

主題

다목적실용위성 개발

한국항공우주연구소 이 주 진

차 례

- I. 우리나라의 인공위성 개발 계획
- II. 다목적실용위성 1호 개발 완료
- III. 다목적실용위성 2호 개발

I. 우리나라의 인공위성 개발 계획

1996년 9월에 수립된 “우주개발 중장기 기본계획”은 우주기술의 세계 10위권 진입을 목표로 2015

년까지 통신·방송위성분야로 5기의 무궁화위성과 지구관측위성분야로 7기의 다목적실용위성(아리랑 위성) 과학위성분야로 7기의 우리별위성(과학위성)을 개발하는 인공위성 개발계획을 포함하고 있다.

표 1. “국가우주개발중장기계획”의 주요내용

1996년 9월 수립된 기본계획 주요내용	1998년 11월 수정내용
<ul style="list-style-type: none"> - 2015년까지 총 19기 인공위성 발사 · 통신·방송위성 5기 · 다목적실용위성 7기 · 과학위성 7기 	-
<ul style="list-style-type: none"> - 2010년 이후 저궤도 소형위성 국내자력 발사 · 발사체 개발 · 발사장 건설 	<ul style="list-style-type: none"> - 2005년까지 국내기술에 의한 저궤도 위성 및 발사체 개발 · 2005년까지 발사장 건설·운영
<ul style="list-style-type: none"> - 위성이용 및 우주탐사 · 탐재체 개발 · 활용체계 및 인프라 구축 · 국제협력사업 참여 	-
<ul style="list-style-type: none"> - 중·과십 내에 우주과학기술분과전문(위) 설치 	-

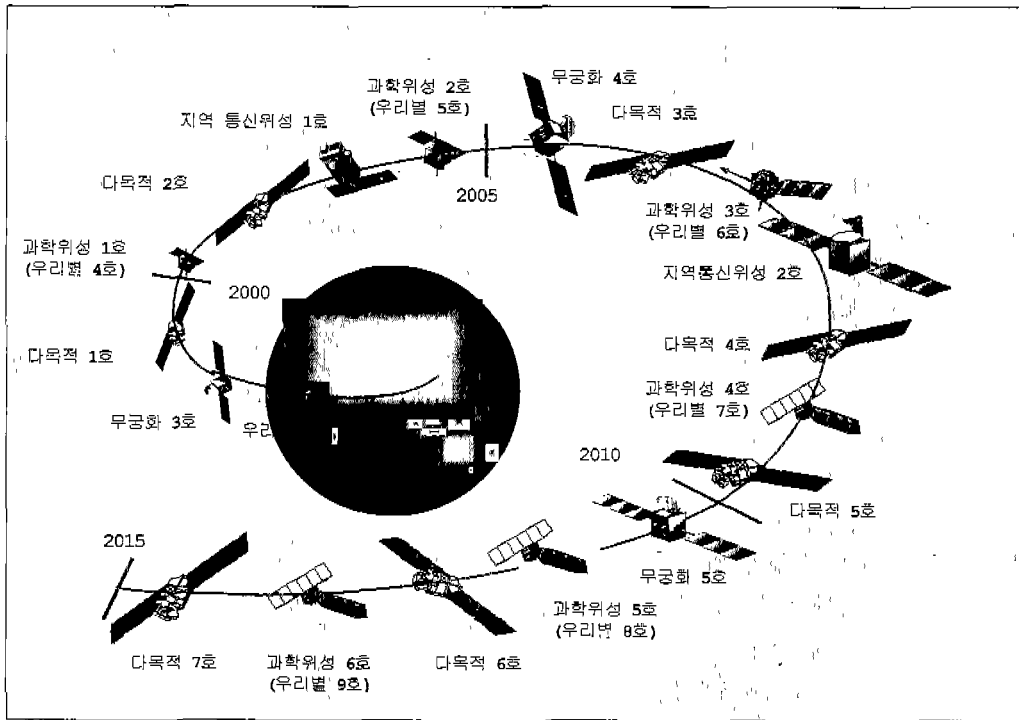


그림 1. “국가우주개발중장기 기본계획”의 인공위성 개발분야 도식도

1998년 11월에 이 “기본계획”이 수정되어 국내 지체도위성발사체 개발을 2010년 목표에서 2005년으로 앞당기게 하였다.

