

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(9), 814-824(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.9.814

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 큐브위성 STEP Cube Lab. 비행모델의 전자조립 및 기능시험 과정

정현모\*, 채봉건\*, 한상혁\*\*, 오현웅\*\*\*

## A Series of Process of Electrical Integration and Function Test for Flight Model of STEP Cube Lab.

Hyeon-Mo Jeong\*, Bong-Geon Chae\*, Sang-Hyuck Han\*\* and Hyun-Ung Oh\*\*\*

Space Technology Synthesis Lab., Dep. 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 find space core technologies researched at domestic industry or university and to verify these technologies on mission orbit. To implement this objective, system level electrical integration and function test (EIT) by using developed flight software were performed in compliance with system requirements. And the effectiveness of the flight model (FM) was verified through launch and thermal vacuum test at acceptance level. This paper will introduce a series of process of electrical function tests for FM EIT, launch and thermal vacuum tests.

## 초 록

본 논문에서 제안한 우주기반기술 검증용 큐브위성의 명칭은 STEP Cube Lab. (Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project)으로 주요임무는 국내 산학연에서 기 수행된 우주핵심기술을 발굴하며, 자체 개발 탑재체를 궤도 검증하는 것이다. 상기의 임무 구현을 위해 체계 레벨에서의 요구조건에 따라 전자조립 및 기능시험을 수행하였다. 또한, 비행 소프트웨어 설계의 유효성을 입증하였으며, 발사·궤도 열 환경시험을 통해 수락수준의 비행모델 검증을 완료하였다. 본 논문에서는 FM EIT, 발사·궤도 열 환경에서 수행한 기능시험의 일련 과정을 소개하고자 한다.

**Key Words** : Cube Satellite(큐브위성), Electrical Integration and Function Test(전자조립 및 기능시험), Flight Model (비행모델)

## 1. 서 론

극초소형 위성으로 분류되는 큐브위성은 1U (10cm x 10cm x 10cm) 크기를 기준으로 1.33kg

이하의 정육면체 형상을 갖는 극초소형 위성이다. 큐브위성은 개발기간이 짧고, 저비용으로 개발이 가능하다는 강점이 있어 임무실패에 따른 위험부담이 큰 중·대형급 위성에 비해 개발이 용

† Received : August 4, 2015    Revised : July 22, 2016    Accepted : August 4, 2016

\*\*\* Corresponding author, E-mail : ohu129@chosun.ac.kr

이하며 지구관측, 과학실험 또는 첨단기술이나 개발부품의 사전 궤도검증 등의 여러 임무가 수행 가능하여 교육적 기술적 측면에서 주목 받고 있다[1]. 본 논문에서 제안한 큐브위성의 명칭은 Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project의 약자인 STEP Cube Lab. 으로 본 큐브위성 개발팀에서 선정한 주요 핵심 기술을 토대로 체계와 부체계 요구조건에 부합하는 비행모델(FM : Flight Model)을 개발하였다. 구성품부터 전체 시스템 수준에 이르는 기능·성능시험을 통해 기계적·전기적인 인터페이스와 비행 소프트웨어 설계의 유효성을 입증하였으며, 궤도·발사 환경시험을 통해 수락수준의 FM 검증을 완료하였다. 본 논문에서는 상기에서 입증한 FM EIT(Electrical Integration and Function Test), 궤도·발사 환경에서 수행한 기능시험의 일련 과정을 소개한다.

## II. 본 론

### 2.1 임무정의 및 시스템 개요

#### 2.1.1 임무선정 및 목적

본 큐브위성은 논문 연구실적으로만 그친 국내 산학연 기 수행 미래 우주 핵심기술을 발굴하며, 본 큐브위성 개발팀에서 자체 개발한 탑재체를 탑재 후 임무궤도상에서 검증함이 주요 임무다. 또한, 검증 데이터를 학계와 산학연에 제공함으로써 우주핵심기술 발전을 위한 지적기반을 구축함이 주목적이다. 상기 임무 구현을 위해 기 연구된 탑재체로 상변화 물질(PCM : Phase Change Material)[2], 가변 방사율 라디에이터(Variable Emittance Radiator)[3]를 선정 하였으며, 자체 개발 탑재체로 집광형 태양전력 시스템(CPV System : Concentrating Photovoltaic System)[4], 무충격 구속 분리장치(HRM : Holding and Release Mechanism)[5], 기폭제 기반의 고체 추진로켓인 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) 추력기[6]의 설계/제작 및 시험을 수행하였다.

#### 2.1.2 시스템 구조

본 큐브위성 개발팀은 개발/제작 일정을 고려하여 기 검증된 전자보드를 수용 하였으며, 전체 시스템에 적합한 탑재 컴퓨터(OBC : On Board Computer)를 포함하여 총 4개의 전자보드와 위성 구조체는 Gomspace사의 제품으로 선정하였다. 그 중 인터페이스 보드(Hub-Top)는 본 큐브위성 개발팀과 공동개발 되었다.

각 탑재체는 위성 상단 (+Z축)에 배치된 Hub-Top에 가변/고정 방사율 라디에이터, 하단 (-Z축)에 MEMS 추력기 모듈, ±X축의 태양 전지판 외각부에 CPV System과 큐브위성 내부에 배치된 탑재체 보드에는 HRM과 PCM이 배치된다.

