

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(8), 686-696(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.8.686

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

## 3U 큐브위성 표준 플랫폼에 기반한 한누리 5호 개발 및 검증

송수아\*, 이수연\*, 김홍래\*, 장영근\*\*

KAUSAT-5 Development and Verification based on 3U Cubesat  
Standard Platform

Sua Song\*, Soo-Yeon Lee\*, Hong-Rae Kim\* and Young-Keun Chang\*\*

Department of Aerospace & Mechanical Engineering,  
Graduate School, Korea Aerospace University

## ABSTRACT

The major objective of this study is to develop and verify the KAUSAT-5 based on the modular 3U CubeSat standard platform. In the mechanical system design of a 3U standard platform, subsystem and micro equipment functions/performance should be integrated and miniaturized on micro-sized PCBs and electrical capability was maximized to accommodate multiple payloads. KAUSAT-5 is 3U-sized Cubesat which will be operated in Low Earth Orbit(LEO), which implements mainly two scientific missions; one is to observe the Earth through infrared camera and the other is to measure space radiation with a Geiger Muller tube. An additional mission is to verify the equipment(device) such as VSCMG and fuzzy logic-based MPPT internally developed. The results of ETB, qualification and acceptance level environmental tests were shown to verify standard platform and KAUSAT-5 Cubesat.

## 초 록

본 연구에서는 3U 큐브위성의 표준 플랫폼을 기반으로 한누리 5호 위성을 개발하고 이를 검증하였다. 표준 플랫폼의 기계시스템 설계에서는 초소형 부품 및 서브시스템 기능/성능을 초소형 PCB에 집적 및 소형화하도록 하고, 다양한 탑재체를 수용하도록 전기적 능력을 극대화한다. 한누리 5호는 지구저궤도(LEO)에서 운용하는 3U 크기의 큐브위성으로 적외선 카메라를 이용한 지구관측임무와 가이거뮐러 튜브로 우주방사선 측정을 하는 과학임무를 수행한다. 또한, 자체 개발한 소형 가변속제어모멘트자이로(VSCMG)와 퍼지로지 기반의 MPPT (Maximum Power Point Tracking) 등의 부품(장치)들에 대한 기술검증도 포함한다. 한누리 5호의 검증을 위해 한누리 5호 위성체계의 ETB 시험, 기능시험 및 인증(Qualification)과 인수(Acceptance) 수준의 환경시험을 수행하였고 이들 시험결과를 제시하였다.

**Key Words** : CubeSat(큐브위성), Mission Design(임무 설계), System Design(시스템 설계), Standard Platform(표준 플랫폼), Qualification Test(인증시험)

† Received : April 3, 2017      Revised : May 25, 2017      Accepted : July 28, 2017

\*\* Corresponding author, E-mail : ykchang@kau.ac.kr

## I. 서론

2000년대 들어 소형·경량화된 전자 부품과 제작기술의 발전에 따라 (초)소형위성에 대한 관심이 재점화되었다. 특히 초소형위성은 기존의 위성들에 비하여 단기간에 적은 비용으로 위성개발이 가능하다는 장점 덕분에 교육 목적뿐만 아니라 위성 기술의 검증 목적으로 대학 및 위성개발기관에서 많은 연구가 진행되고 있다. 초소형위성개념이 제시되었던 초기에는 단순한 기능들만 구현되었지만, 근래에는 중·대형 위성을 개발하는데 필요한 핵심기술의 선행연구나 기술검증 목적으로 활용되고 있다[1].

이러한 큐브위성은 다양한 형상 및 크기로 개발되고 있으며, 그 중 3U 큐브위성이 가장 널리 개발되고 있다. 이는 1U 큐브위성이 크기 및 부피의 제한으로 요구되는 임무 수행에 한계를 가진 반면, 3U 큐브위성은 이러한 단점을 보완할 수 있기 때문이다.

태양전지판의 전개 모습에 따른 형상은 Fig. 1과 같이 위성 표면에 부착된 형상, 위성 모서리 또는 옆면에서 전개되는 형상 그리고 위쪽의 힌지로부터 전개되는 형상 등이 있다. Space Technology Acceleration and Research Lab.의 All-Star/ THEIA의 형상은 태양전지판이 위성 모서리에서 전개되는 구조 형상으로 기존 형상보다 많은 태양전지 장착으로 높은 전력량 생산에 유리하다[2]. 하지만 이 전개방식은 이중 전개이므로 기존 방식보다 발사 진동에 의한 태양전지판의 결함발생 확률이 높고, 전개 시 실패 확률도 높다. 반면, Nanyang Technological University의 VELOX-1 위성은 일반적으로 사용되는 방식인 십자(+) 전개형 태양전지판을 사용하였다. 이는 전력 효율이 전자에 비해 낮지만 구조적으로 간단하여 전개 시 안정하며, 결함 발생률이 상대적으로 적다는 장점이 있다[3](Fig. 1(b)). Lemur-1은 Fig. 1(c)와 같이 태양전지판을 사이드 패널에 장착함에 따라 태양전지판 전개

시 발생하는 문제점을 제거하였다. 그러나 사이드 패널에 직접적으로 장착하여 태양전지판 개수의 한계가 발생하여 비교적 전력 효율이 낮은 단점이 있다[4].

본 연구에서 개발한 한누리 5호 KAUSAT-5는 표준 플랫폼에 기반하여 결함 발생률이 적은 Fig. 1(b)의 태양전지판의 형상을 고려하여 설계하였으며, 복수의 임무를 가진 위성으로 표준 플랫폼에서 탑재체의 위치를 임무에 맞게 상단과 하단에 분포하여 위치하도록 하였다.

한누리 5호 위성은 미래창조과학부가 주최하고 항공우주연구원이 주관하는 2012 큐브위성 경연대회에서 선정되어 개발을 완료한 3U 크기(100×100×340mm<sup>3</sup>)의 큐브위성이다.

본 연구에서는 한누리 5호 개발을 통해 지구 관측과 방사선 측정의 과학적 임무와 한국항공대학교 우주시스템연구실에서 개발한 소형위성용 가변속 제어모멘트자이로(VSCMG)의 핵심기술을 검증하는 것이 주요 임무이다. 한누리 5호는 본 연구팀에서 개발한 3U 큐브위성의 표준 플랫폼을 기반으로 개발하였고 기능/성능시험 및 환경시험을 통해 이를 검증하였다.

## II. KAUSAT-5 임무 및 시스템 설계

전술한 바와 같이 한누리 5호 위성은 3U 크기(100×100×340mm<sup>3</sup>)의 큐브위성으로 Fig. 2와 같이 0.8U의 적외선카메라, 0.7U의 VSCMG 탑재체와 1.5U의 버스플랫폼으로 구성되어 있다. 플랫폼은 구조계, 전력계, 명령 및 데이터처리계, 자세 제어계, 통신계 및 비행소프트웨어로 구성된다.

한누리 5호 서브시스템 사이의 통신은 CAN 통신을 기반으로 이루어지며, 명령 및 데이터 처리계의 탑재컴퓨터(On-Board Computer)에 내장된 비행소프트웨어가 실행되어 각 서브시스템과 CAN 통신을 통해 명령 및 데이터를 주고받게 된다. 한누리 5호의 임무제도, 요구수명과 시스템 규격은 Table 1과 같다.

