.

큐브위성은 상대적으로 개발기간이 짧아 저비용으로 개발이 가능한 고효율의 극초소형 위성으로써 상대적으로 실패에 따른 위험부담이 적기 때문에 개발 부품의 사전 궤도검증 등의 임무에 용이하다. 이에 맞추어 STEP Cube Lab. 개발팀은 가변 방사율 라디에이터, 상변화물질, MEMS 기반 고체 추력기와 같이 기 수행되었으나 궤도상 검증되지 않은 첨단 연구기술을 개발 및 탑재하여 궤도상 검증을 목적으로 큐브위성을 개발하였다. 또한 배열형 집광렌즈가 적용된 고효율 집광형 태양전력시스템과 열선방식이 적용되어 높은 체결력과 적용방법에 따라 복수구조물의 구속 및 분리가 가능한 무충격 구속 분리장치를 주요 탑재체로 개발하여 궤도 검증을 실시예정이다.

이러한 목적으로 본 논문에서는 STEP Cube Lab.의 탑재체 제어와 동작결과를 송수신 하기 위한 비행 소프트웨어를 개발하였으며 기능시험을 통해 비행 소프트웨어와 지상국 소프트웨어의 유효성을 입증하였다.

I. 서론

A. 연구제안 배경

큐브위성이란 1U크기를 기준으로 1kg 이하의 정육면체 형상을 가지며 2U, 3U등으로 확장이 가능한 극 초소형 위성을 말한다. 큐브위성은 사용된 보드나 소프트웨어에 의한 내부적인 성능차이는 존재하나 개발기간이 짧고 저 비용으로 개발이 가능하기 때문에 중대형 위성에 비해 임무실패에 따른 위험부담이 상대적으로 적다. Fig. 1 은 각각 1U 크기의 큐브위성 3D 모델과 실재 위성을 나타낸다.

초기에 교육적 목적을 가지고 탄생된 큐브위성이 전자산업의 비약적인 발전으로 인해 지구관측, 혹은 새로이 개발된 기술과 부품의 사전 궤도검증 등 다양한 과학적 임무를 수행할 수 있음이 입증됨에 따라 세계적으로 큐브위성에 대한 관심이 높아지고 있다. 실제로 미국 NASA는 2016년 발사될 화성 착륙선과 함께 통신을 담당할 큐브위성 2대를 발사한다고 밝힌 바 있으며, 이는 행성 간 통신의 영역까지 넘볼 수 있는 큐브위성의 가능성을 보여주는 예라고 할 수 있다.

국내 또한 큐브위성에 대한 관심이 높다. 다양한 기술 연구가 활발히 진행되고 있으며 큐브위성 경연대회를 통해 위성의 제작비용과 발사 기회를 제공하여 새로운 인력과 차세대 위성산업을 위한 노력을 기울이고 있다. [1]

이처럼 우주산업에 대한 관심이 점점 깊어짐에 따라 우주산업을 위한 많은 기술이 개발되고 있으나 실재 우주 환경에서 궤도상 검증받지 않으면 기술에 대한 신뢰를 얻기가 쉽지 않으며, 또한 지상에서 필수적으로 수행되어야 할 몇몇 시험에 대한 비용 또한 적지 않다. 이에 본 논문에서는 큐브위성 경연대회의 일환으로 자체개발한 탑재체 및 연구 실적으로만 그친 국내외 핵심 우주기술을 발굴 및 탑재하여 우주 궤도상에서 검증하는 것을 목표로 큐브위성을 개발하였으며, 또한 각 탑재체를 제어하고 지상국과의 통신을 위한 비행 소프트웨어를 구현하여 시험을 통해 검증한다.[2]

본 논문에서는 STEP Cube Lab.의 FM(Final Model) 기능시험을 통해 비행 소프트웨어의 유효성을 입증하는 시험을 수행하였다.

B. 논문 레이아웃

본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 2장을 통해 큐브위성에 대해 소개하며 연구개발된 탑재체에 관하여 기술한다. 다음으로 구현된 소프트웨어 구성 및 목적과 기능시험의 환경 및 결과를 3장과 4장을 통해 기술한다. 마지막으로 5장 결론을 통해 비행 소프트웨어의 유효성을 입증한다.



Figure 1 1U 크기의 큐브위성 모델

II. 큐브위성 STEP Cube Lab.

큐브위성은 극초소형 위성으로 분류되며 개발기간과 개발비용 측면에서 임무실패에 따른 위험부담이 적다. 전자산업의 비약적 발전과 함께 과거 중대형 위성에서 가능했던 지구관측이나 행성간 통신, 우주환경 관찰 등 다양한 임무들을 수행할 수 있게 되었다.

A. 임무 및 탑재체

STEP Cube Lab.의 주요 임무는 논문 연구실적으로만 그친 미래 핵심 기술을 발굴 또는 개발하고, 탑재하여 임무궤도상에서 검증하는 것이다. 연구된 탑재체로는 흡수/방출하는 잠열 구간을 이용하여 온도를 일정하게 유지시킬 수 있는 상변화 물질(PCM: Phase Change Material), 온도에 따라 방사율이 변화하는 특성을 가지는 가변 방사율 라디에이터(Variable Emittance Radiator), 고체 추진제가 점화되어 추력을 발생시키는 MEMS(Micro Electro Mechanical Systems)기반의 추력기를 선정하였으며, 자체개발 탑재체로 태양광 사각지대에서의 집광을 통해 전력생성 효율을 증가시키는 집광형 태양전력 시스템(CPV: Concentrating Photovoltaic System), 높은 체결력과 저충격 그리고 적용방법에 따라 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 장점을 갖는 무충격 구속 분리장치(HRM: Holding and Release Mechanism)를 탑재하여 궤도검증을 실시예정이다.

1. MEMS 기반 고체 추력기

본 위성에는 학문적 연구개발을 목적으로 자체 개발된 MEMS 고체 추력기를 탑재하며, 각 3N의 추력을 가진 9개의 추력물질이 탑재된다. MEMS 고체 추력기는 자체 개발되었으며 진동 시험 및 열진공 시험을 통해 검증되었다. [3]

2. 가변 방사율 라디에이터

열 제어 시스템이란 저온 영역에서는 히터에 의해 열을 인가하고 고온 영역에서는 라디에이터에 의해 열을 방출하여 위성의 성공적인 운용이 가능하도록 하는 서브시스템을 말한다. 본 개발 위성에는 가변적인 우주의 온도 환경을 고려한 다양한 열 제어 기법 중 가변 방사율 라디에이터를 탑재한다. 가변 방사율 라디에이터는 온도 조건에 따라 방사율이 변하는 수동형 열 제어기로서 저온 조건에서 추가적인 히터의 열 제어를 최소화하고 고온 조건에서는 고정 방사율 라디에이터와 같이 방열 기능을 수행하여 기존 라디에이터보다 효과적인 열 제어가 가능하다. 가변 방사율 라디에이터와 고정 방사율 라디에이터가 각각 탑재되며 두 라디에이터의 온도를 측정하여 가변 방사율 라디에이터의 효율성을 검증한다.[4]

3. MEM 기반 집광형 태양전지 시스템

태양을 통한 전력 생성은 위성의 가장 중요한 부분 중 하나이다. 최근 기술의 발달과 임무의 심화 및 다양화의 이유로 초소형 위성 분야에서도 높은 전력생성을 요구하고 있다. 그러나 초소형 위성의 특성상 태양전지판 장착을 위한 공간이 극히 제한적이며, 자세제어 방식에 따라 태양전지판에 입사되는 태양광의 각도가 가변적이기 때문에 안정적인 고효율의 태양전력 시스템을 탑재하기란 쉽지 않다. 이에 본 개발팀은 반사경과 프레넬렌즈를 이용하여 빛을 굴절시켜 태양광을 효율적으로 조사할 수 있는 집광형 태양전력 시스템을 탑재한다.[5]

4. 무충격 구속 분리장치

일반적으로 초소형 위성분야에서는 공간 및 무게의 제한으로 인해 체결선으로 구조물을 구속하여 열선으로 절단하는 열선 절단 구속분리 방식을 적용하지만 복수의 구조물을 체결하기 위해 다수의 열선을 사용하는 데 따른 시스템 복잡성 증가와 폭발식 분리장치에 비해 약한 체결력이 문제로 제기되어 왔다. 이에 발사시에는 두 개로 분리된 너트를 체결선에 의한 체결력으로 구속너트를 형성하고 이에 구속볼트로 전개 구조물과 분리너트를 체결하여 발사환경에 대한 구조건전성을 확보하고, 궤도상에서는 열선 작동과 함께 체결선이 절단되며 이와 동시에 구속 너트가 분리되어 구조물의 구속이

해제되는 열선 절단방식을 적용한다. 이로 인해 구속해제 시 발생하는 과도 충격 응답으로 인한 주요 탑재임무장비의 손상이 발생하지 않고 폭발로 인한 위성의 회전을 방지하는 비폭발식 무충격 구속분리장치를 탑재한다[6].

