

캔 위성을 활용한 행성 탐사 장비 배달 임무 수행 : 2024 CanSat Competition

구세은*, 배형준, 이정혁, 조동우, 조승원, 목성훈
인하대학교 항공우주공학과



초록

뉴 스페이스 시대의 도래로 우주 발사체와 위성의 민간 연구가 활발해지고 있는 가운데, 큐브위성을 비롯한 초소형 인공위성을 대한 수요는 늘어나고 있다. 그러나, 인공위성을 발사하는 데 큰 비용이 소모되고, 실증 위성 개발에 많은 시간이 소요되므로 위성 설계 및 운용에 관한 기술 축적은 위성 개발의 새로운 과제로 대두되고 있다. 캔 위성은 실제 위성을 모사한 나노 규모 위성 모델로, 초소형 인공위성인 큐브위성과 유사한 부 체계를 갖추고 있어 소형위성의 개발 및 운용 과정 전반을 학습하는 데 적합하다. 본 연구에서는 미국 천문학회(AAS)에서 주최하는 2024 CanSat Competition에 참가하여 개발한 캔 위성의 개념 설계 및 제작 과정을 기술하고, 이를 운용하기 위한 지상국 및 통신 시스템의 구성에 대해 고찰한다.

연구목적

▶ 캔위성을 통한 위성 시스템 학습

캔위성은 비교적 저비용으로 제작 및 운용이 가능하여, 복잡한 위성 시스템을 실제로 경험하고 이해하는 데 효과적인 도구

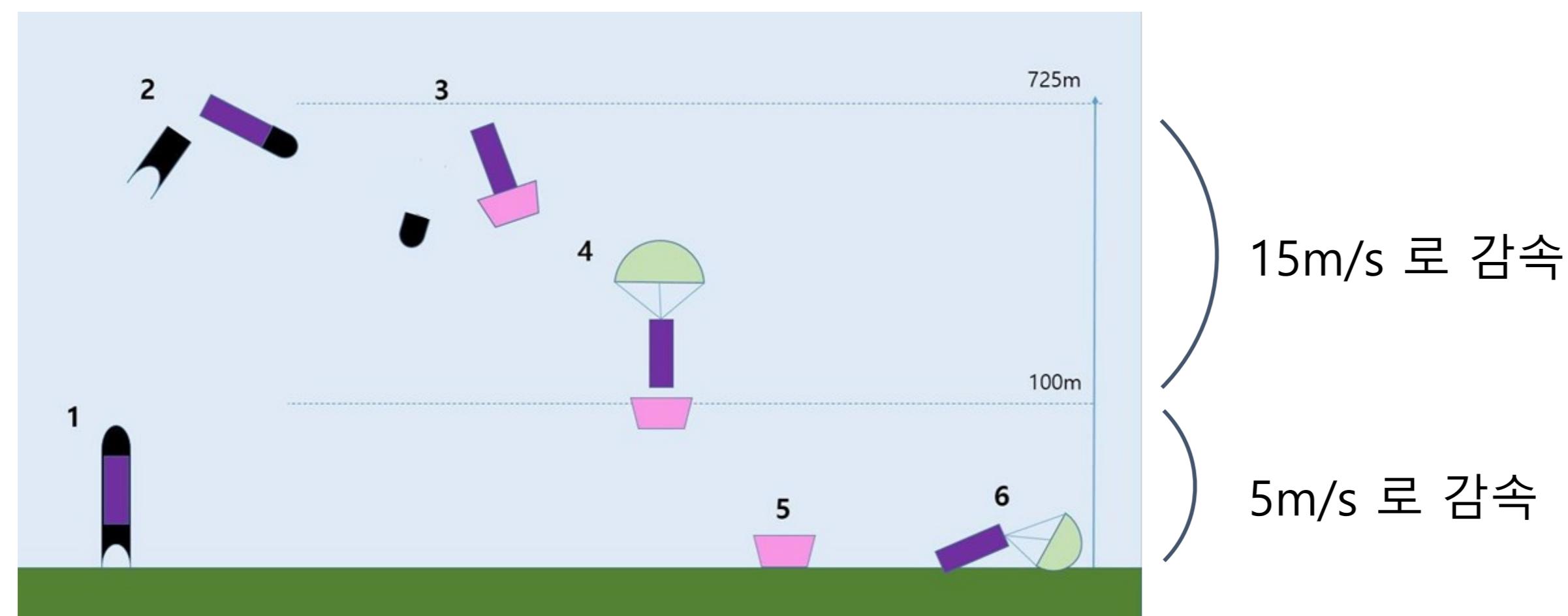
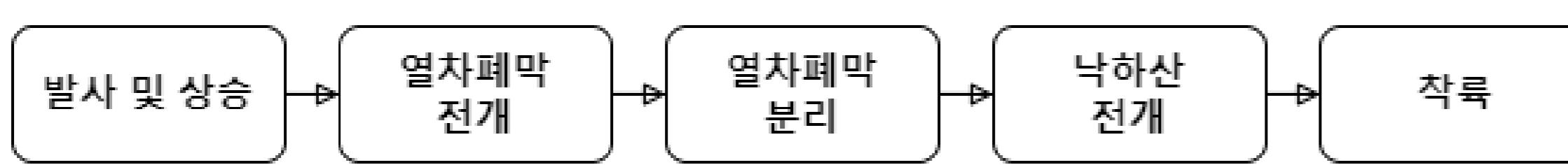
▶ 시스템 엔지니어링 전체 사이클 참여