다목적실용위성개발은 이러한 우주개발계획에 의거하여 진행되고 있으며 1호사업은 1994년 11월에 시작되어 1999년 12월 21일에 발사하였고 현재 685km 지구저궤도에 정상 운영되고 있다.

2호사업은 2004년초 발사목표로 1999년 12월에 시작되어 현재 초기설계가 진행중이다.

○ 다목적실용위성 1호 개발

사업기간	1994년 11 ~ 2000. 1
총 예산	2,242억원
현황	1999년 12월 21일 발사성공/현재 정상 운영중
주 임 무	해상도 6.6m급 정밀관측(부 탑재체 : 해양관측카메라)

○ 다목적실용위성 2호 개발

사업기간	1999년 12 ~ 2004. 5
총 예산	2,282억원(탑재체 MSC 600억 포함)
현황	설계 착수, MSC 해외공동개발계약 완료
주 임 무	해상도 1m급 초정밀관측

II. 다목적실용위성 1호 개발 완료

다목적실용위성 1호 개발사업은 실용급위성 개발 기술을 국내에 구축하고 동시에 지상관측임무의 인공위성을 발사하여 운영한다는 2가지의 목적으로 사업이 시작되었다.

이러한 목적을 충족시키기위해 해외기업인 미국 TRW사와 공동개발을 통해 국내기술진이 설계기술

을 습득하고 국내제작 가능부품을 국내제작토록 하였다. 특히 개발과정의 종합부문인 비행모델의 조립/시험을 국내에서 수행토록하여 국내유일의 인공위성 종합조립/시험시설을 구축하고 국내기술진이 직접 최종조립을 수행하고 시험을 수행하였다.

다목적실용위성사업은 과학기술부 주관하에 산업자원부와 정보통신부가 공동으로 수행한 부처간 협력사업의 대표적인 사례로 알려져 있다.

실제 개발수행도 항공우주연구소를 총괄주관으로 하여 대우중공업, 대한항공, 두원중공업, 삼성항공, 한라중공업, (주)한화, 현대우주항공 등 7개 국내기업과 전자통신연구원, 과기원/인공위성센터와 여러 대학이 참여된 실질적인 산·학·연 협동과제이다.

국내에서 처음 실용급위성의 제작과 조립/시험 및 관제/수신을 수행하여야 하므로 이에 필요한 시설과 기자재부터 구축하고 각 담당분야별 및 기관별로 인원을 구성하여 사업을 수행하였다.

1. 시스템 구성

다목적실용위성 시스템은 탑재체(Payload)와 본체가 합쳐진 위성체(Satellite), 발사체(Launch Vehicle) 및 지상국(Ground Station)으로 구성된다.

가. 위성체(Satellite)

위성체는 앞에서 설명한 임무를 수행하는데 직접 활용되는 탑재체와 탑재체 운용에 필요한 제반사항 지원을 하는 본체(Spacecraft Bus)로 구성된다. 탑재체는 전자광학 카메라, 해양관측 카메라, 과학 탑재체와 자료전송장치로 구성된다. 위성본체는 크게 구조계, 자세제어계(AOCS : Altitude & Orbit Control System), 전력계(EPS : Electrical Power System), 열제어계(TCS : Thermal Control System), 원격명령추정계(TC & R : Telemetry Command and Recieving), 추진

계(PS : Propulsion System), 추진계와 비행 소프트웨어(FSW : Flight S/W)의 7개 부분체로 구성된다.

그림 2는 다목적실용위성의 시스템 구성을 나타낸다. 그림에서 보듯이 다목적실용위성은 탑재체 모듈(payload module), 구성품 모듈(equipment module), 추진모듈(propulsion module) 및 발사체 분리 모듈(separation module)로 구성되어 있다. 이 중에서 위성본체는 구성품 모듈(equipment module) 및 추진모듈(propulsion module)로 구성되어 있다.