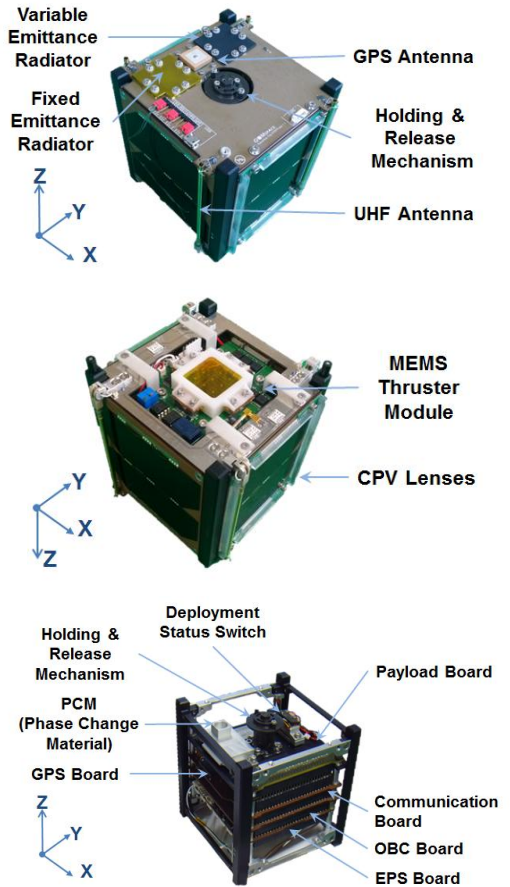


Fig. 1. STEP Cube Lab. Configuration

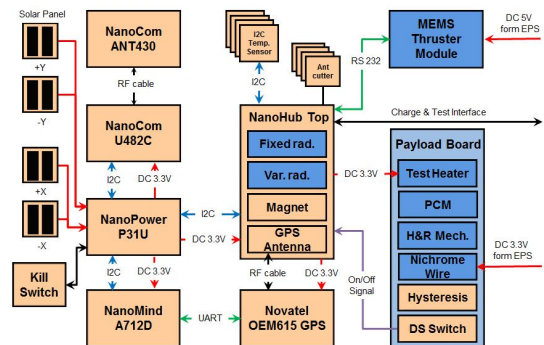


Fig. 2. STEP Cube Lab. Electrical System Block Diagram

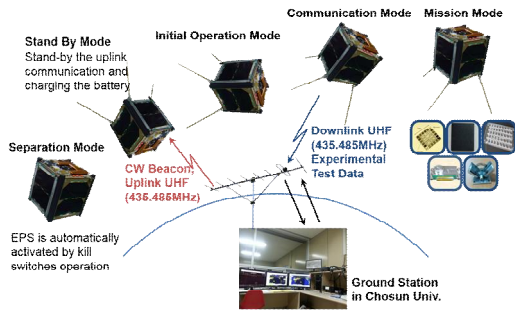


Fig. 3. Mission Profile

Table 1. Operation Modes Definition

Operation Modes	Specification
Separation Mode	발사체의 P-POD에서 큐브위성 분리 시 KS (Kill Switch) 작동과 동시에 EPS의 작동으로 위성 시스템이 활성화 되며, 발사체의 요구조건에 따라 30분의 대기후 4개의 UHF 안테나 전개
Stand-by Mode	임무 궤도를 순항하며, 태양전지판으로부터 전력을 공급받아 배터리 충전을 하고 각 주요 전자보드의 HK를 수집하여 위성 상태를 파악 지상국으로부터 임무수행 또는 데이터 전송 명령 수신 시 이에 상응하는 임무 전환
Initial Operation Mode	안테나 전개 후 큐브위성의 위치와 함께 각 전자보드의 온도 상태 파악을 위해 GPS, 온도센서를 통해 위치 정보와 온도 데이터 수집
Communication Mode	MicroSD Card에 저장된 Stand-by Mode와 임무 수행 중 수집된 데이터를 지상국으로 전송
Mission Mode	5개의 탑재체 검증을 위해 지상국으로부터 각 탑재체 검증 명령 수신 시 이에 상응하는 탑재체 검증 수행

상기의 탑재체 배치와 구조 형상을 Fig. 1에 나타내며, Fig. 2는 탑재 하드웨어의 내부통신과 전기적 인터페이스를 확인할 수 있는 전기·전자 시스템 블록 다이어그램을 나타낸다.

2.1.3 시스템 운용모드 정의

Figure 3은 본 큐브위성의 사출장치인 P-POD 분리로부터 임무 궤도운용에 이르는 대표적인 위성 운용모드를 나타내며, Table 1은 지상국과 위성 간의 데이터 통신과 임무모드 등 임무 궤도운

용에 필요한 각 모드별 정의를 나타낸다.

2.2 비행모델 전자조립 및 기능시험

EIT (Electrical Integration and Function Test) 는 체계와 부체계의 요구조건에 만족하는 모든 기능을 수행함으로써 탑재체의 기능·성능을 확인하고 위성 설계단계에서 정의한 위성운용과 임무모드를 검증하며, 시스템 수준의 전기·전자 조립을 통해 기계적·전기적 인터페이스를 확인한다.

상기와 같이 위성의 전기·전자 기능검증을 위해 본 큐브위성 개발팀은 자체적으로 총 4개의 기능시험으로 분류하였으며, 각각의 위성 하드웨어 기능시험을 위한 보드 레벨시험, 복수의 전자보드와 탑재체 기능시험을 위한 부체계 레벨시험, 전체 시스템 조립과 기능시험을 위한 체계 레벨시험, 마지막으로 장거리 통신 시험을 수행하였으며, 각 기능시험 레벨에 따른 테스트 수행항목과 검증 목적을 Table 2에 나타낸다.

여기서 전기·전자 시스템 조립 수행 후 비행 소프트웨어 검증을 수행하였을 때 수많은 소프트웨어 오류와 전기 인터페이스 오류 등을 확인할 수 있으며, 이는 EM (Engineering Model) 전자보드와 탑재 하드웨어를 이용하여 발생 할 수 있는 모든 소프트웨어 오류를 수정 후 최종 FM OBC에 적용하였다.

2.2.1 기능시험 구성

EIT는 PC, Power Supply 등의 EGSE (Electrical Ground Support Equipment)를 구성하여 인증수준의 궤도·발사 환경에 대한 검증시험이 완료된 자체개발 탑재체와 해외구매 주요보드인 OBC, 전력계 보드 (EPS), 통신계 보드 (COM)와 탑재체의 전기적 인터페이스, 외부 포트를 가지는 Hub-Top과 함께 GPS (Global Positioning System), 온도센서, 태양 전지판 등의 탑재체 하드웨어를 구성품 수준의 기능·성능 시험 수행하였다.

이 후 전자보드와 탑재체의 기계적·전기적 조립 후 시스템 수준의 EIT를 수행함으로써 본 큐브위성 시스템에서 정의한 운용모드와 임무모드를 검증하여 탑재체 하드웨어의 기능과 설계된 비행 소프트웨어를 검증하였다. 또한, 최종적으로 장거리 통신 시험을 수행하여 지상국과의 접속, 데이터 통신과 지상국 소프트웨어를 검증 하였다.

