

# THEME

## 국내 초소형 SAR 위성 기술 개발 동향

● 담당위원 : 임재혁 교수(전북대학교)

- THEME 01 소형 SAR 위성 기술 개발 동향
- THEME 02 초소형 SAR 위성 체계 기술
- THEME 03 초소형 SAR 위성 탑재체 기술
- THEME 04 초소형 SAR 위성 본체 기술
- THEME 05 초소형 SAR 위성 개발 가이드라인



김 성 우 한화시스템(주) 위성시스템1팀 전문연구원

| e-mail: swkim2021@hanwha.com

이 글에서는 소형 SAR 위성 관련 국내외 기술 개발 동향에 대해 소개하고, 뉴스페이스 시대를 맞아 미래의 새로운 산업으로 주목받고 있는 소형 위성 산업의 발전 추세에 대해 기술하였다. 또한, 현재 주요 선진국을 중심으로 개발되고 있는 소형 SAR 위성 개발 현황 및 기술 수준에 대한 조사, 분석을 통하여 국내의 기술 수준을 비교하였다.

1957년 10월 4일에 (구)소련이 세계 최초로 스푸트니크 1호 위성을 발사한 이래로 인류는 수많은 위성을 지구 궤도에 쏘아 올렸다. 초기의 우주 개발은 군사적 목적의 성격이 강했다. 미국과 소련의 냉전은 양국에 우주 로켓 개발의 명분을 제공해 주었고, 이러한 정치적 환경을 발판 삼아 미국과 소련의 과학자들은 서로 경쟁했다. 이들 과학자 중 대표적 인물이 미국의 베르너 폰 브라운과 소련의 세르게이 코롤료프이다. 제2차 세계대전 당시 독일의 V2 로켓 개발 책임자였던 베르너 폰 브라운은 세계대전이 끝나고 미국으로 건너가 미국 우주 개발의 초석을 마련하였다. 어찌 보면 독일의 로켓 기술이 미국 우주 기술 개발의 발판이 된 셈이다. 베르너 폰 브라운이 미국 우주 개발의 영웅으로 대중들의 지지를 받은 반면, 세르게이 코롤료프는 비밀리에 활동했기 때문에 사망 이후에야 소련 우주 개발 영웅으로 추앙받았다. 소련은 코롤료프의 존재 자체를 1급 보안으로 규정하여 관리했다. 폰 브라운은 자신의 경쟁자가 세상을 떠난 이후에야 그 존재에 대해 확인할 수 있었다.



**그림 1** 미국의 우주 로켓 초기 개발을 이끌었던 베르너 폰 브라운 (출처 : 위키피디아)



**그림 2** 소련의 초기 우주 개발을 비밀리에 책임졌던 세르게이 코롤료프 (출처 : 위키피디아)

### 뉴스페이스 시대의 위성 기술

미소 냉전의 경쟁 구도 속에서 우주 로켓 기술이 발전하면서, 로켓에 탑재되는 위성 기술도 발전하였다. 세계 최초의 인공위성인 스푸트니크 1호는 무게가 약 83kg 정도의 구형(sphere) 위성으로 “삐삐삐” 소리로 표현되는 비콘 신호를 내는 것 외에는 별다른 임무

표 1 NASA의 소형 위성 분류 기준(출처 : KISTEP, 2020)

분류	무게(kg)
Minisatellite	100-180
Microsatellite	10-100
Nanosatellite	1-10
Picosatellite	0.01-1
Femtosatellite	0.001-0.01

표 2 Nanosates Database의 소형 위성 분류 기준(출처 : KISTEP, 2020)

분류	무게(kg)
Minisatellite	100-500
Microsatellite	10-100
Nanosatellite	1-10
Picosatellite	0.1-1
Femtosatellite	0.01-0.1
Attosatellite	0.001-0.01
Zeptosatellite	0.0001-0.001

가 없었다. 최근에 발사된 위성 중 하나인 제임스 웹 우주 망원경의 무게와 복잡도를 생각하면 위성 기술은 지난 65년 동안 비약적으로 발전하였다<sup>1)</sup>. 지금까지 우주 로켓과 위성으로 대표되는 우주 기술은 정부의 주도로 추진되었다. 우주 개발에는 천문학적 비용이 투입되어야 하고, 막대한 인력과 개발 기간이 소요되기 때문

이다. 하지만 최근 들어 이러한 추세에 변화가 생겨나고 있다. 이른바 뉴스페이스라고 불리는 우주 개발 패러다임이 생겨난 것이다. 뉴스페이스가 무엇인가에 대한 정의는 조금씩 다르지만, 중요한 키워드는 ‘민간 주도 우주 개발’이다. 즉, 이제 우주 개발을 정치적·군사적 목적의 시각에서만 보는 것이 아니라 다양한 산업 분야에서 위성의 활용도가 증가하면서 상업적 시각에서 바라본다는 것을 의미한다.

우주 개발이 상업화되면서 생겨난 기술적 측면의 중요한 변화 중 하나는 저비용의 고성능 위성을 개발하는 것이다. 시장에서 경쟁력을 갖추기 위해 노력하는 기업들을 생각하면 이러한 변화는 어찌 보면 당연한 것이라고 할 수 있다. 우주 기술도 시장에서 수용되기 위해서는 가격 경쟁력과 기술 경쟁력을 갖추어야 한다. 이러한 추세가 가장 잘 드러나는 지표가 바

**NASA(미항공우주국)와 Nanosats Database가 제시한 소형 위성의 분류 기준표를 보면, 소형 위성의 기준 무게에는 차이가 있지만 초소형 위성(microsatellite)에 대해서는 두 곳 모두 100kg 이하의 위성으로 규정하고 있다.**

로 작고 가벼운 소형 위성의 약진이다.

그렇다면 얼마나 작고 가벼워야 소형 위성으로 볼 수 있을 것인가? 이에 대해서는 분류하는 기관마다 다소 차이가 있으나, 한국과학기술기획평가원(KISTEP)이 2020년 발표한 소형 위성 기술 동향 자료를 참고해 보면, 국제적으로는 100~500kg 이하의 위성을 소형

위성으로 정의하고 있다. 하지만, KISTEP은 국내 개발 위성 중 300kg 이하의 위성을 소형 위성으로 정의하고 있으며 크기에는 제한을 두지 않는다.

### 소형 위성 산업 동향

뉴스페이스 바람은 2010년대 들어오면서 시작되었다. 특히 대학을 중심으로 큐브 위성의 연구가 활발해지면서 10kg 정도 무게를 갖는 위성의 개발이 활발해졌다. 그림 3에서 무게 1~10kg 이하인 소형 위성의 발사 횟수를 연도별로 살펴보면, 2013년 이후로 발사 횟수가 급격히 증가하고 있음을 확인할 수 있다. 그림 4를 보면 이들 중 대부분이 큐브 위성임을 알 수 있다.

큐브 위성은 대학뿐만 아니라 국가 연구소 및 산업

1) 제임스 웹 우주 망원경의 무게는 약 6,500kg이고, 18개의 반사경이 접혀 있다가 우주 궤도에서 전개되는 복잡한 구조를 갖는다.

표 3 부산시와 한국천문연구원의 큐브 위성 프로젝트

	부산시(부산테크노파크)	한국천문연구원
위성체	- 12U 큐브 위성 2기	- 6U 큐브 위성 4기
목적	- 다분광 탑재체 기술 검증 및 편광 탑재체 궤도 임무 수행	- 근지구 우주 환경(자기장 등) 관측
센서	- 다분광 탑재체: 항만 물류, 선박 출입, 해양 자원 관리 등 지역 정보 수집 - 편광 탑재체: 초미세먼지 측정	- 솔리드 스테이트 텔레스코프: 고에너지 파티클 측정 - 자기장 센서 - 전리권 플라즈마 관측 - 감마선(gamma ray burst) 관측

체에서도 각광받는 위성 유형이다. 큐브 위성은 규격이 표준화되어 있으며, 상대적으로 매우 저렴한 비용으로 신속히 개발할 수 있다는 장점을 갖는다. 국외 기업 중 큐브 위성을 활용한 사업 모델을 수행하고 있는 대표적 기업으로는 스파이어글로벌(Spire Global)이 있다. 스파이어글로벌의 주력 사업은 선박 위치 추적 시스템인 AIS(Autometric Identification System)를 탑재한 다수의 큐브 위성으로 위성군을 구축하여 정보를 제공하는 것이다.

국내에서도 최근 들어 연구기관과 기업이 중심이 되어 큐브 위성을 개발하고 있다. 대표적 사례가 한국천문연구원과 부산시(부산테크노파크)의 큐브 위성 프로젝트이다. 한국천문연구원은 6U 크기의 큐브 위성 네 기를 개발하여 지구 자기장과 같은 근지구 우주 환경 관측을 수행할 예정이다. 부산시는 12U 큐브 위성 두 기를 개발하여 지자체로서는 처음으로 위성 개발을 추진하고 있다. 부산시의 큐브 위성에는 다분광 센서와 편광 센서가 장착되어 지역 정보 수집 및 초미세먼지 측정 등에 활용될 예정이다.

### 소형 SAR 위성 기술 동향

위성에 탑재되는 합성 개구경 레이더(SAR : Synthetic Aperture Radar) 시스템은 주로 군사적 목적의 지구 관측을 위해 사용되어 왔다. SAR 시스템

이 주야, 날씨 및 대기 환경에 구애받지 않고 전천후로 영상 획득이 가능하다는 측면에서, SAR 위성은 광

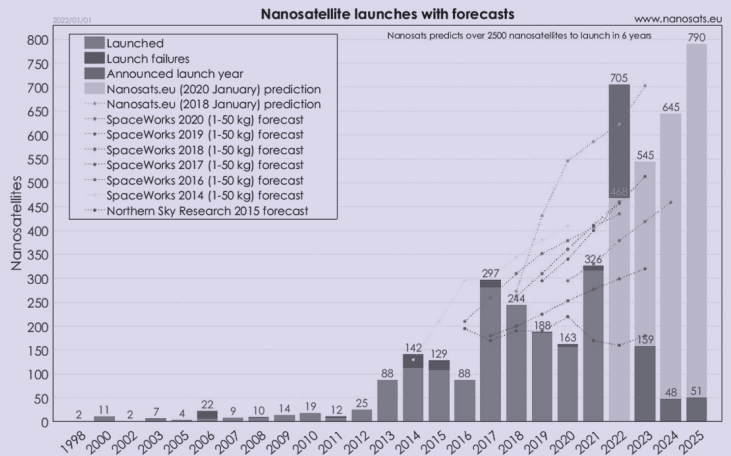


그림 3 1~10kg 무게를 갖는 소형 위성의 연도별 발사 횟수(출처 : Nanosats Database, 2022)

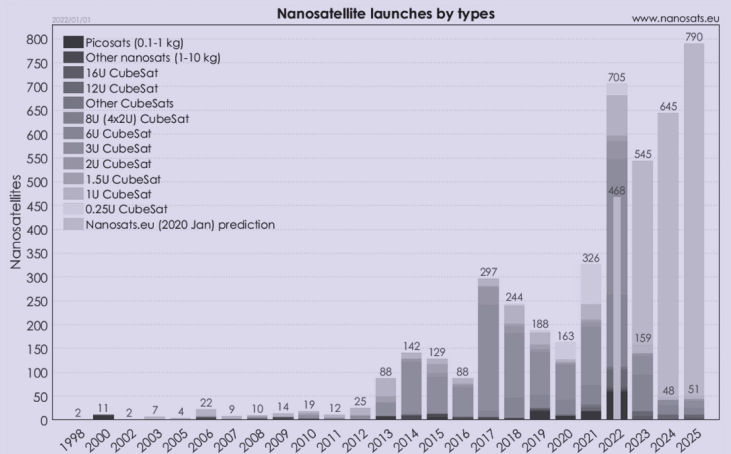
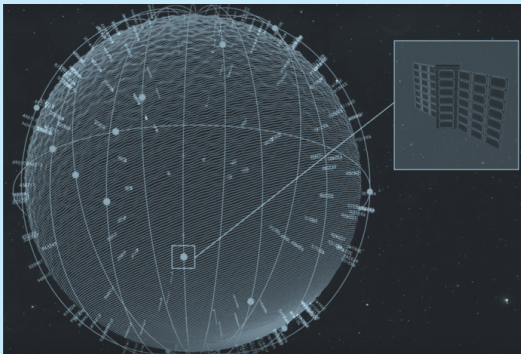
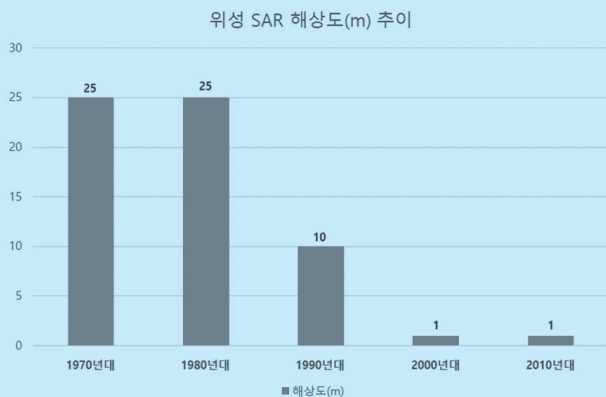


그림 4 연도별 소형 위성 발사 횟수에 대한 유형별 분류(출처 : Nanosats Database, 2022)



**그림 5** 스파이어글로벌이 구축한 위성군. 3U 크기의 큐브 위성을 활용(출처 : Spire : Global Data and Analytics)



**그림 6** 1978년부터 2011년까지 발사되어 운용 중인 21기 SAR 위성의 최소 해상도를 시간순으로 표현(출처 : 곽준영 외, 2011)

학 위성의 약점을 보완할 수 있는 것으로 평가받고 있다. SAR 위성의 주요 성능 지표에는 해상도와 관측폭이 있다. 해상도는 위성 영상으로 지표상의 물체를 어느 정도 크기까지 식별할 수 있는지를 나타내는 지표이다. 예를 들어, 해상도가 1m인 영상으로는 1m 이내 거리에 인접해 있는 두 물체를 구분할 수 없다. 관측폭은 위성이 한 번에 촬영할 수 있는 영역의 넓이를 의미한다. 세계 최초의 SAR 위성은 미항공우주국 NASA와 제트추진연구소(JPL)가 공동으로 개발한 SEASAT 위성이다. SEASAT 위성의 SAR 해상도는 25m이고 관측폭은 100km이다. 이후 2011년까지 20기의 SAR 위성이 추가로 발사되어 2011년을 기준

**표 4** 카펠라스페이스 X-SAR 위성군 사양(출처 : eoPortal Directory, 2022)

X-SAR 위성군 스펙	
주파수 대역	- X-band (9.4 ~ 9.9GHz)
편 파	- 단일 편파(HH)
궤 도	- 극궤도 - 궤도 주기: 약 90분 - 경사각: 약 90도
고 도	- 485 ~ 525km
이미지 모드	- Strpmap, multi-swath stripmap, staring spotlight, sliding spotlight

**표 5** 카펠라스페이스 X-SAR 영상 해상도와 멀티룩 영상 처리 기술(출처 : eoPortal Directory, 2022)

영상 최대 크기(km * km)	방위각 해상도(m)	멀티룩 횟수
5 * 20, 10 * 10	0.3	10
5 * 20, 10 * 10	0.3	20
5 * 10	0.3	30
5 * 30, 15 * 10	1.0	10
5 * 20, 10 * 10	1.0	20
5 * 20, 10 * 10	1.0	30

으로 궤도상에 운용 중인 SAR 위성은 모두 21기 위성이다(곽준영 외, 2011). 21기 SAR 위성에 대해 해상도의 시간에 따른 추이를 살펴보면 1980년대까지는 최소 해상도가 25m였던 것이 1990년대에 10m로 줄어들었고, 2000년 이후에는 1m로 유지되고 있다.(그림 6)

최근 카펠라스페이스(Capella Space)는 120kg 이하 SAR 위성 36기로 구성된 X-SAR 위성군 구축을 위해 지속적으로 위성을 발사하고 있다. 이들 위성의 수명은 3년으로 설계되어 있어서 연간 12기씩 위성을 발사하면 지속적으로 위성군을 운용할 수 있다. 카펠라스페이스는 50kg 이하 시험 위성 두 기(Capella 1 & 2)를 각각 2018년과 2020년에 발사하였고, 이후 위성군 구성을 위해 계속해서 위성을 발사할 계획이다.

