

우리나라 우주기술개발 현황

이 주 진*

〈 목 차 〉

- | | |
|----------------------------|-------------|
| I. 서 언 | 가. 다목적 실용위성 |
| II. 우주산업 및 기술의 특징 | (아리랑위성) 개발 |
| III. 항공우주연구소의
우주기술개발 현황 | 나. 중형로켓트 개발 |

I. 서 언

우주개발은 지구상의 2차원적인 문명기술에서 우주로의 3차원적인 과학기술로 발전시키는 실현 과정으로 추진되고 있다. 이는 단순히 생활의 질적인 향상을 위한 경제적 및 기술적인 단계를 넘어서 국가적/세계적인 공공기술의 개념을 강하게 포함시키는 것을 의미한다.

현재의 우주개발선진국의 발전과정을 살펴보면 미국의 경우 케네디 대통령이 아폴로계획을 직접 지시하여 성공함으로써 미국의 우주개발이 본격화되었고 프랑스의 경우 드골 대통령이 우주기술개발을 국가정책의 기조로 삼음으로써 현재의 우주개발선진국 대열에 서게 된 것이다. 일본은 1960년대 후반부터 매년 1조원 규모의 예산을 정부가 우주기술개발에 꾸준히 투자함으로써 우주선진국 대열에 진입하여 자체로 개발한 H-II 로켓이 미국 Hughes사로 부터 10기의 위성발사를 계약하고 우주시장에 진입하게 된 것이다.

* 한국항공우주연구소 책임연구원

이렇게 선진국들이 우주개발을 국가적으로 집중 육성하는 이유는 우선 국가 보위기술로 절대적인 중요성을 차지하는 이유와 더불어 민간부문에만 맡겨 놓아서는 스스로 발전되기 힘든 여러가지 요인이 있기 때문이다.

즉, 개발/제작과정에서 성능검사, 교정, 정밀조립, 각종 시험 등의 과정이 많아 양산개념이 적용되기 어렵고 기술개발기간이 타 산업의 2~3배의 장기간 소요되는 등 기술적인 난제성과 대량적으로 판매되는 품목이 아닌 부정기적인 수요 등 산업으로서의 제한적 요소가 많아 국가의 적극적인 지원책이 없이는 자생하기 어려운 분야이기 때문이다. 그러한 가운데서도 통신 방송위성이 실용화되고 특히 저궤도 위성망을 이용한 이동통신 시스템이 실용/가시화되면서 경제성이 있는 산업으로 부각되기 시작하자 이제는 브라질, 인도, 대만 등 개발도상국들도 앞다투어 우주개발에 나서고 있는 실정이다.

우리나라도 95년도에 무궁화위성 1,2호를 발사하고 다목적 실용위성의 개발을 추진함으로써 우주개발이 본격적으로 시작되어 2010년까지 우주개발선진국에 진입한다는 목표로 “국가우주개발 중장기 계획”을 수립하고 있다.

우주개발 선진국에 진입하기 위해서는 국내에서 인공위성 및 발사체를 개발할 수 있는 능력이 확보되어야 하며 이의 개발 구축을 위해 다목적 실용위성 개발사업과 중형로켓트 개발사업이 진행중에 있다.

II. 우주산업 및 기술의 특징

우주산업에 적용되는 우주기술은 전기·전자, 정밀기계, 컴퓨터, 광학, 물리 등의 첨단 과학·기술이 종합적으로 활용되는 시스템으로 첨단기술의 꽃이라고 할 수 있다. 우주산업은 크게 우주반체, 우주행체 및 우주이용분야로 나눌 수 있다.

○우주반체

인공위성 등의 우주행체를 우주공간으로 운송시키는 수단

○우주행체

인공위성, 우주정거장 등 우주에서 운행·작동하는 기기

○우주이용

우주반체 및 우주행체를 이용하여 서비스 제공 및 생산되는 분야
우주반체 및 우주행체 개발은 우주개발선진국 대부분의 나라가 국가에서 주

〈표-1〉 우주산업분야

구 분	기기/분야	세 부 분 야
우주운반체 제작	발사체	로켓
	우주수송기	Space Shuttle, 우주비행기
우주운행체 제작	인공위성	지구회전 인공위성, 행성탐사선
	우주정거장	우주기지, 우주공장
우 주 이 용	통신·방송	정지궤도 이용 통신·방송
		저궤도 이용 통신·방송
	지구관측	지상관측, 해양관측, 자원탐사, 기상관측
	우주환경 이용	신소재, 약품제조
	우주(천체)관측	

도하여 민간기업의 참여형태로 추진하고 상당한 기술축적이 된 후 민간주도개발로 이전하는 방식으로 진행되어 왔다.

