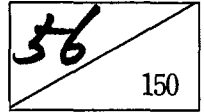


최종보고서

N94050



GOVP 19506130

저궤도 위성용 지상국 시설 및 운용체계 기술연구

A Study on Facilities and Operational Techniques of Low Earth Orbit
Satellite Groundstation

1995. 4.

연구기관
한국항공우주연구소

과학기술처

제 출 문

과학기술처장관 귀하

본 보고서를 “저궤도 위성용 지상국 시설 및 운용체계 기술연구” 과제의 최종 보고서로 제출합니다.

1995. 4.

주관연구기관명 : 한국항공우주연구소

총괄연구책임자 : 이 종 인

연 구 원 : 김 영 렬

윤 형 식

장 진 백

조 광 래

이 재 득

김 준 규

요 약 문

I. 제 목

저궤도 위성용 지상국 시설 및 운용체계 기술연구

II. 연구사업의 목적 및 필요성

1957년 10월 구 소련에서 Sputnik-1 위성을 세계 최초로 발사한 이후 인류는 현재까지 약 4,000여개의 위성을 발사하여 이제 우주는 선진 기술국들의 경쟁지로 부각되고 있으며 우주분야의 새로운 관련 기술들이 차세대의 산업에 지대한 영향을 미치고 있다. 우리 나라의 경우 선진 기술국들의 30-40년간의 기술축적이 되어 있는 반면에 관련 우주분야에 대한 연구가 미흡한 실정이었으나 최근 과학실험위성 「우리별-1,2호」와 과학탐사 로켓 「과학 1,2호」의 발사를 시작으로 우주시대에 접어들고 있다. 또한 무궁화 방송 통신위성이 금년 7월에 발사될 예정으로 있으며, Irridium, Global Star, Project 21 등의 국제 이동통신위성 서비스에 국내 관련기관들이 참여를 추진 중에 있어 본격적인 위성 서비스 분야가 시작되고 있다. 한편, 정부는 각 부처간의 협의를 거쳐 1999년 발사를 목표로 지구관측, 이동통신 실험, 과학 관측 등의 임무를 지닌 다목적 실용위성의 개발에 착수하여 바야흐로 본격적인 우주분야 진출을 앞두고 있다. 이에 따라 위성의 발사 운용을 위해 필수적인 지상국 분야에 대한 연구 필요성이 크게 대두되고 있는 실정이다. 위성개발 사업을 원활히 추진하기 위해서는 위성체의 개발과 동시에 위성을 운용하기 위한 지상국 시설의 설립이 병행되어야 한다. 관측위성을 발사하면 궤도상의 위성을 추적하여 위성으로부터 위성 상태에 관한 원격측정 데이터를 수신하고 원격 명령을 송신하여

위성을 정상적으로 운영하는 관제 국과, 위성의 탑재 체에서 취득한 지상관측 영상 자료를 수신하여 분석 처리하는 수신국의 설치 운용은 필수적으로 이루어져야 하며, 타국 가와도 국가간의 협조 체계를 구축하여 위성의 발사 및 초기운영시 또는 비상시에 위성 제어와 감시를 행할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 저궤도 위성, 특히 관측위성에 필요한 지상국에 대한 시설 및 운용체계 기술에 대하여 연구함으로써 저궤도 위성용 지상국 분야의 기술을 축적하고 향후 설치될 다목적 실용위성의 지상국 설치 운용에 활용하고자 한다.

○ 요구 지상 시설

■ 관측위성 보유국이 보유해야 할 지상 시설

- 위성 관제국
 - 원격 측정, 명령 송수신 시설
 - 위성 주제어 시설
 - 위성 임무 계획 시설
- 위성 수신국
 - 위성 영상 자료 수신 시설
 - 영상 처리 시설
 - 영상 자료 분석 및 생성 시설

■ 타국 시설 이용

- 위성의 발사 후 초기운영 및 비상시 위성의 궤도 및 자세를 감시, 제어 하기 위해서는 타국가의 위성 지상국을 이용해야 함
- 따라서 국가간의 협조 체계가 사전에 필요

- 위성을 개발 후 발사하면 필수적으로 위성에 대한 관제와 위성의 임무 수행에 따른 활용은 불가피함

지상 관제국의 필요성

■ 발사위성의 정상운영

- 위성의 발사 후 궤도상의 위성을 시험하고 정상운동을 준비하는 초기 운영을 수행 (발사 후 초기운영 및 비상시의 위성운동을 위해 타국가의 위성 관제 시설을 이용하기 위한 사전협조 체제 필요)
- 위성의 상태를 진단하고 위성의 탑재체를 구동하는 등, 위성이 궤도상에서 정상적으로 임무를 수행할 수 있도록 관제

지상 수신국의 필요성

■ 위성의 임무수행에 따른 활용

- 위성의 지구관측 탑재체에서 획득한 지상관측 영상자료는 관제국과는 별도의 경로를 통해 지상으로 전송됨 (관제용과 별도의 주파수 및 전송 방식을 사용, 대용량의 관측 영상자료를 고속 전송)
- 수신된 영상 데이터의 처리 및 저장, 분석, 검색을 위해 관제국과 별도의 시설이 필요

III. 연구개발의 내용 및 범위

국내 항공우주산업의 중장기 계획에 의하여 현재 국내에서 다목적 실용위성의 개발사업이 추진 중에 있으며 저궤도 위성이 발사되기 이전에 이를 추적, 관제할 수 있는 관제국과 위성 탑재체에서 획득한 관측자료를 직접 수신, 처리할 수 있는 수신국이 필요하게 된다. 본 연구에서는 저궤도 위성용 지상국 시설 및 운용체계 기술을 연구하여 지상국 설치 이전에 기반 기술을 확보함으로써 향후 지상국 설치 시 활용하고 전문 인력을 양성함을 목표로 한다.

지상국에 대한 연구는 관제국 (Mission and Control Groundstation)과 수신국 (Image Data Reception and Processing Groundstation)으로 나누어 진행하였다. 국내외 지상국 시설에 대한 사전 조사를 실시하였으며 저궤도 지상국 시설에 관하여 추적 관제시설과 수신시설로 나누어 시스템 구성, 소요 시설 및 장비, 운용, 등에 관한 전반적인 연구를 수행하였다. 또한 다목적 실용위성용 지상국 시설의 설치에 관한 사전 조사 연구도 실시하였다.

1. 국내외 지상국 시설 및 운용에 대한 사전 조사

가. 국내 지상국 시설 및 운용현황 조사

- 국내 지상국 관련 시설 및 운용현황 방문조사
 - 우리별 지상국
 - 전파연구소 수신시설
 - GMS 기상위성 수신장치
 - 무궁화 위성 관제소

나. 해외 지상국 시설 및 운용현황 조사

- 해외 저궤도 위성 지상국 시설을 방문하여 실제 운영중인 관제국과 영상수신 처리국의 필요 장비, 시설, 건물 및 운영 현황 확인 조사, 자료수집

- 일본 쓰쿠바 우주센터 관제소
- 일본 지구관측센터 수신국 (Landsat, SPOT, ERS, JERS, MOS)
- 대만 원격탐사센터 (Center for Space and Remote Sensing Research)의 Chung-Li 수신국 방문 조사 (Landsat, ERS, SPOT 영상자료 수신 처리 시스템)
- 향후 다목적 실용위성 수신국 운영요원에 대한 교육 훈련 가능성 타진

2. 지상 추적 관제 시설의 조사 분석

가. 지상추적 관제국의 시스템 구성 분석

- TTC station
- 위성 관제 시스템 (Satellite Control Subsystem)
- 위성 임무 계획 (Mission Planning)
- 위성체 시뮬레이터 (Satellite Simulator)

나. 관제시스템 장비 분석

- S-대역 안테나 시스템 (S-band antenna subsystem)
- S-대역 송수신 시스템 (S-band receiver, transmitter subsystem)
- 지상국 제어 시스템 (Groundstation controller)
- 워크스테이션 및 자료 저장 장치 (Workstations)

다. 관제국 운영

- 위성 초기 운영 (Launch and Early Operations)
- 시험 운영 (In-Orbit Commissioning)
- 탑재체 운영

3. 지상 수신시설의 조사 분석

가. 지상 수신국의 시스템 구성 분석

- 영상 수신 시스템 (Data Acquisition Subsystem)
- 영상자료 처리 시스템 (Image Data Processing and Archiving Subsystem)
- 영상 자료 이용 시스템 (Image Exploitation Subsystem)

나. 지상 수신국의 장비 분석

- X-대역 안테나 시스템 (X-band antenna subsystem)
- X-대역 수신 시스템 (X-band receiver)
- 워크스테이션 및 고밀도 영상자료 기록장치 (Workstations and HDDR)
- 영상자료 처리 분석 소프트웨어 (Image data Processing Software)
- 사진처리장치 (Photo Lab)

다. 영상 수신국 운영

- 탑재체 관리
- 영상자료 검색 및 배포

4. 다목적 실용위성 지상국 시설 설치 타당성 조사

가. 다목적 실용위성용 지상국 시설 설치에 대한 타당성 조사 분석

(설치 장소, 소요 예산, 필요 장비, 운영에 관한 사전 조사 실시)

- 사업의 개요
- 사업 배경 및 필요성
- 지상국 국내외 현황

- 지상국 활용 방안
- 사업 규모 및 타당성 검토
 - 지상국 부지 선정안
 - 지상국 소요 건물 규모
 - 지상국 사업 추진안

IV. 연구개발 결과 및 활용에 대한 건의

저궤도위성용 지상국 시설은 관제국의 경우, 위성보유국이 자국내 또는 외국과 협력하여 외국에 설치 운영하고 있으며, 수신국의 경우 관측위성을 보유한 우주 선진국뿐만 아니라 개발 도상국인 태국, 인도네시아, 대만, 파키스탄, 등에서도 지상국 시설을 설치하여 관측위성 자료를 수신, 활용하고 있는 실정이다. 우리 나라는 일부 기관에서 NOAA기상위성자료 수신시설을 보유, 활용하고 있고 우리별-1,2호 지상국이 설치되어 운영되고 있으며, 전파연구소에 10m 수신안테나가 설치되어 있으나 저궤도 지상국 시설 및 운영 기술면에서 아직 초기단계에 있다고 볼 수 있다.

그러나 장차 저궤도위성을 이용한 국제 이동통신 서비스의 국내기관 참여와 다목적 실용위성 발사 등과 관련하여 저궤도 위성용 지상국에 대한 수요는 점점 늘어날 것으로 전망된다. 이에 대비하여 위성분야 기술과 함께 저궤도 위성용 지상국 분야 기술에 대한 연구가 병행되어야 하겠으며, 지상국 장비의 국산화에 대한 노력도 기울여야 할 것이다.

본 연구의 결과는 다목적 실용위성용 지상국 설치의 타당성 조사 분석에 직접 활용되었으며 저궤도 위성용 지상국의 설치 및 운용시 활용될 기술의 축적에 기여할 것으로 기대된다.

여 백

Summary

I. Title

A Study on Facilities and Operational Techniques of Low Earth Orbit Satellite Groundstation.

II. Purpose and Significance of the Research

The domestic technology of space systems is far behind that of the advanced industrial nations.

KOMPSAT (Korean Multi-Purpose Satellite) program is under development with the first flight scheduled for the first half of 1999. The main operational mission of KOMPSAT is to provide various applications in the field of earth observation covering land, sea, and coastal zones, and also to provide mobile communication experimentation. For KOMPSAT mission, it is planned to build ground station performing control function of KOMPSAT and function of receiving and processing the data from KOMPSAT. We hope the ground station would have function of receiving and processing SPOT, Landsat, ERS data, too.

The purpose of this research is to study on facilities and operational techniques of low earth orbit satellite groundstation to provide the basis for the design and manufacturing of earth observation satellite groundstations which will be installed in Korea in near future.

III. Contents and Scope of the Research

An earth observation space system consists of satellite and ground segments. The satellite, which is usually in a low orbit with a high inclination relative to the plane of the equator, carries a payload of photographic or radio frequency

instruments and associated electronics for processing and transmitting the image data to ground. The ground components consists of image reception & processing groundstation and mission & control groundstation that receive the image signals and control the satellite This research covers the study of configuration, equipments and operational techniques for earth observation satellite groundstation,

1. Survey of domestic and foreign groundstations
2. Study on mission and control groundstation
3. Study on image reception and processing groundstation
4. Feasibility study on KOMPSAT groundstation

IV. Result of the Research and Recommendations for the Future Applications

The facilities and operational techniques of earth observation satellite groundstations are surveyed and feasibility study on KOMPSAT groundstation is performed, The result of this research will be useful for preparing earth observation satellite groundstation.

Contents

Chapter 1. Overview of low earth orbit satellite groundstation	1
1. Introduction	1
2. Role of groundstation	2
3. Configuration of groundstation	5
4. Earth observation satellites	10
Chapter 2. Survey of groundstation facilities	43
1. Domestic groundstations	48
2. Oversea groundstations	57
Chapter 3. Satellite communications	77
1. Link design	77
2. Modulation and coding	95
3. TDM and packet communication	101
Chapter 4. Mission and control groundstation	105
1. Overview	105
2. Configuration of mission and control groundstation	108
3. Equipments	123
4. Mission operations	130
Chapter 5. Image reception and processing groundstation	163
1. Overview	163
2. Configuration of image reception and processing groundstation	167
3. Equipments	206

4. Operations	213
Chapter 6. KOMPSAT groundstation system	219
1. Introduction	219
2. Purpose of KOMPSAT groundstation	225
3. Feasibility study on KOMPSAT groundstation	227
Chapter 7. Koreanization of groundstation equipments	243
Chapter 8. Conclusions	245

목 차

제 1 장	저궤도 위성용 지상국 개요	1
제 1 절	개요	1
제 2 절	지상국의 역할	2
제 3 절	지상국의 구성	5
제 4 절	위성의 이용	10
제 2 장	국내외 지상국 현황	43
제 1 절	국내 지상국 시설	48
제 2 절	해외 지상국 시설	57
제 3 장	위성 통신	77
제 1 절	위성과 지상국간의 Link budget 설계	77
제 2 절	변조 및 코딩	95
제 3 절	위성통신 방식	101
제 4 장	관제국 기술	105
제 1 절	관제국의 기능과 역할	105
제 2 절	관제국의 구성	108
제 3 절	관제국 장비	123
제 4 절	운영	130
제 5 장	수신국 기술	163
제 1 절	수신국의 기능과 역할	163

제 2 절 수신국 구성	167
제 3 절 수신국 장비	206
제 4 절 운용	213
제 6 장 다목적 실용위성 지상국 체계	219
제 1 절 개요	219
제 2 절 사업의 배경 및 필요성	225
제 3 절 지상국 활용 방안	227
제 4 절 사업규모 및 타당성 검토	229
제 7 장 지상국 시설 국산화 방안	243
제 8 장 결론	245

제 1 장 저궤도 위성용 지상국 개요

제 1 장 저궤도 위성용 지상국 개요

제 1 절 개 요

최근 국내외의 급격한 산업 발달로 항공우주산업이 고부가가치의 산업으로 대두됨에 따라 우리 나라에서도 우주산업 분야에 통신위성과 탐사위성에 대한 연구 개발 사업이 점진적으로 추진되고 있다. 1992년과 1993년에 각각 발사된 우리별-1,2호를 시작으로 1995년 무궁화 통신위성이 발사될 예정으로 있으며, 1999년 발사를 목표로 다목적 실용위성 개발이 추진되고 있다. 또한 저궤도 위성을 이용한 이동통신에 대한 관심도 증대되고 있어 한국통신을 비롯한 국내 기관들이 모토롤라사의 Iridium, Inmarsat의 Project-21, Loral Qualcomm Satellite Services사의 Globalstar 계획에 참여를 결정한바 있다.

이에 부응하여, 위성체의 개발과 동시에 그 목적에 따라 필요한 궤도에 위성을 진입시키고 위성의 임무를 수행하는데 필요한 궤도를 유지시키기 위한 궤도제어를 수행함으로써 위성의 운용을 담당하는 지상국에 대한 연구도 활발해 지고 있다. 한반도 상공의 기상위성으로부터 기상자료를 수신하는 기상 위성 자료 수신국이 국내 여러 기관에 설치되어 운영 중에 있으며, 우리별-1,2 호를 위한 지상국이 한국과학기술원 인공위성연구센터에 설치되어 운영 중에 있고, 무궁화 위성을 위한 지상관제소가 용인과 대덕에 설치되어 금년 중 발사될 무궁화 위성의 관제업무를 준비중에 있으며, 전파연구소에는 외국의 관측위성으로부터 관측자료를 직접 수신하는 10m 안테나 및 수신국 시설이 설치 중에 있다. 또한 우리 나라의 본격적인 실용위성이 될 다목적 실용위성의 지상국 시설 설치에 대한 계획도 추진 중에 있다.

이 보고서는 저궤도 위성용 지상관제국 및 수신국을 설치 운용하는데 필요한 지상국 장비, 시설, 운용기술 등을 연구하여 향후 저궤도 위성용 지상국의 설치에 기여하는 것을 목표로 한다.

제 2 절 지상국의 역할

지상국은 위성체 및 위성탑재체로 구성된 우주부문을 지원하며 위성의 탑재체에서 생성한 자료를 사용자에게 전달하는 기능을 수행한다. 위성체 및 탑재체를 지원하기 위하여 지상 시스템은 위성시스템을 제어하고 건강 상태를 감시하며, 궤도 위치를 결정하기 위해 추적하며, 센서 정보로부터 위성체의 자세를 결정한다. 지상 시스템은 위성체에 명령 데이터를 송신하여 위성체 및 탑재체를 제어한다. 레이더 혹은 레이저 반사기와 같은 수동적인 반사 추적기법을 제외하고는 지상 시스템은 위성체 관리용 원격측정 데이터 및 임무 데이터를 사용하여 이러한 기능을 수행한다. 예를 들면, 지상 시스템은 위성체의 궤도에 대한 정확한 인지를 위해 위성 탑재 레이더 고도계로부터의 관측자료를 사용한다. 지상국은 위성체 및 탑재체로부터 임무 자료를 획득하여 이용자에게 전달한다. 지상 시스템은 또한 데이터 이용자가 필요로 하는 원격측정 데이터 혹은 추적정보를 제공한다. 그림 1.1은 이러한 지상국의 역할을 나타내며 표 1.1은 지상국의 기능 및 고려 사항을 나타낸다.

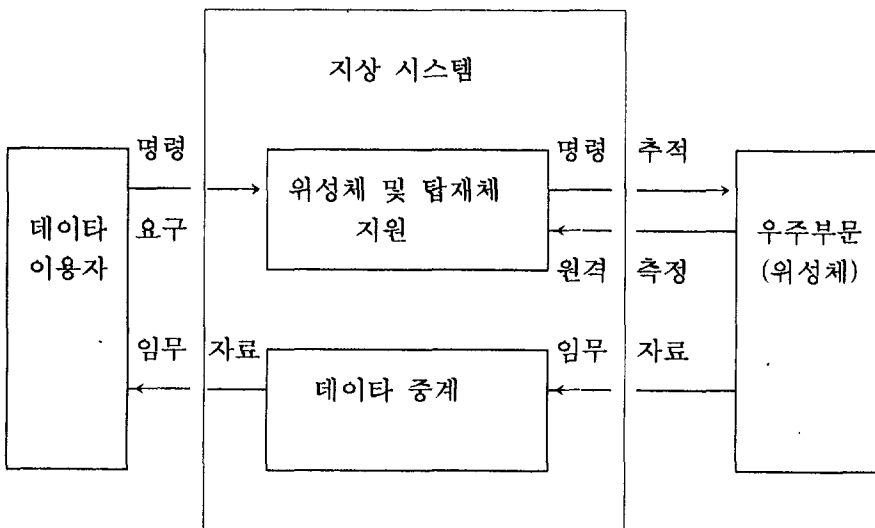


그림 1.1 지상국 시스템의 역할

표 1.1 지상국 시스템의 기능

기 능		고려 사항
위성체/ 탑재체 지원	RF 통신 링크의 유지	통신 구조 - 직접 (위성과 지상) - 중계위성의 사용 위성의 수와 궤도 형태 지상국 수와 위치 - 기존 / 신설 - 전용 / 공용 - 고정 / 이동 데이터 전송률 지상국 형태 - 안테나 크기 및 추적율 - RF 장비의 주파수 및 능력 시스템 내부의 통신 시뮬레이션 및 검증
	위성체 및 탑재체의 제어 - 명령 송신 - 궤도 요소 결정	위성체 수 및 궤도 형태 추적 방식 - range and range rate - 안테나 각도 - 외부 추적 네트워크 - 위성체의 자율성 시뮬레이션 및 검증
	위성 원격측정 자료 처리 위성체 및 탑재체의 건강 상태 감시 위성 자세 결정	위성체 수 (처리 부하 결정)
임무데이터 전달	탑재체 임무 데이터의 전달 위성체 및 탑재체의 원격측정 자료 전달	이용자 수 및 위치 시스템 내부의 통신 필요성 데이터 처리 능력 - multiplexing and demultiplexing - encoding and decoding - 암호화 및 해독 - 데이터 압축 - 데이터 저장 및 보존 - 시간 부여 (timetagging) - 품질 감시 시뮬레이션 및 검증
기타	임무 수행 지원	우주 부문 운영 지상 시스템 운영
	시설, 장비의 유지	병참 예비품 및 수리

기본적인 지상국의 역할은 다음과 같다.

가. 인공위성의 추적

도플러 방식, RARR (Range And Range Rate) 방식에 의한 위성 추적 및 인공위성의 궤도 데이터를 컴퓨터에 입력하여 위성 궤도의 결정 및 예측, 계산을 수행한다.

나. 인공위성의 관제

위성에서 수신한 원격측정 데이터 (telemetry data)를 컴퓨터로 처리하여 위성의 상태를 실시간으로 감시하고, 위성의 기능, 성능 등의 평가를 수행한다. 컴퓨터에 의해 위성의 자세제어, 궤도제어 및 원격명령 계획을 작성한다.

다. 위성자료 수신 처리

지구관측위성의 탑재체에서 획득한 관측자료를 수신하여 처리한 후 활용 기관에 제공한다.

다. 위성체 BUS 및 탑재체 개발을 위한 Test bed로 활용
각종 성능시험을 위한 Test bed로 활용한다.

- 위성탑재체 및 Bus 성능시험
- 각종 센서의 성능시험
- 위성 전송로 특성시험

제 3 절 지상국의 구성

저궤도 관측위성의 지상국의 경우, 지상국은 관제국과 수신국을 의미하는데 관제국은 위성 발사 이후 궤도에 올려진 위성을 추적, 원격측정 데이터를 수신하고 원격 명령을 송신하여 위성이 정상적으로 운영될 수 있도록 하며, 수신국은 위성탑재체로부터 취득한 지구 관측 데이터를 수신, 처리, 분석하고 활용하는 기능을 수행한다.

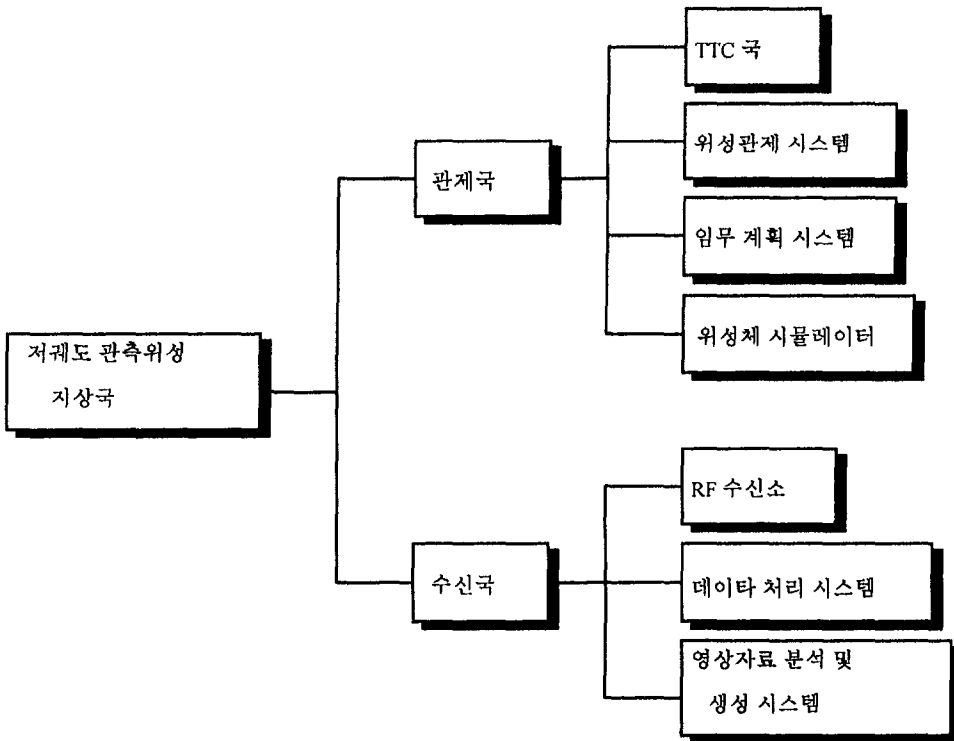


그림 1.2 관제국과 수신국의 구성

가. 관제국

관제국은 원격측정 명령국 (TT&C station)과 위성제어 시스템, 임무 계획 시스템, 위성체 시뮬레이터로 구성된다. 원격측정 명령국은 추적, 원격측정 데이터 (telemetry) 수신, 원격명령 (telecommand) 송신을 위한 S-대역 안테나 시스템, RF 및 baseband 시스템으로 구성된다. 지상국 제어 시스템은 일반 워크스테이션 컴퓨터 및 소프트웨어로 구성된다. 지상국 제어 시스템의 역할은 다음과 같다.

- 위성발사 및 초기운동을 수행한다.
- 위성의 건강상태 감시
- 위성 임무 프로그래밍 및 운영을 확인하고 이에 대한 원격명령을 생성한다.
- 궤도 및 자세제어를 위한 비행 역학 요소를 제공한다.

임무계획 시스템은 사용자의 요구를 실제 위성운영 계획 또는 탑재체 운영 계획으로 전환하는 것을 주 임무로 한다. 이를 위해 그래픽 도구, 궤도 요소, 위성 운영 특성, 기상 조건 등을 고려하여 위성운영 계획을 작성한다. 다이나믹 시뮬레이터는 위성체상의 이상현상 발생시 비상 계획을 수립하여 이를 시뮬레이터상에서 수행시키고 시험하거나 위성 운영자를 위한 교육에 이용된다.

나. 수신국

수신국은 관측위성으로부터 raw data를 수신하여 이를 처리, 분석하여 여러 가지 형태의 영상 제품을 생성한다. 수신국은 추적기능을 갖는 X-대역 안테나 시스템과 RF 시스템, 데이터 복구장치 등으로 구성된 자료 수신 시설 (data acquisition facility), 즉 RF 수신소와 수신된 자료를 처리하는 데이터 처리 시스템으로 크게 구분할 수 있으며 주요한 기능은 다음과 같다.

- 위성 신호를 수신하여 raw image 데이터를 생성한다.
- 수신된 영상 데이터를 저장하고 목록을 작성하며 품질을 평가한다.
- 데이터를 사용자가 요구하는 수준까지 처리하여 제품을 생성한다.

그림 1.3은 이러한 저궤도 관측위성용 지상국 시스템의 구조를 보여주며 그림 1.4와 그림 1.5는 관제국과 수신국의 상세한 구성요소를 각각 나타낸 것이다.

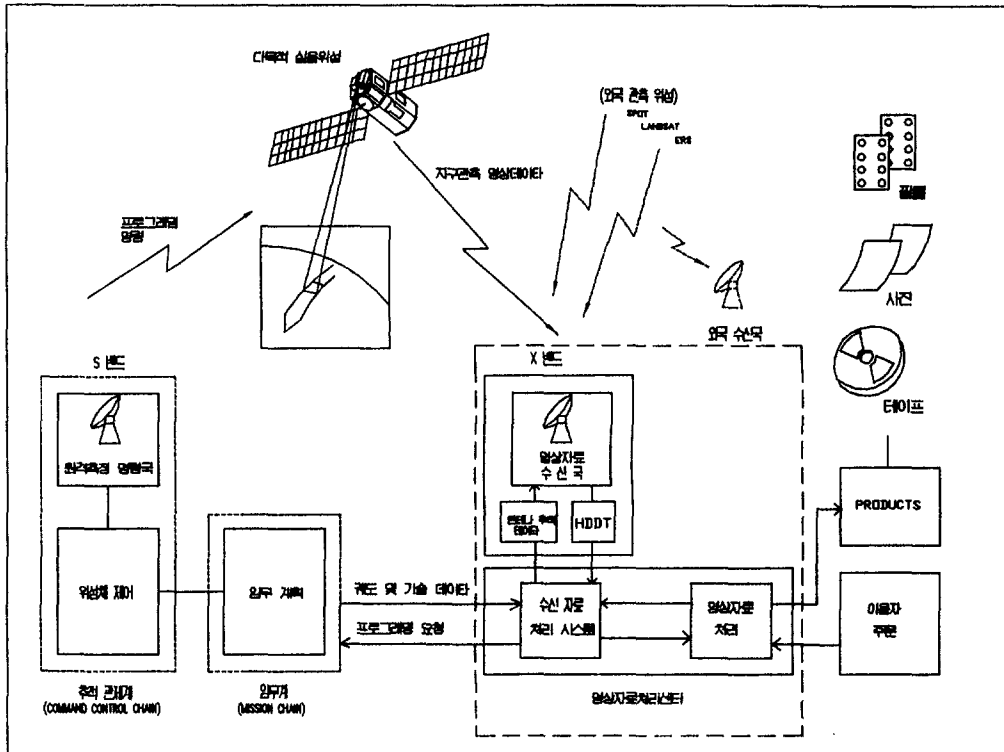


그림 1.3 저궤도 관측위성의 지상국 시스템 구성

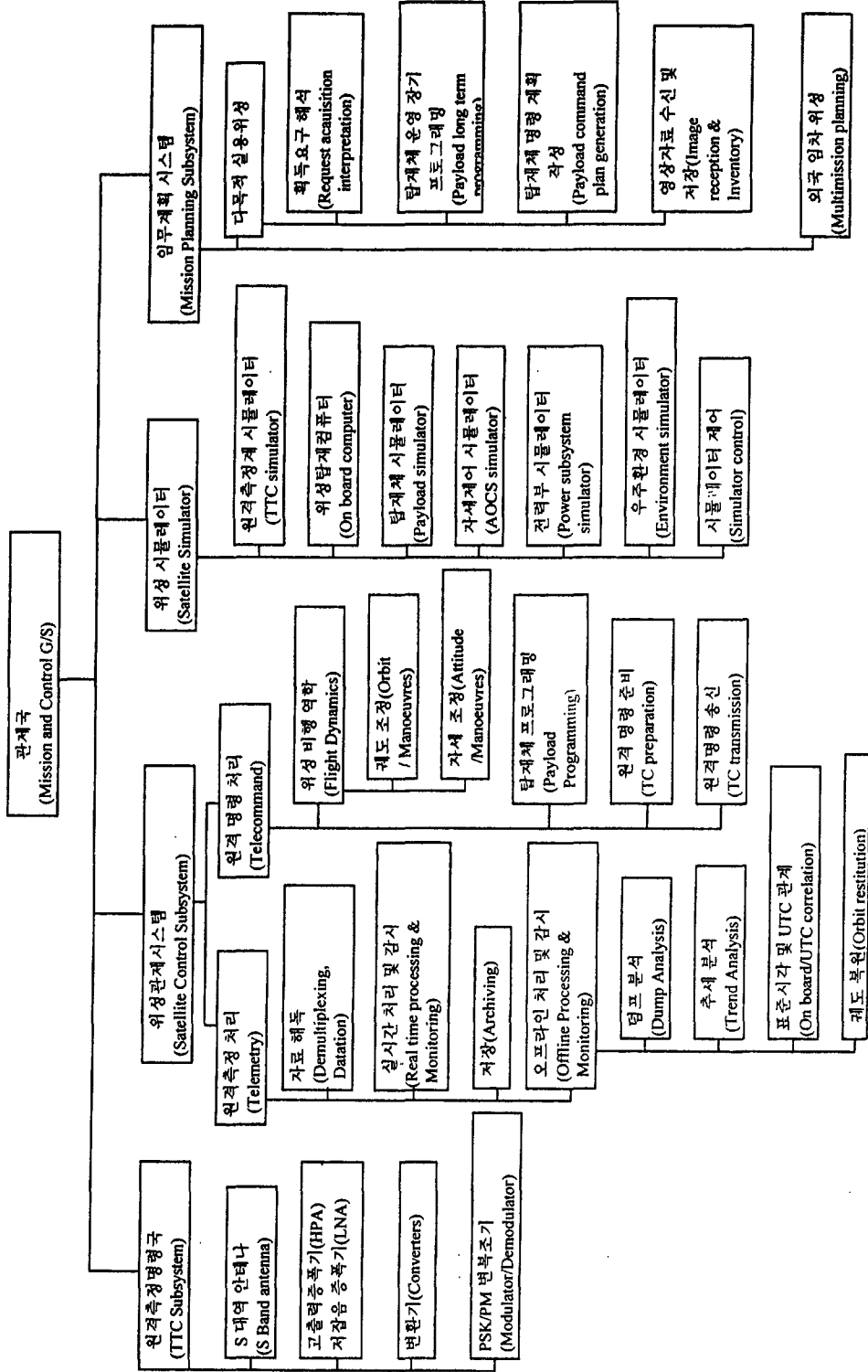


그림 1.4 관제국의 구성요소

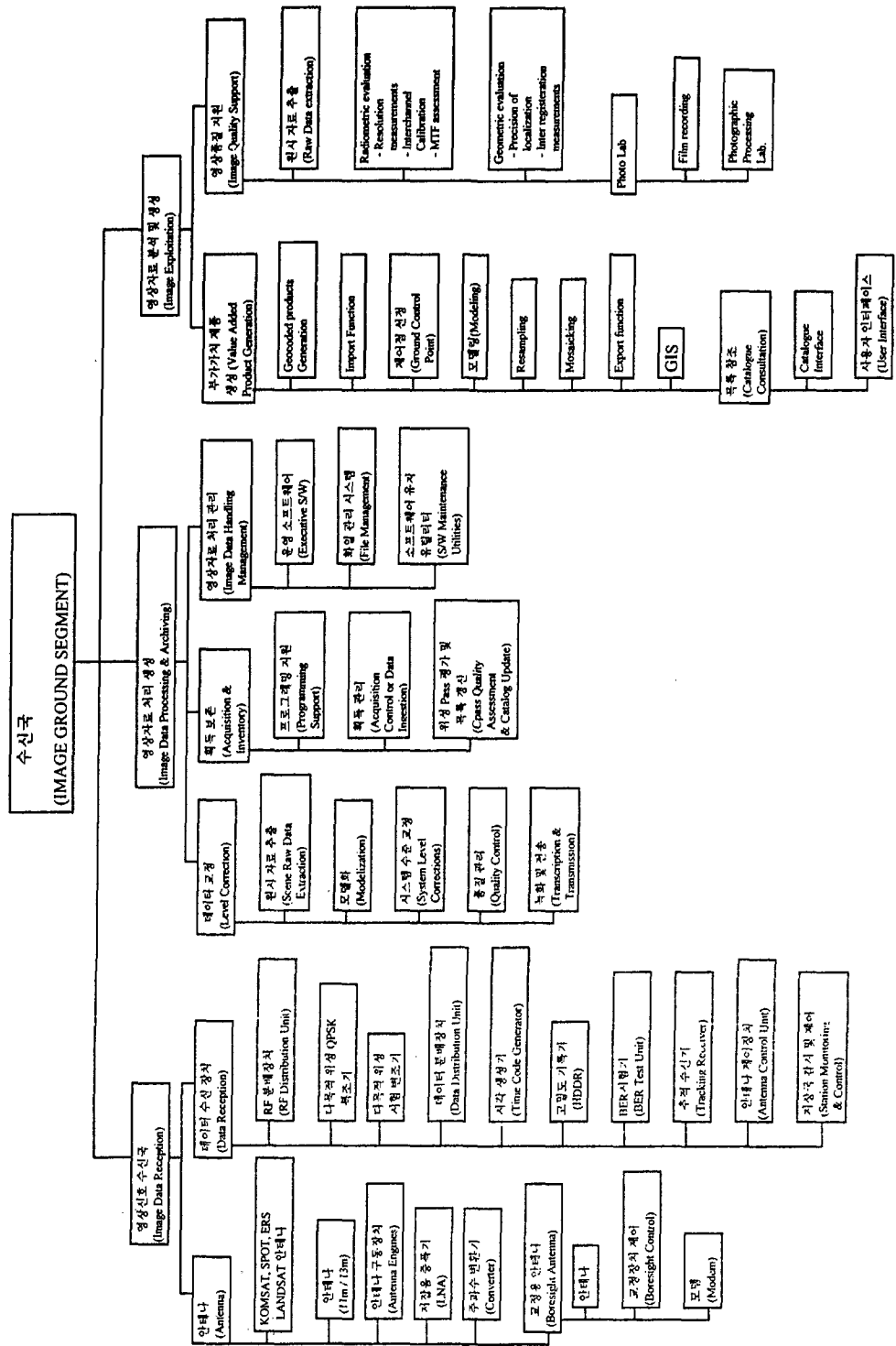


그림 15 수신국의 구성요소

제 4 절 위성의 이용

1. 원격탐사 분야

가. Remote Sensing

Remote Sensing 이란 위성이나 항공기에 인공의 눈이라 불리는 관측기기 (센서)를 탑재하여 우주공간 또는 상공에서 지구를 관측하여 지구의 기상이나 환경, 자원, 해역, 육지 등에 관한 정보를 수집하는 과학기술이다.

(1). 센서 (관측기기) - 인공의 눈

인간의 눈은 무지개 7색 (적, 등, 황, 녹, 청, 남, 자)로 대표되는 가시광밖에 감지하지 못한다. 그러나, 과학기술이 만들어내는 인공의 눈이라 불리는 센서는 가시광뿐만 아니라 인간의 눈으로는 감지할 수 없는 적외선이나 마이크로파까지를 포함하는 광범위한 검출능력을 가지는 큰 특징이 있다.

(2). 플랫폼

센서를 탑재하는 인공위성이나 항공기를 플랫폼이라 부른다. 플랫폼의 고도가 높을수록 넓은 범위를 관측가능하나 정도가 떨어지게 된다. 역으로 고도가 낮으면 정도가 높은 데이터를 얻을 수 있으나 좁은 범위만을 관측가능하게 된다. 관측 목적에 따라 플랫폼의 선택이 필요하게 된다.

(3). 전자파 (정보의 운반 수단)

대상물에 직접 손을 대지 않고, 그 종류나 상태를 알려고 하는 경우, 센서와 대상물간의 정보를 나르는 역할이 필요하다. 전자파, 압력파 (초음파, 지진파), 자력, 중력 등을 생각해 볼 수 있으나 원격 탐사에서는 전자파 중의 자외영역, 가시역, 적외역 (근적외, 열적외역), 마이크로파역이 정보를 나르는데 이용된다.

나. 원격탐사의 기본원리

(1). 반사의 차이를 이용

인간의 눈은 물체가 태양광을 받아 반사하는 빛(반사광)을 잡아서, 그 물체의 종류나 상태를 식별한다. 그러나, 물체의 표면으로부터는 우리의 눈에는 가시광외에 눈에 보이지 않는 근적외선이나 자외선을 반사하고 있다. 그래서 이러한 반사광은 그 물체의 종류나 상태에 따라 반사의 세기나 모양이 다르다. 예를 들면, 식물은 일반적으로 근적외선역에 강한 반사특성을 나타내므로, 식물의 태양광 아래서의 반응은 식물의 활력을 반영하고 있는 일이 많다. 활력이 저하되면 그에 비례하여 근적외선의 반사강도가 저하되는 경우가 많다. 인간의 눈은 이런 상태를 보는 것이 불가능하나 인공의 눈 (센서)에서는 검지 가능하므로 그때의 식물의 상태를 어느 정도 추정 가능하게 된다. 따라서 인공위성이나 항공기에 탑재된 센서로 지상의 물체로부터의 반사광을 몇 가지의 파장역으로 나누어 포착하여 이들을 비교한다면, 보통의 세계지도에는 볼 수 없는 지구 표면의 삼림이나 화전, 하천, 시가지, 호수 등의 현재의 실제 모습을 볼 수 있다.

(2). 방사의 차를 이용

지상의 물체는 빛을 반사할 뿐만 아니라, 태양 에너지를 흡수하여 따뜻하게 되고 다시 열 에너지, 즉 열적외선을 방사하고 있다. 그래서 그 세기는 물체의 온도에 비례하므로, 방사 강도를 관측하면 물체의 온도를 추정할 수 있다. 이 방법을 따르면, 지표나 해면의 온도 분포를 알 수 있으며, 화산이나 지열 등의 조사도 가능하다.