5. 상변화 물질

잠열이란 물질의 상전이 중 흡수하거나 방출하는 열을 의미한다. 이러한 흡수/방출하는 잠열을 이용하여 온도를 일정하게 유지시킬 수 있는 물질을 상변화물질(Phase Change Material)이라고 하며 위성의 온도제어 물질 유효성을 검증하기 위해 탑재된다.

B. 운용모드

큐브위성은 P-POD에서 분리된 후 각 탑재체의 제어 및 지상국과의 통신을 위해 정의된 30분의 대기시간을 가진 후 Separation 모드에서 안테나를 전개한다. 그리고 Stand-by모드에서 지상국과의 통신을 대기하며 순항하고 명령에 따라 각 모드로 분기한다. 탑재체의 제어와 통신을 위한 운용모드를 Table. 1에 정의한다.

Table 1 Operation Modes

Operation Modes	Specification
Separation Mode	큐브위성이 P-POD 로부터 분리된 후 KS(Kill Switch) 작동과 동시에 EPS 의 작동으로 위성 시스템이 활성화되며, 발사체의 요구조건에 따라 30 분의 대기 후 4 개의 안테나 전개.
Stand-by Mode	궤도를 순항하며 배터리를 충전하고 안테나 정보와 각 보드의 상태정보 및 위치정보를 수집하여 위성의 상태를 주기적으로 저장.
Transmission Mode	위성의 운용중 지상국으로부터 전송 명령을 수신하면 운용중인 모드를 일시적으로 정지한 후 MicroSD Card 에 저장된 운용모드 수집 데이터를 지상국에 전송
Mission Mode	선정된 5 개의 탑재체 검증을 위해 지상국에서 명령 수신 시 현재 운용중인 모드가 완료되면 명령에 따른 검증 수행.
Emergency Mode	위성의 저전력 상태에서 주요 보드를 제외한 유닛을 중지시켜 배터리를 충전시키기 위한 모드.

III. 큐브위성용 비행 소프트웨어

일반적으로 위성의 탑재 소프트웨어는 다음과 같이 구성된다. 위성의 자세제어, 전력제어, 열 제어, 탑재체 제어 등을 수행하는 위성 제어 기능, 지상으로부터 명령을 수신하여 처리하고 위성의 상태 데이터와 임무 데이터를 저장하고 전송하는 위성 데이터 처리 기능, 임무에 따라 소프트웨어를 구동시키고 상태를 모니터링하고, 이상 상태 발생 시 이를 감지하고 복구하는 시스템 관리 기능이 그것이다. 그러나 본 위성에 탑재된 소프트웨어는 자석을 이용한 수동형 자세제어 기술을 사용하여 소프트웨어의 복잡도를 낮추고, 시스템 관리 기능은 지상국 소프트웨어로 대체한다. 위성의 소프트웨어는 기본적으로 임베디드 소프트웨어와 유사하나 위성의 발사 후 소프트웨어의 유지보수가 어려우며 제한된 환경에서 정해진 작업이 일정한 시간 내에 수행되어야 하는 실시간 내장형 시스템이라는 것과, 지상의 제어 없이도 장기간 동작할 수 있는 높은 신뢰성과 자동화 기능이 요구된다는 차이점이 있다. 탑재된 소프트웨어의 구조를 Fig. 2으로 나타낸다.

A. STEP Cube Lab. 소프트웨어 개발

위성 소프트웨어 개발은 요구사항 분석, 예비설계, 상세설계, 구현 및 테스트, 통합 및 검증시험, 유지보수 단계를 거쳐 개발된다.

요구사항 분석은 탑재체의 목적에 기인한다. 따라서 탑재체가 원하는 제어 및 데이터를 송수신 할 수 있어야 하며 또한 데이터 포맷과 같은 Telecommand와 Telemetry의 정의를 우선해야 한다. 이를 토대로 예비설계와 상세설계를 실시하며 소프트웨어의 가장 큰 흐름을 구현함으로 구현 및 테스트를 시작한다. 이는 탑재체의 변경에 따른 소프트웨어의 재구현 작업을 최소화시켜주며 기간 또한 단축할 수 있다. 즉, 건물이 지어진 후 건물 자체를 5Cm 옮기는 거대 변경 사항을 사전에 막을 수 있다.[7]

STEP Cube Lab.의 비행 소프트웨어는 지상국의 Telecommand를 받고, Telecommand에 따라 동작하고, 동작한 결과를 Telemetry에 저장하여 보내주는 부분으로 나뉠 수 있다.

이에 Telecommand를 받아들이는 Server와 동작하기 위한 탑재체 함수, 지상국으로 Downlink하기 위한 Transmission 모드가 구현되었으며, 각 제어를 위한 소프트웨어는 덴마크 Gomspace사의 소프트웨어에 기초를 두고 있다. 각각 OBC를 제어하기 위한 Nanomind, 파워보드를 제어하기 위한 Nanopower, 전송제어를 위한 Nanocom, 각 보드의 중간역할 및 스위칭을 위한 Nanohub로 구성된다. Housekeeping 데이터 및 전류 입출력과 스위칭 기능을 담당하는 함수들이 구현되어 있으며 cmd_* 파일에서 확인할 수 있다. 유닛 테스트는 보드간 통신을 담당할 USART, I2C, SPI통신을 사용하였으며 각각의 통신 신뢰도가 갖추어졌을 때에 세부적인 제어 구현이 가능하다.

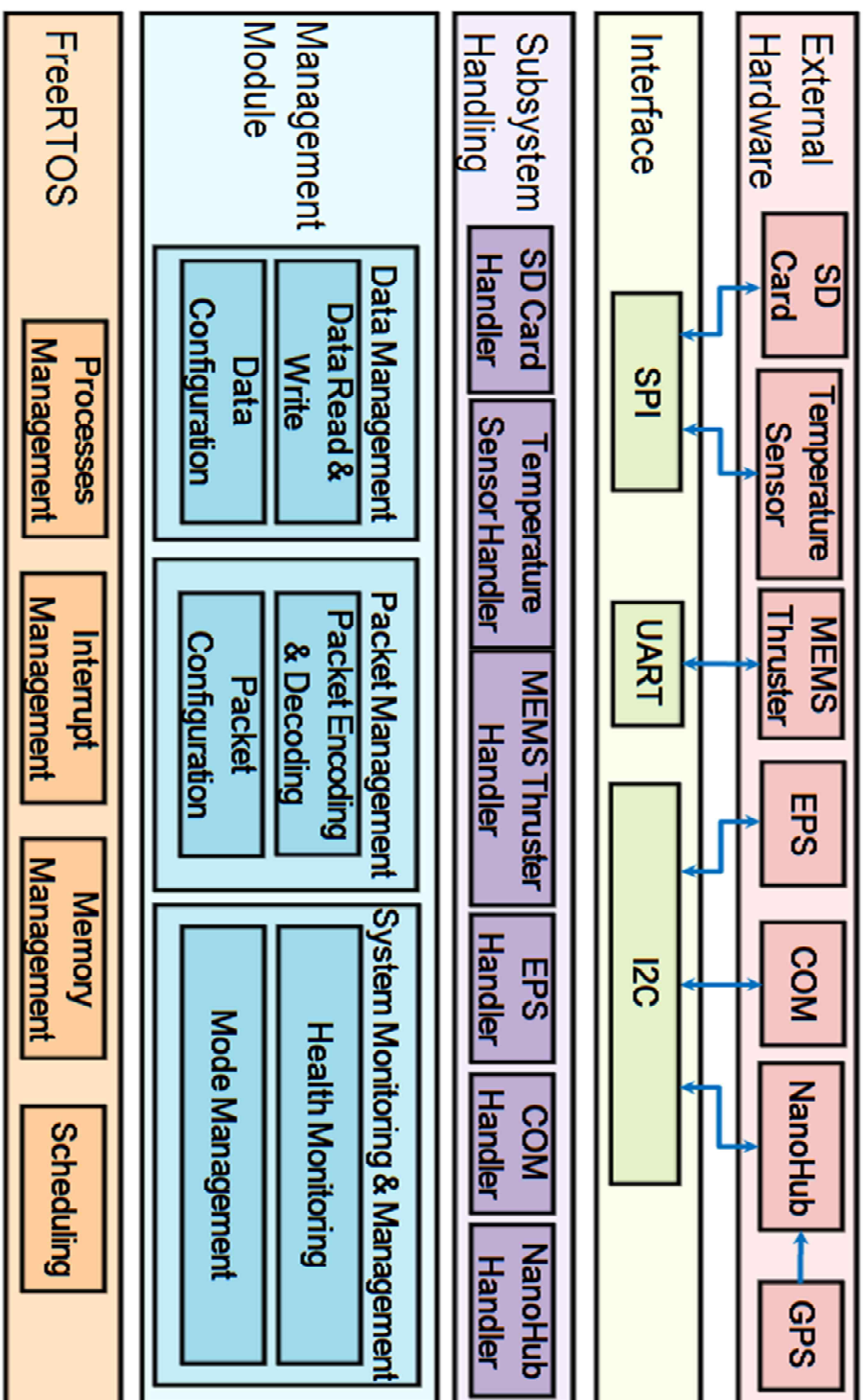


Figure 2 Software Structure

B. 소프트웨어 흐름

위성은 위성사출장치인 P-Pod에서 사출되어 KS(Kill Switch)가 동작되며, 발사체 요구조건인 30분 이후에 안테나가 전개되어 Beacon 데이터를 송출하게 된다. 이 때의 모드를 Separation 모드로 정의하였으며 동작 후 위성은 Stand-by 모드로 변환되어 housekeeping 데이터를 수집하고 지상국으로부터의 명령을 대기한다. Stand-by 모드에서의 미션 수신은 미션 모드로의 분기 후 미션을 수행하는 순서이며 Fig. 3으로 나타낸다.