기본설계검토(PDR)에서부터 상세설계검토(CDR), 환경시험, 비행준비검토(FRR), 발사 및 운용, 비행 후 검토(PFR)까지의 모든 단계를 경험하며 엔지니어링 역량 향상

연구내용

1. 미션 개요 및 요구사항 분석

- 행성 탐사 장비 배달 상황(Planetary Probe Instrument Delivery Mission)을 모사
- 열차페막과 낙하산을 전개해 페이로드를 지상으로 안전하게 운송해야 함
- 캔위성은 노즈콘을 포함하여 900그램 내외로 설계해야 하고, 통신과 자세 제어 등 임무에 필수적인 기능을 갖추어야 함.



<System Concept of Operation>

2. 부체계 개발

Descent & Mechanical Design

Rotation/ Stability

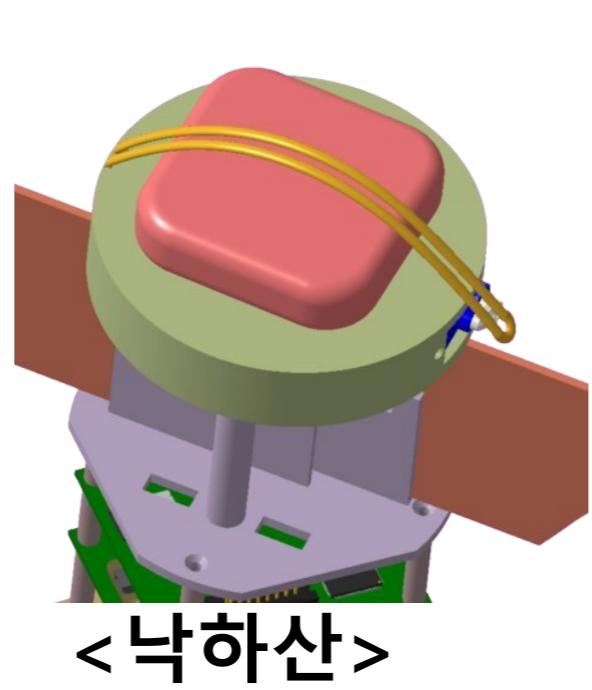
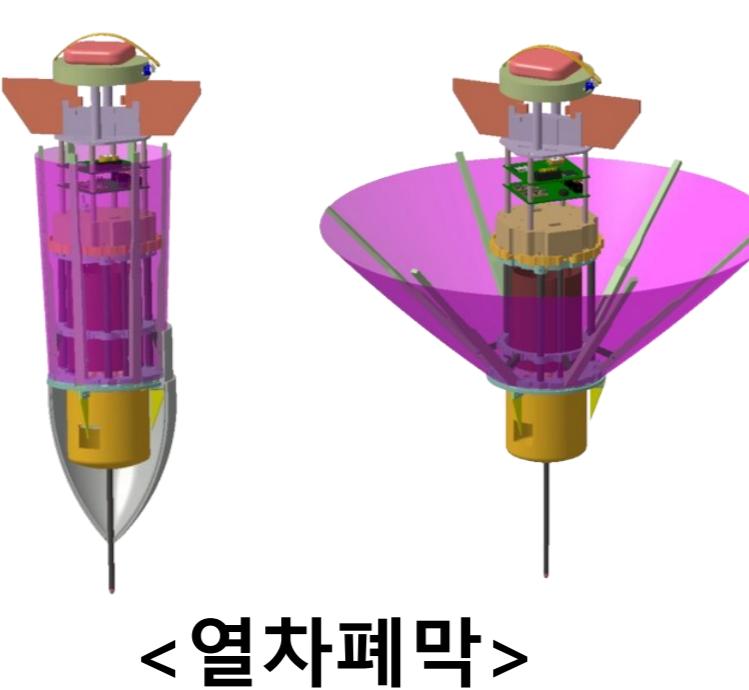
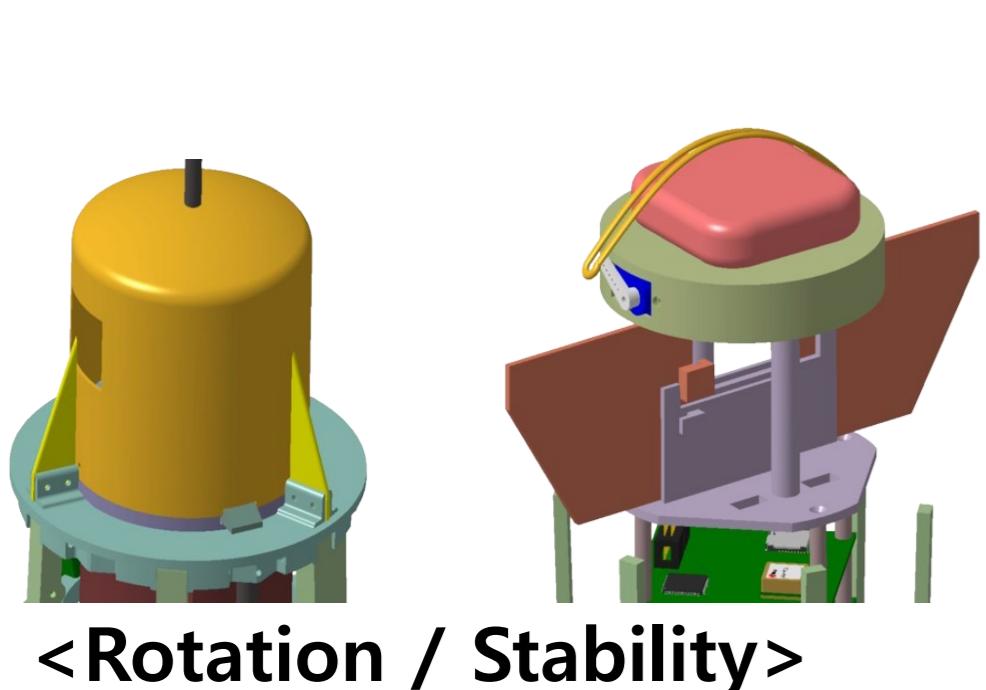
- 무거운 부품을 캔 위성의 하단 부분에 배치하여 Passive Stability 제어
- 노즈콘 옆 3개의 Fin과 낙하산 아래 2개의 Stabilizer를 사용하여 Passive Rotation 제어

열차페막

- 캔 위성이 사출되면서 스프링의 장력에 의해 Passive 방식으로 전개
- 고도 100m 도달 시 랙과 피니언을 사용하여 구속을 해제하고 중력을 이용하여 분리
- 15m/s로 감속하기 위해 열차페막의 지름은 43cm, 소재는 Ripstop Nylon 사용