SAR 위성이 촬영한 영상의 해상도는 거리 방향과 방위각 방향으로 구분된다. X-SAR는 멀티룩(multi-look) 영상 처리 기술을 통해 노이즈를 제거하여 영상을 보다 선명하게 만들고 해상도를 0.3m까지 향상시킬 수 있다.

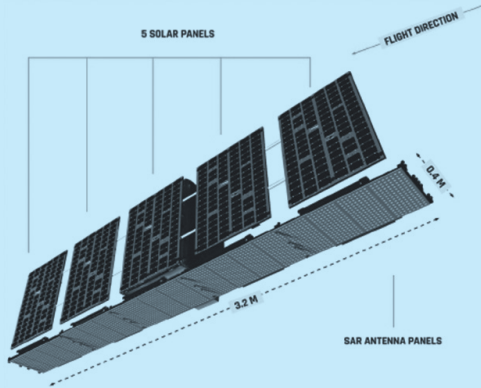
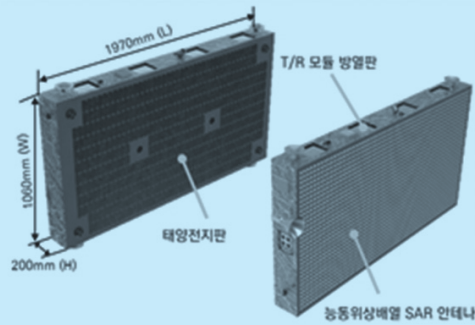


그림 7 ICEYE SAR 위성 형상 및 사양

ICEYE 2세대 SAR 위성 사양	
해상도	- 0.5m
무게	- 90kg (수명 3년)
전력	- 1.4kWh 배터리 - 5개 태양 전지판(최대 전력: 315W)
통신	- X-band 하향 140Mbps/500Mbps
자세 제어	- 자기 토커, 반작용휠 → 3axis/0.1deg
자세 결정	- 별센서, GPS → 3axis/0.1deg
추력	- 이온 추력기



[위성체 형상 - 태양전지판 방향(좌) 및 탑재체 방향(우)]

그림 8 한화시스템이 개발 중인 SAR 위성의 형상 및 사양

S-STEP 위성 사양	
해상도	- 1m(stripmap)
무게	- ~100kg
전력	- 1.4kWh 배터리 - 340W(BoL)
NESZ	- 14dB 이하(stripmap)
관측폭	- 5km * 420km(stripmap)
촬영 시간	- 60초(stripmap)

핀란드의 소형 SAR 위성 전문 기업인 ICEYE도 소형 SAR 위성을 이용한 위성군을 구축하고 있다. ICEYE의 소형 SAR 위성의 무게는 100kg 정도이고, strip, sopt, scan 모드의 촬영 모드를 지원하기 위해 다양한 빔 조향이 가능한 능동형 SAR 배열 안테나를 탑재하였다. ICEYE가 개발한 2세대 SAR 위성의 형상은 SAR 안테나와 태양 전지판이 직각으로 배열되어 있는 것이 특징이다.

국내에서도 인공위성연구소 및 국방과학연구소를 중심으로 소형 위성을 개발하고 있는 것으로 알려져 있다. 인공위성연구소에서 개발하고 있는 차세대 소형 위성의 경우 SAR 탑재체의 해상도는 5m이고 위

성체 무게는 150kg이며, 임무 수명은 2년으로 설계되고 있다.

국방과학연구소에서는 PM 과제를 통해 소형 SAR 위성군 구축을 위한 100kg급 위성체 설계 및 임무 설계를 수행하고 있으며 한화시스템이 시제 업체로 참여하고 있다. PM 과제를 통하여 개발하고 있는 SAR 위성의 주요 영상 획득 모드는 stripmap, scanSAR, videoSAR 등 세 가지이며, stripmap 모드 영상의 목표 해상도는 1.0m이다. 이 과제를 통해 검증된 위성 SAR 개발 기술을 확보하게 된다면 이는 100kg 이하의 국내 최초 SAR 위성이 될 것으로 기대하고 있다.

송 영 범 한화시스템(주) 위성시스템1팀 전문연구원

| e-mail: song0bum@hanwha.com

이 글에서는 초소형 SAR 위성의 임무와 기본적인 위성의 운용 개념 및 체계 설계에 대하여 소개한다. 위성의 임무는 한반도 주변을 기상 상황에 영향을 받지 않고 주기적으로 감시하는 것이다. 이 글에서 소개하는 위성은 평판형 구조의 장점을 활용하여 설계되었으며 촬영 지역과 통신 지역이 중첩되는 상황에서 임무를 수행한다.

### 초소형 SAR 위성 체계 기술 개발 개요

최근 세계적인 우주 기술 개발이 뉴스페이스 패러다임(new space paradigm)으로 변화하면서 민간 주도의 위성 개발이 활발해지고 있다. 뉴스페이스 패러다임에 맞게 저비용으로 단기간에 위성을 개발하기 위해 검증 절차가 까다로운 부품 대신 비용 대비 효율적인 부품을 활용하고 신기술을 도입한다. 또한, 여러 대의 초소형 위성을 이용하여 하나의 중대형 위성을 대체하거나, 하나의 위성으로는 불가능한 임무를 추진하여 임무의 다양성을 확대하는 추세이다. 국내에서도 세계적인 추세에 맞춰 미래 선도 기술을 확보하기 위해 2019년 12월부터 국방과학연구소에서 미래 도전 기술 PM 기획 사업인 ‘초소형 SAR 위성군 설계 및 제작을 통한 운영 능력 확보’를 통해 국내 초소형 SAR 위성군 독자 개발의 기반을 구축하고 있다.

Small SAR Technology Experimental Project(S-STEP)의 초소형 위성은 일반적인 위성의 형상이 아닌 그림 1과 같이 평판형 위성이다. 평판형 구조는 무게를 줄이고 수납의 효율성을 향상시켜 발사 비용을 감소시킬 수

**평판형 위성을 설계하여 비용을 감소시키고 우주 공간에서의 구조적인 변화를 배제하였으며 전자적 빔 조향을 도입해 촬영의 효율성을 증가시켰다.**

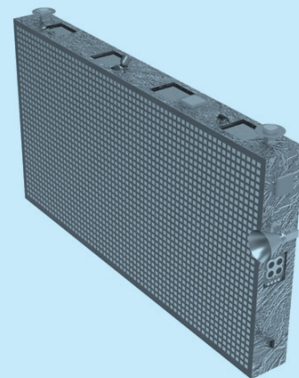


그림 1 S-STEP의 초소형 SAR 위성의 형상

있다. 또한 안테나와 태양 전지판을 전개하지 않도록 설계하여 우주 공간상에서의 기구적인 신뢰성을 획기적으로 향상시킨 것이 큰 특징이다. 위성의 탑재체인 SAR 안테나는 능동형 위상 배열 안테나로 전자적 빔 조향이 가능하다. 전자적 빔 조향 덕분에 위성은 물리적인 자세 제어 없이 안테나의 빔 방향을 변경해 촬영 지역을 변경할 수 있다. 전자적 빔 조향은 자세를 제어하는 기계적 빔 조향에 비해 단시간에 수행될 수 있어 넓은 지역을 촬영할 수 있으며 촬영 지역 변경이 용이하다.



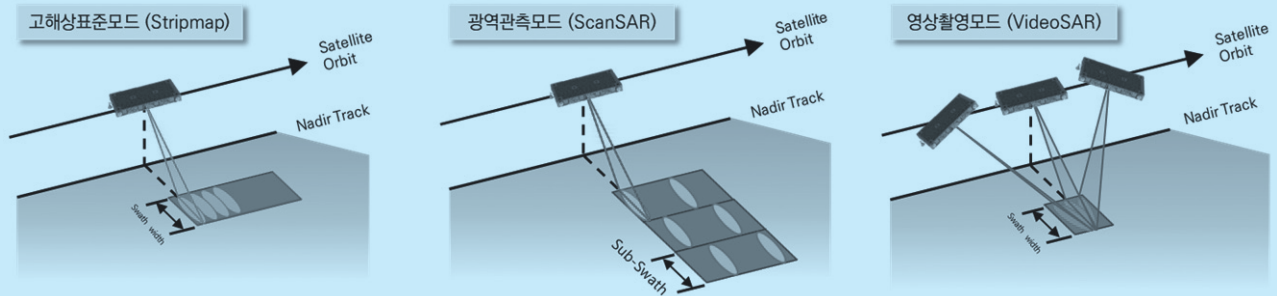


그림 2 S-STEP의 세 촬영 모드

### S-STEP 임무 소개

S-STEP의 임무는 초소형 위성군을 이용하여 기상 조건에 관계없이 한반도 주변을 주기적으로 관측하는 것이다. 위성은 기상 상황에 관계없이 지구를 관측하기 위해 합성 개구 레이더(SAR : Synthetic Aperture Radar)를 이용하여 지상을 촬영한다. 초소형 SAR 위성은 그림 2에서 도식적으로 표현한 세 가지 촬영 모드인 광역 감시 모드(scanSAR), 고해상 표준 모드(stripmap), 영상 촬영 모드(videoSAR)로 지구를 관측한다. 광역 감시 모드는 4m의 해상도로 넓은 관측폭을 촬영하며, 고해상 표준 모드는 1m의 해상도로 상대적으로 좁은 관측폭을 촬영한다. 영상 촬영 모드는 시험적으로 운영하는 모드로 특정 지역에 대한 영상을 획득하는 모드이다. 위성의 탑재체는 전자적 빔 조향이 가능하여 광역 관측 모드의 도식도와 같이 넓은 범위를 촬영할 수 있으며, 촬영 모드에서 자세를 변경하지 않고 촬영 지역을 변경할 수 있다.

초소형 SAR 위성군은 저궤도에서 주기적으로 한반도 주변을 관측하기 위하여 그림 3과 같이 여러 개의 궤도면을 이용하고 하나의 궤도면에 여러 기의 위성을 등간격으로 배치해야 한다. 지구 자전에 의해 하나의 궤도면에 있는 위성들이 한반도 주변에 위치할 수 없을 때 다른 궤도면

**S-STEP은 전천후 지상 관측을 위해 SAR를 탑재하며 주기적인 한반도 주변 관측을 위해 여러 궤도면과 경사 궤도를 활용한다.**

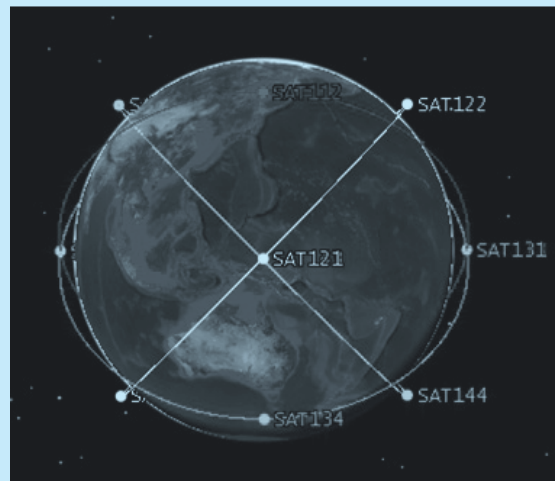


그림 3 재방문 주기를 고려한 위성군의 배치 예시

의 위성들이 한반도 상공을 지날 수 있도록, 궤도면들은 일정한 간격으로 벌어져 있다. S-STEP을 위한 초소형 SAR 위성이 진입할 모든 궤도면은 위성이 통상적으로 사용하는 태양 동기 궤도가 아닌 적도면에 대하여 궤도면이 특정 각도로 기울어져 있는 경사 궤도이다. S-STEP의 위성군은 궤도 경사각을 특정 각도로 설정하여, 한반도 주변 지역을 촬영할 수 있는 재방문 주기를 태양 동기 궤도에 비해 더 짧고 일정하게 확보할 수 있다. 반면 태양 동기 궤도로 얻을 수 있는 임무 및 위성 설계상의 편의성인, 일구간과 식구간의 일정함과 궤도면과 태양

방향 사이의 각도가 유지되는 현상을 활용할 수 없으므로, 이러한 영향 요소들을 고려하여 위성을 설계한다.

## S-STEP 운용 개념

S-STEP의 임무를 수행하는 초소형 위성의 운용은 5개의 단계로 구성된다.