우주발사 분야는 국가가 보유하고 있던 시설을 민간기업이 이어받아 상업화시키려는 추세로 진행되고 있으나 운반체 개발은 아직도 국가연구기관에 전면적으로 의존하고 있고 제작은 민간기업이 담당하는 실정이다.

우주이용분야에 있어서는 프랑스, 미국은 지상관측 영상자료 판매 등 일부 상업적인 시장이 형성되고 있으나 아직은 경제성이 미약한 상태이다.

그러나 영상자료 획득에 사용되는 인공위성 및 자료처리 기술은 이미 국가연구기관에서 공공목적으로 투자개발된 것을 민간에서 활용하는 범주로 처음부터 민간이 투자하여 개발/상업화 시키기에는 경제성이 미약한 것으로 사려된다.

우주기기 제조분야는 고부가가치 산업으로 단위 중량당 가격이 가장 높아 인공위성의 경우 금값의 10배, 컬러 TV의 6,000배 정도로 기술적 집약 산업으로 21세기의 주도 산업 중 한분야가 될 것이다. 그러나 이 분야는 타 제조분야와 달리 제작에 있어 특수한 설비가 필요하고 여러방면의 우수한 전문인력과 장기간의 투자가 필요하여 국가의 강력한 육성정책과 지원하에 신장시켜야 하는 산업이다. 그러나 수십~수백기의 저궤도 위성을 이용한 이동통신/정보망이 가시화 되고 GIS 및 GPS의 활용이 일반화되기 시작하면서 차세대 정보·통신 시스템의 주역으로 매우 규모가 큰 산업으로 발전될 가능성을 가지고 있는 것이다.

Ⅲ. 항공우주연구소의 우주기술개발 현황

'89년도에 한국기계연구원 부설로 설립된 항공우주연구소는 우주기술분야에서는 '다목적실용위성개발' 사업과 '중형과학로켓' 개발사업을 주요사업으로 추진하고 있으며 금년 11월에 독립법인체로 출범하게 되었다.

가. 다목적 실용위성("아리랑 위성")개발

다목적 실용위성 사업은 국내 실용급 위성개발 능력의 기반 구축을 목적으로 추진되고 있으며, 이를 위해 지상/해양관측을 임무로 하는 지구저궤도 위성을 개발하고 인공위성 총조립/시험 시설과 지상국을 확보함을 목표로 수행중에 있다.

현재 인공위성의 개발기술 습득과 전문 인력양성을 위해 미국의 TRW사를 해외 협력기관으로 선정하고 항·우(연), 전자통신(연) 및 국내 참여기업인 대한항공, 대우중공업, 두원중공업, 삼성항공, 현대우주항공, 한라중공업, (주)한화 등에서 80여명을 TRW사에 파견하여 공동으로 설계를 수행하고, 국산화 제작품목에 대한 기술훈련을 받고 있다. 국내기업 제작능력의 실질적 축적을 위해 다목적 실용위성의 약 60%에 달하는 품목을 국내에서 제작하도록 하고, 과기원 인공위성센터 및 대학들도 사업에 참여하여 인력양성 및 저변확대가 이루어지도록 추진하고 있다.

항·우(연)에 확보되는 인공위성 총조립/시험시설에서 다목적 실용위성의 비행모델(Flight Model)의 시스템Level 조립을 수행할 계획으로 조립/시험에 대한 실질적인 기술습득이 축적될 것이다. 또한 항·우(연)에 확보되는 지상국은 저궤도 위성 관제 및 자료수신을 수행할 계획으로 이들 시설은 일부 보완하여 국가우주개발 중장기 계획으로 추진되는 다목적 실용위성군의 국내개발 및 저궤도 위성의 국내개발시 계속 활용될 수 있도록 추진하고 있다.

