소형위성 기술 연구개발 동향과 전망

장영근

한국항공대학교 항공우주기계공학부

The Trend and Prospect of Small Satellite Research and Development

Young-Keun Chang

1. 서 론

우주개발 초기 단계인 1950년대 말과 1960년대에는 대부분의 위성이 이를 발사할 수 있는 발사체 능력과 위성기술의 한계로 기인하여 소형위성으로 제한되었으나, 이후 발사체의 발사능력 증가 및 위성기술의 발전과 함께 위성의 규모도 점차적으로 증가하였다. 현재 세계 위성개발은 점차 양분화되어 가고 있는 추세로 정지궤도 통신위성은 탑재 중계기의 숫자, 수명 및 전력의 증가가 위성 운용자의 수익과 직결되어 한번 발사 시에 가능한 한 많은 수의 중계기를 탑재하려는 노력이 계속되어 결국 지난 40여년 동안 줄곧 위성체의 대형화를 유도해왔다. 한편 1990년대 들어 미세 전자기술 및 미세 가공기술과 같은 소형화 기술의 발전과 함께 저궤도용 위성개발은 'Faster,

Cheaper, Better'의 위성개발 모토 하에 기존에 하나의 중대형 위성이 수행하던 기능을 다수의 소형위성을 이용하여 수행할 수 있도록 하려는 연구가 계속되고 있다. 이에 따른 위성 부품의 소형화, 새로운 운영개념의 도입 등의 연구 및 기술 개발이 활발히 이루어지고 있는 추세이다.

소형위성의 경우, 보다 적은 위험 부담으로 신기술을 위성에 적용하기 위해 많은 연구가 수행되고 있으며, 새로 개발되는 위성 부품의 우주인증 핵심기술 선행연구 및 교육의 목적으로도 활발히 개발되고 있다. 이는 단기간 내에 적은 비용으로 개발이 가능하고, 신기술 적용에 대한 부담이 적으며, 우주기술 개발에 필요한 제반 기초기술을 얻을 수 있는 등 여러 가지 장점을 가지고 있기 때문이다. 표 1은 소형위성의 장단점을 보여 주고 있다.

표 1. 소형위성의 장점과 단점 비교

소형위성을 이용한 편대비행(formation flying), 입체영상, 분산형 위성 시스템(distributed satellite system) 등의 핵심 기술 개발은 지구관측, 우주용 레이더, 입체 동영상 획득을 위한 위성 등을 개발하는데 이용될 것이다. 특히 최근에는 전자 광학카메라를 이용한 고해상도 영상시스템 (1m~5m 해상도) 및 마이크로 합성개구레이더(SAR)를 마이크로급(100kg 내외)의 위성에 탑재하는 연구가 여러나라에서 수행되고 있으며, 일부 제작 중에 있다.

본 논문에서는 소형위성의 특성 및 활용범위를 분석하고 국내외 소형위성의 개발

동향, 기술 수준, 소형위성의 군사적 활용 및 소형위성의 향후 전망과 문제점 등에 대해서 살펴보기로 한다. 특히, 최근 들어 각 대학에서 우주기술 검증 및 교육용 도구로서 개발하고 있는 소형위성의 개발 현황과 발전 전망을 모색해 본다.

II. 소형위성의 특성 및 활용

일반적으로 저궤도용 위성은 무게에 따라 표 2와 같이 분류할 수 있다. 이중 소형위성은 500kg 이하의 범위를 갖는 위성을 말한다. 여기서 나노위성과 피코위성은 다시 극

표 2. 무게에 따른 위성분류

<저궤도 위성기준>					
구분	피코 위성	나노 위성	마이크로 위성	미니위성	대형위성
무게	<1Kg	1 - 10kg	10-100kg	100 - 500kg	> 1 ton
개발비용	<\$ 0.1M	< \$ 0.5M	\$ 1 - 10M	\$ 10 - 100M	> \$ 100M
개발기간	< 6개월	≈ 1년	1 - 3년	3 - 5년	> 5년
상대적인 크기 비교

표 3. (극)소형위성의 활용범위

구분	활용 범위
통신	- 저궤도 위성이동통신 시스템은 일반적인 음성통신 외에 축적 및 전송방식의 데이터 통신을 통해 자동데이터 수집시스템, 원격의료, 원거리 통신 교육 등에 사용가능
지구관측	- 100kg 내외의 마이크로위성을 이용하여 고해상도 영상 시스템 구현 - 소형 이동 지상국을 이용하여 저가의 비용으로 지구관측 데이터 활용가능 - 수십~수 백개의 소형위성망을 이용하여 자연재난 등의 실시간 감시기능 - 프랑스의 경우 현재 약 2톤 규모의 SPOT 위성을 약 500kg이하의 소형위성으로서 기존의 위성보다 훨씬 뛰어난 성능의 위성을 개발하고자 계획 - 미국의 경우에도 최근 Small Satellite Technology Initiatives(SSTI) 소형위성프로그램을 진행하여 기존의 LANDSAT 보다 효율적인 지구 관측 수행
우주실험	- 천문학 : γ-ray, X-ray - 고충대기, 이온층, 자기권 등 관측
기술시험 (우주인증)	- 저가의 소형위성을 이용하여 새로운 기술/시스템을 우주환경에서 시험확인 - 통신위성 기술, 관측위성 기술, 자세제어 기술 등 시스템 기술시험 - 새로 개발된 전자부품, 태양전지셀, 추력기 등 위성부품의 우주인증 시험 - 발사체 성능 및 검증시험
교육용 도구 (인력양성)	- 소형위성은 대형위성과 거의 모든 측면에서 동일한 구성을 가짐 - 처음 위성개발에 참여하는 연구인력으로 하여금 임무분석, 설계, 제작, 시험, 발사 및 운용에 이르는 전 과정을 직접 체험할 수 있는 수단으로 활용

그림 1. 소형위성의 기술조합

그림 2. 위성 소형화 특성

소형 위성으로 분류하기도 하며, 이와 같은 소형위성은 지구관측, 저궤도 위성 이동통신 및 우주과학실험 등 거의 전 분야에서 응용되고 있으며 임무설정에서 발사에 이르기까지 개발기간이 짧기 때문에 선행기술이나 새로 개발된 장비의 우주인증에도 널리 이

용되고 있다. 특히, 소형위성의 규모는 작지만 대형위성과 거의 동일한 구성요소를 가지고 있기 때문에 임무분석, 설계, 제작, 시험, 발사 및 운용에 이르는 전 과정에 대한 우주기술 능력을 축적하고 전문인력 양성의 도구로 활용할 수도 있다. 표 3은 소형위성의 활용범위를 정리해 놓은 것이다.

최근 저궤도 위성통신분야의 상업성이 인식되면서 통신위성군과 지구상 재난구조를 위한 재난감시위성군 등을 구축하기 위해 많은 소형위성을 이용하고 있으며, MEMS 및 소형화 기술의 발달로 인하여 소형위성의 기능이 점차 확대되고 있다. 그림 1은 소형위성의 기술 조합을 도식적으로 보여주고 있다. 그림 2는 위성 소형화 특성을 나타내고 있다.

III. 소형위성의 개발 동향

3.1 해외 개발 동향

소형위성 기술은 현재 위성개발의 선진국인 미국과 유럽 등에서도 향후 20년 동안의 주력기술 분야 중의 하나로 선정하여 중점적으로 연구/개발하고 있는 분야이다. 특히,

최근 미국방성, 공군과 항공우주국에서는 나노위성의 군사적 응용 연구를 위해 약 10여개의 대학에 "TechSat-21" 프로젝트를 제공하고 있다.

