

연구논문

## 초소형위성 SNIPE 본체 설계 및 개발

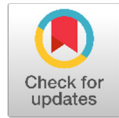
김해동<sup>1,2</sup>, 최원섭<sup>1</sup>, 김민기<sup>1</sup>, 김진형<sup>1</sup>, 김기덕<sup>1</sup>, 김지석<sup>2</sup>, 조동현<sup>3</sup>, 이재진<sup>4†</sup>

<sup>1</sup> 한국항공우주연구원

<sup>2</sup> 과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학전공

<sup>3</sup> 부산대학교 항공우주공학과

<sup>4</sup> 한국천문연구원



Received: April 10, 2022

Revised: April 21, 2022

Accepted: April 23, 2022

†Corresponding author :

Jaejin Lee

Tel : +82-42-865-3248

E-mail : jjlee@kasi.re.kr

## Design and Development of the SNIPE Bus System

Hae-Dong Kim<sup>1,2</sup>, Won-Sub Choi<sup>1</sup>, Min-Ki Kim<sup>1</sup>, Jin-Hyung Kim<sup>1</sup>,  
KiDuck Kim<sup>1</sup>, Ji-Seok Kim<sup>2</sup>, Dong-Hyun Cho<sup>3</sup>, Jaejin Lee<sup>4†</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

<sup>2</sup>Department of Aerospace Systems Engineering, University of Science and Technology,  
Daejeon 34113, Korea

<sup>3</sup>Department of Aerospace Engineering, Pusan National University, Busan 46241, Korea

<sup>4</sup>Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

Copyright © 2022 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

### ORCID

Hae-Dong Kim

<https://orcid.org/0000-0001-9772-0562>

Won-Sub Choi

<https://orcid.org/0000-0002-2369-6210>

Min-Ki Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1167-6658>

Jin-Hyung Kim

<https://orcid.org/0000-0002-3899-0375>

KiDuck Kim

<https://orcid.org/0000-0003-1906-2298>

Ji-Seok Kim

<https://orcid.org/0000-0002-9323-3078>

Dong-Hyun Cho

<https://orcid.org/0000-0001-7113-1102>

Jaejin Lee

<https://orcid.org/0000-0002-3367-3346>

### 요약

본 논문에서는 근지구 우주환경을 관측하기 위해 국내 최초로 4기가 편대비행으로 운용되는 6U 초소형위성 SNIPE(국문명 도요샷; small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment)의 본체(BUS) 설계 내용과 개발 과정에 대해 기술하였다. SNIPE는 지구 주위 우주환경을 입체적으로 관측하기 위해 4기가 편대비행을 수행하며, 전리권에서 우주 플라즈마 밀도 및 온도, 그리고 태양 자기장과 전자파 등의 시간적 변화를 동시에 관측한다. 임무 기간은 최소 6개월 이상으로 신뢰성을 높이기 위해 시험인증모델(EQM)과 비행모델(flight model, FM)으로 나누어 개발하였다. 현재 총 4기의 비행모델의 개발을 완료하고 우주환경시험을 모두 마친 SNIPE는 2023년 발사 예정이다. 본 논문에서는 발사를 앞둔 SNIPE 위성 본체의 설계 내용과 개발 과정을 소개하며, 향후 국내에서도 본격적인 임무 수행을 위한 6U급 초소형위성 개발에 유용한 참고 자료가 되기를 기대한다.

### Abstract

In this paper, the contents of the design and development process of the 6U micro-satellite Snipe (SNIPE, national name Toyosat; small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment), which was developed to observe the near-global space environment through polarization flight for the first time in Korea, were described. Snipe performs transversal flight to observe the Earth's surrounding space environment in three dimensions, and aims to simultaneously observe the space plasma density and temperature in the ionosphere, as well as temporal changes in the solar magnetic field and electromagnetic waves. In this way, it was developed by dividing it into a test certification model (EQM) and a flight model (FM) to perform the actual mission for at least six months, away from developing a cube satellite for short-term space technology verification or manpower training. Currently, Snipe, which has completed the development of a total of four FM and completed all space environment tests, is scheduled to launch 2023.

In this paper, we introduce the design contents and development process of the Snipe satellite body ahead of launch, and hope that it will be a useful reference for the development of 6U-class micro-satellite for full-scale mission in Korea.

**핵심어** : 초소형위성, 우주환경, 편대비행

**Keywords** : nanosatellite, space environment, formation flying

## 1. 서론

국내에서는 2006년 한국항공대학교에서 처음으로 학생들의 교육용으로 1U 큐브위성(HAUSAT-1)을 개발, 발사하는 것을 시작으로 2013년 경희대학교에서 3U 큐브위성(KAUSAT-1,2)을 발사한 바 있다. 대학 자체적으로 개발한 큐브위성 이외에 2012년부터 국내 대학(원)생들의 교육과 인력 양성을 목적으로 하는 큐브위성 시범경연대회를 시작으로, 2013년부터 격년으로 본격적인 큐브위성 경연대회가 현재까지 이어지고 있다[1]. 이를 통해 국내에서는 10여 개의 대학에서 1-3U 규모의 큐브위성 개발, 발사 경험을 축적하고 있으나, 일부 통신 및 일부 데이터 수신에 그치며, 당초 계획했던 임무를 완수한 경험은 아쉽게도 아직까지 없는 상황이다.

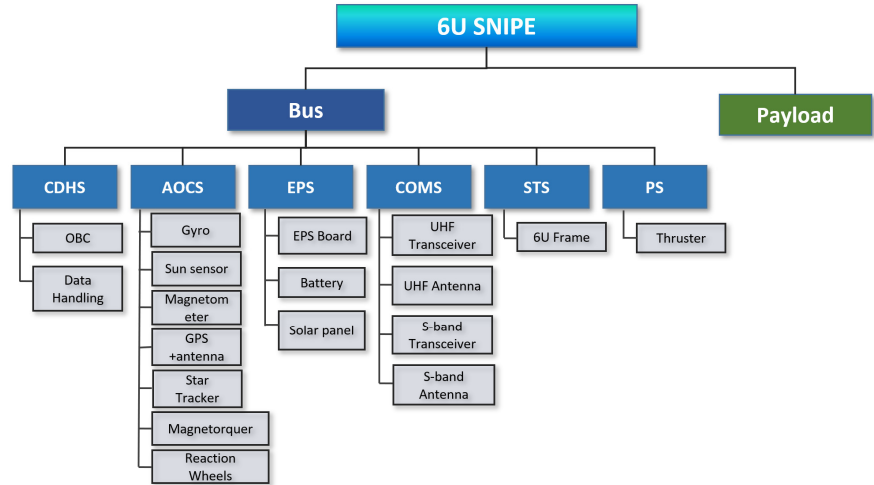
정부출연 연구기관에서는 한국항공우주연구원(이하 항우연)이 지난 2015년부터 미래 우주 기술 개발 및 궤도상 검증을 위한 저비용 테스트베드(test-bed)로써 6U 규모의 초소형위성 개발을 시작하였다. 지구관측용 임무의 HiREV(high resolution image & video nanosatellite), 이를 여러 대 발사하여 지능형 군집위성 임무를 수행하기 위한 A\_HiREV(advanced HiREV), 그리고 우주탐사의 핵심기술 중의 하나인 랑데부/도킹 기술 검증 임무를 가진 KARDSAT(Kari Rendezvous/Docking demonstration SATellite)를 개발하여 왔다[2-4]. 이들 6U 초소형위성 개발 중에 한국천문연구원(이하 천문연)이 지구 주위 우주환경 관측을 위한 초소형위성 편대비행 임무를 구상하여 2016년 위성 개발 협력을 타진하였다. 이를 근거로 2017년 SNIPE(small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment) 위성 개발을 시작하게 되었으며, 2021년까지 총 5년 간 4기의 비행모델(flight model, FM)을 개발을 완료하고 발사를 준비하고 있다. SNIPE 임무는 천문연이 주관기관으로서 탑재체 개발, 지상국 개발, 발사 및 운용의 책임을 맡았으며, 항우연은 위성 본체(BUS) 개발, 시스템 조립 및 우주환경시험을 맡았다.

본 논문에서는 발사를 앞둔 SNIPE 위성 본체의 상세설계 주요 내용과 개발 과정을 소개하며, 향후 국내에서도 본격적인 임무 수행을 위한 6U급 초소형위성 개발에 유용한 참고 자료가 되기를 기대한다.

## 2. SNIPE 본체 설계

### 2.1 본체 시스템 개요

SNIPE는 동일한 규격의 6U 초소형위성 4개로 구성된다. 각 초소형위성은 Fig. 1의 버스 본체 구성을 가진다. 일반적인 초소형위성에서 추력기를 장착하는 경우는 많지 않으나, SNIPE



**Fig. 1.** Bus system architecture. CDHS, command and data handling system; AOCS, attitude and orbit control system; EPS, electrical power system; COMS, communication system; STS, structure system; PS, propulsion system.