1. 위성체 설계

다목적 실용위성의 임무는 한반도 지도제작의 주임무(1:25,000 축적, 3차원지도 포함)와 해양생태 및 환경관측, 고 에너지입자 검출, 및 이온층 측정 등 지구주위 우주환경 관측의 부임무로 나누어 진다. 이들 임무를 위한 위성체의 주요제원은 <표-2>와 같고 설계된 위성체 형상은 <그림-1>과 같다.

다목적 실용위성은 국내 실용급 위성개발시의 기술활용의 기본이 되도록 위성본

체를 Modular 형식을 채택하여 MIL-STD 1553B 데이터 버스에 연결함으로써 전자모듈의 확장설계를 용이하도록 기본 개념을 설정하였다.

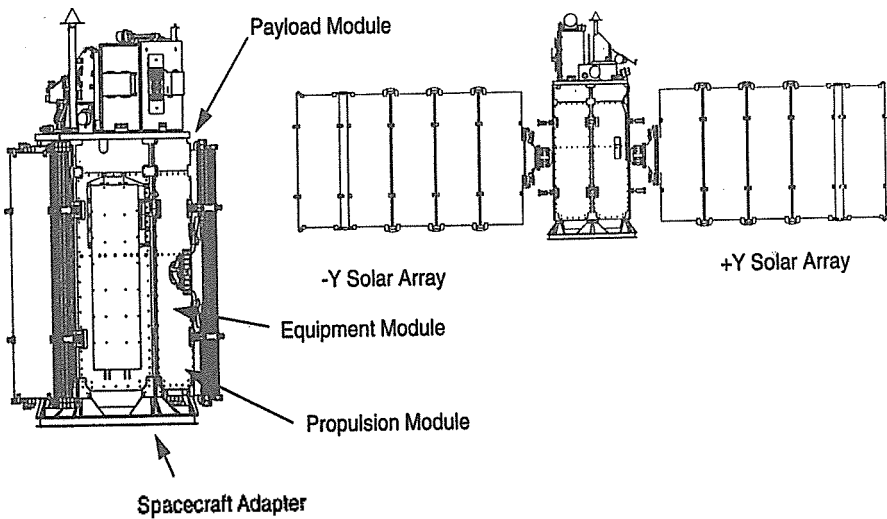
〈표-2〉 다목적 실용위성의 주요제원

궤도	고도 685Km/태양동기궤도 경사각 98.13°
무게	< 510Kg
크기	높이 : 240cm, 너비 : 140cm, 길이 : 700cm
전력(EOL)	> 500W (3년 수명 말기시)
자세제어	3축 제어방식 - 지향정밀도 0.1°
명령 송/수신	S-band
자료 송/수신	X-band - 전송량 43Mbps
신뢰도	0.9 이상 (3년 수명 말기시)

〈그림-1〉 다목적실용위성 형상도

Stowed Configuration

Deployed Configuration



탑재체는 고해상도 광학 카메라(Electro-Optical Camera), 저해상도 카메라(Low Resolution Camera) 및 과학실험 센서(Science Measurement Sensor)로 구성되어 있다. 탑재체 모듈에 장착되도록 설계되고 있다.

□ 고해상도 전자광학카메라

한반도의 1:25,000 지도제작을 위한 고해상도 광학 카메라는 팬크로마틱 밴드(panchromatic band)의 Push-Broom 방식 카메라로서, 수직방향으로 약 7m의 해상도를 가진 영상을 촬영할 수 있다. 또한 지상의 명령으로 관측 지역의 밝기에 따른 카메라의 감광도를 자체 조절할 수 있는 프로그래머블 감도(programmable gains) 조정 기능이 있으며, 광학계는 반사경 형태로 구성되어 있다.

□ 저해상도 카메라

해양생태 관측 및 해양환경 관측을 목적으로 하는 저해상도 카메라는 800Km의 영상획득 폭과 1Km 이하의 해상도를 가지며, 가시광선 영역에서 6밴드의 해양영상을 얻어 생물학적 해양지도 작성, 해수색 관측, 수질 조사, 식물군 분석을 통한 삼림상태 관찰, 해양 생태계 조사, 유기물 관측에 따른 해양오염 관찰, 황사현상 관찰 등의 다양한 활용분야를 갖고 있다.