(3). 마이크로파 방사를 이용

온도가 높은 물체로부터 주위의 보다 낮은 물체로 열 방사가 이루어진다. 이 열은 전자파의 에너지로서 가시광, 적외선, 그 밖의 파장이 긴 전파로서도 방사된다. 이 중, 마이크로파를 원격탐사에 이용한다. 마이크로파는 가시, 근적외선, 열적외선

보다 파장이 길어, 눈이나 비가와도 관측이 가능하며, 그 강도는 대상물의 물리적 성질 (예: 해수온도, 수증기량, 해빙이나 적설의 질, 두께, 해면의 풍속 등)에 따라 좌우된다. 따라서 마이크로파를 관측하면 대상물에 관한 종류별 정보를 얻을 수 있다. 관측 방법으로써 대상물로부터 자연적으로 방사되는 마이크로파를 관측하는 방법 (수동식)과 인공위성 등으로부터 인공적으로 마이크로파를 발사하여 그 반사를 관측하는 방법 (능동식)의 두 가지가 있다.

다. 데이터의 수집, 처리

Landsat-5(미), MOS-1/1b(일), SPOT-1/2(프)의 각 위성으로부터의 관측데이터는 일본의 경우, 우주개발사업단의 지구관측센터에서 수신되어 고밀도 디지털 테이프(HDDT)에 기록되고 있다. 수신된 그대로의 데이터에는 위성에서 촬영시의 흔들림 등에 기인하는 왜곡 (기하학적 왜곡)이나 감도의 고르지 못함 등에 기인하는 왜곡 (방사왜곡)이 포함되어 있다. 이러한 왜곡은 지구관측센터에서 보정되어, 여러가지의 해석이 가능한 전자계산기 적합 테이프 (CCT)에 기록된다. 또한, CCT로부터 필름에 기록되어 칼라 합성 등을 행하여 여러 가지 용도에 따라 사진이 작성된다. ERS-1 (EU), JERS-1 (일)의 관측 데이터도 마찬가지로 수신되고 있다. 수집되는 정보는 다음과 같다.

(1) 색(spectra)과 패턴 정보

원격탐사 정보에 포함되는 것에는 파장적(spectral) 형상정보와 공간적(외형적) 형상정보(pattern)의 두 종류가 있다. Spectral 정보는 색 정보를 말하며, 패턴정보는 spectral 특성이 분포되어있는 모습이다.

(2) 온도, 열적 정보

화산, 지열에 의한 지온상승 지역의 정보, 해수면온도 분포나 하천의 열오염에 관한 정보, 유막, 적조에 관한 정보 (간접적)

(3) 마이크로파 정보

지형, 지표면 형상, 해면의 기복, 파랑의 정도, 얼음의 분포 등에 관한 정보

(4) 시간적 변화의 정보

인공위성에 의한 정기적 관측에 의한 시간적 변화 정보

라. 데이터의 배포

(1). Landsat 1-5, MOS-1/1b, SPOT 1/2, JERS-1

일반 이용자는 이용목적에 적합한 데이터를 데이터 카타로그 또는 Quick Look 사진을 보고 소정의 주문서에 희망관측일, 관측코드(pass, row) 등을 기입하여 직접 또는 우편으로 신청한다.

(가) CCT

위성에서 관측한 1 scene 각 화소마다 디지털 값을 자기 테이프에 기록한 컴퓨터용 자기테이프. 1 scene이 포함하는 지상의 넓이는 위성의 종류에 따라 다름.

예) MSS, TM ----- (185 km X 170 km) MESSR ----- (100km X 90km)

VTIR ----- (1500km X 1 pass) MSR ----- (325 km X 1 pass)

(나) 사진

각 위성데이터의 1 scene 당 흑백 및 컬러 필름, 흑백 및 컬러 사진

(다) 플로피 디스크

MSS, TM, MESSR, VTIR, MSR의 각 데이터의 1 scene에서 임의의 한정된 지역을 추출하여, 플로피 디스크 (5.25")에 기록한 PC용의 디지털 데이터. 추출지역은 데이터의 종류에 따라 다름.

MSS (29km X 23km), TM (15km X 12km), MESSR (25km X 20km)

VTIR (400km X 950km), MSR (325km X 1 pass)

MSS : Multi Spectral Scanner -- Landsat 센서

TM : Thematic mapper

MESSR : 가시적외 방사계 ----- MOS-1, 1b 탑재 센서

VTIR : 가시열적외 방사계

MSR : 마이크로파 방사계

(2). NOAA, GMS 데이터

(가) 컴퓨터적합 테이프 (Computer Compatible Tape)

(나) 사진

NOAA 데이터

GMS 데이터

(다) Floppy disk

NOAA 데이터

마. 위성 원격탐사 데이터의 이용

(1) 넓은 지역을 조사할 경우

위성은 수백 km 고공에서 관측하기 때문에 넓은 범위의 화상을 얻을 수 있다

(2) 동일 장소를 같은 조건하에서 반복하여 조사할 경우

위성의 주기성을 이용 동일한 조건으로 관측한다.

(3) 종래의 방식으로 얻을 수 없는 정보

공간적으로 동시성이 높은 정보를 구할 수 있다.

결점 : 1. 극히 표층에 한한 전자파영역의 정보에 한한다.

2. 마이크로파영역 이외에서는 기상조건의 제약이 큼

3. 관측시기가 일정하여 기동성이 없다.

(4) 원격탐사에서의 기대

위성으로부터의 원격탐사에 의한 관측데이터로부터 얻을 수 있는 점

(가) 어느 정도로 형태가 상세히 보이는가 ----- 기하학적 분해능

위성에 탑재된 센서의 분해능에 의존한다. 단, 모든 경우에 지표의 이 크기의 물체가 식별가능한 것이 아님에 주의

MSS (80m) TM (30m) MESSR (50m) HRV (20 / 10m)

(나) 무엇이 어떤 형태인가 ----- spectral 특성 (파장특성)

물체는 각각 특유의 파장특성을 가지고 있으므로 이를 포착하는 센서에 의존한다. 아래의 센서가 개발되어 이들로부터 획득가능한 데이터로부터 다음과 같은 물체의 종류나 그때의 상태를 알 수 있다.

- 가시, 근적외 방사계 ----- 지표 (평야, 산악, 도시, 등)의 상태
- 열적외선방사계 ----- 해면, 지표 등의 표면 온도분포
- 마이크로파 방사계, 합성개구레이다 ----- 해면온도, 지표의凹凸, 경사
- 오존전량분광계 ----- 오존, 에어로졸, CO₂, CH₄, N₂O 등의 측정

(다) 어느 정도 변화를 알 수 있는가 ----- 관측주기

위성은, 일정한 주기로 동일 장소를 동일조건으로 관측가능하므로, 그 사이의 변화 상황을 포착하는데 유효하다. 대도시 주변의 도시화의 진척상황 등

(5) 이용 동향

(가) 전지구적 시점에서의 이용

오존층의 파괴, 지구온난화, 열대 우림의 격감, 등 지구환경은 세계적 과제로서 주목을 받고 있다. 이 지구환경문제를 해결하기 위해서는 지구를 1개의 별로서 포착하여, 전지구적 상황을 파악할 필요가 있다. 그 가장 유력한 수단 중의 하나로, 기대되고 있는 것이 인공위성으로부터 지구를 관측하는 것, 즉 우주로부터의 원격탐사이다. 열대 강우림의 감소나 사막화의 진척상황 등, 많은 지구환경 문제에 관한 정보가 인공위성의 관측에 따라 얻을 수 있다. 지구관측위성 데이터의 이용은 국제 지구우주년 (ISY), 지구관측위성위원회 카타로그 정보제공 시스템 (CEOS PID) 등에서 볼 수 있듯이 국제 협력 하에 진행되고 있으며, 이미 발사된 ERS-1, JERS-1을 시작으로, 금후 ADEOS, TRMM, 등 많은 위성이 발사될 계획으로 있어 위성으로부터의 지구관측은 점점 발전하여 충실히 진행되고 있다. 우주로부터의 글로벌한 지구관측의 몇 가지 예를 다음에 표시한다.

- 세계의 소맥수확량 예측조사
- 해면기복과 바다깊이
- 엘니뇨 현상에 의한 이상기후
- 아프리카 한발과 녹지 전선
- 사막화 방지를 위한 수문적 조사
- 거대하천 개발 프로젝트에 관한 조사

(나) 지역적 시점에서의 이용

우주로부터의 원격탐사에 의한 데이터의 분해능은 확실히 일반적 규모에서 본다면 너무 낮은 경우도 있지만, 대도시주변의 토지이용의 변화나 넓은 해수면의 온도 분포 등의 조사에서 볼 수 있듯이 위성으로부터의 관측이 가장 유리한 경우도 많이 있다. 원격탐사데이터의 이용은 연구단계를 거쳐 서서히 실용화 단계에 접어들고 있다. 이에 따라 국가나 지방 등의 행정기관에 있어서도 이 데이터의 행정적 이용에 대한 관심이 높아지고 있다. 단, 실제로 데이터를 행정 목적으로 사용하는 데는 다음의 문제점이 있다.

- ① 데이터해석의 정밀도 혹은 상세도가 행정 측의 요구를 만족시키지 않는다.
- ② 데이터 해석의 시기나 빈도에 관한 자유도가 적다.

③ 데이터 해석의 비용에 맞는 행정적 장점이 명확하지 않다.

①과③의 문제는 대개 관련된 위성 데이터의 실용화를 촉진하기 위해서는, 종래 방법에는 없는 위성데이터의 광역성, 반복성 등의 특징을 활용한 새로운 조사기법으로 이용방법을 탐구할 필요가 있다. ②의 문제는 대상지역을 기상 조건에 따라 유효 데이터의 공급이 보장되어있지 않은 점으로 실용화에 큰 문제점중의 하나이다. 그러나 이점에 대하여 Landsat-5호, MOS-1호/1b호, SPOT-1호, 2호, 3호에 추가하여 전천후 센서를 탑재한 ERS-1과 JERS-1의 관측데이터도 공급할 수 있게 되어, 유효한 데이터를 얻을 수 있는 확률이 높아졌고, 장차 미국의 Landsat-7호, 프랑스의 SPOT-4,5호 가 일본의 ADEOS (지구관측 플랫폼 기술위성) 등 다수의 지구관측위성이 발사될 예정으로 있다. 따라서, 위성에 의한 관측빈도와 유효한 데이터의 공급도 크게 개선될 것으로 기대된다. 또 비용의 감소에 관하여는 최근의 PC를 이용한 해석시스템의 활용을 도모하여 개선될 전망이다. 지금까지의 행정분야의 이용사례는 다음과 같다.

1) 토지이용

근년, 도시지역을 중심으로 토지이용이 급속히 진행되어 최근의 토지이용 데이터에 대한 수요는 높아졌으나, 종래의 방법으로는 정보의 수집, 갱신에 많은 노력, 시간을 요한다. 이를 위해 작업의 효율화가 요구되므로 원격탐사기술을 활용한 위성 데이터의 이용에 기대가 커지고 있다. 그러나, 위성 데이터로부터 토지이용상황을 파악할 때의 최대 문제점은 위성데이터의 파장적 정보와 현재 일반적인 개념으로서의 토지이용상황과는 반드시 1:1의 대응관계가 아니기 때문에 기존의 토지이용 데이터로부터 변화 패턴을 위성데이터를 이용하여 추출하고, 그 대응관계로부터 자동적인 처리와 판독을 병행하여 토지이용도를 갱신하는 방법이 실용적 방법으로써 개발되고있다.

가) 지리정보시스템 (GIS)와의 통합처리

GIS의 초기에 있어서는 기존의 지도와 국세조사 등의 조사, 통계 데이터만이 정

보원이었다. 최근, 사진측량과 원격탐사의 두 가지가 새롭게 추가되었다. 원격탐사 데이터의 통합처리의 이점은 다음과 같다.

- 원격탐사 데이터만으로 토지표면, 식생분류를 수행하는 것 보다 지리정보를 이용한 방법이 분류정도가 높게 된다.
- 원격탐사 데이터를 이용하여 지리데이터만으로는 얻을 수 없는 최신의 토지표면, 식생, 지표온도 등의 데이터를 이용가능하다.
- 원격탐사 화상을 배경으로 한 화상지도를 작성할 수 있다.

문제점은 양자의 해상도 또는 위치정밀도가 크게 다를 경우는 곤란하며 GIS의 데이터베이스에 원격탐사 데이터를 입력하는 경우 그 양이 많아지는 점이다.

2) 삼림조사

위성데이터를 이용하여 광역의 삼림의 감시가 실현됨에 따라 자연환경 보전 대책이란 면에서 유효한 정보를 제공할 수 있을 것으로 기대된다. 벌채지 추출조사에의 응용이나 활엽수의 바이오메스 부존량 조사, 소나무의 충해조사, 삼림의 임상(수종, 수고, 수령)의 해석 등에 각종 보조정보를 조합하여 유효한 방법의 연구개발을 진행 중에 있다.

3) 방재

방재에 관한 원격탐사 정보는 이상 자연 현상의 감시와 예보를 병행하여 재해 발생 상황을 파악 등에 이용된다. 지금까지의 집중호우, 홍수, 지진화산, 설해, 삼림화재 등의 자연 재해 발생 상황의 조사 및 복구, 회복 상황 조사에 원격탐사는 유효하게 이용된다. 또 재해 발생의 자연적, 인위적 환경조건과 재해 발생 위험도 예지, 예방에 관해 원격탐사의 이용에 관한 연구개발도 진행중이다.

4) 환경

환경에 관한 원격탐사 정보는 항만, 호수, 하천에 있어서 수질 오염의 감시와 육지의 자연환경의 변화, 식생군락 등의 보전 감시등에 이용된다. 녹지보전의 문제가 중시됨에 따라 전국적인 녹지조사의 필요성이 높아지고 있는데 위성 데이터의 과장

적 정보로부터 녹지의 분포를 추출하는데는 문제가 없으므로 각 방면에서 이용되고 있다. 또 수질 오염의 분포 상황조사도 많은 조사사례가 있으나 오염 물질의 정량적 파악조사에는 복잡한 해석이 필요하다.

5) 수산

인공위성으로부터 어군을 직접 발견하는 것은 현 단계에는 무리이다. 그러나 위성으로부터의 정보와 종래의 정보를 합쳐서 얻을 수 있는 광해역의 정보는 어장형성에 필요한 환경정보 (클로로필, 수온, 해상풍, 해류, 등)를 파악하는데 매우 효과적이다. NOAA-AVHRR 데이터를 이용한 해면수온 분포도를 이용, 해황 속보가 작성되어 발행되고 있다 (위성이용 수산 해양 정보, 위성이용 연안해황도). 또 CZCS 데이터로부터 클로로필의 농도 분포도가 작성되어 해양 생물 조사를 위해 사용된다.

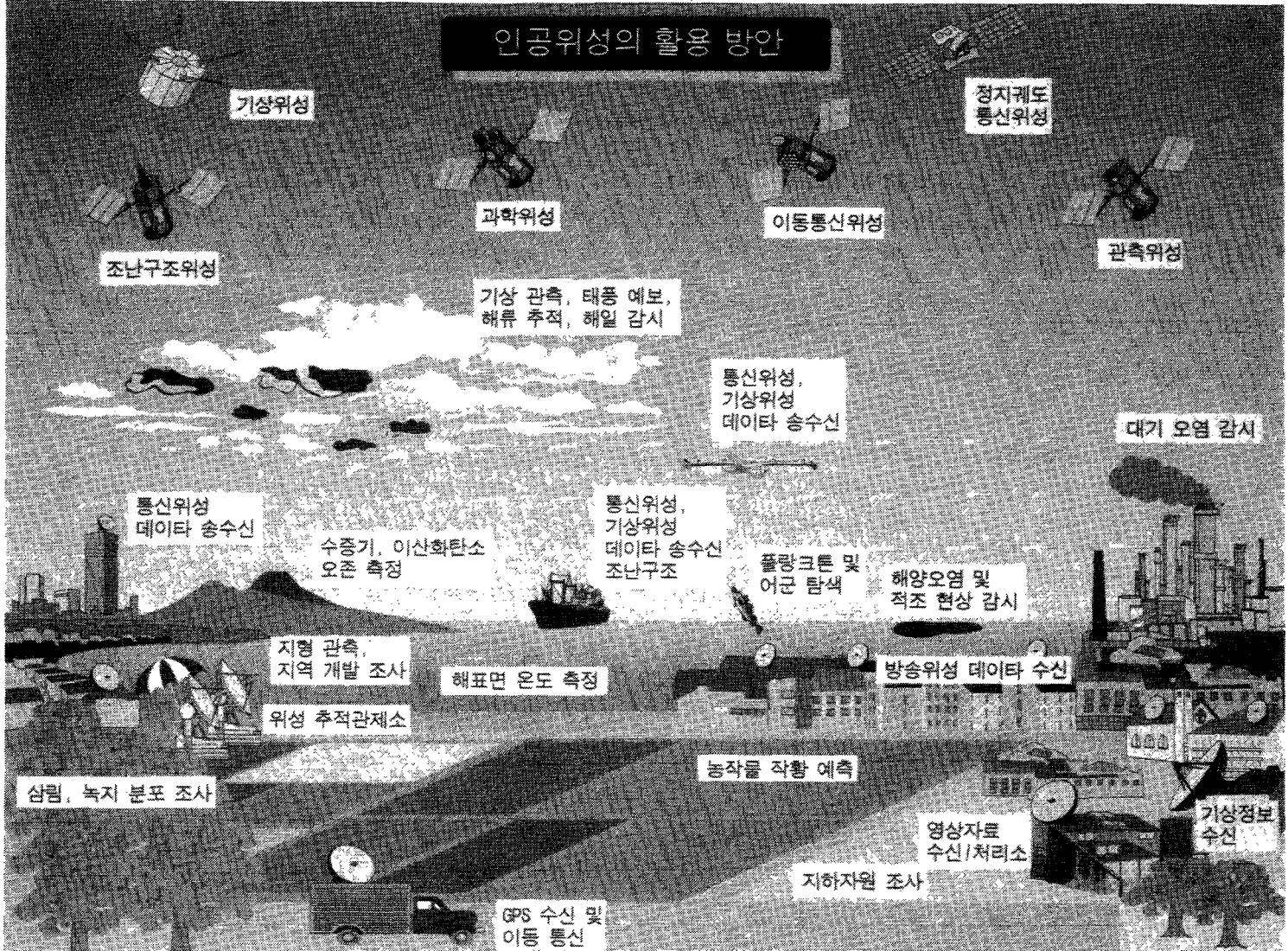
그림 1.6은 위성의 다양한 이용분야를 보여준다.

2. 지구관측위성

가. 지구관측위성 궤도의 특징

지구관측위성의 대부분은 고도 500 ~ 1000km의 지구 상공을 남극과 북극 부근을 연결하는 궤도로 주회하고 있다. 이 궤도는 정지위성과 달리 지구상의 모든 지점을 관측할 수 있는 특징 이외에 지구상의 동일 지점을 정기적으로(회귀성) 거의 같은 시각에 관측할 수 있으며, 위성의 궤도면은 태양 방향에 대해 항상 일정 각도를 갖도록 설정된다. 지구관측위성에서는 동일 지점에서의 시간의 변화에 따른 조사도 중요한 일이며, 동일 장소를 동일 시각에 또한 태양 광선이 동일한 방향이 되므로 이 궤도를 채용하고있다 (태양동기궤도).

인공위성의 활용 방안



나. 현재 운용중인 지구관측위성

현재 운용중인 지구관측위성은 미국의 Landsat-4,5, 프랑스의 SPOT-2,3, 유럽의 ERS-1,2, 일본의 MOS-1,1b, JERS-1 등이 있으며, 표 1.2에서와 같이 향후 여러 관측위성이 개발, 운용될 예정이다.

표 1.2 세계의 지구관측위성

	1990	1991	1992	1993	1994	1995	1996	1997	1998	1999	2000
미국		▲ NOAA-12 (AM) ▲ UARS	X NOAA-I (PM) ▲ TOPEX/POSEIDON	△ NOAA-J (AM)	□ NOAA-K (PM)		□ NOAA-L (AM)	□ NOAA-M (PM) ▲ TRMM	□ NOAA-N	△ EOS-AM1	□ EOS-PM
일본	▲ MOS-1b		▲ JERS-1		X LANDSAT-6	△ GMS-5	△ ADEOS	△ TRMM		□ ADEOS-II	□ ALOS
유럽(ESA)		▲ ERS-1				△ ERS-2			□ ENVISAT	□ METOP	
프랑스	▲ SPOT-2		▲ TOPEX/POSEIDON	▲ SPOT-3				□ GLOBSAT			□ SPOT-5
기타	▲ FY-1B	▲ IRS-1B	▲ INSAT-1IA	△ IRS-1C			△ IRS-1D △ RADARSAT				

▲ Operational △ Under development □ Planned X Failure

(1) MOS-1/MOS-1b

1987년 2월 및 1990년 2월에 발사된 일본 최초의 지구관측위성으로 가시적의 방사계 (MESSR), 가시열적의 방사계 (VTIR) 및 마이크로파 방사계 (MSR) 의 세 가지의 센서를 탑재하고 있으며 현재 세계 16 지상국에서 수신되고 있는 관측데이터는 일반에 널리 사용되고 있다. MESSR는 가시역, 근적외 각 2 밴드, 모두 4 밴드로 식생분포, 토지이용상황, 지질, 적설분포, 방재 등의 지표를 관측한다. VTIR은 가시역 1, 적외역 3 밴드로 해면 수온, 해류상황, 적조, 수질오염 상황 등을 관측한다. MSR은 지표로부터 방사되는 미약한 전파를 포착하는 전파센서로 바다 위나 대기중의 수증기량, 수량, 해수, 적설 등에 관한 정보를 취득한다.

표 1.3 MOS-1/1b 위성의 주요 제원

Shape	Box type with expanding type solar paddle (one wing) Body 1.26 × 1.48 × 2.4 (m) Solar paddle 2.0 × 5.28 (m)	
Weight	Approx. 740 kg (at life off)	
Attitude Control	Three-axis stabilized (controlled bias momentum)	
Mission Life	2 years	
Reliability	0.5 (after 2 years in orbit)	
Launch Vehicle	MOS-1: N-11 rocket, MOS-1b: H-1 rocket	
Launch Site	Tanegashima Space Center, Kagoshima	
Launch Date	MOS-1: 10:23 a.m. February 19, 1987, MOS-1b: early 1990	
Orbit	Type	Sun Synchronous Subrecurrent
	Altitude	Approx. 909 km
	Inclination	Approx. 99 deg.
	Period	Approx. 103 min.
	Recurrent Period	17 days (west-ward shift)
	Descending Node Time	10:00 - 11:00 a.m.

표 1.4 MOS-1/1b 위성의 탑재체 센서의 주요 사양

Measurement Equipment	Multispectral Electronic Self Scanning Radiometer (MESSR)	Visible and Thermal Infrared Radiometer (VTIR)	Microwave Scanning Radiometer (MSR)
Measurement objectives	Air, Sea	Clouds, Temperature of ocean surface	Sea surface, Water vapor, Snowfall
Scanning method	Electronic (using CCD)	Mechanical	Mechanical
Wavelength, Frequency	Two visible bands, Two near-Infrared bands	One visible band, Three thermal infrared bands	23 GHz band, 31 GHz band
Resolution	Approx. 50 m	Visible range: 900 km, Thermal infrared: 2,700 km	23 GHz band: Approx. 32 km, 31 GHz band: Approx. 23 km
Swath width area	Approx. 100 km (Approx. 200 km when both systems are operated)	Approx. 1,500 km	Approx. 320 km

표 1.5 Data collection system에 대한 트랜스폰더

Function	Relay of data from data collection platform
Method	Random access phased demodulator
Operating frequency band	400 MHz band (uplink) and 1.7 GHz band (downlink)

표 1.6 MESSR 센서의 파라미터

Items	Values	Remarks
Spectral region	0.51 - 0.59 μ m 0.61 - 0.69 μ m 0.72 - 0.80 μ m 0.80 - 1.10 μ m	
Swath width area	100 km	When two systems are on operation width is about 190 km due to its doubled parts.
Ground resolution	50 m	Instantaneous field of view (IFOV)
Radiometric resolution	39 dB	
Scanning system Detector Scan Period Quantization level S/N	Electronic scanning 2048elements CCD/band 7.6 ms \pm 1% 6 bits (64 level) 39 - 15 dB	
Data rate	8.78 Mbits/sec	
Transmission frequency Transmitting power Band width Manner of modulation	8.150 GHz or 8.350 GHz 4 W 12MHz max. (per wave) \times 2 MSK	Direct transmission To be transmitted along with VTIR image data.
Weight Power consumption	70.0 kg 89.8 W	

㊦ 1.7 VTIR (Visible Thermal Infrared Radiometer)

Items	Values	Remarks
Spectral region Swath width area Ground resolution Radiometric resolution	Visible band: 0.5 - 0.7 μm Thermal Infrared band: 6.0 - 7.0 μm 10.5 - 11.5 μm 11.5 - 12.5 μm About 1,500 km Visible band: 900 m Thermal Infrared band: 2,700 m (Albedo = 80%) Visible band: 55 dB Thermal Infrared band: 0.5 K	Instantaneous field of view (IFOV)
Scanning system Detector Scan Period Quantization level S/N NE Δ T	Mechanical scanning Visible band: Si-Pin diode Thermal Infrared band: Hg Cd Te 1/7.3 sec \pm 137 msec 8 bits (256 level) Visible band: > 55 dB (Albedo = 80%) Thermal Infrared band: < 0.5 K (at 300 K)	
Data rate	0.8 Mbits/sec	
Transmission frequency Transmitting power Band width Manner of modulation	8.150 GHz or 8.350 GHz 4 W 12MHz max.(/wave) \times 2 MSK	Direct transmission To be transmitted along with <u>Multispectral</u> <u>Electronic Self-Scanning</u> <u>Radiometer</u> image data.
Weight Power consumption	30.2 kg 46.1 W	

㊦ 1.8 MSR (Microwave Scanning Radiometer)

Items	Values	Remarks
Frequency(GHz)	A: 23.8 ± 0.2 GHz B: 31.4 ± 0.25 GHz	
Beam width	A: 1.89 ± 0.19° B: 1.31 ± 0.13°	
Integrating time(msec)	10 msec, 47 msec	A as well as B
Observation width	317 km	Instantaneous field of view (IFOV)
Surface resolution	A: 32 km B: 23 km	
Radiometric resolution (km)	1 K	A as well as B
Scanning system	Mechanical scanning system	Conical scanning
Antenna	Offset cassegrain	
Radiometer type	Dicke	A as well as B
Dynamic range	30 - 330 K	
Revolution Period	3.2 sec.	
Quantization level	10 bits (1024 level)	
Receiving sensitivity	< 1 K (at 300 K)	A as well as B
Data rate	2 kbits/sec	
Transmission frequency	2.220 GHz	Including R&RR telemetry Signals
Transmitting power	0.05 W	
Band width	3 MHz	
Manner of modulation	PSK	
Weight	54.0 kg	
Power consumption	48.6 W	

표 1.9 MOS-1, 1b 의 사용가능한 전자파

Band	Circuit	Frequency	Manner of Modulation	Required Band width	Data rate	Power (W)	Other Points
VHF	Satellite → Ground Station	136.112 MHz	PCM-PM Beacon	120 kHz 4 kHz	Real time : 1,024 bps Reproduction: 26,642 bps	1	Real time telemetry or reproduced tele- metry signals Beacon signals
	Ground Station → Satellite	148.27 MHz	PCM-FSK/AM-PM	50 kHz	128 bps	4,000	Command signals
S	Ground Station → Satellite	2,044.25 MHz	PCM-FSK/AM-PM TONE/AM-PM	2 MHz	128 bps	10,000	Command signals or/ and R&RR signals
	Satellite → Ground Station	2,220.0 MHz	TONE/AM-PM PCM-PM PCM-PSK-PM PCM-PSK-PM	3 MHz	- 1,024 bps 26,642 bps 2 kbps	0.05	Simultaneous transmission : (i) R&RR signal (ii) Real time tele- metry signal (iii) Reproduced telemetry signal (iv) MAR data
X	Satellite → Ground Station	8,150 MHz or 8,350 MHz	PCM-MSK	12 MHz × 2	8.78 Mbps	4	(i) MESS data(Para- llel transmission) (ii) MESSR or VTIR (iii) VTIR
UHF	Ground Station → Satellite	401.5 MHz	PCM-PSK or PCM-MSK	80 kHz	400 bps	4	Up link for DCST
S	Satellite → Ground Station	1,702.484 MHz	PCM-PSK-PM	1.5 MHz	400 bps	0.05	Down link for DCST

표 1.10 MOS 데이터의 지리적으로 보정된 정확도.

Sensor	Accuracy
MESSR	a) Without GCP level 2 : 150 pixels max., 7,500 m (rms) max. b) With GCP level 3 : 1 pixl max., 50 m (rmsrms) max. (Precision correction) With GCP level 4 : 0.5 pixl max., 25 m (Registration correction)
VTIR	a) Without GCP level 2 : 7 pixels max., (1 pixel is equal to 900 m)
MSR	a) Without GCP level 2 : 2 pixels max., (1 pixel is equal to 1 cell), 1 cell : 30 km(23 GHz), 20 km (31 GHz)

(2) JERS-1

1992년 2월에 발사된 일본의 세 번째 지구관측위성으로, 광학센서 이외에 새로이 개발된 고성능의 합성개구레이다 (SAR)를 탑재하고 있어 지구의 전역의 자원탐사를 주목적으로 국토조사, 농림어업, 환경보전, 방재, 연안감시 등의 관측을 수행할 목적으로 한 지구관측위성이다. 합성개구레이다 (SAR)는, L 밴드의 마이크로파를 조사 (照射)하여 그 반사파를 포착하여 지표면의 특성이나 기복, 경사 등을 관측하는 능동형 전파센서로 야간이나 우천 시에도 관측가능하다. 지상 분해능은 18m 이다. 광학 센서는 가시근적외 방사계 (VNIR)와 단파장적외 방사계 (SWIR)로 구성되며 지표면으로부터의 태양 반사광을 가시역에서 단파장 적외역까지 7 밴드로 나누어 관측한다. VNIR에서는 근적외역의 1 밴드가 위성 진행방향에서 15.3도 전방을 관측하고, 위성 직하점을 관측하고 있는 파장대와 조합하여 입체 관측이 가능하므로 지형의 관측에 유효하다. SWIR에는 Landsat TM에서 그 효용성이 실증된 단파적외역을 다시 세분화한 4 밴드를 가지고 있어 암석이나 광물 등의 식별에 위력을 발휘한다. 18m 의 지상 분해능인 고해상도의 정밀화상을 얻을 수 있다.

표 1.11 JERS-1의 주요 특성

Shape	Structure box type Approx. 1 m × 1.8 m × 3.1 m Synthetic aperture radar Approx. 12 m × 2.5 m Solar cell paddle Approx. 8 m × 3.4 m	
Weight	Approx. 1.4 t	
Attitude Control	Three-axis stabilized (zero momentum)	
Design Life	2 years	
Reliability	0.5 (after 2 years in orbit)	
Launch Vehicle	H-1 (2-stage)	
Launch Site	Tanegashima Space Center, Kagoshima	
Launch Date	Winter, 1992	
Orbit	Type	Sun Synchronous Subrecurrent orbit
	Altitude	Approx. 570 km
	Inclination	Approx. 98 deg.
	Period	Approx. 96 min.
	Recurrent Period	44 days
Local time at Descending node A.M. 10:30 - 11:00		

표 1.12 Mission subsystem의 주요 사양

Synthetic Aperture Radar (SAR)	Swath width Resolution Off nadir angle observation frequency	75 km 18 m × 18 m 35° 1,275 MHz
Optical Sensors (OPS)	Swath width Resolution Number of observation band	75 km 18 m × 24 m Visible near infrared band 3 Shortwave infrared band 4 Stereoscopic band 1
Mission Data Transmitter (MDT)	Carrier frequency Modulation method Electric power amplifier Antenna type	8 GHz band OPSK TWT Mirror-surface corrected-shape beam antenna
Mission Data Recorder (MDR)	Data recording rate Recording time Operating time	30 Mbps × 2 ch. 20 minutes 2,000 hours(maximum)

표 1.13 SAR (Synthetic Aperture Radar)

Items	Values	Remarks
Frequency	Central frequency: 1.275 MHz Spectral band width: 15 MHz	Transmission & reception of horizontal polarization nominal value Value centered on swath width 3 multi-looks
Polarization	H-H	
Off-nadir angle	35 degree	
Scanning width	75 km	
Ground resolution	18 m × 18 m	
Transmitting power	400 - 1,500 W	
Pulse width	35 + 0.5 μs 35 - 0.0 μs	
Pulse repetition frequency (PRF)	1,505.8 Hz 1,530.1 Hz 1,581.1 Hz 1,606.0 Hz	
Antenna gain	33.5 dB min.	Value centered on antenna beam
Noise equivalent	-20.5 dB min.	
Scanning coefficient S/A	14 dB min.	
Data rate	60 Mbps	30 Mbps × 2 ch.
Transmission frequencies	8.150 GHz or 8.350 GHz	X band
Transmitting power	20 W	
Band width of proprietary frequency	50 MHz/wavelength	
Modulation	Quadrature phase shift keying	
Weight	232 kg	
Power consumption	500.4 W	

㊦ 1.14 OPS (Optical Sensor)

Items	Values	Remarks
Spectral band	Visible Near Infrared Radiometer band (VNIR): 0.52 - 0.60 μm 0.63 - 0.69 μm 0.76 - 0.86 μm 0.78 - 0.86 μm Short Wavelength Infrared Radiometer band (SWIR): 1.60 - 1.71 μm 2.01 - 1.12 μm 2.13 - 2.25 μm 2.27 - 2.40 μm	3 bands + Stereoscopic band Four bands
Swath width	75 km	78km is in case of a stereo-scopic band 19.0m×25.1m
Ground resolution	18.3 m × 24.2 m	in case of a stereoscopic band
Scanning system Detector Image pick-up period Digitation S/N	Electric scanning 4,096 pixels Si CCD/band 4,096 pixels Pt Si shortkey CCD 3.46 msec 6 bits 36 - 10 dB	VNIR SWIR
Power data rate	60 Mbps	30 Mbps × 2 ch,
Transmitting frequencies Transmitting power Proprietary band width Modulation	8.150 GHz or 8.350 GHz 20 W 50 MHz/wave Quadrature phase shift keying	
Weight Power consumption	175 kg 309.1 W	

표 1.15 JERS-1 데이터의 지리적으로 보정된 정확도

Sensor	Accuracy
OPS	a) Without GCP: System calibration (level 2) : 2,000 m + α (rms) max. b) With GCP: Precision correction (level 3) : 18 m (rms) max. Registration correction (level 4) : 9 m (rms) max.
SAR	a) : $\pm 1,000$ m (rms) max. * Orbit adjustment and attitude accuracy system will guide satellites in case orbiting without GCP.

적절한 궤도에서 위성을 유지하기 위하여 위에서 언급한 정밀보정을 만족하는 필수조건은 다음과 같다.

	Rolling	Pitching	Yawing
Inclination stability	0.3°		
Attitude stability	0.003° /sec		
Attitude setting accuracy	0.11	0.16	0.12

(3) Landsat 5호

미국 NASA가 개발한 Landsat은 현재 운용중인 5호기까지 시리즈로 20년간의 운영 실적을 가지고 있으며, 그 관측 데이터는 세계 17 지상국에서 수신되어 널리 이용되고 있다. 5호기는 1984년 3월에 발사되어 이미 10년 이상을 운영중이다. 1993년 9월에 6호기가 발사되었으나, 궤도 진입에 실패하여 5호의 운영을 계속하고 있다. 일본 지구관측센터에서는 1979년 1월 2호기부터 수신을 시작한 이래 16년간 동 위성 시리즈의 데이터를 수신해오고 있다. Landsat 5호는 TM (Thematic Mapper) 와 MSS (Multi Spectral Scanner)를 탑재하고 있다. TM은 가시역에서 열적외역까지 7 밴드로 나누어 관측 가능한 다밴드 고분해능의 광학 센서로 세계 각국에서 널리 이용되고 있다. MSS 는 가시역에서 근적외역까지 4 파장대로 나누어 관측하는 광학 센서로 환경의 경년 변화의 파악 등에 이용되고 있다.

표 1.16 Landsat 4, 5 의 물리적 특성

Weight	2,000 kg (4,400 lbs)
Length	4 meters (14 ft)
Width	2 meters (7 ft)
High gain antenna	
Diameter	1.8 m (6 ft)
Mast height	3.7 m (12.5 ft)
Solar array	
Area	13.6 m ² (147.4 ft ²)
Power	2 kW

Source : Material distributed at Landsat-4 SYMPOSIUM, Tokyo, Japan - Nov.1982.

위성의 궤도 및 자세제어에 관한 정보는 표 1.17에 보인 바와 같다.

표 1.17 Landsat 4, 5 의 궤도 및 자세제어 정확도

Orbit	Circular, sunsynchronous
Altitude	705.3 km (Nominal)
Inclination	98.2 degrees
Repeat cycle	16 days
Orbits per cycle	233
Ground trace spacing at Equator	172.0 km
Sidelap at Equator	7.6 percent
Descending node time	9h30m to 10h00m (Local time)
Nodal period	98.88 minutes
Pointing accuracy	0.01 degree (1-sigma)

Source : GSFC "Landsat to Ground Station Interface Description (Rev.8)", June 1984.

표 1.18 센서의 물리적 특성 (Landsat-4, 5)

Items	Values	Remarks
Detectors	24	100
Operating power	75 W	300 W
Weight	65 kg	243 kg
Length	88 cm	203 kg
Width	41 cm	60 cm
Height	59 cm	100 cm
Scan mirror (Diameter)	33 cm	53 cm

Source : Material distributed at Landsat-4 SYMPOSIUM Tokyo, Japan - Nov. 1982.

표 1.19 MSS 센서의 파라미터 (Landsat-4/5)

Items	Values	Remarks
Width of observed area	185 km	
Ground resolution	80 m	
Wave length	0.5 μ m, 1.1 μ m	
Number of spectra	4	
Detector	Photo multiplier (1) Silicon photodiode (2)	(1) Band 1, 2 and 3 (2) Band 4
Spectral region		
Band 1	0.5 - 0.6 μ m	Solar-reflected:
Band 2	0.6 - 0.7 μ m	Band 1 and 2 are visual
Band 3	0.7 - 0.8 μ m	spectra.
Band 4	0.8 - 1.1 μ m	Band 3 and 4 are vary
Scan frequency	13.62 Hz \pm 0.01 %	near IR.

Source: GSFC "Landsat to Ground Station Interface Description (Rev. 8)", June 1984.

표 1.20 TM 센서의 파라미터 (Landsat-4, 5)

Items	Values	Remarks
Width of observed area	185 km	
Ground resolution	30 m	
Wave length	0.45 μ m - 2.35 μ m	
Number of spectra	7	
Detector, 2)	Silicon detectors (Band 1, 2, 3, 4) Cooled detectors (Band 5, 6, 7) Silicon photodiode (2)	
Spectral range		(Principle application)
Band 1	0.45 - 0.52 μ m	- Coastal water mapping - Soil/vegetation differentiation - Deciduous/coniferous differentiation
Band 2	0.52 - 0.60 μ m	- Green reflectance by healthy vegetation
Band 3	0.63 - 0.69 μ m	- Chlorophyll absorption for plant species differentiation
Band 4	0.76 - 0.90 μ m	- Biomass surveys - Water body Delineation
Band 5	1.55 - 1.75 μ m	- Vegetation moisture measurement
Band 6	10.4 - 12.5 μ m	- Plant heat stress measurement
Band 7	2.08 - 2.35 μ m	- Other thermal mapping - Hydrothermal mapping
Scan frequency	13.99 Hz	Nominal
Scan period	71.462 ms	Nominal

Source: 1) GSFC "Landsat to Ground Station Interface Description (Rev. 8)", June 1984.

2) Landsat 4 Data Users Handbook, 1984

표 1.21 LANDSAT 의 통신 시스템.

Frequency Band		Data/ Signals	Frequency	Power	Band Width	Modulation	Data Rate	Remarks
Wide Band	S	MSS	2,265.5 MHz	10 W	20 MHz	PCM-PM	15.06 Mbps	L → GND
	X	MSS	8.215 Hz	44 W	170 MHz	Mode 1 : UQPSK (Ich:PN/Qch:MSS) Mode 2 : BPSK (I : TM / Q : TM) Mode 3 : UQPSK (I:TM / Q:MSS)	15.06 Mbps	L → GND
		TM					84.9 Mbps	L → GND
	Ku	MSS	15 GHz	22 W			15.06 Mbps	L → TDRS
		TM					84.9 Mbps	L → TDRS
TDRS Tracking Signal		13.75 GHz						
Narrow Band	S(omni)	Command				2,000 bps (GND) 1,000 bps (TDRS) 125 bps (TDRS)		GND, TDRS → L
		Telemetry	2,287.5 MHz	5 W	3 MHz	PCM-PSK-PM	8 kbps	L → GND, TDRS Subcarrier : 1.024 MHz
	S(High gain)	Command				2,000 bps (GND) 1,000 bps (TDRS) 135 bps (TDRS)		GND, TDRS → L
		Telemetry	2,287.5 MHz	5 W	3 MHz	PCM-PSK-PM	8 kbps	L → GND, TDRS Subcarrier : 1.024 MHz
GPS	L		1,575.42 MHz 1,226.6 MHz					NDS L

L : LANDSAT , GND : Ground , NDS : Navigation Data Satellite

(4) SPOT 2, 3호

프랑스 국립우주연구소 (CNES)가 개발하여 1호기는 1986년 2월에, 2호기는 1990년 2월에, 3호기는 1993년 9월에 발사되어 세계 13 개소에서 수신되고 있다.