미션의 수행 중 위성의 저전력 상태에 들어가면 위성은 Emergency 모드를 호출하며 주요 보드를 제외한 보드에 인가되는 전력을 차단하고 emergency 모드로 분기하며 충분한 전력이 확보된 후에 중단된 명령을 재실행시킨다. 또한 이미 수행중인 명령의 종지는 모드를 변경하는 것으로 대체한다. 즉 Stand-by 모드로의 변경 명령은 모든 미션 수행의 종단을 의미한다. 이 때, 저전력 상태에 진입하는 배터리 잔량과 저전력 상태에서 빠져나오기 위한 배터리 잔량은 반드시 달라야 한다. 큐브위성에서는 6.8v의 저전력 진입 잔량과 7.2v의 저전력 진출 잔량을 정의하였으며 이는 위성이 6.8v~6.9v의 배터리 잔량에서 계속적으로 저전력 상태를 호출하는 것을 방지할 수 있다.

미션 수행을 위한 명령은 반드시 모드의 변경이 우선되어야 한다. 즉, Stand-by 모드에서 미션의 수행 명령을 받더라도 위성은 동작하지 않으며 수행할 미션의 모드로의 변경을 위한 명령의 수행 후 미션을 수행할 수 있다. 위성의 모드 변경을 위한 모드 절체를 Table. 2로 정의한다. 각 모드의 위성 동작을 Table. 3로 나타내며 세부적인 Stand-by 모드와 미션 모드의 흐름을 Fig. 4, Fig. 5 에 나타낸다.

Table 2 위성 모드 전체

	Separation	Stand_by	MEMS Thruster	PCM	CPV	Radiator	HRM	Emergency	Transmission
Separation	○	○	-	-	-	-	-	-	-
Stand_by	-	○	○	○	○	○	○	-	○
MEMS Thruster	-	○	○	○	○	○	○	-	○
PCM	-	○	○	○	○	○	○	-	○
CPV	-	○	○	○	○	○	○	-	○
Radiator	-	○	○	○	○	○	○	-	○
HRM	-	○	○	○	○	○	○	-	○
Emergency	-	-	-	-	-	-	-	-	-
Transmission	-	-	-	-	-	-	-	-	○

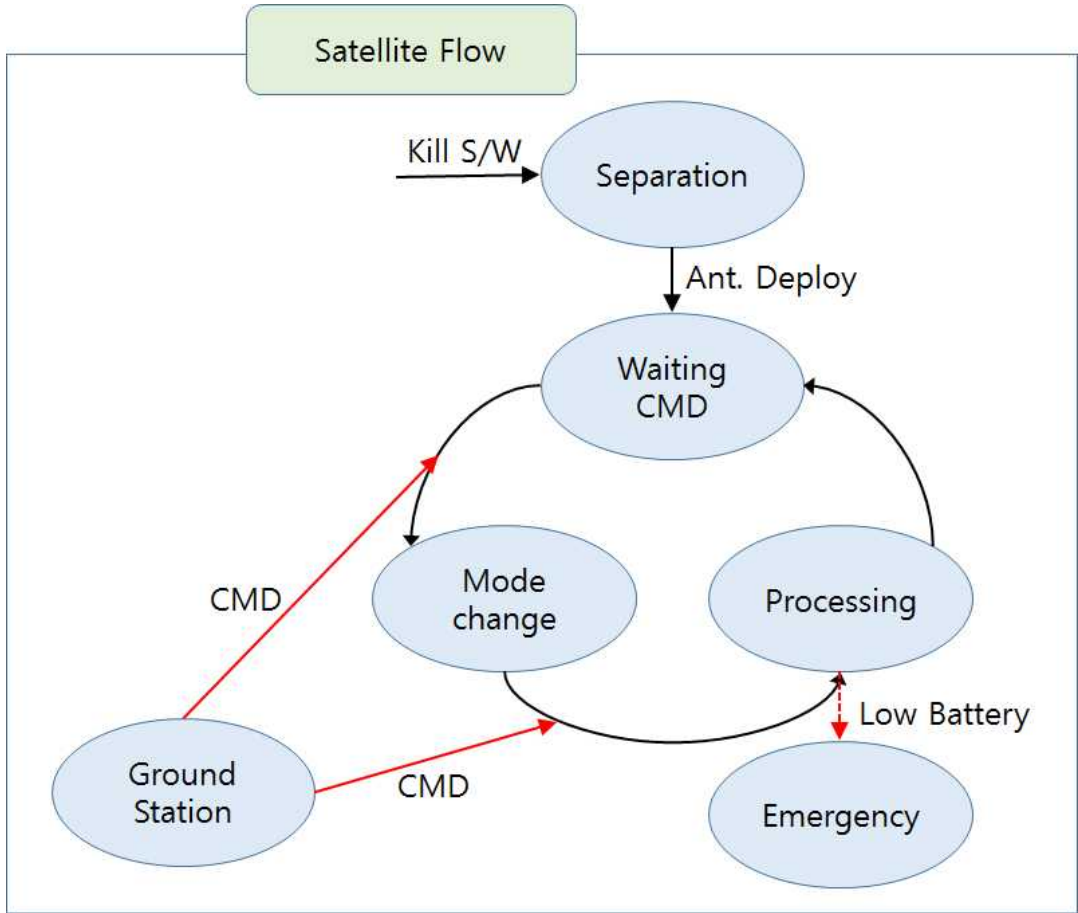


Figure 3 Satellite Flow

Table 3 Operation on modes

Mission Modes	Specification	
Stand-by	명령 대기	
Phase Change Material	각 미션 모드에 진입하게 되면	
Holding & Release Mechanism	지상국으로부터의 미션 수행 명령이 수신될 때까지 대기한다. 수행 명령을 수신하면	
Variable Emittance Radiator	수신된 명령에 따라 미션이 동작하며 임무데이터가 저장된다. 이 때, 수행 중인 미션의 강제 정지는 지상국의 Mode	
Concentrating Photovoltaic System	change 명령을 통해 이루어진다.	
MEMS Thruster	모드에 진입 시 Thruster 의 HK 정보를 주기적으로 수집한다. 점화 명령(Ignition command)을 수신하게 되면 점화가 이루어지며 점화에 의해 변경된 Thruster 의 HK 정보를 수집한다.	