위성의 경우 4개의 위성이 횡대 혹은 종대 편대비행을 유지하거나 편대를 변경하기 위한 추력기를 장착한 것을 특징으로 한다. 여기에 총 5가지에 달하는 다양한 형태의 탑재체를 배치 가 요구되어 열적, 구조적 문제를 해결하는 것이 중요한 요소가 되었다. SNIPE의 시스템 핵심 설계 인자들은 다음 Table 1과 같다. 위성 중량은 최대 9 kg을 넘지 않도록 설계하였으며, 2개의 전개형 태양전지판을 장착하여 평균 20 W 내외의 전력을 생산할 수 있도록 하였다.

**Table 1.** System key parameters

| No | Item                   | Parameter                                  | Remark              |
|----|------------------------|--|---------------------|
| 1  | Mission orbit          | 500–600 km Sun–Synchronous Orbit           |                     |
| 2  | Mission lifetime       | 6 month                                    | Designed for 1 year |
| 3  | Total mass             | Max. 9 kg                                  |                     |
| 4  | Propellant mass        | 1,314 g                                    | R-236fa             |
| 5  | Size                   | 100 × 226.3 × 366 mm                       | 6U cubesat standard |
| 6  | Solar array type       | 2 wings (about 200 × 300 mm for each wing) |                     |
| 7  | Solar cell             | Triple Junction Solar Cell (8 × 4 cm) × 50 | AzureSpace          |
| 8  | S/A power generation   | 20.38 W (@EOL)                             | Orbit average       |
| 9  | Battery                | 40 Wh                                      | ClydeSpace          |
| 10 | Bus supply voltage     | 3.3 V, 5 V, 12 V, BAT                      |                     |
| 11 | Battery DOD            | 30%  |                     |
| 12 | Thruster total delta-V | ≥ 50 m/s                                   |                     |

Table 1. Continued

| No | Item                        | Parameter  | Remark      |
|----|-----------------------------|--|-------------|
| 13 | On-board time accuracy      | ~100 ms  |             |
| 14 | UHF uplink frequency        | 436.50 MHz   |             |
| 15 | UHF downlink frequency      | 436.50 MHz   |             |
| 16 | UHF uplink rate             | 9.6 kbps   |             |
| 17 | UHF downlink frequency      | 9.6 kbps   |             |
| 18 | S-band uplink frequency     | 2,097.50 MHz   |             |
| 19 | S-band downlink frequency   | 2,240.84 MHz   |             |
| 20 | S-band uplink rate          | 1 Mbps   |             |
| 21 | S-band downlink frequency   | 1 Mbps   |             |
| 22 | S/C RF power                | 1 W (UHF) / 1 W (S-band)   |             |
| 23 | Mass memory                 | ~16 GB   |             |
| 24 | Pointing accuracy           | Less than $\pm 3$ deg ( $3\sigma$ )  |             |
| 25 | Pointing knowledge accuracy | Less than $\pm 0.01$ deg ( $3\sigma$ )<br>for Roll & Yaw<br>$\pm 0.05$ deg ( $3\sigma$ ) for Pitch |             |
| 26 | Sensor                      | MEMS Gyro (1 EA),<br>MEMS Mag (1 EA),<br>ASS (3 EA), ST (1 EA)                                     |             |
| 27 | Momentum dumping            | Within 20 min , Period: 1 day  | Normal mode |

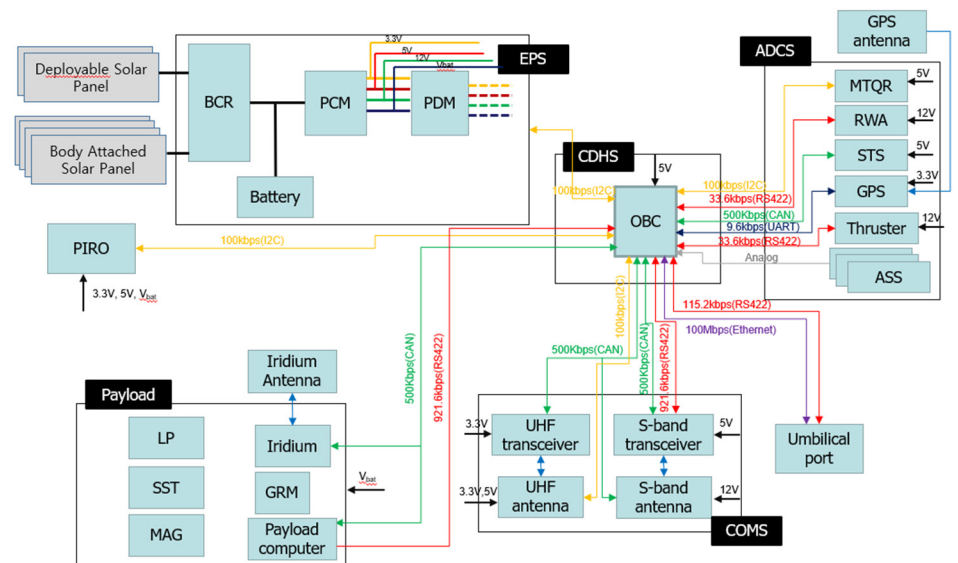
## 2.2 CDHS

### 2.2.1 신호 인터페이스

본체 시스템을 구성하는 부품 간의 통신 인터페이스는 CAN, I2C, RS422, UART 등으로 구성된다. CAN은 500 kbps 속도로 1채널, I2C통신은 100 kbps 2채널로 구성되고, RS422는 탑재체 데이터 다운로드(payload data download)를 위한 고속 통신 인터페이스 및 반작용 휠과 추력기의 데이터 인터페이스(data interface)로 사용된다. Table 2는 각 서브시스템별 OBC(On-Board Computer)간 통신 인터페이스(interface)를 정리한 것이고, Fig. 2는 본체 전기 시스템의 블록다이어그램이다.

**Table 2.** Signal interfaces

| Interface | Item   | Remark              |
|-----------|--|---------------------|
| CAN       | 별센서, S-band 송수신기, UHF 송수신기, S-band 안테나, 페이로드 컴퓨터, IRIDIUM 모듈   | 500 kbps            |
| I2C       | Ch1 Gyro 센서, 자장센서  | 100 kbps, OBC 내장 센서 |
|           | Ch2 EPS 보드, 배터리, 자장토키, UHF 안테나, 태양전지판 전개보드   | 100 kbps            |
| RS422     | 페이로드 컴퓨터(921.6 kbps), S-band 송수신기(921.6 kbps), 반작용휠(33.6 kbps), 추력기(33.6 kbps), Umbilical port(115.2 kbps) |                     |
| UART      | GPS 센서(9.6 kbps)   |                     |
| ADC       | 선센서  | 12 채널               |
| Ethernet  | Umbilical port   | 100 Mbps            |



**Fig. 2.** Electrical block diagram.

### 2.2.2 전력 인터페이스

전력 분배 채널은 총 4채널이 있으며, 각 채널의 전압은 3.3 V, 5 V,  $V_{bat}$ , 12 V이다. 그리고 각 채널은 상시 전력이 공급되는 채널과 스위칭 명령에 의해 on/off가 제어되는 채널로 나뉜다.

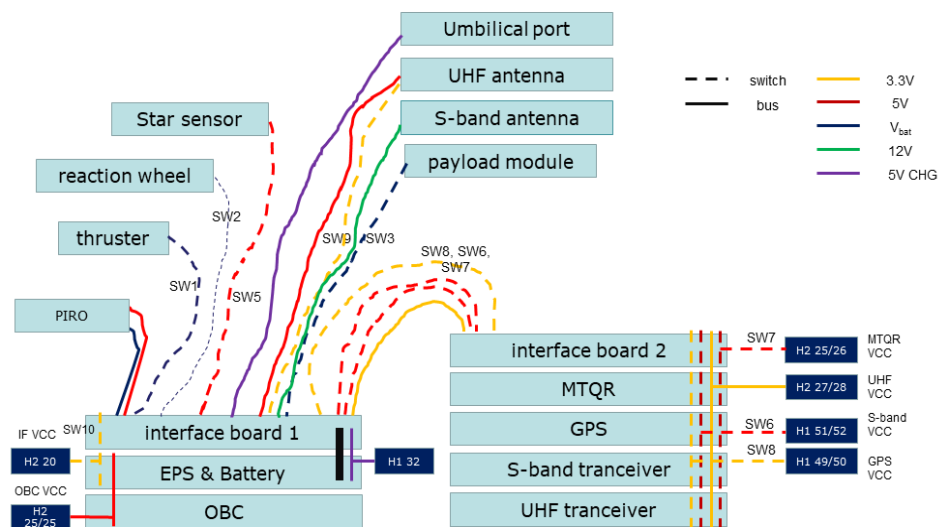
UHF 송수신기, OBC 등 위성이 운영되는 동안 상시 동작을 해야 하는 부품들은 상시 전력 채널에 할당이 되고, 그 외의 부품들은 위성 운영에 따라 전력 공급을 해야 하기 때문에 스위칭 채널에 할당이 된다. 각 전력 채널별 부품의 할당은 Table 3과 같다.