2.2.2 보드 레벨 기능시험

본 큐브위성 개발팀은 체계적인 위성 개발을 위해 4개의 기능시험으로 분류하여 EIT를 수행하였다. 가장 먼저 해외 구매한 주요 임무보드

Table 2. Electrical & Integration Test Matrix

Test Items	I	IT	SB	RV	TV	TB	ET	FPT	DT	VT	Remark
Board Level Test	○	○					○				본 큐브위성 개발팀에서 선정한 각각의 전자보드와 탑재 하드웨어의 Incoming Test와 기능시험을 수행하여 본 큐브위성에 적용 가능성 판단.
Subassembly Level Test	○						○				다수의 전자보드와 탑재체 간의 전기적인 조립 후 각 전자보드와 탑재체의 기능시험을 통해 전기·전자 인터페이스와 비행 소프트웨어 설계검증.
System Level Electrical Integration Test	○		○	○	○	○	○	○	○	○	시스템 수준의 조립을 통해 기계적·전기적 인터페이스를 확인하고 지상에서의 위성 제어를 위한 핀 검증부터 운용모드와 임무모드 검증.
Far-Field Test	○						○				지상국 운용 하드웨어와 위성 간에 RF를 통한 장거리 데이터 통신 검증.

I: Inspection, IT: Incoming Test, SB: Sine Burst, RV: Random Vibration, TV: Thermal Vacuum Test, TB: Thermal Balance Test, ET: Electrical Test, FPT: Functional Performance Test, DT: Deploy Test, VT: Vibration Test

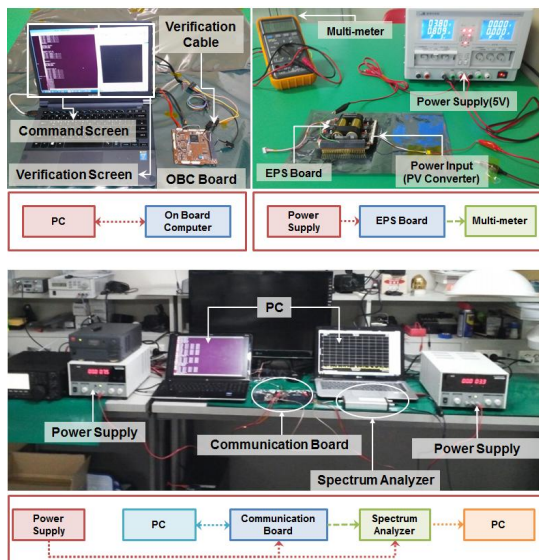


Fig. 4. Board Level Function Test Configuration

(OBC, EPS, COM, Hub-Top)와 탑재 하드웨어는 보드 레벨에서 기능시험을 수행하였다. 본 기능시험의 목적은 전체적인 전자보드와 탑재 하드웨어의 Incoming Test와 기능시험을 통해 전자보드의 생존 여부를 확인하고 본 큐브위성의 적용 가능성을 판단하기 위함이며, 이를 위한 기능시험 구성을 Fig. 4에 나타낸다.

OBC는 리눅스 기반의 우분투를 통해 각 임무

명령을 전송했을 때 탑재체 제어를 위한 명령어가 정상 출력됨을 확인하였다. 또한, 이를 통해 전기적 인터페이스를 갖는 탑재체의 내부통신 검증을 수행하였다. EPS는 배터리 충전을 위한 커넥터와 태양전지판 커넥터를 통해 배터리 충전을 확인하였으며, 태양전지판에 빛을 조사함으로써 정상적인 전력 출력을 확인하였다. COM은 스펙트럼 분석기를 통해 UHF (Ultra High Frequency) 주파수와 출력 파워가 위성 시스템에서 정의한 값이 출력됨을 확인하였고 Hub-Top에는 Test Heater, GPS, HRM 작동 유무 판단을 위한 DSSW (Deployment Status Switch)의 전력 공급 커넥터가 각각 배치되었으며, 이는 멀티미터를 이용하여 정상적인 전력 출력을 확인하였다.

이후 탑재 하드웨어인 MEMS 추력기 모듈, 온도센서, GPS의 기능시험을 수행하였다. 여기서 MEMS 추력기의 최대 추력은 3.62N, 비추력 62.3sec이다. 이는 접선방향으로 추력 시 약 20m의 궤도 천이가 발생됨에 따라 1.5m 정확도를 갖는 Novatel사의 OEM 615 GPS를 사용하여 위치 데이터를 수집함으로써 추력에 따른 천이거리 측정함과 동시에 추력기의 상태 데이터를 수집함으로써 MEMS 공정으로 이루어진 추력기 검증을 수행한다. 보드 레벨 기능시험에서 MEMS 추력기의 경우 단발성인 관계로 별도의 MEMS 추력기 시뮬레이터를 제작하여 기능시험을 실시하였다. 보드 레벨 기능시험 결과 보드 레벨 요구조

건에 만족함을 확인하여 부체계 레벨 기능시험을 수행하였다.

### 2.2.3 부체계 레벨 기능시험

부체계 레벨 기능시험은 복수의 전자보드 이외 탑재체 하드웨어 간의 전기적 인터페이스 후 각 전자보드와 탑재체의 기능 시험을 통해 시스템에서 설계한 전기·전자 인터페이스의 적합함을 확인함과 동시에 시스템 요구조건에 부합하는 비행 소프트웨어를 설계하였다. Fig. 5는 상기의 기능시험을 수행하기 위한 시험 구성을 나타낸다.

주요 임무보드는 각 전자보드의 HK (House Keeping) 데이터 수집을 통해 설계한 전기적 인터페이스를 확인하였고 MEMS 추력기 모듈, GPS, 온도센서, DSSW는 Hub-Top과 전기적 인터페이스 후 기능시험을 수행하였다. 또한, EPS로부터 직접 전력을 인가 받는 HRM의 열선과 MEMS 추력기 모듈 전원 커넥터는 멀티미터를 이용하여 출력 전압을 확인하였다.

MEMS 추력기의 경우 추진제가 3 x 3의 배열로 총 9개의 추진제가 있으며, 중앙을 기점으로 교차하는 추진제 2개가 동시에 점화되고 마지막으로 중앙부의 추진제가 점화되어 총 5회의 추진이 가능하다. 이러한 MEMS 추력기 1번 점화 기능시험 결과를 Fig. 6(a)에 나타낸다. 1번 점화시 좌측 상단과 우측 하단의 추진제가 동시에 점화되어야 되며, 좌측 상단의 경우 정상 작동되었으나 우측 하단은 작동하지 않았다. 하지만 본 큐

브위성에서는 총 9개의 추진제 중 66% 이상 정상작동 되어야 됨이 요구조건이며, 최종 기능시험 결과 총 9개의 추진제중 6개의 추진제가 점화 성공으로 요구조건을 만족하였다.