### 2.1 임무 개요

#### 2.1.1 임무목적

한누리 5호의 임무는 과학적 및 기술적 임무를 가지고 있으며, 적외선 영상촬영과 지구저궤도에서의 방사능 측정을 목적으로 하는 과학적 임무와 자체개발한 초소형 가변속제어모멘트자이로(VSCMG; Variable Speed Control Moment Gyros)와 퍼지로지 기반의 MPPT(Maximum Power

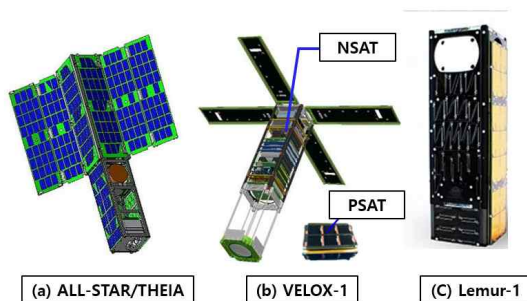


Fig. 1. solar Array Deployment Configuration

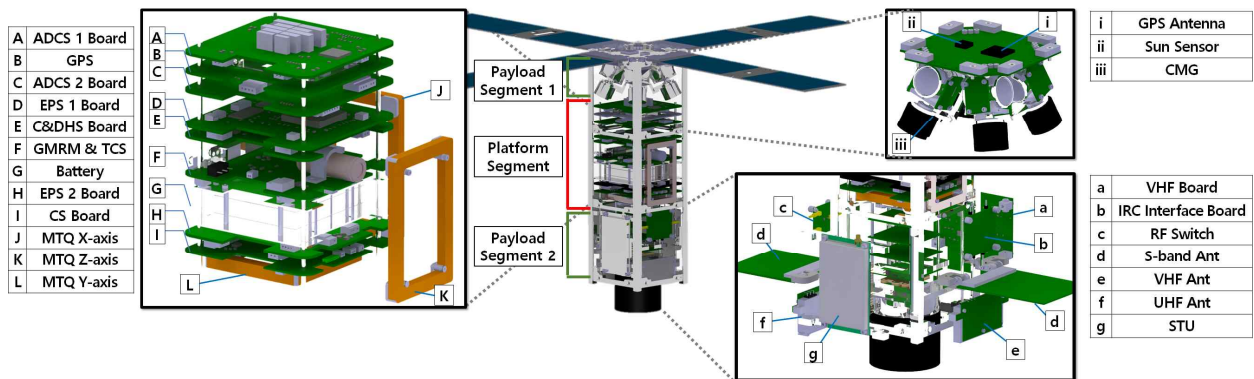


Fig. 2. KAUSAT-5 Configuration

Table 1. KAUSAT-5 System Specification

Item	Description
Mission Orbit	Sun synchronous elliptical Orbit: 450km X 720km Inclination : 98°
Mission Life Time	> 1 year
Payload	IR Camera, GMRM, VSCMG, FLCMPPT
Payload Accommodation	IRC Mass : 580 g GMRM Mass : 47 g
IR Camera Specification	Resolution : 320 x 240 (m) FOV : 13.5 deg.
GMRM Specification	Resolution : >18 CPS/mR/h Accuracy : <3 mR/h
Spacecraft Mass	< 4 kg
Satellite Power	< 6.4 W @ EOL (Nadir) < 13 W @ EOL (Sun Pointing)
Attitude Control Specification	3-Axis Stabilization Accuracy : < 0.88 deg. Knowledge : < 0.87 deg. Stability : < 0.42 deg/s
Link Margin	>3 dB @ 10 deg. Elevation Angle
Data Rate	UHF Downlink : 9,600 bps VHF Uplink : 1,200 bps S-band Downlink : 115,200 bps

Point Tracking) 등 기술검증 임무를 가진다. 이를 통해 지구 표면상의 고온현상을 탐지하고, 저궤도에서 태양활동과의 연관관계를 알아볼 수 있으며 자체개발한 기술 성능을 검증할 수 있다.

또한 한누리 5호는 3U 큐브위성 표준 플랫폼에 기반하여 다른 임무의 3U 큐브위성 개발 시, 동일한 플랫폼에 임무 목적에 따라 탑재체와 인터페이스만 변경하여 설계변경이 가능하도록 하는 목적을 가지고 있다. 따라서 버스(플랫폼) 개발 기간을 단축시켜 위성 개발기간 및 비용을 단축 및 최소화하는 것을 목적으로 한다.

## 2.2 시스템 버짓

### 2.2.1 링크 버짓

시스템 링크 버짓은 AMSAT(The Radio Amateur Satellite Corporation)에서 제공하는 해석도구를 이용하여 산출하였다[5]. 조건은 한누리 5호 운용궤도조건에 따라 설정하였으며 위성과 지상국간에 통신이 가능한 최소 각도를 10°로 설정하였다. 이 조건에서 지상국과 위성 사이의 거리는 1,898km로 산출되었다. 각 링크별 주파수는 VHF 145.84 MHz, UHF 437.265MHz, S-band 2.413GHz를 사용한다. 한누리 5호의 산출된 링크 버짓은 통신 마진의 요구조건인 세 가지 대역 모두 고도각 10° 기준으로 3dB 이상을 만족하였다.

### 2.2.2 질량 버짓

한누리 5호의 시스템 질량 버짓은 초기제작사의 요구조건과 유사한 큐브위성의 부품들로부터의 예측 및 각 서브시스템의 필요 부품의 무게를 추정하여 상향(Bottom-up) 방식으로 산출되었다. 산출된 예상 질량에 5%의 마진을 더해 각 서브시스템의 질량을 할당하였고, 시스템 마진은 3U 큐브위성의 질량 한계치로 설정해 놓았던 4kg의 12%로 두었다. 상세설계 이후 태양전지셀과 적외선 카메라의 질량 및 자세제어계의 하니스(Harness) 그리고 커넥터 변경 등으로 한누리 5호 비행모델의 총 무게는 3.126kg로 상세설계 당시 예측되었던 무게보다 감소하였다.

### 2.2.3 전력 버짓

위성의 임무개념이 결정되면 탑재체와 각 서브시스템의 추정 및 할당된 소요전력량을 근거로 태양전지판과 위성 배터리 등의 설계가 이루어진다. 한누리 5호의 전력 버짓은 질량 버짓 산출과 동일하게 유사한 큐브위성 자료와 각 서브시스템에서의 구성품들의 전력 수요를 합산하여 산출하였다.

모든 서브시스템 및 탑재체의 대기 전력은 1W 정도지만, 동시에 작동하는 경우에 최대 소요전력은 10W 정도가 된다. 하지만 한누리 5호의 전력 생산량은 태양지향의 경우 평균 13W의 전력을 생성하지만, 지구 지향의 경우 전력생산은 평균 6.4W이다. 따라서 모든 서브시스템 및 탑재체가 동시에 작동한다면, 요구 전력을 만족시키기 어려운 상황이 발생할 수 있어 해당 탑재체나 서브시스템의 동작들이 위성 운용모드에 맞게 제어되게 된다. 운용모드 별로 전력 생산과 소비상황을 알아보기 위하여 에너지평형해석을 수행하였다.

