

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(4), 315-323(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.4.315

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

에너지 하베스팅 시스템을 적용한 자가발전 P.P.T CanSat 시스템 개발

채봉건*, 김수현*, 김혜인*, 오현웅**

Development of P.P.T CanSat System Applying
Energy Harvesting System

Bong-Geon Chae*, Su-Hyeon Kim*, Hye-In Kim* and Hyun-Ung Oh**

Space Technology Synthesis Lab., Department of Aerospace Engineering, Chosun University*,**

ABSTRACT

CanSat has being attracted considerable attentions for the use as training purposes owing to its advantage that can implement overall system functions of typical commercial satellites within a small package like a beverage can. So-called P.P.T CanSat (Power Plant Trio Can Satellite), proposed in this study, is the name of a CanSat project which have participated in 2015 domestic CanSat competition. Its main objective is to self-power on a LED and a MEMS sensor module by using electrical energy harvested from solar, wind and piezo energy harvesting systems. This study describes the system design results, payload level function tests, flight test results and lessons learned from the flight tests.

초 록

캔 위성은 음료수 캔 크기로 위성의 전반적인 시스템을 모사할 수 있어 교육프로그램 일환으로서 큰 각광을 받고 있으며, 국내에서는 2012년도부터 매년 캔 위성 경연대회가 개최되고 있다. 본 논문에서 제안된 캔 위성은 2015년도 국내 캔 위성 경연대회에 출전한 P.P.T CanSat으로 태양에너지 무선전송시스템 및 피에조, 풍력 에너지 하베스팅 시스템을 통해 생성된 전력으로 LED 점멸 및 MEMS기반의 센서 모듈을 자가 구동하는 것을 임무목표로 한다. 본 논문에서는 상기 캔 위성의 시스템 설계 및 주요 임무 탑재체 기능검증 시험, 비행 시험, 실패원인 분석 및 재시험에 대해 기술하였다.

Key Words : CanSat(캔위성), WSETS(태양에너지 무선전송시스템), PEHS(피에조에너지 하베스팅 시스템), WEHS(풍력에너지 하베스팅 시스템), MEMS(미세기전력시스템)

I. 서 론

캔 위성(Can Satellite)은 1988년 미국 스탠퍼드 대학 로버트 트윅 교수가 고안한 교육용 위성 모사 프로그램으로, 캔 크기에 탑재체, 구조계, 전력계, 통신계 등 위성 전반적인 시스템을 매우 단순하게 구성 가능한 장점을 가진다[1]. 상기 위성은 우주궤도에서 운용되는 위성과는 달리 모델로켓, 드론, 발룬 등에 의해 수백 미터 상승 후 자유낙하시켜 임무를 수행하게 되며, 발사 및 운용에 필요한 시스템을 구성하여 대기, 위치 정보, 온도, 습도, 방사선 측정 등 센서를 통해 여러 가지 데이터를 수집할 수 있으며, 메커니즘 및 임무 탑재체를 탑재하여 일반위성과 유사하게 자세제어 및 탐사선 모사 등 여러 임무를 구현할 수 있다[2,3]. 미국, 유럽, 일본 등 해외 각지에서는 다수의 캔 위성 개발 대회가 개최되고 있으며, 국내에서는 2012년도를 시작으로 과학기술정보통신부와 인공위성연구소를 주관으로 매년 캔 위성 경연대회를 시행하고 있다[4,5].

본 논문에서 제안한 캔 위성은 2015년 캔 위성 경연대회에 출전한 P.P.T CanSat(Power Plant Trio Can Stallite)으로, 태양광 에너지 무선 전송 시스템 및 에너지 하베스팅 시스템 구현을 목표로 하여 태양광, 풍력, 피에조 기반의 자가발전 시스템으로 구성된다. 이때, 태양에너지 무선 전송시스템에서 생성된 에너지는 자기공명 방식으로 전력을 송신하게 되며, 최종적으로는 각각의 자가 발전시스템으로부터 생성된 전력에너지를 토대로 LED 점멸 및 MEMS(Micro Electro Mechanical Systems)기반의 센서모듈 구동을 목표로 한다.

본 논문에서는 상기 캔 위성의 체계/부체계 설계 및 주요 임무 탑재체의 기능검증 시험을 통한 설계 타당성 검증, 모델로켓 비행시험, 임무실패원인 분석 및 낙하환경 재시험에 대해 서술하였다.