위성 HK
데이터
수집

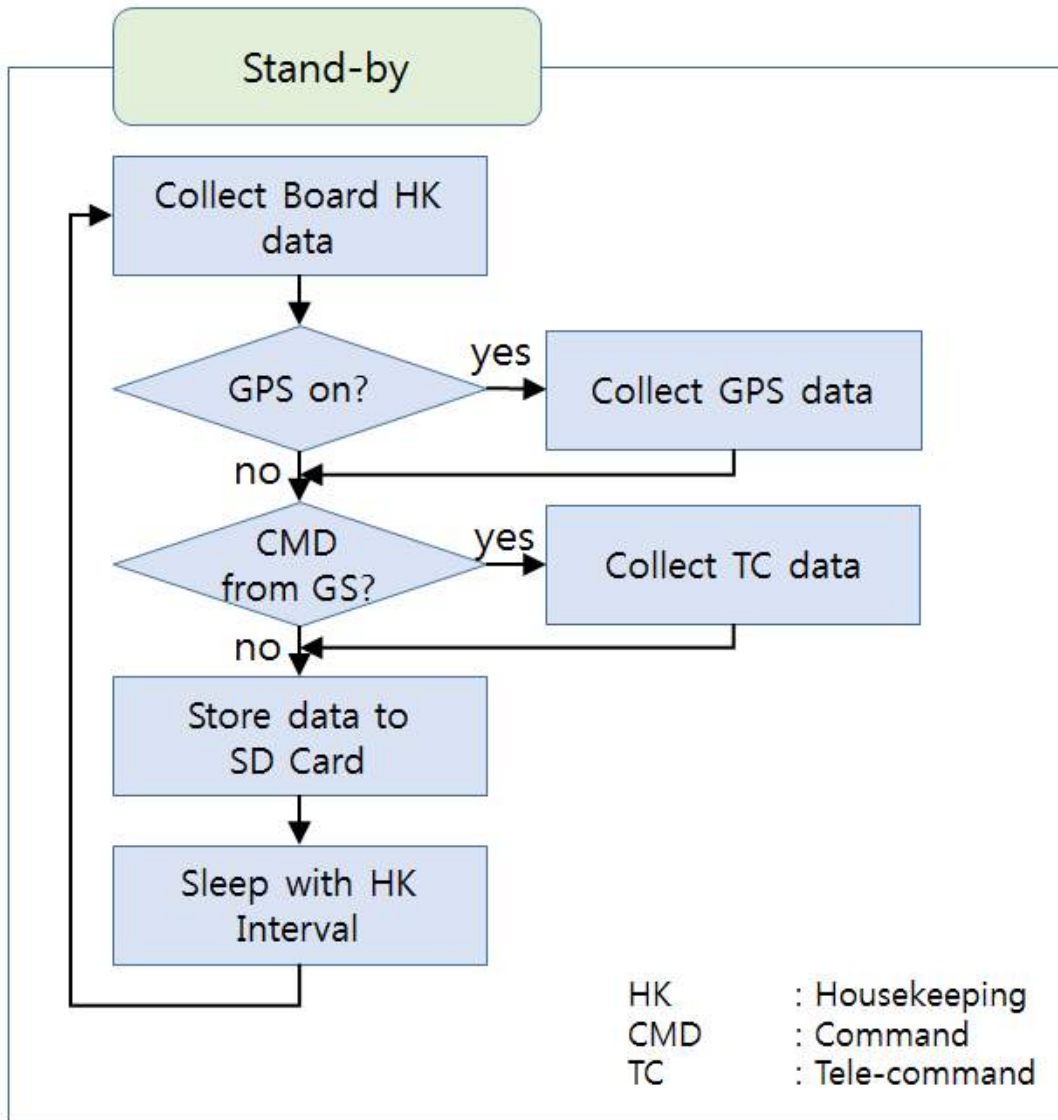


Figure 4 Stand-by mode flow

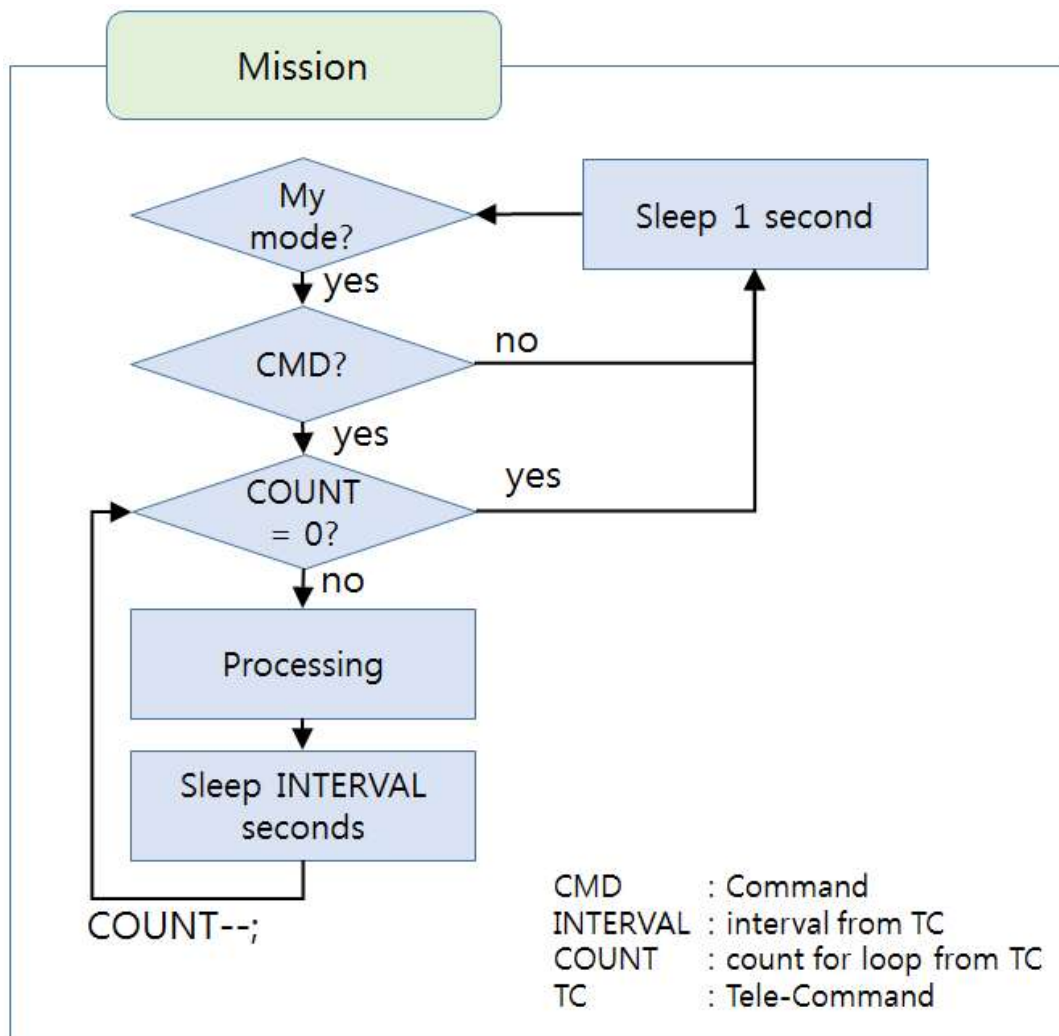


Figure 5 Mission mode flow

C. 데이터 포맷

Telecommand와 Telemetry를 아래와 같이 정의한다. Telecommand는 지상국에서 위성으로 uplink시키는 명령의 구성이며 Telemetry는 위성에서 지상국으로 downlink시키는 데이터의 구성을 의미한다.

6. Telecommand

정의한 Telecommand를 Table. 4에 나타낸다. 다섯 종류의 argument를 가지며 위성이 몇 번째의 command에 동작하였는지 확인하기 위한 Telecommand id와 명령의 종류를 나타내는 Telecommand type, 그리고 명령의 count, interval, delay를 위한 parameter가 존재한다. 세부적인 Telecommand를 Table. 5로 나타낸다. 각 미션 thread는 정의된 parameter들을 받아 각각 다르게 동작한다. 즉, 정의된 Telecommand에 의해 thruster는 parameter2을 delay로 받아들여 동작하지만 pcm은 parameter2를 loop count로 받아들여 동작한다.

Table 4 Telecommand format

항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명
			최소	최대	
tc_id	uint32_t	4	1	2 ³²	Telecommand id
tc_type	uint8_t	1	0	255	Telecommand type
param1	uint16_t	2	0	65536	-
param2	uint16_t	2	0	65536	-
param3	uint16_t	2	0	65536	-

Table 5 Telecommand format

분류	Telecommand Type	설명	명령 데이터 타입				
			uint8	uint16	uint16	uint16	uint16
Data Downlink Command	hk1_down	hk1 data downlink	hk1_down	start_file_num	end_file_num		
	hk2_down	hk2 data downlink	hk2_down	start_file_num	end_file_num		
	hk3_down	hk3 data downlink	hk3_down	start_file_num	end_file_num		
	md_mt_down	mems thruster data	md_mt_down	start_file_num	end_file_num		
	md_pcm_down	pcm data downlink	md_pcm_down	start_file_num	end_file_num		
	md_cpv_down	cpv data downlink	md_cpv_down	start_file_num	end_file_num		
	md_radiator_down	radiator data downlink	md_radiator_down	start_file_num	end_file_num		
	md_hrm_down	hrm data downlink	md_hrm_down	start_file_num	end_file_num		
	mt_ign	MEMS 추력기 점화 수행 명령	mt_ign	ign_num	delay		
	pcm	PCM Side & Top온도데이터 수집 (without Heater)	pcm	heat_mode	interval	count	
Uplink Command	cpv	cpv 전압 전류 데이터 수집	cpv	interval	count		
	rad	Vari. & Fixed Radiator 온도 데이터 수집	rad	interval	count		
	hrm	DSSW, Current데이터 수집	hrm	delay			
	del_hk1	HK1데이터 삭제	del_hk1	start_file_num	end_file_num		
	del_hk2	HK2데이터 삭제	del_hk2	start_file_num	end_file_num		
	del_md_mt	MEMS 추력기 데이터 삭제	del_md_mt	start_file_num	end_file_num		
	del_md_pcm	pcm 데이터 삭제	del_md_pcm	start_file_num	end_file_num		
	del_md_cpv	CPV데이터 삭제	del_md_cpv	start_file_num	end_file_num		
	del_md_radiator	Radiator데이터 삭제	del_md_radiator	start_file_num	end_file_num		
	del_md_hrm	HRM데이터 삭제	del_md_hrm	start_file_num	end_file_num		
Delete Command	del_total	SD카드 전체 데이터 삭제	del_total	start_file_num	end_file_num		
	mode_change	위성의 운용모드 변경	mode_change	mode_num			
Mode Change Command	mode_change		mode_change				
GPS On/Off Command	gps_set	gps 작동 명령	gps_set				

7. Telemetry

Telemetry란 위성에서 수집되어 지상국으로 전송하기 위한 패킷의 포맷이며, 정의된 Telemetry는 위성 각 보드의 상태를 확인하기 위한 hk1, GPS 데이터를 수집하기 위한 hk2, 지상국으로부터의 명령을 수집하기 위한 hk3와 미션 5가지를 위한 총 8가지로 정의하였다. 이를 Table. 6 ~ Table. 13으로 나타낸다. 모든 Telemetry에는 header가 포함되며 header로는 몇 번째 수집인지 확인하기 위한 Telemetry id, 동작한 시간을 확인하기 위한 time, 해당 미션의 telemetry type, 해당 커맨드가 실행한 시간대의 위성 mode까지 총 네 개로 정의되었다. 이로 인해 지상국에서 수신된 모든 데이터에는 header가 포함되며 header의 정보에 따라 분류되고 후처리된다.