□ 과학 측정 센서

과학 측정 센서는 이온층의 전자밀도 및 전자온도를 측정하는 이온측정기(IMS: Ionosphere Measurement Sensor)와 우주 공간의 방사선 입자의 정보를 얻고 우주환경에 의해 반도체 부품이 받는 영향을 측정하는 고에너지 입자검출기(HEPD: High Energy Particle Detector)로 구성되어 있다.

□ 탑재체 데이터 전송시스템

획득된 영상정보를 X-대역의 송신기를 통해 43Mbps로 고속 전송할 수 있는 탑재체 데이터 전송 서브시스템은 FMU(Formatter & Multiplexer Unit)와 X-대역 송신기, RF-어셈블리, 안테나 등으로 구성되며, 영상 데이터의 저장을 위한 2.5Gbit의 SSR(Solid State Recorder)를 장착하고 있다. 데이터 송신은 대전에 위치하게 될 지상국으로부터 반경 1,500Km안의 영상정보를

송신 가능토록 설계되었다.

위성본체는 위성궤도 운행을 담당하는 모든 운영시스템을 포함하고 있으며 구조/열제어, 자세제어, 추진, 전력 및 원격측정/명령계로 나뉘어 진다. 다목적 실용위성 본체는 모듈 구조로 설계되어, 향후 다른 종류의 탑재체를 용이하게 접속시킬 수 있는 융통성이 고려되어 있으며 1553B 표준데이터 버스를 사용하여 S/W적 확장성도 용이하게 설계되고 있다.

□ 구조 및 열제어계

구조계는 탑재체 및 본체의 부분체 그리고 부품 등을 지지하기 위한 모든 구조물로 구성되며 발사체와의 연결, 태양전지판 연결장치 및 각종 harness, 열적 하드웨어에 대한 지지를 제공한다. 다목적 실용위성의 구조계는 아래와 같이 구성된다.

- 1) 탑재체 모듈 구조물
- 2) 장비 패널을 포함한 장비 모듈 구조물
- 3) 추진 모듈 구조물
- 4) 위성/발사체 어댑터

열제어계는 우주공간의 모든 가능한 환경 조건하에서 위성체 및 탑재체의 온도를 허용 범위내로 유지하고 조절하도록 한다. 또한 열제어 설계는 기본적으로 열변형을 최소화하도록 위성의 온도분포를 조절한다. 열제어를 위하여 다층 단열피막(MLI) 표면 페인팅과 같은 수동제어 방식과 히트파이프 및 히터와 같은 능동제어방식이 사용된다.

□ 자세제어계

자세제어를 위해 제로모멘텀 바이어스 폐회로 시스템(Zero momentum bias closed loop system)을 갖는 3축 안정화 방식을 이용한다. 자세제어계의 기능은 다음과 같다.

- 1) 1:25,000 축적의 지도제작용 영상촬영을 위한 자세 결정 및 제어를 수행
- 2) 위성의 위치 및 자세 측정
- 3) 태양전지판의 태양 지향
- 4) 반작용 휠의 자동 모멘텀 조정
- 5) Attitude hold, attitude maneuver 및 Delta-V burn 등의 궤도조정

□ 추진계

추진계는 연료탱크, 이중 추력기 모듈(DTM: Dual Thruster Modulè), Fill/Drain 밸브, 압력변환기, 필터, 래칭밸브로 구성되며 연료는 하이드라진 추진제가 사용된다.

이중 추력기 모듈은 4.5N 급을 사용하고 주 추력기 1개와 여분 추력기 1개로 쌍을 이루게 되며 다목적 실용위성에는 모두 4쌍의 이중 추력기 모듈로 구성된다.