II. 본 론

2.1 임무 제안 배경 및 시스템 개요

2.1.1 임무 정의

본 캔 위성의 주요임무는 태양에너지 무선 전송 시스템(Wireless Solar Energy Transmission System, WSETS) 및 피에조(Piezo Energy Harvesting System, PEHS) 및 풍력 에너지 하베스팅 시스템(Wind Energy Harvesting System)에서 생성된 전력을 활용하여 LED 점멸 및 MEMS

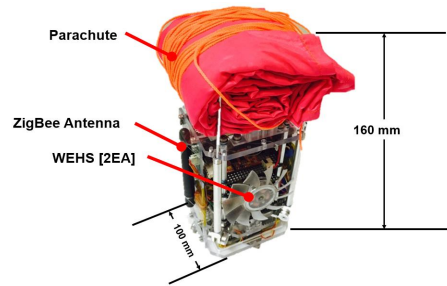
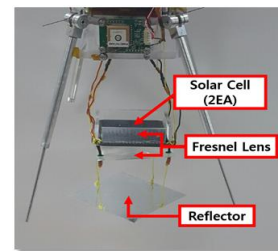


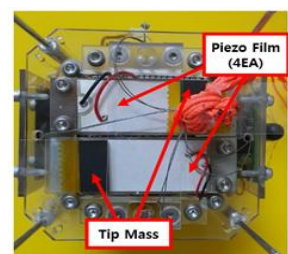
Fig. 1. Configuration of P.P.T CanSat

기반의 가속도, 지자기, 온도센서를 구동하는 것을 임무목표로 한다. 캔 위성 태양전지판에서 생성된 태양광 전력을 무선 전송하는 임무를 구현하기 위해 캔 위성 내부에 자기 코일 모듈을 배치하여 코일에서 형성되는 자기결합현상을 통해 무선으로 전력을 전송토록 개발하였으며, 태양 전지판의 에너지 생성효율 극대화시키기 위해 측면부에 프레넬 렌즈를 배치하였다. 아울러, 발사환경 및 낙하환경 시 발생하는 진동에너지를 수확하여 전력원으로 사용하는 피에조 에너지 하베스팅 시스템과 낙하 시 블레이드 회전에 따라 전력에너지가 생성되는 풍력에너지 하베스팅 시스템을 설계하였다. 상기 탑재체 각각 캔 위성 상부 및 측면부에 배치하였다.

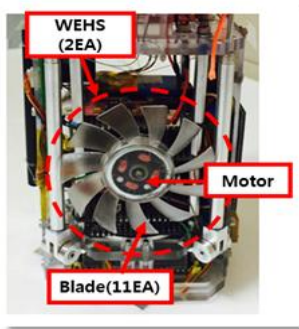
태양광 에너지 무선전송 시스템 및 에너지하베스팅 시스템에서 생성된 전력은 LED를 점멸함과 동시에 부차적인 배터리에 축전되어 최종적으로 MEMS 센서를 구동하게 된다. 캔 위성의 형상 및 탑재체 형상은 Fig. 1과 Fig. 2와 같다.



(a)



(b)



(c)

Fig. 2. P.P.T CanSat Payload ((a) WSETS, (b) PEHS, (c) WEHS)

2.1.2 시스템 요구조건 및 운용 개념

P.P.T CanSat의 설계 요구조건은 대회 규정에 따라, 낙하산 포함 총 중량이 1kg 미만, 총 높이 200mm, 지름 110mm 미만으로 제작되어야 하며, 모델로켓 내부공간과 간섭이 없어야 한다. 또한, 500m 이상의 거리에서도 원활한 통신이 이루어져야 한다. 상기 캔 위성의 시스템 요구조건에 대해 Table 1에 상세히 나타내었다.

Figure 3은 P.P.T CanSat의 시스템 운용 시나리오로 모델로켓에 탑재되어, 고도 약 300~450m에서 낙하하며 임무를 수행한다[5]. 임무는 발사 직후부터 수행되며, 발사 중 피에조 에너지 하베스팅 시스템에서 전력을 수확하며, 모델로켓에서 사출 후 태양광 무선전송시스템 및 랜딩기어를 전개하게 된다. 이때, 지상국으로 조도, GPS(Global Positioning System), IMU (Initial Measurement Unit) 및 각 탑재체로부터 생성된 전력 데이터를 획득하며, 탑재체로부터 생성된 전력으로 구동된 MEMS 센서모듈 구동 데이터를 실시간 전송 및 LED 점멸 사진데이터를 SD 카드에 저장한다. 지상 착륙 후 캔 위성을 회수하는 것으로 임무가 종료된다.

