J. Space Technol. Appl. 3(1), 72-85 (2023)
https://doi.org/10.52912/jsta.2023.3.1.72

우주기술과 응용
Journal of Space Technology and Applications
pISSN 2765-7469 eISSN 2799-3213

연구논문

나노위성 전개스위치 구현 사례 및 고찰

김민기†

한국항공우주연구원

A Case Study of the Implementation of Deployment Switch for Nanosatellites

Min Ki Kim†

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon 34133, Korea

Received: December 14, 2022
Revised: December 30, 2022
Accepted: January 7, 2023

†**Corresponding author :**
Min-Ki Kim
Tel : +82-42-860-2347
E-mail : mkkim12@kari.re.kr

Copyright © 2023 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
Min-Ki Kim
https://orcid.org/0000-0003-1167-6658

요 약

대다수 나노위성은 발사관에 수납되어 발사되며 발사관 내부의 나노위성은 수납 중에는 전원이 꺼진 상태로 보관되다가 전개와 동시에 전원이 인가된다. 이를 위하여 나노위성은 전개스위치를 필수로 장착하고 있다. 대부분의 나노위성의 전개스위치는 위성의 부팅을 담당하는 전기 스위치와 그를 조작하는 기계적 조립체로 구성된다. 위성은 본체 내부에 전기 스위치를 갖추고 있으며, 이를 누르는 기계적 구조를 통해 외부에서 스위치를 조작한다. 이러한 설계는 기계적 복잡도를 높이고 누름쇠와 본체와의 마찰과 같은 문제로 확실한 작동을 보장하기 어렵다는 단점이 있다. 본문에서는 이의 대안으로 전기스위치를 본체 바깥에 장착하여 직접 외부와 접촉하는 방식과 그 구현 사례를 소개하며 나노위성 전개스위치 구현에 관한 새로운 방법론을 제안하고자 한다.

Abstract

Most Nanosatellites are launched in nanosatellite deployers. Nanosatellites in the deployer are turned off during launch, and they start boot sequence after deploying at their mission orbit. For this reason, nanosatellites must have deployment switch. Most of the nanosatellite deployment switch has two part, first is electric switch to boot the satellite system and second is mechanical assembly to push the switch. In most cases, electric switches are installed in the satellite main body, and the switch operations are translated via the mechanical assembly. These implementations are mechanically complicated and hard to guarantee the appropriate operation without the problems due to friction between pusher and satellite structure. This paper proposes the another implementation method of deployment switch for nano-satellites by installing the electric switch outside the main body without any kind of mechanical parts.

핵심어 : 전개스위치, 나노위성, 부팅, 발사관
Keywords : deployment switch, nanosatellite, booting, deployer

1. 서론

큐브위성으로도 불리는 나노위성(Nanosatellite)은 1-10 kg 사이의 작은 질량의 위성으로

정의된다. 1998년에 스탠포드 대학교에서 10 × 10 × 10 cm 크기의 첫 나노위성[1]이 발사된 이후로 2,000대[2]가 넘는 나노위성이 발사되었다. 통상적인 나노위성은 대략 10 × 10 × 10 cm 부피를 단위로 하는 직육면체 형상이어서 큐브위성(Cubesat)으로 불리기도 하며, 그 크기에 따라 현재까지 1-3U[3], 6U[4]가 표준으로 널리 사용되며, 개발 주체에 따라 최대 27U[5]까지 제시하기도 한다.

한국항공우주연구원에서는 6U급 지구관측위성 HiREV(High Resolution Image and Video Nanosatellite)[6], 우주기술 검증용 KARDSAT(KARI Rendezvous/Docking Demonstration Satellite) 위성[7]을 개발한 바 있으며, 한국천문연구원과 공동으로 우주환경 관측을 위한 4기의 6U급 나노위성 SNIPE(Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment)[8]를 개발 완료하여 2023년 상반기에 발사를 기다리고 있다.

SNIPE는 4기 위성의 편대비행을 통해 우주환경 입자 및 지구 자장의 공간적 변화를 관측할 수 있으며, 이를 위해 임무탑재체로 고에너지 입자 검출기(solid state telescope), 자력계(magnetometer), 랑뮤어 탐침(Langmuir probe) 등이 탑재된다. SNIPE의 최소 임무기간은 6개월이며 목표 수명은 1년으로 개발되었다[9].

대다수의 나노위성은 발사관(deployer)에 수납되어 발사되며 발사체에 의해 궤도 도달 후 발사관의 사출로 인해 우주궤도에 투입된다. 발사관에 수납된 나노위성은 발사관에서 사출 전까지는 전원이 종료된 상태로 궤도로 이송되어 사출 직후부터 시스템 전원을 작동하며 그 임무를 시작한다. 위성의 부팅을 담당하는 전기 스위치가 있으며, 이는 발사관에 의해 억제된 상태로 수납되어 사출 직후 누름이 해제되며 위성의 전원이 인가된다. 위성의 부팅을 담당하는 스위치를 전개스위치(deployment switch)라고 한다. 1-2U급의 나노위성은 한 발사관을 공유하며 위성 사출 시 충돌을 방지하기 위해 서로를 밀어내는 역할을 수행하는 분리스프링이 있으며, 동시에 본체 내부의 스위치 작동을 담당하기도 하기 때문에 일부에서는 전개스위치를 분리스위치(separation switch)라고도 부르기도 한다.

통상적인 나노위성 전개스위치는 위성 본체 내부에 전기 스위치가 위치하며, 이를 작동하는 별도의 누름쇠가 본체 외부에 돌출되어 발사관에 의해 지탱되는 반력을 전기 스위치에 전달하는 방식을 사용한다. 누름쇠는 용수철과 함께 조립되어 위성을 발사관에 수납 시에는 압축력을 전기 스위치에 인가하며, 사출 시는 용수철의 복원력으로 누름쇠를 전기 스위치로부터 해제하며 이로 인해 위성은 부팅 절차에 돌입하게 된다.