Table 6 Telemetry of HK1

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(Byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	hk1_id	uint32	4	-	-	Housekeeping data Identifier(basic Housekeeping)	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	uint8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	uint8	1	-	-	Mode Status	
	eps_volt_batt	uint16	2	6	8.4	Voltage of the Battery	mV
	eps_volt_sp_x	uint16	2			Voltage_SolarPanel_X	mV
	eps_cur_sp_x	uint16	2			Current_SolarPanel_X	mA
	eps_volt_sp_y	uint16	2			Voltage_SolarPanel_Y	mV
	eps_cur_sp_y	uint16	2			Current_SolarPanel_Y	mA
	eps_output_status	uint8	1			OBC, COM, HUB, Heating wire, Thruster (xxxx0000)	
EPS	eps_up_r_temp	uint16	2	-40	125	Upper Right Side Temperature of EPS Board	deg.C
	eps_bottom_r_temp	uint16	2	-40	125	Bottom Right Side Temperature of EPS Board	deg.C
	eps_up_l_temp	uint16	2	-40	125	Upper Left Side Temperature of EPS Board	deg.C
	eps_batt_temp	uint16	2	-40	125	Battery Temperature	deg.C
	sat_boot	uint16	2			Battery Booting Count	deg.C
	eps_cause	uint8	1			Boot Cause	
	hub_temp	uint16	2	-40	125	HubTop Temperature	deg.C
	hub_cause	uint8	1	0	8	Boot Cause	
	pcm_side_temp	uint16	2	-40	125	Temperature on side of pcm	deg.C
	pcm_top_temp	uint16	2	-40	125	Temperature on top of pcm	deg.C
HubTop	rad_var_temp	uint16	2	-40	125	Temperature of variable radiator	deg.C
	rad_fx_temp	uint16	2	-40	125	Temperature of fixed radiator	deg.C
	hub_if_status	uint8	1			hub interface payload on/off status (GPS, Heater, DSSW(xxxxxx000))	mA
	ant_sep	uint8	1			STEP Cube Lab. UHF antenna sepatation data	m
	com_rf_err	uint16	2			Radio Frequency	Hz
COM	com_rssi	uint16	2			Receive Power (dbm)	dBm
	com_rx_temp	uint16	2	-40	125	Board Temperature_Rx	deg.C
	com_tx_temp	uint16	2	-40	125	Board Temperature_Tx	deg.C
OBC	obc_temp	uint16	2	-40	125	Board Temperature	deg.C
	stop_task	uint8	1			Task interrupted by emergency	
Emergency	exit_time	uint8	1			Time that enter to emergency	

Table 7 Telemetry of HK2

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	hk2_id	uint32	4	-	-	Housekeeping2 identifier(gps)	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	unit8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	unit8	1	-	-	Mode Status	
GPS	gps_alt	uint32	4			Altitude data of STEP Cube Lab.	m
	gps_lat	uint32	4			Latitude data of STEP Cube Lab.	m
	gps_lon	uint32	4			Longitude data of STEP Cube Lab.	m

Table 8 Telemetry of HK3

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	hk3_id	uint32	4	-	-	Housekeeping3 identifier	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	unit8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	unit8	1	-	-	Mode Status	
TC	tc_id	uint32	4			Telecommand Identifier	m
	tc_msg	char[16]	20			Telecommand Execution Result	m

Table 9 Telemetry of Thruster

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	md_mt_id	uint32	4	-	-	Mission MEMS Thruster Identifier	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	uint8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	uint8	1	-	-	Mode Status	
	mems_thru_rtd_1	uint_16	2			RTD Voltage Data 1 (Confirming Ignition & Temperature)	mV
MEMS Thruster I/F Board	mems_thru_rtd_2	uint_16	2			RTD Voltage Data 2 (Confirming Ignition & Temperature)	mV
	mems_thru_rtd_3	uint_16	2			RTD Voltage Data 3 (Confirming Ignition & Temperature)	mV
	mems_thru_rtd_4	uint_16	2			RTD Voltage Data 4 (Confirming Ignition & Temperature)	mV
	mems_thru_rtd_5	uint_16	2			RTD Voltage Data 5 (Confirming Ignition & Temperature)	mV
	mems_thru_ign_status	uint_8	1			MEMS Thruster Ignition Status 1~5	

Table 10 Telemetry of PCM

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	md_pcm_id	uint32	4	-	-	Mission PCM Identifier	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	unit8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	unit8	1	-	-	Mode Status	
Phase Change Material	pcm_side_temp	uint16	2	-40	125	Temperature of PCM side	deg. C
	pcm_top_temp	uint16	2	-40	125	Temperature of PCM top	deg. C
	pcm_heater_cur	uint16	2			Current for Heater	mA

Table 11 Telemetry of CPV

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	md_cpv_id	uint32	4	-	-	Mission CPV Identifier	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	unit8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	unit8	1	-	-	Mode Status	
CPV System	cpv_volt_sp_x	uint16	2			Voltage_SolarPanel_X with CPV System	mV
	cpv_cur_sp_x	uint16	2			Current_SolarPanel_X with CPV System	mA
	cpv_volt_sp_y	uint16	2			Voltage_SolarPanel_Y without CPV System	mV
	cpv_cur_sp_y	uint16	2			Current_SolarPanel_Y without CPV System	mA

Table 12 Telemetry of Radiator

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이(byte)	데이터 범위		설명	단위
				최소	최대		
Header	md_rad_id	uint32	4	-	-	Mission Radiator Identifier	
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time	
	tm_type	unit8	1	-	-	Telemetry Type	
	sat_mode	unit8	1	-	-	Mode Status	
Radiator	rad_var_temp	uint16	2	-40	125	Temperature of Variable Emittance Radiator	deg. C
	rad_fix_temp	uint16	2	-40	125	Temperature of Flex Emittance Radiator	deg. C

Table 13 Telemetry of HRM

분류	항목	데이터 타입	데이터 길이 (byte)	데이터 범위		설명
				최소	최대	
Header	md_hrm_id	uint32	4	-	-	Mission HRM Identifier
	time	uint32	4	-	-	Real Time based on Greenwich Mean Time
	tm_type	uint8	1	-	-	Telemetry Type
	sat_mode	uint8	1	-	-	Mode Status
HRM	hrm_dssw_status	uint8	1	0	1	HRM deployment status switch
	hrm_heat_wire_cur	uint16	2	0.2A		hrm heating wire current
	hrm_dep_time	uint16	2	0.7s		HRM deployment time

D. 소프트웨어 구성

소프트웨어는 지상국으로부터의 명령을 수신하기 위한 서버, 전송을 위한 Transmission Task, 위성의 저전력 상태를 확인하여 emergency 모드로의 분기를 위한 Task manager, 명령을 수행하기 위한 Task들로 나뉜다.

1. Server

서버는 지상국으로부터의 명령을 수신하기 위해 구현되었다. Telecommand를 수신하게 되면 위성 소프트웨어에서 사용하는 전역변수 구조체인 TC를 초기화시킨 후 다음 명령을 대기한다. 이는 지상국에서 수신하는 Telecommand를 빠르게 처리하여 연속적인 명령을 수행하는 데 효과적이지만 모든 구현된 Thread에서 전역변수 TC에 접근하기 위한 시간의 소모를 단점으로 볼 수 있다. 즉, Server는 지상국의 명령을 위성에 세팅시키고 다른 모든 함수들이 세팅된 정보에 주기적으로 접근하여 해당 함수의 명령인지 아닌지 확인한다. 또한 명령 큐를 사용하여 모드 변경 명령 후 미션 명령과 같은 STEP Cube Lab. 위성의 특성상 연속적인 명령의 효율적인 수행이 가능할 수 있도록 구현되었다.

2. Transmission

개발된 위성은 반 이중 통신방식을 사용하며 이는 명령 수신과 데이터 전송을 동시에 할 수 없음을 의미한다. 또한 Server와 Transmission에 동일한 Port를 사용하였기 때문에 만약 지상국에서 전송 명령이 수신된다면 위성은 Server에서 사용중인 connection을 Transmission을 위한 Connection으로 변경하며 데이터 송신이 완료된 후 할당된 Connection을 free시켜 다시 Server의 Connection으로 변경된다.

전송은 1200bps로 이루어지며 정의된 Telemetry 포맷에 맞춘 최대 10개의 Telemetry 데이터를 송신하며, 각 Telemetry 포맷의 데이터 크기가 다르므로 전송 속도 또한 가변적이다. 또한 전송 시 하나의 packet을 Send한 이후 다음 Send까지 Buffer를 초기화할 시간이 필요한데 한 packet을 최대한으로 사용하고 초기화 시간의 최소 시간을 찾아 전송 효율을 최대화시켰다.