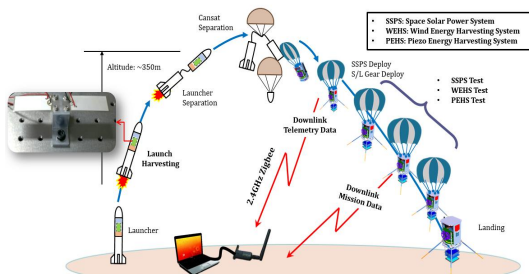


Fig. 3. Operation Scenario of P.P.T CanSat

Table 1. System Requirements of P.P.T CanSat

No.	Requirements
1	Total mass of the P.P.T CanSat shall be less than 1kg.
2	Height and diameter of the P.P.T CanSat shall be less than 200mm and 110mm, respectively, to avoid interference with the cargo bay of the ballon.
3	The P.P.T CanSat shall provide its status, including its position, attitude and illumination data during its flight.
4	No damage to the retrieved CanSat after landing shall be observed by a visual inspection.
5	The ground station shall send and receive all telecommands and telemetry during a flight.
6	The MEMS-based sensor module, used to measure flight data during the free-fall flight of the CanSat, shall be activated by the power generated by the P.P.T harvesting systems.
7	The P.P.T CanSat shall capture images of LED lighting events indicated instantaneous power being generated by the P.P.T harvesting systems, by using an on-board camera.
8	The P.P.T CanSat shall conduct wireless communication with the ground station within a 500m range.

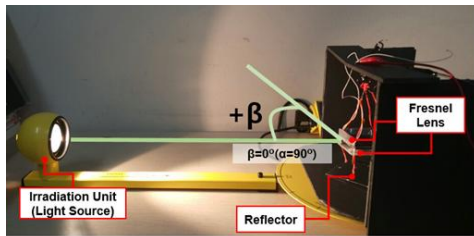
Table 2. Specification of P.P.T CanSat

Item	Specification
Dimension	100mm x 100mm x 160mm
Mass	0.92kg
Payload	see Section 2.2
Com.	Model : Zigbee Pro Frequency : 2.4GHz Range : >1km
EPS	Type : Li-ion Voltage : 7.4V Current : 1800mA
C&DH	Processor : Atmega 2560 Com. : USART, I2C, ADC
Ground Station	Software : LabView Com. : Serial Com.

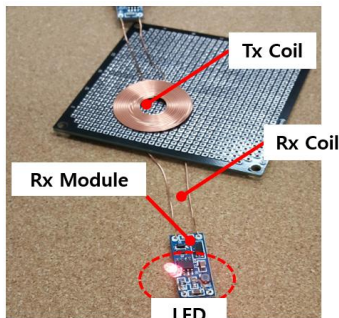
2.2 주요 임무 탑재체

2.2.1 태양에너지 무선전송 시스템

태양에너지 무선전송 시스템은 우주에서 대형 태양광 집광시스템으로부터 생성된 전력을 지상으로 전송하는 우주태양광 발전 시스템(Space Solar Power System, SSPS) 기능에 착안한 시스템으로 태양전지판에서 생성된 전력을 전력송신 모듈을 통해 자기공명 방식으로 무선 전송하여 LED 점멸 및 MEMS 센서 모듈 구동을 위한 배터리 충전을



(a)



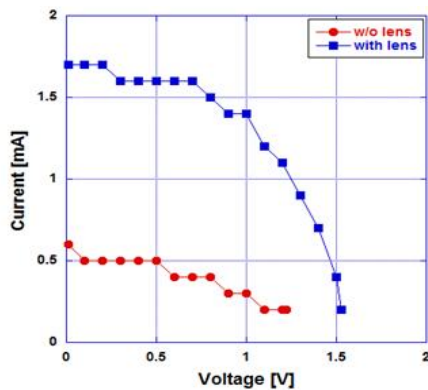
(b)

Fig. 4. Configuration of WSETS EM Test ((a) Test Setup, (b) Test Result)