1. 발사 및 초기 궤도 단계: 위성은 발사체로부터 분리된 직후 이 단계에 진입하여 초기화, 안정화, 첫 통신, 본체 시운전을 수행한다. 위성은 시운전을 통해 자세 센서를 보정하고 본체 구성품의 정상 작동 여부를 확인한다.
2. 궤도 전개 단계: 이 단계에서 위성은 지상의 명령에 따라 동일 궤도 평면 내 다른 위성과 일정한 간격으로 분포하기 위해 추력을 생성한다. 평균 재방문 주기 확보를 위해 위성은 여러 번의 궤도 제어를 통해 계획된 궤도에 진입한다.
3. 궤도상 시험 단계: 촬영을 위한 자세 제어와 위성의 탑재체인 SAR를 시험하는 단계이다. 위성은 촬영을 위한 자세 제어를 반복적으로 수행하고 지상에서 정밀도를 확인하여 자세 제어를 시험한다. 다음으로 탑재체의 특성을 해석할 수 있는 지역을 촬영하고 그 결과를 분석하여 탑재체 외부 검·보정을 수행한다.
4. 임무 운용 단계: 위성이 계획된 궤도에 진입하고 위성의 정상 작동 확인과 탑재체 검·보정이 완료되어 지상을 촬영할 준비가 완료되면, 위성은 이 단계에 진입하여 임무를 수행한다. 지상으로부터의 명령에 따라 궤도를 유지하며 지상을 촬영하고 그 결과를 지상으로 송신한다. 촬영 지역과 통신 지역이 겹치기 때문에, 촬영 직후 연속적으로 임무 데이터를 지상으로 송신한다.
5. 임무 종료 단계: 사용자가 위성이 임무를 정상적으로 수행할 수 없는 상황임을 인지하고 유지보

수를 통해 위성의 기능 회복이 되지 않는다면, 이 단계에 진입한다. 궤도 제어가 가능하다면, 위성의 고도를 감소시켜 위성을 폐기한다.

발사 및 초기 궤도 단계는 위성의 생존과 밀접한 연관이 있는 단계로 초기에는 충전되어 있는 배터리의 전력을 이용하여 태양을 지향한 뒤, 태양 전지판을 통해 전력을 생성해야 한다. 발사체로부터의 분리력 차이에 의해 위성에 원하지 않는 각속도가 발생한다. 이러한 각속도를 제거하기 위해 각속도가 빠른 상태에서 반작용 휠을 사용하면 반작용 휠이 허용하는 각운동량을 초과하여 제어가 되지 않는 상황이 발생할 수 있다. 따라서 자기장 토크를 이용하여 천천히 각속도를 감소시킨 뒤 반작용 휠을 사용해야 한다. 이 기간 동안 태양광이 태양 전지판에 입사되지 않아 전력이 생성되지 않는 상황을 가정하여 위성을 설계해야 한다. S-STEP에서는 해당 기간에 대한 분석을 위해 반작용 휠로 태양을 지향할 때 최대 각운동량을 초과하지 않는 위성의 각속도를 분석하였다. 자기장 토크로 해당 각속도까지 감소시키는 데 소요되는 시간과 배터리의 허용 방전량을 토대로 설계를 진행하였다.

S-STEP의 초소형 SAR 위성은 한반도 주변을 촬영하고 한반도에 위치한 지상국과 교신한다. 따라서 촬영 후 임무 데이터를 바로 지상으로 송신한다. 저궤도 위성이 한반도 주변에 위치하는 시간은 매우 제한적이고 제한된 시간 내에 촬영과 데이터 다운로드를 모두 수행해야 하기 때문에, 임무를 수행할 때의 타임라인이 중요하다. 그림 4는 임무 시의 타임라인으로 자세 제어에 소요되는 시간과 궤도상 촬영 시간, 통신 시간을 고려하여 설계되었다. 임무 전 위성은 전력 충전을 위해 태양을 지향하고 있으며 촬영을 위해 자세를 제어하며 탑재체를 준비한다. 최대 1분 동안 촬영 후 지상국을 지향하기 위한 자세 제어를 한 뒤 촬영 결과를 전송한다. 동시에 지상으로부터의 명령을 수신하고 위성의 상태 정보를 송신한다. 이후 전력 충전을 위해 태양을 지향한다.

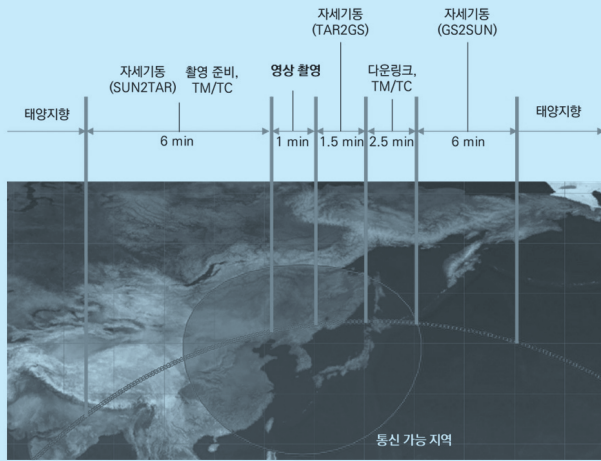


그림 4 촬영과 데이터 다운로드에 대한 타임라인

표 1 S-STEP 위성의 제원

설계 수명		3년
평균 재방문 주기		○○분
질 량		80kg급
크 기		1,970×1,060×200mm
통 신	TM/TC	S-밴드
	임무 데이터	X-밴드
	위성 간 통신	S-밴드
해상도	고해상 표준 모드	1m
	광역 관측 모드	4m
	영상 촬영 모드	1m

### S-STEP 체계 설계

S-STEP은 저궤도로 한반도 주변 지역을 평균 ○○분 주기로 방문하기 위한 위성군을 도입하였으며, 각 위성은 80kg급의 초소형 SAR 위성으로 설계 수명은 3년이다. 위성은 1m의 해상도로 최대 60초간 고해상 표준 모드로 촬영할 수 있으며, 고해상 표준 모드가 촬영할 수 있는 범위의 세 배되는 지역을 4m의 해상도로 광역 관측 모드가 전자 빔 조향으로 가능하다. 특정 지역에 대한 영상을 촬영하는 영상 촬영 모드는 시험적으로 수행하는 모드로, 1m의 해상도로 10초간 촬영한다. S-밴드를 이용해 지상으로부터의 명령을 수신하고 위성의 상태 정보를 송신하며, 위성 간 통신을 수행한다. 임무 데이터는 데이터 통신 속도가 빠른 X-밴드를 이용해 지상으로 송신한다.

#### 탑재체 설계

SAR 탑재체는 국내에서 최초로 독자 개발한 능동 위성 배열 안테나로, 고각 방향으로 전자식 빔 조향이 가능하다. 위성의 자세를 변경하여 촬영 지역을 변경

**촬영 가능 지역이 통신 가능 지역에 포함되기 때문에 촬영과 통신을 동일 궤도에서 수행하도록 임무 타임라인이 결정된다.**

하는 기계식 빔 조향에 비해 소요 시간이 단축되어 효율적으로 영상을 촬영할 수 있으며 임무의 유연성을 확보할 수 있다. 자체 개발을 통해 본체와의 일체형 구조로 탑재체를 설계하여 기계적으로 단순화하였으며 이를 통해 질량과 크

기를 감소시켰다. 또한 경량화를 위해 고집적 FPGA를 활용해 송신, 수신, 탑재체 제어 기능을 통합한 단일 제어부 모듈을 개발하였다. 이를 기반으로 향후 SAR 탑재체 개발 기간 및 비용의 단축과 성능 개량이 가능하다.

#### 열 및 구조 설계

위성은 발사 환경에서 안전하도록 구조적으로 설계되어야 하며, 우주 환경에서 생존할 수 있도록 열적으로 설계되어야 한다. S-STEP의 위성은 그림 5와 같이 본체와 탑재체 일체형의 평판형 구조이다. 전개 등의 구조적인 변형이 없는 위성을 설계하고 태양 전지판과 SAR 안테나 사이에 위성 구성품을 배치하였다. 구조 설계는 안전 여유 최적화 설계와 구성품의 구조적 과잉 설계를 방지하기 위한 임계 변경 기반의

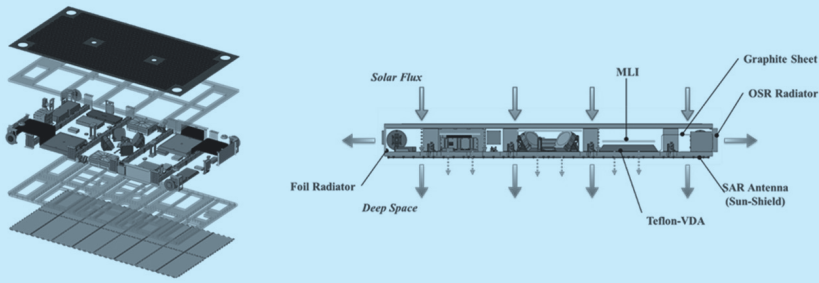


그림 5 구조체 설계(좌)와 열 설계(우)의 기본 개념

전장품 설계 가이드를 적용하였으며, 탈/장착의 용이성과 구조 강성을 고려하여 내부를 설계하였다. 발사체와의 인터페이스를 고려하여 볼&소켓 인터페이스 및 프랜지 볼트를 활용해 발사 구속 장치 사용을 최소화하였으며, 발사에 의한 발사 하중을 줄이기 위해 진동 절연기를 도입하였다. 위성 전장품의 운용 온도와 생존 온도 범위를 유지하기 위한 열 제어는 thermal coating, Multi-Layer Insulation(MLI), 방열판을 사용하는 수동 열제어 방식을 사용한다. 능동 열제어에 활용되는 히터는 배터리에만 적용된다. 태양 전지판으로 유입되는 열량과 SAR 안테나로 방출되는 열량을 활용해 히터의 사용을 최소화한다. 배터리, 전력 분배부 등의 고발열 구성품의 측면에 추가적인 방열판을 설치하고 히트 파이프보다 경량인 그라파이트 시트로 연결하여 질량을 감소시키는 동시에 열 전달 경로를 확보한다. S-STEP의 위성은 평판형 구조를 활용해 구조와 열 설계를 최적화하였다.

### 임무 궤도 설계

위성은 궤도에 따라 영향을 받는 섭동이 달라지며, 지상 궤적에 차이가 발생한다. 우주 공간 상에서 유사한 섭동을 받아 위성군의 형태를 유지하기 위해 S-STEP의 모든 위성들은 장반경, 이심율, 궤도 경사각이 유사한 궤도상에 있어야 한다. 장반경, 이심율, 궤도 경사각이 유사하면서 특정 지역에 대한 평균 재방문 주기를 확보하기 위해 워커-델타 방법을 이용하

여 위성군의 궤도를 설계한다. 동일한 궤도면에 진입하는 여러 기의 위성들은 하나의 발사체에 의해 궤도에 삽입되며 각 위성들의 궤도 제어를 통해 등간격으로 배치된다. 이후 대기 저항 등의 외란에 의해 감소하는 고도를 보상하는 궤도 제어가 필요하다. S-STEP은 궤도 제어를 위해 1mN의 추력을 생성하는 Field-Emission

Electric Propulsion(FEEP) 추력기를 사용한다. FEEP 추력기는 이온 추력기의 하나로 적은 연료량으로 많은 추력을 생성할 수 있으며 전력 소모가 크다. 하지만 발생시키는 추력의 세기가 작기 때문에 위성은 장기간, 여러 번의 궤도 제어를 통해 궤도 제어의 목적을 달성해야 한다.

### 위성의 자세 설계

위성의 자세는 위성의 수명 전반에 걸쳐 영향을 준다. 위성 설계 시 임무를 위한 자세 제어는 물론, 통신과 생존을 위한 자세까지 고려해야 한다. S-STEP의 위성은 촬영 지역 정밀 지향과 촬영 동안의 자세 유지를 위해 휠과 별 추적기를 탑재하고 있다. 위성은 지상으로부터 수신한 해당 지역을 촬영하기 위한 자세를 자체적으로 계산하여 자세를 제어한다. 위성의 자세 제어는 발사체로부터 분리된 뒤 발생한 각속도를 감소시켜 자세를 안정화하고 전력 충전을 위해 태양을 지향해야 한다. 또한 지상과의 통신을 위해 지상국을 지향해야 하고, 원하는 방향으로 추력을 생성하기 위해 위성 자세를 조정해야 한다. 위성의 운용 시나리오에 따라 필요한 자세가 결정되며, 해당 자세로 제어하기 위해 탑재하고 있는 자세 센서와 구동기를 선별적으로 활용한다.

### 통신 설계

위성의 통신은 링크 마진 분석을 통해 통신 가능 여

부를 확인한다. 통상적으로 링크 마진이 3dB 이상이면 통신이 가능하다고 판단한다. S-STEP의 위성은 두 대역의 통신을 이용하여 지상과 통신한다. S-밴드 대역을 이용하여 지상으로부터 명령을 수신하고 위성의 정보를 송신하며, X-밴드 대역을 통해 지상으로 위성의 임무 데이터를 송신한다. 두 대역으로 나누어 설계하는 이유는 S-밴드 대역은 X-밴드 대역에 비해 통신 속도가 느린 반면 반치빔폭이 넓어 통신 가능 범위가 넓으며, X-밴드는 통신 속도가 빠른 반면 통신 가능 범위가 좁기 때문이다. 따라서 임무 데이터를 송신하기 위해서는 지상국을 지향하는 자세 제어를 수행해야 한다. 더불어 S-STEP의 위성은 위성 간 통신을 위한 전장품을 탑재하여 이를 활용한 지상 명령 중계가 가능하다. 지상이나 위성과의 통신을 위한 장비 이외에 위성은 GPS 신호 수신을 위한 장비를 탑재하며, 탑재체인 SAR 안테나도 전파를 방사하고 수신하는 장비이다. 따라서 위성의 통신 설계 시 전파를 방사하는 모든 장비와의 간섭을 고려하여 설계해야 한다.

### 전력 설계

위성의 전력 설계는 전력을 생성하는 태양 전지판과 저장하는 배터리, 위성의 전장품에 전력을 공급하는 전력 조절 및 분배부로 구성된다. 위성은 태양 전지판을 통해 전력을 생성하며 탑재한 배터리에 저장한 뒤 전력 소모가 큰 임무 수행 시와 위성 식구 간 운용 시에 전력을 공급한다. S-STEP의 위성의 태양 전지판과 배터리는 각각 280개의 태양 전지 셀과 88개의 리튬 이온 배터리 셀로 구성된다. 식 구간 동안 전력 생성이 없는 상황에서 임무를 수행할 때의 배터리 방전 깊이를 고려하여 배터리와 태양 전지판을 설계한다. 또한 발사체로부터 분리 후 자세 안정화와 태양을 지향할 때까지 전력 생성이 없는 상황을 고려해야 한다. 위성의 전장품의 특성에 따라 필요한 전력을 공급하도록 전력 조절 및 분배부를 설계한다.