3. Task Manager

Task Manager는 위성의 저전력상태 및 위성의 초기화를 위해 구현되었다.

저전력상태는 위성의 배터리 잔량이 6.8v까지 떨어졌을 경우 발생하며 이 때 동작중인 모드 및 Telecommand Type을 저장하며 위성이 충분한 전력 7.2v를 확보하여 저전력상태에서 해제할 경우 저장된 Telecommand를 이용하여 재호출한다.

또한 Task Manager는 위성의 초기화를 담당하는데, 초기화는 위성 보드간 통신의 초기화 및 GPS를 이용한 OBC의 RTC 초기화, 위성의 예상치 못한 Reboot 시에 Telemetry를 유지시키기 위한 TM_ID 초기화가 포함된다.

4. Missions

각 미션은 Thread로 구현되었다. Server가 지상국으로부터의 명령을 수신한 후 전역변수 TC를 초기화 시키는데 모든 미션 Thread는 순차적으로 TC에 접근하여 어떤 미션을 위한 명령인지 확인한다. TC에 저장된 Param1, Param2, Param3은 미션의 동작 횟수를 나타내는 count, 매 동작 주기를 나타내는 interval, 동작 시작 시간을 나타내는 delay가 있어서 Delay 시간만큼 sleep한 후 interval 시간마다 count 만큼 동작하게 된다. 매 동작 시 미션의 변경이 있었는지 재확인하며 이는 지상국으로부터의 모드 변경 명령과 같은 강제 종료 명령이 있었을 경우 현재 미션에서 빠져나가기 위함이다.

미션 수행 시 정의된 Telemetry에 따라 데이터를 저장하며 전송할 데이터를 최소한으로 줄이기 위해 Binary 포맷으로 저장된다.

a. Housekeeping data

HK 데이터는 위성의 보드 상태정보 및 GPS정보, TC정보, Emergency 유무 및 안테나 전개 데이터를 주기적으로 저장한다. Emergency를 포함한 위성의 모든 모드와 관계없이 동작하기 때문에 가장 큰 데이터 용량을 가지기 때문에 비트 연산 등을 통해 데이터를 최소화한다.

HK2데이터는 GPS 데이터를 수집하기 위하여 구현되었으나 배터리의 소모가 가장 크며 모든 미션에서 사용되는 데이터가 아니므로 일반적으로 대기상태에 있고 지상국으로부터 GPS ON 명령을 수신하면 데이터를 수집하게 된다. HK데이터이므로 항상 동작하지만 GPS의 ON/OFF 정보를 통해 수집과 대기를 선택적으로 적용한다.

HK3 데이터는 위성간 통신의 비 신뢰성을 고려하여 구현되었다. 지상국으로부터의 연속적인 명령의 송신 시 Telecommand ID를 수집하여를 수집하여 위성이 지상국의 어떤 명령으로 동작하였는지 확인할 수 있으며 이전의 Telecommand id를 수집하여 저장하였다가 Telecommand id가 변경될 경우 TC전체를 저장하도록 구현되었다. 또한 HK3는 위성의 동작 History를 확인할 수 있게 해주어 위성이 어떠한 명령을 가지고 동작해왔는지 확인할 수 있다.

b. Mission – MEMS Thruster

MEMS 기반 추력기는 연구를 위해 자체개발 되었다. 추력기 모드로의 변경 명령이 수신되면 OBC는 주기적으로 MEME I/F Board에 Command를 송신하여 다섯 개의 추력기에 대한 상태 정보를 수신 받는다. 추력기의 상태 정보는 점화/비점화 정보를 포함하여 어떤 추력기가 추력 되었는지 확인할 수 있으므로 점화 명령이 수신되더라도 점화는 이루어지지만 계속해서 상태 정보만을 수신 받는다. 이로써 자동적으로 변경된 상태 정보로부터 추력기의 점화 상태를 확인할 수 있다. 점화는 총 5번으로 이루어지며 각 점화 명령에 의해 탑재된 9개의 추력기 중 1개 혹은 2개의 추력이 동시에 발생한다. Telecommand로 Delay 정보를 수신하는데, 이는 원하는 위치에서 점화함으로써 점화로

인한 궤도 이탈 및 영상 온도에서의 추력을 위해서이다. 상기의 동작을 위해 GPS와 함께 동작하여 원하는 위치의 GPS 정보를 지상국에서 확인하여 점화한다.

c. Mission – Radiator

위성에는 고정 방사율 라디에이터와 가변 방사율 라디에이터가 탑재되며 외부 온도에 따른 라디에이터의 온도 변화를 확인하여 위성의 수동적인 열 제어를 위해 탑재된다. Telecommand로는 동작 횟수 및 수집 간격을 수신하며 각각 한 유닛씩 탑재된 라디에이터의 정보는 주기적으로 SD Card에 저장된다.

d. Mission – Phase Change Material

PCM은 구간을 이용하여 온도를 일정하게 유지시킬 수 있는 상 변화 물질이며 온도제어를 위한 연구의 일환으로 탑재된다. 두 개의 온도센서를 장착한 PCM의 외부 온도에 대한 변화를 확인한다.

e. Mission – Concentrating Photovoltaic System

CPV System은 태양광 사각지대에서 렌즈를 이용한 빛의 굴절로 태양전력 생성의 효율을 증가시키기 위해 탑재되었다. 총 네 개의 태양전지패널 중 두 개의 CPV가 탑재되며 지상국에서 수신된 미션 수행 중 태양 전력의 생성량을 확인하여 CPV System의 효율을 확인한다.

f. Mission – Holding & Release Mechanism

높은 체결력과 저충격 그리고 적용방법에 따라 복수 구조물의 동시 구속 및 분리가 가능한 장점을 갖는 무충격 구속 분리장치는 하나의 구속을 가지고 위성에 탑재되었으며 최대 7초의 시간 동안 열선에 전류를 인가하여 열선을 절단하며 절단하기 위해 필요한 전류량과 절단하는데 필요한 시간을 확인한다.

E. Ground Station

지상국이란 위성을 추적하고 명령 및 데이터를 송수신하여 위성을 제어하기 위한 지상 관제소를 말한다. 지상국 하드웨어 환경 구성을 Fig. 6으로 나타내며 송수신기, 로테이터, 트래커 등을 확인할 수 있다. 지상국 소프트웨어는 위성의 추적을 위한 HRD(HRM: Ham Radio Deluxe) 소프트웨어와 위성간 통신을 담당할 GomSpace사의 csp_term 소프트웨어로 나뉘며 상용 소프트웨어 HRD의 UI(User Interface)를 Fig. 7로 나타낸다.

1. HRD(Ham Radio Deluxe)

HRD란 위성을 추적하기 위한 지상국 소프트웨어로써 다섯 가지 모드로 구성되며 각 모드를 Table. 14로 나타낸다.