표 1.22 SPOT 의 주요 특성

Items	Values	Remarks
Altitude	822.145 km	Over equator
Inclination	101.4 minutes	
Orbit	98.723 degrees	
Recurrent period	Sun synchronous subcurrent orbit	
Revolutions per day	26 days	369 revolutions
Descending node time	14 + 5 / 26 days	
Retention of ground orbit	10h30m ± 15 minutes	
Attitude control system	108.6 km	Over equator
Payload instruments (Sensors)	± 5 km max.	Over equator
On board with band tape recorder	Three-axis control system	Controllable within ± 0.15
Communication link	HRV 2 sets	High resolution visible
Weight	Recording time : 60 min.	2 sets
	2,205.93 MHz	Telemetry
	8,253 MHz	Image data + Telemetry
	1,750 kg	

표 1.23 HRV (High Resolution Visible)

Items	Values	Remarks
Wavelength band	0.50 - 0.59 μm	Visible band (Green - Yellow)
	0.61 - 0.68 μm	
	0.79 - 0.89 μm	Visible band (Orange - Red)
	0.51 - 0.73 μm	
Angle of sight	4.13°	Near infrared band
Swath width	60 km (directed right beneath)	Panchromatic mode
Resolution	20 m	Swath width by 2 HRV sets, 117 km
	10 m	Visible panchromatic mode
Type of sensor	Push broom scanner	
20 m line scan time	3 msec	
Encoding(Coding)	8 bit	Multi-spectral mode
	8 bit	Panchromatic mode
Diameter of Light collecting lense	330 mm	
Angle of mirror	± 27°	Every 0.6°
Time of mirror angle adjustment	Within 15 sec.	Off-nadir angle 0° → 27°
Data transmitting rate	24.6862 Mbps × 2	
Transmitting frequency band	8,253 MHz	Differential QPSK
Transmitting power	20 W	

(5) ERS-1

1991년 7월, ESA(European Space Agency)는 환경감시를 위하여 유럽 최초의 원격탐사위성(ERS-1)을 발사했다. ERS-1은 구름과 일광조건에 관계없이 측정 및 영상자료를 획득하기 위하여 진보된 초고주파 기술을 사용한다. 그러한 기술들은 1978년의 Seasat mission과 우주 왕복선에 대한 간단한 실험에만 사용되었다. 같은 시기의 위성 시스템과 비교해보면, ERS-1은 바다의 상태, 바다 표면에서의 바람, 대양의 순환 그리고 바다와 얼음의 레벨뿐만 아니라 모든 기후에 대한 대양과 얼음 및 대륙의 영상 등을 포함하여 특정 파라미터를 측정한다는 점에서 유일하다. 이 위성은 또한 어떠한 위성 시스템보다 우수한 정확도로 바다의 표면온도를 측정한다. 이 위성을 이용할 경우, 전과는 비교할 수 없을 만큼의 많은 데이터가 극지방과 남부대양과 같은 먼 지역으로부터 수집될 것이다.

표 1.24 SAR 의 주요 기술적 특성 (Image mode)

Items	Values	Remarks
Frequency	5.3 GHz	C band
Spectral band width	15.55 MHz	
Polarization	V-V	
Incidence angle	23° at Swath	
Scanning width	99 km	
Spatial resolution	30 m × 30 m	
Radiometric resolution	2.5 dB at - 18 dB	
Data rate	< 105 Mbps	

표 1.25 ERS-1 의 주요 특성

Items	Values	Remarks
Altitude	777 km	Nominally Orbit : For ice observation For AMI image mode For ocean observation 3 days recurrence In case of 35 days recurrence : Controllable within $\pm 0.15^\circ$ SAR : Image mode Wave mode Scatterometer : Wind mode Consisted of ATSR and Microwave Sounder.
Period	100.465 minutes	
Inclination of orbit	98.52°	
Orbit	Sun synchronous	
Recurrent period	subcurrent	
	3 days	
	35 days	
	176 days	
Revolution per day	14 + 1/3 revolution	
	14 + 11/35 revolution	
	14 + 57/176 revolution	
Descending node time	10:30 \pm 1 minute	
Retention of ground Orbit	80.0 km	
Attitude control	\pm 5 km max.	
Mission Instruments (Sensors)	Three-axis control system AMI(Active Microwave Instrument) R.A(Radar Altimeter) ATSR/M (Along-Track Scanning Radiometry/ Microwave Sounder) PRARE (Precise Range and Range Rate Equipment) LRR(Laser Retroreflector)	
Communication link	2 GHz band: HK data Image data, telemetry data	
Launch vehicle	Ariane 4 rocket	
Launch date	July 17, 1991	
Satellite weight	About 2.4 t	
Operational life	2 - 3 years	

표 1.26 Wind Scatterometer 의 주요 기술적 특성

Items	Values	Remarks
Frequency	5.3 GHz	C band Fore/arf beams mid beam
Polarization	V-V	
Incidence angle	25° - 59° 18° - 47°	
Swath width	500 km	
Spatial resolution	50 km	
Grid intervals	25 km	
Wind direction area/accuracy	0 - 360° \pm 20	
Wind velocity area/accuracy	4 - 24 m/s / 2 m/s or 10 %	

☒ 1.27 RA (Radar Altimeter)

Items	Values	Remarks
Frequency	13.8 GHz (Ku-band)	
Band width		
- Ocean surface mode	330 MHz	
- Ice mode	82.5 MHz	
Beam width	1.3°	
Altitude area/accuracy	745 - 825 km / 10 cm	
Wave area/accuracy	1 - 20 m/ 0.5 m or 10 %	
Back scattering coefficient	0.7 dB rms	
Radiometric resolution		

☒ 1.28 ATSR/M (Along-Track Scanning Radiometer/Microwave Sounder)

Items	Values	Remarks
ATSR :		
Swath width	500 km	
Wave length	1.6, 3.7, 11 and 12 μ m	
Spatial resolution	1 km \times 1 km	
Radiometric resolution	0.1 K	
Accuracy	50 km square with 80 % cloud cover	
Microwave Sounder :		
Channel	23.8 GHz and 36.5 GHz	
Instantaneous field of view	20 km	
Accuracy	2 cm	

3. 이동 통신

최근 전세계를 대상으로 이동전화 등의 통신 서비스를 목표로 저궤도 위성을 이용한 위성 이동전화 서비스 사업이 적극 추진 중에 있다. 지구 3만km 상공의 궤도에 떠있는 정지궤도 위성과 달리 저궤도 위성은 지구로부터 수백 km 내지 1만 km까지의 저궤도에 떠있는 위성이다. 저궤도 이동통신 위성이 주로 제안되고 있는 이유는 위성과 이동국간의 전파손실이 적어 저 송신전력이 요구되고, 전파지연 시간이 적어 음성 전송에 유리하며 고양각을 기대할 수 있고, 멀티패스, 강우감쇠, 전파손실이 적으며 발사 비용이 저렴하다는 장점이 있기 때문이다. 반면, 도플러 주파수 편이의 보상이 필요하고 위성과 기지국, 이동국에 추적을 위한 안테나가 필요하며, 지속적인 서비스를 위해서는 복수의 위성이 필요하고 위성교체를 위한 제어기능이 필요하다는 단점도 있다. 이러한 저궤도 이동통신 위성은 사용 주파수 대역에 따라 1GHz 이하인 Little LEO 와 Big LEO 계획으로 구분되며 표 1.29와 표 1.30은 현재 계획 또는 추진중인 시스템을 나타낸다.

표 1.29 Little LEO 시스템의 주요 내역

위성 시스템명	위성 시스템 개요	비 고
ORBCOMM (Orbital Communications)	· 고도 785km의 궤도에 26기의 위성을 발사. 차후 34기로 확장예정. 양방향 데이터 통신과 위치정보 서비스 제공 · 총투자액 : 1억 3,100만달러	· '90년 2월 : Orbital Science사에서 제안 · '92년 2월 : FCC에 면허 신청 · '92년 9월 : FCC로부터 실험면허 획득 · '93년 10월 : 2기의 위성 발사 · '94년 : 미국에 간헐적 서비스 실시
STARSYS (Starsys)	· 고도 1,300km 상에 총 24기의 위성을 발사하여 양방향 데이터 통신, 위치 정보 서비스 · 총투자액 : 2억달러	· '90년 5월 : FCC에 면허신청 · '92년4월 : 실험면허 획득
VITASAT (VITA)	· 고도 970km 상에 소형위성 2기를 발사하여 개발도상국의 의료 및 교육용으로 이용	· '93년1월 : FCC로부터 개발자 우선권 획득 · 현재 Healthsat-1, 및 2 운영중
LEOSAT (Leosat)	· 고도 970km 상의 3개의 궤도에 소형 위성 18기를 발사하여 양방향 데이터 통신 서비스를 제공	· '92년4월 : FCC가 신청을 기각함 · 재신청을 추진중
TAOS (CNES)	· 고도 1,200km에 5기의 위성을 발사	· '92년 8월 : 기술개발용으로 S80/T를 발사 · '94년 : 1호기 발사 · '95년 : 서비스 개시
GONETS-1 (Smallsat)	· 고도 755km상의 6개의 궤도에 총 36기의 위성을 발사하여 디지털 데이터 통신을 제공 · 총투자액 : 3억달러	· '92년 7월 : 실험위성 2기 발사 · '95년: 서비스 개시
LEOCOM (ITALSPAZIO)	· 고도 780km의 4개의 극궤도에 32기의 위성을 발사하여 저속의 양방향 데이터 통신, 위치 정보 서비스를 제공	· '90년 : 검토 시작 · 현재 연구개발이 이루어지고 있으나 일정은 미발표

표 1.30 Big LEO 시스템의 주요 내역

위성 시스템명 (사업주명)	위성 시스템 개요	비 고
IRRIDIUM (Motorola, Iridium)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 780km 상의 6개의 극궤도에 각 11기씩 66기의 위성을 발사하여 전세계적 이동통신망 구축 총투자액 : 33억 7,000만달러 	<ul style="list-style-type: none"> '90년 6월 : Motorola 사에서 처음 제안됨 '91년 6월 : Iridium사 설립 '92년 8월 : FCC로부터 실험위성 제조 승인됨 '96년 : 제 1호기 발사 '98년 : 상용서비스 개시
ODYSSEY (TRW)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 10,370km 상에 궤도경사각 52도인 3개의 원궤도에 각 4기씩 총 12기의 위성을 발사하여 세계 주요 9개 지역을 커버하는 이동통신망 구축 총투자액 : 13억5,000만달러 	<ul style="list-style-type: none"> '91년 5월 : FCC에 면허신청 '94년 : 위성제조 개시 '96년 : 위성 발사 '97년 : 서비스 개시
GLOBALSTAR (LQSS)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 1,387km 상에 궤도 경사각 52도인 8개 원궤도에 각 6기씩 총 48기의 위성을 발사하여 전세계적 이동통신망 구축 총투자액 : 14억달러 	<ul style="list-style-type: none"> '91년5월 : FCC에 신청 '96년 : 위성제조 개시 '97-'98년 : 위성 발사 '98년 : 위성 서비스 개시
Constellation (Constellation Communications)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 1,000km 상의 4개의 극궤도에 각 10개씩 총 40기의 위성을 발사하여 전세계적 이동통신망 구축 총투자액 : 5억달러 	<ul style="list-style-type: none"> '91년6월 : FCC에 신청 '98년 : 서비스 개시예정
ELLIPSO (Ellipsat corp.)	<ul style="list-style-type: none"> 최고고도 2,903km의 타원궤도에 18기의 위성, 적도상공에 6기의 위성 등 총 24기의 위성으로 구성 총투자액 : 3억5,000만달러 	<ul style="list-style-type: none"> '90년 11월 : ELLIPSO-I 제안 '91년 6월 : ELLIPSO-II 제안 '97년 : 서비스 개시
MAGSS-14 (ESA ESTEC)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 10,354km상에 궤도경사각이 56도인 7개 궤도에 총 14기의 위성을 발사하여 전세계적 이동통신망 구축 	<ul style="list-style-type: none"> '현재 연구개발중
GONETS-2 (Smallsat)	<ul style="list-style-type: none"> GONET-I에 전화 서비스 기능을 추가 	<ul style="list-style-type: none"> '97년 : 서비스 개시
Project-21 (Inmarsat)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 10,355km에 12기의 위성을 발사하여 Inmarsat-P 통신망 구축 총투자액 : 25억달러 	<ul style="list-style-type: none"> '91년 9월 : 발표 '93년 8월 : GEO, ICO, LEO중 LEO가 배제됨 '94년 5월 : ICO를 채택 '98년-2000년 : 서비스 개시 예정
TELEDESIC (Teledesic)	<ul style="list-style-type: none"> 고도 약 700km의 21개의 궤도에 총 840기의 위성을 발사하여 전세계적 위성 통신망을 구축 총투자액 : 90억달러 	<ul style="list-style-type: none"> '93년 1월 : Callings Communications사가 처음 제안 '94년 3월 : FCC에 면허 신청 2000년 : 서비스 개시 예정

제 2 장 국내외 지상국 현황

제 2 장 국내외 지상국 현황

해외의 저궤도 위성용 지상국은 주로 지구 자원 탐사 및 기상위성 지상국이 주를 이루고 있으며 근래에는 1장에서 언급한 바와 같이 많은 저궤도 이동통신용 위성 개발 계획이 추진됨에 따라 지상국의 설치 필요성이 증대되고 있다. 본 연구에서는 주로 지구자원 탐사위성의 지상국을 중심으로 국내외 지상국 현황을 살펴보았다.

지구 자연자원의 관측을 위해 주요 우주산업 선진국뿐 아니라 많은 개발 도상국에서 지구자원탐사위성에서 관측한 지구의 물리환경 데이터를 자국의 이익에 활용하기 위하여 지상에 자료 수신소를 설치, 운영하고 있다. 현재 운영하고있는 주요 관측위성은 아래 표 2.1과 같으며 자국내 또는 외국에 관제국과 수신국을 운영하고 있다.

표 2.1 세계의 주요 관측위성과 지상국 보유국.

국가 항목	보유위성	위성 임무(해상도)	보유/운영 기관	지상국
프랑스	SPOT-2, 3	원격탐사(10m/20m)	CNES	관제국/수신국
미국	LANDSAT-5	원격탐사(30m/80m)	EOSAT	관제국/수신국
유럽	ERS-1,2	원격탐사(30m)	ESA	관제국/수신국
일본	JERS-1	원격탐사(18m)	지구관측센터	관제국/수신국

표 2.2 세계 각국의 수신국 운영 현황.

번호	국가	SPOT 수신	LANDSAT 수신	ERS-1,2 수신
1	프랑스	○	○	○
2	스웨덴	○	○	○
3	카나다	○	○	○
4	인도	○	○	○
5	스페인	○	○	
6	브라질	○	○	○
7	태국	○	○	○
8	일본	○	○	○
9	파키스탄	○	○	
10	남아프리카 공화국	○	○	
11	사우디아라비아	○	○	
12	호주	○	○	○
13	이스라엘	○		
14	중국	○	○	
15	에쿠아도르	○	○	○
16	이태리		○	○
17	아르헨티나		○	
18	자이레		○	
19	이란		○	
20	인도네시아		○	○
21	미국		○	○
22	대만	○	○	○
	합계	16개소	21개소	13개소

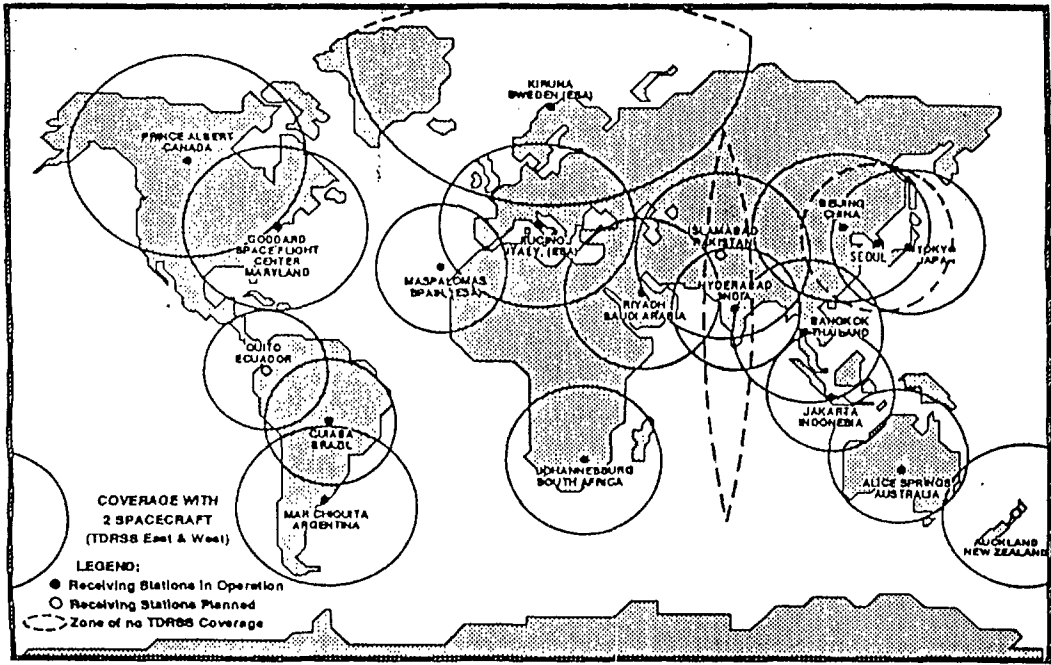


그림 2.1 Landsat 위성 수신국 분포도

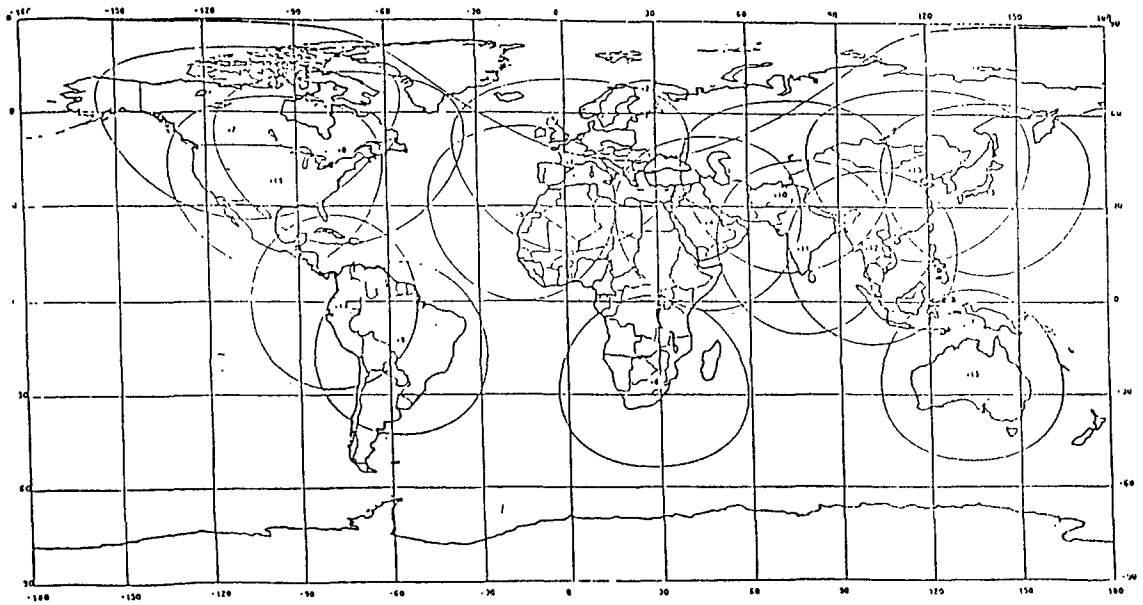


그림 2.2 SPOT 위성 수신국 분포도

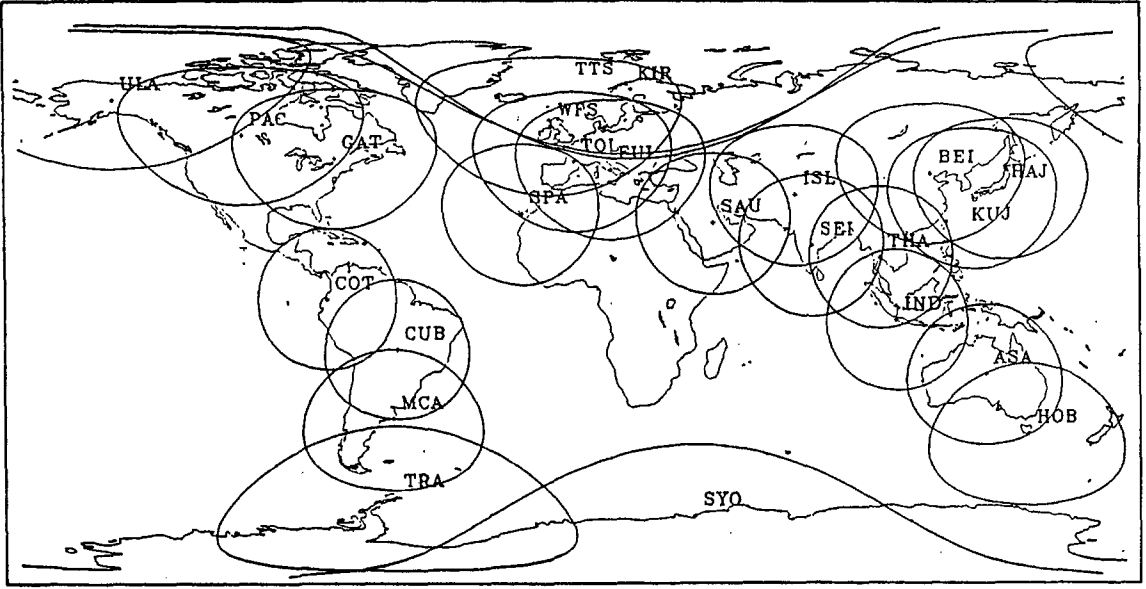


그림 2.3 ERS 위성 수신국 분포도

국내의 경우 정지궤도위성인 무궁화 방송통신위성의 관제소가 용인과 대덕연구 단지에 설치중에 있고 NOAA, GMS-4 기상위성으로부터 기상자료를 수신하는 기상위성 수신소가 기상청을 비롯한 여러기관에 설치되어 운영중에 있으며 우리별 -1,2호를 위한 지상국이 한국과학기술원 인공위성연구센터에 설치되어 운영중이다. 지구관측위성으로부터 관측자료를 수신하기 위한 수신국의 경우, 전파연구소에 10m 안테나가 설치되어 있으며 수신시설의 설치가 진행중에 있으며 인공위성연구센터는 수신된 데이터를 처리하는 자료처리시스템을 설치중에 있는 등, 외국에 비해 초기 단계에 있다고 할 수 있다. 현재 국내에서 운영중이거나 계획중인 주요 지상국은 표 2.3과 같다.

표 2.3 국내의 주요 지상국.

지상국	우리별위성 지상국	기상위성 수신국	무궁화위성 관제소	다목적위성 지상국
운용기관	과학기술원 인공위성센터	기상청 등	한국통신	항공우주(연)
사용위성	· 우리별 1,2호 · 아마추어위성	일본 GMS 기상위성 미국 NOAA 위성	무궁화 통신위성	다목적 실용위성
기술적 내용	· 우리별 1,2호 관제 · 아마추어 주파수 대역(VHF/UHF) 사용 · 저속 통신	· GMS 정지궤도 기상 위성 수신국의 경우 기상자료를 1GHz 주파수로 30분 마다 수신 처리 · NOAA 저궤도 기상 위성의 경우 VHF 또는 S-대역	· 지구 정지궤도 통신 방송 위성인 무궁화 위성 관제 · 12/14GHz 주파수 사용 · 제한된 안테나 추적	· 추진중 · 다목적 실용위성 을 2.2GHz 주파수 로 관제 · 관측 영상 자료는 8.3GHz 주파수로 고속 수신

제 1 절 국내 지상국 시설

1. 무궁화위성 관제소

1995년 7월에 발사될 무궁화호 위성관제소는 용인에 건설된 부지 45,600평, 건평 1,860평 규모의 주관제소와 대덕연구단지에 설치된 부관제소로 구성된다. 이 위성 관제소는 1995년 7월 발사되어 동경 116도 적도 상공 35,800 km에서 통신, 방송 서비스를 제공하게 될 무궁화 위성이 궤도를 이탈하지 않고 정상적으로 작동할 수 있도록 위성의 위치제어는 물론 위성을 추적, 감시하는 역할을 수행한다. 또한 0.05도 이내의 정밀도를 유지해야하는 위성의 자세제어와 함께 인접국간의 전파간섭 방지를 위한 안테나 빔의 방향조정, 위성에 탑재된 중계기 (통신용 12기, 방송용 3기)의 송신 출력 및 동작을 지상에서 원격제어하는 기능을 담당하고 있다.

그림 2.4는 무궁화 위성 관제소의 구성을 나타내며 시설별 기능은 표 2.4와 같다. 지상 관제시스템의 블록도는 그림 2.5와 같으며 원격측정명령국 (TT&C)의 시스템 규격은 다음과 같다.

○ 주파수 : Ku 대역 (11.0 - 14.0 GHz)

명령 암호화

○ 원격측정명령국 : 주관제소 - 용인, 6m 제한 추적안테나 2기

부관제소 - 대덕연구단지, 11m 전방위 추적안테나,

6m 제한 추적안테나

안테나 시스템, 컴퓨터, RF, baseband 서브시스템 자동

추적 시스템으로 구성

○ 위성제어센터 : 컴퓨터, 디스플레이, 기록장치, 접속 서브시스템으로 구성

○ 망제어센터 : 컴퓨터, 통신 감시 시스템, 궤도상 시험, 접속장치, 단말장치

위성관제소 구성도

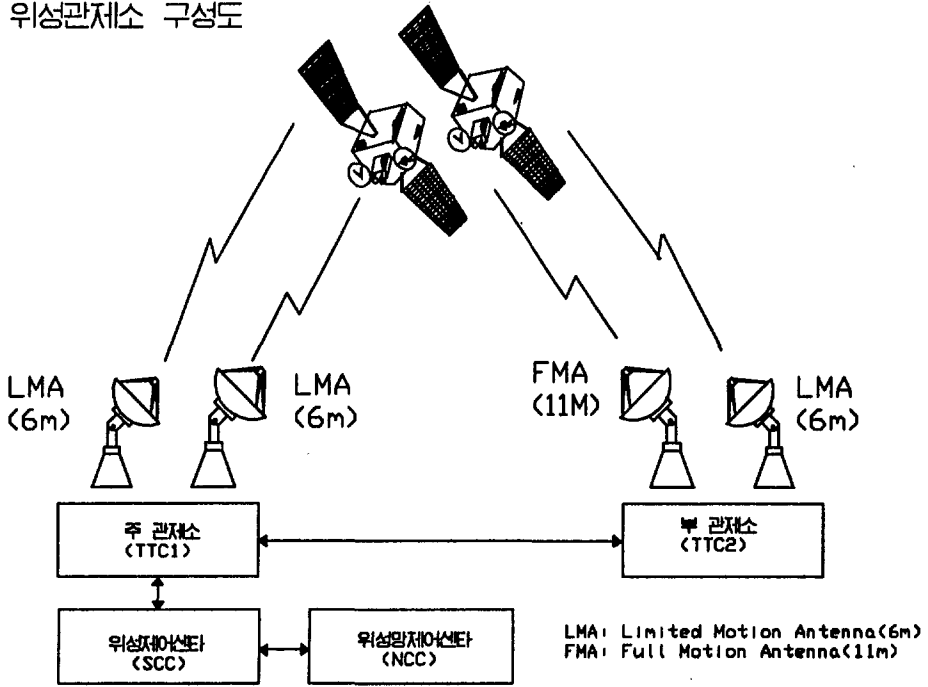


그림 2.4 무궁화 위성관제소의 구성

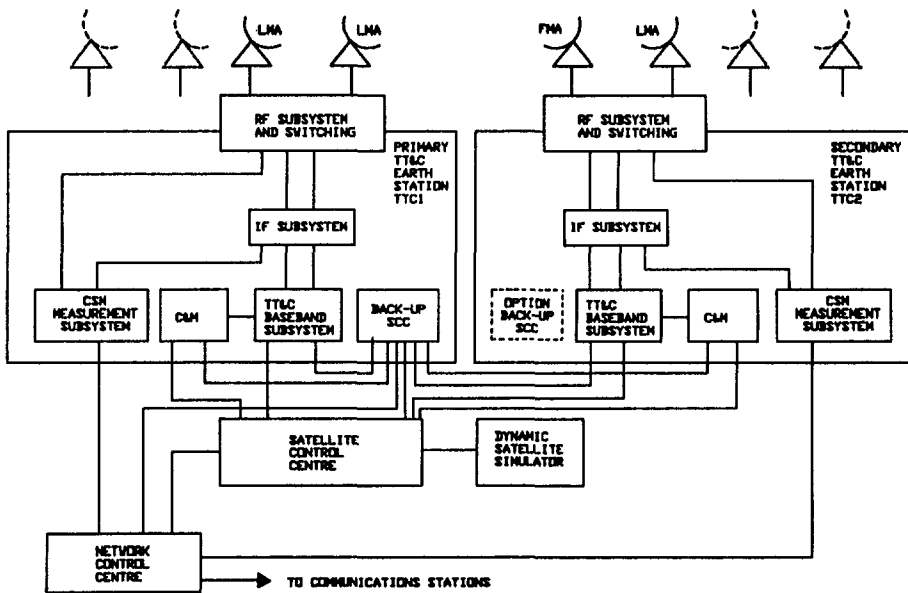


그림 2.5 무궁화 위성 관제시스템 블럭도

표 2.4 무궁화 위성 관제소 시설별 기능.

시 설	기 능
주 관제소 (TTC1)	<ul style="list-style-type: none"> - 위성으로부터 위성의 상태, 자세, 성능에 대한 telemetry 신호를 수신 - 위성을 추적하기 위한 tracking 신호를 송수신 - 위성을 제어하기 위한 command 신호를 위성으로 송신
부 관제소 (TTC2)	<ul style="list-style-type: none"> - 주 관제소 고장시 보조 (backup) 기능 수행
위성 제어센터 (SCC)	<ul style="list-style-type: none"> - 주 관제소로 부터 telemetry 및 tracking 신호를 수신하고 분석 - 위성을 제어하기 위한 command 신호를 관제소 (TT&C)로 송신
위성망 제어센터	<ul style="list-style-type: none"> - 위성 통신망 트래픽 측정 및 예측 - 위성 중계기 주파수 계획 - 위성 통신망 성능에 관한 데이터 관리 및 계획

2. 우리별 지상국

우리별 지상국은 1990년 8월 한국과학기술원 인공위성연구센터에 설치되어 우리별-1,2호의 관제를 비롯하여 영국의 UoSAT-3, UoSAT-5 위성과 통신하는 기능을 수행한다. 우리별 지상국은 위성의 제어 및 감시를 수행하는 관제국 기능과 우리별-1,2호의 탑재체 (CCD 카메라, 과학 탑재체)로부터의 데이터를 수신하여 처리하는 수신국의 기능을 모두 가진다. 그리고 우리별-1,2호의 아마추어 위성 통신 서비스를 이용하기 위해서는 간단한 지상국 장치 및 통신 소프트웨어만 갖추면 위성과 통신할 수 있어 전세계의 아마추어 위성통신 애호가들이 우리별-1,2호와 통신하고 있으며 남극의 세종과학기지에도 설치되어 기지 대원들이 본국과의 서신교환에 이용하고 있다.

가. 시스템 개요

(1) 주요 기능

- 위성 추적 기능
- 원격측정 데이터의 수신, 처리, 저장 기능
- 위성과의 명령 기능
- 위성의 통신 기능

(2) 주요 제원

- 통신 대상 위성 : 우리별-1,2호, UoSAT 계열 위성, 등
- 송신 주파수 : 145 MHz
- 수신 주파수 : 435 MHz
- 변조방식 : FSK, AFSK
- 전송 속도 : 9600bps, 1200bps
- 통신 프로토콜 : AX.25

(3) 주요 구성 장비

- PC (Personal Computer)
- 패킷통신처리기 (Terminal Node Controller)
- 모뎀 (modem)
- 송수신기 (transceiver)
- 안테나 (Cross Yagi, Helical)
- 증폭기 (HPA)
- 편파 선택기 (Polarizer)
- 안테나 구동 장치 (rotator & controller)

나. 지상국 시스템 구성

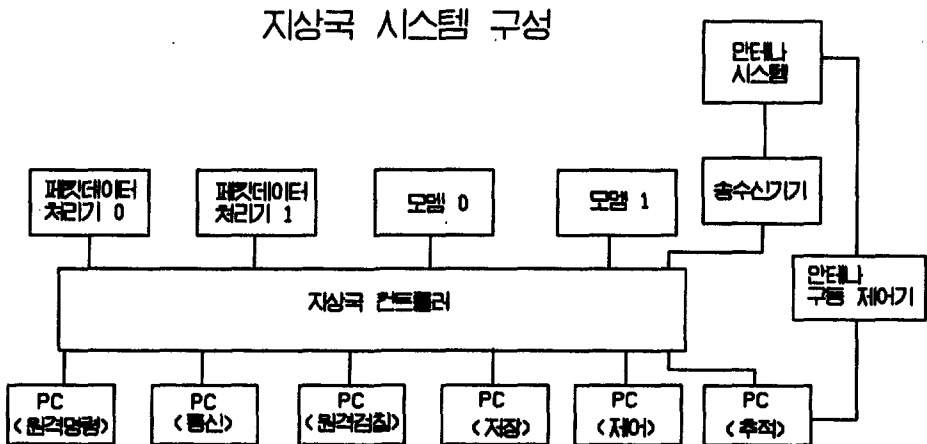


그림 2.6 우리별 지상국 구성

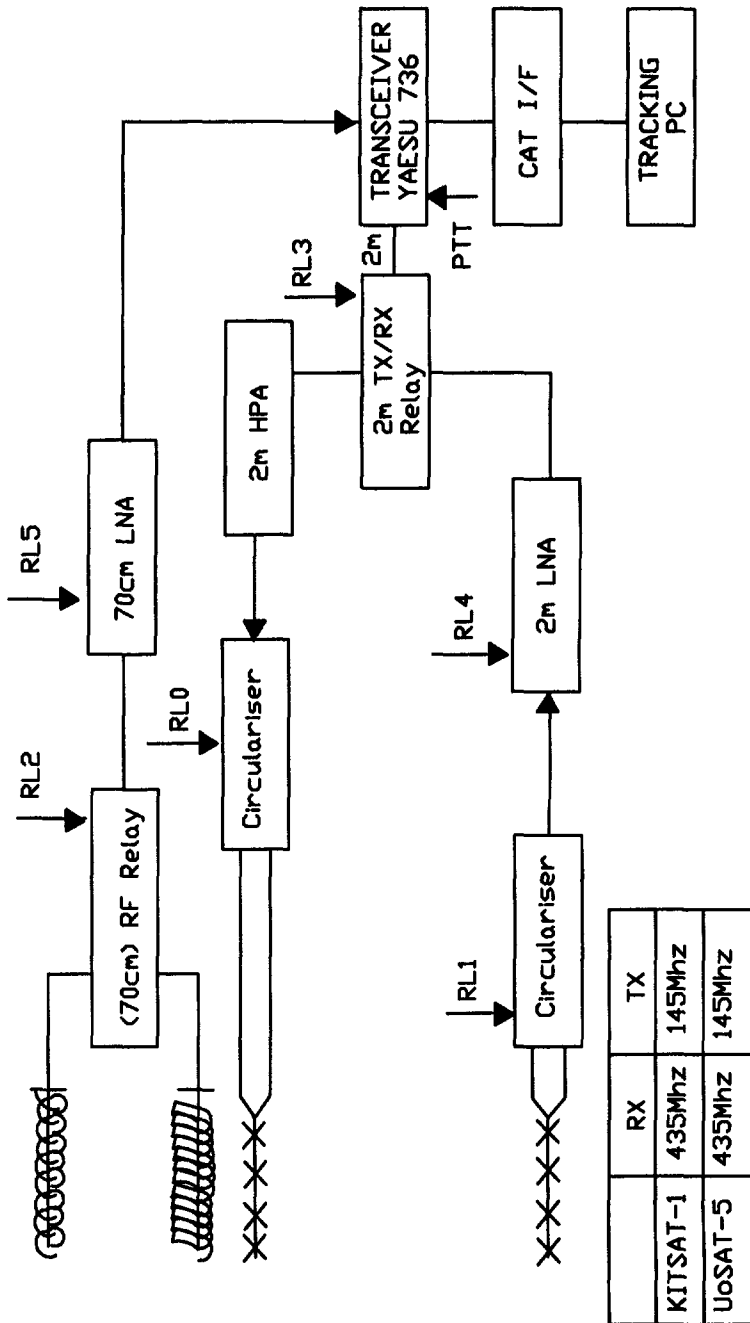


그림 2.7 우리별 지상국 안테나 시스템

다. 지상국 운영

(1) 위성의 추적

- 우리별-1,2호, UoSAT, 전세계 아마추어 위성
- 궤도요소 계산에 의한 프로그램 추적 방식

(2) 원격측정 데이터의 수신, 처리 및 분석

- 우리별-1,2호, UoSAT-5의 telemetry 데이터 및 탑재체 데이터

(3) 위성과의 통신

- 추적 및 전송통신 방식에 의한 상대 지상국과의 정보교환

(4) 위성의 관제

- 우리별-1,2호 위성의 원격 제어
 - 위성체 각 부분의 전원 스위치 ON/OFF, RESET
 - 자세 제어
 - 실험 탑재물 운용 (지구사진, 우리말 방송, 우주 방사선 측정)
 - 위성 탑재 프로그램 bootloading

라. 지상국 소프트웨어 구성 및 기능

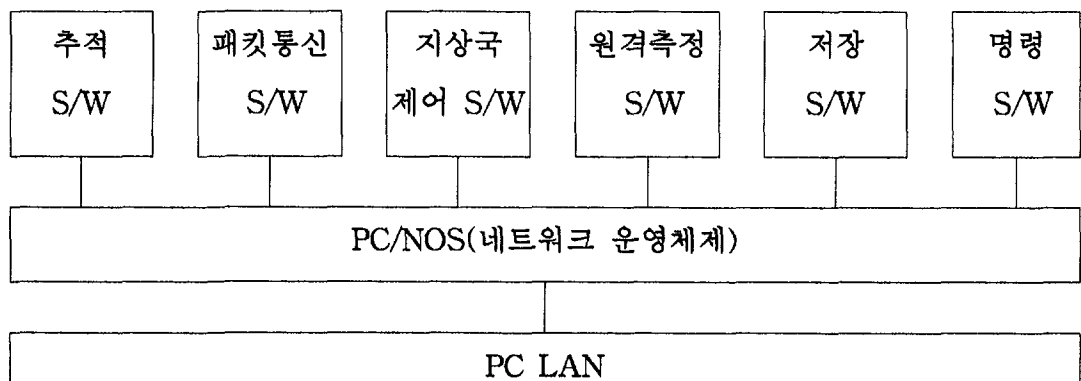


그림 2.8 우리별 지상국 소프트웨어 구성

(1) PC LAN

- 지상국 PC들을 연결하는 Local Area Network

(2) PC/NOS (네트워크 운영체제)

- 지상국을 구성하는 컴퓨터들을 연결하여 노드간의 통신, 자원 공유 기능을 지원하며, 지상국 소프트웨어의 기본 토대가 됨

(3) 지상국 제어 소프트웨어

- 지상국 제어장치 (groundstation controller)의 제어를 담당한다. 병렬 접속 포트를 통하여 RF uplink/downlink의 선택, 디지털 데이터 경로의 선택과 같은 지상국의 자동 설정 (configuration)을 행한다.

(4) 추적 소프트웨어

- 궤도요소 데이터 (Keplerian orbit elements)에 기초하여 위성이 지나가는 경로를 동시에 8개의 위성까지 계산함.
- 안테나 지향 제어
- 송수신기의 송수신 주파수 제어 (Doppler Shift)
- 지상국 제어 정보의 타 노드 전송

(5) 패킷 통신 소프트웨어

- 위성과의 패킷통신을 수행
- 축적 및 전송 통신방식에 의한 상대 지상국과의 정보교환을 위해 위성과의 데이터 송수신
- 문자, 음성, 화상정보, 컴퓨터 프로그램, 등

(6) 원격측정 소프트웨어

- 위성에서 수신되는 telemetry 데이터를 실시간으로 처리하여 화면에 표시하고 화일에 저장 (우리별-1,2호, UoSAT-5)

(7) 자료 저장 소프트웨어

- 위성에서 수신된 raw 데이터의 표시 및 광디스크 장치에의 저장

(8) 명령 소프트웨어

- 위성을 원격제어하는 명령 송신 소프트웨어 (암호화된 명령 패킷)
- 위성의 자세제어
- 실험 탑재체 운용 (지구사진촬영, 우리말 방송, 우주방사선 측정)
- 위성 탑재 소프트웨어 uploading (주컴퓨터, 탑재체 컴퓨터)

제 2 절 해외 지상국 시설

1. 일본의 추적 관제 시스템

위성의 실제 임무가 발사 후부터 시작되듯이 지상 추적 관제 시스템도 위성발사 후부터 임무가 시작되어 궤도를 측정, 감시하고, 자세제어를 수행하여 위성체가 정상적으로 동작할 수 있도록 한다.