또한, 세계의 여러 대학 및 기관에서 우주시스템 및 부품기술 인증과 전문설계인력양성을 위해 1kg급의 피코위성인 "큐브셋(CubeSat)" 프로그램을 공동으로 수행하고 있다. 다음은 현재까지 발사하였거나 개발

중인 대표적인 소형위성들의 개발 동향을 국가별로 살펴보기로 한다.

3.1.1 미국

미국은 정치, 군사적 우위뿐만 아니라 경제적 우위를 지속시키기 위하여 우주산업 육성에 막대한 노력을 기울여 왔다. 그 결과 상당한 수준의 우주기술을 보유하게 되었고, 점차 민간으로 그 기술이 확산되어 현재는

표 4. 미국의 대표적인 소형위성 프로그램

위성	개발기관	임무	개발현황	무게(kg)	탑재체
Discovery Program					
Mars Pathfinder	NASA	화성 표면의 탐사 및 저가 착륙선의 가능성 실험	96.12 발사	264 (착륙선) 10.5 (탑재체)	로우버
Stardust	NASA, 록히드 마틴	혜성 P/Wild 2의 주위를 비행한 후 혜성의 코마로부터 먼지와 휘발성 물질 수집	99.02 발사	385	집진기, 샘플 회수 캡슐 (SRC), Whipple shields
SMEX (Small Explorers) Program					
SAMPEX	NASA GSFC	지구주위에서 생성되는 대전 입자들의 대전상태, 구성 및 에너지분석	92.07 발사	158	HILT(Heavy Ion Large Area Proportional Counter Telescope) LEICA(Low Energy Ion Composition Analyzer) MAST(Mass Spectrometer Telescope) PET(Proton/Electron Telescope)
FAST	NASA GSFC	오로라 상부의 전자와 이온의 흐름과 대전도 측정, 전기장과 자기장의 분석	96.08 발사	191	전기장/자기장 측정 Time-of-Flight Energy Angle Mass Spectrograph (TEAMS) Electrostatic Analyzers (ESA)
SPIDR	보스턴대	은하계사이의 뜨거운 가스의 양을 측정	개발중		6 UV Spectrometers
STEDI (Student Explorer Demonstration Initiative) Program					
SNOE	Universities Space Research Association (USRA)	지구의 저층 열권(100-200 km)안에 있는 NO 밀도 측정, 자기권과 태양으로부터 에너지 주입 영역 해석	98.02 발사	115	UV Spectrometer Auroral Photometer Soft X-ray Photometer
CATSAT	뉴 햄프셔 대학교	X-레이 영역안에서의 스펙트럼을 측정	개발중	168	SXR (Soft X-Ray spectrometer) HXR (Hard X-Ray spectrometer) DGS (Directional Gamma-ray Spectrometer)
New Millenium Program					
DS2 (Mars Microprobes)	NASA	미래의 행성간 탐사를 위한 주요 기술 시험	99.01 발사	2.4	Flexible Interconnection Micro-probes 화성탐사를 위한 Freebody 장치
ST5 (NCT)	NASA GSFC, 스탠포드 대학교, 뉴 멕시코 대학교	미래의 행성간 탐사를 위한 주요 기술 시험	2004 발사 예정	19	지자기센서 우주환경 측정장치

표 4. 미국의 대표적인 소형위성 프로그램(계속)

위성	개발기관	임무	개발현황	무게(kg)	탑재체
University Nanosatellite Program					
3 rd Sat	아리조나 주립대, 콜로라도대, 뉴멕시코 주립대	데이터 처리 및 명령, 스테레오 영상, 편대비행, 셀룰러 폰 통신	개발중	각기 15	CMOS 카메라, GPS 수신기, pin-pullers(파라핀 작동)
ION-F	유타 주립대, 워싱턴 대, 버지니아 공대	위성 조정 및 관리 기술, 분산된 이온층 측정 조사	개발중	각기 15	마이크로 펄스 플라즈마 추력기, 테더(tether) 시스템
Emerald	스텐포드대, 산타클라라대	편대비행 기술 확인	개발중	각기 15	GPS 수신기, 콜로이드 마이크로 추력기
CubeSat Program					
Polysat	캘리포니아 주립 공대	데이터 수집 및 전송	개발중	1	비디오 카메라, 고정밀 태양센서
MEROPE	몬타나 주립대	벤 앨런 대안에서의 복사환경 측정	개발중	1	가이거 튜브
FfizE Sat Rincon Sat	아리조나 대	빛이 반사되면서 나타나는 속도 수차 효과에 대한 실험	개발중	1	6개의 광학 반사기

대학교 수준에서도 위성을 제작·발사하는 수준까지 이르고 있다.

우주산업 육성을 위하여 군용을 제외한 모든 개발은 미 항공우주국(NASA)을 중심으로 이루어지고 있으며 민간부분이 주도하는 상업용 위성분야 뿐만 아니라 과학 및 탐사위성 등의 개발에도 주력하고 있다. 최근에는 민간기업에 달 탐사선의 개발을 승인함에 따라 머지 않아 민간인의 달 여행이 더 이상 꿈이 아닌 현실로 다가올 것이다.

미국의 상업용 위성은 대부분 민간기업에서 개발하고 있으며 점점 대형화, 고성능화되어가는 추세에 있다. 반면 과학, 관측 및 교육 목적의 위성 개발은 소형위성을 중심으로 활발한 연구가 진행되고 있다.

항공우주국, DARPA와 공군에서는 극소형 위성인 나노위성의 핵심기술 연구를 위해 스텐포드 대학을 비롯한 약 10여 개의 대학에 나노위성 개발 프로젝트를 제공(TechSat 21 프로그램)하여 개발 중에 있으며, 2003년 우주왕복선으로 발사하여 위성군(satellite constellation)을 형성하며 분산형 위성기능 검증, 편대 비행을 통한 통신시험 및 각종 위성 핵심부품에 대한 우주인증 시험 등을 수행할 예정이다. 또한, 가로, 세로 및 높이가 각각 10cm이고 무게가 1kg인 정육면체 “큐브셋”을 이용하여 위성부품의 우주인증, 우주실험 및 교육용 도구로 활용하

고자 하는 계획이 각 대학에서 진행중이며, 이들 “큐브셋”의 첫 발사가 2003년 6월 성공적으로 이루어졌다. 현재 이들 극소형 위성의 개발과 발사에는 대학뿐만 아니라 기술시험을 저 비용으로 수행하고자 하는 기업 및 연구소들도 상당히 관심을 갖고 참여하고 있어 조만간 극소형 위성 개발 및 활용에 대한 붐을 조성할 것으로 여겨진다. 과학 및 우주기술인증위성 프로그램을 통해 군사용 위성시스템 기술의 검증을 시도하고 있음은 두말할 나위도 없다.

미국의 대표적인 소형위성 프로그램을 살펴보면 표 4와 같다.