□ 전력계

전력계의 주요 부분체 구성은 전력을 생성하는 태양전지판과 저장 장치인 배터리, 적절한 전력으로 변환시켜 부하와 배터리로 전달하는 태양전지 배열 조절기(SAR: Solar Array Regulator)로 1차 구성되며 태양전지판은 위성수명초기(BOL)에 약 750W를 생산하는 실리콘 Solar Cell로 10장의 전개판으로 구성되고 태양에 따라 회전하도록 설계되었다. 그리고, 타 서브 시스템과 탑재체에 필요한 전력을 분배하기 위한 전력제어 장치(PCU: Power Control Unit), 태양전지판을 전개하기 위한 전개장치(DDC: Deployment Device Controller), 태양전지판이 항상 태양을 바라보도록 하는 태양전지판 구동전자모듈(SADA: Solar Array Drive Electronics), 전력계 제어장치 등의 전장품으로 구성된다.

□ 원격측정 명령계

원격측정 명령계는 마이크로 프로세서를 사용한 탑재 컴퓨터를 중심으로 구성된다. 여분성을 갖춘 탑재 컴퓨터는 MIL-STD-1553B 데이터 버스를 통하여 타 서브시스템을 관리하고, 상태 데이터와 과학 탑재체의 관측 데이터를 수집한다. 또한, 1Gbit의 메모리를 보유하여 접속이 되지 않는 시간의 상태 데이터와 과학 탑재체의 관측 데이터를 저장할 수 있으며, 실시간 명령과 저장명령 기능을 제공한다.

또한, 원격측정 명령계는 GPS를 이용하여 위성의 궤도상의 위치 정보를 수집하고, 시간 정보를 통해 탑재를 조정할 수 있는 기능도 포함하고 있다.

2. 국내 제작부품

품목 수 비율로 60% 정도에 해당하는 부품을 국내 제작한다. 해당기업은 TRW

사에 설계인력을 파견하여 담당분야 부분체의 세부 설계를 수행하고 있고 담당 분야에 선정된 부품의 국내 제작을 수행하기 위한 기술훈련 및 국내제작준비(소요 시설포함)를 진행하고 있다.

〈표-3〉 국내기업의 참여분야 및 국내 제작부품

부분체 분야	참여기업
구조계/열제어계	대한항공/두원중공업
자세제어계	대우중공업
추진계	한라중공업/(주)한화
전력계	현대우주항공
원격측정, 명령계	삼성항공
저해상도 카메라	삼성항공

〈표-4〉 위성체 부분체별 국산화

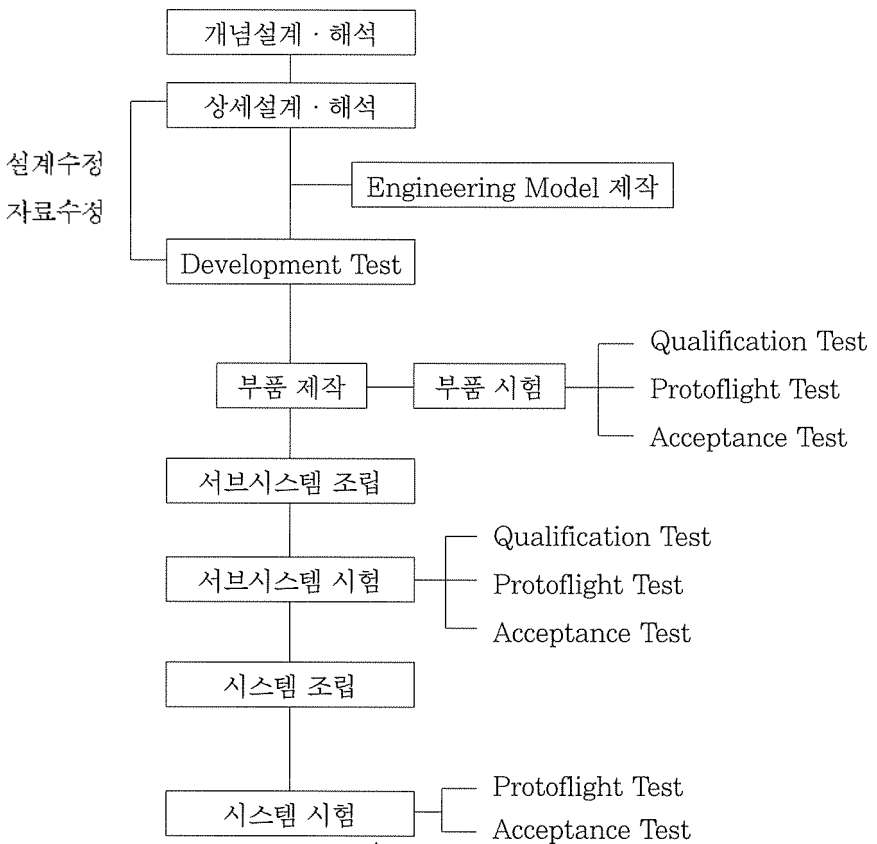
부 분 체	국산화 품목 및 주요기능
구조 및 열제어계	○구조계 탑재체 지지 구조물, 추진계 지지 구조물, 발사체 연결 구조물, 위성 본체 부품 지지 구조물, 태양전지판 지지 구조물 등 ○열제어계 히트파이프, 부품 가열 기기, Thermistor 및 thermostat
자세제어계	자세제어 제어장치, Valve drive electronics (추력기 밸브 제어장치), 태양센서 등
전력계	전력제어장치, 태양전지판, 전력공급용 배선, 태양전지판 전개 제어장치, 전력조절기, 태양전지판 전개 기구 등
추진계	자세제어용 추력기, 추진계 공급용 배관 등
원격측정명령계	위성체 제어용 컴퓨터, 원격측정 및 명령용 송신기, 원격측정 및 명령용 소프트웨어 등