큐브위성의 전력 공급은 큐브위성 보드의 표준인 PC104 스택 컨넥터(connector)를 통해 이루어지나, SNIPE 위성처럼 6U 정도의 크기가 되면 라인이 부족하므로 PC104 스택 컨넥터

**Table 3.** Power interfaces

| 전력 채널  |              | 부품                      |
|--------|--------------|-------------------------|
| 상시전력   | 3.3 V        | UHF 송수신기                |
|        | 5 V          | OBC, 태양전지판 전개보드         |
|        | Vbat         | 태양전지판 전개보드              |
|        | 12 V         | S-band 안테나              |
| 스위칭 전력 | SW1 (12 V)   | 추력기                     |
|        | SW2 (12 V)   | -                       |
|        | SW3 (Vbat)   | 페이로드 모듈                 |
|        | SW4 (Vbat)   | 반작용 휠                   |
|        | SW5 (5 V)    | 별센서                     |
|        | SW6 (5 V)    | S-band 송수신기, S-band 안테나 |
|        | SW7 (5 V)    | 자장토커                    |
|        | SW8 (3.3 V)  | GPS 센서                  |
|        | SW9 (3.3 V)  | UHF 안테나                 |
|        | SW10 (3.3 V) | 인터페이스보드(PIRO 인터페이스)     |

만으로는 전체 시스템으로의 전력공급이 용이하지 않다. 이에 SNIPE 위성은 전력 인터페이스를 위한 별도의 인터페이스 보드를 설계 제작하여 전력 공급에 활용하였다. 인터페이스 보드의 역할은 EPS 보드로부터 PC104 스택 컨넥터를 통해 공급받은 전력을 전체 버스시스템에 분배해주는 역할을 한다. 인터페이스 보드를 활용한 시스템 전력 분배는 Fig. 3과 같다.



**Fig. 3.** Power distribution via the interface boards. MTQR, magnetic torquer.

## 2.3 EPS

### 2.3.1 파워 버짓

SNIFE 위성의 최종 파워 버짓(power budget)은 궤도 평균으로 12.5 W이다. Table 4는 각 설계 단계에서 SNIFE 위성의 파워 버짓 변화를 보여준다.

계산된 파워 버짓에 따라 SNIFE 위성의 태양전지판 형상은 Fig. 4와 같이 전개형으로 결정되었으며 태양전지판의 노후화, 온도 등을 감안한 최악의 상황에서의 궤도 평균 전력 생산량이 20.38 W로 계산되어 소비 전력 대비 충분한 전력을 확보하였다.

### 2.3.2 전력 균형 분석(Power Balance Analysis)

위성의 운영 중 전력 안정성을 확인하기 위한 전력 균형 분석을 수행하였다. 큐브위성의 경우, 정상 운영 이전의 단계인 LEOP(발사후 초기운영, launch & early operations phase) 단계에서의 안정성이 매우 중요하므로 사출 직후 텀블링(tumbling) 상황에서의 전력안정성을 우선 확인하였다. 텀블링은 각 축으로  $\pm 5-10^\circ/\text{sec}$ 의 속도를 가정하였고 이때의 전력소모량은 OBC, 전력계, UHF 송수신기, 자장토크(magnetic torquer) 등이 동작하는 상황을 가정하여 4.9 W로 계산되었다. 텀블링 속도 및 초기 자세를 무작위로 생성하여 총 100번의 시뮬레이션을 수행하였고, 그 수행 결과는 Fig. 5와 같다. 그래프 중 왼쪽의 그래프는 3축 각속도의

Table 4. System power budget

| 시스템     | Subsystem | Power [W] |       |       |       |
|---------|-----------|-----------|-------|-------|-------|
|         |           | SRR       | SDR   | PDR   | CDR   |
| Bus     | EPS       | 0.99      | 0.85  | 0.9   | 0.9   |
|         | CDHS      | 3.3       | 3.63  | 3     | 2.4   |
|         | AOCS      | 7.37      | 7.92  | 4.64  | 5.31  |
|         | COMS      | 1.67      | 2.89  | 0.58  | 0.58  |
| Payload | Payload   | 9.57      | 6.22  | 3.64  | 3.31  |
| Total   |           | 22.68     | 21.51 | 12.76 | 12.50 |

SRR, system requirement review; SDR, system design review; PDR, preliminary design review; CDR, critical design review.

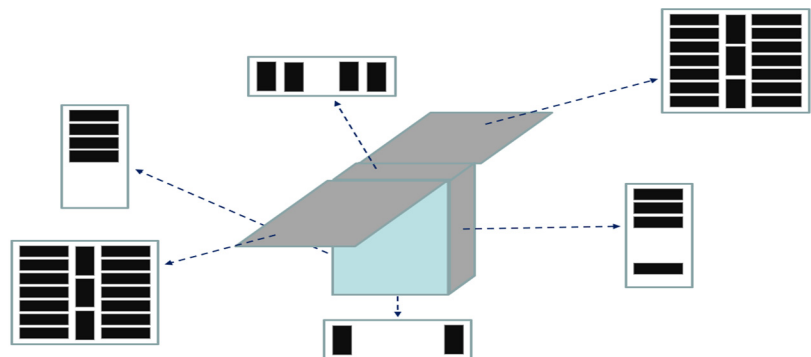


Fig. 4. Configuration of solar panels.

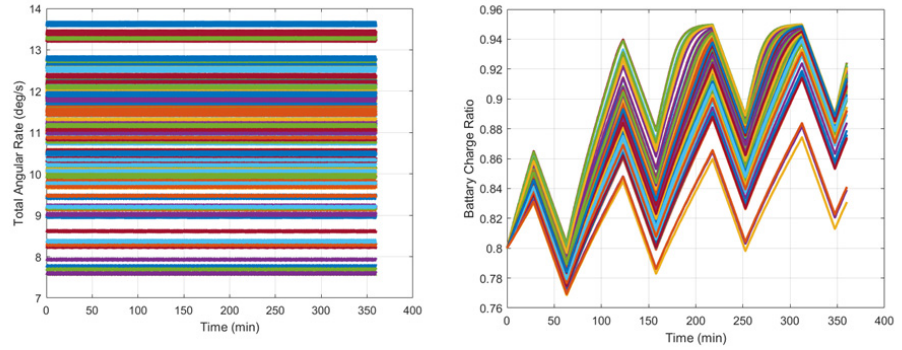


Fig. 5. Result of power balance simulation – tumbling case in LEOP. LEOP, launch & early operations phase.

표준(norm) 값이고, 오른쪽 그래프는 각 경우의 배터리 상태를 보여준다. 그래프에서 모든 경우 배터리가 시간이 지남에 따라 충전되고 있음을 확인할 수 있고, 이는 텀블링 상태에서 소비전력을 초과하는 전력이 생산되고 있음을 의미한다.

그리고 임무수행을 하는 정상적인 운영에 대해서는 각 모드별 전력 소비량을 Table 5와 같이 구한 후, Fig. 6과 같이 하루 동안의 가상 운영시나리오를 생성하여 각 모드별로 전력 소비량을 적용하였다.

Table 5. Power consumption at each modes.

| Mode              | Standby | Normal  | Normal (eclipse) | SST mission | Ground contact | Momentum dumping | Maneuver |
|-------------------|---------|---------|------------------|-------------|----------------|------------------|----------|
| Power consumption | 9.74 W  | 12.65 W | 12.2 W           | 13.16 W     | 24.2 W         | 10.65 W          | 11.54 W  |

SST, solid state telescope.

|    | Eclipse                             | Sun   |
|----|-------------------------------------|---|
| 1  | normal_eclipse                      | normal  |
| 2  | SST   normal_eclipse                | normal  |
| 3  | normal_eclipse                      | normal  |
| 4  | standby<br>standby   ground_contact | standby   ground_contact   standby<br>standby |
| 5  | SST   normal_eclipse                | normal  |
| 6  | normal_eclipse                      | normal  |
| 7  | normal_eclipse                      | normal  |
| 8  | SST   normal_eclipse                | normal  |
| 9  | normal_eclipse                      | normal  |
| 10 | maneuvering                         | maneuvering                                   |
| 11 | normal_eclipse                      | normal  |
| 12 | SST   normal_eclipse                | normal  |
| 13 | normal_eclipse                      | normal  |
| 14 | standby                             | momentum_dumping                              |

Fig. 6. Operation scenario for power balance simulation.



Fig. 7은 위와 같은 운영시나리오를 적용했을 때의 배터리 충전상태를 보여준다.

그림과 같이 배터리의 충전상태가 일정하게 유지됨을 확인할 수 있고, 최대 DoD(depth of discharge)는 목표했던 수준인 25% 이하임을 확인하였다.

### 2.4 COMS

SNIFE의 통신 시스템은 UHF band와 S-band로 구성된다. UHF 대역은 위성의 운영과 모니터링을 위한 커맨드/텔레메트리의 송수신을 위한 것이고, S-band는 위성 운영 중 저장된 원격측정 상태(housekeeping) 데이터의 playback과 페이로드 모듈에서 생성된 임무데이터의 송신을 위한 것이다. S-band 역시 송신뿐만 아니라 수신도 가능해서 S-band 송수신기는 커맨드 수신을 위한 여분(redundancy) 기능도 수행한다. UHF 대역은 4기의 위성이 각각 주파수를 사용하지만 S-band는 4기가 동일한 주파수를 사용한다. Table 6과 Fig. 8은 각각 SNIFE 위성의 통신 링크 개요와 통신 시스템의 구성을 보여준다.