HRM의 경우 열선에 3.3V, 1.832A의 전력이 인가됨으로써 구속이 해제됨과 동시에 DSSW를 작동하여 성공 요구조건인 DSSW Off/On에 따라 신호가 0에서 1로 전환 되었다. 또한, 전력 인가로부터 DSSW 신호가 1이 될 때 까지 3.4s의 시간이 소요되었으며, 이를 Fig. 6(b)에 나타낸다.

본 기능시험과 동시에 탑재체 하드웨어로부터 출력되는 데이터 수집을 위한 비행 소프트웨어를 설계 하였으며, 비행 소프트웨어의 검증은 FM 시스템 조립 전까지 EM 하드웨어를 통해 이루어졌다.

COM은 비콘 신호를 통해 받을 수 있는 데이터를 설정하였으며, 4개의 UHF 안테나로 구성된 안테나 보드와 전기적 인터페이스 후 더미 지상국 안테나를 이용하여 비콘 신호를 수집하였다. 또한, EPS는 KS (Kill Switch), 태양전지판과 연결하여 각각의 기능 검증을 수행하였다. KS의 작동됨과 동시에 EPS가 작동 되었고 이에 따라 위성 시스템이 활성화 되었으며, 태양 전지판으로부터 생성된 전력을 이용하여 배터리 충전됨을 확인하였다. 탑재체 레벨 기능시험 결과 탑재체

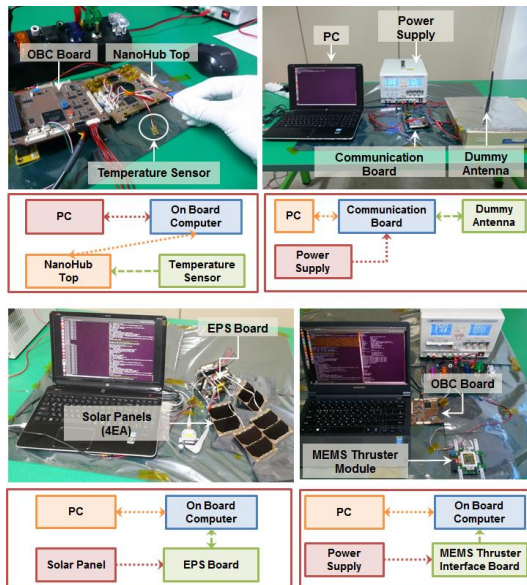
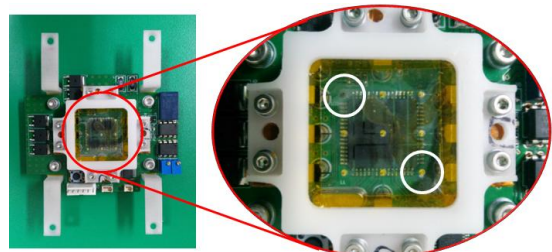
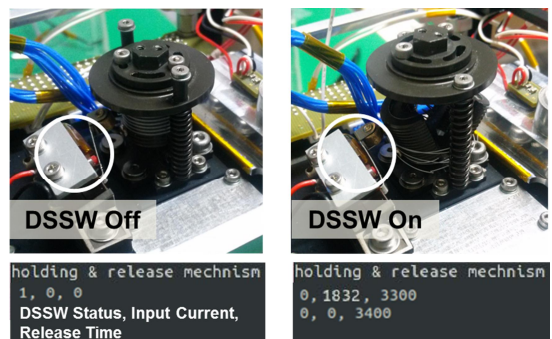


Fig. 5. Subassembly Level Function Test Configuration



(a) MEMS Thruster Function Test



(b) HRM Function Test

Fig. 6. Payloads Function Test Results in Subassembly Level Test

Table 3. System Level Electrical Integration Test Requirements

No.	Test Items	Success Criteria
1	Flight Preparation Pin Test	위성 외부의 점퍼 핀으로 위성 시스템을 제어할 수 있어야 한다.
2	Separation Test	P-POD 사출 후 안테나 전개가 가능해야 한다.
3	Stand-by Test	위성의 상태 데이터를 수집해야 한다.
4	Emergency Test	시스템 오류와 배터리의 잔량이 부족 시 비상모드로 전환이 가능해야 한다.
5	Battery Charge Test	배터리 충전이 가능해야 한다.
6	Communication Test	지상국과 데이터 통신이 가능해야 한다.
7	HRM Test	HRM의 작동 데이터를 받아야 한다.
8	CPV System Test	CPV 시스템 검증을 위한 태양전지판 데이터를 받아야 한다.
9	Initial Operation Test	초기 온도와 위치정보를 수집해야 한다.
10	MEMS Thruster Status Test	MEMS 추력기의 상태정보를 수집해야 한다.
11	MEMS Thruster Ignition	MEMS 추력기의 추력이 66%이상 정상 작동 되어야 한다.
12	Variable Emittance Radiator	가변 방사율 라디에이터의 온도 데이터를 받아야 한다.
13	PCM_1 Test	PCM의 온도 데이터를 받아야 한다.
14	PCM_2 Test	PCM의 히터를 작동시키며 온도 데이터를 받아야 한다.
15	Delete File Test	SD카드에 저장된 데이터를 삭제할 수 있어야 한다.
16	Mission Board Reboot Test	주요 임무보드를 재시작 할 수 있어야 한다.
17	Compulsory	강제로 미션을 시작할 수 있어야 한다.

레벨 요구조건을 만족하였으며, 비행 소프트웨어는 EM 하드웨어를 이용하여 시스템 수준의 기계적·전기적인 인터페이스 후 검증을 수행하였다. 그 결과 임무 궤도 운용, 임무모드, 지상국과의 데이터 통신을 통해 비행 소프트웨어의 유효성을 입증하였으며, 이를 FM에 적용하여 EIT를 수행하였다.

2.2.4 체계 레벨 전자조립 및 기능시험

체계 레벨 EIT는 체계 수준의 전자조립을 통해 전자보드와 탑재체 하드웨어의 기계적·전기적 인터페이스를 확인하고 외부에서 위성을 제어하기 위한 점퍼 핀 (Jumper Pin)부터 시스템에서 정의한 위성 운용모드와 임무모드 검증을 수행한다. 이와 동시에 설계된 비행 소프트웨어를 적용하였다. 본 기능시험은 시스템 기능시험과 탑재체 기능시험으로 분류하였으며, 시스템 기능시험은 위성의 지상 검증 시 필요한 위성 제어 기능시험과 임무궤도 위성운용을 위한 기능시험으로 구성되어있고 탑재체 기능 시험은 탑재체 검증모드로 구성되어 있다. Fig. 7은 본 기능시험 절차를 나타낸다.