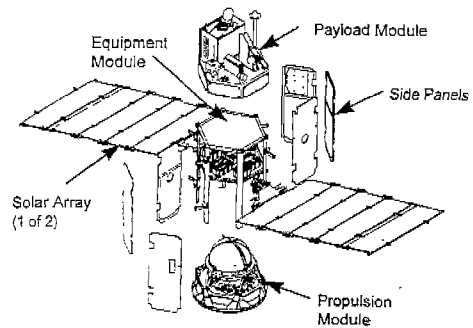


그림 2. 다목적실용위성 위성체의 주요 모듈 현상

그림 3은 다목적 실용위성의 전기적 시스템의 구성을 나타낸다. 다목적실용위성은 MIL-STD-1553B data bus와 주요 부분체인 자세제어계, 전력계, 원격추정명령계의 Drive Unit과 모듈방식으로 연결되어, 자세제어계와는 Remote Drive Unit(RDU), 전력계와는 EPS Control Unit(ECU), 원격추정명령계와는 On-Board Computer(OBC)가 MIL-STD-1553B data bus와 연결되어 있다. 반면에 각 부분체의 구성품들은 각 부분체의 Drive Unit과 전용 직렬라인으로 연결되어 있다.

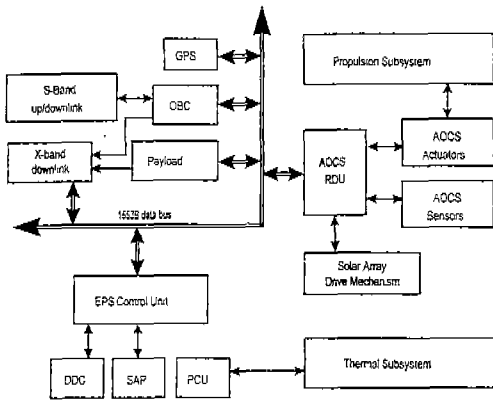


그림 3. 다목적실용위성의 전기적 시스템 블록선도의 개괄도

나. 탑재체

1) 전자광학카메라(EOC : Electro Optical Camera)

다목적실용위성 1호의 주임무 수행인 지상관측과 지도제작을 위한 탑재체는 고해상도 지상관측기기인 전자광학카메라(EOC)로 지상관측 해상도는 6.6m이고 510~730 μ m의 panchromatic band를 사용하며 그 기술사양은 표 2와 같고 그 촬영은

표 2. EOC 기술사양

· 주임무	지상관측 및 3차원 전자지도 제작 6.6 m
· 지상 해상도	17 km
· 관측폭	Pushbroom 방식(위성체 회전으로 stereo image 제작가능) 가시광선대역(510~730nm), 흑백 단일 채널
· 영상 생성 방식	가시광선대역(510~730nm), 흑백 단일 채널
· 관측 파장 내역	3년/0.94이상
· 수명/신뢰도	
· 광학계 F수	8.3
· 수광 검지 소자	10 μ m 화소, 2592 선형 어레이
· 신호 생성율	1024 Hz
· 자료 전송 속도	43 Mbps
· 센서부 크기	길이 540 x 높이 660 x 너비 330(mm)
· 전자부 크기	길이 230 x 높이 170 x 너비 250(mm)
· 총 중량	센서부 + 전자부 : 35 kg 이하
· 평균 소모 전력	50 watt 이하

pushbroom 방식으로 그림 4와 같은 운영개념으로 임무가 수행된다.

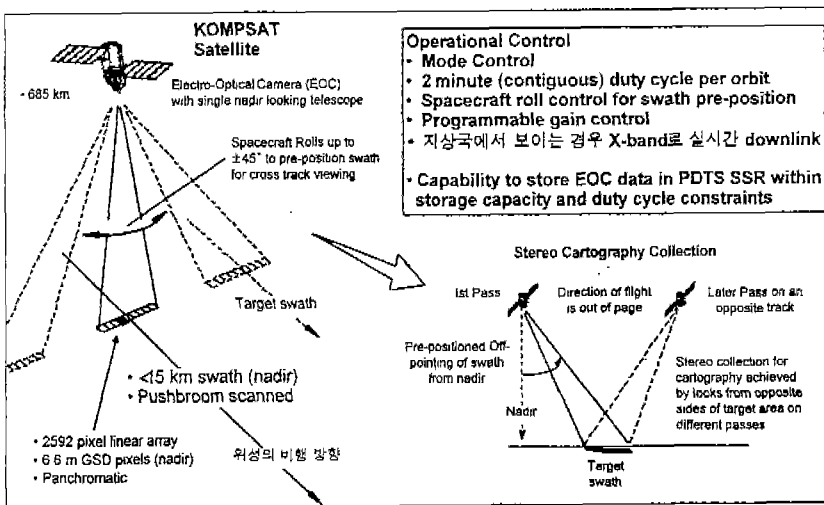


그림 4. 전자광학 카메라의 운용 개념

2) 해양탐사카메라(OSMI : Ocean Scanning Multi-spectral Imager)