SNIPE는 통상적인 전개스위치 구현과 달리 전기 스위치를 외부에 장착하여 직접 발사관 접촉을 통해 전원 신호를 인가하는 방법[10]을 채택하였으며, 본문에서 해당 방법론에 대해 자세히 논하고자 한다.

2. 본론

전개스위치 구현 방식에는 크게 두 가지로 분류할 수 있다. 첫 번째는 전기 스위치를 본체 내부에 장착하고 용수철과 결합된 누름쇠를 통해 압축력을 기계적으로 전달하는 방식으로서, 상용 나노위성 플랫폼을 포함한 대다수의 나노위성이 적용하는 방식이다. 두 번째는 본 논문에서 제시하는 방식으로 전기 스위치를 본체 외부에 노출하여 발사관에 직접 접촉하는 방식이 있다. 두 방식은 모두 각자의 장단점이 있고 이에 대해 기술하기로 한다.

2.1 전개스위치 내부 구현

본체 내부에 전기스위치와 이를 작동하는 누름쇠를 장착하는 방식으로 누름쇠의 위치에 따라 다양한 방식이 있다. 이 방식은 크게 나노위성 레일 종단면에 설치하는 방식과 다른 위치에 설치하는 방식으로 세부적으로 나뉠 수 있다.

큐브위성 표준에서는 모든 위성은 1개 이상의 전개스위치가 있어야 하며(requirement 3.3.2 at [3]) 1-2U 위성의 경우 분리스프링(separation spring)을 레일 종단면 4곳 중 2곳 이상에 설치(requirement 3.2.7 at [3])할 것을 명시하고 있다. 더불어 1-3U 표준 규격은 전개스위치를 레일 종단면에 설치할 것을 명시한 반면 6U(requirement 3.3.2 at [4])는 그러한 제한은 없다.

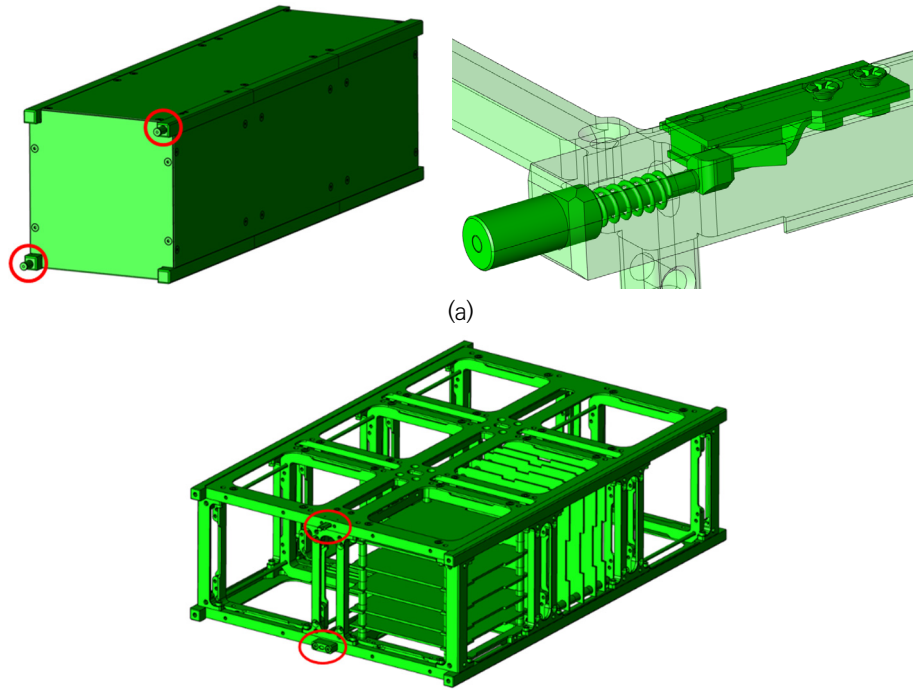
분리스프링의 주된 역할은 접촉되어 발사되는 두 위성의 원활한 사출을 위해 사출 시 척력을 부가하여 충돌 및 간섭을 최소화하는 것이다. 그러나 분리스프링에 누름쇠를 결합하여 시스템 부팅도 동시에 수행할 수 있으므로 이러한 분리스프링 요구조건은 곧 전개스위치 구현으로 이어지게 된다. 즉 1-2U급 나노위성의 경우에는 두 개 이상의 위성이 같은 발사관을 공유한다는 점으로 인해 레일 종단면에 분리스프링을 설치하고 여기에 누름쇠, 전기 스위치를 결합하는 방식을 적용할 수 있다. 더불어 같은 발사관을 공유하는 두 기 이상의 위성은 맞닿은 레일 종단면을 제외하고는 서로의 접촉 및 간섭이 허용되지 않으므로 전개스위치는 레일 종단면에만 설치되는 누름쇠에 의해 작동한다.

3U 이상 나노위성의 경우, 위성 1기당 1곳의 독자적인 발사관을 확보하므로 1-2U와 달리 별도의 분리스프링에 대한 요구조건을 설정하지는 않기에 표준 요구조건을 완화하면 전개스위치 설치가 레일 종단면에 구속받지 않으며, 특히 6U는 전개스위치 구현에 표준으로 정착된 요구사항은 존재하지 않는다.

따라서 6U급 나노위성 전개스위치는 플랫폼 제조사마다 상이하다. ISISpace[11]의 경우 Fig. 1에서 보듯이 1-3U와 달리 6U급의 전개스위치는 레일 종단면이 아닌 곳에 설치된다. 반면 Gomspace[12]는 Fig. 2처럼 6U도 그보다 작은 위성과 동일한 방식으로 설치된다. Pumpkin[13]의 제품은 1-3U 크기만 취급하며 Fig. 3처럼 모두 레일 종단면에 설치된다. 이들의 누름쇠와 결합된 용수철의 조립 방식은 다양하며 나사산(screw), 억지끼워맞춤(interference fit), 고정 핀(pin) 등 다양한 기법을 활용하였을 것으로 추정된다.