시스템 수준의 조립 후 가장 먼저 위성 시스템 제어와 모니터링을 위해 Hub-Top에 배치된 FPP (Flight Preparation Pin)의 기능 검증을 수행하였다. FPP는 점퍼 핀으로 구성된 RBF (Remove Before Flight), KS, RST (Kill Switch Reset), UHF 핀이 있고 배터리 충전을 위한 CHRG (Charge) 단자와 위성 모니터링을 위한

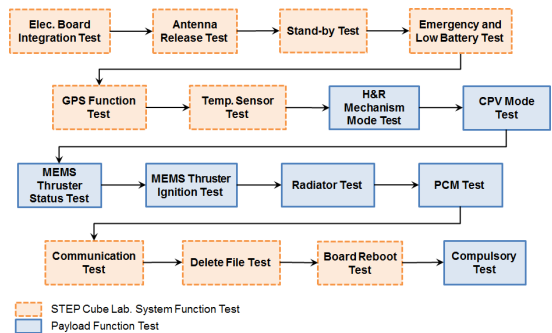


Fig. 7. FM EIT Procedure

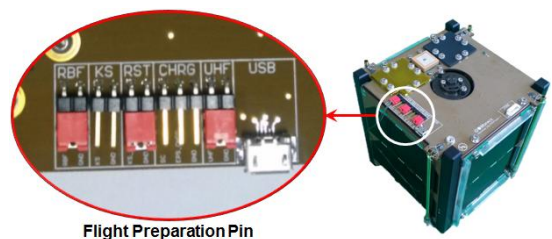


Fig. 8. Flight Preparation Pin Configuration

Micro USB단자로 구성되어 있다. 각각의 점퍼 핀은 쇼트 (Short) 되었을 때 활성화되며, 상기의 FPP 형상을 Fig. 8에 나타낸다.

RBF 활성화 시 KS의 작동에도 위성 시스템은 비활성화 상태를 유지하며, RST은 활성화 상태인 위성 시스템을 비활성화 상태로 전환 시킨다.

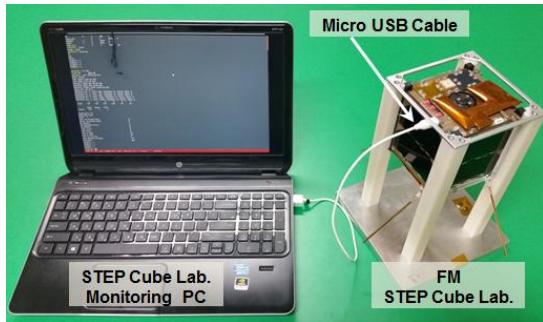


Fig. 9. FM EIT Set-up Configuration

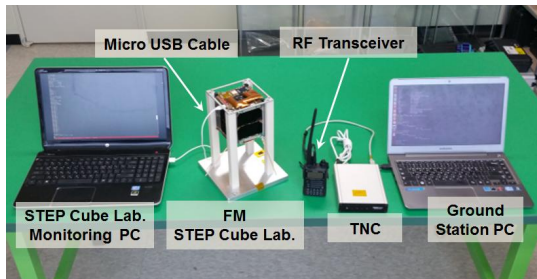


Fig. 10. Radio Link Test Set-up Configuration

UHF 편은 데이터 송수신을 억제시킴과 동시에 Hub-Top에 구축된 4개의 UHF 안테나 전개를 비활성화 시킨다. 또한, 본 큐브위성과 PC를 Micro USB Cable을 이용하여 연결 하였고 이를 통해 각 전자보드에 접속하여 위성 상태정보를 실시간 모니터링이 가능하도록 하였으며, 상기의 기능시험 구성을 Fig. 9에 나타낸다.

상기의 기능시험 후 4개의 UHF 안테나는 나일론선을 이용하여 Hub-Top에 구축하였으며, KS의 작동으로 인해 위성이 활성화 되면 발사체 요구조건에 따라 일정 대기 시간 후 자동적으로 안테나 전개가 이루어지도록 설계하였다. 이외 상기에 정의한 임무 궤도 운용에 필요한 각 모드 검증을 수행하였고 추가적으로 주요 전자보드 Reboot 기능시험을 수행하였다.

탑재체 기능시험에서 HRM은 DSSW의 작동 전/후의 신호, 열선에 인가된 전류와 전력 인가 후 HRM의 작동되기까지의 시간을 수집하여 검증하였으며, MEMS 추력기 모듈은 추진제 정상 작동 여부 판단을 위해 추력기 상태정보와 GPS 데이터를 수집함으로써 검증하였다. CPV System은  $\pm X$ 축 태양 전지판의 외각부에 설치되었으며, 미설치된  $\pm Y$ 축 태양 전지판과 생성되는 전력을 비교함으로써 검증하였다. 가변/고정 방사율 라디에이터와 PCM은 각 탑재체에 부착된 온도 센서로부터 데이터 수집됨을 확인함으로써 검증하였다.

지상국과의 데이터 송수신 기능시험은 탑재체 모드검증 후 MicroSD Card에 저장된 위성 상태, 임무 데이터를 송신 하였고 송신 완료 후 지상국 으로부터 데이터 삭제 명령을 수신하여 저장된 데이터 삭제 검증을 수행하였다. 이를 위한 간이 지상국은 본 큐브위성과 단거리 통신을 시험을 수행해야 되므로 상용 무전기 (RF Transceiver), 데이터 패킷 송수신을 위한 TNC (Terminal Node Controller)와 송수신 데이터를 가시화하기 위한 PC로 구성하였다. 이를 Fig. 10에 나타내며, 상기 기능시험 결과 모든 탑재체 검증은 부체계의 요구조건에 부합하여 최종 기능시험인 장거리 통신 시험을 수행하였다.