3. 위성체 시험

인공위성의 가치는 단위 무게당 금값의 10배 가까이 되어 고장이 난다거나 제 기능을 발휘하지 못하면 그 손실이 엄청나게 되는 것이다. 이렇게 고가의 인공위성을 극한의 우주환경에서 고장없이 장기간(3~10년) 동안 정상 작동시키기 위해서는 항공기 이상의 고신뢰도가 보장되어야 한다.

고신뢰도 보장을 위해 인공위성의 환경시험은 <그림-2>와 같이 설계후부터 개발 모델(development model)을 제작하여 이에 대한 기본 특성을 측정하여 “개발시험”을 거쳐 설계수정이 이루어지도록 하고 실제 부품개발에 들어가게 된다. 개발 부품에 대한 환경시험은 시험기준(test level)에 가중치를 둔 평가시험(qualifica-

<그림-2> 인공위성계 시험 흐름도



tion test), 준승인시험(protoflight test) 및 승인시험(acceptance test)의 3단계로 구분하여 수행된다.

인공위성의 개발과정에 있어 조립/시험이 차지하는 비율은 전체 소요개발기간의 30% 정도를 차지하게 되어 시험평가는 설계, 제작과정에 못지 않는 중요성이 부여되고 있음을 알 수 있다.

□ 인공위성 개발시험

주로 서브시스템의 상세설계 해석 또는 개발제작 단계에서 필요하게 되며 주요 시험종류는 다음과 같다.

○ 안테나 개발시험

안테나 반사기의 열변형도를 확인하기 위한 시험으로 설계검증 및 제작공정검증.

○ 전력계 개발시험

태양전지판 개발을 위해 태양전지의 수명시험, 발전시험이 수행되며 특히 위성의 수명에 영향을 주는 배터리의 수명시험 수행.

○ 구조계 개발시험

경량, 박판 구조물의 강도 특히 진동에 대한 특성 측정(진도모드, 감쇠계수, 공진주파수)이 주요항목. 인공위성 구조계 설계상 진동해석이 가장 중요하게 고려되므로 진동특성의 정밀측정 수행.

○ 열제어계 개발시험

태양광을 모사시킨 태양광 모사 챔버에서 궤도상의 위치에 따라 태양광 변화에 의한 열특성을 측정. 열보호막의 설계에 필수적인 자료를 공급하게 되고 위성체의 정확한 온도분포 계산에 필수 과정임.

○ 자세제어계 개발시험

위성체 자세제어 성능확인을 위한 필수과정으로 정밀 rotator(2 또는 3axis)에서 가상표점에 대한 자세제어 정밀도를 시험.

○ 구동장치 개발시험

고진공, 열교변 상태하에서의 구동장치의 신뢰도 확인이 중심이 되며 인공위성 초기 실패의 대부분이 구동장치 고장임을 감안할 때 그 중요성은 매우 큼.