NASDA 추적 관제 시스템은 NASDA의 모든 위성에 대한 추적 및 제어임무를 수행하며 ISAS에서 발사한 위성을 지원한다. 또한 NASA, CNES, ESA등의 해외 기관과의 상호 협정에 따라 해외 위성의 추적 및 관제업무에 대한 지원도 제공하고 있다. 1986년과 1990년에 발사된 프랑스의 SPOT위성에 대한 추적을 지원한 경우를 그 예로 들 수 있다.

NASDA는 그림 2.9와 같이 일본 중앙 및 남부지역에 광범위한 관제 시설망을 갖추고 있다. 쯔꾸바 우주센터의 추적관제센터를 중심으로 마쓰다, 가쯔우라 및 오카나와의 추적 및 데이터 수신소 (Tracking and Data Acquisition Stations)의 연결망이 그 중심축을 이루고 있다.

가. 쯔꾸바 우주센터의 추적 및 관제 센터

일본 NASDA의 추적 관제 시스템의 핵심부로 위성의 발사 및 운영에 필수적인 광범위한 활동을 책임지고 있다.

(1) 위성 추적

일본 각 지역에 있는 추적 및 데이터 수신소에서 수신한 위성 데이터를 전달받아 센터의 중앙처리 컴퓨터로 처리, 분석하여 위성의 현재궤도를 결정하고 예측한다.

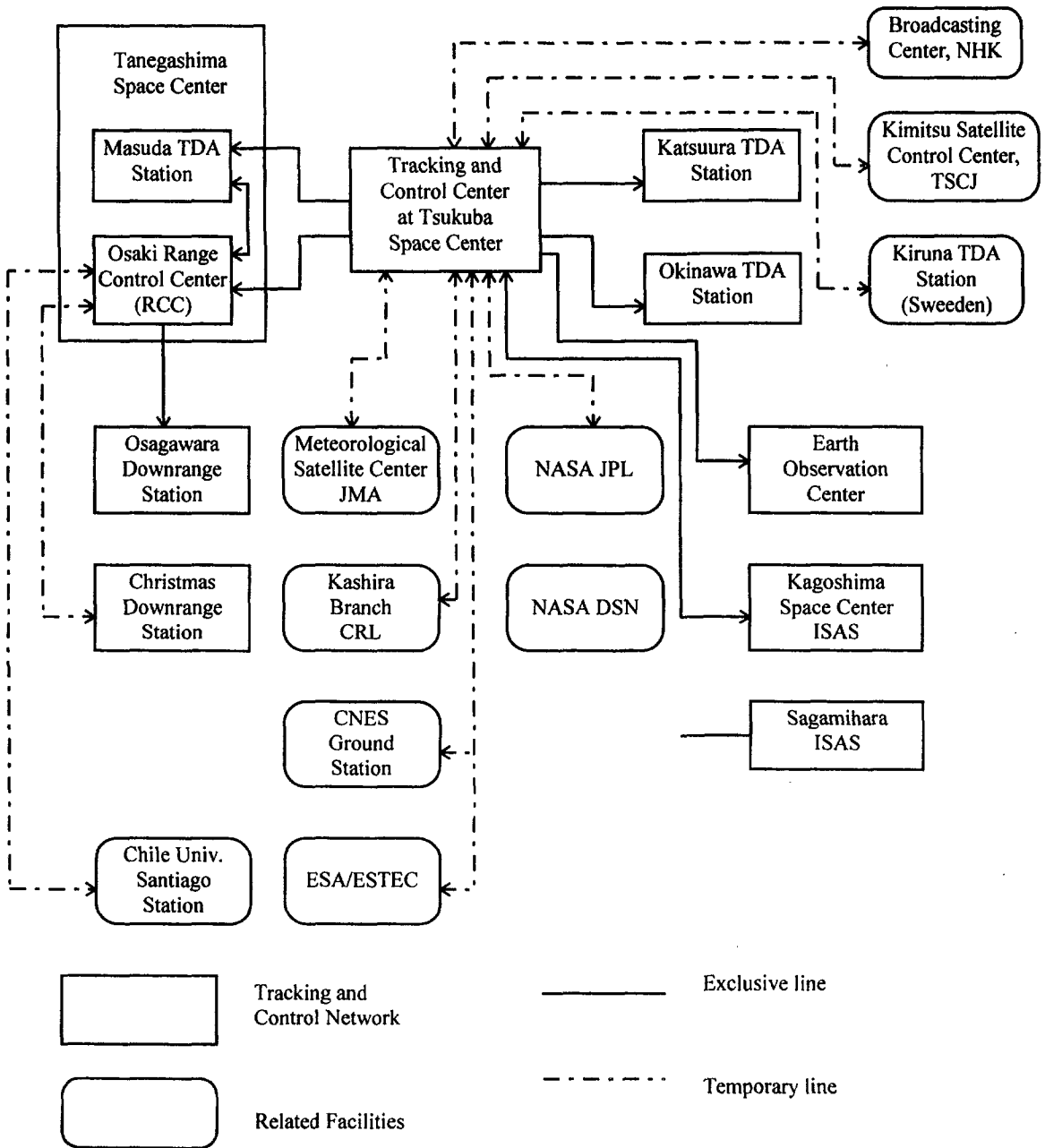


그림 2.9 일본의 추적 관제망

(2) 위성 관제

위성추적 관제소에서 수신된 원격측정데이터를 전송 받아 센터의 컴퓨터로 처리하여 위성의 운영 상태를 실시간 감시하고 데이터 분석을 통해 궤도상의 성능 및 기능을 평가한다. 센터는 또한 위성의 궤도 및 자세제어를 위한 제어 및 명령 계획을 작성한다.

(3) 망운영

NASDA의 추적 및 데이터 수신소 및 관련기관들을 관할하여 추적 관제 임무를 조정한다.

(4) 연구 개발

추적 관제 시스템 및 관련 컴퓨터 프로그램을 개발하고 이에 필요한 궤도역학 및 통신 기술에 대한 연구를 수행하고 감독한다.

나. 발사체 추적소

위성을 탑재한 발사체가 성공적으로 발사되어 다네가시마 우주센터의 추적 범위를 벗어나면 오가사와라 및 크리스카스 섬에 있는 NASDA산하의 발사체 궤도 추적소 (downrange station)에서 발사체의 비행궤적 및 운영 상황을 추적한다.

(1) 오가사와라 추적소

NASDA의 오가사와라 추적소는 동경 남쪽 약 1000km 지점에 위치한 오가사와라 섬에 위치하고 있으며 1975년부터 운영되고 있다. 주로 발사체의 궤적을 감시하는 역할을 하며 고성능 레이더 측정기와 원격측정 데이터 수신장치 및 원격 명령 송신 장치를 보유하고 있다. 또한 NASDA의 다네가시마 우주센터의 오사끼 명령국으로부터 비행안전운영에 관한 지시를 수신한다.

(2) 크리스마스 섬 추적소

태평양 중앙에 위치한 크리스마스섬(Kiribati 공화국)에 있는 이 추적소는 1997년

에 완공되었으며 정지궤도위성 발사, 발사체 비행궤도 확인, 발사 후 발사체로부터의 원격측정데이터 수신, 위성의 발사체 분리 확인 등의 기능을 수행한다.

(3) 마스다 추적 및 데이터 수신소 (Tracking and Data Acquisition Station)

NASDA의 다네가시마 우주센터의 주시설로부터 18km 북쪽에 위치한 이 추적소는 위성 추적 및 데이터 수신뿐만 아니라 쓰쿠바 우주센터의 추적관제센터로 보낼 명령 프로그램을 준비하는 임무를 수행한다. NASDA 전문가에 의해 이 명령이 분석된후 마스다 추적소로 보내어져 발사체로 보내게 된다.

(4) 가즈우라 추적 및 데이터 수신소

일본 보소반도의 남단에 위치한 이 시설은 1968년에 설치되어 위성의 추적과 관제 임무를 수행하고있다. 도플러 추적 장치 (Dopler and Range-and-range rate tracking) 및 원격측정데이터 수신장치, 명령송신장치를 보유하고 있다.

(5) 오키나와 추적 및 데이터 수신소

NASDA의 추적 및 데이터 수신소 중 가장 남쪽에 위치한 이 추적 및 데이터 수신소는 1969년에 운영을 시작하였으며 향상된 추적 및 수신 장비를 보유하고 있다.

다. 다네가시마 우주센터

NASDA의 최대 복합시설로 큐수 남쪽 115km 지점의 다네가시마 섬에 위치하고 있으며 860만 평방미터의 부지에 발사전, 카운트다운, 발사 후 추적 작업에 중심역할을 수행한다. 이 시설은 소형 발사체를 위한 다께사끼 추적소와 대형 발사체를 위한 오사끼 추적소, 마스다 추적 및 데이터 수신소, 노기 레이다국, 우쯔가오카 레이다국, 액체 및 고체연료 로켓 엔진의 시험 발사 시설을 포함하고 있다.

(1) 오사끼 추적소

가) H-I 로켓 발사 시설

1986년부터 H-I 로켓의 발사에 이용되었으며, 1개의 발사대, 2개의 보조시설, 이동형 타워, 연료저장소, 발전시설 등으로 이루어져 있다.

나) 오사끼 추적 제어 센터

이 시설은 다네가시마와 발사체 추적소의 발사전 작업을 위한 신경중추 역할을 수행하며 range control, 지상 안전, 컴퓨터, 통신, 광학 장치, 기상측정 장치 등을 이용 발사체의 이륙에서 추적까지 모든 작업에 대한 초단위의 정확한 정보를 제공한다.

다) 오사끼 블록 하우스 (Block House)

발사대로부터 120m 떨어진 곳에 위치한 이 콘크리트 방벽에 엔지니어들이 들어가 발사과정에서 감시와 점검, 최종적인 명령을 내린다. 지상의 발사 제어실과 지하의 원격측정실로 구성된다.

라) 1단 및 2단 발사체 조립동

두개의 빌딩으로 구성된 이 시설은 H-I 로켓의 발사전 여행의 최종단계 중의 하나로 1단 및 2단의 최종 점검이 수행되는 곳이다. 발사체의 자이로, 유도 및 타 탑재장치의 최종 조정 및 시험도 이곳에서 이루어진다.

마) 3단 및 위성체 조립동

3단 로켓 모터와 위성체의 조립, 발사체에 실기 전 점검 및 조정을 수행한다.

바) 액체연료 엔진 정적 발사 시험 시설

H-I 발사체의 1단에 사용되는 액체연료 엔진의 정적 발사 시험을 수행한다.

사) 고체 연료 모터 시험동

보조추진장치 (strap-on booster), 3단 로켓 모터 및 폭약절단장치 (Pyrotechnic equipment)의 시험, 점검 및 조정을 수행한다.

아) 회전 시험동

3단 고체연료 로켓 엔진과 회전 테이블 및 위성 분리부의 조립 및 조정을 수행한다.

자) 파괴방지 시험설비

발사와 관련된 비행중의 비상사태를 방지하기 위하여 베타트론 X-선 (betatron X-ray) 장치로 3단 고체 로켓과 위성의 원지점 모터 (apogee motor)의 검사를 수행한다.

차) 위성 시험 및 조립동

위성체를 발사체에 탑재하기 전 고도의 클린룸에서 최종 기능, 성능검사를 수행하는 곳으로 발사체에 탑재된 후에도 위성을 점검하기 위한 무선 시설을 갖추고 있다.

카) 광학 추적소

발사 후 발사체를 감시하고 측정하여 이 자료를 오사끼 추적제어센터로 보낸다. 수동 및 자동 측정기 (cinetheodolite system)를 보유하고 있다.

타) 나카노야마 원격측정국 (Telemetry Station)

발사 후 발사체의 매초 단위의 가속도, 압력, 온도 등의 원격측정 데이터를 수신하여 감시하며 이를 오사끼 추적제어센터에 보내어 비행안전 평가에 사용하도록 한다.

(2) 요시노부 발사장

NASDA의 H-II 발사장으로 1992년 완공되었으며 발사체 개발에 필요한 발사, 진동 및 기타 시험시설을 보유하고 있다. 주 건물로는 발사체의 제작, 조립, 점검을

위한 발사체 조립동, 발사체의 이동 및 발사를 위한 이동 발사대, 발사 전 최종 점검과 연료의 저장 공급 및 지원 시설로 구성된 서비스 타워, 발사 작업을 조정하고 명령을 내리는 발사 제어동이 있다.

가) 요시노부 LE-7 엔진 정적 발사 시험 시설

H-II 발사체의 1단 로켓 엔진인 LE-7의 시험을 수행하며, 일본 최대의 액체 수소 처리 시설을 보유한다. 실제와 같은 최대 320초간의 발사 시험이 가능하다.

(3) 다께사끼 추적소

1969년부터 1990년까지 NASDA의 LS-C, JCR, TT-500, TR-I 및 기타 소형 실험 로켓의 발사장으로 이용되었으며 현재는 대형의 TR-IA를 위한 발사장으로 이용된다. H-II SRB 정적 발사 시험 시설과 우주 전시관 및 발사 전망대가 있다.

2. 일본 지구관측센터

일본의 지구관측센터는 일본의 해양관측위성 1호(MOS-1)와 미국의 지구관측위성 Landsat 및 프랑스의 지구관측위성 SPOT 의 지구관측 데이터를 수신하는 지상국이다. 수신 처리된 자료는 농림업, 토지이용, 수자원, 방재, 어업, 환경보전 등 광범위한 분야에 중요한 자료로 활용하고 있다. 향후 지구관측 플랫폼 기술위성(ADEOS)과 열대강우관측위성 (TRMM) 등의 위성 자료를 위한 시설도 준비중에 있다. 수신 시스템은 Landsat/SPOT 위성 수신 시설과 MOS/ERS/JERS 위성 수신 시설로 크게 나누어지며 동시에 운용이 가능하다. 위성으로부터의 관측 데이터는 이 시스템에 의해 수신되어 각각의 센서별로 HDDT에 기록되며 Quick Look의 구름 분포량과 데이터 품질에 대한 주석과 함께 분류되어 목록이 작성된다. 처리 시스템은 Landsat/SPOT, MOS 및 ERS/JERS 세 부분으로 나누어진다. 각 센서로부터의 관측데이터는 HDDT로부터 재생되어 각각의 센서 알고리즘에 따라 처리되어 자기적합테이프 (CCT) 또는 광 디스크 (OD)에 저장된다. 또한 사진 처리, 검사 및 평가, 보유, 참조 시스템이 설치되어 있다. 그림 2.10은 JERS-1 및 ERS-1 수신국의 구성을 나타내며 그림 2.11은 일본 지구관측센터의 시설을 보여준다.

가. 수신국 시스템 주요 제원

(1) Landsat / SPOT 용 안테나

직경 10m, 카세그레인 형태, X-Y mount (Y over X, X-axis east and west)
reflection tolerance : 0.5 mm (rms)

동작 각도 범위 : X-축 $\pm 90^\circ$, Y-축 $\pm 86^\circ$

위치 : X-축을 중심에 위치 (동경 $139^\circ 21' 4.788''$, 북위 $36^\circ 0' 1.089''$)

(2) MOS/ERS/JERS 용 안테나

직경 10m, 카세그레인 형태, X-Y mount (Y over X, X-axis east and west)
reflection tolerance : 0.5 mm (rms)

동작 각도 범위 : X-축 $\pm 90^\circ$, Y-축 $\pm 86^\circ$

위치 : X-축을 중심에 위치 (동경 139° 21' 7.139" , 북위 36° 0' 2.279")

(3) 안테나 추적 시스템

single horn, mono-pulse type using multimode detector

(4) 주파수 범위

2,200 - 2,300 MHz (S-대역)

8,025 - 8,400 MHz (X-대역)

(5) 이득 (Gain)

44.4 dB 이상 (2,250 MHz에서 급전부 손실 포함)

55.0 dB 이상 (8,212.5 MHz에서 급전부 손실 포함)

(6) Side-lobe level $G(\theta)$:

$G(\theta) = 32 - 25 \log_{10} \theta$, dBi ($3^\circ \leq \theta \leq 48^\circ$)

Where -10dBi

θ : Angle from the main beam direction (-14dB for the first side-lobe relative to the main beam)

(7) Polarization :

R.H.C. and L.H.C. (스위치에 의해 선택, Axial ratio : 1.5 dB 이하)

(8) VSWR (for sum signal) :

1.5 이하 (S, X-대역 모두 LNA 입력단)

(9) Total noise

120 K (S-대역), 200 K (X-대역) : 맑은 날씨, 위성 양각 5°

(10) 수신기 IF 대역폭

30 MHz \pm 1 MHz (RBW and MSS)

5 MHz \pm 1 MHz (USB telemetry)

155 MHz 이상 (TM)

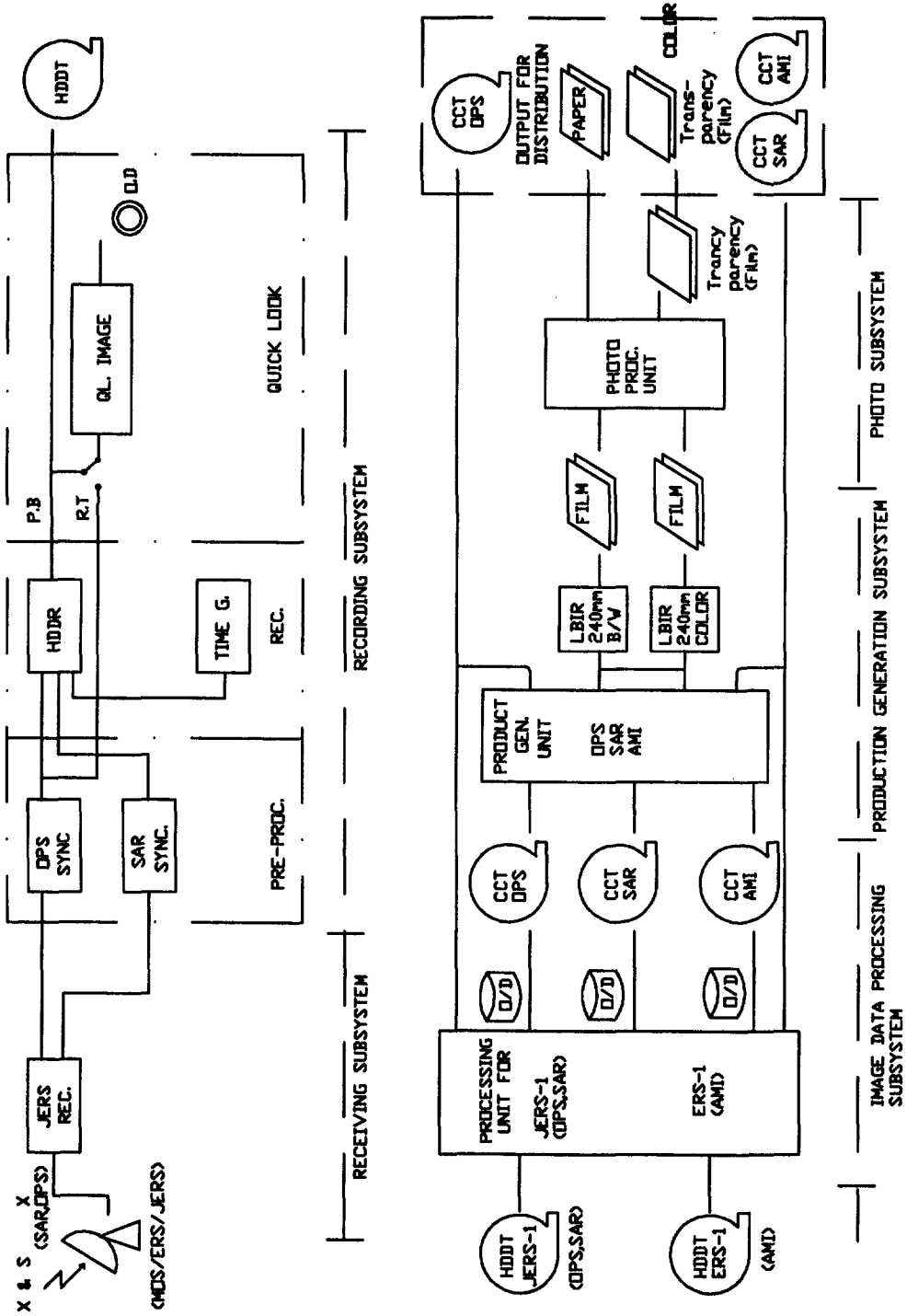
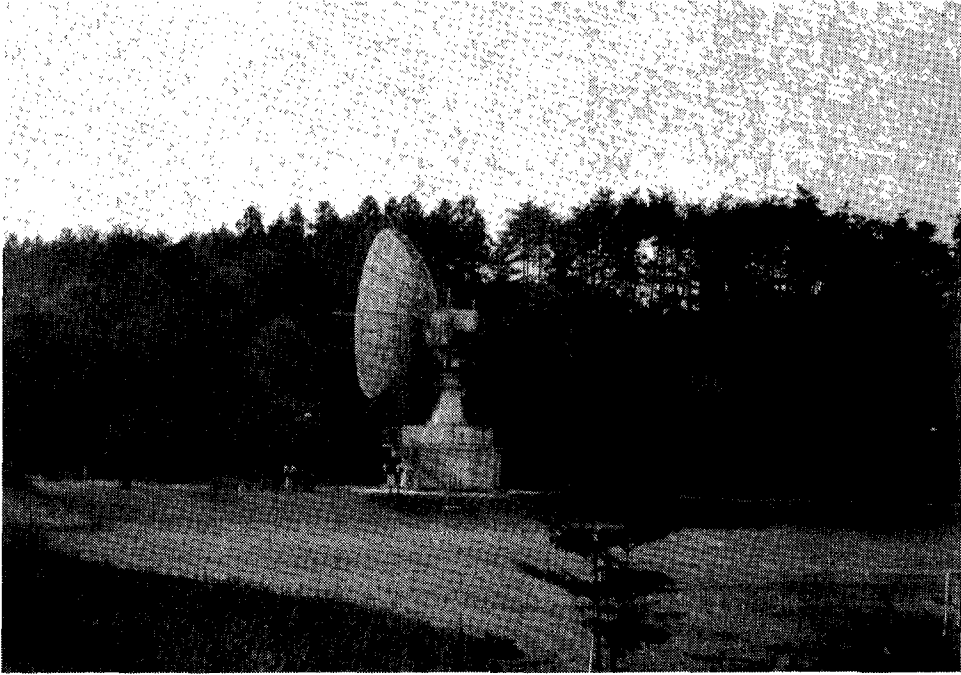
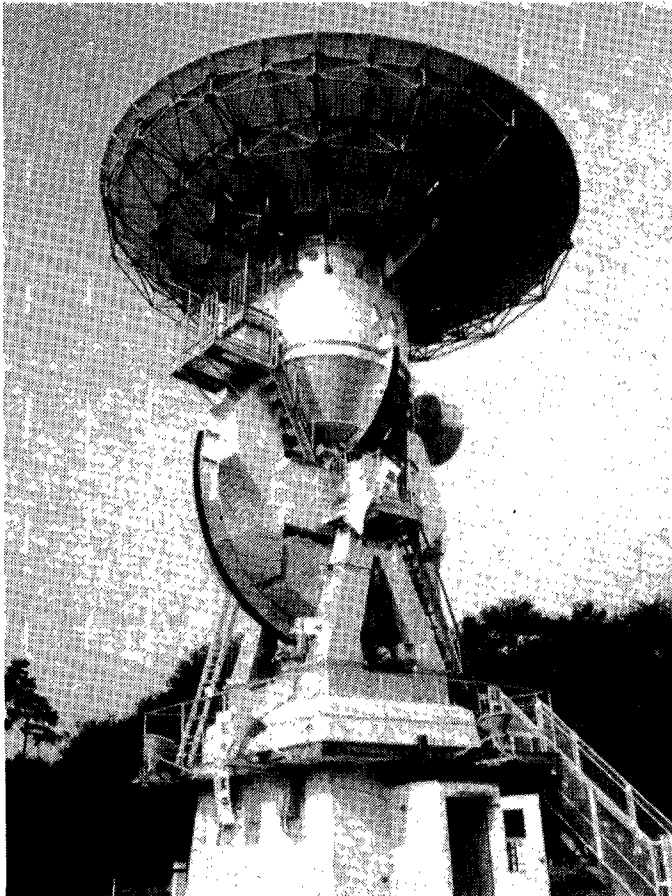


그림 2.10 JERS-1과 ERS-1 수신국의 구성



ADEOS 위성 수신 안테나 모습 (11m)

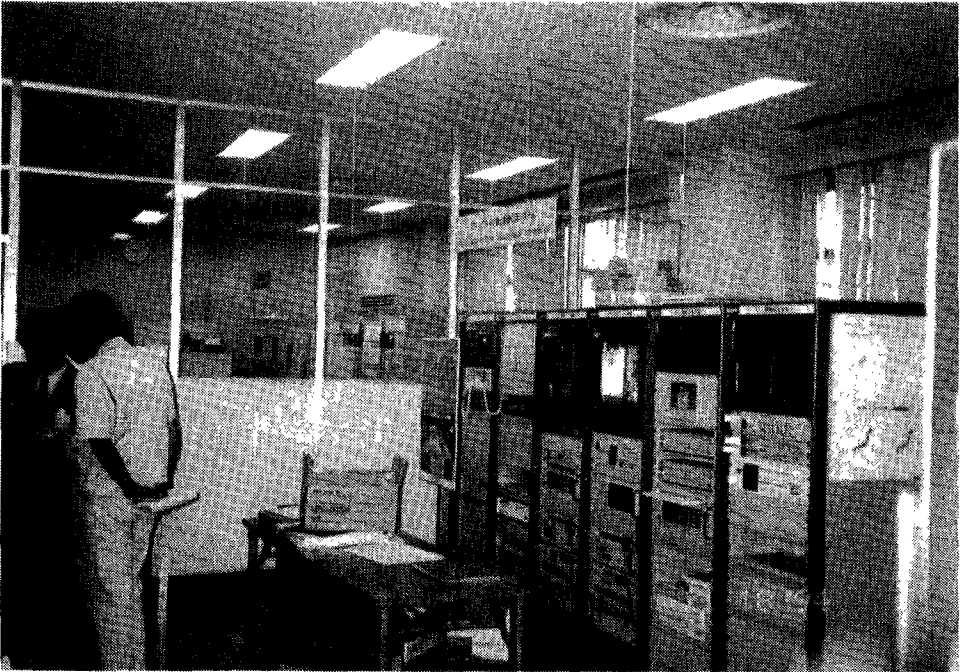


SPOT, Landsat 수신
안테나 모습 (10m)

그림 2.11 일본 지구관측센터
주요 시설



데이터 처리 시설



Quick Look 장치

일본 지구관측센터 주요 시설 (계속)

나. 주요 시설

(1) MISSION 운용관리실

지구 각 지역의 자료 수신국으로부터 자료 취득 요구를 받아 조정하고, 관측 탑재물의 운용계획을 작성한다.

(2) 수신 기록 시스템

지구관측 위성으로부터 전송된 전파를 직경 10m의 파라볼라 안테나로 수신, 실시간으로 고밀도 디지털 테이프(HDDT)에 기록한다. 또 QUICK LOOK 장치를 사용하여 즉석에서 화상으로 모니터한다.

(3) 데이터 처리 시스템

수신된 화상 데이터는 여러 가지 원인에 의해 왜곡, 변형된 부분을 포함하고 있다. 이를 컴퓨터를 이용하여 올바르게 보정한다. 보정이 끝난 화상 데이터는 컴퓨터에 의해 해석 가능한 테이프(CCT)로 기록된다. 한편, 레이저빔 기록기라고 불리는 장치로 사진 필름에도 기록한다.

(4) 사진 처리 시스템

레이저 빔 기록기로 기록된 필름을 현상하여 이를 용도에 따라 필름, 인화지 등 다양한 사진을 작성한다.

(5) 평가 시스템

데이터 처리 시스템 및 사진 처리 시스템에서 처리된 데이터 내용에 오류나 누락 등이 있는지를 검사하고 각종 보정 정밀도를 평가한다.

(6) 보존 검색 시스템

데이터에 기록된 HDDT, CCT 및 사진 원판을 필요에 따라 이용할 수 있도록 보존하고, 이용자로부터의 요청에 따라 컴퓨터에 의해 자료를 검색한다.

(7) 데이터의 제공

지구관측센터에서 수신 처리한 관측 데이터(CCT, 사진)를 배포 기관을 통해 널리 일반에게 제공한다.

3. 대만의 수신국

대만의 수신국은 국립중앙대학의 우주 및 원격탐사센터 (Center for Space and Remote Sensing Research)에 1993년 설치되어 SPOT-2,3, Landsat-5, ERS-1 위성을 수신하고 있으며 향후 Radarsat, IRS1-C 등의 위성 자료도 수신할 예정으로 있다. 주요 기능으로는 이용자로부터 원격탐사 자료 요청을 받아 데이터 획득계획을 수립하고 SPOT, Landsat 및 ERS 위성으로부터 다운링크 신호를 수신하여 이를 HDDT에 기록한다. 수신된 자료는 사용자가 요구하는 수준으로 처리한 후 다양한 매체를 통해 이용자에게 전달한다.

가. 수신국 주요 제원

표 2.5는 수신국 주요장비의 제원을 나타낸다.

표 2.5 수신국 장비 제원

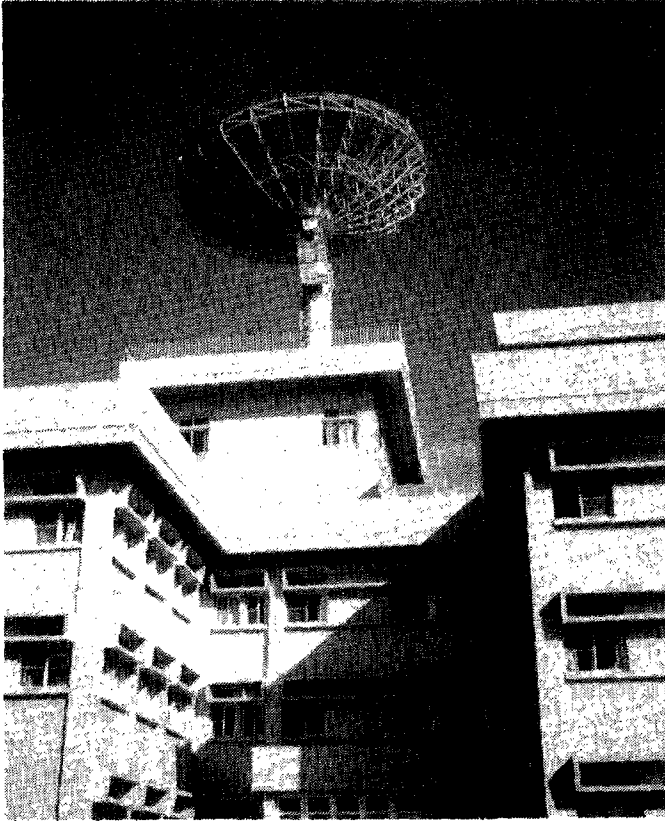
X-Band Tracking System	
Type	Corrugated horn with polarizer and mode coupler
Frequency Range	8025-8400 MHz
Polarization	RHCP/LHCP selectable
System G/T	> +34 dB/°K min at 5° elevation above local horizon
S-Band Tracking System (optional)	
Type	5 element SCM autotrack
Frequency Range	2200-2300 MHz
Polarization	Selectable RHCP, LHCP
System G/T	> +23.0 dB/°K min at 5° elevation above local horizon

수신국 장비 제원 (계속)

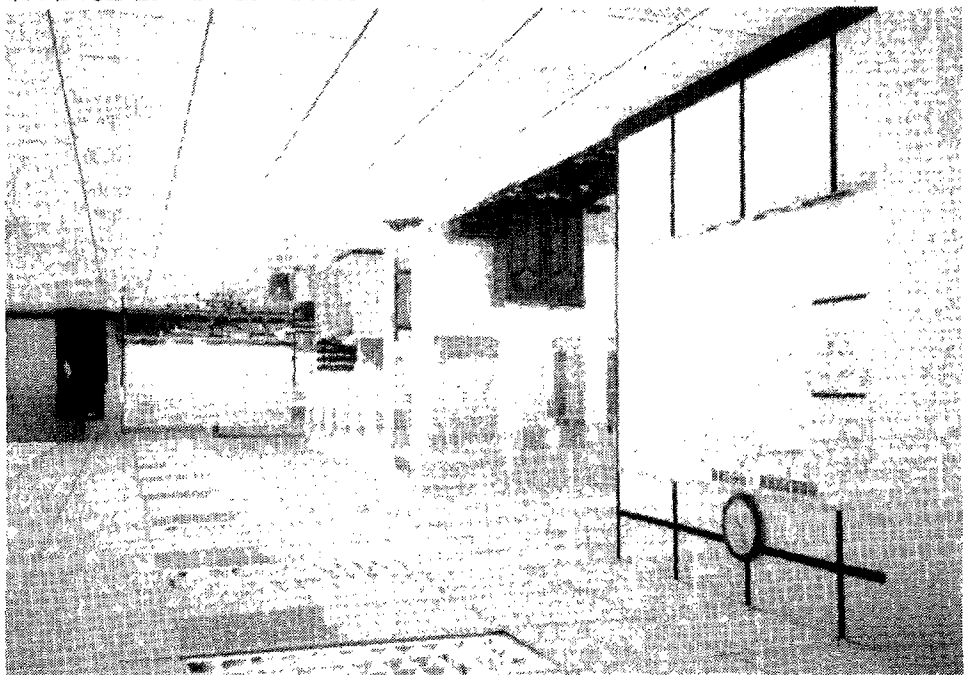
Reflector/Subreflector	
Main Reflector Type	Parabola (solid surface)
Main Reflector Diameter	13 Meters
Main Reflector Surface Tolerance	0.03 inch rms
Main Reflector Focal Length	4 Meters
Subreflector Type	Hyperbolic Surface
Subreflector Diameter	1.45 Meters
Operating Modes	
<p>MANUAL (Rate control in each axis) LOCAL DESIGNATE (Thumb wheel numeric switches in each axis) PROGRAM TRACK (Computer Control), IEEE-488 and RS-232 SEARCH AUTO ACQUISITION AUTOTRACK ZENITH PASS TILT STANDBY STOW</p>	
Environment Conditions	
<p>Outdoor Equipment : The System will be capable of with standing the following environment without any degradation of performance</p>	
Operating Conditions	Antenna
Ambient Temperature	-30°C to +40°C
Relative Humidity	100%
Winds	Gusts to 75 Km/Hr Drive to stow at 120 Km/Hr Max operation wind at 110 Km/Hr

수신국 장비 제원 (계속)

Environment Conditions (Continued)	
Non-Operating Conditions	
Survival in stowed position	Wind gusts to 250 Km/Hr
Relative Humidity	100%
Temperature	-50°C to +60°C
Altitude	13,000 Meters
Indoor Equipment :	
Operating Conditions	
Temperature	+10°C to +30°C
Humidity	From 20 to 80% non-condensation
Non-Operating Conditions	
Temperature	-55°C to +65°C
Humidity	5 to 100% condensation
Antenna Positioner	
Peak velocity	
Azimuth	20°/sec Minimum
Elevation	7°/sec Minimum
Third axis	1°/sec Minimum
Peak acceleration	
Azimuth	15°/sec Minimum
Elevation	15°/sec Minimum
Third axis	N/A
Azimuth axis tilt	7° cone from vertical
Third axis relative positions	Either +90° or -90° (east or west tilt)
Primary electrical limits	
Azimuth	± 410°
Elevation	-1°, +181°
Third axis	± 90°
Servo limits	
Azimuth	± 410°
Elevation	-2°, +182°
Third axis	± 90°
Mechanical limits	
Elevation	-4°, +184°
Third axis	± 90°
Orthogonality error	.02°, peak
Rated gear strength	130,000 ft lb (in dual drive)
Gear ratio	
Azimuth	747:1
Elevation	1800:1
AZ Delivered Torque	110,000 ft-lb
EL Delivered Torque	110,000 ft-lb

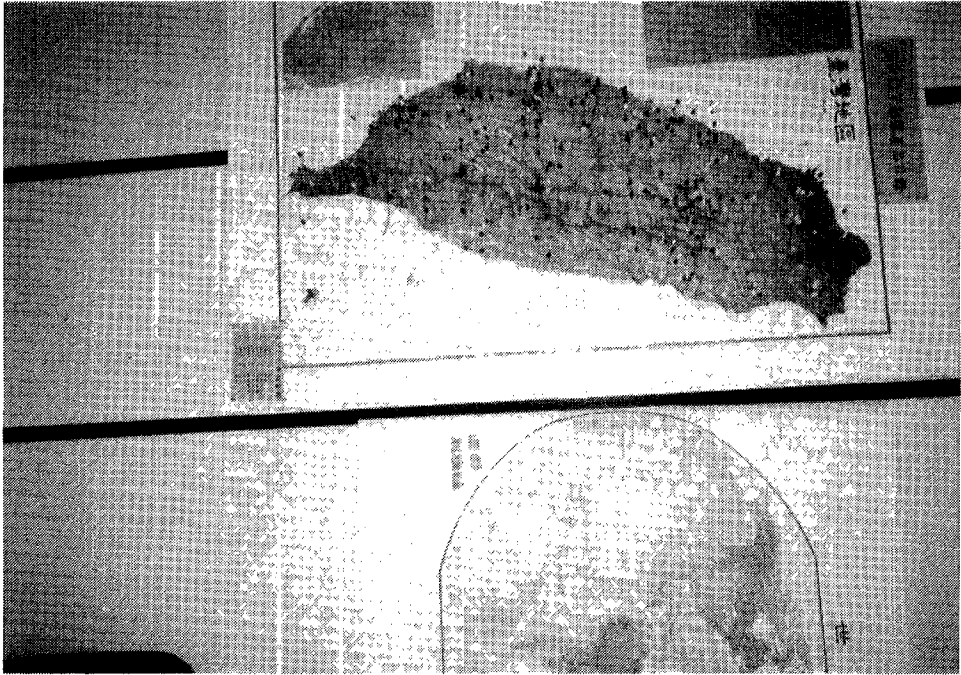


대만의
수신국 안테나 (13m)

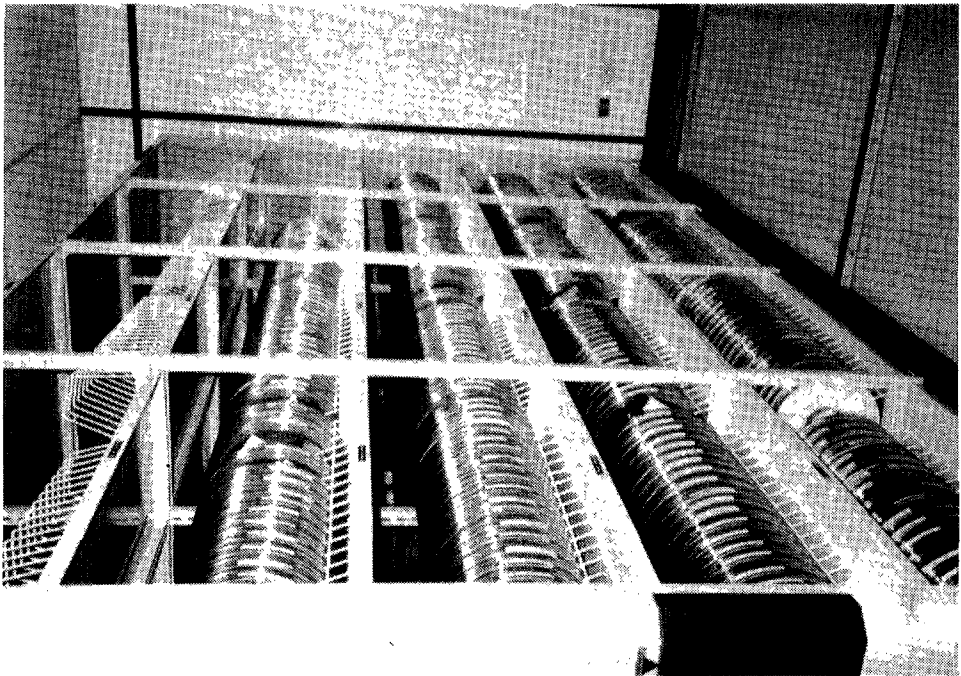


수신국 내부 모습

그림 2.13 대만의 Chung-Li 수신국 주요 시설



대만의 영상 제품 목록



자료저장실 (HDDT)

대만의 Chung-Li 수신국 주요 시설 (계속)

제 3 장 위성통신

제 3 장 위성통신

제 1 절 위성과 지상국간의 Link budget 설계

링크설계와 탑재체 크기에 대한 전체과정은 표 3.1에 정리하였고 이 절과 다음 절에서 자세히 논할 것이다.