전개스위치를 내부에 구현하는 방식은 전기 스위치가 내부에 있으므로 조립 및 이송 등 나노위성 취급 시 발생할 수 있는 전기 스위치의 파손 가능성을 낮출 수 있다. 특히 레일 종단면에 누름쇠를 설치하는 방식은 나노위성이 표준 크기를 준수하는 이상 모든 발사관에 적용할 수 있다는 큰 장점이 있다. 그리고 전술한 것처럼 1-2U급 나노위성의 경우 반드시 레일 종단면에 분리스프링을 설치해야 하기에 해당 방식 외에는 선택의 여지가 없다.

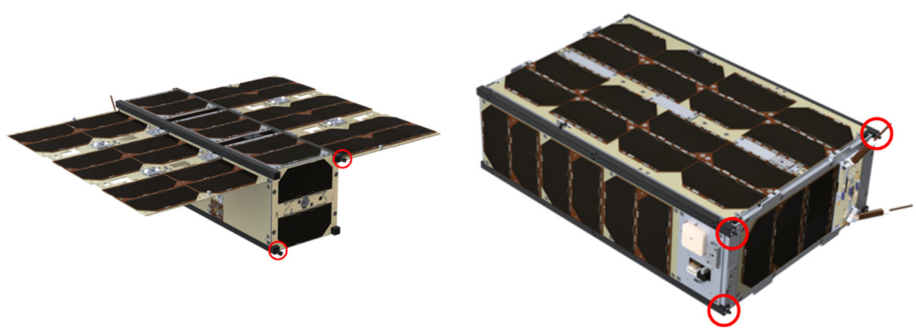
반면 해당 방식은 전기 스위치와 별도로 누름쇠와 용수철을 포함한 기계적 구조가 필수적이다. 이는 진공, 고온과 저온 환경이 반복되는 우주 환경의 작동 여부를 확실히 보장하기가 쉽지 않다. 특히 냉간용접(cold welding) 현상으로 누름쇠가 움직이지 않을 가능성이 있으며, 이의 예방을 위해 많은 고려가 필요하다. 냉간용접 위험성 외에도 원활한 움직임을 위해 마찰을 최소화함과 동시에 발사 진동을 줄이기 위한 적절한 공차 선정 등에도 많은 연구가 필요하다. 이는 제한된 시간과 예산으로 개발하는 경우가 많은 나노위성 개발에 또 다른 부담이



(a)

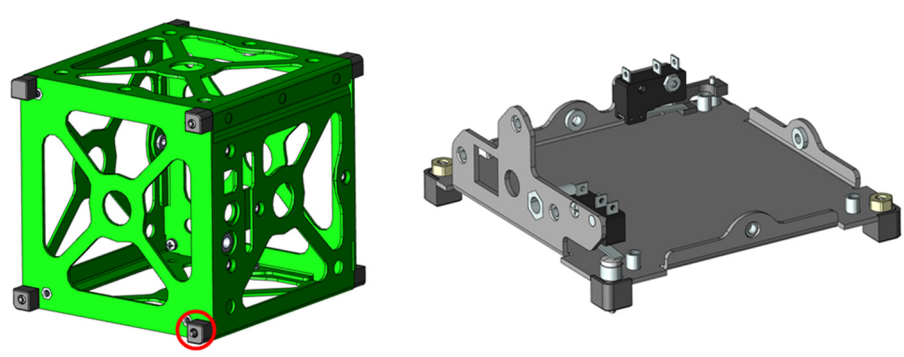
(b)

Fig. 1. Deployment switches of 3U(a) & 6U(b) of ISISpace.



(a) (b)

Fig. 2. Deployment switches of 3U(a) & 6U(b) of Gomspace.



(a) (b)

Fig. 3. Deployment Switches of 1U of Pumpkin Space.

된다. 따라서 해당 방식을 적용할 시 많은 시험과 검증이 이루어진 설계를 적용하는 것이 권장된다.

2.2 전개스위치 외부 구현

이러한 전개스위치 내부 구현의 문제점으로 SNIPE에는 전기 스위치 자체가 바로 전개스위치 역할을 수행하도록 스위치를 본체 외부에 배치하여 누름쇠 구조가 불필요한 방식을 고안하였다. SNIPE 위성은 우주환경 관측을 위한 3개의 주탑재체와 2개의 부탑재체를 갖추고 있으며, 4기의 편대 비행의 궤적 변경을 위한 추력기를 탑재하고 있다. 위성의 외형은 Fig. 4와 같고 탑재한 유닛들은 Table 1과 같다[9].