3.1.2 영국

영국의 쉐리(Surrey) 대학과 SSTL(Surrey Satellite Technology Ltd.)사는 저가 소형위

그림 3. SNAP-1 위성

표 5. 영국 쉐리 대학과 SSTL의 대표적인 소형위성 프로그램

위성	개발기관	임무	개발현황	무게(kg)	탑재체
SNAP-1	SSTL	나노위성 시험, 마이크로 전자기술을 이용한 테스트베드 카메라 기술, 탑재 컴퓨터, 자제제어 검증	2000.6 발사	6.5	위성 궤도 정밀 검사를 위한 기계 측면의 시스템(MVS) 적당한 해상도의 지구 영상 이미지 제공 카메라 초단파 전개 스펙트럼 송신기 탑재체
UoSAT-1	쉐리 대학교	다양한 통신 탑재체, 지구 영상 촬영	81.09 발사	52	4가지 비콘/입자 방사 시험/음성 합성 2-D CCD 지구 영상 카메라
UoSAT-2	쉐리 대학교	디지털 신호 저장 및 전달용 통신 탑재체, 지구 영상 촬영	84.03 발사	60	비콘/입자 방사 시험/음성 합성 2-D CCD 지구 영상 카메라
UoSAT-3	쉐리 대학교	위성수명 및 데이터 전송을 위한 운영, S&F 통신	90.01 발사	45	패킷 통신의 시험기기(PCE) 우주선 방사 시험기기(CRE)
S80/T	국립우주기구(프랑스)	통신 시험 기술 시험	92.8 발사	50	148/138 MHz 트랜스폰더 시험용 통신 탑재체(LEO)
TiungSat-1	Astonautic Technology (M) SDN. BHD. (Malaysia)	원격 탐사와 디지털 저장 및 전달 통신	2000.09 발사	50	다양한 스펙트럼의 지구 영상 CCD 카메라, 디지털 S&F 통신, 우주선 에너지 침전물 시험 (CEDEX)
PICOsat	미 공군	RF 비콘을 포함한 다양한 탑재체 실험, GPS 전리층 깊이 탑재체 영향 연구	2001.04 발사	68	배터리를 포함한 4개의 탑재보드, GPS 수신기
UoSAT-12	SSTL	소형위성 버스 확인 및 탑재체 기술 검증, 상용화 기술 및 전수된 군용기술 검증	1999 발사	315	고해상도 전자광학 카메라(8m흑백, 35m컬러), 디지털 통신, 기술 검증용 탑재체
RapidEye	RapidEye A.G (독일)	농경 및 지도 제작	2003. 초 발사예정	100	지구 영상 촬영을 위한 6개 밴드의 2기의 카메라
TMSat	태국 (TMSC and MUT)	디지털 신호 처리 시험, 지구 영상 촬영	98.07 발사	50	지구 영상 카메라 GPS 수신기
FASat-Alfa	Fuerza Aerea de Chile(칠레)	과학 및 통신 시험 지구 관측 디지털 신호처리	95.08 발사	50	지구 관측 카메라 오존 측정기기 GPS 수신기
FASat-Bravo	Fuerza Aerea de Chile(칠레)	과학 및 통신 시험, 지구 관측	98.07 발사	50	광각 카메라(WAC) 협각 카메라(NAC)
Tsinghua-1	청화대학 (중국)	고해상도의 영상촬영, 재난 감시망을 위한 시험	2000.06 발사	49	4개의 스펙트럼 밴드로 39미터 해상도를 제공하는 지구 관측 카메라
BiltenSat	터키	지구 관측 탑재 내용 통신으로 인한 전달	2003 발사 예정	100	12m 해상도 흑백 카메라 26m 해상도 다중화 스펙트럼(컬러) 카메라
AlSat	알제리아	기상 모니터	2002 발사 예정	100	전자 광학 카메라, 통신 시스템 계기
TopSat	영국 국방성 BNSC	지구 영상 촬영	2003 발사 예정	110	CCD 카메라
PoSAT (Portugal)	PoSAT 컨소시엄 (포르투갈)	과학 및 통신 시험 지구 관측	93.09 발사	50	기상용 영상을 위한 2km의 광역 해상도 카메라, 환경감시를 위한 200m의 협역 해상도 카메라 GPS 수신기/별 센서 우주선과 총 피복량 측정

성(UoSAT) 개발 개념으로 극소형에서 소형 위성에 이르기까지 주요 위성버스 핵심기술들을 개발하고 기술이전과 위성개발을 상업화하여 외국에 위성체 및 위성기술을 수출하고 있다. 2002년 초 현재 이들 기관은 위성통신, 우주과학, 원격탐사 및 우주기술 검증을 위한 탑재체를 탑재한 16기의 마이크로급 위성을 저궤도에 올렸으며, 외국기관과의 공동개발 및 기술전수를 통하여 모두 7기의 마이크로 위성을 발사한 바 있다. 특히, 9개월간의 개발기간을 거쳐 완성한 6.5kg의 극소형 위성인 SNAP-1이 2000년 6월 발사되어 성공적인 영상을 보내옴으로써 향후 극소형 위성의 효용성에 대해 보다 전망을 밝게 하고 있다. 그림 3은 SNAP-1의 모습이다.

현재 6기의 위성으로 구성되는 통신위성군(ESAT)과 5기의 위성으로 구성되는 재난감시위성망(DMS : Disaster Monitoring System)을 개발 중에 있으며, 모두 130kg급의 마이크로 위성으로 제작될 예정이다. 또한 영국에서 첫 번째인 저가의 달 탐사위성을 2003년에 발사할 계획이다.

이와 함께 영국국립우주센터(BNSC; British National Space Center)에서 2000년부터 2003년까지 진행하고 있는 소형위성 프로그램으로 MOSAIC(Micro Satellite Applications in Collaboration) 프로그램이 있다. 이 MOSAIC의 목적은 SSTL을 포함하는 민간 회사들과 합작하여 상용 제품이나 기술을 사용하여 초기의 검증 임무를 통해 소형위성의 기술과 탑재체 개발에 활기를 띠게 하는 것이다. 이러한 프로그램으로 영국은 소형위성 개발에 있어서 세계 선두 주자로 부상하는 노력을 하고 있다. MOSAIC 프로그램에는 현재 3개의 위성 개발이 포함되어 있는데 제미니(Gemini), TOPSAT, DMC가 바로 이들이다. 제미니의 경우 저 비용의 정지궤도 통신위성으로 낮은 비용투자액에 비해 정상적인 서비스를 제공하는 적당한 채널수를 확보하여 효율적인 통신을 하는데 목적이 있다. TOPSAT의 경우 높은 해상도를 가지는 전자광학 카메라를 이용하여 지구 영상을 촬영하여 직접적으로 전송하는데 목적이 있다.

또 다른 MOSAIC 프로그램의 위성 DMC는 역시 저비용으로 현재 지구 관측위성들과는 조금 달리 천재 지변과 같은 지구 재난을 감시하는데 그 임무 목적을 가지고 개발되고 있다.

표 5는 영국의 SSTL에서 개발해서 발사한 소형위성과 현재 개발중인 소형위성을 나타낸 것이다.

3.1.3 프랑스

프랑스의 국립우주센터(CNES)와 Astrium 사는 마이크로급(100kg 내외)의 소형위성 개발 프로그램(MYRIADE)을 공동으로 수행하고 있으며, 이미 브라질 등과 5기의 과학 및 기술시험을 임무로 한 소형위성을 개발 중에 있다.

CNES 소형위성의 주요 목적은 보다 싸고 단 기간 내에 신뢰성 및 고품질을 유지하는 위성을 개발하여 보다 쉽게 우주에 접근해 보자는 것이다. MYRIADE 프로그램 위성들은 저궤도 위성으로(500km ~ 1000km의 다양한 고도를 가짐) 위성체 120kg, 탑재체 50kg의 무게 제한을 가지고 있다.