표 3.1 링크설계와 탑재체 크기에 대한 과정

단 계	과 정(=자세한 과정)
1. 각 링크의 요구사항 정의	
2. 각 링크설계	A. 주파수대역 선택 B. 변조와 코딩선택 C. 안테나크기, 빔폭 결정 D. 대기와 강우감쇠 추정 E. 수신잡음, 간섭전력 추정 F. 필요한 안테나이득과 전송 전력 계산
3. 통신 탑재체 서브 시스템의 크기	A. 탑재안테나 구성 선택 B. 안테나크기 계산 C. 안테나질량 측정 D. 전송기 질량과 전력측정 E.. 탑재체 질량과 전력측정

링크설계를 이해하기 위해서는 데이터율, 안테나 크기, 전파경로길이 그리고 전송전력간의 상호관계를 알 필요가 있다. 이 상호관계를 링크방정식, 또는 링크버짓이라 하는데, 이는 통신시스템의 SNR 비를 구하는데 필요한 모든 파라미터와 연관된다. 디지털 데이터 링크의 크기에 사용되는 기본방정식은 다음과 같다.

$$E_b/N_0 = \frac{PL_t G_t L_s L_a G_r}{k T_s R} \quad (3-1)$$

여기서 E_b/N_0 는 비트당 수신된 에너지밀도 대 잡음밀도의 비이고, P 는 전송 전력, L 은 전송기와 안테나간의 선손실, G_t 는 전송안테나이득, L_s 는 공간손실, L_a 는 전송경로손실, G_r 은 수신안테나이득, k 는 볼츠만상수, T_s 는 시스템잡음 온도, R 은 데이터율이다. 전송기와 수신기간의 전파경로길이가 L_s 를 결정하는데 비해, L_a 는 강우밀도와 같은 요소의 함수이다. 대부분의 경우 E_b/N_0 가 5~10 의 값이면 오류확률이 낮게 이진데이터를 수신할 수 있다. 일단은 궤도를 선택하고 송수신간의 거리를 결정하고, 시스템 경비에 영향을 미치는 주요한 링크변수들인 P , G_t , G_r 그리고 R 을 결정한다. 10 GHz 이상의 무선주파수에서는 강우 흡수 역시 중요한 고려대상이 된다.

그림 3.1은 위성의 전력, 전송기, 지상국 안테나의 지름 그리고 데이터 링크의 데이터율간의 관계를 나타낸다. 이들 파라미터들은 기상조건이 좋은 상태에서 200 MHz~20 GHz 범위에서 거의 완벽한 자료이다.

안테나빔폭이 일정한 커버영역을 갖도록 정해져 있는 상태에서 요구되는 전송전력은 상대적으로 위성의 고도와 관계된다. 낮은 고도에서는 위성의 시야가 작기 때문에 요구되는 전력이 줄어들게 된다.

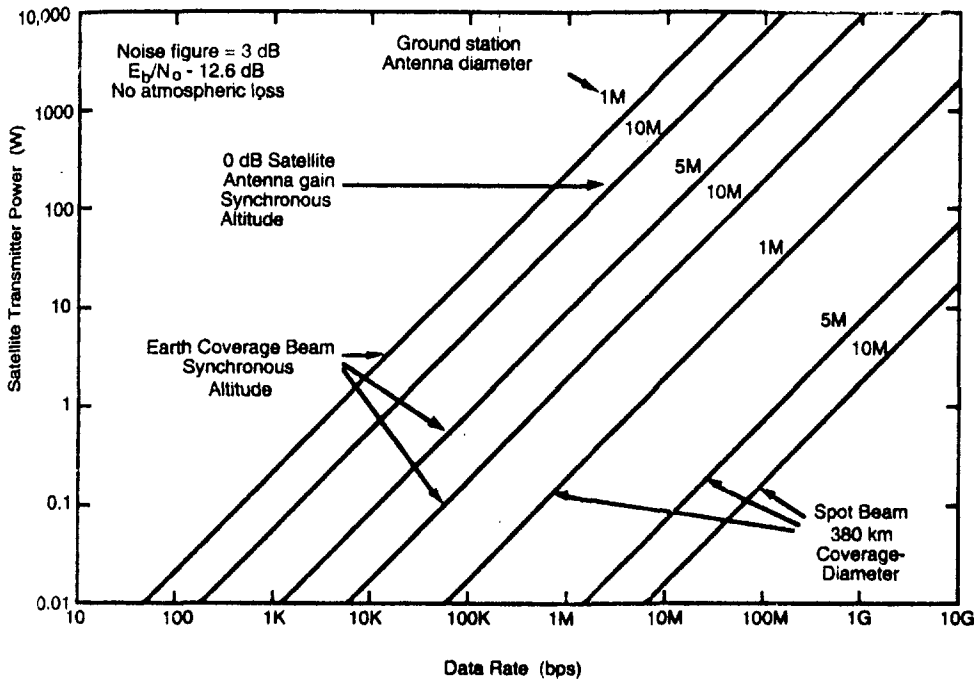


그림 3.1 위성의 downlink 특성

1. 링크방정식 유도

일단 전송기는 반지름 S 인 구의 중심에 위치하고, isotropic 하게 구의 표면에 균일하게 전력 PL_t 을 복사한다고 하자. 구의 표면에 수신된 전력밀도 W_f 는 복사전력을 구의 표면적으로 나눈 것이다. 즉, $PL_t/4\pi S^2$ 이다. 복사전력은 전송전력 P 가 전송기와 안테나간의 선손실 L_t 에 의해 감소되는 양이다.

만약 전송안테나의 빔폭이 좁으면 전력밀도는 전송안테나이득 G_t 에 의해서 증가된다. 여기서 G_t 는 커버리지 영역의 중심에 복사되는 전력대 isotropic 안테나 (omnidirectional)에 의해 복사되는 전력의 비이다. 수신된 밀도는 대기 및 강우흡수와 같은 경로손실 L_a 에 위해서 감소하게 된다. 따라서 전력밀도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$W_f = \frac{PL_t G_t L_a}{4\pi S^2} = \frac{(EIRP) L_a}{4\pi S^2} \quad (3-2)$$

여기서 W_f 의 단위는 W/m^2 이고, $PL_t G_t$ 는 effective isotropic radiated power 또는 EIRP (W)로 표시한다. 그림 3.2는 같은 EIRP 와 수신전력밀도가 두 가지 방식으로 생성되는 것을 나타낸다. 하나는 고전력 전송기를 사용한 것이고, 다른 하나는 저전력 전송기를 사용한 것이다. 이들 간의 차이점은 임무요구사항을 만족하거나 또는 만족하지 못하는 제한된 커버리지 영역에 저전력, 고이득 안테나를 사용한다는 점이다.

수신전력 C 는 W_f 와 effective receive antenna aperture area, A_r 의 곱이다.

여기서 A_r 은 physical aperture area, $\pi D^2/4$ 와 안테나 효율 η 의 곱이다. η 는 0~1 의 값을 가지며, 안테나의 반사표면 편차, 급전손실 그리고 aperture blockage 등과 같은 여러 가지 부적합성의 함수이며 지상국의 파라볼릭 안테나의 전형적인 값은 0.55 이다. 식 (3-2) 의 W_f 와 A_r 을 곱한 C 는

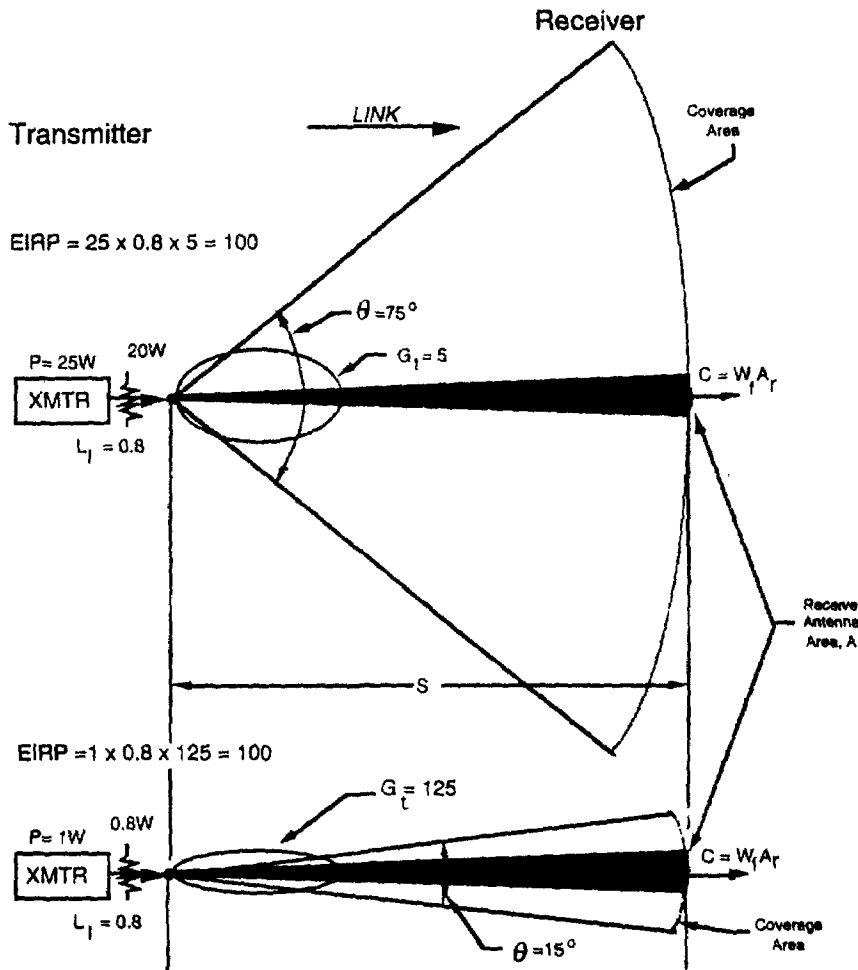


그림 3.2 안테나이득과 전송전력간의 trade-off

$$C = \frac{PL_t G_t L_a D_r^2 \eta}{16S^2} \quad (3-3)$$

이다. 여기서 D_r 은 수신안테나의 지름이다.

안테나이득은 effective aperture area A_r 대 hypothetical isotropic 안테나의 effective area, $\frac{\lambda^2}{4\pi}$ 의 비로 정의한다. 여기서 λ 는 전송된 신호의 파장이다. 수

신안테나 이득은

$$G_r = \left(\frac{\pi D_r^2 \eta}{4} \right) \left(\frac{4\pi}{\lambda^2} \right) = \frac{\pi^2 D_r^2 \eta}{\lambda^2} \quad (3-4)$$

이다. (3-3)에 (3-4)를 대입하면

$$C = PL_t G_t L_a G_r \left(\frac{\lambda^2}{4\pi S} \right)^2 = PL_t G_t L_s L_a G_r = (EIRP) L_s L_a G_r \quad (3-5)$$

을 얻는다. 여기서 C 는 수신전력이고 $(\lambda/4\pi S)^2$ 은 공간손실 L_s 이다.

디지털통신에서 비트당 수신된 에너지 E_b 는 수신전력과 비트주기의 곱이다.

즉

$$E_b = C/R \quad (3-6)$$

여기서 C 의 단위는 W , R 은 데이터율 (bps) 그리고 E_b 는 $W \cdot S$ 또는 J 로 나타낸다.

수신입력단의 잡음전력은 주로 신호의 주파수대역에 포함되어 있는 균일한 잡음 전력밀도, N_0 를 갖는다. 전체 수신된 잡음전력 N 은 $N_0 \cdot B$ 이다. 여기서 B 는 수신기의 잡음대역이다. (B 는 데이터율과 이 절의 후반에서 설명할 변조 및 코딩 방법에 의해 결정된다). N_0 와 N 은 시스템잡음온도, T_s 와 관련된다.

$$N_0 = kT_s \quad (3-7)$$

그리고

$$N = kT_s B = N_0 B \quad (3-8)$$

여기서 N_0 의 단위는 W/Hz , N 은 W , 볼츠만 상수 $k = 1.380 \times 10^{-23} J/K$, T_s 는 K 그리고 B 는 Hz 이다. 식 (3-6) 과 (3-7) 을 (3-5)와 결합하면 원래의 링크방정식인 식 (3-1)을 얻는다.

2 링크설계

링크계산을 데시벨(dB)로 하면 더욱 편리하다. 이는 설계자가 파라미터들을 곱하거나 나누는 대신에 더하거나 빼는 것을 통한 계산을 가능하게 한다. 링크버킷에서 소자의 이득과 손실은 출력전력 대 입력전력의 비로 나타낸다. 데시벨은 $10\log_{10}(P_0/P_i)$ 로 정의한다. 여기서 P_i 는 안테나나 전송선 같은 소자의 입력전압이고, P_0 는 이들의 출력전력이다. 데시벨로 나타낸 손실의 양은 음의 값을 갖는다. 데시벨로 전력을 표시하면

$$P(\text{dBW}) = 10 \log_{10} (P(W))$$

(3-9)

이다.

식 (3-1)은 데시벨로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$E_b/N_0 = P + L_t + G_t + L_s + L_a + G_r + 228.6 - 10 \log T_s - 10 \log R \quad (3-10)$$

여기서 E_b/N_0 , L_t , G_t , L_s , L_a 그리고 G_r 은 dB, P 는 dBW, T_s 는 K, R 은 bps 그리고 $10 \log k = -228.6 \text{ dBW}/(\text{Hz} \cdot \text{K})$ 이다. 또한

$$E_b/N_0 = \text{EIRP} + L_s + L_a + G_r/T_s + 228.6 - 10 \log R \quad (3-11)$$

로 쓸 수 있다. 여기서 EIRP는 dBW 그리고 수신국의 민감도, $G_r/T_s = G_r - 10 \log T_s$ 는 dB/K이다. 식 (3-11)은 특정하게 전송기 EIRP와 수신기 민감도가 분리되어 있을 때 적합하다. 이들 방정식에서 G_r 과 T_s 는 같은 위치에서 측정되어야 하는데, 주로 수신기 안테나 단에서 측정한다.

E_b/N_0 를 데이터율 R 과 곱해서 캐리어전력 대 잡음전력비, C/N_0 를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} C/N_0 &\equiv E_b/N_0 + 10 \log R \\ &= \text{EIRP} + L_s + L_a + G_r/T_s + 228.6 \end{aligned} \quad (3-12)$$

식 (3-8)에서 캐리어전력 대 잡음전력비, C/N 은 $C/N_0 - 10 \log B$ 이다. 이를 (3-12)와 결합하면

$$C/N \equiv EIRP + L_s + L_a + G_r + 228.6 - 10 \log T_s - 10 \log B \quad (3-13)$$

을 얻는다. 여기서 B 는 수신기의 잡음대역폭이고 C/N 역시 $E_b/N_0 + 10 \log(R/B)$ 와 같다.

Received isotropic power, RIP 는 수신안테나이득이 0 dB 일 때 수신된 전력이다. 식 (3-5)에 $G_r = 1$ (0 dB)를 대입하면 $C = RIP$ 이다. 이를 식 (3-1)과 결합하면

$$RIP = E_b/N_0 - G_r/T_s - 228.6 + 10 \log R \quad (3-14)$$

이 된다. 여기서 RIP 의 단위는 dBW 이다. 수신시스템의 성능은 주어진 RIP 에 대한 비트에러율을 통해서 알 수 있다. 그러면 설계자는 최소경비로 RIP 규정을 만족하는 안테나이득과 잡음온도 (G_r/T_s)에 대한 복조기 설계(특정의 비트에러율을 만족시키는데 요구되는 E_b/N_0 를 결정한다)에 trade off 의 융통성을 가질 수 있다.

식 (3-4)를 dB로 변환한다. $f = c/\lambda$ 를 이용해서 다음과 같은 안테나이득 G 를 얻을 수 있다.

$$G = 20 \log \pi + 20 \log D + 20 \log f + 10 \log \eta - 20 \log C$$

또는

$$G = 20.40 + 20 \log D + 20 \log f + 10 \log \eta \quad (3-15)$$

여기서 G 는 dB, f 는 Hz, D 는 m로 표현한다.

원형안테나의 반전력빔폭(half-power beamwidth), θ 는 실험적으로 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\theta = \frac{21}{f_{GHz} D}, \quad \theta(\text{deg}) \quad (3-16)$$

여기서 f_{GHz} 는 캐리어주파수(GHz), D 는 안테나 지름 (m) 이다.

식 (3-4) 와 (3-16) 을 결합하고 $\eta = 0.55$ 로 가정해서 얻는 안테나이득은 $27,000/\theta^2$ 이다. 비원형 안테나는 장축을 따르는 반전력빔폭이 θ_x 이고, 단축을 따르는 반전력빔폭이 θ_y 인 타원 빔을 갖는다. 비원형 안테나의 이득은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$G \approx 44.3 - 10\log(\theta_x\theta_y) \quad (3-17)$$

여기서 θ_x 와 θ_y 는 도(deg), G 는 dB로 표현한다. 예를 들어 1 도 \times 2 도 타원 빔을 갖는 안테나는 1.4 도의 빔폭을 갖는 원형안테나와 이득이 같다. 이 같은 방법으로 계산된 이득은 150 도 보다 작은 빔폭에 대해서 일반적으로 25 % (1.2dB) 이내의 정확도를 갖는다. 빔폭 θ_x 또는 θ_y 는 식 (3-16)에서 D 가 장축 또는 단축 지름과 같다는 조건으로 구할 수 있다.

위의 이득방정식은 최대이득에 관한 것이다. 그러나 수신안테나가 전송기 안테나빔의 중심에 위치하지 않을 수 있거나 반대편에 있을 수 있다. 다음 식으로 최대이득의 감소정도를 추정할 수 있다. L_θ 는 빔 중심으로부터의 포인팅오프셋에 기인한다.

$$L_\theta = -12(e/\theta^2) \quad (3-18)$$

여기서 θ 는 안테나의 반전력빔폭이고, e 는 포인팅오프셋이다. 예를 들어 $e = \theta/2$ 이면 포인팅손실은 3 dB 이다. 링크버짓을 계산할 때 안테나이득에서 이 포인팅손실을 빼야한다.

식 (3-5)에서 공간손실 L_s 는

$$L_s = (\lambda/4\pi S)^2 = (C/4\pi S f)^2 \quad (3-19)$$

이다. 이를 dB로 변환하면

$$\begin{aligned} L_s &= 20\log(3 \times 10^8) - 20\log(4\pi) - 20\log(S \times 10^3) - 20\log f \\ &= -92.44 - 20\log S - 20\log f \end{aligned} \quad (3-20)$$

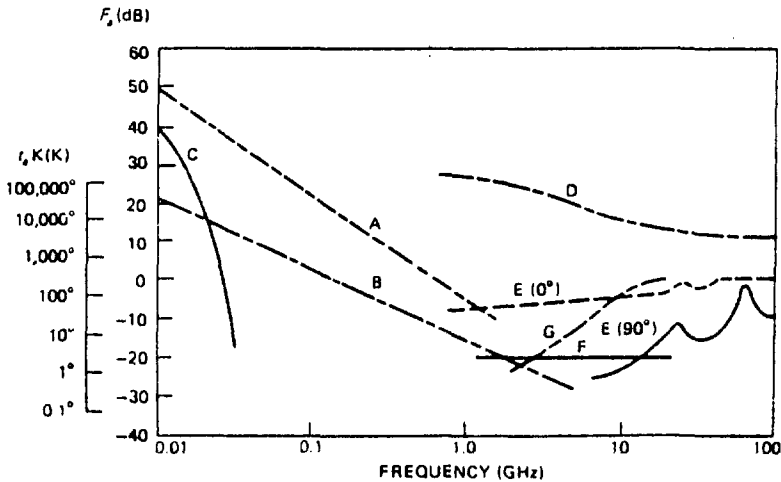
이다. 여기서 S 는 경로길이(m) 이고, f 는 주파수(Hz) 이다.

시스템잡음온도 T_s 는 다양한 각각의 소스의 합이다. 잡음 원은 두 그룹으로 나뉜다. 안테나출력단의 앞부분(공기 중에서)에서 발생하는 것을 안테나 잡음온도, T_{ant} 라 한다. 이들 잡음 원은 안테나 자체를 제외하고는 지상국의 외부에 있고, 다음과 같은 것들을 포함한다.

- 은하잡음 (Galactic noise)
- 전파경로의 구름이나 비에 의해 복사되는 잡음
- 태양잡음 (안테나의 주빔에서나 사이드로브에서의)

- 사이드로브에 지구출현 (주로 290 K)
- 인간이 만든 잡음 (안테나의 주빔 또는 사이드로브)
- 근처의 물체, 빌딩, 레이돔 (안테나커버)과 같은 것에 기인된 잡음
- 안테나 서브시스템에서 booms 나 급전 같은 blockage item 의 온도

그림 3.3은 주파수에 따른 여러 가지 외부소스로부터의 잡음온도를 측정하는 것이다. 수신안테나의 빔폭이 좁을 때(< 5도)에 안테나는 태양을 향해 위치해서는 안 된다. 그렇지 않으면 태양은 안테나의 잡음온도를 증가시키게 된다.



- A: Estimated median business area man-made noise
- B: Galactic noise
- C: Atmospheric noise, value exceeded 0.5% of time
- D: Quiet Sun (1/2 deg beamwidth directed at Sun)
- E: Sky noise due to oxygen and water vapor (very narrow beam antenna); upper curve, 0 deg elevation angle; lower curve, 90 deg elevation angle
- F: Black body (cosmic background), 2.7 K
- G: Heavy rain (50 mm/hr over 5 km)

그림 3.3 10~100 MHz 에서 자연적인 것과 인간이 만든 소스로부터 기대되는 최소잡음

안테나단과 수신기출력간의 모든 잡음원을 수신잡음온도, T_r 이라 한다. 수신기잡음은 다음에 기인한다.

- 전송선과 필터 $[(1-L) T]$, 여기서 $L = P_0/P_i$ 그리고 T 는 부품 온도이다.
- LNA(low noise amplifier) $[(F-1) 290 K]$, 여기서 F 는 잡음지수

연속되는 증폭기단에 존재하는 잡음에 의한 추가적인 잡음은 LNA 이득에 의해 분리되기 때문에 미미하다고 할 수 있다.

수신기의 잡음지수 F 는 다음과 같이 정의한다.

$$F = 1 + \frac{T_r}{T_0} \quad (3-21)$$

여기서 T_r 은 수신기 자체의 잡음온도이고 T_0 는 기준온도로써 주로 290 K이다. 잡음지수는 주로 dB로 나타낸다. 예를 들어 원격측정신호를 수신하는 저온 냉각된 수신기는 잡음온도 290 K에서 잡음지수가 1.1(0.4 dB)이다.

시스템잡음온도 T_s 는 안테나잡음과 수신기잡음의 합으로 표현된다. T_s 를 구하기 위해서 전송선의 잡음과 안테나와 수신기의 LNA에 연결된 필터의 잡음을 더하면

$$T_s = T_{ant} + \left(\frac{T_0(1-L_r)}{L_r} \right) + \left(\frac{T_0(F-1)}{L_r} \right) \quad (3-22)$$

이다. 여기서 L_r 은 안테나와 수신기간의 선손실이고 전력비로 나타낸다. 식 (3-22)의 두 번째 항은 전송선에서의 잡음이고, 세 번째 항은 수신기의 잡음이다. 수신기 잡음온도는 이 두 항의 합이다. 이들 잡음온도는 안테나 단에서의 잡음을 L_r 로 나눈 것이다. 냉각된 수신기를 예를 들면, 선손실이 0.5dB 라고 가정하면, $L_r = 0.89$ 이다. 그리고 안테나 단에서의 선손실로 인한 잡음은 36 K 이고 수신기잡음은 33 K 이다. 따라서 T_s 는 $T_{ant}+69K$ 이다.

표 3.2는 냉각되지 않은 수신기를 사용하는 위성시스템의 전형적인 잡음온도를 보인다. 위성-안테나의 좁은 빔이 지구를 향할 때 uplink 안테나잡음온도는 지구의 온도로 약 290 K 이다. 앞으로는 LNA 설계기술의 발달로 인해서 특히 고주파에서 수신기의 잡음지수는 크게 줄어들 것이다.

표 3.2 위성통신링크의 일반적인 시스템잡음온도 (맑은날)

Noise Temperature	Frequency (GHz)					
	Downlink			Crosslink	Uplink	
	0.2	2-12	20	60	0.2-20	40
Antenna Noise (K)	150	25	100	20	290	290
Line Loss (dB)	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
Line Loss Noise (K)	35	35	35	35	35	35
Receiver Noise Figure (dB)	2.0	4.0	4.5	8.0	6.0	7.5
Receiver Noise (K)	190	492	592	1728	970	1504
System Noise (K)	375	552	727	1783	1295	1830
System Noise (dB-K)	25.7	27.4	28.6	32.5	31.1	32.6

디지털비트를 복조하기 위해서는 수신된 비트에너지양, E_b 가 정해진 양인 잡음 밀도 N_0 보다 반드시 커야한다. 통신이론에서는 수신기 출력단에 요구되는 bit error rate, BER 을 얻기위해서 E_b/N_0 를 사용한다. BER 은 에러비트가 수신될 확률을 의미한다. 예를들어 BER 이 10^{-5} 이란 것은 평균적으로 10^5 비트가 수신될 때 오직 한비트가 에러비트임을 의미한다.

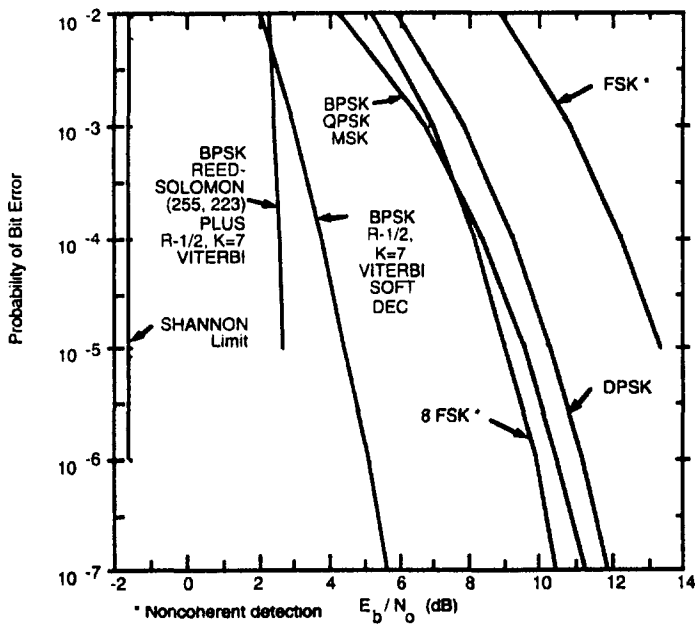


그림 3.4 E_b/N_0 에 따른 BER

3. 대기 및 강우감쇠

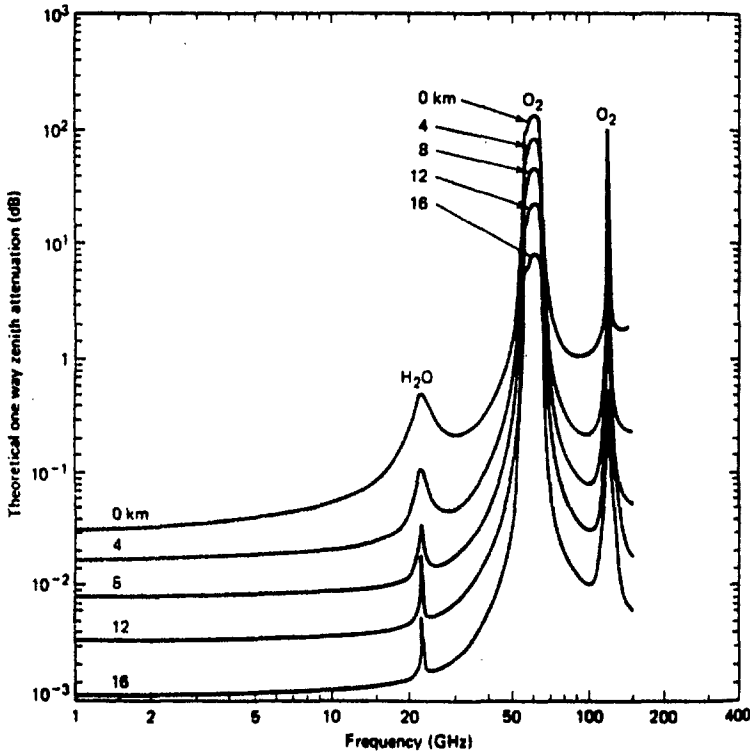


그림 3.5 정해진 높이에서 대기 끝까지의 이론적인 수직방향 감쇠

지구의 대기에 의한 전송선로손실 L_a 는 그림 3.5에 보인 것처럼 주파수의 함수이다. 이 그림은 90 도의 elevation 즉, zenith 에서의 감쇠를 보인 것이다. 5 도 이상의 elevation 각도 β 를 결정하기 위해서 zenith 감쇠를 $\sin \beta$ 로 나눈다. 1000 MHz 이하의 주파수에서 전리층의 섭동은 수신신호의 진폭과 위상에 큰 영향을 미친다. 이러한 영향은 태양의 흑점활동이 높을 때 200 MHz 이하에서 가장 심한데, 심지어 통신두절현상까지 야기시킨다. 50 GHz 이상에서는 산소흡수대역과 일치하는 주파수들에서 매우 큰 감쇠가 일어난다. 실질적으로 지구-위성간의 모든 통신은 비록 어느 계획에서는 90 GHz 대역을 사용하지만, 이러한 극단적인 두 주파수

대역 외의 대역을 사용한다. 특히 60 GHz에서는 산소의 흡수대역이 높기 때문에 Intersatellite 링크는 지구표면에서 발생하는 간섭이나 재밍으로부터 보호받는 대기를 사용해서 60 GHz로 링크한다.

그림 3.6은 전송선로에서 주파수증가에 따른 손실이 부가된 구름과 강우감쇠를 나타낸 것이다. 이 그림은 강우감쇠를 측정하기 위해 사용된 기후데이터에 근거해서 만들어진 표와 방정식의 집합인 Crane 모델로부터 나온 것이다. 이 감쇠는 10 GHz 이상의 위성-지상 링크 설계시 매우 중요하게 작용한다. 또한 그림 3.6은 안테나의 elevation 각도가 20 도 이하로 줄어들수록 감쇠가 급격하게 증가함을 보이고 있다. 20 GHz 이상인 경우에는 특히 강우량이 많은 지역에서는 위성의 최소 elevation 각도는 20 도가 되어야 한다. 그러나 elevation 각도의 증가는 위성의 커버영역이 줄어든다는 것을 명심하여야 한다.

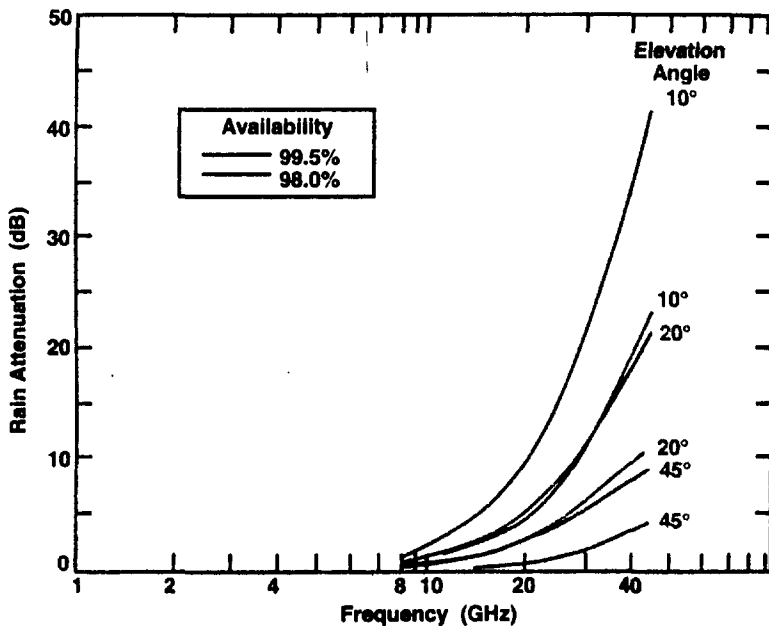


그림 3.6 북미지역의 우기에 대한 Crane model로부터 기대되는 강우감쇠

링크유효성이 높을수록 더 큰 마진이 요구된다. 그림 3.6의 유효성 숫자는 미국의 북부기후에 따른 것이다. 특정한 링크마진에 대한 유효성은 그림에 보인 것과 비교해서 중서부에서 높고, 남동부에서 낮다. (이러한 유효성숫자는 수년간에 걸친 평균기후조건에서 나온 것이고 올해 강우가 평년보다 많거나 적은 것은 고려하지 않았다.)

강우감쇠를 고려한 안테나 온도 T_a 는

$$T_a = (1 - L_a) T_0 \quad (3-23)$$

이다. 여기서 L_a 는 주어진 전력비에서의 강우감쇠이고 T_0 는 강우온도이다. (주로 290 K) 이 잡음의 중요성은 맑은날 시스템잡음온도에 따라 증가된다. 예를 들어 만약 정상적인 시스템온도가 727 K 인 수신시스템이 10 dB 의 강우감쇠가 있다면 이의 잡음온도는 988 K로 증가하고 N_0 는 1.3 dB로 증가하게 된다.

4. 주파수 선택

주파수대역, 전송대역폭, 전력밀도를 선택하는 데는 많은 제한이 따른다. 예를 들어 위성통신에서의 주파수 할당에는 표 3.3과 같은 국제협약이 있다.

이 협약은 International Telecommunication Union (ITU)와 World Administrative Radio Conference (WARC)에 따른 것이다. 이것들은 미국에서 일반사용자들에 대해서는 Federal Communication Commission이, 군 사용자에게 대해서는 Interdepartment Radio Advisory Committee 가 관리한다. 시스템 설계자가 특정궤도와 지상에서 특정의 주파수를 사용하고자 할 때는 반드시 적당한 기관에서 수신허가를 받아야 한다. 때로는 이러한 일에 많은 시간을 소비하기도 한다. 이러한 복잡한 일들을 정리하여 놓은 Morgan 과 Gordon [1989] 을 참조하라.

표 3.3 ITU에서 마련한 주파수대역과 전력밀도 제한

Frequency Band	Frequency Range (GHz)		Service	Downlink Power Flux Density Limits (dBW/m ²)
	Uplink	Downlink		
UHF	0.2-0.45	0.2-0.45	Military	-
L	1.635-1.66	1.535-1.56	Maritime/Nav	-144/4kHz
S	2.65-2.69	2.5-2.54	Broadcast	-137/4kHz
C	5.9-6.4	3.7-4.2	Domestic Comsat	-142/4kHz
X	7.9-8.4	7.25-7.75	Military Comsat	-142/4kHz
Ku	14.0-14.5	12.5-12.75	Domestic Comsat	-138/4kHz
Ka	27.5-31.0	17.7-19.7	Domestic Comsat	-105/1MHz
SHF/EHF	43.5-45.5	19.7-20.7	Military Comsat	-
V	~60		Satellite Crosslink	-

주파수대역 할당의 기준은 하나의 링크가 다른 것에 간섭을 줄 수 있는지의 여부를 가리는 것이다. 주파수와 궤도를 선택할 때는 마이크로웨이브 링크, 지상국 레이다 등과 같은 기존의 서비스에 간섭을 주는지의 여부를 광범위하게 분석하여야 한다. 4~6GHz 와 12~14GHz 대역에서 동작하는 안테나에 대해서 FCC는 최대 사이드로브이득 ($32 \sim 25 \log \phi$) dBi, $1^\circ < \phi < 48^\circ$ (혹은 -10 dBi, $48^\circ < \phi < 180^\circ$)으로 제한하고 있다. 여기서 dBi는 isotropic radiator (0 dB 이득)의 상대적인 값이다. 그리고 ϕ 는 주 안테나빔의 축과 어긋난 각도이다. 또한 표 3.3은 위성에서 지구로 복사되는 최대전력허용치를 보이고 있다. 이 제한은 마이크로웨이브 링크와 같은 지역서비스와 간섭을 피하도록 ITU에서 정한 것이다.

같은 궤도를 돌며 같은 지역에 서비스를 하는 두개의 정지궤도위성에 다음의 방법을 사용하여 같은 주파수대역을 할당할 수 있다.

- (1) 주변위성들을 지상국 빔폭보다 큰 각으로 분리한다. (대략 2도)
- (2) 전송 및 수신 캐리어를 orthogonal 하게 polarize 시킨다. 이렇게 하면 같은

주파수로 상호간섭 없이 두 캐리어를 수신할 수 있다. RHCP (right hand circular polarization)와 LHCP (left hand circular polarization)은 horizontal 및 vertical linear polarization 처럼 orthogonal 하며 상용 시스템에서는 이러한 주파수분리기술이 광범위하게 사용되고 있다.

5. 링크버짓

링크버짓은 설계자에게 시스템의 여러 링크에 대한 전송전력과 안테나이득 등을 제시한다. 따라서 이는 위성시스템 설계에서 전체시스템의 성능을 결정짓는 중요한 사항이 되고 있다.

Downlink에 대한 자세한 과정은 다음과 같다.

1. 스펙트럼유효성과 FCC 할당에 근거해서 캐리어주파수를 선택한다.
2. 위성크기와 전력제한에 근거해서 위성의 전송전력을 정한다.
3. 전송기와 위성안테나간의 RF 손실을 측정한다. (주로 -1~-3 dB)
4. 위성의 궤도, 안정도(stabilization), 커버영역 등을 고려해서 위성안테나의 빔폭을 결정한다.
5. 커버영역, 위성의 stabilization 에러, station keeping accuracy 등을 고려해서 최대 안테나 포인팅오프셋을 결정한다.
6. 식 (3-17)과 (3-18)을 사용해서 지상국을 향하는 전송 안테나이득을 구하고 안테나지름이 위성에 적합한지를 확인한다.
7. 식 (3-20)을 사용해서 공간손실을 구한다. 이는 위성궤도와 지상국위치에 의해 결정된다.
8. 그림 3.5에서 대기에 따른 전파흡수손실을 측정한다. Zenith 감쇠를 지상국에서 위성으로의 최소 elevation 각도(10도)로 나눈다. (강우감쇠도 고려한다) 여기에 polarization 부정합에 따른 손실 0.3 dB를 더한다. 레이더를 사용한 경우에는 1dB 손실을 더 부가한다.
9. 지상국의 안테나 지름을 설정하고 포인팅에러를 측정한다. 만약 자동추

적을 사용한다면 포인팅에러는 빔폭의 10 %가된다. 식 (3-16)을 사용하여 안테나의 빔폭을 계산한다.

10. 위성을 향한 수신안테나이득을 계산한다.
11. 표 3.2를 사용해서 시스템 잡음온도(맑은날)를 측정한다.
12. 식 (3-11)을 사용해서 요구되는 데이터율의 E_b/N_0 를 구한다.
13. 그림 3.4를 사용해서 선택된 변조와 코딩기술에서 원하는 BER을 얻기 위한 E_b/N_0 값을 찾는다.
14. 주어진 이론적인 값에 손실을 고려해서 1~2dB 값을 부가한다.
15. 링크마진을 구한다 : 계산된 E_b/N_0 의 기대값과 요구되는 E_b/N_0 차이
16. 그림 3.6과 식 (3-23)을 사용해서 강우에 의한 성능저하를 측정한다.
17. 마진은 적어도 강우에 의한 성능저하 측정값보다 3dB 이상이 되도록 입력 파라미터를 조정한다.

그러면 과연 어느 정도의 마진이 필요한가 ? 너무 많은 마진은 비경제적이지만 충분치 못한 마진은 막대한 BER 손실을 초래한다. Intelsat은 C-band 링크에서 4~5dB 정도의 마진을 갖는다. 10GHz 이상의 주파수에서는 대기와 강우손실을 고려해서 마진이 6~20dB 정도가 되어야 한다. 정확한 값은 요구되는 링크유효성과 강우량에 따른다.

위의 순서는 정해진 파라미터의 순서에 따른다. 예를 들면 링크마진 및 전송전력부터 시작할 수도 있다. Uplink 설계는 수신안테나의 빔폭이 크기와 포인팅제한보다는 지구-커버영역에 의존하는 것을 제외하고는 같은 방법으로 수행한다.

그림 3.7은 정지궤도위성의 downlink 설계가 캐리어 주파수의 선택에 따라 변하는 정도를 나타낸 것이다.