SNIPE 위성은 전개형 태양전지판[15]을 갖추고 있으므로 발사관 수납 시 발사 진동하중으

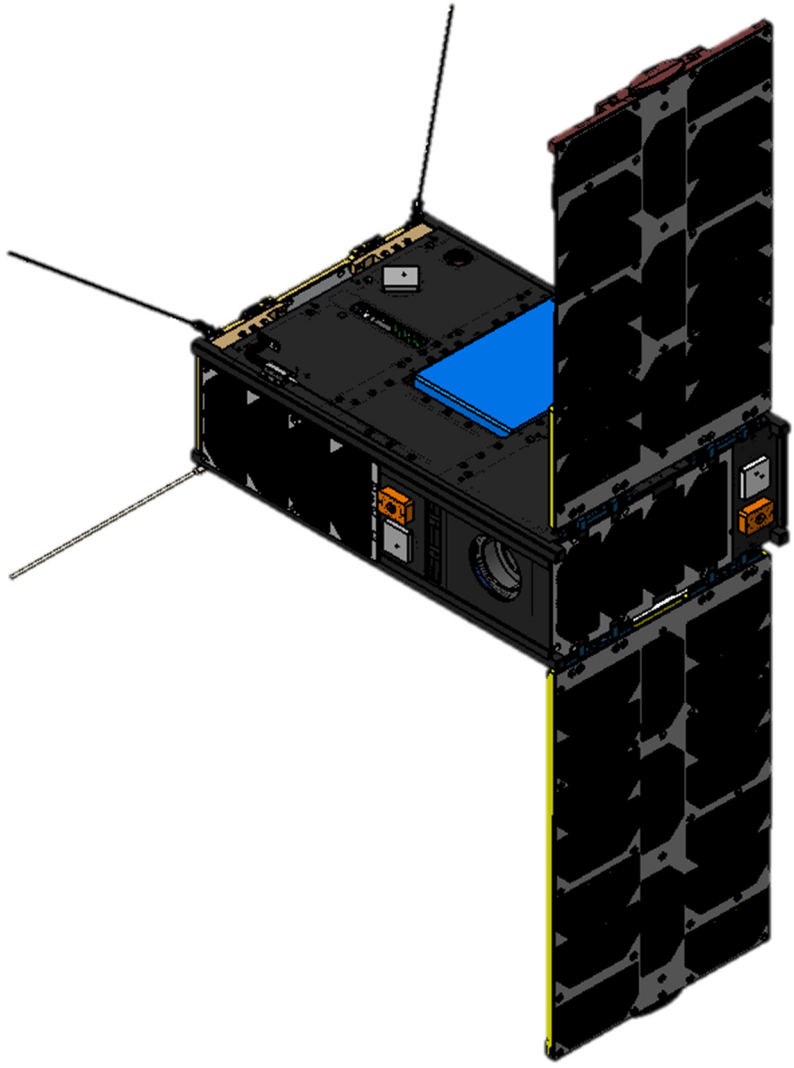


Fig. 4. External Figure of SNIPE [9]. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

Table 1. Subsystem and Units in SNIPE [14]

Subsystem	Units	Description
CDHS	OBC	
EPS	EPS board	
	Battery	
	Solar panel	
AOCS	RWA	
	MTQR	
	ST	
	ASS	
	GPS receiver	
	GPS antenna	
COMS	UHF transceiver	
	UHF antenna	
	S-band transceiver	
	S-band antenna	
STS	Structure	
PS	Thruster	For formation flying
Payload	SST	Solid state telescope
	MAG	Magnetic field measurement
	LP	Langmuir probe
	Iridium	For communication backup
	GRBM	Gamma ray burst monitor

SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment; CDHS, Command and Data Handling Subsystem; EPS, Electric Power System; AOCS, Attitude and Orbit Control Subsystem; COMS, Communication Subsystem; STS, Structure and Thermal Subsystem; PS, Propulsion Subsystem; OBC, On Board Computer; RWA, Reaction Wheel Assembly; MTQR, Magnetorquer; ST, Star Tracker; ASS, Analogue Sun Sensor.

로 고정 끈 풀림 현상[14,16,17]이 발생할 우려가 있다. 실제로 Fig. 5와 같이 시제인증모델(engineering qualification model)로 시험 시 이러한 문제가 발생한 적이 있으며, 이의 해결을 위해 접착제를 사용하여 끈 풀림을 예방하는 조치를 적용하였다.

그리고 만일 수납 후 끈 풀림으로 의도치 않게 태양전지판이 전개가 될 경우, Fig. 6처럼 발사관의 턱 구조에 막혀서 사출이 불가할 수 있는데, 이를 예방하기 위해서 Fig. 7과 같이 태양전지판이 전개되는 방향과 반대로 삽입하여 사출 불가 위험성을 경감할 수 있다. Fig. 6의 붉은 원에 도시된 것과 같이 발사관의 턱 구조에 의해 태양전지판이 막히게 되고 설령 위성이 사출되어도 사출 과정에서 발사관과 전개된 태양전지판의 충돌로 인해 태양 셀의 손상을 야기할 가능성이 높아진다. Fig. 7의 수납 방식은 Fig. 6의 방식과 비교할 때 발사관 내부 턱에 막힐 가능성을 낮추어 줄 뿐만 아니라, 사출 시 태양전지판의 셀 손상도 최소화할 수 있다.

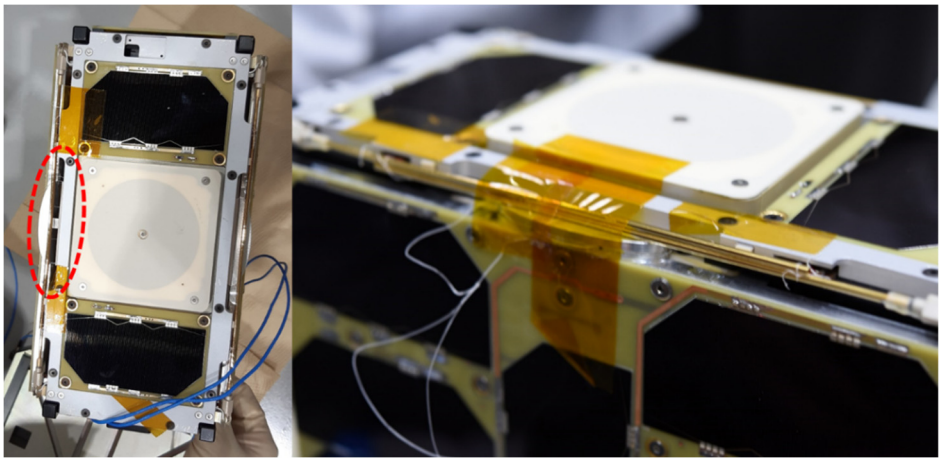


Fig. 5. Failure of the HRM String (right) and Unexpected Deployment of the Solar Panel (left) [9].

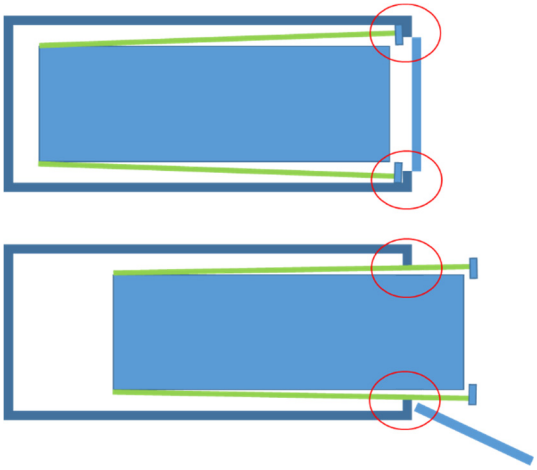


Fig. 6. Stuck of nanosatellite in a deployer (upper) and solar cell damage by deployer thresholds (lower).