### 2.5 AOCS

자세결정 및 제어시스템(attitude and orbit control systems, AOCS)은 초기운영 능력과 함께 미션을 올바르게 수행하기 위한 역할을 담당한다. 초기운영 측면에서는 발사 이후 각속도

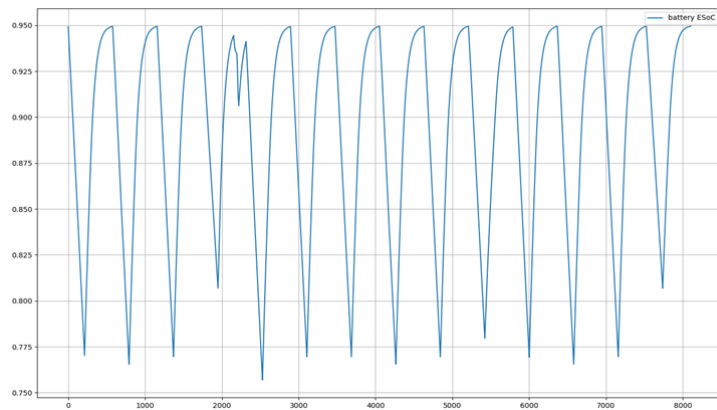


Fig. 7. Result of power balance simulation (charging state of battery).

Table 6. Communication links of SNIFE

| Data type            | Downlinks                         |                  | Uplinks                           |                  |
|----------------------|-----------------------------------|------------------|-----------------------------------|------------------|
|                      | Telemetry                         | Payload data     | Command                           | Redundancy       |
| Band                 | UHF                               | S-band           | UHF                               | S-band           |
| Frequency            | 434.45/436.0/<br>436.95/437.8 MHz | 2,240.84<br>MHz  | 434.45/436.0/<br>436.95/437.8 MHz | 2,097.5 MHz      |
| Data rate            | 4.8 kbps (GMSK)                   | 1 Mbps<br>(QPSK) | 4.8 kbps (GMSK)                   | 1 Mbps<br>(QPSK) |
| Required link margin | > 3 dB                            | > 3 dB           | > 3 dB                            | > 3 dB           |
| BER                  | < 1E-5                            | < 1E-5           | < 1E-5                            | < 1E-5           |

SNIFE, small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment.

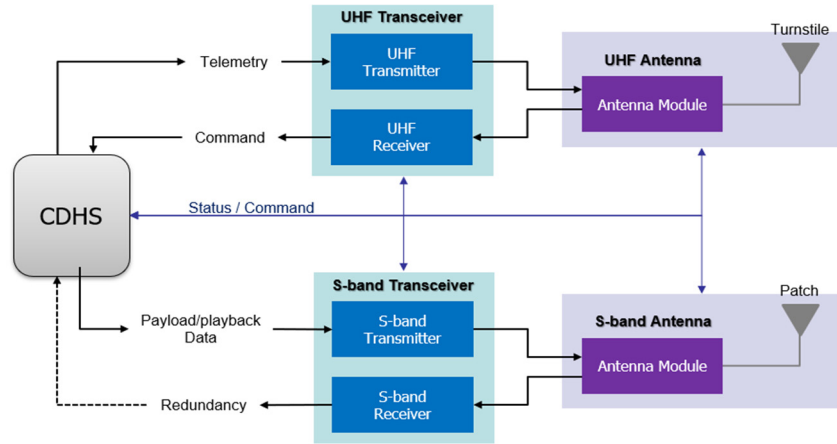


Fig. 8. Configuration of communication system.

감쇠(detumbling)과 함께 전력 생산에 용이하도록 태양지향이 가능해야만 한다. 임무수행 측면에서는 SNIPE의 탑재체 중 하나인 SST를 지구 자기장 벡터와 정렬할 수 있어야 하며, 편대비행을 위하여 추력기의 분사 방향을 원하는 벡터 방향으로 정렬할 수 있어야 한다. 이를 위하여 센서는 아날로그 태양센서, 지자기장 센서, 자이로(Gyro), 별 추적기 및 GPS를 탑재하고 있으며, 구동기로는 자기 토크(magnetic torquer, MTQR)와 반작용 휠(reaction wheel)을 사용한다. Table 7은 SNIPE AOCS에 사용된 센서 및 구동기의 제조사 및 수행한 테스트를 정리하였다.

Table 7. Sensors and actuators of AOCS and test items

| Module              | Supplier               | Supplier test  | KARI test  |
|---------------------|------------------------|--|--|
| ASS<br>(Sun sensor) | Domestic<br>(DSW)      | - Performance (simulator)<br>- Environment test                          | - Interface check<br>- Axis test                   |
| MAG                 | Domestic<br>(DSW)      | - Interface check<br>- Environment test (w/OBC)                          | - Interface check<br>- 극성 test<br>- Noise analysis |
| Gyro                | Domestic<br>(DSW)      | - Interface check<br>- Environment test (w/OBC)                          | - Interface check<br>- 극성 test<br>- Noise analysis |
| GPS                 | NovAtel                |  | - Interface check<br>- 극성 test<br>- Simulator test |
| Star tracker        | 카이로스페이스                | - Function test (simulator)<br>- Environment test                        | - Interface check<br>- Field test                  |
| MTQR                | Domestic<br>(DSW)      | - Interface check<br>- Performance<br>- Environment test                 | - Interface check<br>- 극성 test                     |
| RWA                 | Domestic<br>(Revoluti) | - Interface check & function test<br>- Performance<br>- Environment test | - Interface check<br>- Function test               |

AOCS, attitude and orbit control systems; MTQR, magnetic torquer.

AOCS 모드는 구성은 다음과 같다. 먼저 발사 초기에 각속도 감쇠 모드와 함께 초기 태양 지향 모드가 있다. 두 가지 모드의 구동기는 모두 MTQR이며 지구 자기장의 변화를 감소시키는 B-dot 제어를 통한 각속도 감쇠 이후, 아날로그 태양센서의 태양벡터 관측값을 이용해 2축 태양지향을 수행한다.

일반모드에서는 확장칼만필터(extended Kalman filter, EKF)를 활용한 정밀 자세결정을 수행한다. EKF는 자이로의 각속도 값을 기반으로 각 센서의 벡터 관측 결과를 활용하여 보다 정밀한 자세와 각속도 그리고 자이로의 바이어스(bias)를 추정한다. 별 추적기 관측값 유무에 따라 EKF 내에서 활용되는 센서가 Fig. 9와 같이 달라진다.

자세제어는 임무에 따른 지향벡터의 달라짐 이외에는 동일하게 반작용 휠을 통해 제어를 수행한다. 반작용 휠의 토크명령은 기본적인 쿼터니언(quaternion) 비례-미분(proportional-derivative, PD) 제어기 형태로 생성되며, 지향벡터와의 차이를 피드백하여 3축 지향을 수행한다. 추가적으로 외란에 의한 반작용 휠의 속도포화를 방지하기 위하여 MTQR을 통한 모멘텀 덤핑 모드를 가지고 있다. Fig. 10에서 제어 로직 흐름도를 도시하였다.

Table 8은 SNIPE에 구현된 자세제어 모드와 함께 각 모드에서 사용되는 센서 및 구동기를 나타냈다. SNIPE 자세 제어에는 기본적으로 추력기를 사용하지 않기 때문에 Table 9에서 추

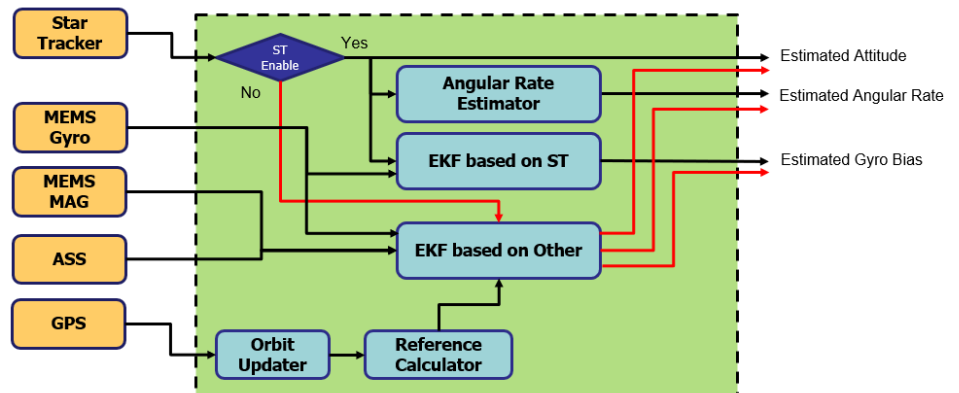


Fig. 9. Flow chart of EKF for normal mode of AD. EKF, extended Kalman filter.

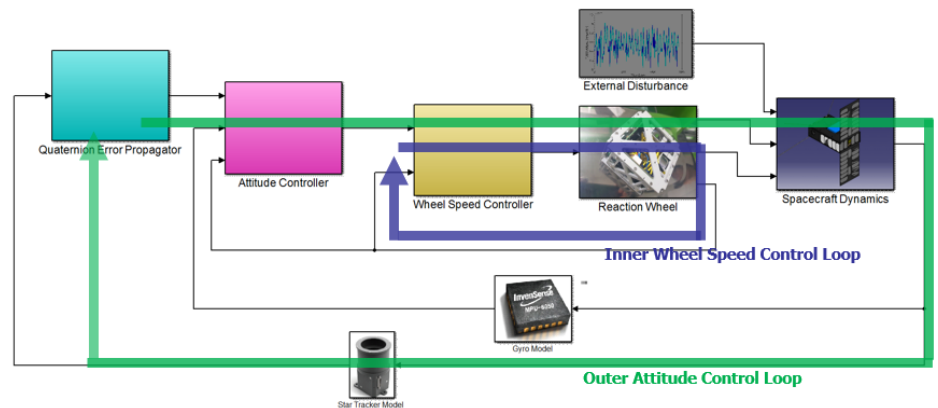


Fig. 10. Flow chart of the attitude control logic of normal mode.