## 2.2.5 장거리 통신 기능시험

장거리 통신 기능시험은 지상국의 하드웨어인 위성 운용 장비와 FM 위성 간의 접속 및 데이터 통신을 검증하기 위해 수행하였다. 본 기능시험을 위한 지상국은 통신 주파수 설정과 데이터 신호 전환을 위한 RF Transceiver와 위성 트래킹을 위한 상용 소프트웨어 HRD (Ham Radio Deluxe)를 사용하였으며, Rotator Controller와 TNC는 PC와 연결되어 안테나 제어와 송수신 데이터 모니터링이 가능하도록 구성하였다. 또한, 본 큐브위성과 지상국 간의 데이터 송수신은 UHF 대역의 단일 주파수를 사용하기에 동축 케이블 스위치 (Coaxial Switch)를 이용하여 송수신을 전환하였으며, 효율적인 송수신을 위해 각각의 하드웨어를 이용하였다.

지상국으로부터 송신 신호를 증폭시키는 HPA (High Power Amplifier)와 송신 출력과워 계측 장비 SWR Meter (Standing Wave Ratio Meter) 로 구성하였고 위성상태와 임무 데이터 수신 시 Filter를 이용하여 본 큐브위성 주파수 대역만을 필터링함으로써 이외 주파수로 인한 노이즈를 감소시키며, 약해진 수신 신호 증폭을 위해 LNA (Low Noise Amplifier)를 사용하였다. 추가적으로 피뢰기 (Arrester)를 설치하여 낙뢰로부터 지상국 하드웨어를 보호하였다.

본 기능시험을 수행하기 위해 가장 먼저 지상국에 설치된 안테나 길이와 위성 통신 주파수의 파장 길이를 이용하여 통신 범위를 계산하였고 이후 실제 위성 통신이 이루어질 때를 모사하여 건물 등의 장애물에 간섭이 일어나지 않도록 본 지상국에서 약 950m 거리에 있는 본교 건물 옥상에 본 큐브위성을 배치 후 장거리 통신 시험을 수행 하였으며[7], Fig. 11은 상기의 시험 구성을 나타낸다.

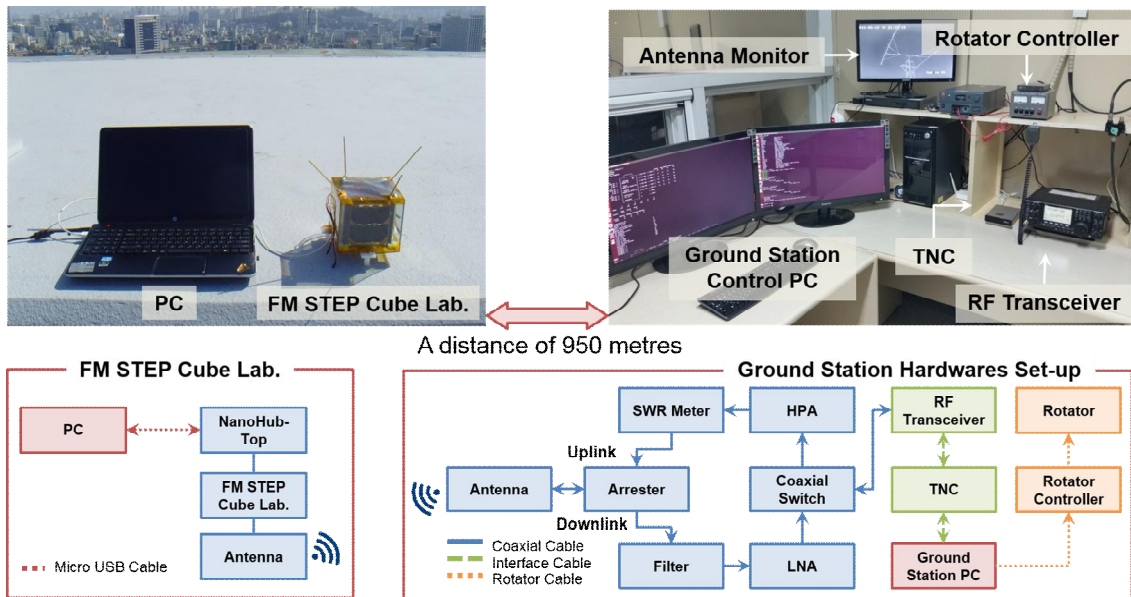


Fig. 11. Far Field Test Set-up Configuration

```

csp-term # step_rx_3
get buffer
connected
sent tx request

-----
1: 439 mV -> Voltage 2: (HI-47) --> EN:0 [ 0, 0, 0, 0 ]
0 mA -> 06899 mV 3: (HI-51) --> EN:0 [ 2, 0, 0, 0 ]
2: 3244 mV -> Input 4: (HI-48) --> EN:1 [ 47, 0, 0, 0 ]
0 mA -> 00241 mA 01662 mW 5: (HI-50) --> EN:1 [ 89, 0, 0, 0 ]
3: 3710 mV -> Output 6: (HI-52) --> EN:1 [ 0, 0, 0, 0 ]
0 mA -> 00253 mA 01745 mW 7: --> EN:0
535 mA -> Efficiency: 7: --> EN:0
1904 mW -> In: 83 %
SAFE MODE 8: --> EN:0
-----

Temp: 1 +27 2 +29 3 +31 4 +28 5 +0 6 +0
Count: 154 Cause 0 PPTn 2

MDT12c MDTgnd MDTcsp0 MDTcsp1
Count: 0 0 0 0
Left: 0 0 5 5

Temperature 26
BootCount 510

Reset 2
bits corrected total 0
Bytes corrected total 0
RX packets 14
RX checksum errors 0
TX packets 12
Freq. Error 326
Last RSSI -78
Last A temp 32
Last B temp 31
Last TX current 751
Last Battery Voltage 604
Bootcount 104

ping[1] = 1
ping[2] = 1
ping[3] = 1
ping[4] = 0
ping[5] = 1
    
```

Fig. 12. Acquired Status Data of the FM satellite through Far-filed Test

장거리 통신 시험은 먼저 위성과 지상국 간의 접속됨을 확인하기 위해 위성/지상국 링크 체크를 수행함으로써 COM과 지상국 설계를 검증하였으며, 임무 궤도 운용 및 탑재체 검증 명령을 위성으로 송신하고 수집된 위성 상태와 임무 데이터를 수신함으로써 위성의 모든 기능시험을 수행한다. 또한, 이를 통해 위성과 데이터 송수신을

위해 설계된 지상국 소프트웨어를 검증한다. 상기 시험 결과 본 큐브위성과 지상국 장비 간의 접속이 설계 규격에 적합함을 확인 하였으며, 지상국 소프트웨어의 설계 유효성이 검증 되었다.