□ 발사환경시험

위성체가 로켓트에 탑재되어 발사되는 동안 추진제에 의한 가속 및 진동이 전

달되고 단분리 등에 의한 충격하중을 받으므로 이에 대해 다음과 같은 시험이 수행되어야 한다.

- 가속하중 시험(Quasi-static load test)
주로 구조체에 대해 실시하며 강도 안전도 확인을 위한 시험으로 설계/해석 검증 자료로 사용됨.
- 정현파진동 시험(Sinusoidal vibration test)
발사체에서 전달되는 저주파 진동에 대한 각 부품의 진동 안전도 확인을 위한 시험으로 위성체 각 부분에 가장 심한 영향을 주는 시험임.
- 음향진동시험(Acoustic vibration test)
안테나 태양전지판 등의 얇고 넓은 구조물의 고주파수 진동에 대한 안전도 확인시험으로 소음을 전달시켜 진동을 주는 시험.
- 충격 시험
단분리 및 위성-발사체 분리시 발생하는 충격에 대한 시험.

〈표-5〉 저궤도용 발사체에 대한 발사 하중 환경

하중종류	Pegasus XL	LLV-1	Conestoga 1379	Taurus	Long March LM-2C	Long March LM-2D
최대가속하중						
●Axial	-9.5g	-8.0g	-11.0g	-6.8g	+7.2g -3.3g	+7.2g -3.3g
●Lateral	±4.0g	±2.5g	±3.5g	±1.7g	±1.0g	±1.0g
Random Vib.	2.9g, rms	5.1g, rms	3.3g, rms	5.4g, rms	6.5g, rms	6.2g, rms
Acoustic Noise	133.5dB	136.2dB	139.1dB	141.3dB	140dB	142dB
Shock(Max)	3500g	1800g	4100g	4000g	1500g	2000g
Payload Freq., (횡방향/축방향)	20/20 Hz	15/30Hz	20/35Hz	18/20 Hz	12/35 Hz	12/35 Hz

□ 전자파 환경시험

위성체는 지구의 자기, 전리층, 반 알렌대(Van Allen Belt) 및 우주선 방사와 같은 전자파 환경에 의해 영향을 받게 된다. 이러한 전자파 환경속에서 동작되는 모든 장비들은 전자파 적합성 평가가 요구된다.

○ 방출시험(Emission test)

위성체에 의해 생성되는 신호의 잡음 특성을 얻기 위해서 협대역 및 광대역에서 간섭신호의 발생여부, 간섭신호의 증폭 그리고 간섭신호 결합 등을 시험.

○ 감응시험(Susceptibility test)

전도와 복사로 인한 간섭을 측정하여 간섭상태를 고려하여 감응성을 결정한 후 안전한 범위를 설정하여 원치 않는 신호 발생시에 대한 감응시험.

○ 정전기 방전(ESD)

정전기의 영향을 최소로 하기 위해 방전 전류의 흐름을 해석하여 정전기에 민감한 장비에 직접적인 방전전류에 대한 시험.

□ 궤도환경시험

궤도를 운행하는 동안 태양에 비치는 면과 그림자진 면의 온도 차이와 고진공 상태에서의 위성체 각 부품의 동작 신뢰도를 확인하기 위한 시험이다. 특히 고진공(10^{-6} Torr 이하)환경하에서 출기가스(Outgassing)에 의한 표면 오염에 주의하여야 한다. 시험대상물의 종류에 따라 다음과 같은 종류의 시험을 실시한다.

○ 열주기 시험(Thermal cycling test)

위성체 부품중 진공상태에서 출기가스의 문제가 없는 부품에 대해 대기 상태에서 열주기 시험을 실시.

○ 열진공/주기시험(Thermal vacuum cycling test)

위성체 대부분의 부품, 서브시스템 및 시스템에 대해 실시하며 10^{-6} Torr 이하의 진공에서 위성의 예상 최고, 최저 온도보다 심한 환경하에서 장시간 시험.