송 찬 미 한화시스템(주) 위성시스템1팀 전문연구원

| e-mail: cm.song@hanwha.com

이 글은 초소형 SAR 위성에 탑재되어 지상 관측 임무를 수행하는 SAR용 능동 위상 배열 안테나 기술과 이를 구성하는 배열 안테나 장치 및 반도체 송수신 장치에 대한 것이다. 또한 SAR 탑재체 시스템 파라미터를 기반으로 SAR 성능 분석이 가능한 SAR 탑재체 설계 분석 도구에 대해 소개한다.

능동 위상 배열 안테나(active phased array antenna)는 전자적으로 안테나의 빔 패턴을 변환하여 원하는 방향으로 전자파를 집중하는 ‘빔조향 (beamsteering)’을 할 수 있다. 복수 개의 안테나 복사 소자를 공간적으로 배치하고 각 소자에 인가되는 신호의 위상(phase)을 조절하여 특정 방향에서 빔이 최대로 합성되는 원리를 이용한 것이다. 종래 모터 회전에 의한 기계식 빔조향 방식은 한정된 빔조향 범위와 시간적 지연 등의 물리적 한계를 가지는 반면에 전자식 빔조향은 시간적 지연이 거의 없이 신속하고 자유로운 빔조향 범위를 가진다. 이런 장점으로 인해 전통적으로 전투기나 함선과 같은 레이더 무기 체계에서 자주 활용되어 왔으며, 항공기나 위성에 탑재되어 SAR(Synthetic Aperture Radar, 합성 개구 레이더) 기술에서도 활발하게 적용되고 있다. SAR은 전파를 지상 목표물에 쏜 뒤 반사되어 돌아오는 신호를 수신 후 처리하여 영상을 만들어내는 기술이다. 따라서 전파 송·수신을 담당하는 안테나 기술이 매우 중요하고, 특히 고이득·넓은 빔조향 범위·빠른 속도 등의 특징을 가지는 능동 위상 배열 안테나 기술이 SAR 안테

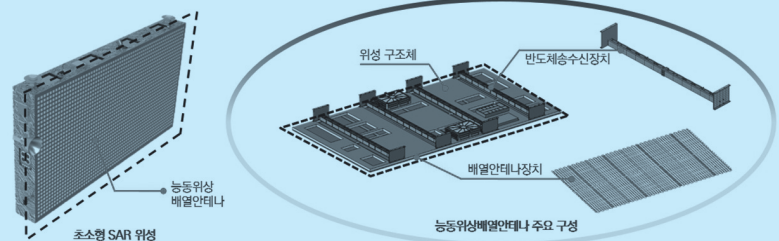


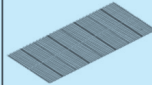
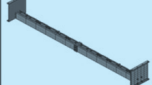
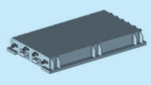
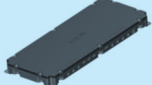
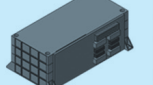
그림 1 초소형 SAR 위성 탑재체 주요 구성

나로 각광받는 것이다.

국방과학연구소의 미래 도전 기술 PM 기획 사업을 통해 개발 중인 초소형 SAR 위성은 고각 방향으로의 전자적 빔조향 기능을 보유하여 빔 민첩성을 통한 넓은 운용 입사각을 가지고 SAR 영상 촬영 임무에 있어 유연성을 제공할 수 있다. 일반적인 위상의 형상과는 달리 SAR 탑재체-본체-태양 전지판이 일체화된 얇은 직육면체 구조로 설계되었다. 무게는 절감하고 하나의 발사체에 최대한 많이 실을 수 있도록 제작하여 발사체의 수납 효율을 극대화하기 위함이다. 따라서 해상도나 관측폭 등 SAR 성능을 위한 요구 규격을 만족하면서도, 구조체와 일체형인 초소형 위성에 적합하도록 작고 가벼운 소형/경량의 탑재체 설계 기술이 필수적이다.

초소형 SAR 위성에 탑재되는 능동 위상 배열 안테나는 패치 타입의 배열 안테나 장치와 브릭타입(brick type)으로 체결되는 반도체 송수신 장치(electronic front-end assembly)로 구성된다. ‘배열 안테나 장치’는 수백 개의 복사 소자로 구성되어 위성체의 전면부에 위치한다. 이때 빔조향 범위, 안테나 이득, 방사 패턴, 방열 특성 등을 고려하여 배열 안테나를 구성하는 복사 소자들의 간격을 최적 배치하는 것이 중요하다. ‘반도체 송수신 장치’는 각 안테나 복사 소자에 인가되는 신호의 크기와 위상을 조절함으로써 안테나의 빔을 제어하는 역할을 담당한다. 고출력 RF(Radio Frequency) 신호를 송신하고 저잡음 RF 신호를 수신하는 ‘T/R 모듈(Transmit/Receive module)’이 반도체 송수신 장치의 핵심이다. 구조 자체가 위성체의 구조 보강재 역할과 효과적인 방열을 위한 열전달 경로를 확보하는 역할을 겸하도록 통합 설계되었으며, 타 전장품 장착을 위한 공간 확보에도 용이하도록 효율적으로 분산 배치되었다. 이 외에도 제어부와 전원 공급부는 방열 성능 향상을 위해 위성체 측면을 통해 방열이 용이하도록 위성체 가장자리에 배치하였다. 초소형 위성 SAR 탑재체의 주요 구성품들의 형상 및 주요 특징은 표 1에 서술되어 있다.

표 1 초소형 SAR 위성 탑재체 주요 구성품

구분	안테나부		송수신부	제어부	전원공급부
	배열안테나장치	반도체송수신장치			
형상					
주요 기능	<ul style="list-style-type: none"> <li>RF 송신 신호 방사</li> <li>RF 수신 신호 수신</li> <li>보정 경로 제공</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>안테나 빔 제어</li> <li>고출력 RF 신호 송신</li> <li>저잡음 RF 신호 수신</li> <li>보정 경로 제공</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>주파수 체배</li> <li>주파수 하향 변환</li> <li>기준 주파수 생성</li> <li>보정 경로 제공</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>본체와의 TM/TC 연동</li> <li>구성품 제어</li> <li>파형 생성</li> <li>SAR 수신 데이터 처리 및 본체로 전송</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>탑재체 구성품 필요 전 원공급</li> </ul>
특징	<ul style="list-style-type: none"> <li>초경량/고이득 패치 타입의 복사소자 기반의 배열 안테나</li> <li>구조체 일체형</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>방열판 일체화</li> <li>구조보강재 역할</li> <li>초소형화로 위성체 내부 공간 효율성 증가</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>주파수 체배 방식 적용으로 효율적인 광대역 송신 RF 신호 생성</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>효율적인 광대역 파형 발생</li> <li>고집적 FPGA를 이용한 단일 모듈화</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>고효율 전원 변환</li> </ul>

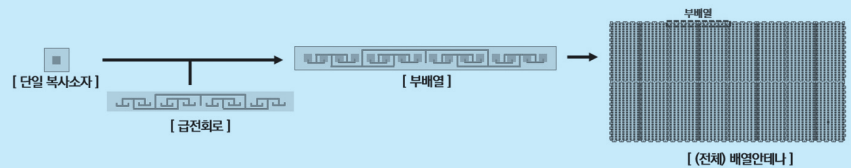


그림 2 배열 안테나 구성 및 설계 단계

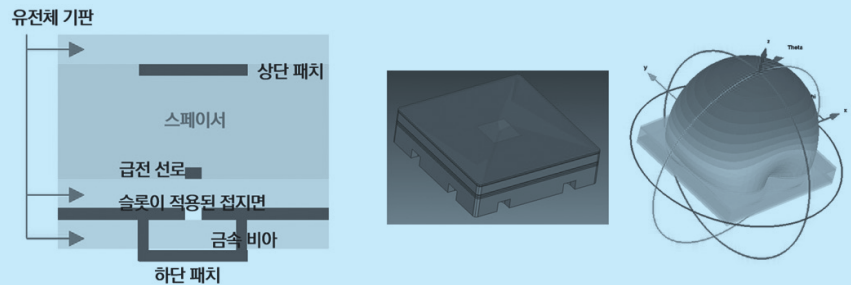


그림 3 단일 복사 소자 구조와 방사 패턴

### 핵심 구성품 (1): 배열 안테나 장치

SAR 영상을 획득하기 위해서는 RF 신호를 송신하고, 목표로부터 반사되는 RF 신호를 수신하여 영상으로 변환해야 한다. 전파의 세기는 거리에 비례하여 손실이 발생하며 약해진다. 의미 있는 신호를 수신하기 위해서는 높은 출력 전력으로 목표 지점에 집중적으로 빔을 형성하며 신호를 송신해야 하므로, 높은 이득 특성을 가지는 안테나 설계 기술이 필수적이다. 초소

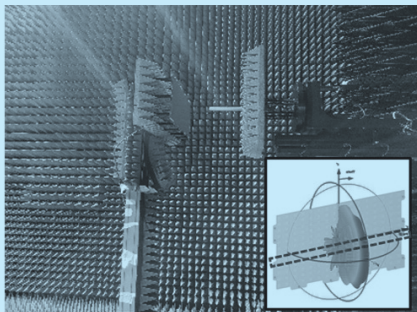


그림 4 안테나 근접 전계 시험

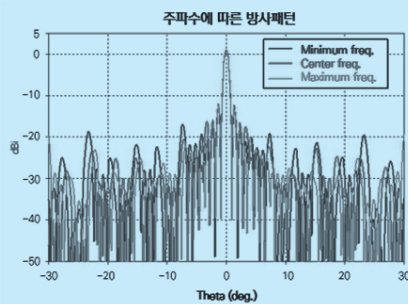


그림 5 배열 안테나 정규화 방사 패턴 분석

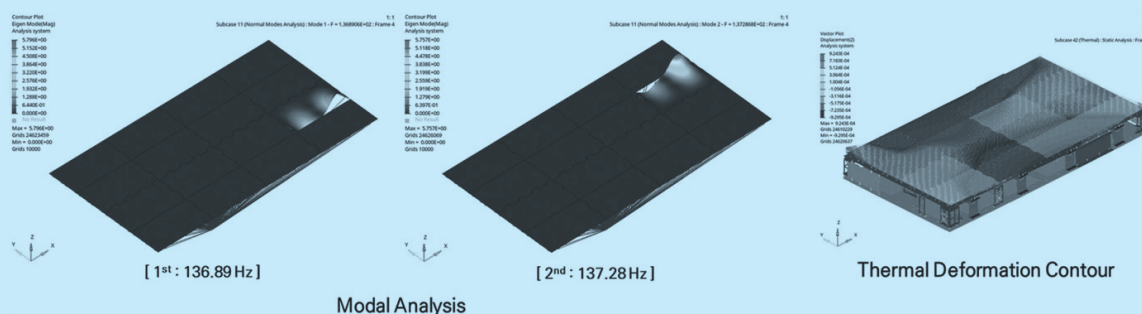
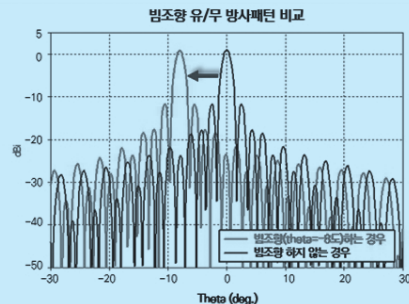


그림 6 배열 안테나 장치 구조 해석 결과

형 SAR 위성에 탑재되는 배열 안테나 장치는 다수의 부배열을 기반으로 구성되며, 이러한 부배열은 다수의 단일 복사 소자들(Elements)로 구성된다. 단일 복사 소자와 급전회로 설계가 먼저 진행되고, 이를 기반으로 하여 부배열과 전체 배열 안테나 설계 및 성능 검증이 순차적으로 진행된다.

패치 복사 소자 기반의 배열 안테나는 전통적으로 위성에서 많이 활용되어 온 안테나 타입이다. 평면형 구조의 저자세(low-profile) 안테나이므로 가볍고 얇으며 제작이 쉽고, 빔조향 특성 등 여러 장점을 지닌다. 하지만 단일 유전체 기판 상·하부에 금속 패치와 접지면으로 구성되는 기본 패치 안테나는 동작 주파수 대역이 비교적 좁은 편으로 SAR과 같이 광대역 특성이 요구되는 분야에 그 구조를 바로 적용하기에는 어려움이 있다. 반면 초소형 SAR과 위성용 배열 안테나 장치의 단일 복사 구조는 상단 패치와 기판, 급전선로와 기판, 하단 패치와 기판, 그리고 스페이서

(허니콤)로 구성된다. 급전 선로로부터 전달받은 전력이 커플링 효과를 통해 단일 복사 소자의 상단 패치로 전달되고 패치는 이 에너지를 자유 공간으로 방사하면서 안테나로서 동작하게 된다. 접지면에 슬롯(slot)을 구현하여 추가적인 공진 주파수를 형성함으로써 동작 대역폭이 확장되었다. 또한 유전체 기판을 적층하고 구조 중간에 스페이서(spacer)를 추가하여 복사 소자의 높이가 전기적으로 증가하도록 하여 넓은 대역폭 특성이 확보되었고, 이와 더불어 구조적 안정성을 확보 및 경량화되었다. 반면 접지면 상의 슬롯 구조로 인해 발생하는 후면 방향(위성체 방향)으로의 에너지 방사는 위성체 내부에 존재하는 다수의 전장품에 영향을 미칠 수 있으므로, 캐비티(cavity) 구조를 적용하여 후방 방사를 억제하도록 설계되었다.

설계된 배열 안테나의 전기적 성능은 안테나 근접 전계 시험과 M&S(Modeling and Simulation) 도구를 활용하여 검증 가능하다. 동작 주파수별로 측정된



부배열의 방사 패턴을 기반으로 각 부배열에 인가되는 신호의 크기와 위상을 조절하여 특정 방향으로 전자파를 송·수신하는 방사 패턴을 확인해볼 수 있다.