현재 MYRIADE 프로그램의 첫 위성인 DEMETER는 부품의 우주인증 시험과 과학실험을 위해 2003년 중에 발사될 예정이다.

표 6. MYRIADE 프로그램 위성개발 현황

위성	PICARD	PARASOL	DEMETER
궤도	730km(A) •750km(P) 타원궤도	705km 원궤도	800km 극궤도
위성체 전체 질량	100kg	120kg	120kg
지향 정확도	0.1 arcsec	0.5 arcsec	0.5 arcsec
임무 수명	2년	최소 1년	2년
임무	태양 관측	기상관측	지구 관측
데이터 전송률	2.1Gbit/hour	16Mbit/s	18Mbit/s
메모리	8Gb	8Gb	8Gb

DEMETER는 800km의 극궤도에서 전리층 섭동과 지진과의 관계를 밝히는 것이 주임무이다. 이 외에도 현재 개발 진행중인 위성으로는 PARASOL과 PICARD 등이 있다. PARASOL위성은 기상관측을 목적으로 구름의 특성 및 수증기로부터 방사되는 분무 특성등을 관측한다. 이를 위해 8Gb의 대용량 메모리를 사용하고 16Mbps의 높은 데이터 전송률을 갖도록 개발 중에 있다.

표 6은 MYRIADE 프로그램의 위성 개발 현황을 나타낸 것이다.

3.1.4 유럽우주기구

유럽우주기구(ESA)에서는 태양전력을 이용한 전기추진 시스템을 주 추진수단으로 하는 혁신적인 심우주 기술의 시험과 분석을 위해 유럽 최초의 달 탐사 위성 SMART-1을 개발하였다. 350kg 이하의 무게를 가지며, 다중 접합 전지셀 타입의 소형위성 전지판을 사용하며, 2003년 중에 발사될 예정이다. 이는 ESA가 2007년에 발사할 화성탐사위성에서 사용될 기술을 검증할 목적을 가지고 있기도 하다.

PROBA(ProjeCt of On-Board Autonomy)는 위성체 내의 탑재 컴퓨터에 새로운 기술을 증명하고 탑재 컴퓨터의 자체 제어를 시험해 보기 위한 소형위성으로 이를 통해 우주에서의 관련 기술 접속에 따른 비행 시험을 목적으로 가지고 있다. 또한 부가적으로 CHRIS (Compact High Resolution Imaging Spectrometer), SREM (Space Radiation Environment Monitoring), DEBIE (DEBris In orbit Evaluator)등을 임무목적으로 가지고 있다. 고도 817km, 경사각 98.7도의 태양동기궤도에서 운용될 예정이며 위성체의 질량은 약 100kg 내외이다.

ODIN위성은 전자기 스펙트럼의 분석을 통해 혜성의 성분조사, 목성과 토성의 대기 성분조사, 오존층 파괴조사 등의 다양한 과학적 목적을 가지고 2001년 2월 20일에 발사되어, 600km 상공의 태양동기궤도에서 임무를 수행하고 있다. 약 250kg의 무게를 가지며, 태양전지판 전개 후 고정형태의 태양전지셀을 이용해 340W의 전력을 공급받고 있다.

Astrid-2 위성은 전자기장을 조사할 목적으로 1998년에 발사되었다.

EMMA(Electrical and Magnetic field Monitoring of the Aurora), LINDA (Langmuir Interferometer and Density experiment for Astrid-2), MEDUSA (Miniaturized Electrostatic DUAL-top-hat Spherical Analyzer)등의 다양한 과학 탑재체를 싣고 있으며, 총 무게는 30kg을 넘지 않는다. 현재, 고도 1000km, 83°경사각으로 원궤도에서 비행을 하고 있다.

ACE(Atmospheric Climate Experiment)는 ESA에서 제안된 지구관측 계획의 구현을 위한 지구 전체의 온도, 압력, 기상변화 예측을 위한 수증기량 측정 등의 지구 기후변동 연구를 위해 개발되고 있다. 두 종류의 극궤도(800km의 80°또는 100°의 경사각)에 6개의 소형으로 구성되는 이 위성들은 총 무게는 65kg이하, 전력 소모는 48W 이하로 개발되고 있다. 5년의 임무기간을 가지며, 2004년에 발사될 예정이다.

FLEXBUS는 과학, 통신, 지구관측, 항행등의 다양한 임무를 가지는 목적으로 개발되고 있다. Globalstar처럼 다수의 위성이 궤도에 오를 것으로 보이며, 무게가 10~100kg정도인 마이크로급 위성으로 개발되고 있다. 그 첫 번째 발사는 2001년에 이루어졌고, 총 5기가 발사되어 저궤도에서 위성군으로 운용될 계획이다.

3.1.5 일본

지난 5년간 일본 정부에서는 수차례의 로켓 실패에 기인한 우주산업 전반의 침체에도 불구하고 비용절감 및 품질인증을 통해 우주 기술의 상업화를 적극적으로 유도해 왔다.

현재 일본 우주개발사업단(NASDA)의 주도로 정지궤도 기상위성(GMS), 기술시험위성-VII(ETS-VII), 상용부품·컴퍼넌트 검증위성(MDS-1) 등의 소형위성이 개발되어 운용되고 있다. 다음 표 7은 일본의 대표적인 소형위성들을 보여준다.

또한, 일본의 일부 대학에서는 미국의 대학들과 정기적인 “대학우주프로그램”학회를 통해 나노위성 및 “큐브셋” 프로젝트에 참여하여 극소형 위성을 개발하고 있다. 참여하는 대학은 도쿄대, 도쿄공대, 니혼대 등이 있으며, 이들은 대학에서의 위성기술 축적과 교육을 목적으로 하고 있다.

표 7. 일본의 대표적인 소형위성

위성	무게 (kg)	궤도	임무 및 특징
GMS-5	344	정지궤도	기상 관측
ETS-VII	410	550km, 경사각35°	전자기장 조사 LINDA, MEDUSA, DML등의 탑재체 보유
MDS-1	140.83	GTO	상용부품 · 컴퍼넌트 실증
SELENE	39	경사각63°, 타원궤도	달 탐사

도쿄대에서는 "Xi"이라는 이름으로 개발하여 위성에 CCD 카메라를 설치하고 2003년 6월 성공적으로 발사하여 지구표면에 대한 사진촬영을 수행하고 있다. 자세제어 기술로는 영구자석과 진동 댐퍼를 이용한 방식을 진행중에 있다. 도쿄공대는 "CUTE-1"이라는 이름으로 개발하였으며, 우주에서 통신, 각종 데이터 수집, 전개실험 임무를 수행하도록 되어 있다. 자세제어 기술로는 태양 센서와 자이로, 가속도계를 이용한 자세제어방식이 개발되고 있으며 특이점은 DC모터를 이용한 태양전지판 전개 기술을 개발하였으며, 니크롬선과 나일론 선을 이용한 안테나 전개 메카니즘을 개발하였다. 니혼대 피코위성은 자기센서와 자이로를 이용한 자세안정화 방식을 추구하고 있으며 탑재 컴퓨터를 3개의 부분으로 나누어 탑재 컴퓨터 1은 중앙 처리장치로, 탑재 컴퓨터 2는 이중 칩을 사용하여 데이터 처리로, 탑재 컴퓨터 3은 전력제어부분으로 사용한다.