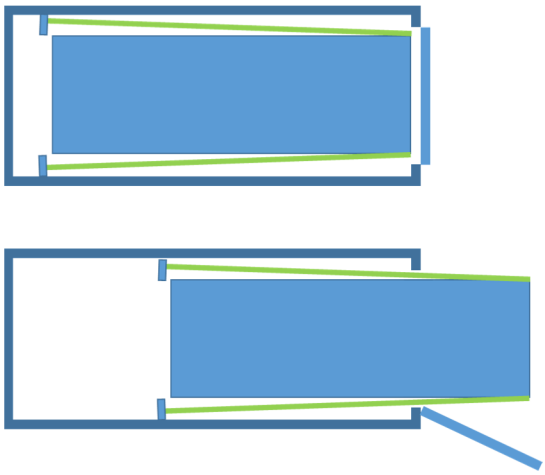


Fig. 7. Prevention of stuck of nanosatellite (upper) and mitigation of solar cell damage by deployer (lower).

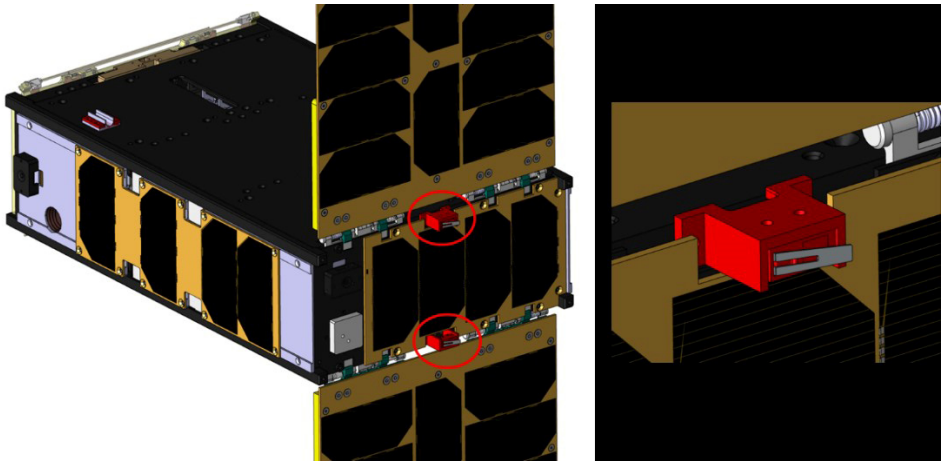


Fig. 8. Deployment switch of SNIPE. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

이와 함께 발사관도 내부의 턱 구조를 제거하거나 빗면을 설치하는 등 막힘을 최소화하는 설계를 적용할 필요가 있다. 더불어 참고문헌[18-20]에 제시된 것처럼 발사관이 위성 고정 기능을 갖추어 위성에 가해지는 진동을 줄일 필요도 있을 것이다.

Fig. 7의 수납 방식을 확정하고 이에 따라 전개스위치는 발사관 개폐문에 접촉하는 것을 상정하여 태양전지판의 회전축이 있는 면에 장착하였다. 태양전지판이 전개된 상태의 전체 외형 및 전개스위치 위치는 Fig. 8과 같다. Fig. 8의 붉은 색 원 안쪽의 붉은 색 부품이 스위치 홀더와 전기 스위치이다. 해당 그림의 돌출된 스위치 레버와 발사관 개폐문 내벽이 접촉하여 전개스위치를 작동시킨다. 발사관의 ICD(interface control document)를 참조하여 스위치 홀더를 설계하였다.

SNIPE는 기본적으로 태양 지향 모드이고 이는 전개된 태양전지판이 입사되는 태양광에 수직하도록 자세를 유지하므로 스위치 레버 및 홀더에 의한 그림자는 무시할 수 있다. Fig. 8에서 보다시피 태양 셀의 크기 및 스위치와 그 홀더의 크기를 감안 시 그림자의 영향은 큰 문제가 되지 않는다. 정확한 태양 지향 자세에서 약간 기울어져도 스위치가 만드는 그림자의 영향을 받는 부분은 두 스위치 사이의 4개의 셀을 가진 태양전지판뿐이며, 이는 전력 생산에 큰 지장을 주지 않는다. 만일 전개형 태양전지판까지 그림자에 의한 영향을 고려할 정도면 태양전지판과 태양광 각도가 40°보다 클 정도로 기울어져 있을 때인데, 이럴 때는 지상과의 통신과 같은 일부 임무 모드일 경우이고, 이 비중은 크지 않기에 위성 전력에 문제는 없다.

2.3 SNIPE (Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment) 전개스위치 구현의 문제 및 해결 방안

일반적으로 전개스위치를 외부에 장착 시에는 보다 간결하고 단순하게 그 기능을 구현할 수 있으며, 기계적 요소에서 오는 불확실성을 제거할 수 있는 반면에 전개스위치 설치가 발사관 형상에 의존적이라는 단점이 있다. 이점 자체는 발사관의 특성과 정보를 개발 초기부터 자세히 알 수 있다면 큰 문제가 되지 않으나, 실제 나노위성 개발 시에는 발사관 내부의 상세 정보를 사전에 취득하기 어려운 경우가 많다.