안테나의 이득이나 방사 패턴과 같은 전기적 성능과 더불어 구조적 건전성을 확인하기 위한 구조 해석도 필수적이다. 설계된 배열 안테나 장치 구조를 위성체 구조 해석에 적용하였고, 구조 해석은 모드 및 준정적 해석을 수행하였다. 모드 해석을 통해 고유 진동수가 80Hz 이상이어야 한다는 요구 조건이 만족됨을 확인하였다. 설계 하중(30g)에 대해 3축(X,Y,Z 축) 준정적 해석을 수행한 결과 MoS(Margin of Safety, 안전 여유)가 모두 양수 값을 가졌다. 또한 열해석 결과를 기반으로 한 열적 변형도를 분석하였고 그 결과 배열 안테나 장치의 열적 변화에 의해서도 안테나 빔 조향 성능에 큰 영향을 미치지 않음을 확인하였다.

### 핵심 구성품 (2): 반도체 송수신 장치

초소형 SAR 위성 탑재체의 핵심 구성품인 반도체 송수신 장치는 T/R 모듈, 제어/전원/부배열 회로 조립체(TCA : TRM Control Assemble)로 구성되며, 안테나의 빔을 제어하는 전기적 역할뿐만 아니라 안테나 패널의 프레임 보강재 역할을 수행하도록 설계되었다. 그리고 위성 구조체와 체결되는 반도체 송수신 장치 양 끝단에는 방열판이 연결되어 있다.

T/R 모듈 내 회로는 송신 경로, 수신 경로, 공통 경로로 구분된다. 송신 경로는 송신 신호의 고출력 증폭

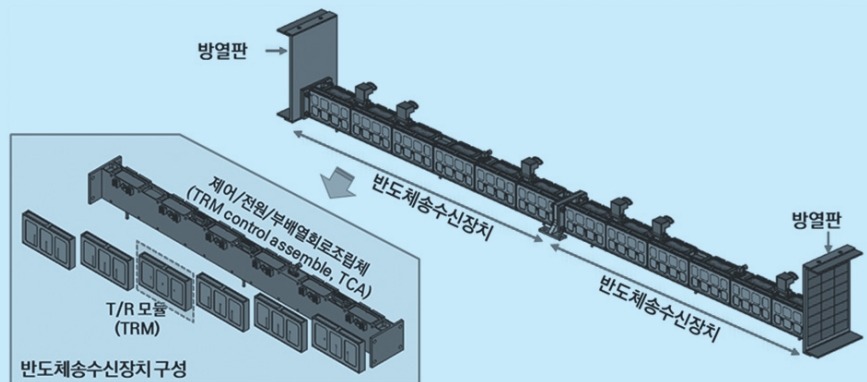


그림 7 반도체 송수신 장치 구조

**초소형 SAR 위성에 탑재되는 배열 안테나 장치는 패치 타입의 복사 소자를 기반으로 구성되어 경량화·고이득 특성을 지니며, 구조 건전성까지 확보된 구조이다.**

을 위한 GaN(질화갈륨) 고출력 증폭기(HPA : High Power Amplifier)와 이것을 구동하기 위한 구동 증폭기로 구성된다. 핵심 부품인 GaN 고출력 증폭기는, 기존의 GaAs(갈륨비소) 고출력 증폭기에 비하여 높은 공급 전압에서 동작이 가능하고 높은 전력 밀도를 가지고 있어, 작은 면적으로도 고출력 증폭이 가능하다는 장점이 있다. 또한 낮은 열저항을 가지고 있어 상대적으로 열적 특성이 우수하다. 이러한 특징을 기반으로 KF-X AESA 개발에 GaN 고출력 증폭기 기술이 적용되었었고, 초소형 SAR 위성 T/R 모듈에서도 이 기술이 활용되었다. 반면 수신 경로는 수신 신호의 저잡음 증폭을 위한 저잡음 증폭기(low noise amplifier)와 이것의 손상 방지를 위한 리미터(limiter)로 구성된다. 공통 경로에는 송수신 신호의 진폭/위상을 제어하기 위한 코어칩(core-chip) 및 안테나와 연결되는 써큘레이터(circulator)로 연결된다. 이러한 T/R 모듈은 배열 안테나 장치 내의 부배열과 1대1로 연결되며 해당 부배열 안테나에 인가되는 신호의 크기와 위상을 제어하게 된다. T/R 모듈과 별도로 구성되는 전원/제어/부배열 회로는 각각 전원 전압의 변환, 전원 제어, 빔 조향을 위한 진폭/위상 제

어, 송수신 신호의 분배 결합을 수행한다.

지구와 수백 km 거리만큼 떨어져 있는 위성에서 의미 있는 신호를 수신하기 위해서는 높은 출력 전력으로 신호를 송신해야 한다. 반도체 송수신 장치 내 T/R 모듈은 이러한 높은 출력 전력으로 신호를 증폭하는 과정에서, 위성 전체 소모 전력에서 상당한 부분을

**초소형 SAR 위성에 탑재되는 반도체 송수신 장치는 GaN 고출력 증폭기 기반의 T/R 모듈로 구성되며, 방열판과의 일체형 구조로 효율적인 방열이 가능하고 그 자체를 구조 보강재로 활용함으로써 강성 보강 및 위성 무게 절감이 가능하다.**

차지하며, 소모 전력량에 따른 열이 발생한다. T/R 모듈을 구성하는 소자들이 열에 의하여 손상되는 것을 막기 위해서 열을 전달하고 방출하는 기술이 필수적이다. 일반적으로 발열 문제를 해결하기 위하여 장착되는 프레임을 통하여 열을 전달하거나 히트 파이프(heat-pipe), 방열판 등 별도의 방열 구조를 추가할 수 있는데, 이럴 경우 위성 전체의 무게가 증가하므로 주의해야 한다. 초소형 SAR 위성에서는 반도체 송수신 장치 양단에 방열판이 위치하므로, T/R 모듈에서 발생하는 열이 양쪽 끝으로 전달되며 열을 방출할 수 있도록 설계되었다. 이때, 효과적으로 열을 방열판으로 전달하기 위

하여 열저항을 최소화할 수 있도록 T/R 모듈의 하우징은 하나의 몸체로 제작되었다. 이러한 구조는 방열판의 크기 변경 등 규격화가 용이하다는 장점이 있다.

반도체 송수신 장치에 대하여 구조적 설계 유효성을 입증하고자 구조 해석을 수행하였다. 모드 해석을 통해 강성 요구 조건인 고유 진동수 100Hz 이상을 만족함을 확인하였고, 준정적 해석을 통해 구조 건전성 ( $Mos > 0$ )을 검토하였다.

T/R 모듈은 동작 온도에 따라 그 성능이 민감하게 변화하기 때문에 온도에 따른 T/R 모듈의 성능 시험은 반드시 수반되어야 한다. 우주 궤도에서 겪게 되는 고온·저온 상태를 주기적으로 구현할 수 있는 열주기 챔버 안에 제작된 T/R 모듈을 넣고 기능·성능 시험을 수행하였다. 열주기 시험은 체제 열해석을 통해 도출된 운용·저장 온도 범위의 총 12주기에 대하여 검고정된 계측 장비를 이용하여 T/R 모듈의 성능을 측정하였다. 이 때, 실제 방열 환경을 고려하여 시험치구

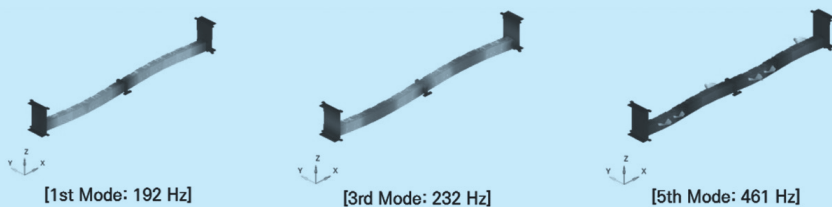


그림 8 반도체 송수신 장치 구조 해석 결과

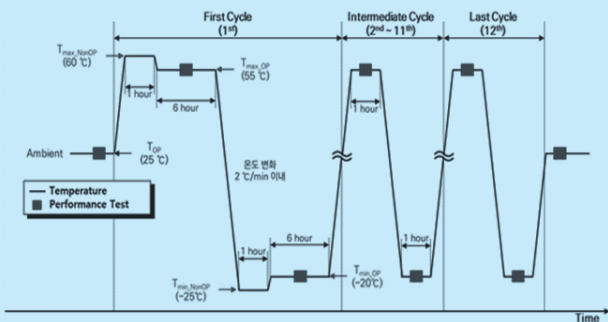


그림 9 T/R 모듈 열주기 시험 프로파일

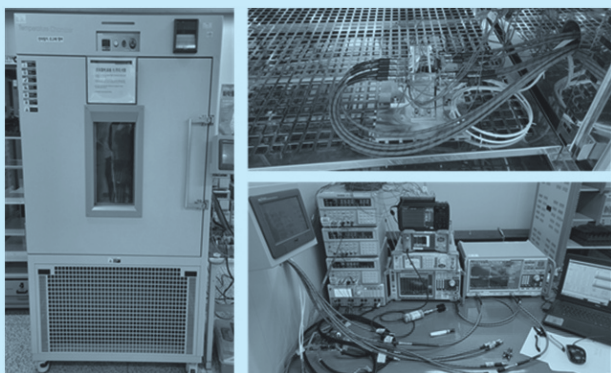


그림 10 T/R 모듈 열주기 시험 구성



그림 11 초소형 위성 SAR 탑재체 설계 분석 도구의 첫 화면

도 설계 및 제작되었으며, 내부 및 외부 온도 센서를 이용하여 T/R 모듈의 온도를 측정하면서 시험을 진행하였다. 송신 출력 및 수신 잡음 지수 등 T/R 모듈의 주요 기능·성능 시험 결과, 고온에서 저온까지 T/R 모듈의 운용 온도 범위 및 운용 주파수 범위에서 주요 시험 항목의 규격을 모두 만족함을 확인하였다.

### SAR 시스템 설계 분석 도구

SAR 탑재체 시스템 파라미터에 대한 SAR 성능 분석이 가능한 ‘초소형 위성 SAR 탑재체 설계 분석 도구’를 개발하였다. 주요 기능 중 하나는 ‘SAR 안테나 시뮬레이터(SAR antenna simulator)’이다. SAR 탑재체의 영상 품질은 안테나 패턴과 밀접하게 연관되기 때문에, 위상 배열 안테나의 설계 파라미터를 이용하여 실제 안테나 빔 패턴을 생성하는 시뮬레이터가 중요하다. SAR 안테나 시뮬레이터를 통해 안테나 배열의 구조와 단일 복사 소자 패턴에 의한 배열 안테나

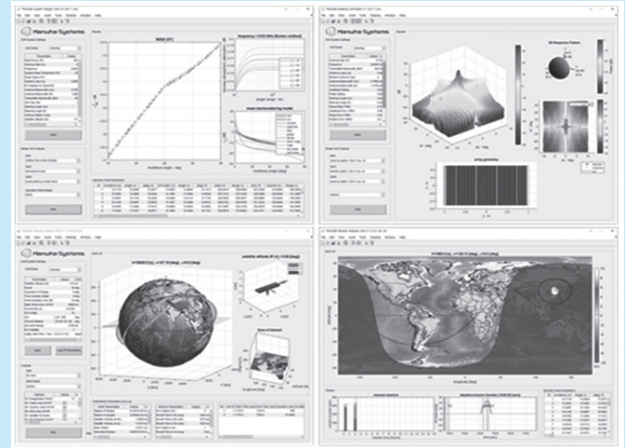


그림 12 SAR 탑재체 시뮬레이터 세부 기능

빔 패턴을 모델링하고 생성하며, T/R 모듈의 고장이나 안테나 에러 등 다양한 시나리오에 대한 안테나 빔 성능을 예측할 수 있다. 또한, ‘SAR 탑재체 시뮬레이터(SAR simulator)’에 시스템 설계 파라미터를 입력하여 영상 품질 분석을 수행하고 SAR 성능을 도출할 수 있다. 대표적인 SAR 성능은 PRF(Pulse Repetition Frequency), NESZ(Noise Equivalent Sigma Zero), 해상도 등이 있다. 이로써 SAR 성능 요구사항 대비 설계된 시스템 파라미터의 타당성 검증이 가능하다.

따라서, 개발된 초소형 위성 SAR 탑재체 시뮬레이터는 탑재체 개발 초기에 영상 품질 등 시스템 성능 분석을 기반으로 요구사항 도출 및 검토에 유용하게 활용될 수 있다. 또한 개발된 시스템의 성능 분석과 요구사항 만족 여부 검토에 적용이 가능하므로, 초소형 SAR 위성 개발에 있어 다양한 설계 위험 요소를 관리 및 해결할 수 있다.

문 용 준 세트렉아이 우주사업부문 PM

| e-mail: yjmoon@satreci.com

이 글에서는 소형화 및 경량화를 위한 초소형 SAR 위성 본체의 기술로, 여러 서브시스템의 전용 하드웨어를 통합한 통합 유닛 설계에 대해 소개하고자 한다.

위성은 통상 고유 기능을 담당하는 전용 하드웨어들로 구성된다. 기능별로 전용 하드웨어를 나눈 데에는 여러 이유가 있겠지만, 그 중 하나로 우주용 반도체 부품의 성능 한계를 들 수 있다. 통상 FPGA(Field Programmable Gate Array) 기반으로 설계를 하는데 단일 FPGA가 처리할 수 있는 수준이 제한되었기 때문에 분리될 수밖에 없던 것이다.

이는 중복 설계를 야기하게 된다. FPGA와 FPGA 구동용 주변부 회로가 각 전용 하드웨어마다 구현되어야 했기 때문에 유사한 기능을 수행하는 중복된 구조를 가지게 된다. 여기에 추가로 신뢰도 확보를 위한 이중화 구조까지 더해지면 본체 하드웨어는 필연적으로 소형화/경량화와는 멀어질 수밖에 없다.

이런 기존 설계 개념의 틀에서도 전용 하드웨어들을 통합하려는 시도는 여러 차례 있었다. 하지만 앞서 서술한 문제를 해결한 것이 아니라 단순히 여러 보드를 단일 전장 박스 내에 실장하는 수준이었다. 결국 소형화/경량화 측면에서 큰 장점은 갖기 어려웠다.

후술할 플랫폼 통합 유닛과 전력 제어 분배 유닛은 이러한 문제를 해결한 통합 하드웨어다. 반도체 기술 발전에 힘입어 부품 신뢰도는 기존과 유사한 수준이지만 성능은 향상된 단일 FPGA를 사용할 수 있게 되었다. 또한 위성 시스템의 주요 서브시스템을 자체 개

발해 온 기술력을 바탕으로, 위성 시스템 수준의 최적 소형화/경량화에 맞춰 통합 설계를 완성할 수 있었다. 그 결과 통합 이전 대비 크기와 중량을 60% 이상 감소시킬 수 있었다.