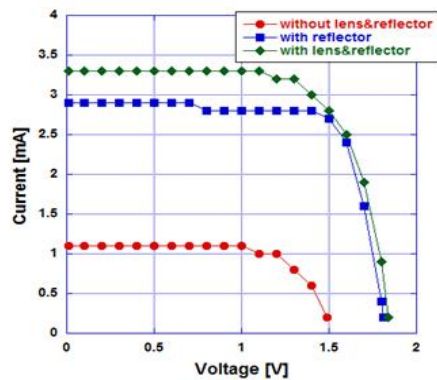
수행한다. 자기코일을 포함한 무선 전력 송신 모듈은 캔 위성 하부 탑재체 보드에 탑재하였으며, 모듈 제원은 Table 3과 같다. 태양전지판은 상부, 하부에 배치된 태양전지판 측면부에 PMMA소재의 프레넬 렌즈를 배치하여 태양광 사각지대에서의 집광성을 높여 에너지 생성효율을 극대화 가능하도록 하였다. 또한, 하부에 배치된 태양전지판에 태양광 입사 사각지대에서도 집광효율 향상을 위해 반사판 및 렌즈를 배치하였다. 상기 탑재체의 설계유효성 검증을 위해 EM을 제작하여 태양광모사 실험 장치를 통해 성능 시험을 수행하였으며, 성능시험 결과 태양광(β)이 60도로 입사 시 상부 및 하부 태양전지판의 전력생성효율이 미 배치 시보다 3배 증가하는 것을 확인하였다. Fig. 4와 Fig. 5는 성능 시험 구성 및 시험결과를 나타낸다.

Table 3. Specification of Wireless Power Transmission Module

Configuration	
Item	Specification
Dimension (mm)	Rx: 28 x 15 x 5 Tx: 18 x 15 x 5
Mass (g)	30
DC Power (V)	5
Current Consumption (mA)	30
Tx Current (mA)	500
Transmit Distance (mm)	1~10



(a)

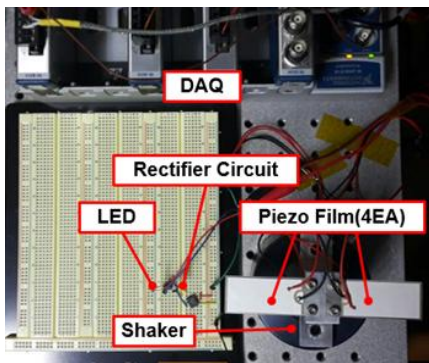


(b)

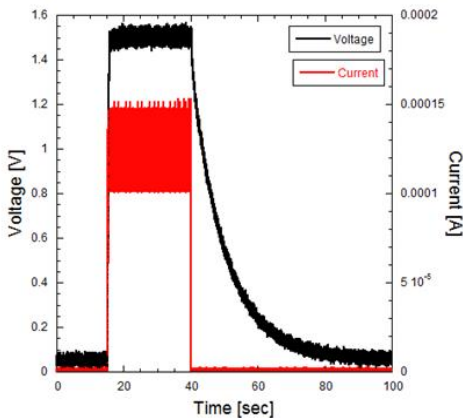
Fig. 5. WSETS EM Test Results ((a) Top Side Solar Panel, (b)Bottom Side Solar Panel)

2.2.2 피에조 에너지 하베스팅 시스템

피에조에너지 하베스팅 시스템은 변위 발생 시 전력이 생성되는 특성을 가지는 피에조를 활용하여 캔 위성 발사 및 자유낙하 중 발생하는 기계적 진동에너지를 피에조에서 전력에너지로 변환하여 LED 점멸 및 배터리 충전을 수행한다. 피에조는 세라믹 계열의 필름으로 20mm x 60mm x 0.2mm 크기의 SUS플레이트 상하부에 부착되어, 캔 위성에는 빔 형태로 2개의 시스템이 탑재되었다. 이때 플레이트의 1차 고유진동수는 38 Hz이다. 아울러, 피에조에서 생성되는 전력은 교류이므로, 직류로 변환하기 위해 브릿지 다이오드 회로를 적용하였다. 상기 탑재체의 기능 시험을 위해 Fig. 6과 같이 EM을 제작하였으며, 소형 가진기를 통해 발사환경을 모사하여 성능 시험을 수행하였다. 성능시험결과 1.5V, 0.15mA의 전력 획득 및 LED 점멸이 가능함을 확인하였다.