한누리 5호의 운용모드에 따라 에너지평형해석에 사용된 궤도조건은 운용궤도에서의 수명분석 결과를 이용하여 분석하였다. 또한 평균 지상국 연결시간은 10분으로 하여 에너지평형해석을 수행한 결과, 한누리 5호의 평균 생산전력인 6.4W 이하로 소비되는 것을 알 수 있었고, 운용모드 별로 전력소요가 안정적인 것을 확인하였다.

### 2.3 운용모드

한누리 5호는 분리모드(Separation Mode), 초기궤도모드(Early Orbit Mode), 정상운용모드(Normal Operation Mode), 통신모드(Communication Mode), 임무모드(Mission Mode), 안전모드(Safe Hold Mode) 등 총 6단계의 운용모드로 작동된다. Fig. 3은 한누리 5호의 운용모드 흐름도를 나타낸 것이다.

분리모드는 쿼드팩(Quad Pack)에 전원이 차단된 상태로 있던 한누리 5호 위성이 쿼드팩으로부터 분리 후, 위성 각속도 제어를 하여 위성 자세 안정화를 하는 모드이다.

이후 한누리 5호는 초기궤도모드로 전환되며 비콘 송신과 태양전지판을 전개하게 된다. 그리고 자세제어계는 태양전지판의 효율적인 전력생산을 위하여 위성의 자세를 태양지향 자세로 전환시킨다. 그리고 지상국과 접촉하여 원격명령을 수신받아 다음 운용을 수행하게 된다.

초기궤도모드에서의 절차가 모두 완료되면 정상운용모드로 운용된다. 정상운용모드에서는 각 서브시스템의 텔레메트리를 수집하게 되며 동시에 문제되는 부분이 있는지 확인하여 안전모드로 전환하여 해결해야하는 상황인지 판단하게 된다. 또한 지상국으로부터의 명령수신 준비를 하게 된다.

통신모드는 지상국으로부터 접촉 명령이 위성으로 수신되면 전환되는 모드이다. 지상국의 원

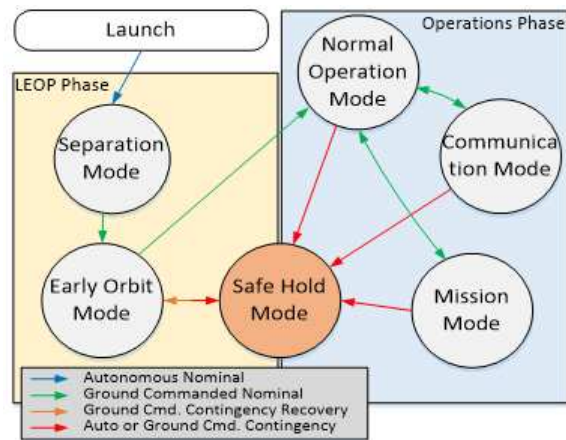


Fig. 3. Operation Mode Flowchart

격명령에 따라 텔레메트리와 임무데이터를 전송해주게 되고 전송한 텔레메트리는 백업하게 된다.

임무모드는 지상국으로부터 전달받은 임무를 수행하는 모드이다. 임무모드는 크게 세 가지로 나뉘게 된다. 첫 번째는 지구관측모드로 적외선 카메라를 지구방향으로 향하게 하여 촬영을 하게 된다. 두 번째는 우주환경 관측모드로 방사능 측정기를 이용하여 궤도에서의 우주방사능을 측정하게 된다. 세 번째는 기술검증모드로 초소형 가변속 제어모멘트자이로 혹은 퍼지로지 기반의 MPPT 동작을 시험하여 자료를 수집하는 모드이다.

마지막 운용모드는 안전모드로 위성의 자세 불안정이나 배터리의 전력부족 등 각 서브시스템의 주요 상태데이터가 이상상태일 때 전환된다. 자세제어계 센서 값에 의해 자세 불안정으로 판단되어 안전모드로 전환된 경우에는 안정적인 자세를 갖출 때까지 자세제어 구동기를 동작시키는 자세안정화모드로 전환되고, 전력 부족으로 인하여 안전모드로 전환되는 경우에는 각 서브시스템에 저전력모드 명령을 전달하여 전력 소비를 최소화시키고 전력생산을 위해서 태양지향 자세로 전환하게 된다.

### III. 표준플랫폼 설계

한누리 5호 시스템 형상 설계에서는 먼저 3U 큐브위성의 표준 플랫폼을 개발하여 다양한 탑재체를 탑재함으로써 개발비용 및 일정을 단축하도록 고려하였다[6]. 표준플랫폼은 최적화 및 경량의 모듈러 설계를 기반으로 하며, 기존의 형상설계에서 큰 변경 없이 플랫폼을 사용하였다. 다만,

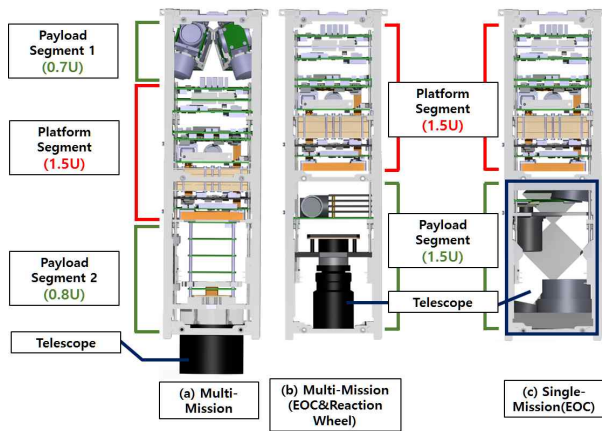


Fig. 4. 3U Standard Platform Architecture depending on Mission Payloads

필요 시 탑재체 요구조건에 따라 최소한의 변경이 가능하도록 설계하였다.

기본 플랫폼은 구조 및 메커니즘계, 자세제어계, 전력계, 통신계로 구성되며 이를 Fig. 4의 Platform Segment에서 보여준다. 한누리 5호의 경우, 탑재체는 실질적 임무를 수행하는 적외선 카메라와 기술검증을 위한 VSCMG이므로 Fig. 4의 (a)에서 보여주는 바와 같이 Nadir 방향에서 양쪽으로 분리하여 설치하였다. 이 때, 하단부분에 설치된 적외선 카메라는 렌즈 직경 66mm, 경통 길이 67mm 그리고 CCD 및 히트싱크를 포함한 모듈의 길이는 약 30mm를 차지한다. 기술검증을 위한 또 다른 임무인 VSCMG 탑재체 모듈은 0.7U를 차지하며 한누리 5호의 플랫폼은 1.5U를 차지한다. 설계 초기에는 플랫폼과 탑재체를 상·하단으로 나누어 VSCMG를 적외선 카메라의 상단에 장착하는 형상을 고려하였다. 그러나 VSCMG를 적외선 카메라 상단에 위치시킨다면 모터 노이즈로 인한 전자기장 발생 가능성, 질량 중심이 하단으로 편향되는 문제 및 조립성의 제한 등을 고려하여 Fig. 4의 (a)와 같이 탑재체 영역을 분리하여 설계하였다. 이와 같이, 한누리 5호의 표준 플랫폼은 임무 및 요구조건에 따라 필요한 경우 기본 플랫폼에 탑재체와 인터페이스만 변경 가능하도록 설계하여 후속 위성의 개발 시 플랫폼 개발을 위한 시간, 비용 및 일정 단축이 가능하도록 하였다.