## 플랫폼 통합 유닛

### 통합 배경

플랫폼 통합 유닛 개발 시 첫 번째 고려 사항은 설계 유연성을 가질 수 있는 통합 대상 선정이다. 프로세서 혹은 FPGA를 기반으로 설계된 서브시스템은 설계 유연성이 높기 때문에 고성능 하드웨어에 통합하여 구현이 가능하다. 이 중 플랫폼 통합 유닛에 통합된 서브시스템은 명령 및 데이터 처리, 탑재체 대용량 데이터 저장 장치, 자세 제어 센서/구동기 인터페이스, X밴드 변조기다.

두 번째는 FPGA 선정이다. 플랫폼 통합 유닛의 FPGA는 통합하려는 기능을 전부 수용할 수 있어야 한다. 각 기능 블록뿐만 아니라 고신뢰성을 위한 삼중화 적용 시 차지하는 자원 사용률에 대해 확인이 필요하다. 또한, 외부와 연결이 필요한 신호를 FPGA 입출력에 전부 할당할 수 있는지 확인해야 한다.

세 번째는 시스템 안정성 확보를 위한 각 기능 블록

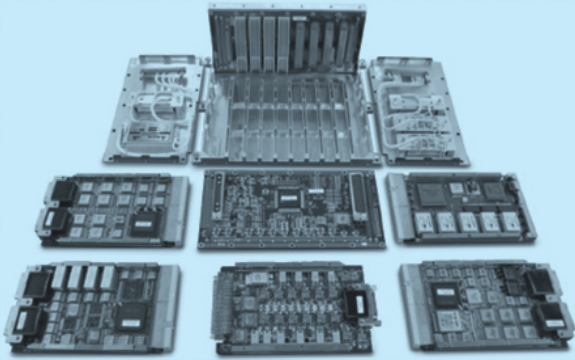


그림 1 MOOG의 통합 전장 유닛(integrated avionics unit)

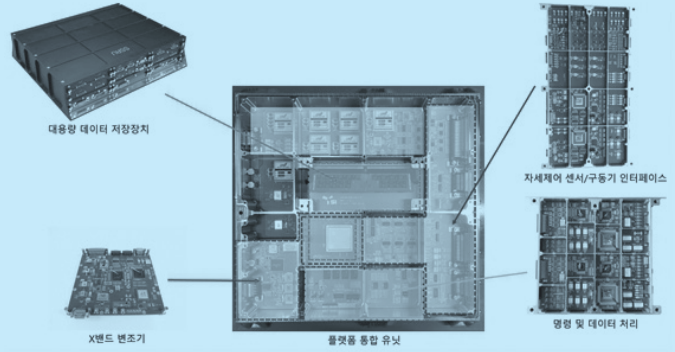


그림 2 플랫폼 통합 유닛의 구성

들의 상호 독립성이다. 여러 서브 시스템을 통합하면서 통합 이전엔 발생하지 않던 문제가 발생할 확률이 높아진다. 또한, 통합으로 인해 유닛 하나가 위성 시스템의 큰 부분을 차지하게 되므로, 작은 문제가 위성 시스템 전체에 영향을 줄 수 있다. 따라서 기능 블록 간의 상호 독립적인 설계를 통해 고장 감지 및 격리가 적절히 이뤄질 수 있도록 설계해야 한다.

마지막으로 각 서브시스템의 기존 하드웨어에서 공통 요소를 찾아 중복된 기능을 제거하고, 물리적으로 통합이 가능하도록 하는 최적화 작업이다. 예를 들어, 각 서브시스템의 공통 요소 중에 FPGA, 메모리, 전압 조정기는 고성능/대용량 부품으로 대체할 수 있다. 따라서 FPGA 기능 블록 통합뿐만 아니라 주변부 회로까지 통합하면서 하드웨어의 크기 및 무게를 획기적으로 줄일 수 있으며, 전력 효율 향상으로 인한 소모 전력 감소까지 기대할 수 있다.

#### 통합 기능 소개

플랫폼 통합 유닛은 단일 FPGA 내에 결함 허용(fault tolerant) 프로세서, 탑재체 데이터 저장 관리,

**위성 본체의 여러 서브시스템을 통합하는 것은 단순히 여러 FPGA 기능 블록들을 단일 FPGA에 통합하는 것 이상을 필요로 한다. 다수의 위성 시스템 개발/운영 경험, 주요 서브시스템의 자체 개발 기술력이 반드시 동반되어야 한다.**

X-밴드 변조기, 자세 제어 센서/구동기 인터페이스, 시간 동기, 외부 인터페이스의 기능을 수행한다.

#### (1) 탑재 컴퓨터

- (가) 결합 허용 프로세서
- (나) 비행 소프트웨어 동작
- (다) 시간 동기: GPS에서 생성된 1초 펄스와 위성 내부 시간 동기화, GPS 문제 시 실시간 시계의 자체 클럭을 통해 위성 내부 시간 동기화 제공

#### (2) 탑재체 인터페이스

- (가) 저장 관리: 탑재체의 Gbps급 고속 시리얼 데이터 입력 처리
- (나) X밴드 변복조: CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems) 표준 규격인 SCCC(Serially Concatenated Convolutional turbo Coding) 기반의 고차 변조를 통해 Gbps 급 고속 다운로드 속도 제공

#### (3) 인터페이스

- (가) 자세 제어 센서/구동기 인터페이스: 별 추적기, 태양 센서, 자이로, 자력계, GPS의 센서 입력 처리, 반작용 휠, 자기 토크 로드, 추력

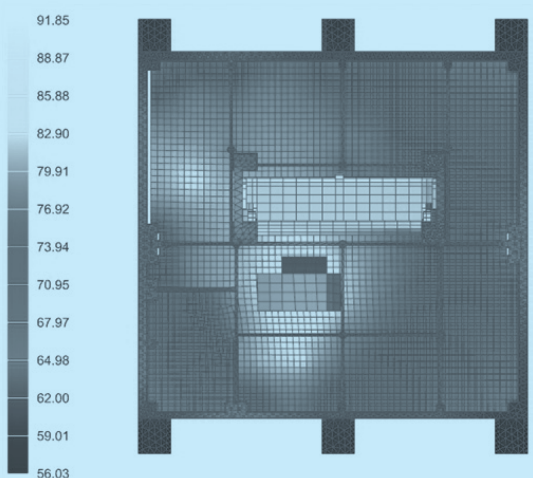


그림 3 플랫폼 통합 유닛 열해석

설계 및 검증

플랫폼 통합 유닛의 개발에는 통상의 본체 개발에서 수행되는 해석, 시험 등이 수반된다. 기계적 해석은 제작 이전에 설계 단계에서 수행한다. 모드 해석, 정하중 해석, 열해석을 통해 기본적인 발사 환경과 우주 환경에서의 거동을 예측한다. 이 과정을 통해 전장 박스 구조와 부품 배치를 결정하게 되는데 결국 임무 수명 동안 안정적으로 동작을 할 수 있도록 하는 것이다. 추후 모든 기능 시험 검증이 완료되면 발사, 우주, 전자과 환경 시험을 수행함으로써 환경 검증까지 시험적으로 마무리할 예정이다. 회로 설계는 기존 위성 개발 경험을 토대로 진행이 되고, 새롭게 설계하는 부

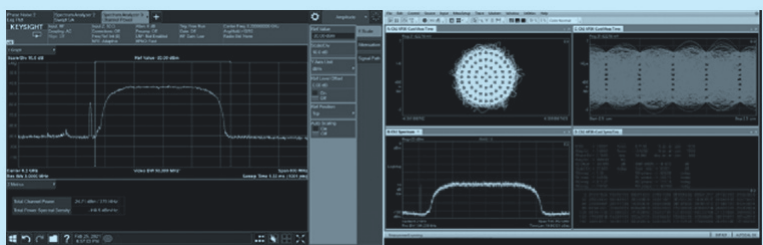


그림 4 X밴드 변복조기 시험 결과

분이나 기존 대비 더 높은 규격을 요구하는 부분에 대해서 좀 더 면밀하게 검증을 수행한다. 예를 들어 SCCC 방식의 X밴드 변복조기는 Gbps급 다운로드 속도를 내기 위한 필수 기술인데, 국내외에서 아직 널리 시도되지 않았다. 비행 이력을 확보한 검증된 설계 대비 더 엄격한 검증 절차를 거쳐야 한다. 또한 고속 탑재체 데이터 저장도 플랫폼 통합 유닛의 핵심 기능 중 하나이자 국내에서 처음 시도되는 만큼 면밀한 검증이 필요하다. 현재 1차 연동 시험이 성공적으로 마무리된 상황이며 계속해서 다양한 연동 조건들에 대해 시험을 수행할 예정이다.

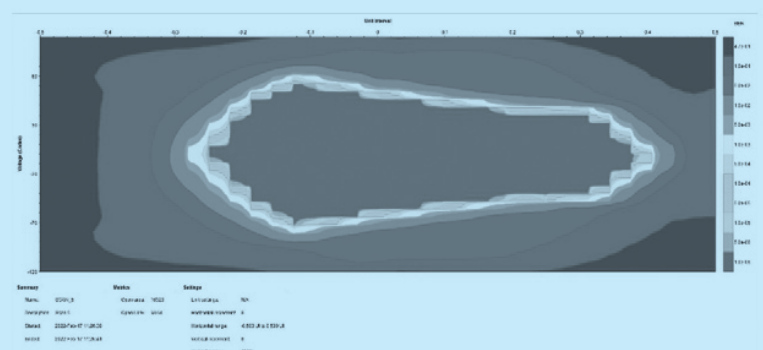


그림 5 탑재체-플랫폼 통합 유닛 간 연동 시험 결과

전력 제어 분배 유닛

기에 구동 명령 전달

(나) 외부 인터페이스: RS422, RS485, CAN(Controller Area Network), 디스크리트 입출력 및 아날로그 인터페이스 지원, 검증을 위한 JTAG(Joint Test Action Group) 인터페이스 및 디버그용 직렬 링크 제공

통합 배경

전력 제어 분배 유닛의 기본 기능은 태양 전지판의 생성 전력을 통해 배터리 충전량 관리, 태양 전지판 생성 전력 혹은 배터리를 이용하여 서브시스템에 안정적인 전력을 공급하는 것이다. 서브시스템이 사용하는 전압에 따라 배터리 전압과 5V로 분배하여 제공

하며 각종 보호 기능들이 구현되어 있다.

전력 제어 분배 유닛은 위성체 전원 관리 기능을 수행해야 하므로 높은 신뢰도가 최우선 순위이고 소형화/경량화에는 상대적으로 소홀했던 서브시스템이다. 하지만 초소형 위성에 적용하기 위해 소형화/경량화 요소를 고려하였고, 회로 통합 과정을 통해 네 개의 전용 하드웨어에 각각 구성된 전력 제어 및 분배 기능을 하나의 하드웨어로 통합하였다. 또한, 여러 소자로 구성된 배터리 충전 관리 회로를 FPGA 기능 블록으로 디지털화하였다. 이러한 디지털화를 통해 회로를 간소화시켰고 이는 결국 추가적인 소형화/경량화 요소이면서도 설계 유연성, 확장성 확보도 가능하게 하였다. 뿐만 아니라, 저전력화 및 시험 간소화라는 추가적인 이점도 얻을 수 있다.

전력 제어 분배 유닛에 FPGA가 탑재되면서 S밴드 변복조기와 CCSDS 원격 명령/검침 처리기를 전력 제어 분배 유닛과 통합시킬 수 있었다. 초기 설계 단계에서 S밴드 변복조기와 CCSDS 원격 명령/검침 처리기는 플랫폼 통합 유닛에 통합하는 것을 고려하였다. 결과적으로 이 두 기능은 두 가지 이유로 플랫폼 통합 유닛에 통합되지 않았다. 첫째, 이 두 기능은 위성과의 원활한 통신을 담당하는 부분으로서 높은 신뢰도가 반드시 보장되어야 한다. 플랫폼 통합 유닛에 이 두 기능이 통합됐다면, 만약 다른 부분의 결함으로 인해 플랫폼 통합 유닛이 제대로 동작하지 않을 때 지상과의 통신마저 두절될 가능성이 있다.

두 번째는 통합으로 인해 전체 소모 전력은 줄일 수 있어도 단일 유닛의 소모 전력이 증가하는 문제다. 이는 발열을 해결하기 위한 열설계의 복잡성을 야기하고, 결국 위성 시스템의 소형화/경량화 측면으로는 오히려 효과가 반감될 가능성이 있다. 따라서 위성 시스템 수준의 안정성과 설계 유연성, 그로 인한 최적

**위성 서브시스템의 통합은 반드시 위성 시스템의 최적 성능 발휘를 전제로 해야 한다. 과도한 통합은 시스템 성능의 저하를 야기할 수도 있다.**

소형화/경량화를 위해 S밴드 변복조기와 CCSDS 원격 명령/검침 처리기는 전력 제어 분배 유닛의 고신뢰도 FPGA에 통합되었다.

플랫폼 통합 유닛의 통합 과정에서 고려했던 사항들을 동일하게 고려하여 통합 설계를 수행하였다.

하지만 전력 제어 분배 유닛의 통합 과정에서는 통합 기능 간 전자기 간섭을 면밀하게 검토해야 한다. 전력 제어 분배 유닛의 전력 제어 분배 기능은 주요 전자기 잡음 발생원이다. 전력 제어 분배 기능 중에서도 주 전력, 부 전력 분배 간 전자기 간섭을 피하기 위해 전자기 필터, 접지 분리 등의 설계를 적용한다. 그럼에도 불구하고 전력 제어 분배 기능의 S밴드 변복조기에 미치는 영향은 무시할 수 없는 수준이다. S밴드 변복조기는 지상에서 전달하는 미약한 전파 신호를 감지하여 처리해야 하기 때문이다. 따라서 전력 제어 분배 유닛의 전장 박스 내부에서 각 기능의 격리, 차폐 설계가 반드시 필요하다. 즉 회로 배치 단계부터 전자기 차폐를 고려하여야 한다.

### 통합 기능 소개

전력 제어 분배 유닛은 전력 제어 및 분배, 지상 통신 관련 기능들을 수행한다.