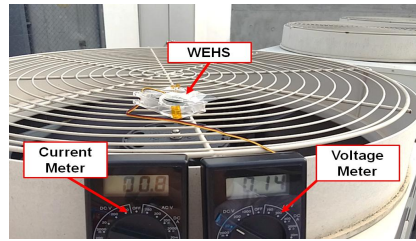


(a)

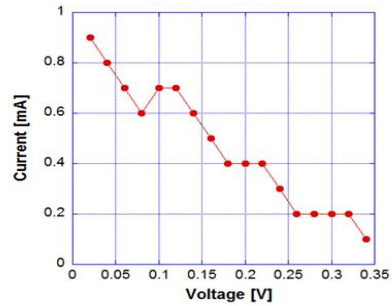


(b)

Fig. 6. Configuration of PEHS EM Test ((a) Test-setup, (b) Test Result)



(a)



(b)

Fig. 7. Configuration of WEHS EM Test ((a) Test-setup, (b) Test Result)

2.2.3 풍력 에너지 하베스팅 시스템

풍력에너지 하베스팅 시스템은 풍력에너지가 주 에너지원이며, 로터 회전에 따라 전력이 생성되는 원리의 탑재체로 블레이드 타입 쿨러를 탑재하여 캔 위성 낙하환경에서 블레이드를 회전시킴으로서 전력생성이 가능하도록 설계하였다. 상기 탑재체의 블레이드는 총 11개로 구성되어 있으며, 설계 타당성검증을 위해 Fig. 7과 같이 실외기를 통해 낙하환경을 모사하여 시험을 수행하였다. 시험결과, 약 7 m/s의 풍속에서 0.35 V, 0.2 mA 전력이 생성됨을 확인하였다.

2.3 서브시스템 설계

2.3.1 구조계

Figure 8은 P.P.T CanSat의 기계적 형상으로, 상부, 하부, 측면부에 주요 임무 탑재체가 배치되며, OBC(On-Board Computer)보드, EPS(Electrical Power System)보드, 통신보드, 탑재체 보드등 주요 임무보드는 캔 위성 내부에 스페이스로 배치되게 된다. 또한, LED점멸 사진촬영을 위해 측면 구조체에 카메라가 탑재되며, 마주보는 패널에 LED가 탑재된다. 캔 위성 모서리에는 착륙 시 태양에너지 무선전송 시스템의 보호를 위해 랜딩기어를 배치하였다. Table 3은 질량 버짓으로 본 캔 위성의 총 무게는 0.92kg으로 요구조건 1kg 미만을 만족함을 확인하였다.

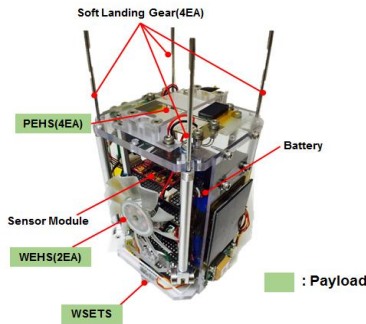


Fig. 8. Mechanical Configuration of P.P.T CanSat

Table 3. Mass Budget

Component	Mass (kg)	Remark
Structure	0.247	-
Payload	0.16	-
Electrical Part	0.28	-
Parachute	0.2	-
Harness	0.03	-
Total	0.92	-
Margin	0.08	Req.<1kg

상기 캔 위성은 모델로켓에 탑재되어 고공에서 사출되기 때문에 모델로켓과 간섭이 없어야 하므로 랜딩기어와 태양에너지 무선전송시스템은 사출 전 Fig. 9와 같이 나일론 와이어로 구속되며, 사출 후 열선으로 절단하여 전개되도록 설계하였다.