3.1.6 그 밖의 나라

대만의 우주산업을 주관하는 NSPO(National Space Program Office)는 2004년부터 2018년까지를 우주개발 2 단계로 정하고 이 기간 동안 NSPO 위성시스템을 개선하여 우주기술의 진보와 우주과학 연구 수행을 주요 임무로 정하였다.

NSPO는 세계적인 추세인 위성의 소형화에 주목하고 있으며, 소형위성의 개발에 중점을 두고 있다. 이를 위해 NSPO는 대만의 우주 프로그램의 기반 확립과 우주시스템 취득을 위해 시험위성인 ROCSAT-1 프로그램을 수행하였다. ROCSAT-1은 우리나라가 다목적 실용위성 1호의 모든 개발과정을

TRW측과 공동으로 개발하는 방식과는 달리, 주로 시스템 설계와 시스템 조립 및 시험 부분만 TRW와 공동으로 수행하였다.

NSPO는 ROCSAT-1호의 성공 이후로 고해상도 영상위성인 ROCSAT-2호와 6기의 마이크로위성을 배열하여 지구 주변의 우주 환경 자료를 수집하는 ROCSAT-3/COSMIC 프로그램을 개발 중에 있다. 이 두 위성들도 외국의 회사나 학교와 연계하여 개발되는 프로그램이다. 표 8은 NSPO의 소형위성들을 보여준다.

또한, NSPO는 요즘 세계적인 추세인 위성의 소형화에 맞추어 무게가 1kg 이하의 피코위성인 3기의 YamSat을 개발 중에 있다. 기존의 대만 위성이 외국과의 공동 개발로 이루어지는 반면에 YamSat은 위성의 모든 개발 과정이 NSPO에서 이루어진다. NSPO는 YamSat을 통해 대만에서 위성의 구성요소들을 조합할 수 있는 능력을 얻는 것을 목표로 하고 있다.

표 8. 대만 NSPO의 위성 프로그램

위성	무게 (kg)	궤도	임무 및 특징
ROCSAT-1	395	600 km, 원궤도, 경사각35°	해양 관측 통신 시험
ROCSAT-2	764	600 km, 원궤도	지구 환경 모니터, 고층대기의 발광현상 연구
ROCSAT-3/ COSMIC	70	700km, 원궤도, 경사각72°	기상 및 전지층 관측
YamSat	1	650km, 경사각65°	대기권의 햇빛 산란 관측

이스라엘은 우주산업 초기부터 자국의 발사환경 및 발사체 발사 능력을 고려하여 소형위성 개발에 초점을 맞추어 왔다. 1988년 독자개발한 3단 고체추진로켓인 "샤비트(Shavit)"를 이용하여 156kg의 "오펙-1호(Ofek-1)"위성을 발사한 이래 소형급(100kg~200kg)의 군용위성을 발사해 오고 있다. 표 9는 이스라엘의 저궤도 소형위성 프로그램을 보여 준다.

덴마크의 덴마크공대(Technical University of Denmark)와 Aalborg 대학도 1kg급의 피코위성을 개발하고 있으며 CCD 카메라로

표 9. 이스라엘의 위성 TechSAT/Ofek

위성	무게 (kg)	궤도	임무 및 특징
TechSAT-2	50	600km, 원궤도	아마추어 통신
Ofek-1/2	155 /160	246 ~1170km, 경사각 142.86°	전력 생산 실험, 위성과 송수신 실험, 우주환경 실험, 우주 환경과 지구 자기장 데이터 수집
Ofek-3	189	366 ~694km, 경사각 143.4°	지구 관측
Ofek-5	300	370 ~600km, 경사각 143°	지구관측

* TechSat-1 발사 실패

* Ofek-4 발사 실패

표 10. 말레이시아, 호주, 캐나다의 위성

위성	무게 (kg)	궤도	임무 및 특징
Tiung Sat (말)	50	650Km, 경사각65°	지구영상 촬영, 통신, 우주입자광선 측정
MACSAT (말)	200	685Km, 경사각7°	지구관측
FEDSAT (호)	50	1000Km, 낮은 경사각	통신, 지자기 측정, 원격 감지
MOST (캐)	60	785Km, 경사각98°, 태양동기 궤도	지구, 별 관측

(말): 말레이시아, (호): 호주, (캐): 캐나다

지구를 촬영하는 것을 기본 임무 목적으로 가지고 있다. 자세제어의 경우 태양 센서 및 자기 센서를 이용한 3축 제어를 시도하고 있다.

캐나다 토론토 대학에서도 피코위성인 CanX-1을 개발하고 있다. CanX-1은 별센서를 위한 CMOS 영상 탑재를 목표로 하고 있으며 능동자기 센서를 이용한 3축 안정화 방식의 자세제어 기술을 사용할 계획으로 알려지고 있다.

그리고 지구와 별 관측을 목적으로 하는 60kg의 위성 MOST를 2003년 6월에 성공적

으로 발사하여 운용 중이다.

말레이시아는 한국의 SaTReC i와 같이 미니급 위성인 MACSAT을 개발하고 있다. MACSAT위성은 2.5m 해상도의 흑백영상과 5m 해상도의 컬러 영상을 얻을 수 있는 전자 광학카메라를 탑재하고 있다.

호주 CRCSS에서는 저 비용 Ka밴드 통신, 고성능 컴퓨터 시스템 및 우주과학 측정을 임무로 한 FEDSAT 위성을 개발하여 2002년 12월 일본의 H-IIA 발사체를 이용하여 성공적으로 발사하여 운용 중이다.. 표 10은 말레이시아, 호주, 캐나다의 소형위성 현황을 보여 준다.

아르헨티나 부에노스아이레스 대학에서는 MSU라는 큐브셋을 개발하고 있으며 중력구 배방식과 공기역학을 이용한 자세제어 방식을 시험할 예정이며 통신시스템은 아마추어 밴드의 디지털 통신 방식을 사용할 예정이다.

최근에 소형위성의 개발을 통한 우주기술 개발의 중요성을 뒤늦게 인식한 호주, 싱가포르, 대만, 말레이시아, 터키, 이집트, 이란 등과 같은 후발주자들이 우주 선진국과의 공동개발과 기술이전 방식을 통해 기술확보에 열을 올리고 있는 실정이다. 특히, 소형위성의 개발은 개발도상국들이 적은 비용으로 우주국가로 발돋움 할 수 있는 계기를 제공해주고 국민적 자긍심도 고취할 수 있는 방편으로 이용되고 있는 것이 현실이다.

3.2 국내 개발 동향

우리나라는 1980년 말 위성개발계획의 시작과 1992년 8월 우리별 1호의 발사 및 운용으로 본격적인 위성시대로 진입했다고 볼 수 있다.

국내에서도 470kg급의 소형위성인 다목적 실용위성(아리랑위성) 1호를 미국의 TRW사와 공동 개발하여 1999년 12월 발사하여 현재도 성공적으로 운용하고 있다. 한국항공우주연구원과 국내 참여기업들은 아리랑위성 1호 개발을 통해 습득한 기술을 바탕으로 1m 해상도 흑백영상과 4m 해상도의 컬러 영상을 생성할 수 있는 아리랑위성 2호를 국내 주도로 개발 중에 있으며, 2004년 후반에 발사할 예정으로 있다. 또한, 인공위성연구센터는 우리별 1호(50kg급), 2호(50kg급), 3호(100kg급) 및 과학기술위성 1호의 개발을 통해 마이크로급의 실험위성 독자개발

그림 4. 우리별 1호 그림 5. 우리별 3호

기술을 축적하고 있다. 현재 국내 전반의 위성개발 기술수준은 분야에 따라 차이는 있으나, 소형위성을 독자적으로 개발할 수 있는 능력을 충분히 보유하고 있으며, 일부 정밀기계 및 전자분야 제조기술은 국제적으로도 인정을 받고 있다.