#### (1) 전력 공급

- (가) 태양 전지판의 생성 전력량 제어: 요구 전력 용량 처리, 최대 전력 동작점 추적 등
- (나) 배터리 충전 제어: 과전압 보호, 충전 전류 제어 등
- (다) 비정류 전압 공급: 과/저전압 보호, 돌입 전류 제한, 전압 리플 제한 등
- (라) 5V 정류 전압 공급: 과/저전압 보호, 돌입 전류 제한, 전압 리플 제한 등

#### (2) 위성 안전 관련

- (가) 1차, 2차 접지 분리: 전자기 간섭 억제

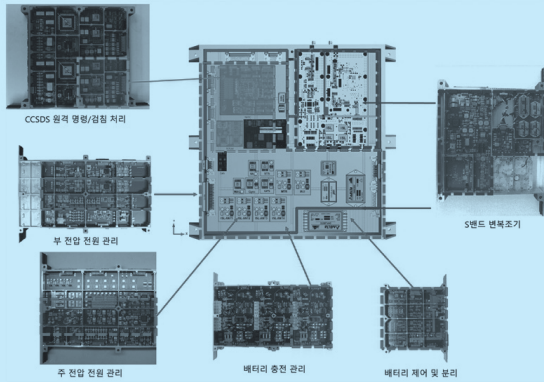


그림 6 전력 제어 분배 유닛의 구성

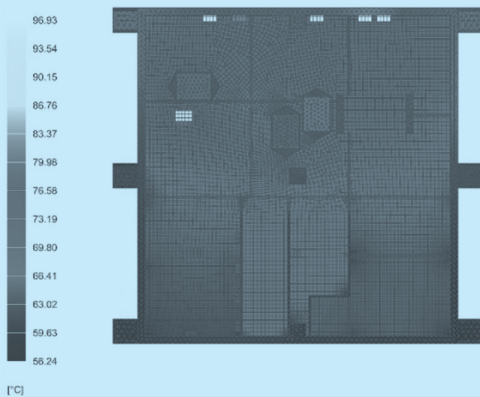


그림 7 전력 제어 분배 유닛 열해석

- (나) 발사체 분리 스위치: 분리 전까지 배터리의 전원 공급 차단 등
- (다) 배터리 저전압 보호: 특정 전압 이하로 떨어질 경우 위성 전원 차단 등
- (라) 배터리 제어: 배터리 온도 관리 히터 제어 및 온도 모니터링 등
- (마) 지상 시험 구성 지원: 배터리 세류 충전 기능, 시험용 외부 전원 연결 등
- (3) 지상 통신 관련
  - (가) S밴드 변복조: 원격 검침 변조, 원격 명령 복조 등
  - (나) CCSDS 원격 명령/검침 처리: AES256 암호화, 사용자 인증 처리, 탑재 컴퓨터 이상 감지 등

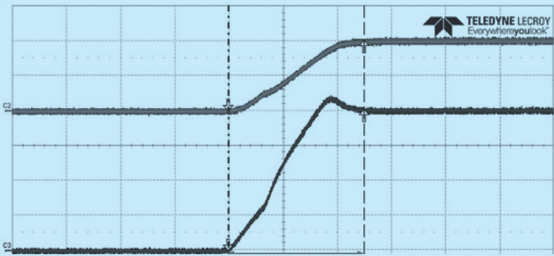


그림 8 돌입 전류 제한 시험 결과

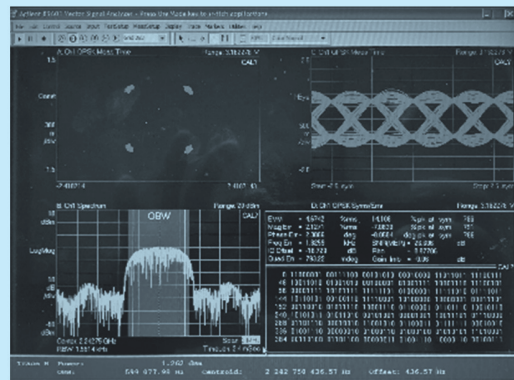


그림 9 S밴드 변복조기 시험 결과

### 설계 및 검증

전력 제어 분배 유닛의 개발에는 마찬가지로 통상의 본체 개발에서 수행되는 해석, 시험 등이 수반된다. 전력 공급은 적정 전원 품질을 유지한 채 제공되어야 하므로 전원 품질 시험은 필수적이다. 전력 제어 분배 유닛에서 다루는 모든 전원 위치에서 전원 품질이 유지되는지 확인해야 한다. 또한 새롭게 적용한 배터리 충전 제어의 FPGA 기능 블록과, 통합 이후의 S밴드 변복조기 동작성은 소형화/경량화의 핵심 검증 요소다. 현재 전력 제어 분배 유닛은 예비 시험을 통해 설계의 유효성을 확인하였으나, 다양한 검증 조건에 대해 요구 성능을 발휘하는지 확인해야 한다. 플랫폼 통합 유닛과 마찬가지로 추후 모든 기능 시험 검증이 완료되면 발사, 우주, 전자과 환경 검증을 수행할 예정이다.



이 글에서는 초소형 SAR 위성 개발을 위해 소형화 및 경량화가 가능한 제품 보증 및 전자, 기계 설계, 환경 시험 가이드라인에 대한 주요 연구 내용을 소개하고자 한다.

기존의 위성 개발 사업들은 실용급 위성 기준의 부품 선정 및 설계 기준으로 관리되고 있으며, 초소형 SAR 위성 개발과 같은 뉴스페이스 트렌드에 적용하기에는 요구 수준의 차이와 짧은 개발 기간으로 적용의 한계가 있다. 초소형 SAR 위성 개발을 위해 COTS(Commercial Off-The-Shelf)를 포함한 현실적 부품 선정 방안 및 소형화 및 경량화가 가능한 제품 보증 및 전자, 기계 설계, 환경 시험 가이드라인의 주요 연구 내용을 소개한다.

표 1 제품 보증 요구 규격 테일러링 방안

항목	세부 항목	실용급 위성 요구 규격	초소형 위성 테일러링 방안
품질 보증	품질 보증 프로그램	• AS9100 이상의 품질 규격 요구	• ISO9001 품질 규격 수용 • 개발 업체 품질 시스템 반영
	작업자 인증	• ECSS 동등 이상 Workmanship	• IPC 규격 수용
	협력 업체 및 공급자 관리	• 위성 참여 경험 및 해외 공급처 우선 적용	• 개발 기관 선정 절차 수용
신뢰성	신뢰성 예측	• MIL-HDBK-217F 적용	• FIDES, RiAC-HDBK-217 Plus 등 고려
EEE parts	표준품	• Level 1, 2	• Level 1, 2, 3 & Automotive grade
재료 및 공정	재료 및 공정 선정	• Program acceptance material & process list	• PMPCB 승인 • 예산, 일정, 기술 등 전반적인 측면 고려
	공정 검증	• 새로운 재료, 공정, 설계에 대한 검증 활동 요구	• 기존 검증된 구성품/제작 공정 등 유사성 수용 범위 확대 • 개발 위험을 최소화하기 위한 공정 검증 필요 시 적용

### 제품 보증 요구 규격 테일러링

초소형 위성 개발의 경우 실용급 위성 요구 규격 적용은 비용, 일정 등을 고려할 때 한계가 있다. 따라서 위성 수준에 따른 제품 보증 테일러링이 요구되며, 이에 주요 활동 항목에 따른 테일러링 방안을 표 1과 같이 제시하였다.

국내 위성 개발 기관 및 기업체는 항공우주 및 방산

분야 품질 시스템인 AS9100이 적용 및 요구되고 있다. AS9100은 특수 분야에 적용되는 품질 시스템으로 일반 산업체는 구축되어 있지 않거나, 신규 구축에 대한 부담감을 갖고 있다. 따라서 이번 초소형 SAR 위성의 민간사업화 취지에 관련하여 대부분의 일반 산업체가 보유하고 있는 품질 시스템인 ISO9001의 활용 및 적용 방안에 대해 제시한다.

ISO9001은 항공우주 분야에서 요구되는 추적성,

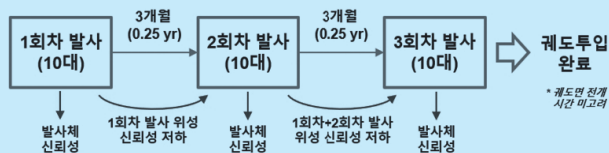


그림 1 초소형 군집 위성 발사 시나리오 가정

위험 관리 등의 중요 활동 요구 규격이 포함되어 있지 않았지만, 최근 2015년 개정판부터 AS9100 요구사항을 대폭 수용하였다. 다만 AS9100 일부 요구 번호 8.1 운용 기획 및 관리에서 위변조 예방의 내용은 현재까지 포함되어 있지 않다. 따라서 위성 개발에서 필수로 요구되는 위변조, Critical-item control 등의 특수 항목은 보완될 필요가 있다. 이러한 항목은 위성 제품 보증 주관기관에서 개발업체 감사 시 관련 사항에 대한 지도 활동으로 일반 산업체 품질 시스템 보완과 제품 보증 가이드라인에서 상세히 설명 및 요구로 보완될 수 있다.

### 초소형 위성 개발을 위한 신뢰성 연구

초소형 SAR 위성은 COTS 부품 활용과 중복 설계 최소화로 단일 위성 개념에서는 낮은 신뢰성 예측치를 갖을 수 있다. 이를 극복하고 임무 기간 3년을 기준으로 최적의 군집 운영 대수를 산출하기 위해서는 군집 운영 신뢰도 도출이 필요하다.

#### 단일 위성 신뢰성 예측

실용급 위성 고장률 예측 기법으로 적용하고 있는 MIL-HDBK-217F는 1995년 Notice2 이후 더 이상의 개정이 없는 실정이다. 따라서 1995년 이후에 개발된 부품의 정보를 적용하여 신뢰성을 예측하기에는 한계가 있다. IC(Integrated Circuit)의 경우 최대 32bit, 224pin 부품만 반영이 가능하며, 환경적 인자에서 우주 환경은 가장 좋은 조건의 값을 부여하고, 발사 환경 및 전개 과정의 스트레스는 반영하지 않고

있다. 또한 우주급 부품과 COTS 부품 품질 수준에 따른 가중치는 극단적인 차이를 보여주고 있다.

해외 우주기관인 ESA는 신뢰성 예측 방안의 개선을 위해 IEEE 1413에서 권고하는 프로세스를 기반으로 기존에 사용되고 있는 고장률 규격서들을 재평가하고 있다.

초소형 SAR 위성 개발에는 COTS를 포함한 최신 부품에 대한 고장률 데이터를 반영할 수 있도록 FIDES 모델을 우선 채택하고 현실적인 신뢰성 예측 방안을 마련 중에 있다.

#### 군집 위성 신뢰성 예측

최근 우주 산업 분야에서 각광받는 초소형 위성은 단기간 저비용에 양산하는 형태로 개발되고 있으며 군집 운영을 통해 재방문 주기를 극대화하여 여러 도전적인 임무가 수행되고 있다. 다수 위성의 군집 운영은 임무 수준의 신뢰성 향상 및 일부 위성 고장 시 대체 위성을 신속히 발사하여 임무 공백을 최소화할 수 있는 장점도 존재한다. 또한 위성체 소형 경량화에 따라 대형 발사체를 이용한 다수 위성의 동시 발사 또는 소형 발사체를 이용한 발사가 용이하다. 한편, 군집 위성의 임무 신뢰성은 발사체 신뢰도 및 발사 시나리오에 따라 영향을 받게 되며 이는 군집 위성 체계의 임무 가용성에도 영향을 미친다. 그림 1과 표 2는 초소형 군집 위성의 발사 시나리오를 가정하여, 이에 따른 군집 위성 임무 신뢰도 및 가용성에 미치는 영향성을 분석한 자료와 결과이다.

### COTS 부품 적용에 따른 공정 신뢰성 확보 방안

인공위성 개발 과정 중 전자보드 단위의 마지막 제조 공정에서는 인쇄 회로 기판(PCB) 표면에 노출된 전자부품의 메탈 리드 간 오염으로 인한 쇼트(short) 방지 및 산화 방지를 주목적으로 컨포멀 코팅이 필수적으로 적용된다.

초소형 SAR 위성 개발에 우선 적용되는 COTS 부품은 리드(lead) 표면의 산화 방지를 위해 Pb free의 주석 성분의 납을 이 용한다. 이러한 주석 성분은 주석 성분 위스커(whisker)가 발생되 게 하는 주요 요인으로 우주 환경에서는 지상보다 네 배 이상 빠르 게 성장한다. 이러한 위스커는 부 품의 리드 간 쇼트를 발생시켜 시 스템의 중대한 문제를 발생시킬 수 있다.

기존 인공위성 제작에 적용되 는 아크릴/우레탄 계열의 재료를 이용한 스프레이(spraying) 및 디핑(dipping) 방식의 코팅 공정 방식은 기포(void) 발생, 도포 두께 불균일성으로 위스커 억제에 한계가 있다. 관련 문 제를 해결하기 위해 당사와 한국항공우주연구원이 공동 개발한 진공 증착 방식의 코팅 기술의 적용 방안 과 효과성이 연구된 바 있다.

최근 우주 선진국인 일본의 JAXA에서도 진공 증착 방식의 코팅 기술을 이용하여 COTS 부품을 사용한 진보된 성능 구현 및 비용 절감을 위한 다양한 뉴스페 이스(new space) 프로그램을 추진하고 있다.

### 전자부품 선정 가이드라인

기존 실용급 위성 우주 사업에서는 우주 환경의 특 수성 및 수리 불가능을 이유로 높은 신뢰도의 Heritage 기반 space grade의 표준품만이 요구되어 왔다. 그러나 지금까지 실용급 위성에서 요구된 클래 스 1, 2급 부품 선정 기준을 초소형 SAR 위성 개발에 저비용 및 짧은 제작 기간의 제약 조건으로 적용하기 엔 한계가 있다. 따라서 COTS부터 우주급 부품까지

표 2 군집 위성 임무 신뢰도 분석

발사체	성공/시도	L/V 신뢰성
Falcon 9 v1.2	82/82	0.99
Atlas 5	85/86	0.98
PSLV	49/52	0.93
Falcon heavy	3/3	0.80
Proton-M/DM-03	3/5	0.60

\*<https://www.spacelaunchreport.com/log2020.html#rate>

임무 기간	발사 회차			비고	
	1회차(10기)	2회차(10기)	3회차(10기)		
1 <sup>st</sup> yr	1/4 qtr.	0.99	Pre-Inch	Pre-Inch	POC
	2/4 qtr.	...	0.99	Pre-Inch	
	3/4 qtr.	...	...	0.99	
	4/4 qtr.	...	...	...	
2 <sup>nd</sup> yr	1/4 qtr.	...	...	...	FOC
	2/4 qtr.	...	...	...	
	3/4 qtr.	...	...	...	
	4/4 qtr.	0.5	...	...	
3 <sup>rd</sup> yr	1/4 qtr.	0.48	0.5	...	EOL
	2/4 qtr.	0.46	0.48	0.5	
	3/4 qtr.	...	...	...	
	4/4 qtr.	...	...	...	