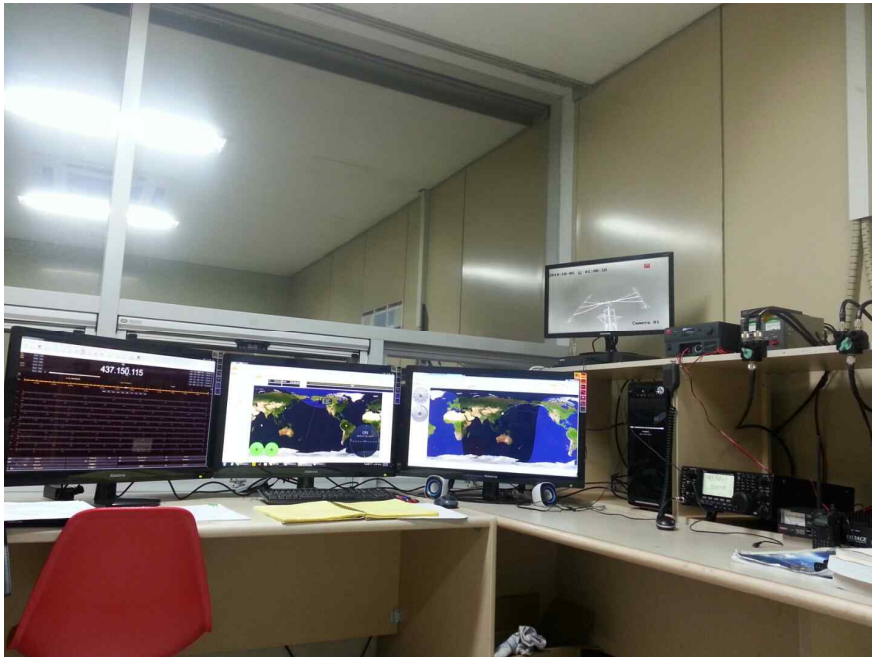


Figure 6 지상국 하드웨어 환경

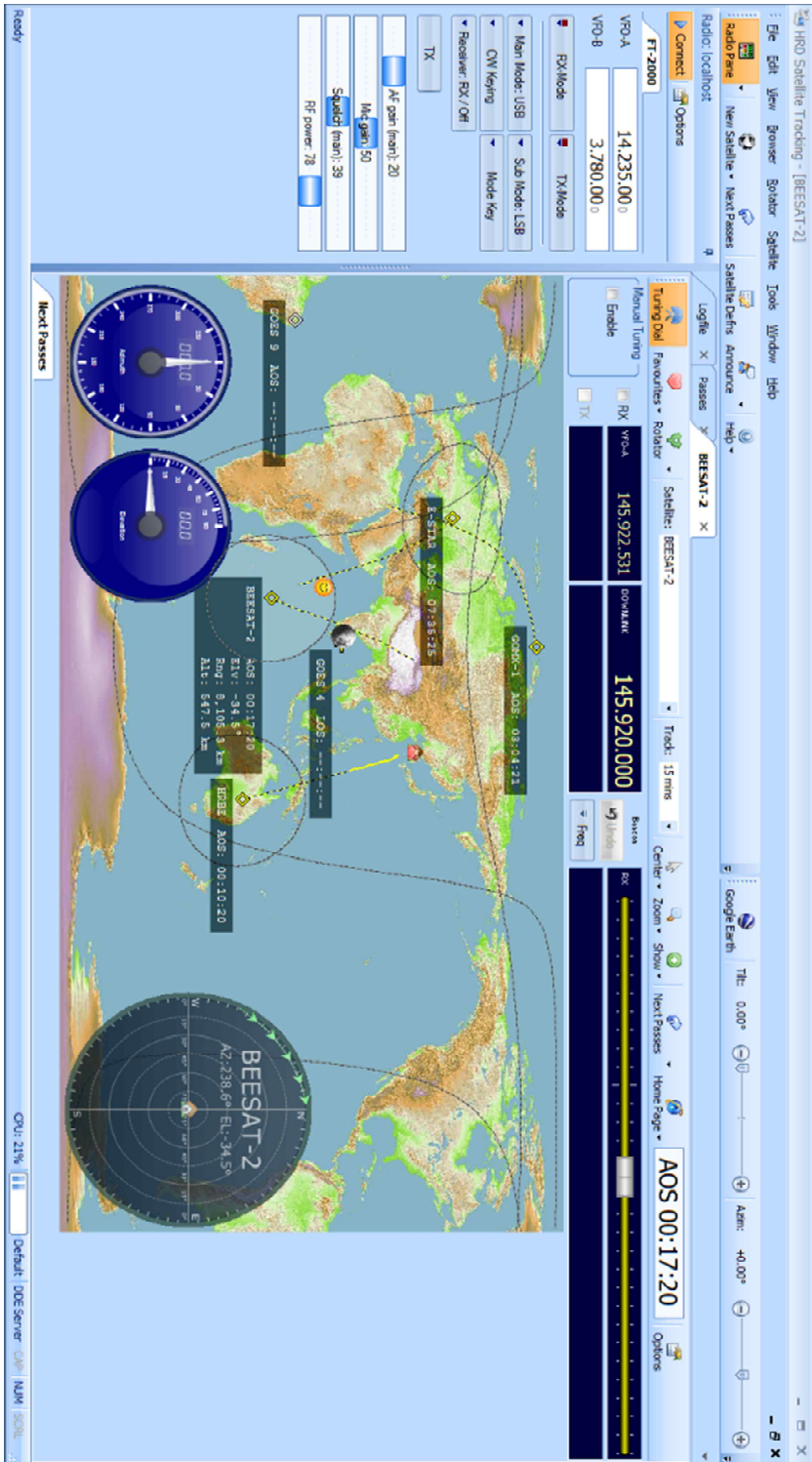


Figure 7 HRD Software

Table 14 HRD S/W Mode Specification

Mode	Specification
Rig Control	송수신기의 주요 기능 조정
Logbook	위성간 교신 사항을 일지로 기록하거나 수신한 음성신호 녹음
Digital Master	송신 및 수신하는 신호를 워터 폴 또는 스펙트럼으로 나타내고 데이터 해독
Satellite Tracking	NORAD 에서 제공하는 TLE 데이터를 이용하여 위성을 추적
Rotator	로테이터를 자동 또는 수동으로 구동

2. Csp_term

지상국 소프트웨어는 TNC의 제어를 가능하게 하는 GomSpace사의 csp_term 소프트웨어를 기반으로 구현되었다. 이에 더하여 위성의 서버와 쌍을 이루는 클라이언트가 구현되었으며, 정해진 Telecommand를 11byte의 명령으로 변경하여 전송하고, 송신된 신호가 위성에 정상적으로 수신되었다면 위성으로부터의 동작 확인 메시지 혹은 운용 결과 데이터를 수신 받는다[8]. 또한 지상국 소프트웨어는 위성으로부터 수신된 데이터의 유용한 사용을 위한 저장 및 후 처리를 포함한다.

본 개발팀은 지상국과 위성의 통신 소프트웨어 검증을 위해 ETE(End to End) Test를 수행하였으며 fig. 8은 ETE 시험의 일부인 Ping Test 수행 결과를 나타낸다.

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

Figure 8 Ping Test

IV. 소프트웨어 기능시험 및 검증

기능시험은 약 1km의 거리를 두고 개발된 위성과 지상국의 무선통신을 이용한 단거리 무선 시험으로 진행되었으며, 위성의 동작과 결과를 확인하기 위한 탑재체 기능시험과 지상국으로의 송신 상태를 확인하기 위한 데이터 송수신 기능시험을 실시하여 그 결과를 확인하였다. 기능시험은 KS가 작동된 후 안테나 데이터 수집과 같은 위성의 자체적인 동작을 포함한다. 각 시험은 동일한 시험 환경으로 수행되었다.

A. 탑재체 기능시험

탑재체 기능시험은 지상국에서 명령을 전송한 후 위성의 정상적인 명령 수신과 수신에 따른 동작을 확인하도록 하였으며, 운용모드의 종료 후 지상국으로부터의 명령을 저장하여 수신된 명령으로 분기할 수 있는지 확인하였다. 또한 위성의 공전시간에 맞추어진 각 운용모드의 동작 시간을 확인하였다. 시험 환경으로는 데이터 패킷 송수신을 위한 TNC(Terminal Node Controller)와 실재 위성간 거리가 아닌 단거리 통신시험 이므로 상용 무전기(RF Transceiver)를 사용하였다. 지상국 소프트웨어로 Gomspace사에서 제공한 csp-term을 기반으로 Tele-command를 위한 소프트웨어 및 위성의 서버와 쌍을 이루는 클라이언트를 구현하였고, 위성의 정상적인 명령의 수신여부와 명령에 따른 위성의 동작을 확인하기 위하여 Gomspace사의 GOSH 프로그램을 위성에 연결하여 위성에서 출력되는 데이터를 확인하였다. 지상국의 시험 환경을 fig. 9으로 나타내며 위성의 시험 환경을 fig. 10으로 나타낸다. 시험 결과 STM이 수신된 명령에 따라 위성의 운용모드를 변경하는 것을 확인하였으며 운용 후 MicroSD Card로의 데이터 수집을 확인하여 큐브 위성의 비행 소프트웨어 유효성을 검증하였다.

B. 송수신 기능시험

데이터 송수신 기능시험은 지상국의 전송명령 송신 후 위성의 데이터 송신과 지상국의 정상적인 수신을 확인하도록 실시되었으며 위성에서 운용중인 미션보다

우선적으로 전송될 수 있는지 확인하였다. 시험환경은 탑재체 기능시험과 동일하다. 또한 위성과 지상국의 짧은 교신 시간동안 받을 수 있는 데이터의 크기를 측정하기 위하여 지상국으로부터의 데이터 수신 속도를 측정하였다. 무선 통신 속도는 1,200bps 환경으로 진행되었으나 실제 비행 소프트웨어의 전송 속도는 약 1,000bps로 구현되었으며, 이는 위성의 발사 후 지상국과 위성간 거리와 헤더 및 송수신오류를 고려한 속도이다. 시험결과로 정상적인 데이터의 수신을 확인하였으며, 실제 약800bps의 속도와 속도에 따른 데이터의 송신 유효성을 검증하였다.