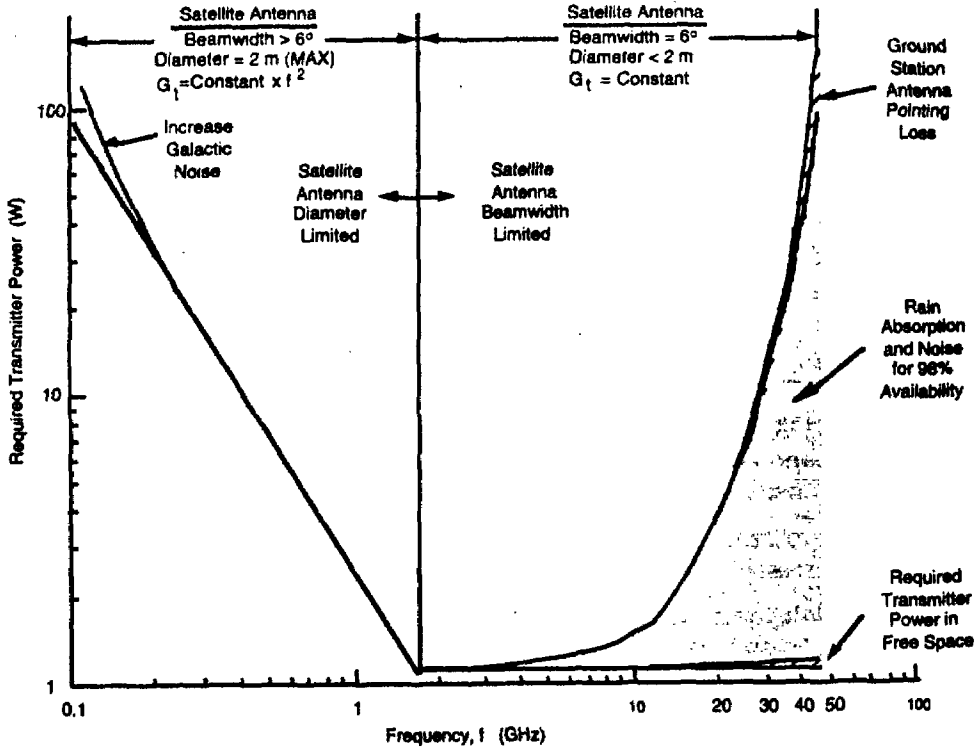


그림 3.7 요구되는 위성의 송신기 전력에서 주파수선택에 따른 효과를 보이는 downlink 설계에

이 예에서 위성안테나 빔폭은 특정의 지구커버영역을 비추기 위해서 6 도로 고정되어 있고 지상국 크기는 0.5 m 로 고정되어 있다. 주파수가 낮아질수록 위성 안테나의 지름은 정해진 빔폭(그리고 이득) 을 유지하기 위해서 제한된 최대크기 (1.75 GHz 에서 2 m) 까지 증가하게 된다. 주파수가 낮을수록 안테나이득의 손실을 보상하기 위해서 더 큰 전송전력이 필요하게 된다. 반면 주파수가 높을수록 수신안테나의 포인팅손실보상 및 강우속에서도 충분한 마진을 제공하기 위해서 더 많은 전송전력이 요구된다. 그림에서 적당한 주파수는 1~18 GHz 임을 알 수 있다.

제 2 절 변조 및 코딩

링크설계를 하기에 앞서 변조와 코딩기술을 선택하여야한다. 변조는 입력신호를 무선주파수캐리어 (주로 사인파형) 특성으로 변환시키는 과정이다. 이 특성들은 진폭, 위상, 주파수, polarization 이다. 수신기에서 신호의 복조는 수신된 캐리어의 특성변화와 원래신호를 찾는 것이다. 진폭변조는 매우 큰 (그리고 값비싼) 전송기가 필요하므로 위성시스템에서 잘 사용하지 않는다. 위상 또는 주파수변조 기술들은 최대전력효율이 좋기 때문에 위성시스템에 적합하다.

그림 3.8은 위성시스템에 사용되는 가장 일반적인 변조기술을 보인 것이다.

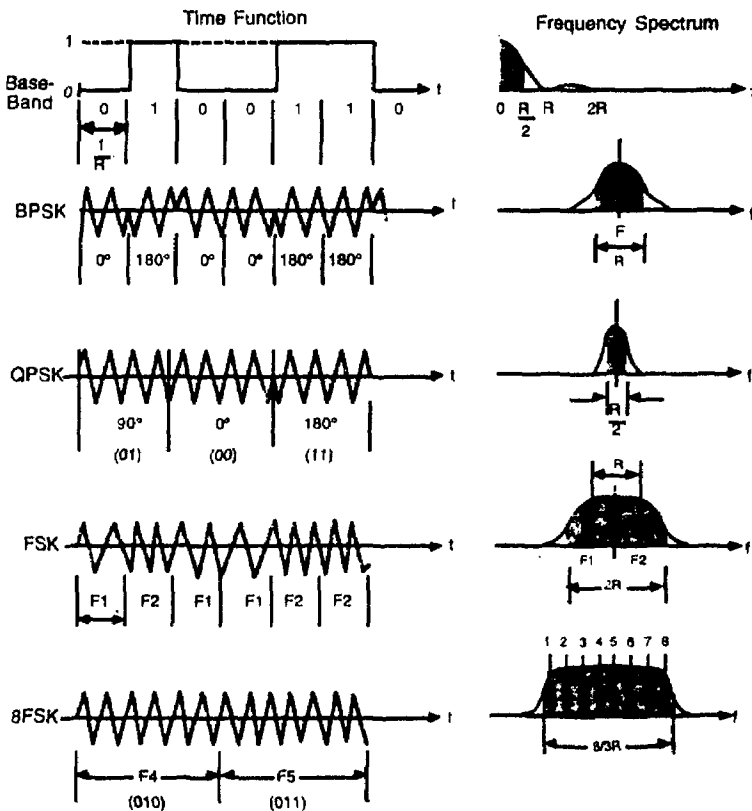


그림 3.8 위성통신에서 디지털신호를 전송하는데 일반적으로 사용되는 변조형태

Binary phase shift keying, BPSK 는 위상이 0도일 때 이진데이터 0을 전송하고, 위상이 180도일 때 1을 전송한다. Quadruphased phase shift keying(QPSK) 는 한번에 2비트를 사용해서 4개 중의 1 개의 심볼을 결정한다. 각 심볼은 0, 90, 180 또는 270도 중에서 하나가 캐리어 위상이 된다. 심볼율은 비트율의 1/2이므로 스펙트럼 폭이 1/2로 줄어든다.

Frequency shift keying, FSK는 캐리어 주파수가 F_1 일 때 이진데이터 0을 전송하고 F_2 일 때 1을 전송한다. F_1 과 F_2 의 간격은 상호간섭에 의한 손실을 막기 위해서 적어도 데이터율과 같아야 한다. 따라서 스펙트럼 폭은 BPSK 보다 적어도 2 배 이상이 된다. Multiple frequency shift keying, MFSK는 캐리어 주파수로 M 개 주파수중에서 하나가 선택된다. 예를 들어 $M = 8$ 일 때 처음 3 비트, 010 의 전송주파수가 F_5 이면 다음의 3 비트, 011 은 F_6 주파수를 전송하게 된다. 심볼율은 비트율의 1/3 이다. 그리고 전송스펙트럼 폭은 약 비트율의 8/3 이다. 주파수간격은 심볼율과 같다. 이외에 MSK, OQPSK, 8PSK, BPSK/PM 과 같은 변조기술도 있다. 이들 변조기술들은 서로 다른 스펙트럼 폭을 갖는다. 실제 시스템에서는 성능과 필터의 복잡함과의 trade-off로 더 넓은 대역폭이 필요할 수도 있다. 예를 들어 FLTSATCOM Experimental package에서는 변조기술로 8FSK가 사용되는데, 필터의 복잡함을 줄이기 위해서 톤 주파수간격과 전체스펙트럼 폭이 그림에 보인 것 보다 두 배나 크다. FSK와 MFSK로 변조된 신호들은 주로 가능한 주파수에서 수신된 전력을 측정해서 복조한다. 그리고 전송된 것 중에서 가장 큰 전력을 갖는 주파수를 선택한다. 이러한 기술의 장점은 전송채널을 통해 캐리어에 위상변화가 생길지라도 (다중경로 같은 것) 링크성능에 큰 영향을 미치지 않는다. 이러한 이유로 해서 이 변조기술들은 군용통신위성 시스템 (MFSK 사용) 과 상용 링크 (부캐리어를 FSK 변조해서 사용)에 주로 사용된다. 반면에 BPSK와 QPSK 의 복조는 수신된 캐리어의 위상측정이 요구된다. 따라서 전송채널에서 생긴 왜곡은 성능을 크게 약화시킨다. 이러한 왜곡의 영향은 Differential PSK (DPSK)를 사용해서 줄일 수 있다. 이 기술은 0 과 180 도 반전된 1 이 전송될 때 위상변화가 없어야 한다. 수신기에서 각 비트주기당 수신된 캐리어의 위상을 이전 비트주기동

안 수신된 위상과 비교해서 위상변화가 발생했는지를 알 수 있다. 이 변조기술은 에러가 없는 비트주기동안 위상변화가 적을 경우 (<0.5 dB 왜곡에 대해 < 20 도)에 왜곡을 극복할 수 있다. 불행히도 BPSK와 QPSK 변조는 비트 경계에서 갑작스런 위상변화를 겪게 된다. 이러한 전이는 신호의 주 스펙트럼 주변에 사이드밴드를 생성시키게 되어 주변의 주파수채널에 간섭을 끼치게 된다. 그러나 만약 캐리어위상이 점진적으로 바뀌면 사이드밴드의 전력은 줄어들게 된다. 이러한 기술이 Minimum shift keying (MSK) 이다. 이러한 대역폭을 효율적으로 사용하게 하는 변조기술들은 실제로 주파수스펙트럼이 한정되어 있어서 다중채널간격이 좁은 통신위성 시스템 등에 유용하게 사용된다. 캐리어는 위상변조를 하고, 서브캐리어는 BPSK를 적용하는, BPSK/PM 변조기술은 많은 TT&C 링크에 사용된다. 왜냐하면 데이터율보다 훨씬 큰 서브캐리어 주파수와 분리된 주파수로 캐리어의 데이터를 전송할 수 있기 때문이다. 이러한 주파수분리는 캐리어를 획득하고 추적하는 것을 용이하게 하므로 정밀한 range rate 측정을 가능하게 한다. 이러한 기술의 단점은 캐리어에 추가적인 전력이 필요하고 대역폭이 늘어나게 된다는 점이다.(대략 서브캐리어의 두배) 예를 들어, SGLS TT&C downlink에 데이터율을 128 kbps 까지 끌어 올려서 1.024 MHz 의 BPSK 변조된 서브캐리어를 사용한다. 그런 다음 서브캐리어는 캐리어를 위상변조 시킨다. ± 1.0 rad 의 위상변조에 대해서 전송전력은 캐리어 (60%)와 서브캐리어 (40%)에 각각 나뉜다. 표 3.4는 위성통신시스템에 주로 사용되는 디지털변조 형태를 나타낸 것이다.

이 절에서 다른 디지털 시스템에서는 BER이 링크성능을 나타내는데 사용되었다. 반면에 아날로그 통신링크는 일반적으로 신호 대 잡음비, S/N로 나타낸다. S/N 은 C/N, 변조형태 그리고 어떤 식으로 S/N 이 표현되었는가 등에 따라 다르다. 예를 들어 FM TV 신호의 S/N 은 변조지수와 C/N에 부가된 사전강화 가중계수에 의존한다. 전방의 에러정정코딩은 E_b/N_0 를 크게 감소시킨다. 이는 요구되는 전송전력과 안테나 크기를 감소시키거나 링크마진을 증가시키게 된다. Parity bit 라 불리는 여유 비트는 전송기의 데이터열에 삽입된다.

표 3.4 위성통신시스템에 사용되는 변조와 코딩방법의 비교

변조 방식	E_b / N_0 for BER = 10^{-5}	Spectrum 사용도(bps/Hz)	장 점	단 점
BPSK	9.6	1.0	BER 성능이 양호 Spectrum 사용 우수	위상 교란에 취약
DPSK	10.3	1.0	위상 교란에 취약하지 않음	높은 E_b/N_0 요구
QPSK	9.6	2.0	Spectrum의 사용 양호	위상교란에 더욱 취약
FSK	13.3	0.5	위상 교란에 취약하지 않음	높은 E_b/N_0 요구 Spectrum 사용이 불량
8FSK	9.2	0.375	BER 성능이 양호 위상 교란에 취약하지 않음	Spectrum 사용이 불량
BPSK and QPSK Plus R-1/2 Viterbi Decoding	4.4	0.5 and 1.0	BER 성능이 우수	복잡성 감소된 spectrum 사용
BPSK Plus RS and Viterbi Decoding	2.7	0.44	BER 성능이 최우수	가장 복잡 감소된 spectrum 사용
8FSK Plus R-1/2 Viterbi Decoding	4.0	0.188	BER 성능이 우수 위상 교란에 취약하지 않음	Spectrum 사용이 불량 복잡성
MSK	9.6	1.5	인접채널간 방해가 적음	복잡성
BPSK/PM ($\Delta \varphi = 1.0\text{rad sine wave}$)	13.8	$\sim R/(2f_{sc})$	도플러 측정을 위한 반송파 전송	추가 power 및 대역폭이 요구됨

이러한 비트들은 수신기가 잡음이나 간섭에 의해 전송 중에 발생할 수 있는 제한된 수의 비트에러들을 정정하고 검파할 수 있게 한다. 이러한 기술들은 복잡한 반면에 상대적으로 낮은 비용으로 구현할 수 있다. 이러한 형태의 코딩에는 단점이 있다. 여분의 에러정정비트들은 비트율을 증가시키고 따라서 전송대역폭도 늘어나게 된다. 또한 낮은 E_b/N_0 는 초기신호의 획득을 더욱 어렵게 만든다.

에러정정기술의 일반적인 형태는 Viterbi 디코딩을 하는 콘볼루션 코딩이다. 1/2 윌 콘볼루션 코드는 각 데이터비트마다 2 비트를 생성하고 전송한다. 그러므로 데이터율은 전송비트율의 1/2 이다. 수신기는 시퀀스들을 복조하고 저장한다. (일반적인 길이는 62 비트) 시간이 감에 따라 부가적인 비트들이 수신되고 저장된다. 이들 시퀀스들은 전송된 코드시퀀스와 비교된다. 수신된 시퀀스와 가장 근사한 시퀀스가 전송된 시퀀스로 선택된다. 에러확률을 줄이기 위해 이러한 과정이 반복된다. 그림 3.4에 보인 것처럼 viterbi 디코딩은 특정의 BER 을 얻는데 요구되는

E_b/N_0 를 크게 감소시킨다. 예를 들어 BER이 10^{-5} 일 때 E_b/N_0 는 4.4dB 이다. 이는 코딩하지 않은 BPSK (9.6 dB가 필요한) 보다 5.2 dB의 코딩이득을 얻게 된다.

Shannon limit 의 E_b/N_0 값은 일정하게 -1.6 dB를 갖는다. 이 이하에서는 어떤 정보율을 갖는 통신이라도 에러가 발생하는 것을 막을 수 없게 된다. 이는 Shannon-Hatley theorem에서 유도된 것인데, 이론적인 최대 데이터율 R_{max} 는 대역폭 B 의 전송채널을 통해 전송될 경우 다음과 같이 표현된다.

$$R_{max} = B \log_2 \left(1 + \frac{C}{N} \right) \quad (3-24)$$

여기서 C/N 은 채널에서의 평균 캐리어 전력 대 잡음전력비이다.

실제로 Shannon limit 실현은 전송대역폭과 코딩의 복잡도 증가로 인해 불가능하다. 그러나 코딩기법을 두 가지 혹은 연속적으로 사용해서 이 limit에 근접할 수 있다. Pioneer 의 통신링크에서는 매우 큰 공간손실을 극복하기 위해서 이 기술을 사용한다. 이진신호는 32 페리티비트를 갖는 255 비트 Reed-solomon 코드를 사용해서 첫 블록이 인코드된다. 인코드된 블록신호는 1/2 콘볼루션 코드율을 사용해서 인코드된다. 데이터는 수신기에서 Reed-solomon 디코더와 viterbi 디코더에 의해 복구된다. 그림 3.4에 보인 바와 같이 결합된 코드의 BER 성능은 BER 이 10^{-5} 일 때 Shannon limit 보다 겨우 4.2dB 앞선다. 더 길고 복잡한 코드를 사용해서 Shannon limit에 근접한 특성을 얻을 수 있다. 이 기술은 데이터율이 100 bps 이상일 때는 디코딩과정이 복잡하고 비용이 증가되기 때문에 현재까지 잘 사용되고 있지는 않다. 그러나 앞으로는 빠른 스피드와 저가의 디지털프로세싱 회로의 발달로 이러한 제한은 사라질 것이다.

그림 3.4에서 BER 특성이 E_b/N_0 레벨에 민감하다는 것을 알 수 있다. BER

이 10^{-4} 일 때, 1dB 의 E_b/N_0 의 감소가 BER을 크게 증가시킨다. 따라서 설계시 (후반에 설명할) 적절한 링크마진을 고려하는 것이 매우 중요하다. 주어진 E_b/N_0 값은 무한한 대역폭을 갖는 전송채널과 이상적인 수신기를 가정해서 제시된 것이다. 실제적으로는 대역제한효과, 국부발진기의 위상잡음과 주파수 drift, 캐리어추적 루프의 잡음 그리고 비트 싱크로나이징에러 등을 고려해야 한다. 그러므로 이론적인 E_b/N_0 에 이러한 손실분 1dB 혹은 2dB 정도를 추가해야 한다.

변조와 코딩기술은 비용, 복잡도, 신호획득의 어려움, 전송대역폭 제한 그리고 간섭과 페이딩에 대한 민감도 등을 고려해서 선택해야 한다. 대역폭이 여유가 있고 전력이 제한된 시스템에서 코딩은 더욱 가치 있는 일이 된다. 오늘날 대역폭과 하드웨어 속도가 중요한 대부분의 시스템에는 데이터율이 수 백 Mbps 보다 크지 않는 한 전송전력을 줄이기 위해 FEC (forward error correction) 코딩을 사용한다.

표 3.4는 BER이 10^{-5} 일 때, 낮은 E_b/N_0 값은 스펙트럼 효율이 나쁘기 때문에 전송대역폭의 증가를 가져온다. 이때는 신호를 변조하기 전에 FEC 체크 비트를 추가하여 전송율을 증가시킬 수 있다. 그러나 최근의 기술은 대역폭을 증가시키지 않고도 상당한 코딩이득을 얻을 수 있게 한다. RF에 가능한 코드신호의 집합을 생성하기 위한 코딩과 변조과정의 결합의 기본 아이디어는 각 패턴을 n 비트 워드와 일치시키는 것이다. 수신기는 가능한 패턴집합들을 알고 있고 가장 근접한 패턴을 선택한다. 예를 들어 4 상, 2/3 율의 인코더가 8PSK 변조와 결합되면 같은 대역폭을 사용하는 QPSK 변조보다 코딩이득이 3dB 많다. 그러한 방법이 위성의 고속데이터통신에 제안되어 왔고 미래의 위성시스템에도 사용될 것이다.

제 3 절 통신 방식

위성과 지상간의 통신은 무선 링크를 통하여 이루어진다. 그림 3.9는 단순화시킨 무선 통신 링크의 예를 보여준다. 위성의 원격측정 자료가 위성의 데이터처리 시스템 (On-Board Data Handling system)에서 위성 버스를 통하여 에러 인코더 (error encoder)를 통한 후 반송파에 변조된다. 고속으로 데이터를 생성하는 탑재체나 센서를 위해서는 별도의 방식으로 변조되기도 한다. 이러한 정보는 주파수 fd 인 원격측정 다운링크로 전송된다. 원격측정 명령은 업링크 주파수 fu 로 수신되어 복조된 후 명령 처리기로 처리된다. 데이터 이외에 일련의 레인징 톤 (ranging tones)이 지상국에서 송신되고 위성에서 재전송된다. 송신된 톤과 수신된 톤의 관계에서 위성체와의 거리를 계산할 수 있게 된다. 이러한 위성과 지상과의 통신 방식으로 시분할 다중화 방식 (time division multiplexing)과 패킷통신 방식이 사용되고 있다. 시분할 이 방식은 여러 채널의 정보를 시분할하여 다중화된 프레임에 넣어 정보를 전송하는 방식으로 널리 사용되어 왔다. 그림 3.10은 이러한 시분할 방식의 원격측정 프레임 형태를 보여준다. 패킷통신 방식은 시분할 방식에 비해 상대적으로 새로이 개발된 방식으로 지상의 패킷통신 기법과 유사하다. 전송할 데이터를 정해진 길이와 형태의 패킷으로 나누어 발신자 (source)와 수신자 (destination) 및 에러 정정코드를 포함하여 전송하는 방법이다. 이 방법의 가장 큰 장점은 유연성에 있다. 위성체나 탑재장치의 변경에 쉽게 대응이 가능하고 특정한 채널의 데이터 전송의 빈도를 높일 수 있다. 또한 이러한 패킷통신 프로토콜은 국제적으로 규정되어 지상망의 구축에도 기여하고 있다. (CCDSS packet telemetry, telecommand) 그림 3.11은 이러한 패킷통신 방식의 원격측정 개념을 보여주고 있다.

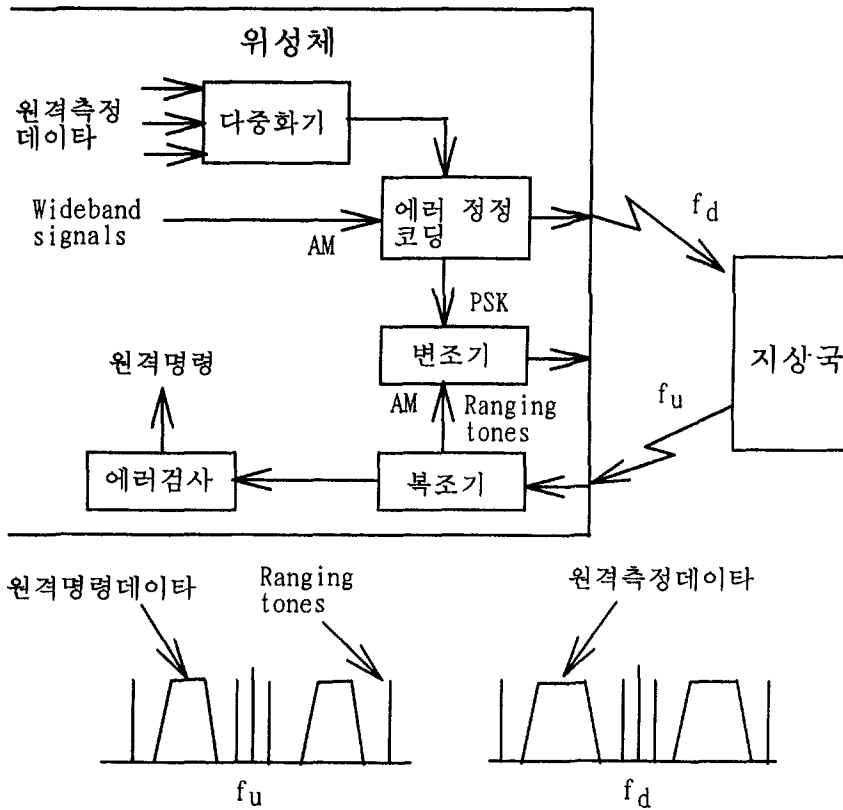


그림 3.9 위성과 지상간의 통신 링크 개요

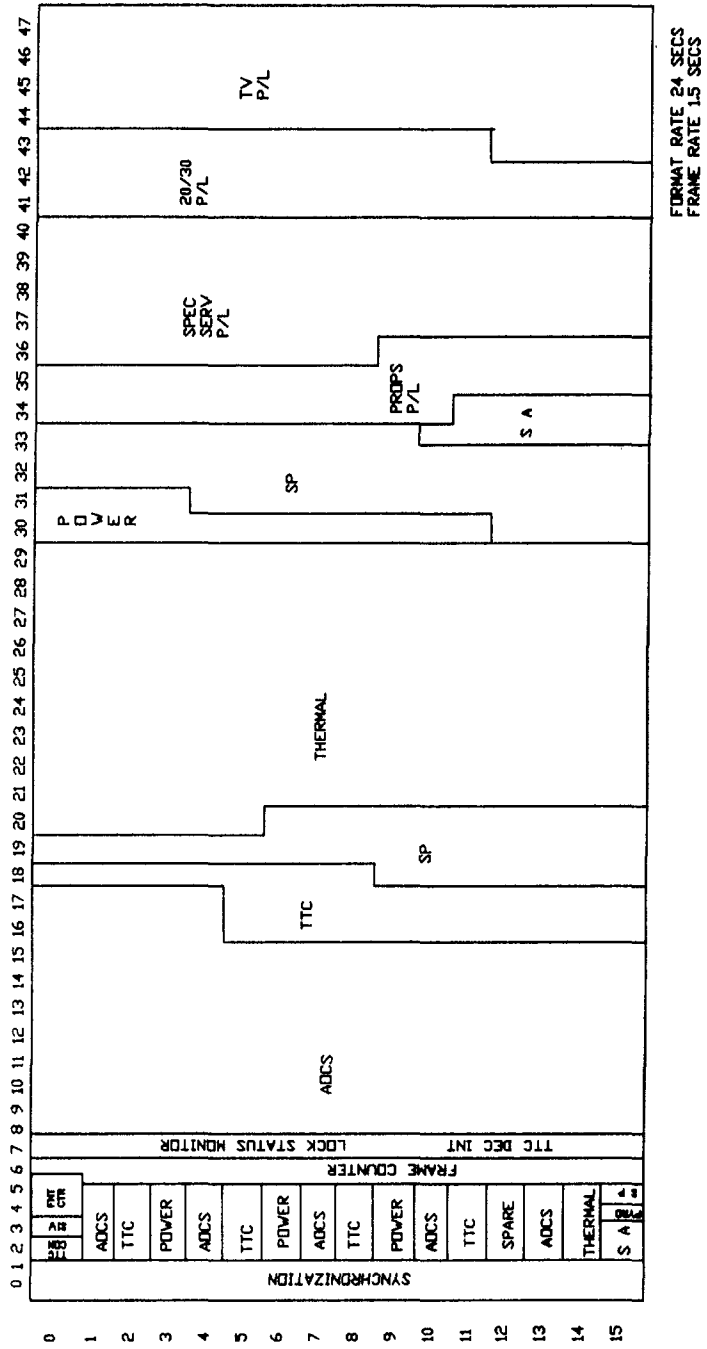


그림 3.10 시분할 방식의 원격측정 프레임의 예 (Olympus)

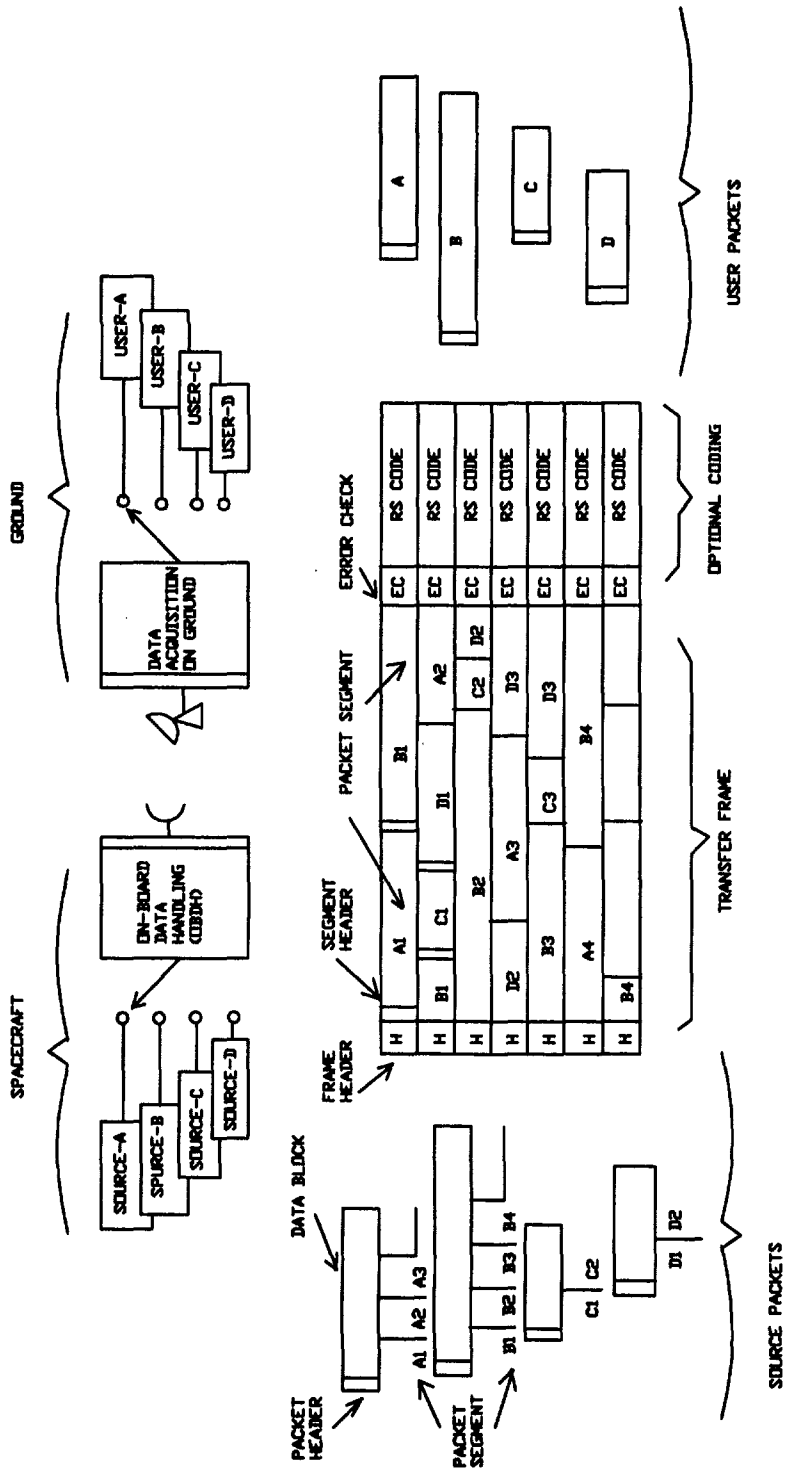


그림 3.11 패킷 방식의 원격측정 개념

제 4 장 관제국 기술

제 4 장 관제국 기술

제 1 절 관제국 기능과 역할

관제국은 궤도를 돌고 있는 위성을 추적하여 위성으로부터 자료를 수신하거나 명령을 송수신하여 위성의 상태를 감시 또는 제어하게 된다. 통상적으로 관제국은 여러 개의 위성을 추적하고, 자료 수신, 명령송신이 가능한 다중임무를 수행하도록 설계한다. 관제국의 역할을 요약하면 다음과 같다.

1. 관제국에서 제어하려는 파라미터를 감시하고 처리해서 위성의 건강상태와 telemetry를 감시한다.
2. 정상운영 (궤도제어, 위성체 유지), 비상 운영(safe-hold 모드), 초기운영, 임무 요구에 맞는 원격 측정명령을 발생시키고 위성체에 전달하여 제어한다.
3. 궤도 결정과 예측, 안테나 추적, 데이터 생성, 궤도 유지 명령 생성, 위성 자세 재설정과 감시, 탑재체 임무요구에 따른 위성 자세 제어등과 같은 위성 비행 역학(Flight Dynamics) 서비스를 제공한다.
4. 안테나 포인팅 데이터 생성에 대한 다중 임무 서비스를 제공한다.
5. 초기 운용 서비스를 제공한다.

관제국의 구성 요소는 크게 나누어 지상 제어 부분과 통신 부분으로 나눌 수 있다. 지상 제어 부분은 임무제어 센터(Mission Control Center), 원격 추적 지상국(Remote Tracking Station), 탑재체 운영 센터(Payload Operations Center), 그리고 비행 역학 시뮬레이터 (Flight Dynamics Simulator)로 구성된다. 통신 부분은 위성 제어망 운영 요소를 연결하는 것과 통신 네트워크를 담당하는 부분으로 구성된다. 각 구성 요소에 대한 상세한 내용은 다음 절에서 다룬다.

표 4.1은 준비단계, 발사 및 궤도상 운영, 비상 운영, 그리고 운영 평가 등 관제 임무의 단계별 활동을 나타낸 것이다.

표 4.1 임무 단계별 활동 계획

단 계	활 동
준 비 단계	<ul style="list-style-type: none"> ○ 임무 사양의 검토 및 평가 ○ 운영 개념 정의 ○ 지상시스템 수정 설계, 개발, 통합 및 시험 ○ 위성 프로그램 문서 지원 임무 시간 계획 개발 ○ 우주 및 지상시스템 설계 과정 감시 ○ 운영절차 개발 ○ 요원 훈련 ○ 리허설 및 연습
발사 및 궤도상 운영	<ul style="list-style-type: none"> ○ 발사 운영 지원 <ul style="list-style-type: none"> - 명령 및 원격측정 적합성 시험 <ul style="list-style-type: none"> · end-to-end system testing · 발사장 위성 RF 시험 - 비상시 대비 외부 기관과의 조정 - 실행/비실행(GO-NO GO) 결정을 위한 발사장과의 접속 <ul style="list-style-type: none"> · 위성 다운링크 원격측정데이터 처리 · 발사체 궤적 및 투입 벡터 갱신 · 최종 위성체 구성 - 발사운영 <ul style="list-style-type: none"> · 사건 감시 · 궤도 분석 · 상승 순서 평가 · 투입 벡터 갱신 · 최초 획득 각도 예측 - 데이터 전송 링크 ○ 최초 획득 <ul style="list-style-type: none"> - 자율적 전개 상태 - 위성 서브시스템 구성 결정 - 위성 건강 상태 - 명령 능력 확인 - 소모품 예산 평가 - 명령 로드 갱신 - 전개 계획 구현 - 초기 궤도 조정 계획 작동 - 추적데이터 수집 및 평가 - 위치 추산력 (ephemeris) 생성 - 비행 계획 갱신 ○ 초기궤도 위성시험 <ul style="list-style-type: none"> - 위성 전개 과정을 시작 - 궤도 시험 절차 구현 <ul style="list-style-type: none"> · 위성 서브시스템 시험 및 점검 · 서브시스템의 효율성 및 예산 제어 · 탑재체 구동 및 시작

단 계	활 동
	<ul style="list-style-type: none"> - 궤도 결정 및 획득 활동 <ul style="list-style-type: none"> • 추적데이터 수집, 평가 및 배분 • 위치추산력 생성 및 갱신 • 획득 예측 생성 • 최종 궤도를 위한 조정 계획 • 탑재체 시험 ○ 위성체 궤도상 운영 <ul style="list-style-type: none"> - 일상 위성 운영 - 임무 데이터의 수집, 처리, 배분 - 이상 탐지 (anomaly detection) - 우주 및 지상시스템 데이터베이스 유지 - 비행 소프트웨어 갱신 - 수명 종료 시험 및 처분
비 상 운 영 (Contingency Operations)	<ul style="list-style-type: none"> ○ 위성체 안전 ○ 데이터 획득 계획 ○ 이상 해결 ○ 수정된 명령계획, 일정계획 및 실행 ○ 서브시스템 운영 분석
운 영 평 가 (Operations Evaluation)	<ul style="list-style-type: none"> ○ 궤도 시험 보고서 ○ 개정된 운영 절차 ○ 개정된 비상 절차 ○ 소프트웨어 수정 ○ 데이터베이스 갱신 ○ 습득한 교훈 ○ 데이터 저장 관리 ○ 요원 교육 계속

제 2 절 관제국의 구성

이번 절에서는 관제국의 구성에 대해 다룬다. 먼저 관제국을 구성하는 인력을 업무 세분화를 통하여 알아보고 관제국을 구성하는 서브시스템에 대하여 다룬다.

1. 업무세분화

관제국을 구성하는 인력을 업무 세분화에 따라서 분류하면 다음과 같다.

- 시스템 프로그램국 (program office)
- 위성 기술 자문 (technical advisor)
- 임무 책임자 (mission director)
- 임무 조정자 (mission controller)
- 임무 계획자 (mission planner)
- 위성체 서브시스템 분석자 (subsystem analyst)
- 탑재체 분석자 (payload analyst)
- 지상국 제어자 (ground controller)
- 원격 추적 지상국 제어자 (remote tracking station controller)
- 궤도 분석자 (orbit analyst)
- 소프트웨어 엔지니어 (Software engineer)
- 하드웨어 엔지니어 (Hardware engineer)
- 자원 계획자 (resource scheduler)
- 탑재체 이용자 (payload user)

그림 4.1은 관제국에서 업무 세분화에 따른 인력의 배치도를 나타낸 것이다.

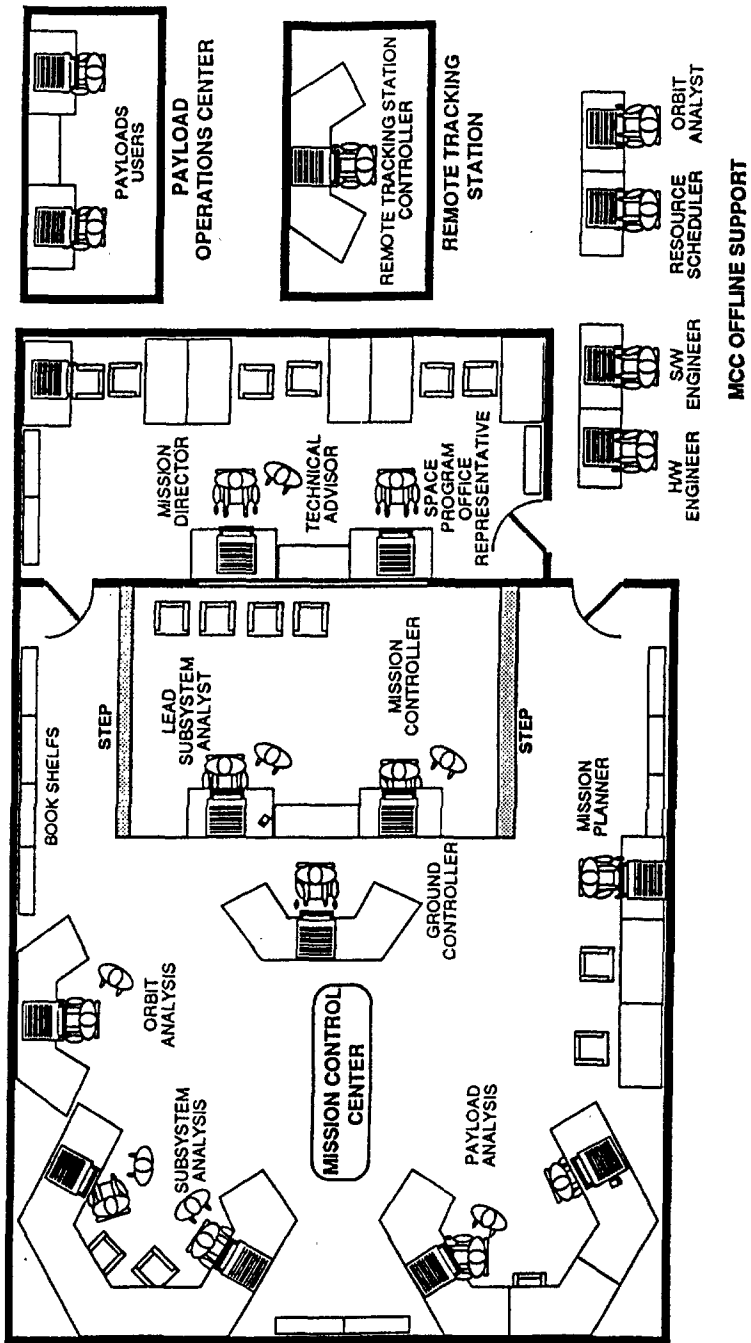


그림 4.1 관제국에서 임무 운영자의 배치도

다음은 각 임무 운영자의 임무를 나타낸 것이다.

가. System Program Office

- 위성체 프로그램을 후원하고 관리하는 역할을 담당한다.
- 시스템 획득에서부터 EOL (End of Life)까지 궤도상의 운영에 대한 전반적인 책임을 진다.
- 임무 지원 계획과 비상 명령 계획을 수립한다.

나. Spacecraft Technical Advisor

- 궤도 시험 계획의 지원에 대한 활동을 지시한다.
- 초기 궤도 지원 기간동안 서브시스템의 성능을 평가한다.
- 위성의 이상(anomaly)과 resolution에 대한 책임을 진다.
- 장기간 위성 경향 분석을 수행한다.
- 궤도 운영 핸드북에 대한 개정판을 제공한다.
- 위성 제작자를 대표하고 서브시스템 동작 특성에 대한 상담자 역할을 수행한다.

다. Mission Director

- 위성체 시스템에 대한 전반적인 관제국 활동을 관리한다.
- 시험 운영 명령(Test Operations Order: TOO)을 설정하고 출판한다.
- 실시간 운영 동안에 임무 지원 팀을 관리한다.
- 접촉 지원 계획 (Contact Support Plans: CSP)과 건강상태 획득, 이상 감지와 비상운영에 대한 책임을 진다.

라. Mission Controller

- 각 위성접촉동안 실시간 명령과 운영 제어에 대한 책임을 진다.
- 통과 전 (prepass), 실행 그리고 통과 후 (postpass)에서 임무제어 팀의 리더

로서 다음과 같은 일을 수행한다.

- 접촉지원 계획 (CSP)을 승인하고 검사한다.
- 접촉활동을 개시한다.
- 통과 전 브리핑을 한다.
- CSP를 수행한다.
- 비상 명령에 대한 조정, 승인 그리고 수행을 한다.
- 통과 후 지원 평가를 수행한다.
- 일정계획과 Mission Director의 개정된 사항을 조정한다.