표준플랫폼의 기계시스템 설계는 초소형 부품 및 서브시스템 기능/성능을 초소형 PCB에 집적하고 가능한 최소화하도록 한다. 따라서 탑재체의 공간에 대한 설계는 다양한 탑재체 소요 만족을 위해 극대화되도록 설계한다. 그리고 기계적 인터페이스의 변경을 최소화하여 여러 탑재체를

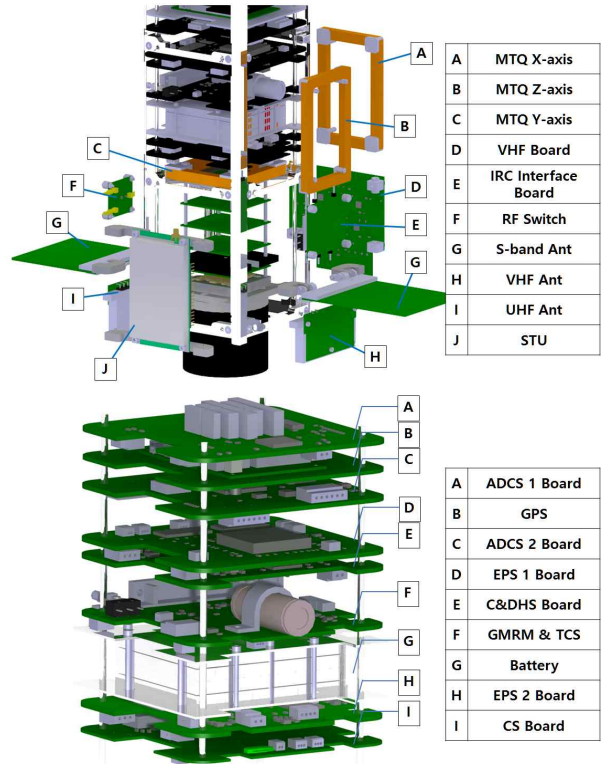


Fig. 5. Configuration and Units of KAUSAT-5 Platform

수용하도록 한다. 표준플랫폼의 전기시스템 설계는 다양한 탑재체를 수용하도록 탑재체의 전기적 능력을 극대화한다. 한누리 5호를 통해 개발한 전력생성능력은 태양지향 시 13W, 평균 6.4W 수준이다.

현재 본 연구실에서는 한누리 5호의 후속으로 전자광학(Electro Optical)카메라를 탑재하는 3U 큐브위성 설계를 진행 중이다. 전자광학카메라를 탑재한 3U 큐브위성의 형상은 Fig. 4의 (b)와 같은 형상으로 기존에 개발된 3U 큐브위성의 전자광학카메라 데이터를 기반으로 설계할 예정이다 [7]. Fig. 4(c)는 TU-delft에서 개발한 광학카메라 모듈로 분해능은 7.5m, 초점거리는 40cm이며 부피는 1.5U에 해당한다. 만일, 한누리 5호의 플랫폼에 Fig. 4(b-c)와 같이 허용 부피 내에서 어떠한 광학카메라 모듈을 탑재 및 적용한다고 해도 기존의 위성 플랫폼은 유지한 상태로 광학카메라 모듈과 인터페이스만 변경하여 개발이 가능할 것이다. Fig. 5는 한누리 5호 플랫폼의 상세 구성품을 나타낸다[8].

### 3.1 구조 및 메커니즘 서브시스템

구조 및 메커니즘서브시스템은 위성의 버스시스템 및 탑재체 등을 지지하고 위성과 발사체 사

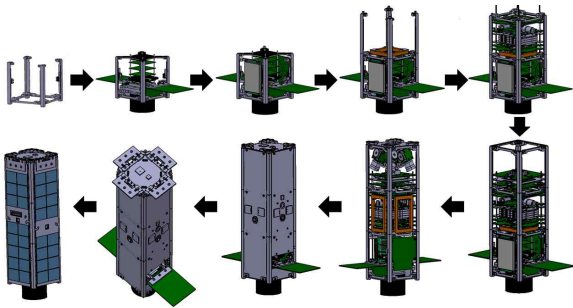


Fig. 6. KAUSAT-5 Structure Assembly

이의 형상적인 접속관계를 유지하도록 해준다. 또한 임무궤도에서 임무수행 중 겪게 되는 우주 복사선 등의 방사선과 일/식 기간에 큰 온도차가 발생하는 환경으로부터 위성을 보호한다[9]. 그리고 임무수행에 필요한 태양전지판과 안테나 전개를 수행하게 된다. 구조의 조립은 Fig. 6의 순서를 따른다.

### 3.2 자세제어 서브시스템

자세제어계는 우주환경에서 발생하는 외란에 대해서 위성이 안정적인 자세를 유지하는 역할과 요구되는 임무에서 필요한 자세로 기동하는 역할을 하게 된다. 위성운용 초기에는 각각 다른 축을 향해 장착되어 있는 자기토크(MTQ; Magnetic Torquer)를 이용하여 자세제어를 하게 된다. 임무궤도에 안착하여 소형 가변속 제어모멘트자이로(VSCMG)의 기술검증을 마치게 되면 소형 VSCMG를 주 자세구동기로 사용하게 된다.

Figure 7은 자세제어계의 기능 구성도를 나타낸다. 자세제어계는 지자기센서(Magnetometer), 태양센서, GPS 센서, 관성측정장비(IMU; Inertial Measurement Unit)와 같은 센서 부품을 이용하

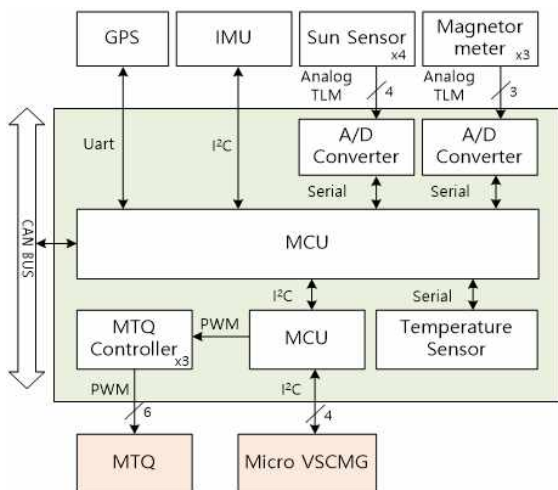


Fig. 7. ADCS Functional Diagram

여 한누리 5호의 현재 자세를 파악하고 자세구동기를 이용하여 큐브위성의 자세를 유지 또는 변환시키게 된다.