다목적실용위성 1호의 부임무인 해양 생태 관찰, 해양/대기 환경 분석 등에 활용되는 임무를 위한 해양탐사카메라는 다중 분광 촬영기로서 갖는 6가지 색의 바다 표면 영상을 제공한다.

관측과장파 특성은 표 3과 같고 촬영은 whisker-broom 방식으로 그림 5와 같은 운영개념으로 수행된다.

표 3. 해양탐사카메라 관측과장

관측대역	대역 폭	해양관측요소
412nm	20nm	엽록소 농도
443nm	20nm	Pigment 농도
490nm	20nm	엽록소 탁도
555nm	20nm	탁도
765nm	40nm	대기 영향 보정
865nm	40nm	대기 영향 보정

2. 발사 및 운영

다목적실용위성 시스템은 탑재체(Payload)와 본체가 합쳐진 위성체(Satellite), 발사체(Launch Vehicle) 및 지상국(Ground Station)으로 구성된다.

1) 발사장 점검 및 발사

항공우주연구원소에서 비행모델의 조립 및 시험을 마친후 1999년 9월 반덴버그 발사장의 조립실에 옮겨진 위성체는 다시한번 종합기능시험을 수행하여 발사장으로 이동시 발생했을지모를 이상을 점검한 후 궤도에서 직접사용될 Battery를 최종장착하고 열보호막을 최종 부착한 후 추진기관에 연료(N2H4)를 주입하였다. 발사체와 연결이 시작되어 각종 접속시험이 행해지고 이상이 없음이 확인된 후 발사체에 최종조립되었다.

미국 Orbital사의 "TAURUS" 발사체에 주위성체로 부위성체의 미국 JPL의 Acrimsat(무게 100kg급)과 함께 1999년 12월 21일 오후 4시 16분(한국시간)에 미국 캘리포니아 반덴버그 공군기지에서 발사되었다.