다. Mission Planner

- 사용자 요구사항을 시스템 가용성과 네트워크 일정에 맞게 조정한다
- 접촉지원 활동 계획에 대한 책임을 진다.
- 임무일정을 개발하고 생성시킨다.
- CSP를 생성하고 명령 전송의 위성체 접수를 실시간으로 검증한다.
- 실시간 지원동안 Mission Controller를 지원한다.
- 통과 후 평가와 분석기간 동안에 지원을 한다.

바. Spacecraft Subsystem Analyst

- 위성 서브시스템의 전체적인 성능에 대한 책임을 진다.
- 명령 로딩을 검사하고 발생시킨다.
- 실시간 건강 상태 평가를 수행한다.
- 적절한 위성 서브시스템 형상을 보장해 준다.
- 위성체 이상 감지에 대한 책임을 진다.
- 궤도 지원 계획 기능을 지원한다.
- 소비성 예산을 관리한다.
- Telemetry와 명령 데이터 자료를 관리한다.

사. Payload Analyst

- 탑재체 서브시스템 성능을 평가하고 감시한다.
- 위성 운영에 대한 위성 탑재체 데이터 사용자와 Mission Planner사이를 조정한다.
- 탑재체 운영 일정을 개발한다.
- 탑재체 데이터 획득과 처리에 대한 정확도와 시간배정을 한다.

아. Ground Controller

- 실시간 지원에 있어서 전체적인 통신과 컴퓨터 시스템 조정, 상태에 대한 책임을 진다.
- 실시간 지원 동안 모든 사용자에게 데이터 흐름을 확인한다.
- 통과 후 데이터 전송에 대한 네트워크를 형상화하고 일정을 정한다.

자. Remote Tracking Station Controller

- 위성 운영 지원에 있어서 모든 RTS 장비의 형상에 대한 책임을 진다.
- RTS Personnel의 준비에 대한 전반적인 책임을 진다.
- 지상국 작업 중지기간에 대한 Resource Scheduler를 조정한다.
- 모든 유지활동을 조정한다.

차. Orbit Analyst

- 궤도 결정과 위치 추산력 (ephemeris) 생성에 대한 책임을 진다.
- 위성 궤도 성능 평가를 지원한다.
- 실시간 추적 데이터 평가를 수행한다.
- 위성체 기동 계획, 자세 결정과 궤도 유지 명령 계획에 대한 책임을 진다.
- 이상 형상을 지원한다.

카. Software Engineer

- 지상 지원 시스템 소프트웨어 유지에 대한 책임을 진다.
- 지상 시스템 소프트웨어의 전문가이다.
- 데이터 시스템 소프트웨어의 이상을 조사하고, 실시간 지원 가용성을 확인한다.
- Mission-unique 소프트웨어에 대한 사양과 요구사항을 작성한다.
- 소프트웨어 갱신과 개발 운영을 지원한다.
- 소프트웨어 형상을 관리한다.

타. Hardware Engineer

- 지상시스템 하드웨어 전문가이다.
- 데이터 시스템 하드웨어의 이상을 조사하고 실시간 가용성을 확인한다.
- Mission-unique 하드웨어에 대한 사양과 요구사항을 작성한다.
- 하드웨어 갱신과 개발운영을 지원한다.
- 하드웨어 형상을 관리한다.

파. Resource Scheduler

- 다음과 같은 운영 지원에 대한 네트워크 자원 요구사항을 설정한다.
 - 임무 계획
 - 탑재체 운영
 - 시스템 이상
- 자원 요구 상충을 해결하기 위하여 네트워크 사용자들을 조정한다.

하. Payload Users

- 탑재체 운영요구를 정한다.
- 탑재체 데이터 평가를 한다.
- 탑재체 서브시스템 형상 상태를 요구한다.
- 탑재체 건강 상태 평가를 한다.

2. 관제국 구성

이 절에서는 관제국을 구성하는 서브시스템에 대하여 다룬다. 서브시스템은 일반적으로 지상제어 부분과 통신 부분으로 구성되고, 위성 제어 네트워크와 실시간 운영과 오프-라인 지원을 하는 소프트웨어 부분을 포함한다. 관제국에서 지상 부분은 임무 제어 센터, 원격 추적 지상국, 탑재체 운영 센터, 그리고 비행 역학 시뮬레이터로 구성된다.

임무제어 센터는 다음과 같은 역할을 수행한다.

- 임무 계획과 자원 일정관리를 수행한다.
- 위성 운영에 대한 위치를 제어한다.
- 다음과 같은 실시간 위성 명령과 제어를 행한다.
 - 명령 생성
 - Telemetry 처리
 - 추적 데이터 처리
- 위성체 건강을 실시간과 오프-라인으로 획득한다.
- 탑재체 사용자와 다른 외부 부서와의 인터페이스를 행한다.
- 비행 데이터 베이스를 관리한다.
- 모든 위성 데이터 처리 장비를 포함한다.

임무 제어 센터 설계시 고려해야할 사항은 다음과 같다.

- 개방형 구조의 TT&C설계를 채택한다.
- 상업적인 (commercial-off-the-shelf) 하드웨어와 소프트웨어의 사용을 최대한화한다.
- 산업 표준 하드웨어와 소프트웨어 플랫폼을 형성한다.
- 계층화된 소프트웨어 접근을 가진다.

- 동시에 다중 위성 프로그램을 지원하도록 지원한다.
- 전문가 시스템 기술을 채택한다.
- 연관 데이터베이스 가용성의 이점을 이용한다.
- 분산, 이중화 시스템을 채택한다.
- 데이터 처리와 동향에 대한 확장된 그래픽을 사용한다.
- 온-라인과 오프-라인 데이터 저장과 분배 시스템을 채택한다.
- 형상관리 시스템을 채택한다.
- 위성 시뮬레이션과 모델링 능력을 가지도록 한다.
- 임무 계획 도구를 마련한다.
- 새로운 시스템 개발과 시험에 대한 자원 이용성을 가지도록 한다.

위에서 언급한 임무제어센터 설계시 고려사항은 적절한 임무 제어 센터의 역할을 수행하기 위해서 필요로 하는 것이다.

원격 추적 센터는 RF 안테나 서브시스템과 원격측정, 추적, 명령 부분으로 구성되고 제어 부분, 통신 부분을 포함한다. RF 안테나 서브시스템은 수신부와 송신부로 구성된다. 원격측정, 추적, 명령부분은 Ranging과 자동추적과 궤도 갱신을 하고 제어 센터로 데이터 전송에 대한 처리를 하며, 그리고 위성으로 요구중인 명령 데이터를 수신하고 처리한다. 제어 부분은 시간 자원을 관리하고 다음과 같은 형상(configuration) 선택을 행한다.

- 안테나 선정과 포인팅
- 명령 생성
- Equipment string designation의 처리

통신 부분은 Control Center와의 통신 In-house 통신, 그리고 데이터 전송 링크로 구성된다.

탑재체 운영 센터는 다음과 같은 기능을 수행한다.

- 탑재체 계획과 일정관리를 수행한다.
- 탑재체 데이터 처리 장비를 관리한다.
- 모든 임무 요구를 초기화한다.
- MCC의 Mission Planner와의 인터페이스를 제공한다.
- 모든 탑재체 데이터를 처리하고 검증한다.
- 데이터 저장을 한다.
- 주 Investigator에 데이터를 분배한다.

탑재체운영센타를 설계할 때 고려할 사항은 다음과 같다.

- 부분적 혹은 전체적인 탑재체 데이터를 처리할 수 있게 설계한다.
- 근간 혹은 실시간에서 처리된 탑재체 데이터를 이용가능하게 한다.
- RTS나 Remote Readout Station(RSS)를 통하여 MCC로부터 탑재체 데이터를 수신한다.
- MCC나 RSS를 통하여 탑재체 명령을 처리한다.
- 모든 탑재체 임무 계획에 대한 초점을 맞춘다.
- 주 사용자에게 대한 탑재체 데이터 분배 가용성을 갖춘다.
- MCC, POC와 RSS사이의 통신 연결성을 구축한다.
- 탑재체 처리 소프트웨어 개발과 시험을 지원하기 위한 자원 이용성을 갖게 한다.
- 형상을 관리한다.

비행 역학 시뮬레이터는 위성 이상시에 탑재 소프트웨어를 갱신하고 새로운 비상 운영에 대한 타당성을 조사하기 위하여 필요하고 다음과 같은 기능을 한다.

- 운용 시스템으로서 같은 하드웨어와 소프트웨어 형상을 가진다.
- 시스템 형상 관리자로서의 역할을 한다.

- 운용 소프트웨어를 수행하도록 한다.
- 다음과 같은 하드웨어와 소프트웨어 Test Bed로서의 기능을 한다.
 - 운영 과정 타당성
 - 소프트웨어와 하드웨어 갱신(upgrades) 검사
- 위성 서브시스템 응답을 시뮬레이션한다.
- 위성체 역학을 시뮬레이션한다.
- 지상 비행 역학 데이터베이스를 검사한다.
- Software Development Laboratory로서의 서비스를 제공한다.
- Personnel Readiness에 대한 Training Tool의 기능을 수행한다.

그림 4.2는 위성 시뮬레이터의 기능적 블록도를 나타낸 것이며 그림 4.3은 AOCS의 시뮬레이션 기능적 블록도를 나타낸 것이다. 그림 4.4는 위성 인터페이스와 환경 시뮬레이터 구조를 나타낸 것이다. 표 4.2는 관제국 구성 요소 중 지상 제어부분을 간략히 나타낸 것이다. 관제국 구성요소 중 통신 부분은 데이터, 음성과 Video를 위성 제어망 요소와 연결하고, 통신 네트워크는 상업 위성 링크와 광역망(Wide Area Network), 지역망(Local Area Network)을 포함한다. 명령 및 제어 소프트웨어는 실시간 위성운영에 대해서 추적, 원격측정, 명령에 대한 부분과 오프라인 지원으로 궤도 설정 및 조정 계획, 임무 계획 도구, 형상 관리, 임무 고유 소프트웨어를 포함한다. 또한 비행 역학 시뮬레이션을 지원하면 통신에 대해 인터페이스를 제공한다. 그림 4.5는 관제국 구성과 위성 제어망의 한 예를 나타낸 것이다. 그림 4.6은 관제국 구성요소 (POC, MCC, RTS)간의 임무 운영 데이터 흐름을 나타낸 것이다.

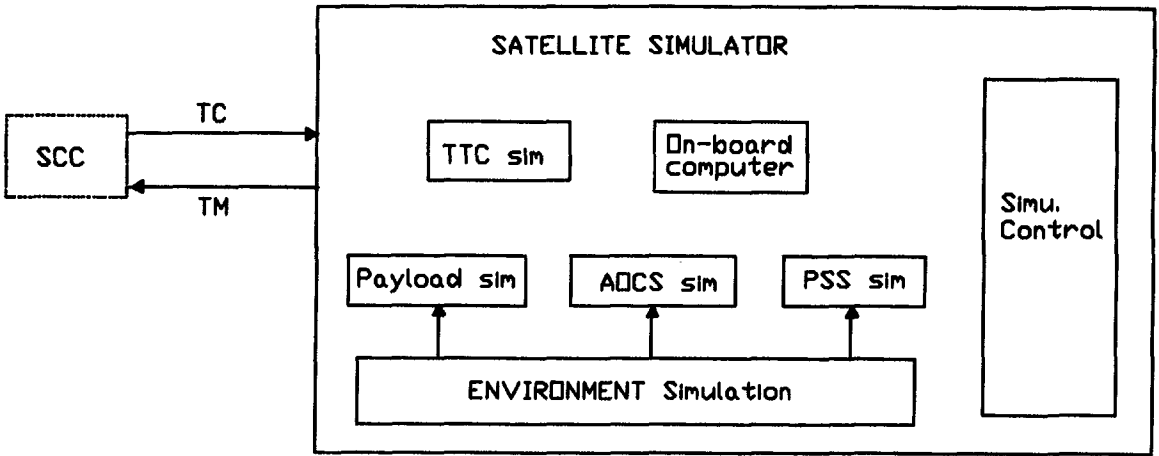


그림 4.2 위성 시뮬레이터의 기능 블록도

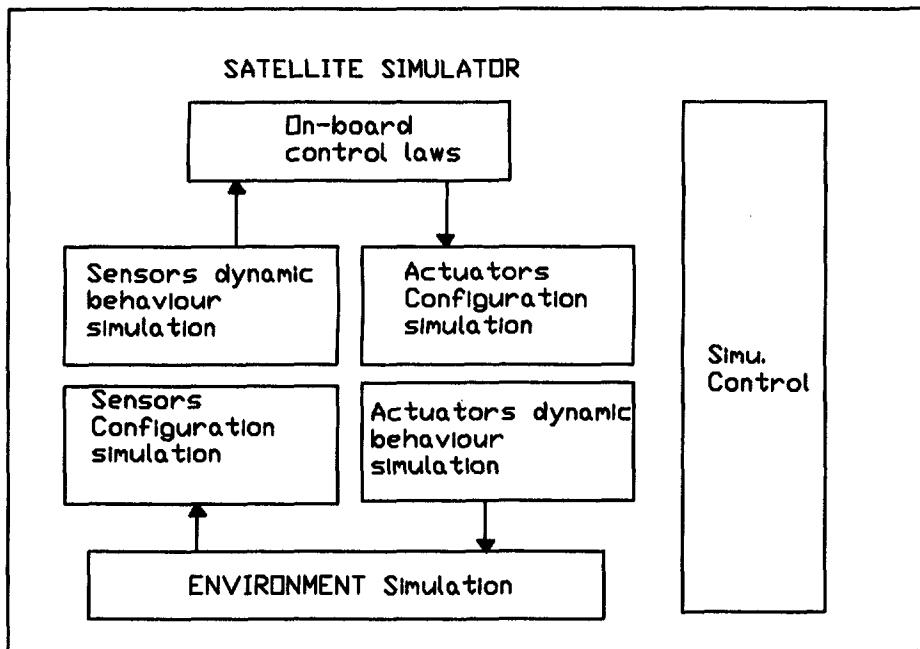


그림 4.3 AOCs 시뮬레이션 기능 블록도

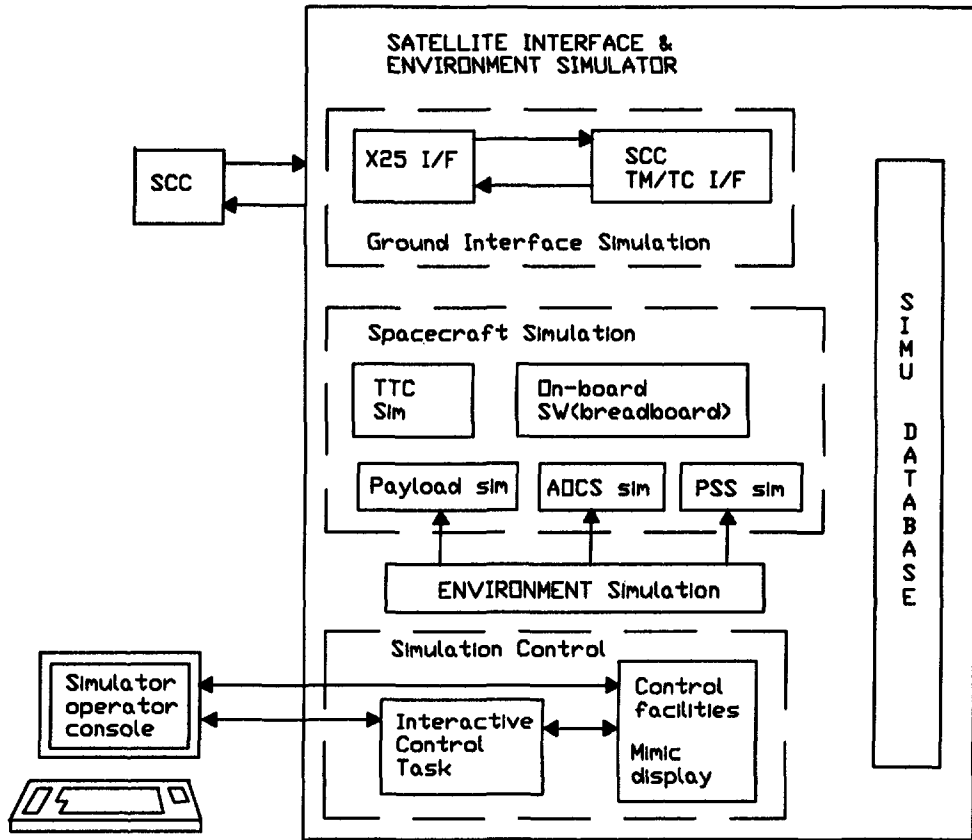


그림 4.4 위성 인터페이스와 환경 시뮬레이터 구조

표 4.2 관제국 구성 요소 (지상제어 부분)

구 성	기 능
<p>임무제어센터 (Mission Control Center)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ○ 임무 계획 및 자원관리 ○ 위성운영을 위한 제어점 ○ 실시간 위성제어 및 명령 지휘 <ul style="list-style-type: none"> - 명령 작성 - 원격추정데이터 처리 - 추적 데이터 처리 ○ 위성 건강 평가 <ul style="list-style-type: none"> - 실시간 및 오프라인 ○ 탑재체 이용자 및 외부기관과의 접속 ○ 비행 데이터 베이스 관리 ○ 모든 위성데이터 처리 장치를 보유
<p>원격추적지상국 (Remote Tracking Station)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ○ RF 안테나 서브시스템 <ul style="list-style-type: none"> - 송·수신 ○ 원격추정, 추적 및 명령 부문 <ul style="list-style-type: none"> - ranging, 자동추적 및 궤도 갱신 - 제어센터로 데이터 전송을 위한 처리 - 요구에 따라 전송할 명령데이터를 수신·처리 ○ 제어부문 <ul style="list-style-type: none"> - timing source - 구성의 선택 <ul style="list-style-type: none"> · 안테나 선택 및 지향 · 명령 생성 지휘 · 처리 장치 지정 ○ 통신 <ul style="list-style-type: none"> - 제어 센터 - 구내 통신 - 데이터 전송 링크
<p>탑재체 운영 센터 (Payload Operations Center)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ○ 탑재체 계획 수립 및 일정 계획 ○ 탑재체 데이터 처리 장치 ○ 모든 임무 요구의 시작 ○ MCC의 임무 계획자의 인터페이스 ○ 모든 탑재체 데이터의 처리 및 검증 ○ 데이터 저장 ○ 투자자에게 데이터 배분
<p>비행 역학 시뮬레이터 시설 (Flight Dynamics Simulator Facilities)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ○ 임무 운영 요원 훈련 시설 ○ 명령 계획 확인 및 검증 ○ 비행 소프트웨어 검증 허용 ○ 위성 역학 반응 시뮬레이션 ○ 이상 조사 및 해결을 위한 진단도구

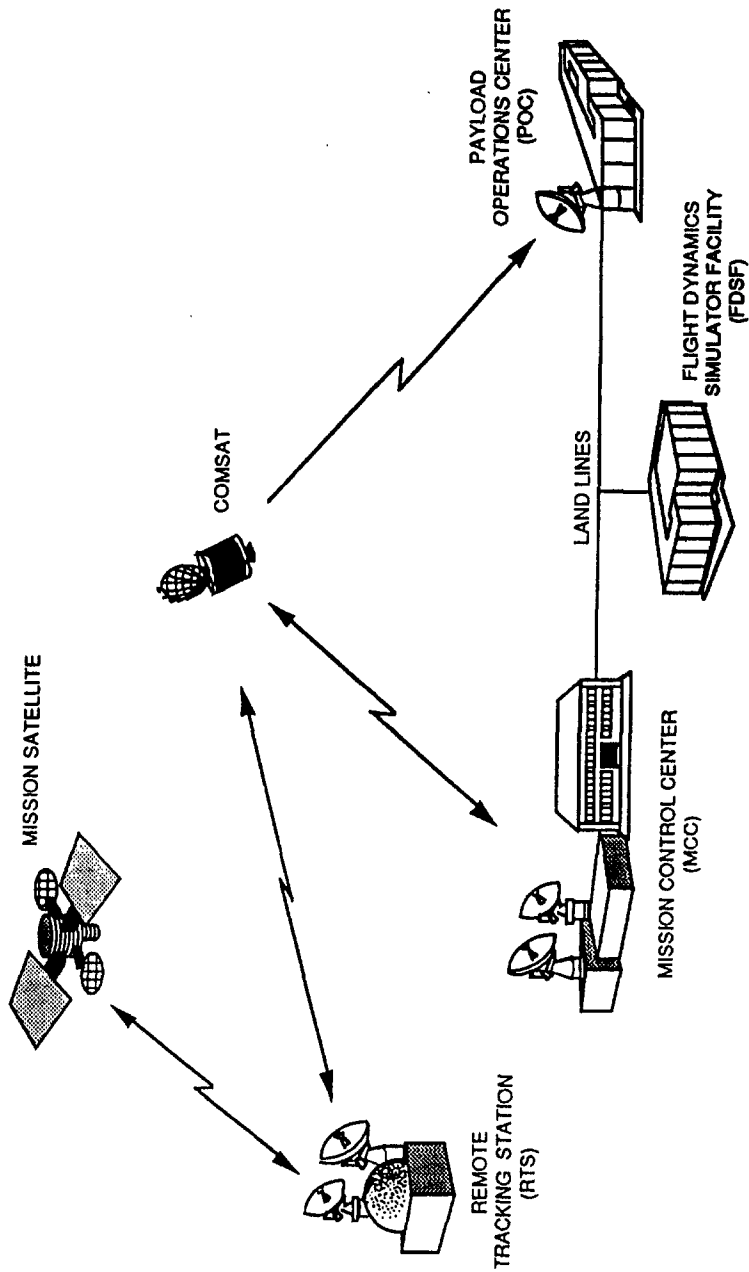


그림 4.5 관제국의 구성과 위성 제어망

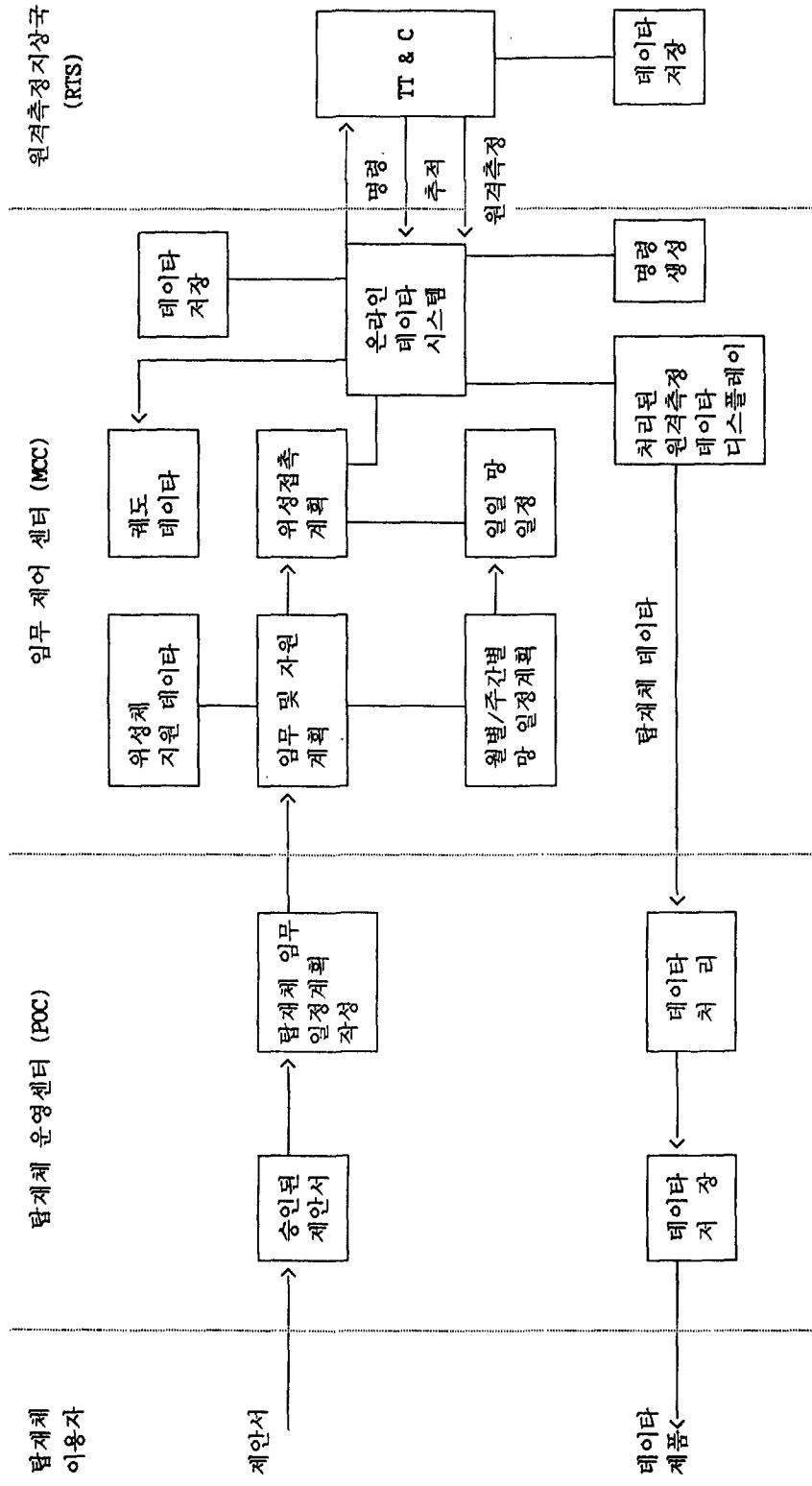


그림 4.6 인공 데이터 수요 흐름

제 3 절 관제국 장비

1. 안테나 및 RF 장비

장	비
High Power Amplifier	
HPA	
Switches	
Redundancy Combiner	
Phase Attenuator	
Power Supply Unit	
Antenna Drive Control	
Drive Control Equipment	
Power Dist. Unit	
Frequency Changing and Switching	
LNA Switch Control	
IF Amplifier	
Upconverter	
Downconverter	
Switch Unit	
Atenuators	
Interface	
Power Dist. Unit	
Antenna Tracking	
LNA Switch Control	
Test Loop Translator	
Control Unit 1	
Antenna 1	
Control Unit 2	
Antenna 2	
Downconverter	
Receiver	
Test Patch Panel	
Dehydrator	
Power Dist. Unit	

2. IF 및 BASEBAND 장비

장	비
IF Switching	
	Power Dist. Unit
	FM/PM Converter
	IF Uplink Switch Matrix
	IF Downlink Switch Matrix
IF Downlink - Receive	
	Power Dist. Unit
	Beacon Receiver
	Unit Mainframe
	RF Tuner
	IF Filter
	Demodulator
	Access Panel
	Test and Diagnostics
IF Uplink - Transmit	
	Frequency Modulator
	Access Panel
	Test and Diagnostics
CR&T Module - Double Bay	
	Power Dist. Unit
	Tone Generator
	Command & Range Discriminator
	Subcarrier Demodulator
	Channel Selector
	Filter
	Status Panel
	Time Code Generator
	Telemetry processor
	CR&T Module Controller
	Software and License
	Phase Meter
	Range Tone processor

IF 및 BASEBAND 장비(계속)

장 비	
Switching - Baseband	
	Power Dist. Unit
	Baseband Uplink Switch Matrix
	Baseband Downlink Switch Matrix
	Baseband Uplink Patch Panel
	Baseband Downlink Patch Panel
Timing and Frequency Reference	
	Power Dist. Unit
	TRAK System
	GPS Receiver
	Crystal Slaved Oscillator
	IRIG-B Dist. Amplifier
	5MHz Reference
Spacecraft Simulator	
	Power Dist. Unit
	Simulator Electronic
	Simulator Controller
	Software and License
	Access Panel
	Diagnostics and Test
Data Storage - Double Bay	
	X-Y Plotter
	Chart Recorder 8 Channel
	Magnetic Tape Recorder
	Access Panel
	Diagnostics and Test
Communications	
	Power Dist. Unit
	LAN/X.25 Gateway Router 2000
	Smartnet ACP10 Switch
	Access Panel
	Diagnostics and Test

3. 데이터 통신 장비

장 비	
COMPUTER SYSTEM	
Computer	50 MPS CPU 64 MByte Main Memory screen (19", 1280×1024) + Keyboard 1 GB HDD LINE Printer Laser Printer
데이터 송수신 장비	

4. Ranging 설비

장 비	
ranging 장치	
range 처리 장치	

5. 위성운용 제어장비

장	비
VAX workstation	
multi-user System	
Additional:	
16 MB memory	
296 MB Cartridge Tape	
TK70 Q BUS CONT for BA430	
381 MB System Disc	
1 GB Disk (x1)	
1.2 GB Digital Audio Tape (x2)	
TLZ04 ADAPTER for BA430	
Ethernet Interface	
Ethernet Transceiver Cable	
8 lines asynchronous RS 232 Interface (X1)	
Peripherals	
DEC/VT420	
Data cables for VT420	
DEC LA324 Printer	
Adaptor for	
LA324/VAX400-200	
Laser printer Model 2150(x2)	
Adaptor for LN05/VAX400-200	
Power cables	
VAX4000-200	
TLZ04	
Non-DEC products	
Recorder & IRIG Translator	
Audio alarms MICROSYSTEM	

위성운용 제어장비(계속)

장	비
Workstation Equipment	
VAXstation 3100 model 38 (12MB)	
4 MB Memory Upgrade	
Including:	
209 MB disc	
19-IN COLOR monitor	
1.44MB 3.5" floppy disk	
plus	
Country Kit	
600 Mbyte CDROM in Exp. box	
95 MB streaming tape	
Color Printer	
Ethernet interface	
Ethernet Transceiver Cable	
Power Cables	
SZ12X storage box	
CDROM expansion box	
Page display terminals	
VT340 terminals	
Data cables for VT340	
Non-DEC products	
Audio alarms MICROSYSTEM	
ETHERNET EQUIPMENT	
X.25router 2000	
LAN Server 200	
Country Kit for Server	
Ethernet interface	
Ethernet Transceiver Cable	
Ethernet Terminator	
Ethernet Barrel Connectors	
Ethernet Coaxial Cable	
100 Meters	
Installation Kit	

6. 소프트웨어, 설비 및 기타 장치

장 비

Real time and near Real time processing & control S/W :

- CCSDS TM packets demultiplexing
- TM packets storage and arrangement
- RT/NRT TM processing & monitoring
- TC preparation
- TC transmission

OFF line processing :

- TM archiving and retrieving
- TM trending analysis (X-analyst)
- Dump analysis
- flight Dynamics
- On-board time - UTC correlation
- Mission planning
- Spacecraft TM & TC database
- TM archive
- Satellite simulation software

제 4 절 운영

임무 운영은 우주임무의 생명주기비용 (life-cycle cost)을 크게 좌우하며 우주임무의 기간이 몇 년에 걸친 경우 더욱 그러하다. 설계자는 개념정립 단계부터 전체 비용을 제한하고 위성체를 설계대로 운영하기 위하여 운영에 대해 조사하여야 한다. 전통적으로 사람들은 임무 운영을 위성체와 지상 시스템 설계보다 덜 체계적이라고 생각해왔으나 지식형 시스템 (knowledge-based system)과 디스플레이 기법은 이러한 사고 방식을 바꾸어 놓고 있다. 지식형 시스템과 그래픽 디스플레이는 위성 운영자가 이상 (anomalies)을 탐지하고 해결하는 능력을 향상시키는데 도움을 준다. 위성체를 제어하고 최종 사용자에게 탑재체 데이터를 배분하는 임무를 운영자에게 부여하는데 제공된 도구나 자원이 이러한 일을 수행하는데 얼마나 효율적인가를 결정하게 된다. 이러한 운영이 우주임무 설계에 어떻게 적용되는지를 이해하기 위해서는 운영요소가 전체비용과 운영자의 효율에 미치는 영향을 알아야 한다. 표 4.3에 운영요원 수준과 임무운영의 비용에 관한 전체적인 추정 과정이 나타나있다. 임무운영의 비용과 복잡도는 요구되는 인력 수준과 자동화 수준, 개발된 소프트웨어 양에 의해 크게 좌우된다.

1. 임무 운영의 개요

임무운영의 주요 요소는 위성체 버스와 탑재체를 제어하고 명령할 운영팀과 요구사항을 운영활동으로 변환하는 계획자들, 위성체의 건강을 유지하고 데이터 이용자들의 요구를 만족시키는 엔지니어 진들이다. 그림 4.7은 대표적 운영자, 계획자, 엔지니어들의 의무를 나타낸다. 역사적으로 설계자들은 임무운영을 위성체 및 지상 시스템 설계의 감추어진 선수로 간주한다.

표 4.3 인력과 비용의 평가

단계
<ol style="list-style-type: none"> 1. 수행될 기능들을 결정한다. 2. 운영의 빈도와 복잡도를 평가한다. 3. 운영팀의 규모와 필요한 팀수를 산정한다. 4. 반복작업에 소요되는 인력비용을 산정한다. 5. 자동화 수준과 개발될 소프트웨어 양을 평가한다. 6. 비 반복적인 소프트웨어와 시설비용을 산정한다. 7. 반복적인 지원비용을 산정한다.

우주임무 설계의 개념 정립단계에서의 결정이 운영 비용과 효율성에 어떻게 영향을 미치는지 살펴본다. 여기서 위성이란 위성체 버스와 탑재체를 의미하며 버스란 탑재체를 장착하여 운반하는 플랫폼 역할을 하는 위성체 버스를 지칭하기로 한다.

<u>위성의 운영</u>
위성체에 명령을 보냄 서브시스템을 감시 탑재체를 관리 저장장치 (recorder)를 관리 탑재체 데이터를 복구 이상 상태 (anomalies)의 해결 위성체의 동향 (trend) 분석

<u>요원 교육</u>
강의 자료 개발 강의실 교육 제공 시뮬레이터 교육 제공 OJT 교육 제공 팀원의 보증 계속 교육의 제공

임무 계획

데이터 이용자 요구의 대응
지상국 지원 일정계획
명령 화일의 작성
특수 요구사항 지원
위치추산력 (ephemeris)의 작성 및 갱신
이용자와 운영자의 연결
새로운 위성을 위한 loading 분석

기술 지원

실패에 대한 대안의 설계 및 시험
궤도 조정의 계획수립
서브시스템의 관리
탑재체의 관리
소모품의 관리
이상 상태의 해결
탑재소프트웨어의 관리
시뮬레이터 관리
지상시스템 데이터베이스 유지
위성 동향 분석

그림 4.7 임무 운영 (Mission Operations)의 주요 요소

위성의 설계, 지상 시스템의 설계, 임무 운영은 우주임무의 3대 주요 요소이다. 목표는 임무목적에 맞도록 이러한 요소를 비용 면에서 효율적으로 설계하고 통합하는 것이다. 위성, 지상 시스템, 예산을 상호 비교 분석해감으로써 데이터 이용자의 요구를 만족시키는 해답에 도달할 수 있다. 이 과정은 수많은 반복을 요구하나, 전체비용 (life-cycle cost)을 제한하고 우주임무가 성공하는 가능성을 높인다. 설계자는 임무목적에 이용, 궤도상의 원격탐사 및 통신, 데이터 획득 및 전송을, 위성체의 전개를 위한 전략을 포함하여 이용자의 요구에 부합하도록 설계된 세부 목표를 정립한다. 임무운영 (Mission operations)은 1950년대 후반에 최초의 위성을 발사한 이후 크게 변화되어왔다. 단지 몇 개의 위성만이 지구 주위를 돌고 있을 경우에는 필요한 원격측정명령을 만족시키기 위한 운영에만 중점을 두면 되었다. 대개 이러한 위성은 수명이 짧고 기본적인 장치만 탑재하고 있었다. 지금은 복잡한 탑재장치를 버스에 장착하고 전자기파 대역을 통해 데이터를 기록하는 위성을 전개시키고 있다. 현재의 지상시스템은 서로 다른 특성을 가진 여러 위성을 처리할 수 있으며 수십 억 바이트의 원격측정 데이터를 처리할 수 있다. 표 4.4는 위성을 단순, 표준, 복잡의 세 가지 유형으로 구분하여 각 위성체의 형태와 주요 요소와 위성체의 임무

및 서브시스템의 특징을 나타낸 것이다.

표 4.4 위성 특징

특징	단순	표준	복잡
위성원격 측정점	0-150	150-300	300 이상
탑재체 수	1	1-5	6 이상
탑재체 기능	단순 기능	다수의 기능	다수의 기능 (운영자 대화형)
데이터 추출	1-2 dump /day	매 통과시	운영자 대화형
위성의 고장 탐지기능	없음	원격측정데이터내에 포함됨	제한된 온도 안전회로
자세 제어	회전 안정화 능동형 제어 없음	회전 안정화/3축 안정화 능동형 제어	3축 안정화
생존성	없음	없음	외부의 어느정도의 위협에 대한 생존
탑재체 지향 정확도	저수준 지구 지향	지구 지향	정밀 지향
전력	배터리, 위성몸체 부착 태양전지	배터리, 고정된 태양전지판	배터리, 태양 지향 태양전지판, 원자력
열 제어	수동식	능동제어	고도의 능동제어
추진	없음	고정 추력기	지능형 추력기
원격측정명령	실시간 원격측정명령	실시간 및 저장 명령, 원격측정	실시간, 대화형 명령 및 원격측정
위성탑재 컴퓨터	가능	보유	보유 (예비용 포함)

2. 위성 운영

위성 운영은 위성체를 제어하고 명령을 내리는 임무를 수행하는 운영팀의 모든 활동을 포함한다. 위성이 목적 궤도에 도달하면 임무의 우주부분이 시작되고 위성체는 일련의 상세한 시험 과정을 거치게 된다. 위성체 초기점검 (early orbit check-out)이라 불리는 이 시험기간 동안 기술자와 운영자들은 위성체 버스와 탑재체가 설계대로 동작하는지를 확인하기 위해 부품, 서브시스템, 시스템 수준의 시험을 수행한다. 이 단계는 위성의 복잡도와 시험 성능에 따라 수일에서 수개월간 지속될 수 있다. 위성체를 철저히 시험하고 시험결과를 분석하며 이상을 해결하고 센서를 교정한 후에 위성은 정상운동을 시작하게 된다. 운영요원은 위성의 설계 한계 내에서 위성을 운영하여야 한다. 이를 위해 운영요원은 관제용 지상 시스템을 사용하며 이용자의 요구에 부응하여 탑재체 데이터를 복구하고 분배한다. 이것은 운영센터의 기본 활동이 된다. 그림 4.11은 운영요소를 위성 설계 및 발사활동에 통합하기 위한 안내를 제공한다. 이 그림에서 운영활동의 정점은 위성 발사 전 3개월에서 6개월 전임을 알 수 있는데 이는 우주 임무에서 가장 흥미 있는 기간 중에 속한다.