본 큐브위성은 전술한 바와 같이 총 4개의 기능시험을 수행하였으며, 시험 결과의 예로 본 큐브위성에서 주요 보드의 상태정보를 수집하고 이를 MicroSD Card에 저장하였으며, 이후 지상국과의 교신을 통해 데이터를 수신한 결과를 Fig. 12에 나타내었다. 또한, Fig. 13은 가변/고정 방사율 라디에이터와 PCM의 온도 데이터로써 지상국에서 수신한 데이터를 나타내며, 상세한 작동 성능은 참고문헌 [8]에 명시되어 있다.

### 2.3 비행모델 환경시험

본 큐브위성은 수락 수준의 궤도·발사 환경시험을 수행하였으며, 각 환경시험에서는 전기·전자 및 무선통신 기능시험을 수행함으로써 위성 시스템 기능과 탑재체 성능을 확인하였다. 각 환경시험에서의 기능시험을 Table 4에 요약하였으며, 이에 만족하는 기능시험을 수행하였다. 또한, 위성의 생존 유무를 판단하기 위해 환경시험 전·후로 상태정보 데이터를 수집하였으며, 상기의 기능시험은 Hub-Top에 배치된 FPP를 이용하여 위성 제어와 위성의 상태를 모니터링을 하였다.

#### 2.3.1 궤도 열 환경 기능시험

궤도 열 환경시험은 열 해석을 통해 도출된 온도결과 값에 마진을 확보하여  $\pm 35^{\circ}\text{C}$ 로 2 Cycle



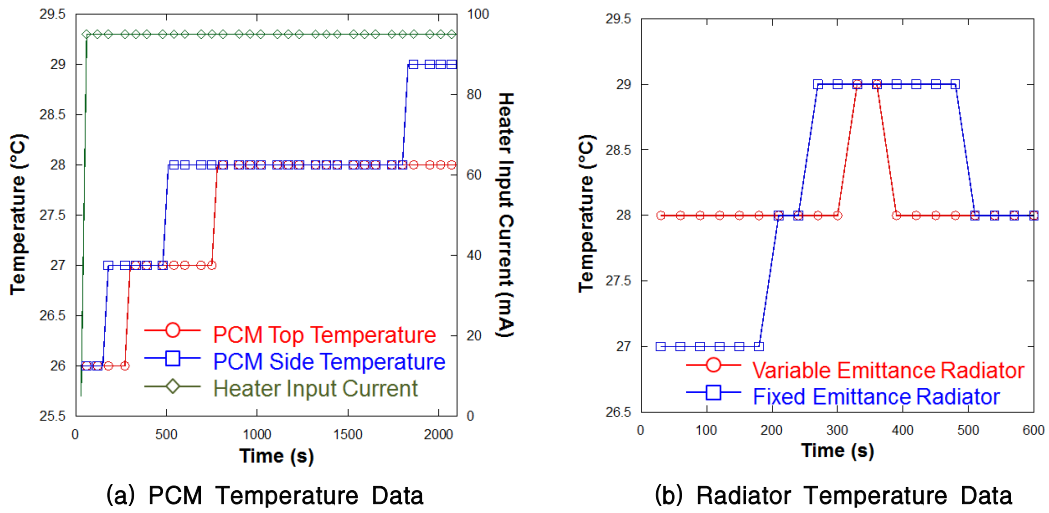


Fig. 13. Acquired Payloads Temperature Data of the FM satellite through Far-filed Test

Table 4. Environment Test Requirements

Environment Test	No.	Test Items	Success Criteria
궤도 열 환경	1	Antenna Release Test	일정 지연시간 이후 안테나가 전개되어야 한다.
	2	Stand by Test	위성의 상태 데이터를 수집해야 한다.
	3	MEMS Thruster Status Test	MEMS 추력기의 상태정보를 수집해야 한다.
	4	GPS Test	GPS 데이터를 수집해야 한다.
	5	CPV System Test	CPV 시스템 검증을 위한 태양전지판의 데이터를 받아야 한다.
	6	HRM Test	열선에 인가된 전류와 DSSW 데이터를 수집해야 한다.
	7	PCM Test	PCM의 온도 데이터를 받아야 한다.
	8	Temperature Sensor Test	위성에서 수집할 수 있는 모든 온도 정보를 수집해야 한다.
	9	Variable Emittance Radiator Test	가변 방사율 라디에이터의 온도 데이터를 받아야 한다.
	10	Mission Board Reboot Test	주요 임무보드를 재시작 할 수 있어야 한다.
	11	Emergency Test	미션 수행 중 오류 발생 시 원인을 파악할 수 있어야 한다.
	12	Low Battery Test	임무 수행 중 배터리의 잔량이 부족 시 배터리 충전을 먼저 수행해야 한다.
	13	Delete File Test	SD카드에 저장된 데이터를 삭제할 수 있어야 한다.
발사 환경	1	HK Data	주요 임무보드의 HK 데이터를 수집해야 한다.
	2	MEMS Thruster Status Data	MEMS 추력기 상태정보를 수집해야 한다.
	3	GPS Data	GPS 데이터를 수집해야 한다.

Table 5. Environment Test Results

Environment Test	MEMS Thruster Status Data Results
궤도 열 환경	RTD1:0.761V RTD2:1.225V RTD3:1.030V RTD4:0.742V RTD5:1.367V
발사 환경	RTD1:0.810V RTD2:1.284V RTD3:0.703V RTD4:0.795V RTD5:1.464V

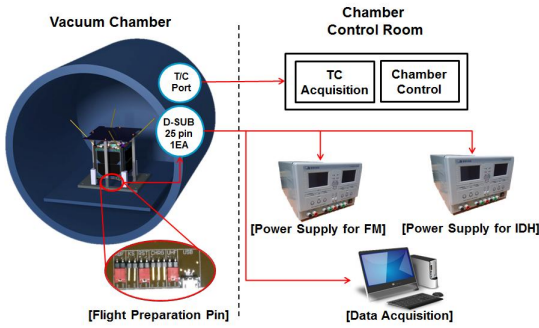


Fig. 14. Thermal Vacuum Test Electrical Configuration [8]