우리별 1호는 위성제작 기술 습득, 위성관련 분야의 전문 고급인력 양성을 목적으로 만들어 졌으며, 추적 및 전송 통신 시험, 지구 표면 촬영, 우리말 음성 방송, 우주 방사선 측정 등의 임무를 띠고 있다. 48.6kg의

무게를 가지고, 최대 30W의 전력을 발생하였다.

1993년에 발사한 우리별 2호에서는 1호기의 문제점들을 수정 보완하고, 기술의 국산화에 노력을 기울였다. 운용환경은 고도 800km, 궤도경사각 98.57°의 원형 태양동기 궤도 이다. 그림 4는 우리별 1호의 모습을 보여주고 있다. 우리별 1호와 2호는 외관상으로 거의 같은 모습을 하고 있다.

우리별 3호는 자체의 능력으로 고유의 마이크로위성을 개발하고, 실용급의 위성개발에 있어 요구되는 각종 기술을 개발하여 우주환경에서 시험함으로써 위성개발 관련 핵심기술의 개발과 관련분야의 연구경험을 확보하는 목적으로 개발되었다. 탑재체로 15m급 해상도의 3채널/선형 CCD카메라, 방사능 영향측정기, 고에너지 입자검출기, 정밀 지구자기장 측정기 및 전자온도 측정기를 가지고, 3축 자세제어, 분산형 시스템, 고속 데이터 전송장치, 대용량 메모리시스템, 태양 전지판 전개시스템 등의 고성능 시스템을 가지고 1999년 5월 성공적으로 궤도에 올랐다.

표 11. 인공위성센터의 소형위성 비교

구분	우리별 1호	우리별 2호	우리별 3호	과학기술위성 1호
사업기간	1990.10 ~ 1992.8	1992.10 ~ 1993.9	1995.1 ~ 1999.8	1998.10 ~ 2002.12
목적	<ul style="list-style-type: none"> · 위성제작기술 습득 · 전문인력 양성 · 우주과학에 대한 국가적 관심 증대 	<ul style="list-style-type: none"> · 소형위성의 국내 설계, 제작, 시험 기술 확보 · 우리별 1호의 문제점 보완 · 국산부품 사용 및 검증 	<ul style="list-style-type: none"> · 독자적 소형위성 버스 개발 <ul style="list-style-type: none"> - 3축 자세제어 - 위성데이터 네트워크 - 전개식 태양전지판 - 고속데이터 전송장치 - 대용량 메모리 · 고해상도 카메라 기술 확보 <ul style="list-style-type: none"> - 해상도 15m의 다중밴드 선형 CCD 카메라 기술 개발 	<ul style="list-style-type: none"> · 첨단 소형위성버스 기술개발 및 핵심 위성기술의 선행 연구 · 국제적 수준의 첨단 탑재장치 개발 및 운용 · 대학의 직접적인 개발 참여를 통한 위성분야 인력양성
무게	50 kg	50 kg	110 kg	120 kg
크기	35 cm × 35 cm × 67 cm	35 cm × 35 cm × 67 cm	50 cm × 60 cm × 85 cm	66 cm × 60 cm × 80 cm
탑재체	<ul style="list-style-type: none"> · 추적 및 전송통신 장치 · 지구 촬영 카메라 · 우리말 음성 방송 실험 장치 · 우주 방사선 측정기 	<ul style="list-style-type: none"> · 지구촬영 카메라 · 소형위성용 자세대 컴퓨터 · 디지털 신호처리 실험 장치 · 추적 및 전송통신 장치 · 저에너지 입자 검출기 · 적외선 감지기 	<ul style="list-style-type: none"> · 고해상도 카메라 · 방사능 영향 측정기 · 고에너지 입자 검출기 · 정밀 지구자기장 관측기 · 전자온도 측정기 	<ul style="list-style-type: none"> · 원자외선 분광기 · 우주환경 측정장치 · Solid State Telescope · Electro-Static Analyzer · Langmuir Probe · 데이터 수집 장치 · 협각 별 감지기

우리별 3호는 110kg의 무게를 가지며, 현재 고도 720km, 경사각 98°의 태양동기궤도를 돌고 있다. 그림 5는 조립이 완료된 위성 외형이다.

현재 비행모델 조립 및 시험중인 과학기술위성 1호(2003년 9월 러시아 코스모스 발사체에 의해 발사예정)는 고성능의 초소형 위성본체의 개발, 우주과학 탑재체 및 기술 시험 탑재체를 개발하고 운영하는 것을 목표로 하고 있다. 고성능 탑재체의 운영을 위한 핵심기술인 3축 정밀자세제어와 관련한 자세제어 기술을 집중 개발, 기존의 지구관측 영상전송을 위하여 사용되었던 X밴드 송신기의 전송속도를 현재의 3.2Mbps에서 10Mbps 이상으로 높였다. 탑재체로 원자외선 분광기, 우주플라즈마 관측기, 데이터 수집장치 등이 탑재되어 있으며, 태양활동 극대기의 우주관측, 해양관측을 통한 엘니뇨현상의 해석등의 과학적인 목적을 가진다. 표 11은 인공위성센터가 개발한 소형위성들의 비교이다.

과학기술위성 2호는 국내에서 자체 개발하는 저궤도용 소형 발사체인 KSLV-1의 탑재체로서 2002년 9월부터 개발에 착수하였다. 이 과학기술위성 2호는 국내에서 최초 개발되는 발사체로 발사되는 위성이기 때문에 개발시 발사체 요구 조건을 수용하기 위한 제한조건이 따른다. 기본사항으로는 100kg 이하의 무게와 타원형의 임무궤도등을 만족하는 위성체이다. 현재 과학기술위성 2호의 주요 기술들은 프레임 타입의 위성 기계구조, 복합소재를 이용한 전개형 태양전지 패널, 히트 파이프를 이용한 수동 열제어, 펄스 플라즈마 추력기등의 기술이 채용될 예정이다. 주 탑재체로는 우주관측을 위한 태양극자외선 카메라를 장착할 예정이며 발사체의 발사 여력에 따라 정밀궤도 결정을 위한 레이저 반사경 분석 장치가 부탑재체로 실릴 예정이다.

한편, 한국항공대학교 우주시스템연구실에서도 우주기술시험 및 교육용 도구로서 피코위성인 “큐브셋” 및 나노위성(HAUSAT)을 개발중에 있으며, “큐브셋”은 2004년 후반에 발사할 예정이다. 우리별 위성과 달리 피코위성인 1kg급의 HAUSAT-1은 순수 학생들에 의해 만들어지는 위성이다. 크기 또한 가로, 세로, 높이가 10cm를 넘지 않는다.