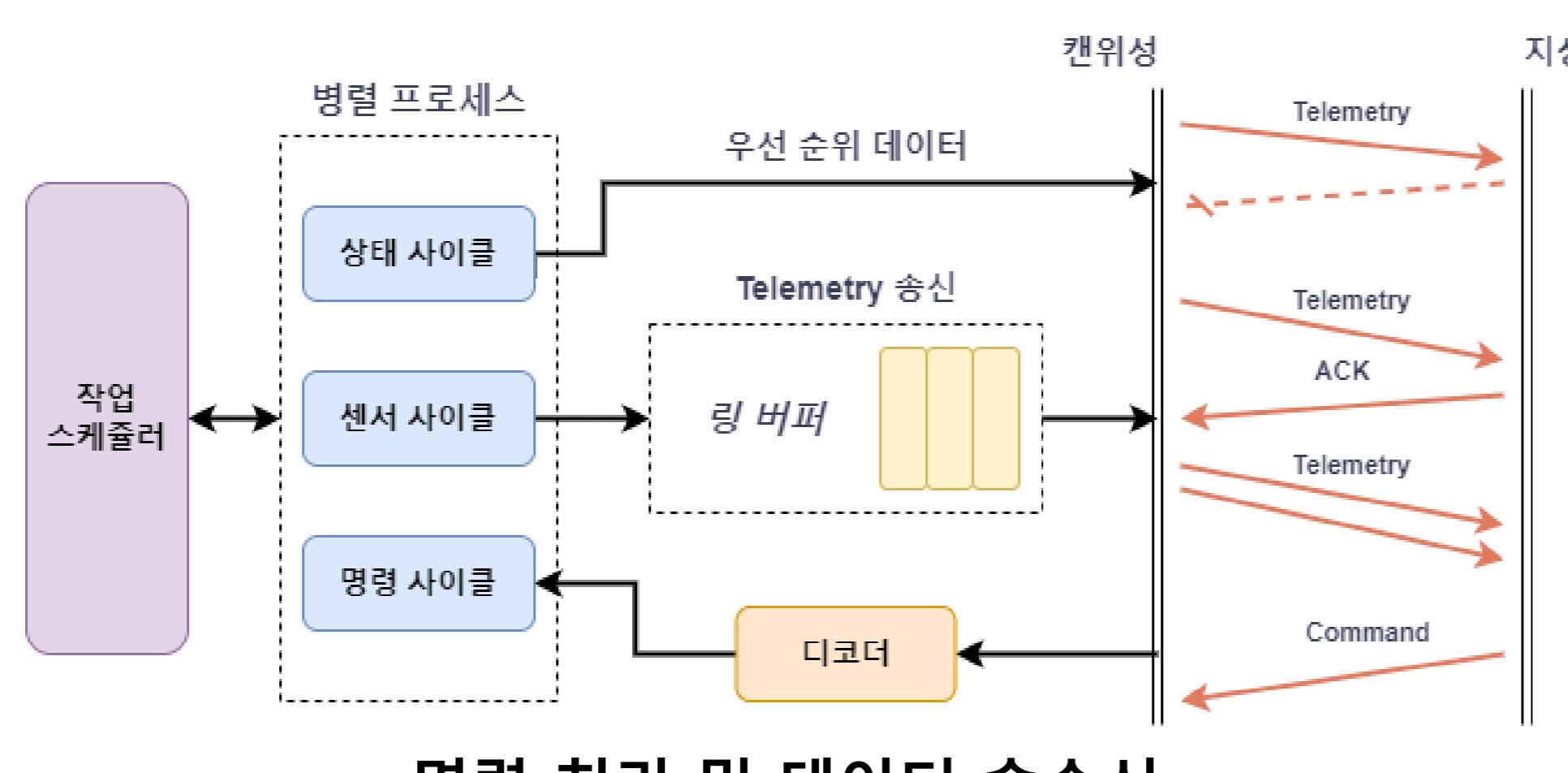
낙하산

- 고무줄을 사용하여 낙하산 고정
- 고도 100m 도달 시 서보모터를 회전시켜 구속하던 고무줄을 해제하여 전개
- 5m/s로 감속하기 위해 낙하산의 지름은 85cm, 소재는 Ripstop Nylon을 사용



C&DH (명령 및 데이터 처리)