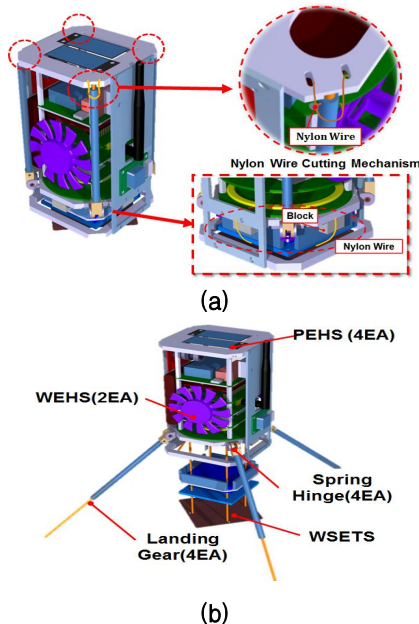



Fig. 9. Deployment Mechanism of P.P.T CanSat ((a) Stowed, (b) Deploy)

Table 4. Specification of Communication Module

Configuration	
	
Item	Specification
Dimension (mm)	51.7 x 23.0 x 11.15
Mass (g)	25
Frequency (GHz)	2.4
Data Rate (kbps)	250
Transmit Power (dBm)	20

2.3.2 통신계

P.P.T CanSat의 통신계는 위성 상태 및 임무 수행 데이터를 송신하고, 지상국으로부터 명령을 수신하기 위해 1km 이내에서 통신이 가능한 ZigBee 통신방식을 적용하였다. 전파관리법상 허가 없이 사용가능한 2.4GHz 주파수대역의 모듈인 SENA사의 ZigBee Pro모듈을 선정하였으며, 통신계 형상 및 제원을 Table 4에 나타내었다.

2.3.3 전력계

Table 5에 나타낸 바와 같이 본 캔 위성의 각 구성품 별 평균 소모 전력 추정결과 약 5.26W이며, 안정적인 전력 공급을 위해 7.4V, 1800 mA의 리튬이온 배터리를 선정하였다. 선정된 배터리의 제원은 Table 6과 같다. 아울러, 일정한 전압공급을 위해 5V 및 3.3V 레귤레이터를 적용하여 보드를 구성하였으며, 이로부터 전력 버짓 산출결과 4.1% 마진을 확보함으로써 전력계 요구 조건을 충족함을 확인하였다.

Table 5. Power Budget

Component	Power [Wh]
Camera	0.4
COM	0.15(Rx) 0.63(Tx)
GPS	0.083
OBC	2
Mechanism	0.004
Total	5.26

Table 6. Specification of P.P.T CanSat Battery



Configuration	
	
Description	Specification
Type	Li-ion
Dimension(mm)	68 x 51 x 11
Voltage	7.4 V
Current	1800 mA

Table 7. Specification of Camera

Configuration	
	
Description	Specification
Model	SCAM-60
Dimension(mm)	38 x 38
Image Format	JPEG
Angle of View	120deg

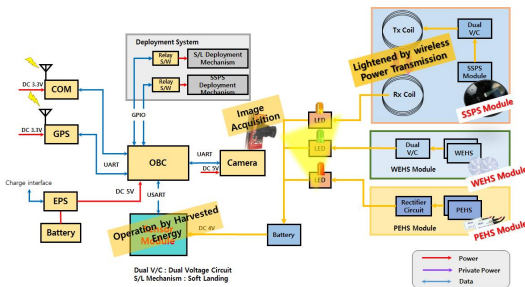


Fig. 10. Electrical Block Diagram of P.P.T CanSat

2.3.4 명령 및 데이터 처리계

명령 및 데이터 처리계는 생성된 데이터 수집, 관리 및 처리를 수행하며, 지상으로부터 수신한 명령에 따라 임무수행 등 캔 위성 전체 시스템 운용을 제어하는 역할을 수행한다. 본 캔 위성은 데이터 처리를 위해 Atmel 사의 ATmega 2560 프로세서를 탑재하였으며, 카메라, IMU, GPS, MEMS 센서 모듈, 전압 데이터 등 300 KB의 데이터 처리임무를 수행한다. 아울러, Table 7에 LED 촬영을 위해 적용된 카메라의 제원을 서술하였으며, 본 캔 위성의 임무수행을 위한 시스템 기능도를 Fig. 10에 도시하였다.

2.3.5 지상국 설계

지상국은 위성의 성공적인 임무수행을 주관하는 시스템으로서 임무명령 전송 및 데이터 수신하고 점검하는 역할을 수행한다[6]. P.P.T CanSat의 지상국은 임무수행을 위한 명령송신 및 지원 시스템인 관제 시스템과 탑재체 이미지 자료 수신을 위한 수신 시스템으로 구성된다. 관제시스템은 Fig. 11과 같이 상용 소프트웨어인 LabView를 활용하여 위성 자세 및 MEMS 센서모듈 및 GPS데이터 등 획득한 데이터를 확인하기 위한 패넬을 구축하였으며, 수신시스템은 캔 위성과 동일한 통신 방식 및 주파수 대역을 갖는 SENA사의 ZigBee Pro USB Type 모듈로 선정하였다.