**Table 8.** Sensors and actuators according to each AOCS mode (1)

|                        | Detumbling                   | Initial sun-pointing | Sun-pointing | Ground contact |         |
|------------------------|------------------------------|----------------------|--------------|----------------|---------|
|                        |                              |                      |              | Daylight       | Eclipse |
| MEMS Gyro              | ○                            | ○                    | ○            | ○              | ○       |
| MEMS magnetometer      | ○                            | ○                    | ○            | ○              | ○       |
| Analog sun sensor      | △                            | ○                    | ○            | ○              | △       |
| Star tracker           | ×                            | ×                    | ×            | ○              | ○       |
| GPS                    | ×                            | ×                    | ○            | ○              | ○       |
| MTQ                    | ○                            | ○                    | ×            | ×              | ×       |
| Reaction wheel         | ×                            | ×                    | ○            | ○              | ○       |
| Thruster               | ×                            | ×                    | ×            | ×              | ×       |
| Attitude determination | B estimator                  | B estimator          | EKF          | EKF            | EKF     |
| Attitude control       | P: Gyro feedback<br>B: B-dot | 2-axis               | 3-axis       | 3-axis         | 3-axis  |

○, turn on and use it; △, turn on but not use it; ×, turn off.

**Table 9.** Sensors and actuators according to each AOCS mode (2)

|                        | Standby | Momentum dumping | SST    | Thrust | Safety     |                   |
|------------------------|---------|------------------|--------|--------|------------|-------------------|
|                        |         |                  |        |        | Detumbling | Sun-pointing      |
| MEMS Gyro              | ○       | ○                | ○      | ○      | △          | △                 |
| MEMS magnetometer      | ○       | ○                | ○      | ○      | ○          | ○                 |
| Analog sun sensor      | ○       | ○                | △      | ○      | ○          | ○                 |
| Star tracker           | ○/×     | ○                | ○      | ○      | ×          | ×                 |
| GPS                    | ○       | ○                | ○      | ○      | ×          | ×                 |
| MTQ                    | ×       | ○                | ×      | ×      | ○          | ○                 |
| Reaction wheel         | ○       | ○                | ○      | ○      | ×          | ×                 |
| Thruster               | ×       | ×                | ×      | ○      | ×          | ×                 |
| Attitude determination | EKF     | B estimator, EKF | EKF    | EKF    | -          | Angular estimator |
| Attitude control       | 3-axis  | 3-axis           | 3-axis | 3-axis | B-dot      | 2-axis            |

SST, solid state telescope; EKF, extended Kalman filter.

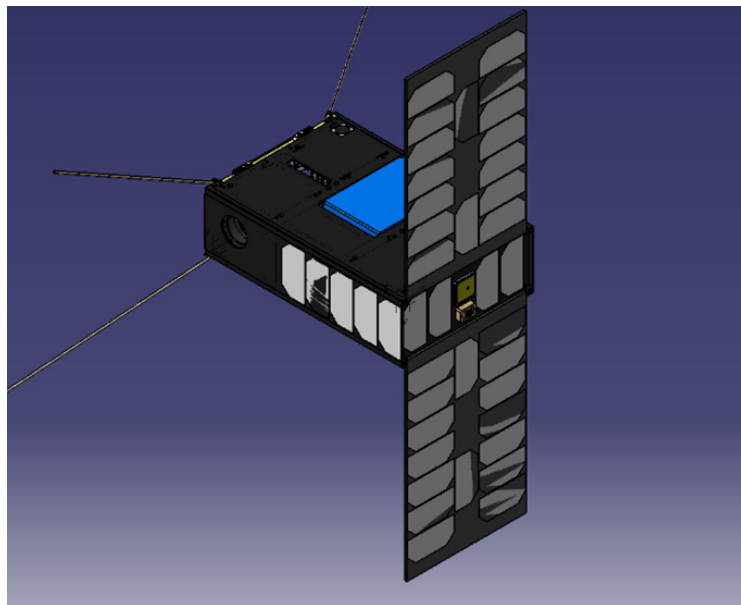
력기 사용을 위한 정렬 모드(thrust)에서는 추력기가 편대비행을 위해 사용되는 것으로 제어에는 사용되지 않는다.

## 2.6 STS

SNIPE의 열구조계는 표준 6U 큐브셋 규격을 준용하여 모양, 크기, 질량이 표준 6U 큐브셋 규격에 일치하는 형상으로 개발되었다. 내부 서브시스템을 우주 방사선, 발사 하중, 궤도 열 하중으로 보호하기 위한 충분한 여유를 갖고 설계되었고, 발사환경시험으로 그 안전성이 검증되었다. 위성에 탑재되는 공간이 넉넉하지 않으므로 별도의 열제어 장치를 사용하지 않고 구조계 자체가 열 방출기(thermal radiator)의 역할도 겸하게 된다. 그리고 요구 전력을 만족하기 위해 6u 면적의 전개형 태양전지판을 2장 적용하고 있으며, LP(Langmuir probe)의 요청사항을 받아들여 전개형 태양전지판 중단에 LP를 부착하였다.

구조계의 기본 형상은 ISIS의 6U 구조계[5]에 기반하였다. SNIPE 추력기가 본체 중앙에 위치하고 그 크기는 대략 1.5U 정도로서 기반인 ISIS 구조계의 수용 크기를 초과하기에 이에 맞게 대폭적인 형상 개조를 수행하였다. 또한 가장 많은 질량을 차지하는 추력기를 지탱하여 본체의 강성을 높이기 위한 견고한 지지대를 장착하였다. 탑재체는 LP, SST(solid state telescope), magnetometer 및 이들을 처리하는 전장품이 결합된 모듈과 함께 Iridium 통신의 우주환경의 검증 및 통신 백업용도의 모듈이 있다. Fig. 11, 12에서 보는 바와 같이, 위성의 내, 외부 구조도로서 내부 유닛 배치에 고려된 사항과 이유는 다음과 같다.

1. 추력 벡터가 최대한 무게 중심과 일치해야 하므로 추력기가 본체 중앙에 위치하게 된다.
2. 주컴퓨터 및 전력계는 많은 열이 발생하기에 태양을 바라보는 면의 반대쪽에 위치하여 그 온도를 낮추고자 하였다. 또한 이들 모듈과 탑재체 모듈이 타 모듈 대비 무게가 많이 나가기에 해당 배치는 열적 영향성뿐만 아니라 무게중심 측면에서도 타 설계안 대비 유리하다.



**Fig. 11.** Configuration of SNIPE. SNIPE, small scale magnetospheric and Ionospheric plasma experiment.

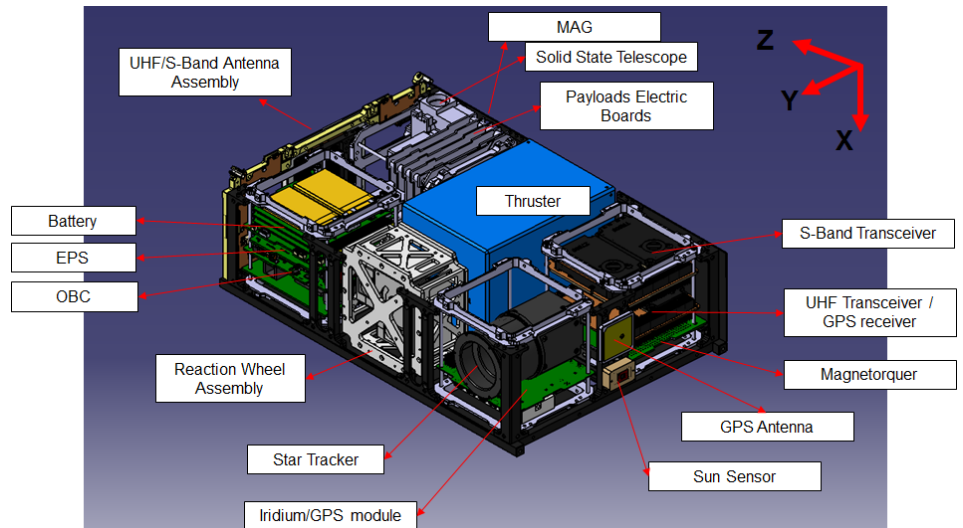


Fig. 12. Figure of SNIPE internal structure.