○ 열평형 시험(Thermal balance test)

새로운 모델 개발시 설계자료를 위한 인공위성내 열전달 경로 및 온도 분포를 확인하는 시험으로 궤도 위치에 따른 모사 태양광을 위성체에 주사하여 실제의 우주공간 열상황을 재현하여 시험.

4. 인공위성 종합조립/시험센터(Spacecraft, Integration & Test Center)

인공위성의 조립 및 시험은 우주와 같은 청정환경에서 수행되는 것이 필수적이다. 인공위성 종합조립/시험센터(SITC)는 서브시스템 및 시스템 분야별로 반복되는 각각의 시험사 시험실간 이동으로 발생하게 되는 공기에 의한 오염을 최소화하

〈표-6〉 항공우주연구소 SITC의 주요규격

구 분	시 설 규 격
위성체 조립시설	· 청정도 10,000 Class · 위성체 조립실
위성체 시험시설	· 청정도 100,000 Class · 부품개발 시험실 · 발사환경 시험실 · 궤도환경 시험실 · 전자파환경 시험실

기 위하여 한지붕 아래(Under one roof)에서 시험하는 것이 효과적이다.

항공우주연구소에서는 실용급 위성을 조립/시험할 수 있는 SITC를 시설하였다. SITC는 1차로 저궤도 중형위성의 국내 개발을 위한 종합 조립/시험 시설로 활용되고, 차후의 인공위성 개발시 산·학·연 공동활용을 통한 국내 우주산업발전의 일익을 담당하게 된다. 또한 위성급의 우주 환경시험 기술의 국내제품 개발 적용을 통한 국내 산업 기술수준 향상에도 활용될 예정이다.

5. 지상국

'99년 발사 예정인 다목적실용위성 1호기를 시작으로하여 본 한국항공우주연구에서 개발되어지는 모든 차기 다목적실용위성들의 관제·수신을 담당하게 된다.

- 위성의 임무를 분석·계획
- 생성된 명령을 위성에 송신

〈표-7〉 지상국 주요 규격

지상 관제국	<ul style="list-style-type: none"> - 9m급 S-대역 full-motion 안테나 - 자료 송수신 시스템 - 위성 조정 시스템 - 임무 분석·계획 시스템
지상 수신국	<ul style="list-style-type: none"> - 13m급 X-대역 full-motion 안테나 - 자료 수신 시스템 - 자료 처리·생성·저장·배포 시스템 - 부가가치물 생성 시스템 - 사용자

- 위성의 상태 및 위성 자료를 수신
- 수신된 위성의 상태를 분석하여 임무 계획에 반영
- 수신된 자료를 처리·저장·배포

위성관제·수신국은 '98년 6월에 완공 예정이며 '99년 1월 완성부터 시험가동 토록 추진되고 있다.

나. 중형로켓 개발

국내에서 로켓과 관련된 연구는 1958년부터 시작되었으며, 국방과학연구소에서 1970년대 군사목적의 로켓개발로 실제적인 연구 및 개발, 제작이 이루어져 기술경험이 축적되었다. 1987년부터 과학관측 로켓 개발이 과학기술처의 특정연구 개발사업으로 항공우주연구소 주도하에 산학연 협동으로 추진되었고 1993년 1단형 고체로켓을 성공적으로 발사하여 한반도 상공의 오존층 측정을 수행하였다.

현재 항공우주연구소에 의해 중형과학로켓 개발사업이 진행중이며 1993년부터 시작하여 1997년에 완료예정인데, 사업예산은 50억원이다. 주요 임무는 지구의 이온층 X-선 관측과 오존층의 분포 변화를 측정하는 것이며, 주요 개발목표는 2단형으로 개발하여 고도 150km이상 도달하고, 위성 발사체 개발에 필수 기술인 관성항법 및 자세제어 장치, 단분리 장치, 페어링 장치 등을 장착하는 것이다.

(표-8) 과학로켓의 제원 및 특징

	과학로켓 1,2호	중형과학로켓
이륙중량	1200~1400kg	약 200kg
도달고도	35~75km	약 150km
추진방식	1단 고체추진기관	2단 고체추진기관
과학임무	오존층 측정	오존층 측정 이온층 탐사 X-선 관측
특징	무유도	관성항법장치 탑재 초기 자세제어 단분리 장치 페어링 분리 장치