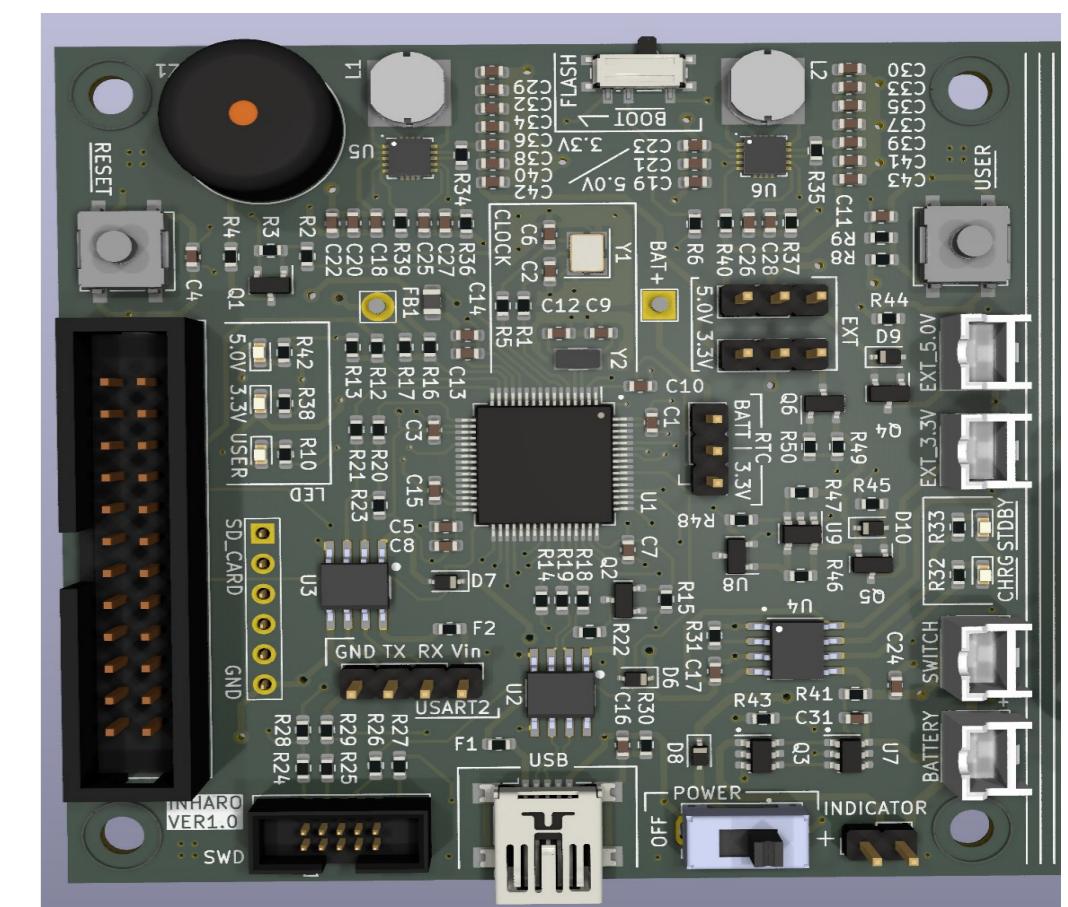
- RTOS를 이용한 병렬 처리로 자세 제어 및 인터럽트 대응
- Frame 단위의 데이터 송수신으로 데이터 무결성 확보
- 지연 내성 네트워크(DTN) 목적의 링 버퍼 및 Burst Mode 동작 구현



<명령 처리 및 데이터 송수신>

▶ EPS (전력 제어 시스템)