3. 탑재체 모듈 역시 SST의 시선 중 하나가 태양전지판에 가리지 않고 충분한 시야각(field of view)을 확보하기 위해 태양전지판 반대 유닛에 배치하였다.
4. 반작용 휠이 위치할 수 있는 곳이 추력기 반대쪽 공간이 유일하므로 해당 위치에 배치하였다.
5. 별추적기는 어느 위치에 배치하여도 시선의 제한이 없다.
6. 통신 안테나는 Gomspace 제품으로 6U 위성의 2U면에 맞게 개발되었고, 해당 안테나 모듈에 UHF 및 S-band 대역 안테나를 하나로 결합해서 쓸 수 있기에 공간 활용성 및 조립성이 대단히 좋다. 해당 안테나는 태양전지판 반대면에 부착된다.

본체 열구조계 설계 시점 당시에는 내부 전장을 포함하여 태양전지판의 특성이 알려지지 않아서 본체 자체의 해석을 통해 설계를 수행하였다. 내부 유닛들은 추정되는 점점 질량으로 모델링하고, 이들을 본체와 제약 조건으로 연결하였다. 6U 구조물의 특성상 본체에 수직인 방향의 힘으로 가장 큰 변형이 발생하며, 이때 본체 중앙부에 최대 변형과 최대 응력이 발생하게 된다. 고유진동수 역시 본체의 굽힘 모드가 1차 모드를 포함한 이후의 지배적인 모드가 된다. Table 10에서는 예비설계 초기 시점과 시제인증모델(EQM) 설계 시의 본체 고유진동수를

Table 10. Natural frequencies of SNIPE main structure at the PDR and EQM(Hz)

| Mode | @PDR | @EQM |
|------|------|------|
| 1    | 171  | 315  |
| 2    | 257  | 374  |
| 3    | 416  | 380  |
| 4    | 515  | 468  |

SNIPE, small scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment.

비교한 것이다. 예비설계 시점에 비해 시제인증모델 개발 시에는 추력기 본체 인터페이스를 위한 지지대가 추가되어 본체의 강성이 무척 높아진 것을 알 수 있다. 특히 1, 2차 고유진동수는 기존 모델에 비해 크게 상승하였는데, 이는 추력기 지지대 구조물이 중앙의 굽힘을 억제하기 위해 굽힘 강성을 크게 갖도록 설계하였기 때문이다. 이를 통하여 랜덤진동 시 태양전지판과 본체의 충돌 가능성을 최대한 줄이고자 하였다. 해석 모델에는 추력기 포함 내부 유닛 자체의 강성은 고려되지 않고, 추진제의 감쇠 역시 고려되지 않기에 실제 본체의 고유진동수는 더욱 높을 것으로 생각할 수 있다. 이러한 설계는 상대적으로 약한 강성의 태양전지판 대신 본체의 강성을 높임으로써 진동 시 양자의 충돌을 최소화하고자 함으로 이후의 EQM[6] 및 비행모델(FM) 환경시험을 통해 설계의 유효성이 입증되었다.

통상적인 초소형위성은 별도의 능동적 열제어계를 갖추지 않고 구조계를 통한 수동적 열제어 방식을 채택하는 경우가 대부분이다. SNIPE도 배터리와 추력기의 내장 히터를 제외하고는 모두 본체와의 열교환을 통한 수동적 열제어 방식을 채택하고 있으므로 구조계 설계 시 열적 영향성 역시 고려하여 설계하여야 한다. SNIPE의 경우, 상시 전원 탑재체가 많고 협소한 공간 대비 발열량이 많으므로 본체 외부는 태양반사율(solar reflectivity)과 방사율(emissivity)이 모두 높은 표면 재질을 선택하였다. 그리고 본체와 내부 유닛들 간의 열교환을 원활하게 하기 위하여 흑색 아노다이징(black anodizing) 표면 처리를 적용하였다. 그리고 내부 유닛 배치에도 열적 환경을 고려하여 고발열 상시 유닛들을 태양지향 반대 방향으로 배치하였다.

설계 시 열해석에 적용한 열적 물성치를 얻기 위하여 EQM 및 FM의 열평형시험(thermal balancing test)을 수행하여 이 결과로 열적 물성치를 보정하였다. Table 11은 보정된 수치열 모델과 열평형시험 결과를 비교하여 두 온도차가 기준(3°C) 이내와 초과하는 온도 측정점의 개수들을 요약한 것으로서 80% 이상의 온도 측정점이 3°C 이내의 온도차를 보이므로 열모델 보정이 잘 이루어졌음을 알 수 있다. 보정된 열적 물성치로 임무궤도 환경의 열해석 결과, 열적인 문제없이 임무 수행이 가능함을 확인할 수 있다[7].

### 3. SNIPE 개발 및 시험

#### 3.1 EQM 및 FM 개발

SNIPE는 국내에서 실제 임무 수행을 위한 첫 초소형위성으로써 시스템 신뢰성 향상을 위해 시제인증모델(EQM)을 제작하여 사전에 다양한 시험을 수행한 후, 비행모델(FM)을 제작하였다(Fig. 13). 다수의 초소형위성들은 저비용 개발을 위해 상용 부품들을 이용하여 별도의 EQM 제작 없이 비행모델(FM) 또는 준비행모델(PFM)을 제작하여 발사하는 경우가 많았다. EQM은 예비설계의 타당성을 일부 검증하고, 상세설계를 함에 있어서 문제점들을 보완할 수

**Table 11.** Results of TBT and TMM

|          | TBT hot       | TBT cold      |
|----------|---------------|---------------|
| ≤3°C     | 22            | 19            |
| > 3°C    | 1             | 4             |
| Criteria | 22/23 = 95.7% | 19/23 = 82.6% |

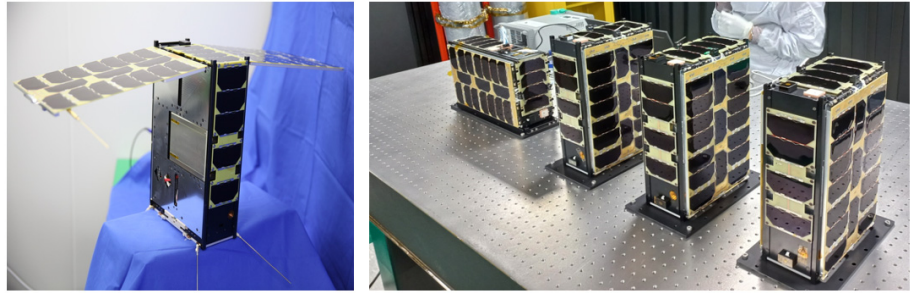


Fig. 13. EQM (left) and FM (right). FM, flight model.

있도록 한다. 실제 국내에서 다수의 탑재체를 장착한 초소형위성으로는 상대적으로 볼륨이 큰 6U 위성을 독자적으로 설계하면서 EQM 제작을 통한 시험은 신뢰성 높은 비행모델을 제작함에 앞서 여러가지 시행착오들을 겪고 보완하는데 큰 도움이 되었다. 특히 초소형위성의 표준화된 구조계를 구매하지 않고, 자체적인 구조계를 설계, 제작하면서 Table 12와 같이 EQM과 FM의 형상 변경이 다수 이루어졌다.

EQM을 기반으로 FM을 구체화하고 최종 조립을 하면서 어려웠던 점은, 50%에 가까운 국산화 부품들을 사용하면서 납품되는 일부 부품의 형상 관리(configuration control)에 어려움이 있었다. 이는 국내 초소형위성 벤처기업들이 소규모로 운영되고 있고, 제품에 대한 체계적인 형상 관리를 위한 별도 인력 운용에 애로사항이 있었기 때문이며, 국산화 개발 품목에 대한 지속적인 버전 관리 및 타 수요기관에 공급이 많지 않았기 때문에 헤리티지를 축적하는데도 어려움이 있었다. 따라서, 앞으로 국내 초소형위성 관련 소규모 벤처 및 스타트업들은 특히 품질관리에 유의해야 할 것으로 사료된다.

Table 12. Configuration change between EQM and FM

| EQM                 | FM |
|---------------------|----|
|                     |    |
| 추력기 추진 포트 홀 동일하게 수정 |    |
|                     |    |