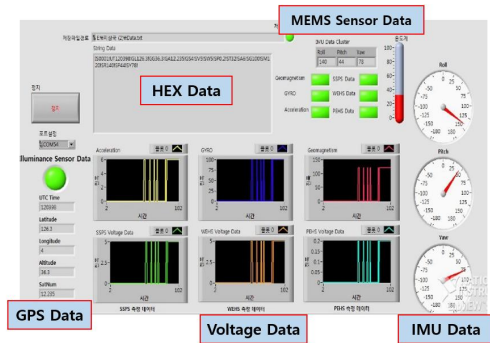


Fig. 11. Ground Station Panel Configuration

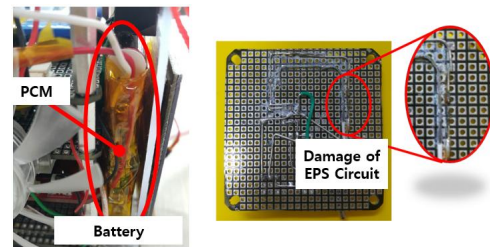


Fig. 12. Configuration of Damaged EPS Board

2.4 비행시험 및 결과분석

본 캔 위성은 전라남도 고흥군 항공우주연구원 항공센터에서 모델로켓을 통해 발사가 이루어졌으며, 모델로켓 발사 및 낙하산 전개는 성공적으로 이루어 졌으나 데이터 수신, 저장 및 랜딩기어 전개에는 실패하였다. 이후 캔 위성을 수거하여 실패원인 분석을 수행하였으며, 확인결과 Fig. 12와 같이 EPS보드 회로에 손상이 있음을 확인하였다. 회로 손상의 이유는 최종조립 시 작업 공간 부족으로 배터리의 역전류 방지를 위한 PCM회로에 무리한 하중을 가하여, 이로 인한 손상으로 과전류가 인가된 것으로 판단되며, 이로 인해 전체 임무실패를 초래한 것으로 판단된다. 아울러, 최종조립 후 서브 시스템 조립 시험에서 전체조립시험 미수행으로 인해 임무실패에 가장 큰 요인으로 판단된다.

2.5 낙하 환경 재시험

캔 위성 임무실패원인 분석 결과를 토대로 리튬이온 배터리 변경 및 EPS보드 보완설계를 수행하여 구성품 및 시스템 레벨시험을 재수행하였으며, 해발고도 약 118m 상공에서 재낙하 시험을 수행하였다. 재수행 결과 Fig. 13과 같이 태양에너지 무선전송 모듈 및 소프트랜딩기어가 성

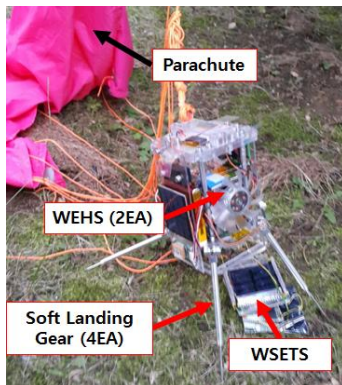


Fig. 13. Landing Configuration of P.P.T CanSat

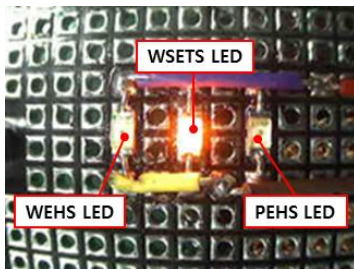
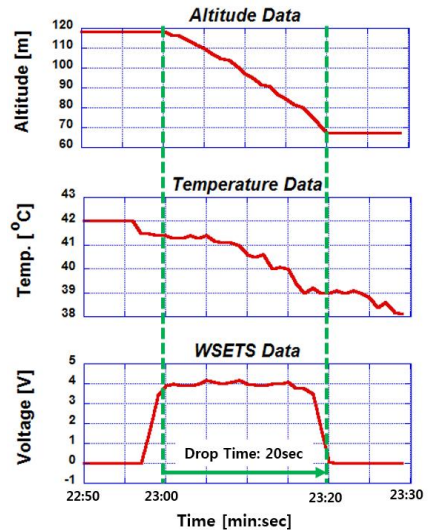