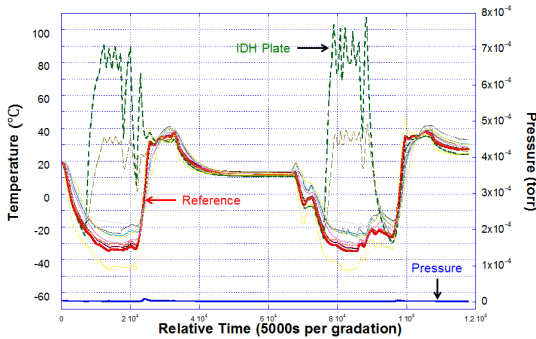


Fig. 15. Temperature & Pressure Chart during the FM T/V Test [8]

수행하였으며, 각 저·고온 구간에서 본 환경시험 요구조건에 따라 시스템 수준의 기능시험을 수행하였다. 상기의 기능시험을 수행하기 위해 열진공 챔버 내·외부에 배치된 D-Sub Port를 이용하여 챔버 내부의 본 큐브위성과 외부의 EGSE 간의 전기적 인터페이스를 가졌으며, 상기의 기능시험 구성을 Fig. 14에 나타내었으며, 열진공 시험 중의 진공도와 온도데이터를 Fig. 15나타내었다[8]. 궤도 열 환경 기능시험 결과 본 기능시험에서 요구하는 조건에 만족하였으며, 이후 발사 환경시험을 수행하였다.

### 2.3.2 발사환경 기능시험

발사 환경시험은 발사체로부터 요구한 레벨의 사인 버스트, 랜덤 진동시험을 각 축에 대하여 수행하였으며, 충격시험은 해석으로 수행하였다. 발사환경 기능시험은 발사 환경시험 전 데이터 수집 시간 등의 최종 비행 소프트웨어를 디코딩하였으며, 시스템 수준의 기능시험 시 발사환경과 기능시험의 장기화됨에 따라 전기적 인터페이스를 확인 할 수 있는 기능시험을 각 진동시험 전·후에 수행하였다. 본 기능시험을 수행하기 위

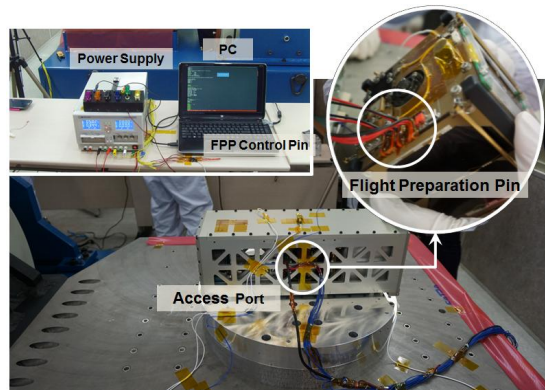


Fig. 16. Vibration Test Electrical Configuration

해 궤도 열 환경시험에서 사용한 D-Sub Cable을 이용하여 T-POD 내부에 배치된 본 큐브위성과 EGSE 간의 전기적 인터페이스를 가졌다. 여기서 T-POD는 발사환경 시험을 위한 테스트용 위성 사출장치로써 두 개의 1U 더미 큐브위성 사이에 본 큐브위성이 배치되며, 상기의 기능시험 구성을 Fig. 16에 나타내었다. 각 진동 시험 이후 전자 기능시험을 수행하였으며, 그 결과 발사 환경 시험 요구조건에 만족하였다.

각 환경시험의 결과 예로 MEMS 추력기의 상태 정보를 수집한 결과를 Table 5에 나타내었다. MEMS 추력기의 경우 총 5회 추력이 가능하며, 각 추력기의 추력 상태 또는 손상 여부 판단은 5개의 RTD 센서 전압 데이터가 5V 이내임을 확인한다. 이는 추력기 상태가 양호함을 의미하며, 데이터 분석 결과 본 환경시험에서의 MEMS 추력기는 구조적, 전기적인 인터페이스 건전성을 검증하였다.

## III. 결 론

본 큐브위성 개발팀은 비행모델의 궤도 운용모드와 탑재체 검증을 위해 전자조립 및 기능시험을 수행하였다. 이를 검증하기 위해 보드 레벨 시험, 부체계 레벨 시험, 비행모델 전자조립 및 기능 시험, 장거리 통신 시험에 이르는 기능·성능 시험을 통해 기계적·전기적 인터페이스를 검증하였으며, 비행 소프트웨어와 지상국 소프트웨어 설계의 유효성을 입증하였다. 이후 수락 수준의 궤도·발사 환경 기능시험을 통해 본 큐브위성 시스템 요구조건에 부합하는 비행모델을 개발 하였다.

## 후 기

본 연구는 미래창조과학부 거대과학교육개발사

업, 소형위성개발사업의 지원으로 수행되었습니다(NRF-2013M1A3A4A01075961).

## References

- 1) Kwon, S. C., and 12 others, "Preliminary System Design of STEP Cube Lab. for Verification of Fundamental Space Technology," *KSAS Journal*, Vol. 42, 2014, pp.430~436.
- 2) Kim, T. Y., and 4 others, "Study on the Thermal Buffer Mass and Phase Change Material for Thermal Control of the Periodically Working Satellite Component", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Jan. 2013, pp.1225~1348.
- 3) Han, S. W., and 4 others, "Experimental Investigation on Variable Emittance Material Based on (La,Sr)MnO<sub>3</sub>", *The Korean Society of Mechanical Engineers*, Vol. 37, Jun. 2013, pp.583~590.
- 4) Park, T. Y., and 4 others, "Experimental Investigation of Concentrating Photovoltaic System Applying Commercial Multi-array Lens for Space Applications", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, Jul. 2014, pp.622~627.
- 5) Oh, H. U., and Lee, M. J., "Performance Verification of Hinge Driving Segmented Nut Type Holding and Release Mechanism for Cube Satellite Applications", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, Jun. 2014, pp.529~534.
- 6) Lee, J. K., and Kim, T. G., "MEMS Solid Propellant Thruster Array with Micro Membrane Igniter", *Journal of Sensors and Actuators A:Physical*, Vol. 190, Feb. 2013, pp.52~60.
- 7) Yoon, N. Y. (2012). "Study on Communication System of CINEMA", *Master's Thesis*, Kyunghee University, Seoul, Republic of Korea, 88 pages.
- 8) Kang, S. J., and 3 others, "Performance and Thermal Design Validation for FM STEP Cube Lab.", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, Sep. 2015, pp.814~821.