그림 6. HAUSAT-1의 발사체계

그림 7. HAUSAT-1의 시스템 구성도

이 극소형 위성으로 수행 할 수 있는 기능은 제한되어 있지만 비록 작은 위성이라고 해서 개발과정이 다른 위성과 크게 다르지 않다. HAUSAT-1은 크기는 비록 작지만 일반 상용 위성처럼 많은 절차와 정확한 분석을 통하여 개발되고 있는 위성이다. 이 위성 개발의 가장 큰 목적은 유능한 위성 설계 전문 인력을 양성하는데 있다. 작은 위성이지만 위성개발의 모든 과정을 수행함으로써, 이를 토대로 졸업 후 위성 개발 업체나 연구소에서 실질적인 업무를 바로 수행 할 수 있는 인력을 양성하는 것이다. 이는 위성연구가 대학을 위주로 활발하게 이루어지는 세계적인 추세에 따라, 우리나라 또한 이에 알맞은 연구기반 시설을 갖추고 동시대적인 위치를 차지하기 위한 시도라고 할 수 있다. 앞으로의 위성 개발은 저 비용, 소형화를 추구하고 이를 위해 여러 소형화 및 MEMS 기술의 연구개발이 되고 있다.

HAUSAT-1은 앞서서도 언급했듯이 국내 위성 전문 인력 양성을 첫 번째 임무로 하여, 태양전지판의 전개 실험과 우주용 GPS 수신기에 의한 위성의 위치정보 획득 및 자체 개발한 태양센서의 우주인증 등을 실험하는 임무를 포함하고 있다. 전개실험은 HAUSAT-1의 작은 크기로 인해 전력 수급에 문제를 해결하기 위한 방안으로 시행되는 실험이다. 전 6면 중 1면을 전개하여 패널 안쪽에 내장되어 있는 태양전지를 전개함으로 여분의 전력을 얻게 되는 임무 수행 탑재체이다. 2004년 후반 발사 예정인 HAUSAT-1은 고도 근지점 600km~원지점 650(900)km의 궤도에서 약 1년간 임무를 수행할 예정으로 개발 중이며, 아마추어 대역 UHF/VHF 통신시스템, 고효율 태양전지판 및 제어 시스템으로 임무를 수행할 예정이다.

HAUSAT-1은 P-POD(Poly Picosatellite Orbital Deployer)라는 발사체 탑재 용기와 모체위성인 MPA (Multiple Payload Adapter)에 탑재하게 되어 있다. 그림 6은 P-POD와 MPA 등을 보여주며, 그림 7은 HAUSAT-1의 시스템 구성도를 보여 준다.

IV. 소형위성 기술 동향

그림 8에서 보여주는 바와 같이 (극)소형 위성 분야는 소형화 기술 및 MEMS(Micro Electro Mechanical System)와 같은 미세 전자기술과 미세 가공기술의 발전과 함께 혁신적인 발전을 거듭하고 있다.

다기능 구조물은 전자부품, 열제어 및 구조기능 등이 통합된 구조물로 정의되며, 이러한 구조물은 단일부품을 사용하여 하나 이상의 기능을 수행하기 때문에 위성에서 요구되는 전체 부품 숫자를 감소시켜 소형

화 및 경량화를 가능하게 하고 시스템 통합 설계를 용이하게 한다.

소형위성 개발 초기에는 회전안정화와 중력구배 안정화를 이용한 자세제어 방식을 주로 사용하였으나, 기술이 발전하면서 자기토크와 반작용 휠을 사용함으로써 보다 정밀한 제어가 가능해졌다. 저궤도에서 운용되는 소형위성의 전력계는 대부분 니켈-카드뮴 배터리를 사용하고 있다. 이 배터리를 충전하기 위해 초기의 소형위성은 몸체 부착형 태양전지판을 사용해왔으나 최근에 고성능이 요구되는 위성에서는 많은 전력이 요구되므로 전개형 태양전지판과 고변환 효율의 태양전지셀의 사용이 증가하고 있다.

탑재 프로세서의 경우, 초기에는 8bits의 Z80, 80C86등이 사용되었다. 최근 들어 프로세서의 발전기술이 급속도로 진행되어 프로세서의 크기와 무게, 부피 등은 줄어드는 반면, 그 처리속도와 처리 용량이 비약적으로 증가하였고 소형위성에서도 대용량의 데이터 처리와 빠른 속도가 요구되기에 80C386, 80C486 등의 고성능 프로세서가 사용되고 있다.

현재는 소형위성의 지구관측 시스템은 대부분 CCD(Charge Coupled Device) 카메라를 사용하고 있다. 초기에 그 해상도가 200m ~ 2km정도로 매우 낮았으나, 현재에 이르러 1m ~ 5m 정도로 매우 정밀해지고 있다.

통신주파수 대역은 일반적으로 VHF/UHF를 사용하였으나, 고해상도의 지구관측 시스템을 가지는 소형위성에서는 데이터의 전송 속도 및 요구량의 증가로 인해 X/S 대역 송신기의 사용이 늘고 있다.

소형위성군의 편대비행 및 궤도변경 등을 위해 마이크로급 이하의 위성에 탑재할 수 있는 저가, 경량의 추진시스템 개발이 활성화되고 있다. 마이크로 펄스 플라즈마 추력기(μ PPT), MEMS 추력기, 콜로이드 추력기 및 소형 냉가스 추력기 등이 대표적인 예이다.

또한 국가별 소형위성 개발을 보면 대부분의 소형위성 개발은 미국에 의해 주도된다는 것을 알 수 있다. 미국의 소형위성 개발은 우주과학, 기술시험, 군용시스템, 상업용 저궤도 이동통신 등의 분야에서 이뤄지고 있음을 알 수 있다. 지금까지 개발된 소형위성의 대부분은 저궤도에서 운용되었으나 일부 우주과학 목적의 위성인 경우에는

그림 8. 소형위성과 관련기술

그림 9. 소형위성의 연구주체 및 응용분야 변화추세

타원궤도 또는 정지/천이궤도 등에서도 운용되고 있다.

그림 9는 소형위성의 연구주체 및 변화추세를 보여 준다. 대학들의 참여가 활성화됨으로서 학문적 기반을 축전하고 위성기술 관련 전문인력을 양성하여 향후 국제적인 위성기술 분야의 인프라를 구축할 수 있을 것이다.

V. 소형위성의 군사적 활용

위성의 군사적 활용은 크게 군의 작전을 지원하기 위한 도구와 우주무기로서의 사용으로 나눌 수 있다. 전자를 위해 가장 중요한 문제는 타국의 영공을 침해하지 않으면서 전 세계를 포괄할 수 있는 24시간 풀가동 시스템을 구현할 수 있는냐 이다. 이러한 시스템을 구현하기 위해서는 다수의 강력한 위성들을 지구궤도에 올려놓아야 한다.

현재 가능성이 가장 높은 계획중의 하나가 미 공군연구소(AFRL)가 연구중인 '21세기 위성기술' 혹은 "TechSat-21"이다. TechSat-21은 자동차 만한 크기와 무게의 큰 위성들 대신 '가상(virtual) 위성시스템'을 뜻하는 것으로 135kg 정도 되는 마이크로 위성(microsatellite) 군(群)을 구축한다는 계획이다. 각 마이크로 위성들은 바이스테틱 수신기(bistatic receiver)를 가지고 있어, 자체의 송신기에서 송출되어 지상에서 되돌아오는 신호는 물론, 인접한 위성에서 송출한 신호까지 포착할 수 있어 이미지의 해상도를 높일 수가 있다.