SNIPE 역시 발사관의 ICD에 구체적으로 명시되지 않은 발사관 개폐문 내부의 재질 특성으로 문제가 발생하였다. Fig. 9의 붉은 색 원은 발사관 개폐문에 부착된 압축성 물질을 나타낸 것으로서 좌측 그림의 네 개의 붉은 색 원 중 우측 상단의 흰색이며, 우측 그림은 이 물질에 부착되어 위성 레일 종단면과 직접 접촉하는 금속 지지대를 나타낸 그림이다. Fig. 9는 원래 흰 색 물질과 부착되어야 하는 금속 지지판이 이탈한 것을 촬영한 것으로 이 부분은 접착제를 사용하여 쉽게 다시 붙일 수 있다. 해당 압축성 물질은 발사관 개폐문과 금속 지지대 사이에 위치하며, 발사관 사출 용수철의 복원력으로 인한 위성의 반발력을 지탱하는 역할을 하는 것으로 추정된다. 해당 물질의 압축성으로 인해 위성 수납 시 발사관 개폐문의 내벽과 스위치의 간격이 확정적이지 않고 유동적이며 이로 인해 스위치 작동 시험 시 문제가 드러난다. 발사체 측 의견에 의하면 ICD의 해당 수치와 개폐문 개방 후 실측한 수치는 서로 다르며 압축성 물질의 존재로 위성 수납 후 해당 간격은 ICD 수치와 비슷하지만 약간의 차이가 존재할 수 있다. 압축성 물질이 아니었다면 ICD와 실측한 수치가 동일할 것이며, 후술할 문제점도 발생하지 않았을 것이다.

본체 조립 단계에서 전개스위치와 발사관 개폐문 내벽의 접촉 시험을 수행하였더니 스위치의 누름쇠(lever)와 개폐문과의 접촉 및 스위치의 작동 여부가 불확실하다는 점을 파악하였다. 당시에 이 문제는 해결이 쉽다고 생각되었고 해결책으로 우선 스위치 홀더와 본체 사이에 와셔(washer)를 삽입하여 스위치와 발사관 내벽의 간격을 좁힘으로써 보다 확실하게 스위치의 작동을 이루고자 하였다. 그러나 와셔를 지나치게 두껍게 할 경우, 발사관 개폐문 잠금에 어려움이 있었으며 이보다 얇은 와셔는 이전과 마찬가지로 스위치의 누름이 확실하지 않았다.

두꺼운 와셔 사용 시에는 발사관 개폐문에 많은 힘을 가해야 완전히 닫히고 잠금이 가능했다. 지나치게 강한 내부 위성과 발사관 사이의 반력은 내부 위성에도 많은 하중을 가하며, 발사관 개폐장치에도 많은 압력을 가하므로 잠금 해제에 문제가 발생할 수 있다. 무엇보다도 시험용 발사관에서는 도어의 개폐와 잠금이 가능했으나 실제 비행모델에는 이것이 가능할지 장담할 수 없다.

해당 발사관은 6U 발사공간 2기를 결합한 구조로 제작되었으며, 두 공간 모두 동일한 형상과 재질로 제작되었다. Fig. 9의 발사관 개폐문 내벽과 스위치 간격의 유동성은 발사관의 두

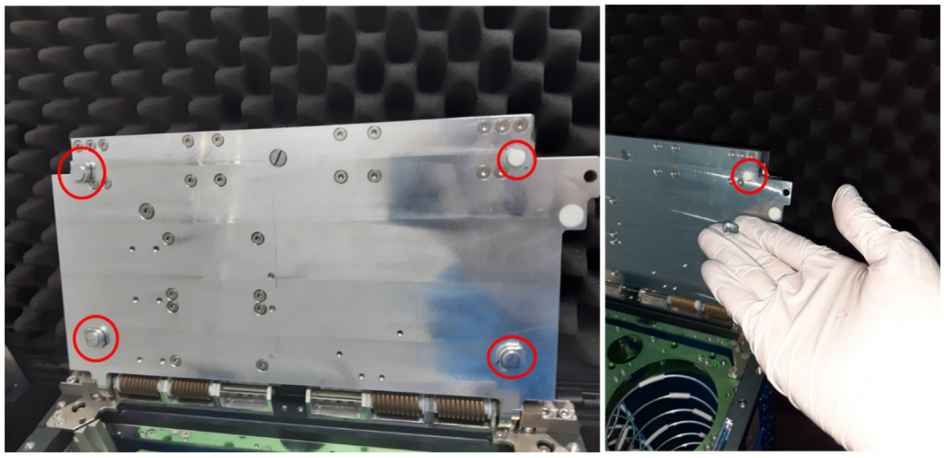


Fig. 9. Compressible material at the inner wall of the deployer door.

슬롯에서도 여전히 드러나게 되었다. 두꺼운 와셔 사용시에도 한 곳은 문제가 없는 반면 다른 한 쪽은 발사관 도어 잠금에 어려움이 있던 것이다. 추후 알아낸 바에 의하면 이러한 현상은 비행모델 발사관도 시험용 발사관과 마찬가지로서 이러한 두 현상 중 어느 것이 더 비행모델과 유사하다고 단정할 수 없다.

두 번째 방법은 스위치 레버에 접착성 물질을 추가하여 스위치 레버를 두껍게 만드는 방법을 시도하였으나, 스위치 레버가 지나치게 작은 데다 접착이 잘 이루어지지 않아서 실패하였다. 세 번째 방법은 Fig. 10처럼 발사관 도어 내벽에 접착성 완충물질[21]을 부착하는 방법이었다. 해당 재질은 원래 맞닿아 있는 인접한 두 부분 사이의 열전달을 보다 원활하게 하는 열전달 패드(thermal pad)로서 스위치 작동에 필요한 공간을 채우기에도 쉽고 비교적 부드럽기 때문에 수납 시에도 큰 문제가 없어서 와셔 대신 적용하기에 훨씬 수월하다고 생각되었다.

그러나 발사체 측에서 해당 제안을 거부하였다. 발사관의 위성 수납은 전적으로 발사체에서 수행하므로 발사체에서 거부 시 해당 방법을 적용할 수 없다. 거부 이유는 명확히 언급하지 않았으나, 발사 시 진동으로 인해 해당 완충물질의 삭마 및 그 잔해로 인한 오염 가능성 및 이로 인한 위성을 포함한 발사관 시스템 작동 이상을 우려한 것으로 보인다.