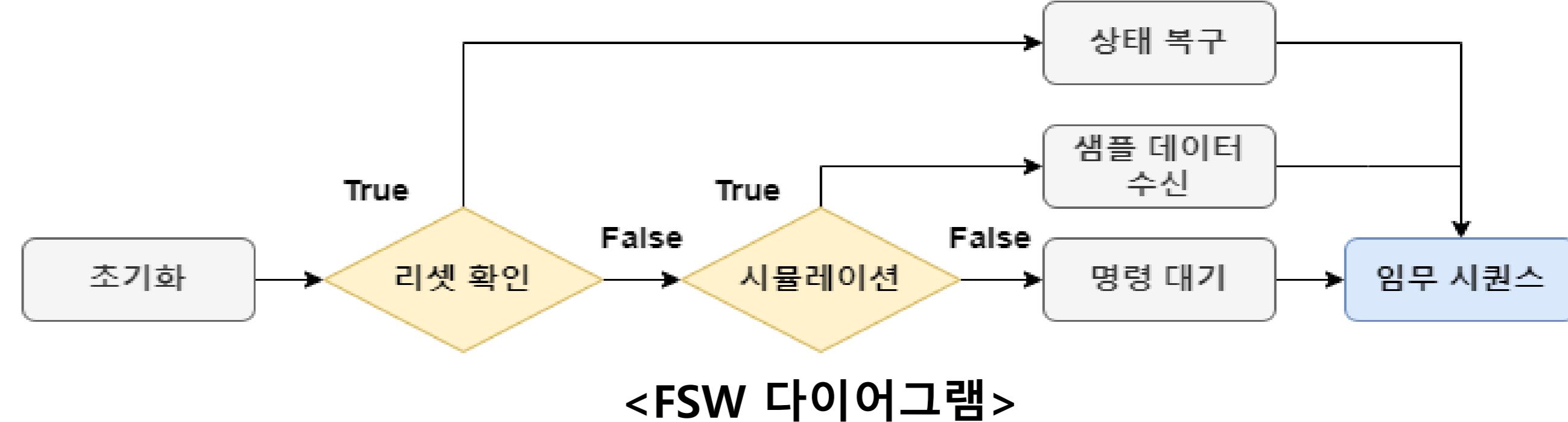
- 외부 배터리 충전 및 전압 보호 회로 내장
- 전력 효율을 높이기 위해 벽 컨버터 사용
- 레귤레이터에서 가청 잡음이 발생했지만, 프로세서 동작에 문제가 없었음
- 내진동성을 갖추도록 커넥터 구성



<캔 위성용 EPS 및 프로세서>

▶ FSW (비행 소프트웨어)

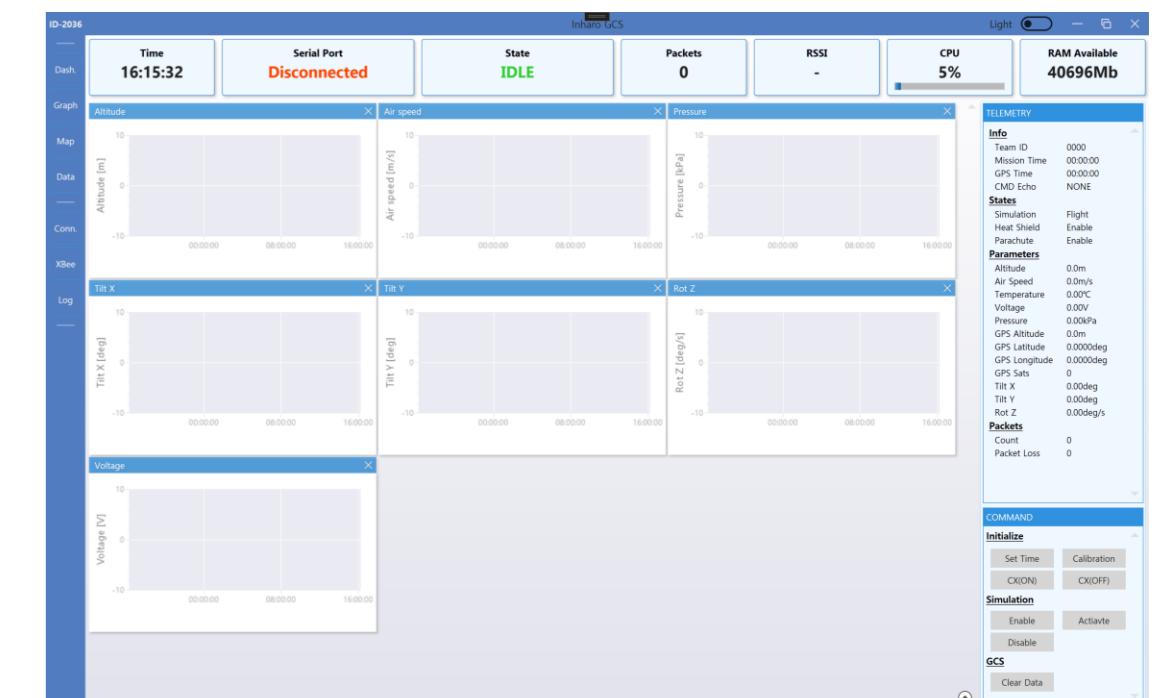
- 하드웨어 리셋 복구 프로시저 설계
- 샘플 데이터를 이용한 시뮬레이션 기능 구현
- 임무 시퀀스의 Key value는 고도