Table 12. Continued

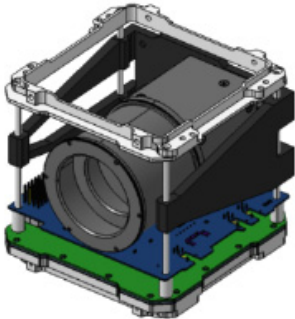
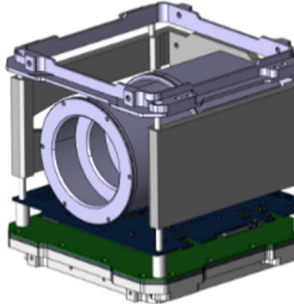
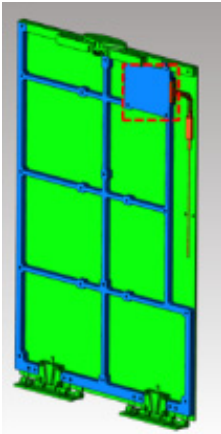
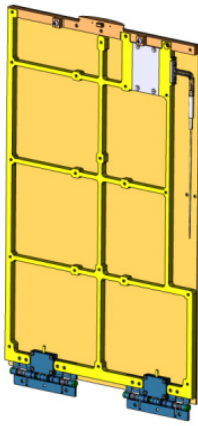
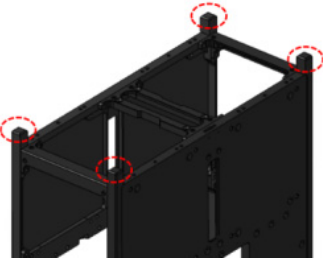
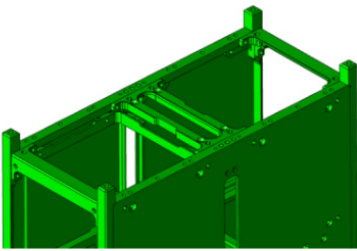
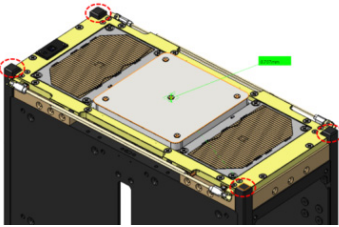
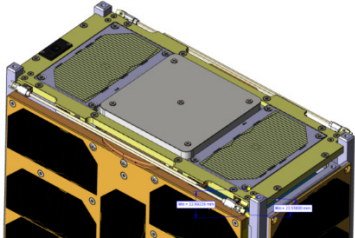
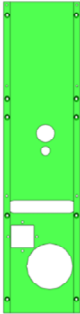
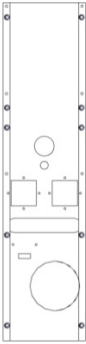
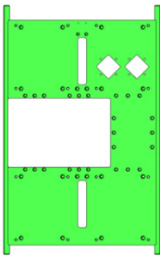
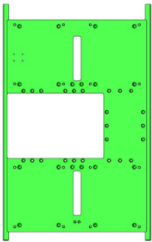
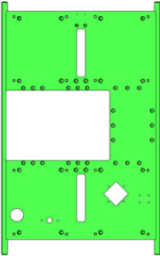
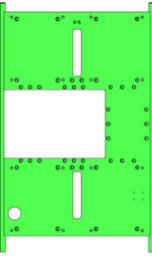
| EQM   | FM  |
|---|---|
| 태양전지판 조립 편의를 위해 -Z 방향 방사선실드 와셔형 돌출물 추가  |   |
|    |    |
| 별추적기 지지대 평형하게 조립할 수 있도록 형상 변경   |   |
|   |   |
| 전개형 태양전지판 후면에 LP 붐과 Preamp 모듈의 조립 용이성을 위해 커버 추가                                     |   |
|  |  |
| 취급 용이성을 위해 치구 부착용 나사산 홈을 레일면 종단에 추가   |   |
|  |  |
| S-band 안테나 돌출부위를 포함할 수 있도록 레일면 길이 연장  |   |

Table 12. Continued

| EQM   | FM  |
|---|---|
|    |    |
| GPS 안테나/Iridium 안테나 이동으로 +Y 방향 방사선실드 형상 변경  |   |
|    |    |
| GPS 안테나/Iridium 안테나 이동으로 +X 방향 side frame 형상 변경                                     |   |
|  |  |
| GPS 안테나/Iridium 안테나 이동으로 -X 방향 side frame 형상 변경                                     |   |

FM, flight model.

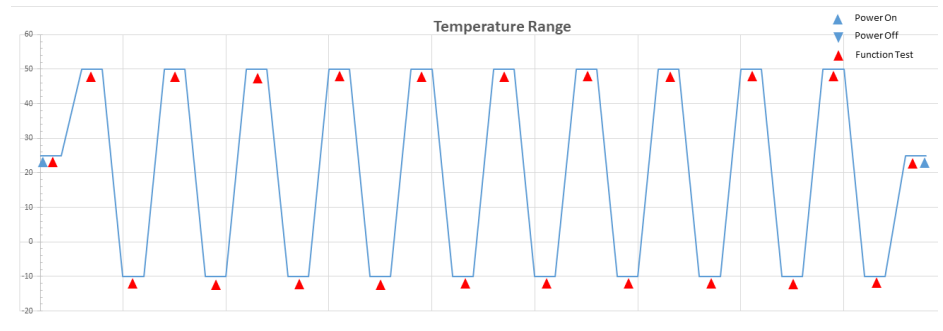
### 3.2 우주환경 시험

우주환경 시험은 열주기 시험, 열진공 시험, 진동 시험으로 이루어졌다. EQM의 우주환경시험은 2019년 진주 KTL에서 수행하였고, FM에 대한 우주환경시험은 2020년과 2021년에 걸쳐 항우연과 KTL에서 수행하였다. 열주기 시험(Table 13, Fig. 14)은 진공 환경이 아닌 상태에서 열진공 시험에 비해 온도 변화를 상대적으로 신속하게 변경하면서, 온도 변화에 따른 시스템 전체 기능, 각 서브 시스템별 기능, 부품 기능들을 확인할 수 있는데 SNIPE는 EQM만 대상으로 수행하였다. FM은 열진공 시험과 진동 시험을 수행하였다.

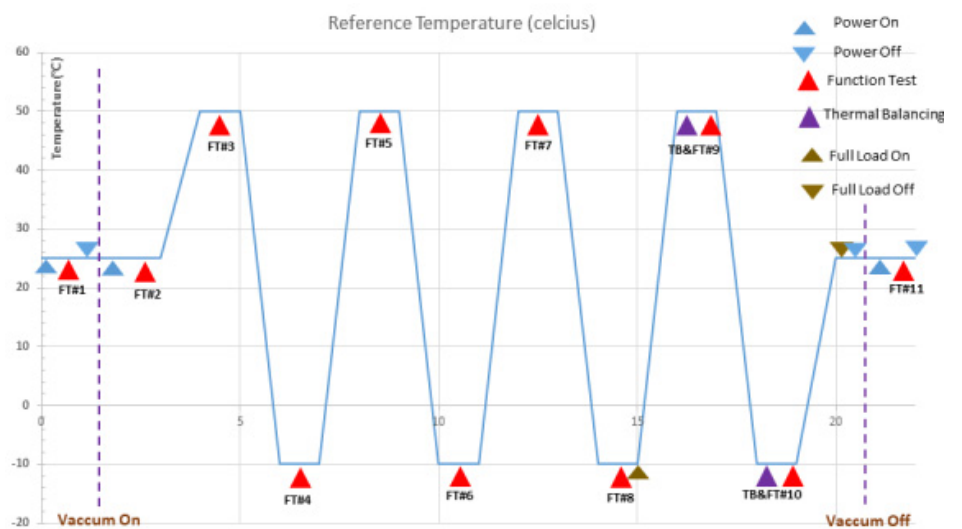
FM은 열진공 시험은 MIL-STD-1540을 기반으로 수행하였으며, Fig. 15의 온도 프로파일을 이용하고 기준 유닛을 배터리로 정하여 수행하였다.

**Table 13.** Test specifications of EQM thermal cycling test and thermal vacuum test

| Items                   | EQM thermal cycling test               | EQM thermal vacuum test                                  |
|-------------------------|--|--|
| No. of cycles           | 10                                     | 4  |
| Temperature range       | -10°C to 50°C                          |  |
| Stabilization condition | ≤ 0.5°C/20 min                         | ≤ 1°C/1 hr for nominals<br>≤ 0.5°C/4 hr for TBT          |
| Tolerance               | -0°C/+3°C at hot<br>-3°C/+0 °C at cold |  |
| Pressure                | Normal pressure                        | ≤ 5 × 10E-5 torr (initial)<br>≤ 1 × 10E-5 torr (nominal) |
| No. of sensors          | 8                                      | 26   |
| Reference temperature   | Battery                                |  |



**Fig. 14.** Temperature profile of thermal cycling test.



**Fig. 15.** Temperature profile of thermal vacuum test.

진동시험은 발사 환경에서 위성이 겪는 가속도, 진동, 소음 환경 하에 위성체가 견디는지를 확인하는 시험이다. 통상적인 위성과 달리 초소형위성의 진동시험은 발사관에 담겨 있다가 우주 공간으로 사출되며, 따라서 진동시험도 위성체 단독이 아닌 발사관에 담긴 채로 시험을 수행하게 된다. 이로 인해 외부 가진에 비해 과도한 진동하중이 내부 초소형위성에 가해지게 된다. EQM의 진동시험은 Table 14, Table 15, Fig. 16의 발사 요구조건에 따라 2019년도에 최초로 수행되었으며, 이 때 발생한 일부 문제들의 수정안을 적용하여 실제 발사관에 최종 검증하는 2차 시험은 2021년에 수행되었다.

SNIPE의 우주환경시험의 세부적인 수행 결과와 설계, 제작, 시험 과정에서 겪었던 문제점들, 그리고 대응책 마련, 해결 과정을 통한 초소형위성 개발의 시행착오와 교훈 등은 다음 참고문헌[6,8-12]들을 참고하기 바란다.