\*POC/FOC : Partial/Full Operational Capability, EOL : End-Of-Life

다양한 퀄리티 레벨(quality level) 및 패키지(package)에 대한 데이터베이스를 구축하고 신뢰성 분석 기반으로 COTS를 우선 적용함으로써 비용, 일정, 제품 보증을 만족하는 방안을 연구하고 있다.

소량 제작의 고신뢰도를 유지해야 하는 우주급 부 품 제조 비용은 당연히 대량 생산을 하는 COTS보다 수십 배에서 수백 배 많은 비용으로 이어질 수밖에 없 다. 그러나 반도체 공정 기술 및 품질 관리 기법이 점 점 발전함에 따라 COTS 생산 비용은 절감되면서 신 뢰도는 상당한 수준으로 향상되어 이제는 환경 조건 이 열악하고 수명 주기가 긴 자동차와 방산 제품에도 적용하는 결과를 가져왔다. 이러한 최신 COTS 생산 기술은 대량 생산을 통해 지속적인 피드백과 생산 공 정 향상으로 불량률을 최소화하게 함으로써 COTS임 에도 저비용으로 충분한 고신뢰성의 품질을 갖는다.

해외 위성업체의 경우 회로 및 요구 기능에 따라 COTS에서부터 space급을 다양하게 활용하고 있다. 유럽의 위성업체인 A사의 경우 실용급 위성에 자체

표 3 우주 프로그램에 따른 부품 수준

실용급 위성 (정지 궤도 또는 저궤도 위성)	초소형 위성
A. GSFC PPL-21 Grade 1 or 2 B. NPSL Level 1 or 2 C. EPPL Part 1 or 2 D. ECSS QPL (ECSS Q-60 Class 1 or 2)	좌측 규격 + Automotive Grade(AEC-Q)

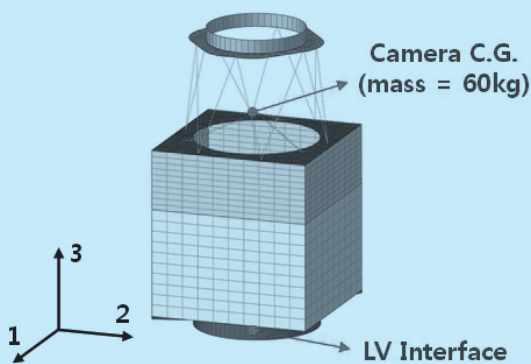


그림 2 위성체의 단순화 모델

업-스크리닝(up-screening)을 적용하여 COTS 부품을 적용하고 있으며, 실제로 국내 삼성전자의 FLASH 메모리가 적용된 바 있다. 특히 자동차 분야 및 고신뢰성용 COTS 부품은 방산 분야에서도 이미 널리 적용되고 있는 실정이다.

초소형 SAR 위성 개발에는 자동차 분야의 신뢰성 평가 수준을 분석하여 적용 가능성을 확인하여 표 3과 같이 부품 수준을 정의하였다.

내방사선성의 경우, TID 시험은 개별 소자 수준이 아닌 유닛 수준의 요구 사항으로 정의함으로써 TID 시험이 필요한 경우 시험의 숫자를 대폭 줄일 수 있게 하였다. SEE 시험의 경우는 원칙적으로 중이온으로 시험을 수행해야 하나 국내에 시설이 없는 관계로 해외 시설을 이용할 수밖에 없으므로 고비용과 시험 준비의 어려움이 발생하게 된다. 또한, 초소형 위성의 운용 궤도는 거의 대부분이 저궤도이므로 그 곳에 대부분 분포되어 있는 양성자들에 대한 영향을 고려한다면 국내 양성자 가속기 시설을 이용하여 SEU 영향

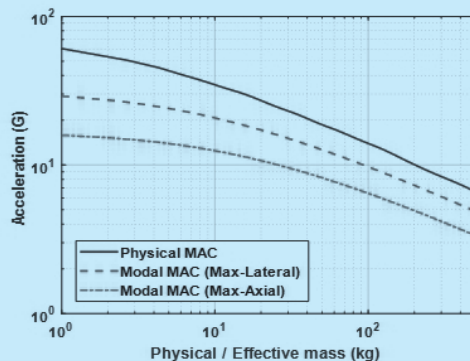


그림 3 Physical MAC과 Modal MAC 비교

검증이 가능하게 된다.

### 모달 질량 가속도 곡선을 이용한 위성체의 설계 하중 도출

인공위성 개발 시 발사체(LV : Launch Vehicle)가 선정되지 않은 시점에서 설계 하중을 결정하기 위해 질량 가속도 곡선(Physical MAC : Physical Mass Acceleration Curve)을 널리 사용한다. Physical MAC은 탑재물의 질량에 따른 설계 하중을 결정하는 곡선으로, 통상 다양한 발사 이력이 있는 발사체 회사에서 경험을 통해 탑재물의 질량에 따른 가속도 수치의 상계치를 기술한 것이다. 하지만 이 곡선은 탑재물의 유한 요소 모델 및 동적 특성을 고려하지 않고 단순히 질량 크기에만 의존하기 때문에 실제 발사 하중 대비 과도한 설계 하중이 도출되어 인공위성 경량화에 불리하다. 이러한 문제를 해결하기 위해 연성 하중 해석(CLA : Coupled Loads Analysis)을 실시하여 실제적인 응답을 구하는 경우가 있으나 상세한 인공위성 유한 요소 모델이 요구되기 때문에 인공위성의 초기 설계 단계에서는 사용이 불가능하다.

이러한 한계를 극복하기 위해 1989년에 Marc Trubert에 의해 모달 질량 가속도 곡선(Modal MAC : Modal Mass Acceleration Curve)을 이용하여 설계 하중을 도출하는 방법이 소개되었다. 이 방법은 탑재

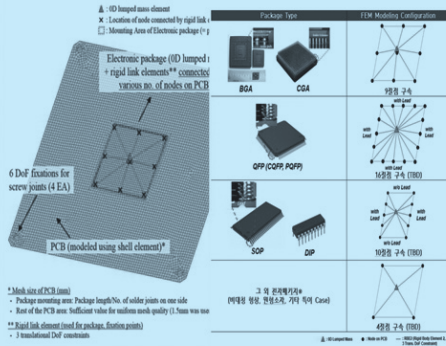


그림 4 PCB와 유형별 전자 패키지 FEM 모델링 기법

물의 초기 유한 요소 모델이 있는 경우 사용이 가능하며, 주어진 발사체에 대하여 탑재물의 유효 질량 (effective mass)에 대한 모달 가속도의 상계치를 제공하고, Physical MAC에 비해 덜 보수적인 설계 하중이 도출된다. 또한 이러한 곡선을 이용하는 방법들은 시뮬레이션이 아니기 때문에 적은 계산 비용으로 빠르게 설계 하중을 도출할 수 있다.

### 전장품 PCB 구조 설계 방법론

기존 국내외 우주용 전장품의 구조 설계의 경우 1970년대에 제안된 Steinberg의 피로 파괴 이론이 현재까지 적용되고 있다. Steinberg 이론은 랜덤 진동 환경 하에서 PCB 기관의 최대 동적 변위가 경험식으로부터 계산된 허용 변위 이내로 제한되도록 설계 될 경우 전자 패키지의 솔더 접합부는 랜덤 진동에 대한 2,000만 주기 이상의 피로 수명이 보장되는 설계 기준을 수립하였다. 또한, 해당 설계 기준을 토대로 MoS(Margin of Safety) 계산을 통해 구조 건전성을 판단하는 방식을 적용하였다.

뉴스페이스 트렌드에 따른 초소형 SAR 위성 개발에 있어서 소형/경량화 전장품 구현이 중요하며, 이를 위해 기존 Steinberg 이론의 과도한 설계 마진 부여 등 한계점 극복이 가능한 새로운 설계 방법론이 요구되고 있다.

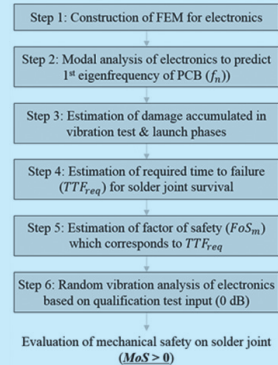


그림 5 새로운 방법론 기반 전장품 기계 설계 평가 프로세스

새롭게 연구되고 있는 설계기법은 기존 Steinberg 이론과 유사하게 MoS 계산을 통해 솔더 접합부의 구조 건전성을 평가하고, 위성 사업 내에서 정의된 전장품의 지상 진동 시험부터 발사 과정에서의 생존을 위한 목표 설계 수명을 토대로 산출된 FoS(Factor of Safety) 값을 MoS에 적용한다. 계산 방법은 개발 전장품에 대한 피로 수명 측면에서 필요 이상의 설계 마진 부여를 방지함으로써 과도한 구조적 보강 설계를 최소화한다. 또한 임계 변형률 이론을 토대로 PCB 변형률이 계산됨에 따라 기존 Steinberg 이론의 계산오차 유발 한계를 극복할 수 있다.

### 열환경 시험(열주기/진공 시험) 테일러링 기법 제시

인공위성이 지구 저궤도(500~700km)를 공전할 경우 지구 그림자를 드나들며 하루당 14~15회의 일간(daily) 열주기 사이클을 겪는다. 열환경 시험 시의 온도 변화 프로파일은 인증/인수 시험 그리고 구성품/체계 수준에 따라서 정해진 사이클 횟수를 적용하게 된다.

그러나 많은 해외 시험 표준서가 사이클 수에 대한 과학적 근거를 정확히 제시하고 있지 않은 상황이다. 미 국방부의 MIL-STD-1540C(1994년 개정)에서 인수 열환경 시험의 사이클 횟수를 '제품이 임무 수명

동안 받을 열 피로의 네 배만큼 견딜 수 있음을 입증함'을 근거로 들었으나, 이는 구성품 수준에서 열주기 시험에 75.5회의 과도한 사이클 수를 요구하여 추후 폐기가 되었다. 그리고 기존에 사용되어오던 사이클 횟수 및 cold/hot 각 구간의 전체 담금 시간을 각 4일로 적용해 오던 시험 기간은 올드 스페이스(old space) 프로그램에서의 경험적인 숫자를 기반으로 수행되어 온 것이다. 하지만 이는 뉴스페이스 트렌드에 적용하기에는 예산과 시간에 무리가 있어 적절한 테일러링이 요구되며, 본 초소형 SAR 위성군 최적화 설계 가이드라인 구축 연구에서 유한요소법을 기반으로 하는 시뮬레이션을 이용하여 근거를 찾고 인공위성 개발 과정에서 많은 시간 및 비용 비율을 차지하는 열환경 시험을 테일러링 하는 방안을 모색하였다.

최근 인공위성 개발 프로그램에서의 열환경 시험의 사이클 횟수 정의는 Bathhtub 신뢰도 곡선에서 초기 구간의 인공위성의 초기 및 숨겨진 고장 탐지와 중간 구간의 일정 고장률 구간 진입을 목표로 하고 있다. 이는 인공위성의 임무 기간과 열환경 시험의 사이클 횟수가 큰 연관이 없음을 의미한다. 본 연구에서 열환경 시험의 테일러링 방안 모색을 위하여 열환경 시험 사이클 수 고정을 전제로 담금 시간의 변화를 통해 인공위성 전장품의 주요 파손 원인인 솔더볼의 피로 파손에 미치는 영향을 역학적으로 검토하였다.

인공위성의 전장품은 임무 궤도와 환경 시험에서 장시간의 고온/저온 환경에 노출되고 주기적인 온도 변동을 겪는다. 그로 인한 솔더볼의 거동을 표현하기 위해 고온/저온 환경의 장시간 노출에 대해 크리프(creep)를 고려하였다. 또한 주기적인 온도 변동으로 인한 열응력과 변형은 솔더볼의 소성 변형 에너지 밀

도의 누적으로 영향을 미치고, 최종적으로 열 피로로 인한 솔더볼의 피로 파괴 유발을 관찰하도록 하였다. 피로 수명 예측에는 솔더볼이 초기 균열이 발생할 경우 저항 증가로 소자의 오작동을 유발시키므로, 최종 파단의 수명이 아닌 초기 균열 발생 시의 사이클 수를 수명으로 판단하였다. 이러한 결과를 통하여 인공위성 열환경 시험 테일러링을 위하여 등은 시간 축소 방안을 제시할 수 있다.

또 다른 열환경 시험 테일러링 방안으로 인증 및 인수 시험에 적용되는 온도 마진에 대하여 연구를 수행하였다. 초소형 SAR 위성의 열해석 결과를 기반으로 가장 넓은 온도 변화 범위를 갖는 구성품에 대하여 각 시험 표준서별 인증 시험 온도 마진을 적용하였다. 초소형 SAR 위성군 최적화 설계 및 가이드라인 구축 연구에서는 온도 마진의 테일러링을 적용하여, 불확실성(uncertainty) 마진을 0℃, 인수 시험 마진을 6℃, 인증 시험 마진을 5℃로 정하였다. 초소형 SAR 위성이 여름(하지) 및 겨울(동지)의 worst cold/hot case에서 온도 변화를 겪는 경우에는 소성 변형 에너지 밀도가 매우 적게 누적되었으며, NASA의 LSP-REQ-317.01B 시험 표준서의 인증 시험 온도 마진이 적용된 경우가 가장 많은 누적 소성 변형 에너지 밀도가 누적이 되었다. 3년의 임무 수명 동안 겪는 온도 변화로 인해 전장품 솔더볼에 누적되는 소성 변형 에너지 밀도는 모든 시험 표준서를 따른 인증 시험으로 누적되는 소성 변형 에너지 밀도 값보다 적다는 것이다. 이를 통해 초소형 SAR 위성군 개발 연구에서 테일러링한 온도 마진이 적용된 인증 열환경 시험을 통해 인공위성이 실제 임무 환경에서 겪는 주기적인 온도 변화를 모사할 수 있음을 확인하였다.