<FSW 디아그램>

▶ GCS (지상국)

- C#과 WPF 기반의 지상국 설계
- Telemetry 수신 및 실시간 그래프 시각화에 중점을 둠
- 모든 데이터를 메모리에 저장하여 리소스 사용량이 많은 문제 존재
- 향후 지상국 개발 시 프로그램 최적화 수행



<지상국 소프트웨어>

3. 환경시험

- 발사 및 운용과정에서 위성은 강한 충격과 진동, 기압 변화, 온도 변화를 견뎌야 함
- 정렬시험, 낙하시험, 열시험, 진동시험, 진공시험을 통해 위성의 내구성 및 신뢰도 검증



<환경시험(왼쪽부터 정렬시험, 낙하시험, 열시험, 진동시험, 진공시험)>

결론 및 향후 계획

4. 결론

성공

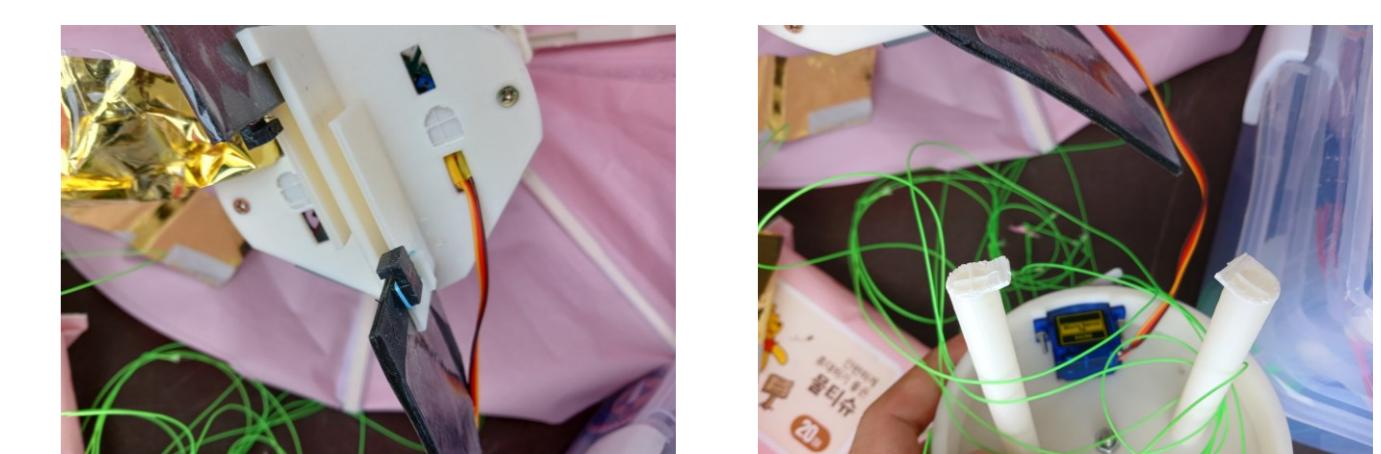
- Payload(계란)의 파손 없이 안전하게 착륙
- 자세와 회전 안정성을 모두 유지
- 비행 소프트웨어가 의도한대로 작동됨
- 두 카메라 모두 안정적으로 녹화됨



<녹화 영상>

실패

- 발사 충격으로 인해 낙하산의 조기 전개, 부품 파손 그리고 EPS의 Reset이 발생함
- 공기 저항과 파손된 부품으로 인해 열차페막의 완전한 전개 및 분리에 실패
- SD Card 작동 실패와 안테나 방향성 문제로 인해 2개의 패킷만 수신



<충격에 의해 파괴된 캔 위성>

5. 향후 계획

- 실패 분석을 통한 개선 방안을 바탕으로 신뢰성 있는 재료와 메커니즘을 도입하여 위성의 성능과 안정성을 대폭 향상할 것