Fig. 14. Image Data of P.P.T CanSat LED

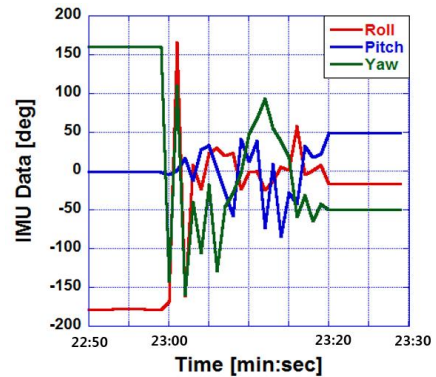
공적으로 이루어졌음을 확인하였다. 아울러, 지상국으로부터 수신된 데이터를 분석결과 Fig. 14에 도시한 바와 같이 GPS, 온도, IMU 데이터와 태양 에너지 무선전송 시스템에서 3~4V 출력되었으나, MEMS 기반 센서 모듈 구동전력을 확보하지 못하였다. Fig. 14는 LED점멸 사진으로 WSETS는 점멸 되었으나 PEHS 및 WEHS는 점멸되지 않았다. 이는 피에조 및 풍력에너지 하베스팅 시스템에서는 전력생성이 충분하지 못한 것으로 판단되며, 발사환경 및 낙하시간을 충분히 확보할 경우 전력생성 가능할 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 논문은 2015년 캔 위성 경연대회에 출전한 P.P.T CanSat의 설계 및 검증에 대해 서술하였으며, 주요 탑재체로 우주태양광 발전시스템을 모사한 태양에너지 무선전송 시스템, 진동에너지를 활용한 피에조에너지 하베스팅 시스템 및 풍력에너지를 활용한 풍력에너지 하베스팅 시스템으로 구성된다. 각 탑재체에서 생성된 전력을 통해 LED를 점멸하고, 2차 배터리를 충전하여 자가발전으로 생성된 전력으로 MEMS기반



(a)



(b)

Fig. 15. P.P.T CanSat Mission Data ((a)Status, (b)IMU)

센서 모듈을 구동하도록 개발하였다. 최종발사시 배터리 역류방지회로인 PCM회로의 고장으로 인해 EPS 보드에 과전류가 인가되어 임무 실패하였으며, 이후 배터리 교체 및 EPS 보드 보완 설계를 수행하여 해발고도 118m에서 낙하임무를 재수행하였다. 재수행 결과, 주요탑재체인 태양 에너지 무선전송시스템만 전력생성 되었으나 피에조, 풍력 에너지 하베스팅 시스템에서는 전력생성에 한계가 있었으며, 이는 모델로켓 발사 미구현 및 낙하시간부족으로 인한 것으로 판단된다. 아울러, 이번 캔위성 재시험을 통해 시스템 레벨 기능시험 및 개발로직의 중요성을 파악하였으며, 향후, 개선된 캔위성을 제작하여 모델로켓을 통해 발사 및 고고도 낙하환경에서 재시험을 수행할 계획이다.

References

- 1) Won, S. H., Jun, H. Y., Kim, S. H. and Lee, S. R. "Very Small Satellite Program for Expanding the Space Technology Base: CanSat Competition," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012, pp. 636~645
- 2) Park, H. Y., Seo, J. K., Shin, G. H., Jang, T. S., Kim, T. K., Kim, D. H. and Lee, I., "Design and Implementation of HW and SW for the first Cansat Competition in Korea", *Proceeding of the KSAS 2012 Fall Conference*, 2012, pp. 897~902
- 3) Shin, G. H., Park, H. Y., Seo, J. K., Jang, T. S., Kim, D. H. and Lee, I., "Design and Implementation of Electronics for the First National CanSat Competition in Korea", *Proceeding of the KSAS 2012 Fall Conference*, 2012, pp. 914~918
- 4) <http://www.cansatcompetition.com/>
- 5) <http://cansat.kaist.ac.kr/>
- 6) Kim, H. I., Kim, J. K., Choi, J. S., Kim, S. H. and Oh, H. U., "System Development of SCSky CanSat with Smart phone and Wide Swath Scan Camera Mechanism," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45 No. 2, 2017, pp. 154~162