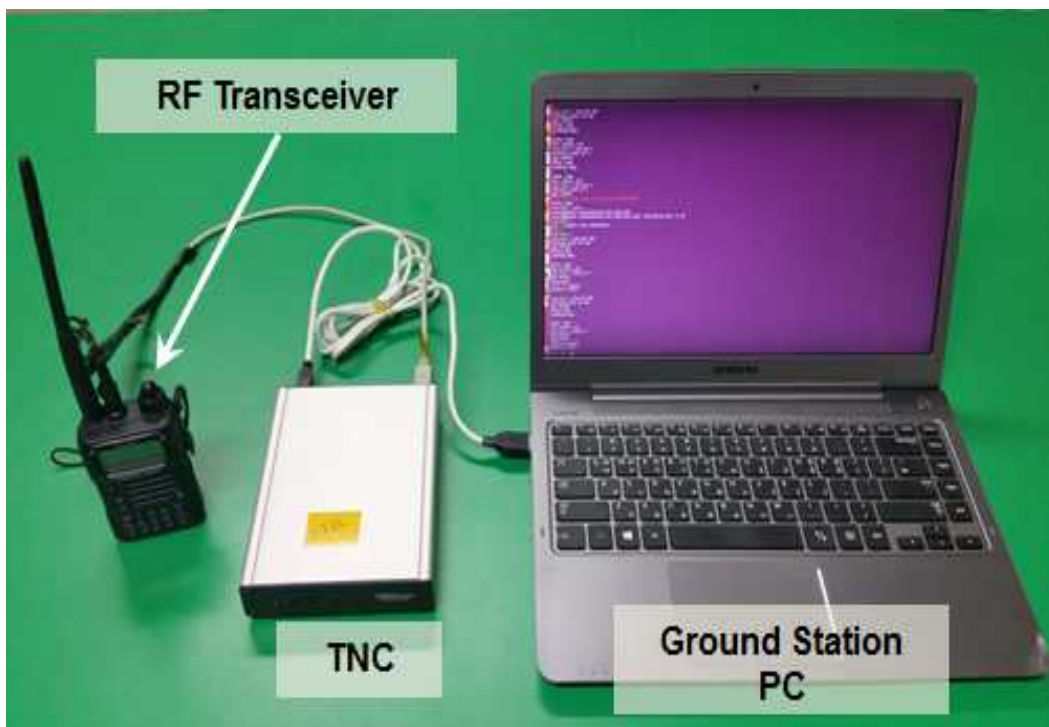


Figure 9 간이 지상국 시험 환경

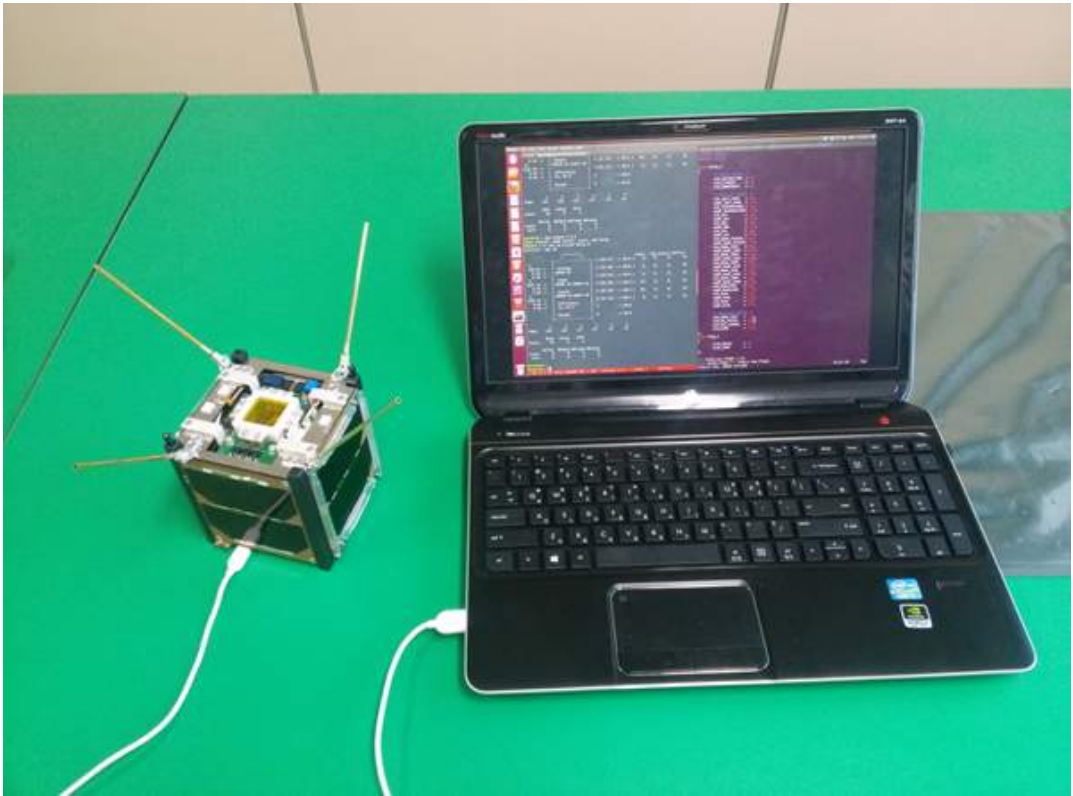


Figure 10 Gomspace Shell을 사용한 위성 시험 환경

데이터 송수신 기능시험은 지상국의 전송명령 송신 후 위성의 데이터 송신과 지상국의 정상적인 수신을 확인하도록 실시되었으며 위성에서 운용중인 미션보다 우선적으로 전송될 수 있는지 확인하였다. 시험환경은 탑재체 기능시험과 동일하다. 또한 위성과 지상국의 짧은 교신 시간동안 받을 수 있는 데이터의 크기를 측정하기 위하여 지상국으로부터의 데이터 수신 속도를 측정하였다. 무선 통신 속도는 1,200bps 환경으로 진행되었으나 실제 비행 소프트웨어의 전송 속도는 약 1,000bps로 구현되었으며, 이는 위성의 발사 후 지상국과 위성간 거리와 헤더 및 송수신오류를 고려한 속도이다. 시험결과로 정상적인 데이터의 수신을 확인하였으며, 실제 약800bps의 속도와 속도에 따른 데이터의 송신 유효성을 검증하였다.

```

Setting state to 150 Received command
nanomind # radiator Name of mission
bat_ck
eps_bat_ck
eps_cur_bat = 7099 Current battery
bat_charge
change to compulsory TC
count 0 Mission Data
temp0[0] = 4369, temp1[0] = 4369
count 1
temp0[1] = 28, temp1[1] = 28
count 2
temp0[2] = 28, temp1[2] = 28
count 3
temp0[3] = 28, temp1[3] = 28
count 4
temp0[4] = 28, temp1[4] = 28
count 5
temp0[5] = 28, temp1[5] = 28
count 6
temp0[6] = 28, temp1[6] = 28
count 7
CTRL-A Z for help |500000 8N1 | N

csp-tern # uplink_state radiator
get buffer Uplink command
after_conn
sending okay

after read
Set status: 123 Ack message
csp-tern # downlink radiator
get buffer Downlink command
connected
sent tx request
0 4369 0 4369
1 22 1 22 Received Data
2 22 2 22
3 22 3 22
  
```

Fig. 11 가변방사율 라디에이터 기능시험

V. 결론

지상국에서 송신한 명령과 그에 따른 위성의 동작 및 송신된 데이터를 Fig. 11에 나타낸다. 실재 데이터 송수신은 바이너리로 저장된 몇 개의 스트럭처를 송수신하지만 가시적으로 표현할 수 있도록 화면에 출력되도록 수정되었다. 시험을 통해 정상적인 명령의 송신과 명령에 따른 위성의 동작을 확인하였으며, 수신된 데이터를 통하여 통신의 유효성을 입증하였다. 이로써 본 큐브위성 개발팀은 장거리 통신 기능시험을 통해 비행 소프트웨어 및 지상국 소프트웨어의 유효성을 입증하였으며, 이후 궤도 및 발사환경 기능시험을 통해 본 큐브위성 시스템 요구조건에 부합하는 비행모델을 개발 완료하였다.

참고문헌

- [1] 강상욱, 한상혁, 공현철, 최기혁, "대한민국의 큐브위성 개발현황", 항공우주산업기술동향, 제 11 권 2 호, pp.172~178, 2013.
- [2] Kwon, S. C., Jeong, H. M., Ha, H. W., Han, S. H., Lee, M. J., Jeon, S. H., Park, T. Y., Kang, S. J., Chae, B. G., Jang, S. E., Oh, H. U., Han S. H., and Choi, G. H., "Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology," KSAS Journal, Vol. 42., pp .430~436, 2014
- [3] 장수은, 한성현, 김태규, 이종광, 장태성, 오현웅, "큐브위성 탑재를 위한 MEMS 고체 추력기의 구조설계 및 검증", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 43(5), 432-439(2015).
- [4] 하헌우, 강수진, 한성현, 김태규, 오현웅, "정전 구동형 MEMS 기반 가변 방사율 라디에이터의 광학 물성치 최적화 설계", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 43(2), 149-155(2015).
- [5] 박태용, 채봉건, 이용근, 강석주, 오현웅, "상용 배열형 렌즈를 적용한 집광형 태양전력시스템의 우주 적용 가능성 실험적 검토", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 42(7), 622-627(2014).
- [6] 오현웅, 이명재, "큐브위성용 힌지 구동형 분리너트식 구속분리장치의 실험적 성능 검증", J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 42(6), 529-534(2014).

- [7] 이종인, 차성덕, “인공위성 소프트웨어 개발동향”, 정보과학회지, 제 25 권 2 호 통권 제 213 호, pp.43-48, 2007.
- [8] 한상혁, 문상만, 신동엽, 문성태, 공현철, 최기혁, “큐브위성 송수신시험을 위한 실내용 지상국 구축”, 항공우주기술, 제 13 권 2 호, pp. 73~79, 2014.