발사체 측에서는 대안으로 전개스위치 설치 위치를 변경하거나 스위치 레버를 더욱 긴 것으로 변경할 것을 제시하였다. 특히 전개스위치를 기존의 발사관 개폐문이 아닌 사출판(push plate)에 접촉할 것을 권유하였다. 사출판은 발사관 개폐문과 달리 강체에 가까운 단단함을 가진 금속 재질로만 이루어져 있으므로 스위치 간격으로 인한 불확실성이 없을 것이라는 이유이다. 그러나 당시에 이미 설계는 끝났고 큰 규모의 설계변경을 적용할 시간, 예산적 여유가 없었다. 스위치 위치를 변경하는 것은 상당한 수준의 형상 변경을 수반하므로 이는 받아들일 수 없었기 때문에 두 번째 대안인 보다 긴 레버를 가진 스위치를 사용하는 것으로 결정하

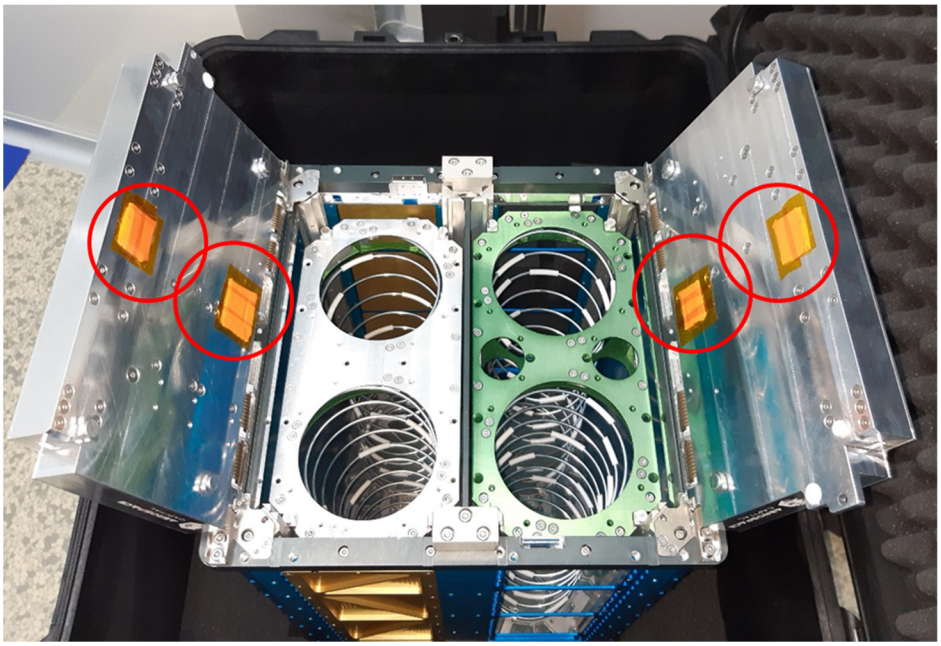


Fig. 10. Attaching cushions on the inner wall of the deployer door.

Fig. 11. Previous version (left, [22]) and final version(right, [23]) of SNIPE Deployment switch. SNIPE, Scale magNetospheric and Ionospheric Plasma Experiment.

였다. Fig. 11의 왼쪽은 초기 버전의 스위치, 오른쪽은 변경된 스위치를 나타내며 두 스위치는 레버를 제외하고는 동일하다. 해당 그림에서 보듯이 오른쪽의 긴 레버로 스위치를 보다 쉽게 작동할 수 있으며, 스위치를 교체함으로서 접촉에 따른 신호 문제를 해결할 수 있었다.

SNIPE의 경우에는 보다 긴 레버를 사용하는 스위치로 변경하는 것으로 해당 문제를 해결하였다. 실제 개발 시에는 설계 단계에서 전개스위치 외부 구현 위치로 가급적 발사관 접촉 시 압축성 물질이 없는 단단한 표면에, 즉 스위치와 발사관 접촉면 간격에 불확실성이 없는 곳에 지정하는 것이 바람직하다.

그 이외의 전개스위치를 외부에 설치함으로서 발생하는 큰 단점은 위성 조립, 이송 등의 취급 시 스위치 레버가 휘거나 스위치 본체에서 이탈하는 것과 유사한 손상이 많다는 점이다. 다행히 SNIPE가 사용하는 스위치는 쉽게 문제 해결이 가능한 종류이다. 만일 간단한 해결이 불가하다면 스위치 자체를 교체해야 할 수도 있으며, 이는 배선 재연결을 위해 soldering이 필요할 수도 있다. 이런 문제를 방지하기 위해서 위성시스템과 별개로 전기스위치 주변을 감싸는 비행 전 제거 캡(remove before flight cap)을 적용하는 것으로 그 손상 가능성을 줄일 수 있다.

이상을 정리하면 전개스위치 외부 구현 시 고려 사항들은 다음과 같다.

- 설계 시 스위치 접촉 위치를 압축성 물질이 없는 단단한 표면으로 선정
- 스위치 접촉 문제 발생 시 발사관 내부에 완충물질 부착
- 스위치 접촉 문제와 함께 발사관 완충물질 적용 불가 시 긴 스위치 레버로 변경
- 스위치 보호 구조물 적용

3. 전개스위치 구현 방식 요약

전개스위치의 장착 위치에 따른 방식을 요약하면 Table 2와 같다. 1-2U급 나노위성은 레일 종단면에 전개스위치를 설치해야 한다. 3U 이상부터는 스위치를 본체 내/외부에 모두 설치할 수 있다. 전개스위치 내부 구현은 표준을 준수하는 나노위성에 모두 적용할 수 있지만 기계적 작동 방식의 불확실성이 있기에 구현이 복잡하고 많은 검증이 필요하다. 외부에 설치하는 전개스위치는 단순하고 기계적 불확실성이 없으나 그 구현에 있어 발사관의 제원 및 재질에 많이 의존적이다. 전개스위치 본체 내부 구현 방식 중 레일 종단면이 아닌 곳에 설치하는 것은 특별한 장점이 없는 것으로 생각되며, 전개스위치 내부 구현 시에는 레일 종단면에 설치하는 것이 바람직하다고 판단된다.