**Table 14.** Vibration test specification for qualification level

|                  |                       |
|------------------|-----------------------|
| Quasi static     | 10G                   |
| Sine vibration   | Omitted               |
| Random vibration | 7.4 Grms, 20-2,000 Hz |
| LLSS             | 5-2,000 Hz, 0.15-0.4G |

**Table 15.** Random vibration specification

| Frequency [Hz]       | Amplitude [G <sup>2</sup> /Hz] |
|----------------------|--------------------------------|
| 20                   | 0.02                           |
| 50                   | 0.02                           |
| 100                  | 0.02                           |
| 200                  | 0.05                           |
| 500                  | 0.05                           |
| 1,000                | 0.025                          |
| 2,000                | 0.013                          |
| RMS acceleration [G] | 7.42                           |
| Duration [sec/axis]  | 120                            |
| Directions           | X, Y, Z                        |

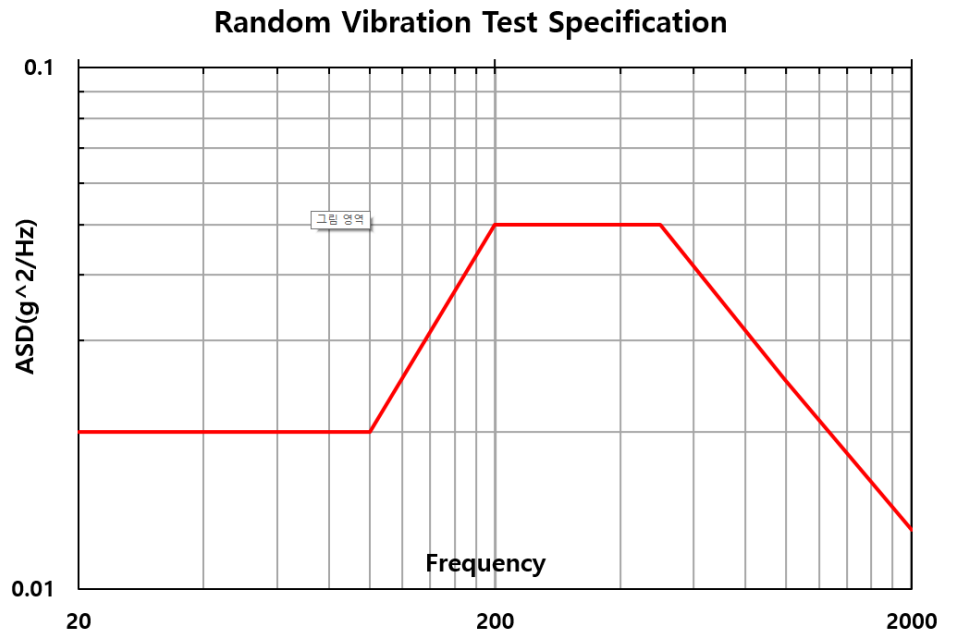


Fig. 16. Chart for random vibration specification.

## 4. 결론

본 논문에서는 2023년 발사 예정인 국내 최초 근지구 우주환경 관측을 위한 SNIPE 위성 본체 상세설계 주요 내용과 개발 과정에 대해 소개하였다. 다수의 탑재체와 추력기를 장착한 6U급 초소형위성 개발은 국내에서는 물론, 세계적으로도 드문 사례로써, 향후 본 논문에서 기술한 설계 주요 내용과 개발 과정들이 유사한 멀티 탑재체를 장착한 6U급 초소형위성 개발에 유용한 참고 자료가 될 것으로 기대한다.

## 감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 위탁과제로 수행한 한국항공우주연구원 ‘근지구 우주환경 관측용 초소형위성 개발’ 사업 연구의 일부이며, 한국천문연구원의 지원에 감사드립니다.

## References

1. Han S, Choi Y, Cho DH, Choi WS, Gong HC, et al., Analysis of CubeSat development status in Korea, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 45, 975-988 (2017). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.11.975>
2. Cho DH, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Sim E, et al., High-resolution image and video CubeSat (HiREV): development of space technology test platform using a low-cost CubeSat platform, Int. J. Aerosp. Eng. 2019, 8916416 (2019). <https://doi.org/10.1155/2019/8916416>

3. Kim J, Kim HK, Kim M, Kim H, On-orbit thermal analysis for verification of thermal design of 6 U nano-satellite with multiple payloads, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 48, 455-466 (2020). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.6.455>
4. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Byun-San, 17-20 Apr 2019.
5. ISISPACE, 6-Unit CubeSat structure, (2009) [Internet], viewed 2022 Feb 20, available from: <https://www.isispace.nl/product/6-unit-cubesat-structure/>
6. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Kim JH, Kim KD, et al., Launch environment test for scale magnetospheric and ionospheric plasma experiment (SNIPE) engineering qualification model, *J. Space Technol. Appl.* 1, 319-336 (2021). <https://doi.org/10.52912/jsta.2021.1.3.319>
7. Kim JS, Kim HD, Thermal model correlation and validation of a 6U nanosatellite with multiple payloads, *Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 23, 207-220 (2022). <https://doi.org/10.1007/s42405-021-00409-4>
8. Kim MK, Thermal tests of the engineering qualified model of nanosatellite SNIPE, in *KSAS 2020 Spring Conference*, Hongcheon, 8-10 Jul 2020.
9. Kim MK, Orbit environment test for nanosatellite SNIPE flight model, in *Proceedings of KSAS Fall Conference*, Jeju, 17-19 Sep 2021.
10. Kim MK, Second launch environment test for nanosatellite SNIPE engineering qualification model, *Proceedings of KSAS Fall Conference*, online conference, 2 Sep 2021.
11. Kim HD, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Kim KD, et al., Results and lessons learned from nanosatellite space environment test, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 49, 919-931 (2021). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.11.919>
12. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Kim JH, Kim KD, et al., Case studies and lessons learned from launch environmental test for nanosatellites, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 50(6), 423-433 (2022).

## Author Information

**김해동** haedkim@kari.re.kr



KAIST에서 2009년 항공우주공학 박사학위를 받았다. 1996년부터 2000년까지 (주)현대우주항공에서 근무한 후 2000년부터 지금까지 한국항공우주연구원에서 재직 중이다. 아리랑 위성 관제시스템 개발에 참여하였으며, 우주쓰레기 위험분석 SW, 캡처시스템 지상시험모델, 6U급 초소형위성 개발 과제들의 연구책임자를 맡았으며, 현재 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비스 기술을 개발하고 있다.

**최원섭** wschoi@kari.re.kr



서울대학교에서 2003년 전자공학 학사, POSTECH에서 2008년 기계공학 석사학위를 취득하였다. 2004년부터 2009년까지 원익로보틱스, 2010년부터 2013년까지 현대자동차에서 재직하였고, 2014년부터 한국항공우주연구원에 재직 중이다. 우주쓰레기 캡처시스템 지상시험, 지구 관측 초소형위성 개발에 참여하였고, 현재 근지구 우주환경 관측용 초소형위성, 랑데부/도킹 기술 검증용 초소형 위성 등을 개발 중이다.

**김민기** mkkim12@kari.re.kr



2012년에 서울대학교에서 항공우주공학 박사 취득 후 한국항공우주연구원에 입사하였다. 위성시스템 종합설계 플랫폼 개발을 맡은 바 있고, 현재는 초소형위성 개발 사업에 참여하고 있다. 주 연구분야는 나노위성 열구조시스템 설계 및 해석이고, 랑데부 도킹/궤도상 서비스 등 우주기술 연구에 참여하고 있다.

**김진형** jinhkim@kari.re.kr



2010년 충남대학교에서 메카트로닉스공학 석사학위를 취득하였고, 2016년 한국항공우주연구원에 입사하여 우주쓰레기 능동제거 기술 및 궤도상서비스 기술을 개발하고 있다. 관심 연구분야는 비전 기반 궤도상서비스 기반기술이다.

**김기덕** KiduckKim@kari.re.kr



KAIST에서 2013, 2015, 2020 학, 석, 박사 학위를 취득하고, 2020년부터 한국항공우주연구원에서 선임연구원으로 재직 중이다. 현재 초소형위성 자세제어계 개발과 랑데부/도킹 기술 개발을 하고 있다.

**김지석** jiskim@kari.re.kr



충북대학교에서 2018년 천문우주학/기계공학 박사학위를 받고, 2018년부터 과학기술연합대학원대학교(UST)의 한국항공우주연구원 캠퍼스에서 항공우주시스템공학 석박사 통합과정에 있다. 현재 초소형위성 열구조 해석 및 우주쓰레기 기술 관련 연구에 참여하고 있다.

**조동현** donghyun.cho@pusan.ac.kr



2012년 KAIST 항공우주공학과 박사 졸업하고, 2011년부터 2021년까지 한국항공우주연구원에서 우주쓰레기 위험분석, 초소형위성 제어 기술 및 군집위성 설계를 수행하였다. 현재 2021년부터 부산대학교 항공우주공학과 조교수로 재직 중이며, 관심분야로는 달착륙선 최적 궤적 설계, 인공위성 궤도제어, 궤도상서비스 기술이다.

**이재진** jilee@kasi.re.kr



KAIST에서 2002년 물리학 박사학위를 받았다. 2004년부터 2006년까지 UC Berkeley Space Sciences Lab.에서 박사후 연수원으로, 2006년부터 2007년까지 KAIST 인공위성연구소에서 근무하였으며, 2007년부터 지금까지 한국천문연구원에서 근무하고 있다. 과학기술중형로켓 II, 우리별 3호, 다목적실용위성 1호, 과학기술위성 1호, 3호 등 국내 과학 탑재체 개발에 참여하였으며, 우주환경에 대한 연구를 진행하고 있다. 현재 도요셋 프로젝트 연구책임자로 활동하고 있다.