### 3.3 명령 및 데이터처리 서브시스템

명령 및 데이터처리계는 위성 전체를 관리하는 역할을 수행한다. 지상국으로부터 임무에 대한 일정을 전달받으면 위성 자체의 임무를 수행하게 된다. 그리고 주기적으로 위성의 상태정보를 수집하고 임무데이터를 메모리에 저장하게 된다. 위성의 상태정보를 수집하는 과정에서 이상상태가 감지되면 안전모드로 전환하여 문제를 해결하게 된다.

Figure 8은 명령 및 데이터처리계의 기능 구성도이다. 한누리 5호의 명령 및 데이터처리계는 비행소프트웨어가 탑재되어 있는 마이크로컨트롤러와 메모리, 그리고 한누리 5호 서브시스템의 공통 통신 인터페이스인 CAN으로 명령 및 데이터를 송수신하기 위한 부분 등으로 구성되어 있다.

### 3.4 전력 서브시스템

한누리 5호의 전력계는 위성의 임무기간 동안 성공적인 임무수행을 위하여 위성의 탑재체와 위성 버스에 충분한 전력을 공급하게 된다[10].

Figure 9는 전력계의 기능 구성도를 나타낸다. 태양전지판에서 생산된 전기에너지는 최대 전력이 생산될 수 있도록 조절되어 배터리를 충전하게 된다. 이렇게 충전된 배터리는 전력제어모듈을 통해 한누리 5호에서 사용되는 전압인 3.3V, 5V, 12V로 조절되게 되며, 전력분배모듈은 각 서브시스템이 필요한 전압에 맞게 스위칭 제어를 통하여 알맞은 전압으로 분배하게 된다.

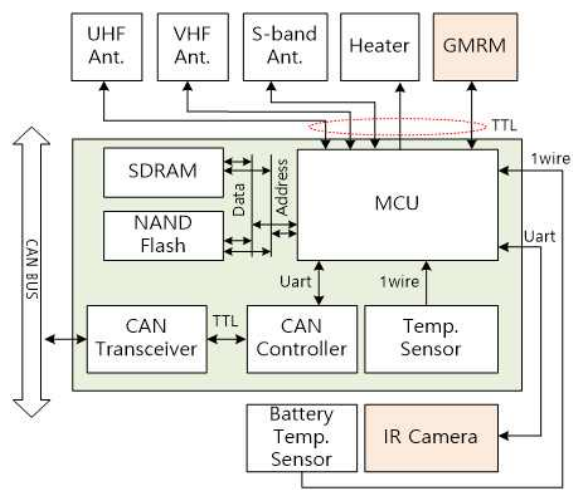


Fig. 8. C&DHS Functional Diagram

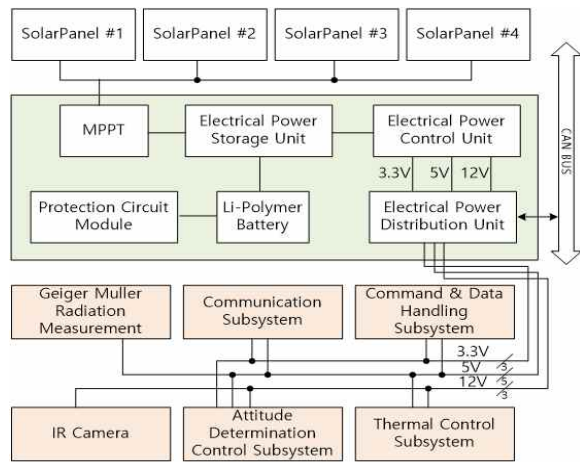


Fig. 9. EPS Functional Diagram

### 3.5 통신 서브시스템

통신계는 한누리 5호와 지상국을 무선통신을 이용하여 원격으로 명령 및 데이터를 송수신해주는 역할을 한다. 한누리 5호는 VHF, UHF 그리고 S-band의 세 가지 통신 대역을 사용하고 통신 프로토콜은 AX.25를 이용한다. VHF로는 지상국의 원격명령을 수신하게 되며, UHF로는 비콘 송신과 위성의 상태정보가 담긴 텔레메트리를 지상국으로 전달하게 된다. 그리고 S-band로는 적외선카메라 영상, 방사능 측정데이터, 기술검증 데이터와 같은 위성의 임무데이터를 지상국으로 보내게 된다.

Figure 10은 통신계의 기능 구성도를 나타낸다. 통신계는 TNC 역할을 하는 마이크로컨트롤러를 중심으로 한누리 5호에서 사용하는 통신 대역 송수신기와 연결이 되어있다. 이 마이크로컨트롤러가 통신계의 각 모듈을 제어하고 CAN 송수신기를 통하여 명령 및 데이터 처리계와 데이터를 주고받게 된다.

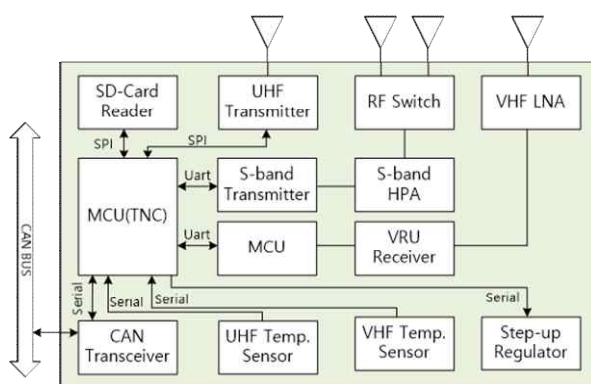


Fig. 10. CS Functional Diagram

### 3.6 열제어 서브시스템

열제어계는 위성 내·외부의 열 방출 및 흡수를 고려하여 위성전자부품들을 허용범위의 온도로 유지시키는 역할을 한다. 한누리 5호에서는 수동 (Passive)과 능동(Active) 열제어 방법이 모두 사용되며, 배터리 온도센서를 통해 온도변화를 확인하고, 배터리에 장착되어 있는 히터(Heater)를 통해 배터리 온도조절을 수행한다.

## IV. ETB 설계, 조립 및 시험

ETB(Electrical Test Bed) 시험은 탑재체 및 플랫폼 서브시스템간의 운용을 검증하고, 비행소프트웨어의 검증, 부품간의 전기적인 인터페이스 검증 및 기능을 확인하는 시험이다.

ETB 시험을 위해서 본 연구실에서는 시험간의 데이터를 검증하기 위한 전기지상지원장비(EGSE ; Electrical Ground Support Equipment)를 제작하여 ETB 시험을 수행하였다. ETB 시험 당시 제작을 하지 않았던 구성품들은 해당 기능을 모사해줄 소프트웨어를 개발하여 시험을 진행하였다.