전문가들은 오늘날의 덩치 큰 고가의 위성 및 장비들이 결국 집단적으로 작동하는 TechSat-21의 마이크로 위성들로 교체될 것

으로 보고 있다. TechSat-21의 마이크로 위성은 위성 중 하나가 고장나더라도 전체 시스템을 교체할 필요가 없다는 점에서 뛰어난 기술로 꼽힌다. 게다가 위성 조합을 단순히 재 설정하는 것으로 이 시스템을 다른 목적에 사용할 수도 있기 때문에 유연성 또한 높다는 것도 또 다른 이점이다. 전 세계를 대상으로 레이더 영상을 얻도록 넓게 분포된 마이크로 위성들을 몇 시간 내에 한 곳으로 모아 좁은 영역에 대한 세밀한 영상을 수집하도록 설정하는 것이 가능하다.

소형위성의 우주무기로의 이용은 상대방의 위성을 궤도상에서 파괴-무력화시키자는 발상으로부터 나왔으며, 지난 2000년 중국에서는 적의 위성에 부착되어 필요할 때 폭파가 가능한 "기생(parasite)위성" 또는 "킬러 위성"(10-100kg급의 마이크로위성)의 시험을 수행한 것으로 알려지고 있다.

VI. 소형위성의 향후 전망 및 문제점

기술동향에서 살펴보았듯이 다기능 구조물, 나노기술, MEMS 및 분산형 위성시스템 등의 발전과 위성설계에서의 응용은 위성의 소형화를 추구하며 소형위성의 상용화를 부추길 것이다.

소형위성의 개발은 대형위성에 비해 상대적으로 적은 예산과 짧은 개발기간을 가지고 많은 기술적인 효과 및 경험을 얻을 수 있으며 위성 실패에 대한 적은 부담으로 인해 첨단 기술 이용이 가능하다. 저궤도 위성통신, 지구관측, 이온층 및 우주환경, 기술시험, 인력 양성 등에 활용이 가능하다.

위성의 규모가 작기 때문에 탑재체의 무게 제한 및 전력에 제한이 따르지만 본문에서 언급한 상당한 장점 때문에 민간 및 군용 임무에 하나의 대형위성 역할을 대체할 수 있는 "틈새 위성(gap-filler)"으로 각광을 받을 것이다.

일본뿐만 아니라 미국의 NASA와 영국의 SSTL에서도 100kg급 위성을 이용하여 달 탐사를 수행하는 계획을 진행하고 있다. 이와 같이 국제적으로는 소형위성이 그 가치를 더욱 인정받고 있으며, 상업적인 목적을 가진 소형위성들도 점차 등장하고 있다.

또한 개발도상국들은 효율적인 기술전수

및 가용한 우주접근 방법으로서 저 비용의 소형위성 개발 프로젝트를 적극적으로 추진할 것으로 전망된다.

현재 소형위성 분야에서 가장 큰 문제로 부각되고 있는 것은 저 비용의 신뢰성 있는 발사체를 확보하는 것이다. 지난 30여년 동안 발사체에는 많은 기술발전이 있었으나 발사비용에는 현저한 변화가 없었다. 특히, 소형위성 저궤도 발사의 경우 kg 당 단가가 40,000달러에서 50,000달러(정지궤도위성의 경우에 20,000달러에서 30,000달러 정도)에 이르고 있다. 또한 마이크로급의 위성을 개발한 경우에 발사체에 부 탑재체 또는 피기백(piggyback)으로 탑재할 수 있으나, 이 또한 임무궤도, 발사일자 등의 제한사항이 많아 현실적으로 어려움이 많은 것이 사실이다. 이러한 현실에 맞추어 우리나라에서도 2005년에 100kg급의 위성체를 저궤도에 발사할 수 있는 발사체(KSLV-1)를 개발한다고 한다. 그러나, 상용화를 위해서는 발사단가 및 신뢰성의 확보가 무엇보다도 중요하다는 사실을 잊지 말아야 하겠다.

Ⅶ. 결 론

1990년대 들어 우주개발에 대한 예산 축소로 촉발된 "Faster, Cheaper, Better"의 위성 개발 모토는 미세 전자기술과 미세 가공 기술의 발전과 함께 다수의 소형위성군이 민간 및 군용 임무에서 하나의 대형위성의 역할을 대체하는 "틈새위성"으로 자리 매김을 하고 있다.

향후 소형위성을 이용한 편대비행(formation flying), 입체영상, 분산형 위성 시스템(distributed satellite system) 등의 핵심 기술 개발은 지구관측, 우주용 레이더, 입체 동영상 획득을 위한 위성 등을 개발하는데 이용될 것이다.

우리나라에서도 대부분의 우주선진국에서 이미 기술체계가 갖추어져 있는 중/대형위성 분야보다는 소형위성 개발에 초점을 맞춘다면 빠른 시일 내에 선진국을 따라 잡을 수 있는 우주 인프라를 구축하게 될 것으로 생각된다. 특히, 이러한 우주 인프라가 짧은 시일 내에 이루어질 수 있는 것이 아니기 때문에 10-20년 후의 "우주안보" 구축을 위해서라도 이 분야의 연구 개발에 보다 많은 투자가 있어야 하겠다.

참고문헌

- 1) 장영근, 이동호, "인공위성 시스템-설계공학", 경문사, 1997.
- 2) 장영근, "과학기술위성 2호 개발을 위한 기획사업" 보고서, 과기부, 2002.
- 3) 장영근 외, "A Conceptual Design of HAUSAT-1(CubeSat) Satellite, Vol. 3, No. 1, International Journal of KSAS, pp. 61-73, 2002.
- 4) B.J. Kim, etc., "An introduction to KITSAT Program and Activities at the SaTReC in Korea", Proc. of COSPAR Colloquium on Scientific Microsatellite, 1997. 12, Taiwan
- 5) <http://www.hau.ac.kr/ssrl>
- 6) <http://www.satrec.kaist.re.kr>
- 7) <http://citizen-explorer.colorado.edu/>
- 8) <http://www.oss.com/>
- 9) <http://ssdl.stanford.edu/cubesat/>
- 10) <http://www.srl.caltech.edu/galex/>
- 11) <http://lasp.colorado.edu/solstice/>
- 12) <http://discovery.nasa.gov/>
- 13) <http://sunland.gsfc.nasa.gov/smex/>
- 14) <http://stp.gsfc.nasa.gov/>
- 15) <http://nmp.jpl.nasa.gov/espanol.html>
- 16) <http://www.sssl.co.uk/>
- 17) <http://www.ee.surrey.ac.uk/SSC/>
Gokhan Inalhan, et al., "Precise Formation Flying Control of Multiple Spacecraft Using Carrier-phase Differential GPS" AAS 00-109
- 18) <http://www.bnsf.gov.uk/>
Luis M. Gomes. "FFDEM: Demonstration Formation Flying with Small Spacecraft" 16th Annual/USU Conference on Small Satellite
- 19) <http://smc.cnes.fr/Fr/HomeFr.html>
- 20) <http://www.astrium-space.com/>
- 21) <http://www.esa.int/>
- 22) <http://www.ssc.se/>
- 23) <http://www.nspo.gov.tw/>
- 24) <http://www.nasda.go.jp/>
- 25) <http://horse.mes.titech.ac.jp/srtlssp/cubesat>
- 26) <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/cubesat/>
- 27) <http://www.spaceage-net.jp/>
- 28) <http://www.cnsa.gov.cn/>