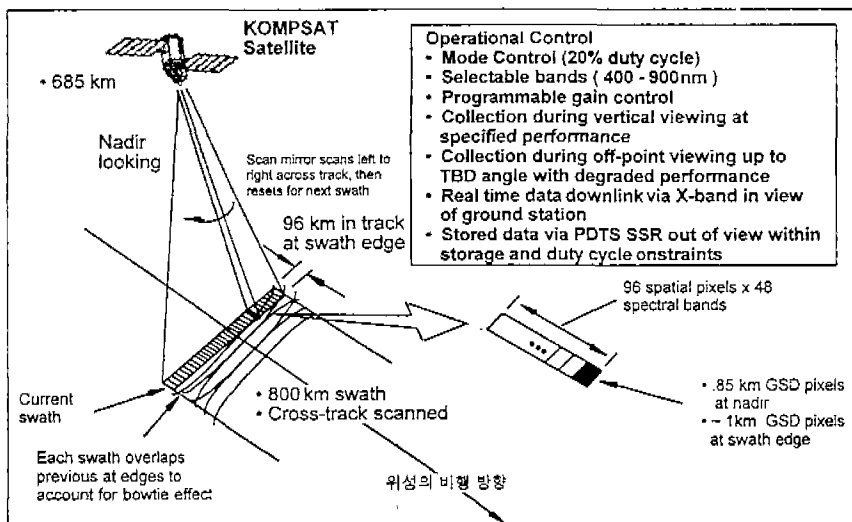


그림 5. 해양관측 카메라의 운영 개념

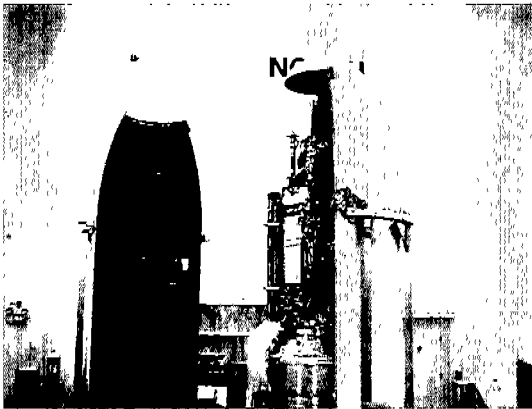


그림 6. 발사체와 조립직전의 다목적실용위성 1호

2) 초기운영

685km 태양동기궤도에 진입한 다목적실용위성 1호는 전자통신연구원이 개발하여 항공우주연구소에 설치한 지상관제시설에서 통신이 이루어지고 있으며 초기 2개월간은 독일의 GSOC 및 미국 NASA의 지상국들의 지원을 받아 위성의 상태점검 자료를 자주받도록 하였다.

2000년 1월말부터 시험적으로 영상촬영을 시도하여 성공적으로 획득하였고 이에대한 배포는 한국항공우주산업(주)를 중심으로 체계를 구축중에 있다.



그림 7. 지상관제시설 내부

3) 다목적실용위성 1호 사업으로 개발된 주요품목 및 시설

다목적실용위성 1호 사업은 실용위성 기술개발능력 구축과 동시에 지상관측위성의 개발/발사를 목적으로하여 사업으로 개발된 분야도 위성체와 관련 지원장비 분야, 시설분야로 나누어진다.

위성체는 발사된 비행모델과 더불어 보관중인 준비행모델의 2기가 제작되었고 위성체 조립/시험시설은 다목적실용위성 2호 및 국내위성개발시에 일부 보강하여 지속적으로 사용될 수 있으며 위성관제/수신시설로 일부보강하여 다목적실용위성시리즈에 사용될 수 있도록 구축되었다.

표 4. 다목적실용위성 1호 사업으로 개발된 품목 및 시설

분 야	품 목	비 고
위 성 체	준비행모델 1Set	EOC(Electro-Optical Camera)제외 현재보관/점검중
	비행모델 1Set	발사/궤도운영중
지원장비	기능시험장치 1Set	PFM 및 FM 최종기능 및 성능시험용
Test Bed	Electrical Test Bed 1Set S/W Test Bed 1Set	개발과성시 성능시험
시 설	위성체 조립/시험시설	향후 국내 위성개발시 활용
	위성관제/수신시설	향후 국내 위성개발시 (저궤도위성용) 활용

Ⅲ. 다목적실용위성 2호 개발

다목적실용위성 2호사업은 해상도 1m급의 상용으로 세계최고수준급의 정밀관측 위성으로 1호에서 축적된 기술을 최대활용하여 개발토록 시작중에 있다. 위성본체는 일부기술과 위성부품은 해외에서 지원받아 국내주도로 개발하고 1m급의 카메라가 장착되는 탑재체를 해외와 공동개발하도록 진행중에 있다.

2호 위성의 주요 성능규격은 표 4와 같다.

표 5. 다목적실용위성 2호 주요규격

Mission Orbit : 685 km Circular and Sun-Synchronous
Mission Life Time : 3 years
MSC Payload Duty Cycle : 20%
Payload Average Power : 120W
Satellite Total Power : 657W Required Solar Array Power : 853W
Satellite Mass : 800kg
Roll Tilt : Max ± 56 deg Pitch Tilt : Max ± 30 deg
Pointing Accuracy : Roll : 0.05 deg (3 sigma) Pitch : 0.05 deg (3 sigma) Yaw : 0.08 deg (3 sigma)



이 주 진

- 1971년~1975년 서울대학교 공과대학 기계공학/학사
- 1982년~1984년 미국 Johns Hopkins 대학교 기계공학/석사
- 1984년~1986년 미국 Johns Hopkins 대학교 기계공학/박사
- 1975년~1982년 국방과학연구소 선임연구원
- 1986년~1991년 표준과학연구원 책임연구원
- 1991년~현재 한국항공우주연구소 다목적위성사업단 단장, 다목적실용위성 2호 사업책임자