ETB 조립 및 시험순서는 Fig. 11과 같이 진행하였다. 조립 후 명령 및 데이터 처리시스템과 EGSE-MPS를 통합하여 디버깅 상태를 시험하여 ETB 시험의 준비를 마친다. 다음으로 전력시스템, EGSE-PS를 통합하여 전기적 성능시험 및 데이터 송수신을 확인한다. 이러한 단계의 반복과정을 탑재체와 자세제어시스템 등에도 수행하여 개별 임무시나리오에 대한 기능 수행을 확인하고, 시스템 통합상태에서 전체 운용단계의 작동 여부 및 성능검증을 수행한다. 마지막으로 전체 시스템 통합의 고장관리(Fault Management)를 수행하여 운용 중 발생하는 고장을 탐지하면 시스템이 안전모드로 돌입하여 이에 대한 극복 여

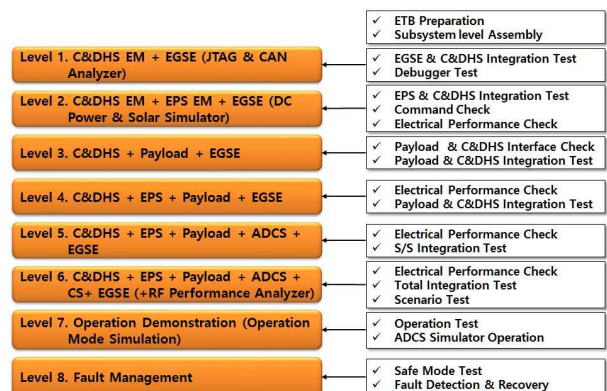


Fig. 11. ETB Test Process

부에 대해 확인하는 과정을 거친다.

## V. 한누리 5호 시스템 시험

### 5.1 시스템 기능 및 성능시험

기능 및 성능시험은 위성이 실제 임무를 수행하기 위해 필요로 하는 동작들이 원활하게 수행되는지 확인하는 시험이다. 이를 통하여 위성의 하드웨어 및 소프트웨어를 동시에 검증하게 된다. 또한 위성과 지상국 간의 통신이 제대로 되었는지까지 단대단 시험(End-to-End Test)을 통하여 검증한다.

Figure 12는 기능시험을 수행하기 위한 레이아웃을 나타낸 것이다. 큐브위성과 EGSE 그리고 지상국을 연결하여 위성 운용이 절차에 맞게 이루어지는지 기능을 확인하고 정상적으로 버스시스템간의 통신과 지상국의 통신장비로 실제 무선 명령을 송신하여 원격운용을 점검한다. 또한 EGSE 데이터와 지상국에서 수신한 데이터를 비교 검증한다.

### 5.2 환경시험

통상 실용급 위성에서는 인증을 소자, 소재 및 구성품 수준에서 수행하고 필요시, 시스템 수준에서 ProtoQualification 또는 ProtoFlight 수준으로 부분인증을 수행한다. 하지만, 3U 큐브위성과 같은 초소형 위성은 소수의 초소형 구성품과 PCB 수준의 모듈로 구성되어 마치 큐브위성 하나가 부품역할을 하는 것과 같아 시스템 수준의 완전한 인증시험이 가능하다.

위성 또는 구성품은 발사 전에 인증 수준의 환경시험을 통해서 설계 마진을 확인하고 우주환경에서의 안정성을 판단하게 된다. 인증 수준의 환경시험은 혹독한 조건의 환경으로 진행되어 위

성에 큰 무리를 주게 된다. 이 때문에 사용했던 시험인증모델(EQM)은 비행모델로 사용될 수 없게 된다. 따라서 대부분 비행모델 이전에 인증 수준의 환경시험을 위한 모델을 제작하여 높은 수준의 환경조건으로 위성의 설계 마진을 인증(Qualification)하고, 실제 비행모델은 그보다 낮은 시험수준 또는 짧은 시험시간으로 환경시험을 수행하여 위성 제작의 작업도(Workmanship)를 확인한다. 한누리 5호는 이러한 우주환경에 대한 검증을 위하여 시험인증모델(EQM; Engineering Qualification Model)을 제작하여 인증수준의 환경시험을 수행하여 위성의 설계마진을 검증하고, 비행모델(Flight Model)에 대해서는 인수수준의 환경시험을 수행하여 검증하였다.

한누리 5호의 시험인증모델은 가속도시험(Acceleration Test), 모달해석(Modal Survey), 랜덤진동시험(Random Vibration Test), 충격시험(Shock Test)을 수행하여 인증을 하였다. 한누리 5호 비행모델의 경우 가속도시험을 수행하지 않고 충격시험은 시뮬레이션을 통한 분석으로 대체하였다. 이러한 인증을 통해 개발된 표준 플랫폼은 향후 위성개발 시 요구 성능에 따른 탑재체를 수용할 수 있으며, 인증이 된 플랫폼에 대해서는 인증을 생략하고 인수시험만 진행해도 되기 때문에 비용 및 개발일정을 감소시킬 수 있다.

#### 5.2.1 진동시험(Vibration Test)

한누리 5호 위성에 대해 수행된 진동시험은 가속도시험, 모달해석, 랜덤진동시험 및 충격시험이 있다. 진동시험은 위성을 P-POD에 삽입한 상태로 X축, Y축, Z축 등 각 축별로 EQM의 인증시험과 FM의 인수시험을 수행하였다. 진동시험은 우선적으로 가속도시험 혹은 랜덤진동시험을 수행하기 전에 위성의 고유진동수 자료를 수집한다. 그 후 가속도시험 혹은 랜덤진동시험을 수행하고, 다시 모달해석을 수행하여 시험 후에 위성의 고유진동수가 변화하였는지 확인하게 된다.

시스템 수준의 가속도 시험은 인증시험에서만 수행되었으며, 가속도시험의 시험 조건은 +18.75g에서 정현파 0.013g<sup>2</sup>/Hz로 60초 동안 수행되었다. 랜덤진동시험은 인증과 인수시험 모두 수행하며, 랜덤진동시험의 조건은 Table 2와 같다. 인증 조건의 진폭은 인수 조건에 비하여 두 배이고 인증시험의 지속시간은 인수시험의 3배 지속한다. 모달해석의 수행조건은 인증과 인수 절차 모두 동일한 조건으로 수행되며, 시험조건은 5-2,000Hz에서 0.4g로 수행된다.

#### 랜덤진동 인증시험 결과

한누리 5호 시험인증모델(EQM)의 진동시험

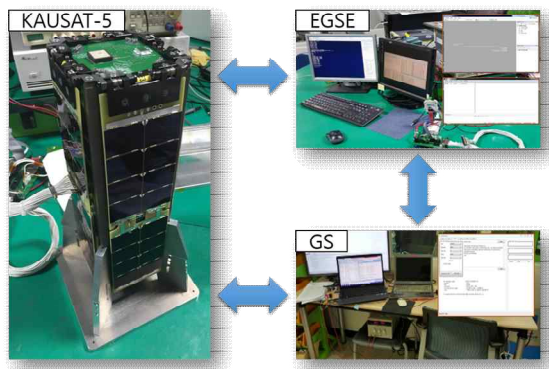


Fig. 12. KAUSAT-5 Function Test Layout



Table 2. Random Vibration Test Condition

		Qualification	Acceptance
Freq. Profile	20 Hz	0.026 g <sup>2</sup> /Hz	0.013 g <sup>2</sup> /Hz
	50 Hz	0.16 g <sup>2</sup> /Hz	0.08 g <sup>2</sup> /Hz
	800 Hz	0.16 g <sup>2</sup> /Hz	0.08 g <sup>2</sup> /Hz
	2000 Hz	0.026 g <sup>2</sup> /Hz	0.013 g <sup>2</sup> /Hz
RMS acceleration		14.1 g	10.0 g
Duration		180 sec/axis	60 sec/axis

결과는 Fig. 13과 같으며 진동시험 후에 구조적 결함과 전자부품들의 기능장애 현상도 발생하지 않았다. 이를 통하여 한누리 5호는 구조적으로 안정하다고 판단하였고 기능시험을 통하여 위성의 기능이 문제없이 동작하는 것을 확인하였다.