Table 2. Summary of deployment switch implementations

Types	Advantage	Disadvantage	Applicable
In the main body (at the end of rail Surface)	- Applicable all cubesat - Safe treatment of electric switch	- Mechanical uncertainty · Friction · Cold welding - Higher design complexity	All Cubesat
In the main body (not end of the rail)	- Safe treatment of electric switch	- Switch implementation dependent to the deployer	≥3U
Out of main body	- Simple design - No mechanical uncertainty	- Switch implementation dependent to the deployer - Need to avoid compressible surface - Careful treatment for electric switch	≥3U

상용 구조계 사용 시에는 해당 구조계에 설치된 전개 스위치를 사용하는 것이 적합하다. 독자적인 구조계 개발 시에는 전개 스위치도 설계해야 한다. 발사관의 제원과 특징을 개발 시 확보할 수 있다면 SNIPE와 같이 본체 외부의 전개 스위치도 좋은 선택이 될 수 있으며, 2.3절의 고려 사항을 감안하여 적용하는 것이 바람직하다. 전개스위치 내부 구현 시에는 레일 종단면의 누름쇠가 내부의 전기 스위치를 작동하는 방식으로 개발하는 것이 바람직하며, 발사 진동 및 조립의 용이성을 고려한 설계와 이를 뒷받침하는 많은 시험을 통해 검증하는 것이 필수적이다.

구현된 전개 스위치는 반드시 조립된 구조계와 전개 스위치를 발사관에 수납하여 수납 및 전개 스위치 작동에 문제가 없는지 검증해야 하며, 최종적으로 반드시 발사환경시험을 통해 물리적, 기능적 손상이 없음을 확인해야 한다.

4. 이후

원래 SNIPE는 러시아 소유즈로 2022년에 발사될 예정이었으나 러시아 우크라이나 침공 및 그에 따른 국내 정책의 변화로 한국형발사체를 사용할 것으로 계획이 변경되었다. 해당 발사체에 사용할 발사관은 SNIPE 제원에 맞게 제작될 예정이다.

5. 결론

본 논문에서는 나노위성의 전개스위치 구현을 위한 보다 간단한 방식 및 그 특징과 장단점을 기존 방식들과 비교 분석하였다. 본문에서 제시한 방식이 나노위성 전개스위치 구현에 새로운 관점을 제시하고 있고 추후에 유사한 타 개발사업에도 도움이 될 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 논문은 한국항공우주연구원의 '궤도상 서비싱 기반기술 개발' 사업 연구 성과의 일부이며, 지원에 감사드린다.

References

1. Helvajian H, Janson SW, Small Satellites Past, Present and Future (Aerospace Press, Reston, VA, 2008).
2. Nanosats Database, Nanosatellite & Cubesat Database (2023) [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.nanosats.eu/database
3. Cal Poly SLO, CubeSat Design Specification, 13th Revision (Cal Poly, San Luis Obispo, CA, 2014).
4. Cal Poly SLO, 6U CubeSat Design Specification, 1st Revision (Cal Poly, San Luis Obispo, CA, 2018).
5. Planetary Systems, Payload Specification for 3U, 6U, 12U AND 27U (Planetary Systems, Samara, 2017).
6. 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
7. Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim MK, Kim JH, et al., Introduction to development of a rendezvous/docking demonstration satellite, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference, Buan, Korea, 17-20 Apr 2019.
8. SNIPE Project, Mission summary [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: http://kswrc.kasi.re.kr/snipe/about_mission_summary.php?lang=ko
9. Korea Astronomy and Space Science Institute and Korea Aerospace Research Institute, SNIPE Critical Design Review/Bus System (Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea, 2019).
10. Kim MK, Choi WS, Kim JH, Sohn JD, Lee JJ, Implementation of 6U Nanosatellite Separation Switch. Proceedings of The Korean Space Sciences Society Spring Conference, Samcheok, Korea, 27-29 Apr 2022.
11. ISISpace, Cubesat structures [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.isispace.nl/product-category/cubesat-structures/
12. GOMSPACE, 3U platform [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://gomspace.com/3u-(1).aspx
13. Pumpkin space, CubeSat Kit™ structures [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.pumpkinspace.com/store/c4/CubeSat_Kit%E2%84%A2_Structures.html
14. 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

15. Park YH, Go JS, Chae BG, Lee SH, Oh HU, Functional verification of nylon wire cutting-type holding & release mechanism for 6U CubeSat's solar panel, J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 46, 867-875 (2018). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.10.867
16. Kim HD, Choi WS, Kim MK, Kim JH, Kim K, 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
17. 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, 423-433 (2022). https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.6.423
18. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim JH, Satellite projectile having vibration reducing function and launching method using the same, Korea Patent No. 1021346200000 (2020).
19. Kim MK, Kim HD, Choi WS, Cho DH, Kim JH, Satellite launch vehicle, Korea Patent No. 1023043770000 (2021).
20. Cha WH, Tahk KM, Advances in deployment mechanism of the localized 3U Cubesat Deployer, Proceedings of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2019 Fall Conference, Jeju, Korea, 20-23 Nov 2019.
21. Parker, THERM -A-GAP 579 [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.digikey.kr/ko/products/detail/parker-chomerics/61-02-0909-G579/9349980
22. Honeywell, ZX10C30B01 [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.mouser.kr/ProductDetail/Honeywell/ZX10C30B01?qs=10P5Hhl%252BD7%252BJhDdAU0s%2FyA%3D%3D
23. Honeywell, ZX40E10J01 [Internet], viewed 2023 Jan 20, available from: https://www.mouser.kr/ProductDetail/Honeywell/ZX40E10J01?qs=LPAag0b11%252BfnClWYJleWpA%3D%3D

Author Information

김 민 기 mkkim12@kari.re.kr

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