**랜덤진동 인수시험 결과**

한누리 5호 인수시험에 대한 진동시험결과는 Fig. 14와 같으며, X, Y, Z축의 고유진동수는 모두 발사체 요구조건인 90Hz 이상을 만족함을 알 수 있었다. 이를 통하여 구조적으로 안정하다고 판단하였고 기능시험을 통하여 위성의 기능이 문제없이 동작하는 것을 확인하였다.

**5.2.2 충격시험**

충격시험은 제품을 수송하거나 정상 운용 중 반복성 없는 충격환경으로부터 얼마나 견딜 수 있는지 사용자에게 신뢰할 수 있는 충격 가용환경의 한계를 얻고자 수행한다. 한누리 5호에 적용한 충격시험은 Pyro-shock 시험방법을 사용한다. 충격시험의 과정은 역시 진동시험과 동일하게 시험에 사용되는 모델을 P-POD에 삽입한 상태로 수행하게 되며 X축, Y축, Z축별로 시험을 진행하게

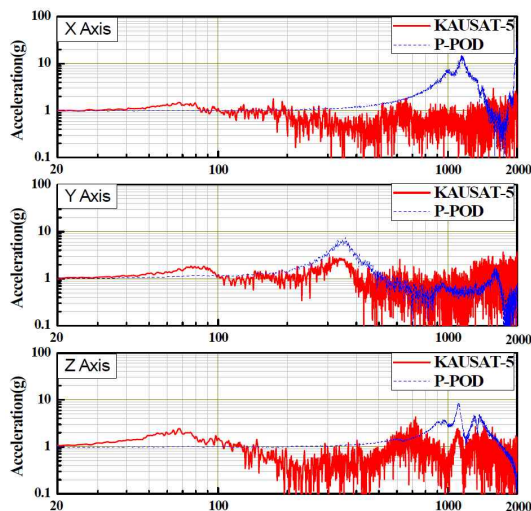


Fig. 13. EQM Vibration Test Results

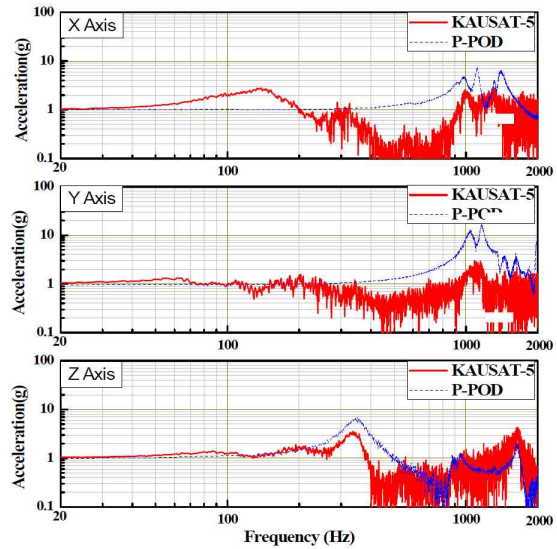


Fig. 14. FM Vibration Test Results

되며, 각 축별로 충격을 가한 뒤 육안시험을 통하여 위성에 파손된 부분이 있는지 확인하고 추가적으로 기능시험을 통해 위성이 정상적인 작동을 하는지 확인하게 되는 과정을 거친다.

한누리 5호의 충격시험은 시험인증모델에 대한 인증시험만 수행하였으며, 인수시험은 같은 조건에서 손상여부 확인을 위한 변형 정도를 분석하였다. 충격시험의 조건은 20Hz에서 30g, 1,000~10,000Hz에서 1,000g로 수행하였다.

**충격 인증시험 및 인수시험수준 해석결과**

시험인증모델의 각 축에 대한 충격시험결과는 Fig. 15에서 보여준다. SRS(Shock Response Spectrum) 결과 값 분석 후 Falcon-9 발사체 회사에서 제공하는 Reference Frame Upper 및 Lower 범위 이내에 부합하는 것을 확인하였고, 이를 통하여 충격시험 전후 한누리 5호 위성의 구조물에 손상이 없는 것을 확인하였다.

한누리 5호의 인수수준의 충격시험은 직접 수행하는 대신 해석으로 대체하였다. 비행모델에 대한 충격시험의 해석결과는 Fig. 16과 같으며

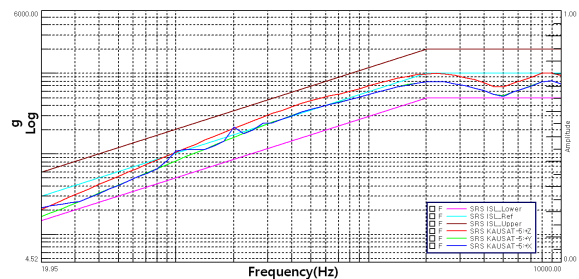


Fig. 15. Shock Test Results on X-axis

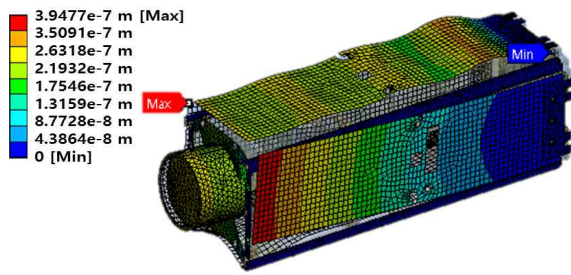


Fig. 16. KAUSAT-5 Shock Simulation Result

전체적인 SRS 곡선의 경향성은 P-POD 내 감쇠 효과를 고려하여 분석한 결과, 실제 충격시험의 결과 값과 비슷한 경향성을 가지고 있다. 실제 충격시험 값과 마찬가지로 최대 변형이  $3.9 \times 10^{-7}$  m로 감쇠효과를 적용하지 않더라도 구조물에 손상을 주지 않을 것으로 판단된다. 또한 최대 응력이 내부 PCB 지지대에 12.8MPa 가해지는 것을 확인하였지만 해당 부재의 최대 항복응력은 약 500MPa로 2% 이내에 해당되는 응력으로 확인되어 비행모델의 충격 시뮬레이션 결과 손상이 없는 것을 확인하였다.

5.2.3 열진공시험

한누리 5호의 열진공시험은 시험인증모델과 비행모델 모두 수행하였고  $1.0 \times 10^{-6}$  torr의 진공 조건에서 진행하였다. 열진공시험의 시험인증시험은 온도범위  $-15^{\circ}\text{C} \sim 45^{\circ}\text{C}$ 에서 3주기를 수행하며, 비행모델은  $-10^{\circ}\text{C} \sim 35^{\circ}\text{C}$ 에서 2주기를 진행하였다.

열진공 인증시험 결과

시험인증모델의 열진공시험은 총 3주기를 수행하였으며, 기능시험이 문제없이 진행되었으며 결과는 Fig. 17과 같다. 단, EPS 보드의 조절기(Regulator)가 발열이 심하여 임무 수행에 위험요소가 될 듯하여 FM 모델에서는 발열이 적은 부

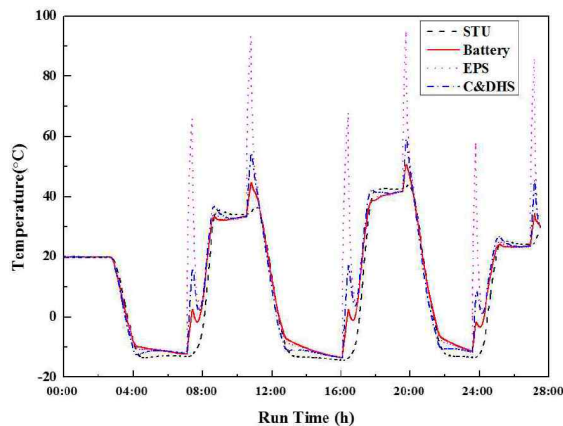


Fig. 17. Thermal Vacuum Test Results for EQM Major Components

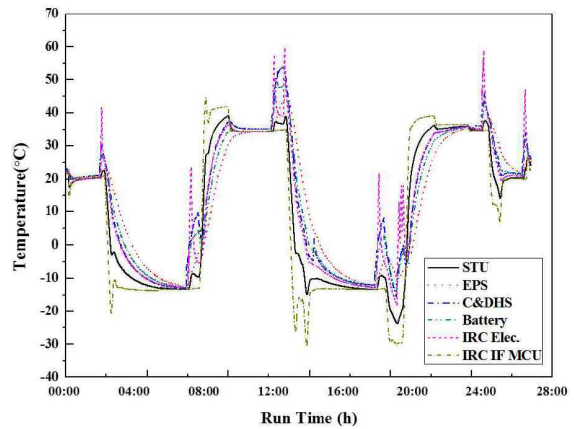


Fig. 18. Thermal Vacuum Test Results for FM major components

품으로 교체하였다.

비행모델의 열진공시험은 총 2사이클을 진행하여 전개를 포함한 위성의 기능들이 작동하는 것을 확인하였다. 그리고 온도나 발열에 의해 주의가 요망되는 소자에 열전대를 붙여 열진공시험 과정에서의 온도 변화 추이를 관찰하여 데이터를 추출하게 되는데 Fig. 18은 한누리 5호 비행모델의 열진공시험 온도변화 추이를 나타낸 것이다.

한누리 5호 구성품 중 온도에 민감한 구성품은 배터리, 적외선 카메라, S-band 송신모듈, 전력계 보드, 명령 및 데이터 처리계의 마이크로컨트롤러이며, 구성품 모두 허용온도 범위 내에서 온도변화가 이루어지는 것을 확인하였다. 또한, 기능시험을 통해 안테나와 태양전지판 전개가 이루어지는지 육안으로 확인하였고, 위성의 각 기능들이 정상 작동하는 것을 확인하였다.

VI. 결 론

본 논문은 한누리 5호 3U 큐브위성 개발 및 검증 결과를 제시한 논문으로 3U 큐브위성 표준 플랫폼을 기반으로 위성시스템, 서브시스템 및 구성품을 설계 및 개발하였다. 또한, 위성 성능검증을 위한 기능시험 및 환경인증시험을 통해 이를 인증하였다.

한누리 5호의 전자적 기능 및 인터페이스 검증을 위해 시험모델과 EGSE에 대해 ETB시험을 수행하여 검증하였다. 이를 바탕으로 시험인증모델 및 비행모델을 제작하였고, 기능시험 수행을 통해 위성 자체의 기능시험 뿐 아니라 지상국과의 통신을 하여 실제 운용에서 이루어지는 명령 송수신 절차 전체를 확인하였다. 또한 플랫폼 개발에 대한 인증을 위해 시험인증

모델 및 비행모델을 제작하고 각 환경시험 수준에 맞는 조건으로 진동시험, 충격시험 및 열진공시험을 수행하였다. 이를 통해 제작된 위성이 실제 발사 간에 겪는 진동과 우주환경 내에서 원활히 동작하기 위한 요구조건에 만족하는지 검증하였다.

한누리 5호에 적용한 3U 큐브위성 플랫폼은 모듈러 개념으로써, 요구임무 수행을 위한 다양한 임무장비의 탑재가 가능하다. 표준플랫폼의 서브시스템은 기능/성능을 초소형 PCB에 집적 및 소형화하여, 전기적 능력을 극대화할 뿐 아니라 다양한 탑재체를 수용할 수 있다. 따라서 한누리 5호 개발에 사용된 3U 위성 표준 플랫폼은 전자광학탑재체, 기상 탑재체 등 질량 및 부피 요구조건만 만족하면 인터페이스가 가능하고 최소의 시간 내에 개발이 가능하도록 설계 및 제작하였다. 또한, 이미 개발한 플랫폼에 대해 인증시험을 수행하였으므로 새로 개발해야하는 위성에는 인증시험을 생략할 수 있어 이에 발생하는 비용 및 일정을 줄일 수 있다.

## 후 기

이 논문은 2015년도 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (NO.NRF-2015M1A3A4A01022139, 큐브위성 경연대회 및 개발)

## References

- 1) J. T. Kim, "A CubeSat (HAUSAT-1) Mission and System Design", Master's thesis, Korea Aerospace University, 2003.
- 2) T. Murphy, J. Kanaber, C. Koehler, "Lockheed Martin Technology Report", 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, SSC11-XII-5, pp. 1-4, 2011.
- 3) L. S. LIM, et al., "Development and Design Challenges in VELOX-I Nanosatellite", 2015 International Conference on Space Science and Communication, pp. 158-163, 2015.
- 4) D. Geeroms, et al., "ARDUSAT, An Arduino-based Cubesat Providing Students with the Opportunity to Create Their Own Satellite Experiment and Collect Real-world Space Data", Proceedings of the 22nd ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, 2015.
- 5) S. H. Yi, "Design Improvement and Verification of HAUSAT-2 Nanosatellite Communication Subsystem", Master's thesis, Korea Aerospace University, 2007.
- 6) Space System Research Lab., "Development of 3U Cubesat Standard Platform," K5-TM-2012-003, 2013.
- 7) L. K. Alminde, "OPSSAT PHASE A-B1", European Space Agency, 2014.
- 8) Van B. M. F., et al., "Advanced Nano Telescope: A cornerstone solution in Earth Observation", the Report of Design Synthesis Exercise(ESE), pp. 63-69, 2011.
- 9) M. I. Min, "Development of Pico-satellite HAUSAT-1 Structure System." Master's thesis, Korea Aerospace University, 2004.
- 10) S. S. Jang, S. K. Lee, J. B. Jang, S. W. Park and E. S. Sim, "The Preliminary EPS Sizing of KOMPSAT-2", Aerospace Engineering and Technology, Vol. 1, No 2, pp. 57-65, 2002.