가. 관제국의 주요 임무

○ 위성체 엔지니어링

- 원격측정데이터 동향 분석 (실시간 및 사후)
- 이상 확인 및 해결
- 위성 서브시스템 전문화 및 훈련
- 위성 서브시스템 관리
- 운영절차의 계속적 검토, 갱신

○ 탑재체 지원

- 시험계획을 실행
- 시험절차 및 방법 개발
- 데이터 수집 및 보고

○ 네트워크 엔지니어링 지원

- 지상시스템 운영 및 유지
- 성능향상 및 수정
- 개발 및 통합

나. 운영 활동

표 4.5 위성 운영 활동

운 영	내 용
<p>위 성 명 령 (Commanding)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ○ 위성의 복잡도에 명령 기능이 좌우됨. ○ 명령 생성 <ul style="list-style-type: none"> - 실시간 절차 - 위성 접촉 전 절차 - 데이터베이스 저장 ○ 명령 포맷 <ul style="list-style-type: none"> - 단순 - 블록 - 순차 - 메모리 로드 ○ 확인 및 검증 방법 <ul style="list-style-type: none"> - 전송 전, 전송 중, 전송 후 - 승인 또는 거부의 상태 ○ 디스플레이 포맷 ○ 명령 요약 상태 및 기록
<p>원격측정처리 (Telemetry Processing)</p>	<ul style="list-style-type: none"> ○ 0/1을 의미있는 정보로 변환 <ul style="list-style-type: none"> - 위성체 원시데이터 (raw data) - 변환된 파라미터 (derived parameter) ○ 디스플레이 포맷 <ul style="list-style-type: none"> - 그래픽 또는 숫자 - 임무 프로파일 및 요구사항 - 사전 계획된 비상 운영

위성운영 활동 (계속)

운 영	내 용
	<ul style="list-style-type: none"> ○ 처리 알고리즘 <ul style="list-style-type: none"> - 표준 $ax + b$ 계산 - 단순 표참조 - 복합 처리 ○ 정보 및 경계 <ul style="list-style-type: none"> - 수동 해석 - 전문가 시스템 기법을 이용한 자동화
위성체 및 탑재체 성능 감시	<ul style="list-style-type: none"> ○ 일일 위성접촉 평가 ○ 오프라인 평가 <ul style="list-style-type: none"> - 장·단기 동향 분석 - 통계적 분석 ○ 이상 (anomaly) 조사 지원을 위한 데이터 저장 ○ 위성 서브시스템 관리 <ul style="list-style-type: none"> - 배터리 reconditioning - 소모품 관리 - 메모리 관리 - 센서 교정 ○ 위성 궤도 유지
추적데이터 수집	<ul style="list-style-type: none"> ○ 원격추적 지상국으로부터의 데이터 공급 <ul style="list-style-type: none"> - 안테나 지향 각도 (방위각, 양각) - 원격추적데이터 (range 및 range rate) ○ 추적데이터 처리 <ul style="list-style-type: none"> - Gross Editing - Root Mean Square computation - Manual Editing ○ 편차 교정 (추정 처리) ○ 위성의 궤도 결정 (상태 벡터) <ul style="list-style-type: none"> - 위치 추산력 (궤도 위치 요소) - 미래 안테나 지향 각도 - 위치 추산력 (ephemeris) 사건 - 식 예측 (Eclipse prediction) - 태양 근접

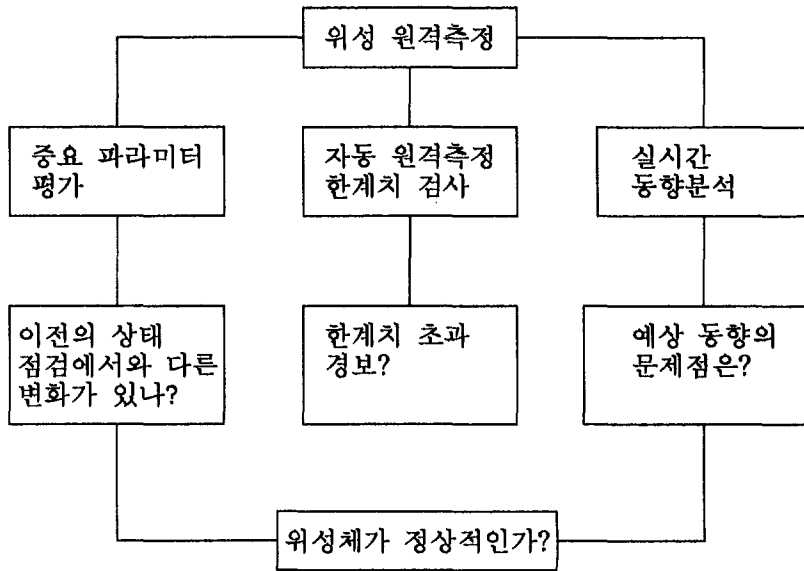


그림 4.8 위성 건강상태 평가

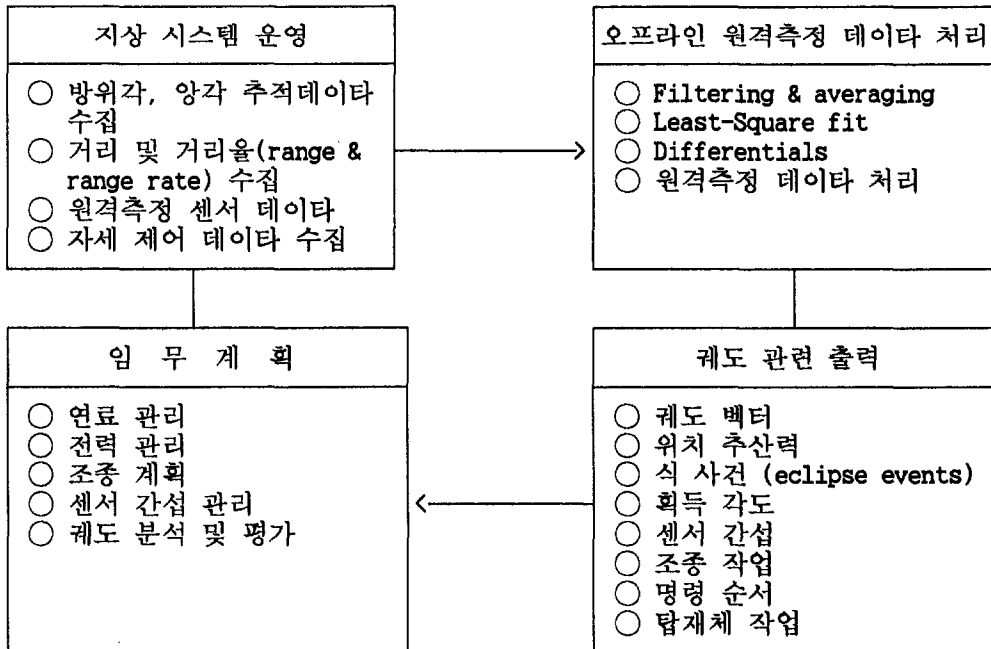


그림 4.9 위성 궤도 성능

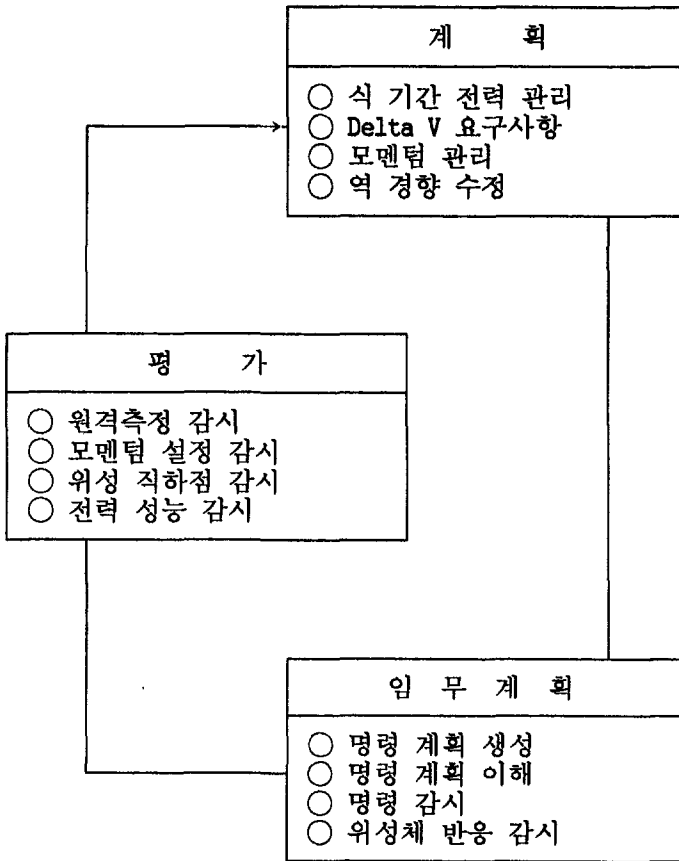


그림 4.10 위성 성능 최적화

운영팀은 위성운영에 있어서 가장 기본적인 조직이며 위성을 제어하고 명령을 보내는 임무를 수행하는 사람들의 그룹이다. 팀 구성을 결정하는 요인은 다음과 같다.

- 위성활동의 양과 복잡도
- 명령 및 데이터 수집을 위한 일정계획
- 위성을 관측 가능한 시간 (visible time)
- 팀원의 교육 수준 및 경험
- 필요한 팀원의 상호 교육
- 팀원이 임무 수행에 필요한 도구와 지원

발사전	발사	궤도상 초기 점검	정상 운영
(1-2년) 6개월 3개월 1개월		2일-6개월	수주 - 30년
<ul style="list-style-type: none"> · 비행계획 개발 · 위성체 · 탑재체 · 지상국 · 훈련계획 개발 · 시뮬레이터 요구사항 확인 · 지원시스템의 통합 및 시험 <ul style="list-style-type: none"> · 운영팀 조직 · 지상시스템 하드웨어 검증 · 위성탑재소프트웨어 검증 <ul style="list-style-type: none"> · 발사전 교육 시작 · 발사 리허설 수행 · 통신 프로토콜 demo <ul style="list-style-type: none"> · 발사 작업 시뮬레이션 · 준비사항 검토 	<ul style="list-style-type: none"> · 발사팀 지원 · 위성을 초기 궤도로 진입 	<ul style="list-style-type: none"> · 구성 부분체 검증 · 서브시스템 점검 · 서브시스템 접속 점검 · 시스템 검증 · 이상 탐지 및 분석 · 탑재체 교정 · 탑재체 처리 검증 · 외부 접속을 위한 프로토콜 검증 · 위성의 임무궤도 진입 	<ul style="list-style-type: none"> · 실시간 위성운영 · 탑재체 데이터 · 요구조건의 운영 활동 변환 · 이상 현상 해결 · 지상 시스템 DB 유지 · 탑재 소프트웨어 유지 · 운영자 훈련 계속 · 위성 수리 및 복구 · 운영이 끝난 위성 처분

그림 4.11 위성 운영 기능도

표 4.6은 각 형태별 위성을 운영하기 위해 고안된 운영팀의 구성을 개략적으로 나타낸다.

위성의 복잡도는 팀의 크기 뿐 아니라 특수한 기능을 가진 팀원의 구성을 결정한다. 예로 자세제어를 위한 매우 활동적인 서브시스템을 가정해보자. 이 서브시스템을 위해서는 엔지니어 또는 숙련된 기술원이 전용으로 필요하게 된다. 자세를 결정하기 위해 원격측정데이터를 감시할 뿐 아니라 위성체의 회전 역학과 에너지 소모의 원리며 위성체를 지향하는 자세제어 장치의 기본 동작원리를 이해하여야만 한다. 이 작업은 만일 탑재체를 위한 엄격한 지향이 요구될 때나 원하지 않는 움직임으로부터 자세제어 시스템이 안정화시키면서 위성체의 회전 조정을 할 경우 더욱 복잡해진다.

표 4.6 운영팀의 구성

직 위	임 무	교육 수준	경력 (년)	필요 요원수		
				단순 위성	표준 위성	복잡 위성
팀 리더	<ul style="list-style-type: none"> · 실시간 결정을 내린다. · 명령을 검증한다. · 자동화된 처리의 실행을 승인 · 팀 활동의 감시 · 외부 기관과의 실시간 통신을 수행 	공학/ 이학사	2-3	1	1	1
		선임 기술원	8-10			
서브시스템 전문가	<ul style="list-style-type: none"> · 서브시스템의 성능 감시 · 서브시스템의 명령 검증 · 위성체의 동향 분석 · 서브시스템에 대한 비상대책 활동의 추천 	공학/ 이학사	0-2	0	1	2
		선임 기술원	3-5			
명령 전문가	<ul style="list-style-type: none"> · 모든 명령 검증 · 명령 콘솔의 운영 	기술원	2	0	0	1
탑재체 전문가	<ul style="list-style-type: none"> · 탑재체 명령의 검증 · 탑재체 성능 감시 · 실시간 실험의 감시 · 데이터 처리기와의 통신 	공학사/ 이학사	0-2	0	1	2
		선임 기술원	3-5			

자세제어는 복잡한 서브시스템이 운영팀의 기술이나 경험 수준을 결정하는 좋은 예가 된다. 더 복잡한 위성과 서브시스템에는 더 비싼 운영팀이 필요하게 되고 임무의 효율성이 운영팀의 이동에 영향을 받기가 더 쉽다.

위성과 지상국간의 가시접촉 (visual contact) 기간과 빈도는 팀규모에 다음으로 큰 영향을 미치는 요인이다. 위성이 지상국의 가시권에 있는 시간은 1회의 통과 (pass) 기간 중 운영팀이 수행하여야 할 작업량을 결정한다. 통과 (pass)란 지상국이 위성을 관측할 수 있고 통신할 수 있는 시간을 의미한다. (저궤도 위성의 10분에서 정지궤도위성의 24 시간까지 위성궤도에 따라 차이가 있음) 그림 4.12는 1회 통과 중 운영팀이 수행하여야 하는 작업을 나타낸다. 이 관측 가능 시간대는 위성

을 지원하기 위해 얼마만큼의 자동화가 필요한지 예측하는데 도움을 준다. 수동적인 운영은 위성에 문제점이 있을 경우나 명령 송신 및 데이터 수신에 문제가 있을 경우 매우 어렵게 된다. 저궤도 위성의 경우 위성을 프로그래밍 하거나 탑재체 장치를 동작시키는 것과 같은 임무행위를 재 시도하는데 시간이 부족할 수도 있다. 이 경우 예비의 지원 지상국이 없으면 임무의 효율성에 영향을 미친다. 표4.5 는 운영팀을 설계하는데 참고로 사용될 수 있으며 훈련이나 정상운영의 요구에 따라 추정을 변경해 나갈 수 있다.

또 GPS 프로그램과 같이 여러 위성을 동시에 지원해야 할 경우의 운영팀에 대한 요구사항도 고려하여야 한다. 이런 종류의 시스템의 다른 예로, NOAA 및 GOES 위성을 들 수 있는데 2개의 서로 상이한 위성이 동일한 운영센터에서 제어되고 있다. 이러한 프로그램에서는 팀의 효율성은 또한 위성의 건강과 가시기간(visibility period)에 좌우된다. 위성의 건강이 저하되면 문제위성이 최대한의 성능을 발휘할 수 있도록 문제 해결과 추세 분석, 우회방안의 검증, 외부기관과의 통신 등에 더 많은 시간을 소비하게 된다. 여러 위성을 처리하는 임무 책임자는 문제 위성에 얼마나 오랫동안 운영자원을 할당할 지를 결정해야 한다. 예를 들면 GPS 위성 전개 전략의 경우 21개의 위성을 6개 궤도면에 전개하여야 한다. (18개의 활동위성과 3개의 예비위성) GPS 위성과 통신위성처럼 지상국에 대해 긴 가시기간을 가지는 위성의 경우 두개 이상의 위성을 서비스하기 위해 제한된 지상 자원을 활용해야 하므로 여러 개의 위성에 대한 복잡한 일정계획이 요구된다. 예를 들면 GPS 형태의 전개에서는 상이한 서비스를 요구하는 6-10개의 위성이 계속하여 지상국의 가시권에 있게 된다.

팀 구조를 가질 경우, 연속적인 coverage를 위해 운영센터에 얼마나 많은 운영팀을 둘 것인가 결정하여야 한다. 표 4.7은 4-5 팀 (가장 보편적 접근) 을 어떻게 운영하는지 보여준다. 이 표는 각 운영팀에 대해 연간 50주, 주 40시간의 표준 작업 시간을 기본으로 한다. 비용 대비 효율 목표를 달성하기 위해, 각 개념에 필요한 예산을 계산하고 위성체 자율성에 요구되는 비용과 지상 시스템에 대한 비용 예측을 상호 비교 검토하여야 한다.

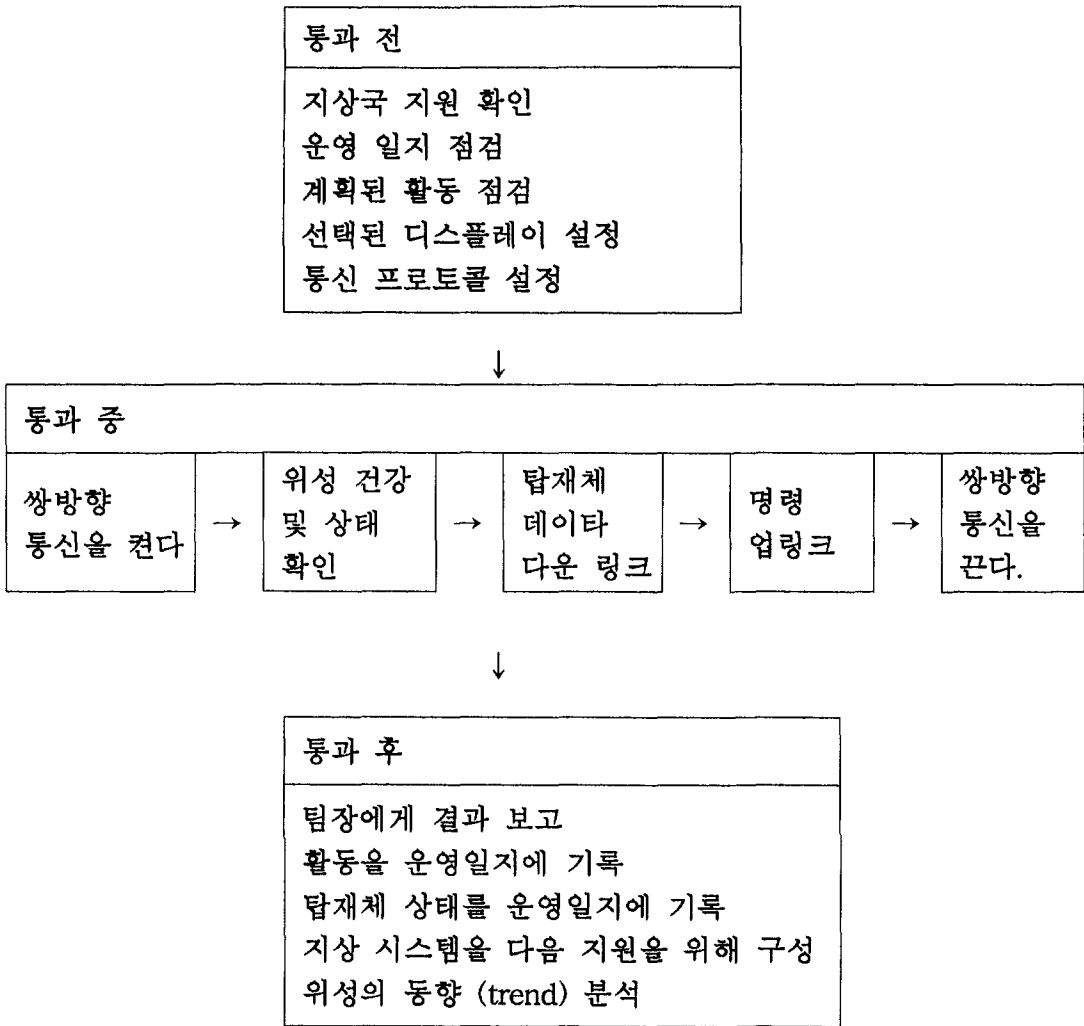


그림 4.12 전형적인 통과시의 활동

운영자는 통과를 준비하기 위해 지상시스템을 위성의 원격측정명령 요구에 맞도록 구성한다. 위성이 지상국에서 관측가능하게 되면 위성의 양방향 통신기능을 켜다. 이는 위성이 가시범위 밖으로 벗어났을 때 비슷한 주파수의 인접위성에 보내는 명령에 의한 오동작을 방지한다. 위성통과의 후반부에 위성의 양방향 통신을 끄고 통과 활동을 기록한다.

표 4.7 4-5팀을 이용한 운영 개념

팀 수	표준 작업 시간 (시간/년/팀)	요구 작업 시간 (시간/년/팀)	결 과	관리 사항
4	2000	2190	190 시간/년/팀 초과근무 수당	요원의 부재나 이동에 민감
5	2000	1752	248 시간/년/팀 여유 노동력	훈련 및 관리해야 할 인원 증가

위성을 운영하는 운영팀의 능력을 위태롭게 하지 않는 범위에서 노동 비용을 최소화하고자 한다. 설계자는 운영자 수행 성과를 향상시킬 수 있도록 자원을 운영센터에 할당하기를 원한다. 목표는 일상의 통과 중 운영자의 활동을 감소시켜 운영자로 하여금 우선순위의 서브시스템을 감시하고 임무 사건을 확인할 수 있게 하는데 있다. 자원은 원격측정치의 한계를 검사하는 단순한 소프트웨어 루틴에서부터 지식형 컴퓨터시스템 (knowledge-based computer system)에 이르기까지 다양하다. 원격측정치가 허용가능한 한계치내에 있는지 비교하도록 설계된 소프트웨어 루틴은 안정된 정지형 서브시스템의 감시에 효율적인 방법이다. 이러한 서브시스템의 원격측정데이터는 천천히 변화하고 예측가능하므로 통과 중 운영자의 감시를 요구하지 않는다. 서브시스템이 정상 운영에서 벗어나면 팀원이 알 수 있도록 소리나 시각 경고를 구동시키도록 원격측정치 감시 소프트웨어를 설계할 수 있다. 통과 후 운영자는 지상 시스템의 데이터 베이스에서 원격측정치를 불러내어 활동량이 적은 서브시스템을 감시할 수 있다. 버스와 탑재체의 상태를 감시하는데 필요한 출력 디스플레이는 정보를 가능한 한 명확하고 신속하게 통신할 수 있어야 하고 수동식 계산이나 표참조 작업을 요구하지 않아야 한다. 운영자는 그래픽이나 도표를 이용하는데 문자보다 몇 배나 신속히 해석할 수 있으며 수행상의 미묘한 변화를 탐지하는데 도움을 준다. 상업용 화면 출력 패키지는 파라미터 대 시간, 파라미터 대 파라미터로 그래픽 출력 가능하게 해 준다. 선택사항으로 그래픽 출력을 폐회로 비디오

시스템을 이용 다른 운영자 콘솔에 나타나게 할 수 있다. 지식형 컴퓨터 시스템은 운영팀을 지원하는 가장 흥미 있는 기술이 될 수 있다. 완벽히 개발되면 이 컴퓨터 시스템은 위성을 제어하고 명령하는데 숙련된 운영과 논리를 사용할 수 있어 운영팀의 수행능력을 크게 향상시킬 수 있다. 전통적으로 운영자는 장기간의 임무에 피로하였을 때나, 과도한 통과에 압도당하였을 때 위성에 위협한 요소를 간과할 수 있어 실수를 범하기 쉽다. 지식형 시스템 (knowledge-based system)은 이상을 탐지하는데 숙련된 운영자의 경험을 결합함으로써 이러한 상황에 도움을 줄 수 있으며 이런 능력은 위성 엔지니어에 대한 의존성을 줄일 수 있어 위성체를 더 안전하게 운영할 수 있고 비용의 절감을 가져다준다. 결과적으로 지식형 시스템은 운영팀에 대한 요구사항을 줄이고 위성의 수명을 연장하는데 도움을 준다. 이러한 기법은 표준화가 가능하고 모든 우주임무를 위한 위성운명을 향상시킬 수 있으므로 개발이나 획득 비용을 따질 수 없는 사항이다. 이 기법은 미국의 JPL에서 보이저 위성운명을 위해 성공적으로 사용된 적이 있다.

운영팀의 규모를 결정하고 어떻게 그들의 수행능력을 향상시키는가를 알아보았으므로 그들의 기본 활동에 대하여 알아본다. 운영팀은 위성의 명령 원본 (script)을 사용하여 버스를 운영하며 탑재체 데이터를 복구하고 이용자의 요구를 만족시킨다. 컴퓨터 콘솔에서 운영자가 단순 또는 블록 명령형태의 지시를 보내면 지상 시스템은 이를 위성에 보낸다. 부적합한 명령은 위성 성능을 심각히 저하시키므로 명령이 적절한지, 실행할 코드가 정확한지 검증하여야 한다. 미리 계획된 활동의 경우 엔지니어는 명령을 검증하고 운영자는 그 코드를 off-line으로 수동, 또는 자동 절차에 의해 확인한다. 위성 통과전에 팀장과 명령 전문가는 명령 원본을 재검토하며 팀장이 위성명령을 내릴 최종 권한을 가진다. 명령이 내려지면 명령은 즉시 수행되든지 또는 시간정보가 부여되어 위성의 컴퓨터 메모리에 저장된다. 또한 운영자가 부주의로 위성체를 위협하는 명령을 보낼 수 없도록 방지하여야 한다. (예를 들면, 태양전지판을 태양으로부터 180° 회전시키는 명령) 따라서 이러한 명령은 지상 시스템의 데이터베이스에 두고 운영자가 이들을 접근하고 보내기 위한 2단계 승인을 얻도록 해 두어야 한다. 위성 버스를 감시하고 명령을 보낸 후에는 그 다음 높은

우선도의 서브시스템은 탑재체이다. 운영자는 세 가지 과정을 거쳐 탑재체를 운영한다. ① 건강을 확인한다. ② 명령을 보낸다. ③ 데이터를 꺼내고 분배한다.

운영팀은 원격측정 데이터를 평가하고 이용자로부터 데이터 품질에 대한 반응을 받아 탑재체의 건강상태를 감시한다. 만일 탑재체가 정상운영에서 벗어나면 데이터 프로세서는 저하된 성능을 가장 먼저 탐지하게 된다. 운영팀은 원하는 시간에 탑재체를 동작시키기 위해 위성체 컴퓨터 메모리에 명령을 저장함으로써 탑재체에 명령을 내린다. 위성체가 지상국에서 관측가능하게 되면 운영자는 그 데이터를 덤프하도록 탑재체에 명령을 내리며, 이 과정을 반복하게 된다. 탑재체 데이터의 처리는 종종 복잡하며 고도로 분산된다. 데이터는 이용자에게 전달되기까지 위성체와 지상에서 많은 단계를 이동하게 된다. 많은 양의 데이터를 저장하고 원하는 사람들에게 통신하기 위해서는 기술이 매우 복잡하게 된다. 광 디스크와 같은 진보된 대용량 저장기술은 수 테라바이트(terabytes) 용량의 데이터를 저장가능하게 하는데 이는 늘어나는 저장요구에 대한 효과적인 매체이다. (예로, 허블망원경에서 오는 데이터를 저장하기 위해 존스 홉킨스 대학의 우주 망원 연구소에서는 광 디스크를 사용함) 사실상, 유럽 우주기구(ESA)에서는 위성체 버스와 탑재체 데이터를 임무 종료 후 10년까지 보관하는 것을 표준 정책으로 하고 있다. 이 저장 정책은 엔지니어나 위성체 제작자들이 오래 전에 발생하였던 이상에 관하여 조사할 수 있는 데이터 베이스를 제공해 준다. 매 통과사이에 운영팀은 위성체의 운영 동향(trend)을 분석하여 시스템과 서브시스템의 성능을 예측한다. 엔지니어들은 위성을 감시하기 위한 도구를 개발하고 유지해야 하지만 운영자가 이러한 추세를 분석하는 것은 비용을 절약하고 그들의 기술을 향상시킬 수 있다. 또한 탐지되지 않은 문제가 위성을 직접 위협할 수도 있기 때문에 운영팀은 비상 상황을 인지하고 대응할 수 있는 능력을 배양하여야 한다. 위성체 동향을 분석하는 것은 위성체에 대하여 더 배울 수 있게 하고 서로 다른 위치에서 상호 훈련을 하게 되므로 운영자를 위한 지속적인 OJT를 구현하는 효과적인 방법이 된다. 또한 운영자와 엔지니어간에 통신을 개선하여 문제해결을 위한 팀 개념을 향상시킨다.

3. 운영요원 교육

지난 40년간의 위성운영 경험은 운영요원 훈련에 드는 비용을 비용 감소 작업의 대상에 넣지 말 것을 알려준다. 비록 비용 대비 이익의 분석은 제공되는 교육의 양에 영향을 미치나, 어떠한 임무에서도 운영자가 요구되는 업무를 할 수 없으면 성공할 수 없다는 사실은 역사적으로 입증되고 있다. 표 4.8은 운영요원에게 부딪친 문제점과 이들을 해결한 방법을 위성운영 문제의 유형별로 나타낸 것이다. 이러한 예를 우주 프로그램을 위한 임무 수행 훈련의 범위를 측정하는데 이용할 수 있다. 이 표는 많은 위성 부품과 서브시스템에서 얻어진 지식은 운영자로 하여금 일시적이고 예상치 못한 위성운영 문제점들에 대응하도록 도와준다는 사실을 나타낸다. 이 절에서는 장치 및 운영환경, 위성 제어 및 명령을 위한 전용 지상 시스템에 초점을 맞추어 위성을 감시하고 운영하는 사람들을 교육시키는 방법에 대하여 알아본다.

위성체 발사가 가까워지면 운영자 교육의 초점은 위성체가 목적궤도에 도달하였을 때 운영팀이 수행하여야 할 특정한 활동에 맞추게 된다. 강의실 강의와 위성 발사 시뮬레이션을 통한 교육을 통하여 팀원의 보장을 하게 된다. 목표는 운영자에게 다음 사항을 교육시키는 것이다.

- 위성체의 원격측정데이터
- 명령 절차
- 통신 프로토콜
- 비상 계획
- 위성과 지상시스템의 능력과 한계
- 초기 위성 점검 계획

위성계약자는 버스와 탑재체에 대한 성능 특징에 대한 상세한 지식을 제공하여 운영자를 훈련시킬 수 있도록 돕는다. 새로운 절차를 배우는 이외에 운영자는 원격측정데이터를 검증하는 방법에 중점을 두고 운영센터 및 외부기관과의 통신을 위한 프로토콜을 실연한다.

표 4.8 이상 현상의 발생과 해결 (예)

위 성	문제점	원인	해결 방법
OA0-A2	별위치센서의 손실	부스터/파편으로 인한 장애	추진제를 사용하지 않고 위성체를 재안정화
OA0-C	자세제어기능 상실로 인한 과도한 회전을	질소가스 안정화기의 실패로 인한 과도한 모멘텀 생성	모멘텀 생성에 대응하여 위성체 상에서 고출력 질소가스 추진 시스템 능력 고안
Solar Max	yaw 및 pitch 축의 제어 불능 과도한 회전을 자세 제어 능력 상실	yaw 및 pitch 축의 fuse 고장 우주비행사가 수리시에 토크를 발생 탑재컴퓨터 메모리 장애	우주비행사에 의해 수리될 때 까지 roll축의 모멘텀휠 의 임시사용 마그네틱 토커를 이용하는 탑재 소프트웨어의 재프로그래밍 아날로그 제어방식에 의한 안정화 및 컴퓨터 프로그램의 재 프로그래밍
ATS-6	yaw 별 센서의 상실 roll 제어의 상실 yaw 별 센서의 상실	밝은 물체가 북극성 별 추적기에 장애 roll 모멘텀 휠이 역방향 기능 상실 북극성 추적기 고장	북극성을 위해 위치를 조정 추진장치를 사용 yaw 제어를 위해 자이로를 사용함
NOAA-6	튕블링	latch valve의 설계오류에 의한 추진제 배출	위성체의 안정화를 위해 gas jet를 사용하고 자세제어를 수동으로 전환. 밸브의 재설계

운영팀은 불일치 보고, 명령 결정, 임무 사건을 수행하기 위한 외부 승인을 얻기 위한 절차 및 모든 통신프로토콜 요소를 연습하여야 한다. 대개 초기궤도 점점 계획을 모의 시험하고 위성체와 지상 시스템의 상태와 발사 시뮬레이션 예행 연습을 수행한다. 운영자의 훈련 외에 발사 시뮬레이션은 참가 지상국과 임무운영센터로부터의 지원과 함께 주·부 시스템 구성을 검증할 수 있게 도와준다. 우주운송시스템(Space Transportation System)과 같은 대형 시스템의 경우에는 발사 훈련에 복구

목적의 선박이나 항공기와 함께 레이다 및 광학 추적시설들에 대한 조정 활동도 포함된다. 이러한 발사 전 활동은 카운트다운이라 불리는 일정계획에 따라 수행된다. 발사전 시간은 마이너스로 이륙 후 시간은 플러스 시간으로 부른다. 위성이 궤도에 도달하면 운영팀은 초기궤도 점검계획을 실행하고 전개상의 이상을 해결하기 위해 위성체 계약자들과 그들의 재능을 모으게 된다. 목적은 위성을 임무궤도에 올려놓고 정상운영에 들어가기 전에 시험을 수행하는 것이다. 발사 후에도 운영자에 대한 교육을 계속하여 이상을 탐지하고 해결할 수 있는 능력을 배양하도록 한다. 위성, 지상 시스템 및 임무 운영 개념은 우주 프로그램의 주 요소이며 이들 중 어느 한 요소의 변화는 운영자에 대한 재교육과 직결된다. 지속적인 훈련은 이러한 요구를 만족시키며, 이를 통해 새 팀원은 상대인 선배들로부터 기술을 습득하고 위성 및 지상시스템을 통해 운영자 기술을 개선해 나갈 수 있다. 그러면 계속하여 운영센터를 지원하기 위해 얼마나 많은 운영팀을 구성해야 하는가? 표 4.7은 4팀의 경우 초과 근무시간에 대한 임금을 요구하고, 5팀의 경우 노동력의 잉여를 발생시킨다. 만일 5번째 팀에 지속적인 훈련 프로그램을 위임한다면 이러한 노동력을 효과적으로 사용하는 방법이 될 수 있다. 강의실 교육과 시뮬레이션의 조합은 OJT 교육 다음으로 운영자 교육에 효과적인 방법이 될 수 있다. 예를 들면, 위성체의 운동역학을 모델링하는 시뮬레이터, 즉 다이내믹 시뮬레이터 (dynamic simulator)는 운영자 교육이외에 여러 가지 요구를 만족시킨다. 다이내믹 시뮬레이터는 훈련교관으로 하여금 많은 위성 서브시스템과 부품에 대하여 상세히 설명할 수 있게 해준다. 이렇게 함으로써 운영자가 이상 상태에 대응하는 방법을 평가하고 알려진 입력에 대하여 위성이 어떻게 반응하는지에 대한 통찰력을 줄 수 있다. 이로부터 매우 정확한 운영절차를 작성할 수 있다. 의도는 훈련과정을 가능한 한 실제와 유사하게 하는 것인데 다이내믹 시뮬레이터는 이 목적에 부합된다. 컴퓨터는 더 작고 강력해지고 있으므로 비록 작은 프로그램일지라도 위성 시뮬레이터를 제작하는 것은 합리적 비용이 될 수 있다. 데스크탑 컴퓨터는 수 MIPS의 성능을 보유하여 실시간으로 위성의 운동방정식을 수행하는데 필요한 계산능력을 제공하고 있다. 위성체의 비행 소프트웨어를 사용하므로 다이내믹 시뮬레이터의 구축과 유지에 드는 비용을 더

속 감소시킬 수 있다. 교육이외에 다이나믹 시뮬레이터는 다음과 같은 작업을 지원한다.

- 우회 구성을 검증한다.
- 분석적인 연구를 수행한다.
- 소모품 (추진제)의 고갈을 예측한다.
- 위성 및 지상시스템 소프트웨어를 개발, 시험한다.
- 위성 발사시 정상적, 비정상적 위성궤도 진입을 시뮬레이션 한다.
- 위성 자세 조정과 재구성 명령을 검증한다.
- 환산표와 한계치 및 경고를 사용하여 지상 시스템의 데이터베이스를 검증한다.

초기의 위성운영에는 궤도상의 위성에 대하여 2차 위성을 제작하는 것이 관례였다. 이 추가의 위성을 이용하여 운영자의 교육에 활용하였다. 현재의 위성은 이러한 접근 방식에는 너무 고가이다. 위성시뮬레이터를 개발하는 것은 운영자 교육을 향상시킬 뿐만 아니라 엔지니어에게는 이상 현상 (anomalies)을 해결해나가기 위한 강력한 도구를 제공하는 것이 된다.

4. 임무 계획 (Mission Planning)

임무계획을 통하여, 요구조건을 운영활동으로 전환하게 된다. 위성 임무를 계획하기 위해서는 위성 탑재체와 지상국 지원, 데이터 이용자의 요구를 잘 알아야 한다. 이러한 지식을 모아서 후보 궤도를 선정하게 된다. (설정된 프로그램에 따라서는 위성을 전개할 궤도 형태는 알려져 있다. 그러나 정확한 궤도요소를 확인하는 작업 역시 필요하다. 승교점, 태양조사각도 조사 및 데이터 처리 및 배분은 모두 이러한 궤도요소를 정확히 결정하는데 영향을 미친다) 그 다음에는 각 후보궤도에 대해 위성과 지상 지원 요소는 상수로 취급하고 다른 인자는 변수로 간주하여 각 인자를 연구한다. 데이터 이용자의 요구를 만족하며, 운영팀과 지상 장치가 지원할

수 있는 특징을 가지는 위성전개 전략을 수립하는 것이 목표이다. 보통 다음의 요구사항을 만족시켜야 한다.

- 임무 목적 A, B, C에 대해, 순서대로 센서 접촉을 최대화시킨다.
- 획득 후 5시간 이내에 이용자에게 데이터 배분
- 하나의 전용 지상국과 공동이용자망을 사용하여 지상 위성운영 지원
- 적하점 0.5 이내의 위성 탑재체 지향
- 위성체의 성능향상을 위해 GPS와 TDRSS를 포함

그런 후 가능한 한 많은 과학적, 공학적 제약을 만족시키도록 하면서 위성체를 전개할 수 있는 적절한 전략에 이르기까지 비교 검토를 한다. 임무 계획은 우주 임무를 개념화하기 위해 사용하는 임무 운영의 첫 요소중 하나이다. 계획자 (planner)는 대개 컴퓨터 기법과, 응용 수학 및 궤도 역학에 깊은 지식을 가진다. 운영센터에서 운영자는 위성에 명령을 내리고 엔지니어는 위성의 건강상태를 유지한다. 계획자는 계획자/분석자 라고 불리기도 하며, 운영센터마다 그 임무가 다양하다. 계획자의 임무는 운영팀원에서 새로운 위성이나 대체위성의 전개 전략을 세우는 보조 설계자까지 다양하다. 계획자는 다양한 전개전략을 설계하고 시뮬레이션하며, 위성이 지상국에 어떻게 부하 (load)를 미치는가를 결정한다. 여기서 부하 (loads)란 위성으로부터 운영자나 장치에 요구되는 사항을 말한다. 지상국은 전통적으로 세 가지 유형에 속하게 된다. ① 전용 지상국. ② 공동이용 지상국. ③ 이동형 지상국

임무를 계획할 때, 각각으로부터 얼마나 많은 자원이 가능한지를 결정하여야 한다. 예를 들면, Falcon AFB의 네트워크 모델링 및 시뮬레이션국은 그림 4.13에 나타난 것과 같이 새 군용위성이 미공군의 공동 이용자망에 부과되는 요구사항에 대한 결정을 내리는 부하 연구를 수행하는 계획팀이다. 공동이용자망에 속하는 지상국은 확장을 하게 되므로 계획은 더욱 중요하게 된다. 예를 들면, 미공군망은 1980년부터 1990년 사이에 연간 위성자원을 배증하였다.

위성이 궤도에 다달았을때, 우주 부문의 임무가 시작된다. 계획자의 관점에서 위성 운영중 매일 무엇을 해야 할지를 살펴본다. 정밀 자세제어를 위해 위치추산력

(ephemeris)와 별자리 화일 (start file)을 작성하여 위성을 프로그램 하게 된다. 위치추산력 (ephemeris) 화일은 위성의 좌표를 시간에 따라 나타내며, 별자리 화일은 별센서 (star sensor)의 FOV를 지나는 가장 밝은 별들의 목록이다. 예를 들면, 미국의 국방 기상위성 프로그램은 위성체의 지향을 위해 매일 12분 간격의 vector로 구성된 위치추산력과 80개의 별로 구성된 별자리 화일을 기상위성에 전송한다. 위성체가 탑재된 컴퓨터는 자세교정을 위하여 위치와 속도벡터를 구하기 위한 수치 계산을 한다. 이 기법은 컴퓨터를 탑재한 대부분의 위성에 보편적으로 사용되는 방식이다. 위치추산력 (ephemeris)을 작성하기 위해 적용되는 소프트웨어 형태 또한 중요하다. 예를 들면, 저궤도 위성이나 우주탐사선을 위하여는 단순화된 총 섭동 전파방식 (general perturbation propagation)을 사용한다. 이 모델은 지구위치 및 태양-달간의 인력 및 drag 효과를 예측하는 방식에 따라 달라진다.

어떠한 경우든, 위성 자세 지향을 위한 화일이 얻으면 탑재체 데이터 획득을 위한 명령 화일을 작성할 수 있다. 자세 지향 정보의 생성이외에 위성체가 기본적인 처리 (housekeeping)을 수행하도록 버스 명령 화일도 작성하여야 한다. 전통적으로, 지원엔지니어는 서브시스템의 성능을 감시하고, 언제 위성의 부품을 켜고 끄며, 재구성할 지를 확인한다. 계획자는 이러한 요구사항을 운영활동으로 전환한다. 탑재체 계획은 버스계획과는 큰 차이가 있다. 이는 특정 지역의 지리 데이터, 특수 사건의 지원, 등을 포함하여 이용자의 필요성에 따른 요구에 의해 좌우된다. 계획자는 이러한 요구사항을 명령화일로 변환하여, 위성에 보낼 수 있게 준비하여야 한다. 이러한 계획 활동은 단일 이용자를 지원하는 단일 탑재장치를 가진 단순위성의 지원부터 허블 망원경 (복수의 탑재체를 가지며, 국제적인 이용자 서비스를 제공)의 지원에 이르기까지 범위가 넓다. 이용자 필요에 대한 대응은 대화형 탑재체를 가진 복잡한 위성을 위한 순간적인 것과, 허블 망원경이나 우주왕복선 (shuttle) 프로그램에서와 같이 수년을 요하는 경우도 있다. 후자의 경우 요구량이 너무 많아 각 이용자의 요구를 만족시킬 수 없게 된다. 허블 망원경의 복잡성을 고려하여 NASA는 우주망원과학연구소를 설립하여 해외운영과 관측의 선택과 계획, 일정 계획 임무를 부여하였다. 전용지상국에 의해 지원되는 하나의 위성을 위해 활동 계획을 작성하는 것은 비교적 단순하다.

Air force Satellite Control Network

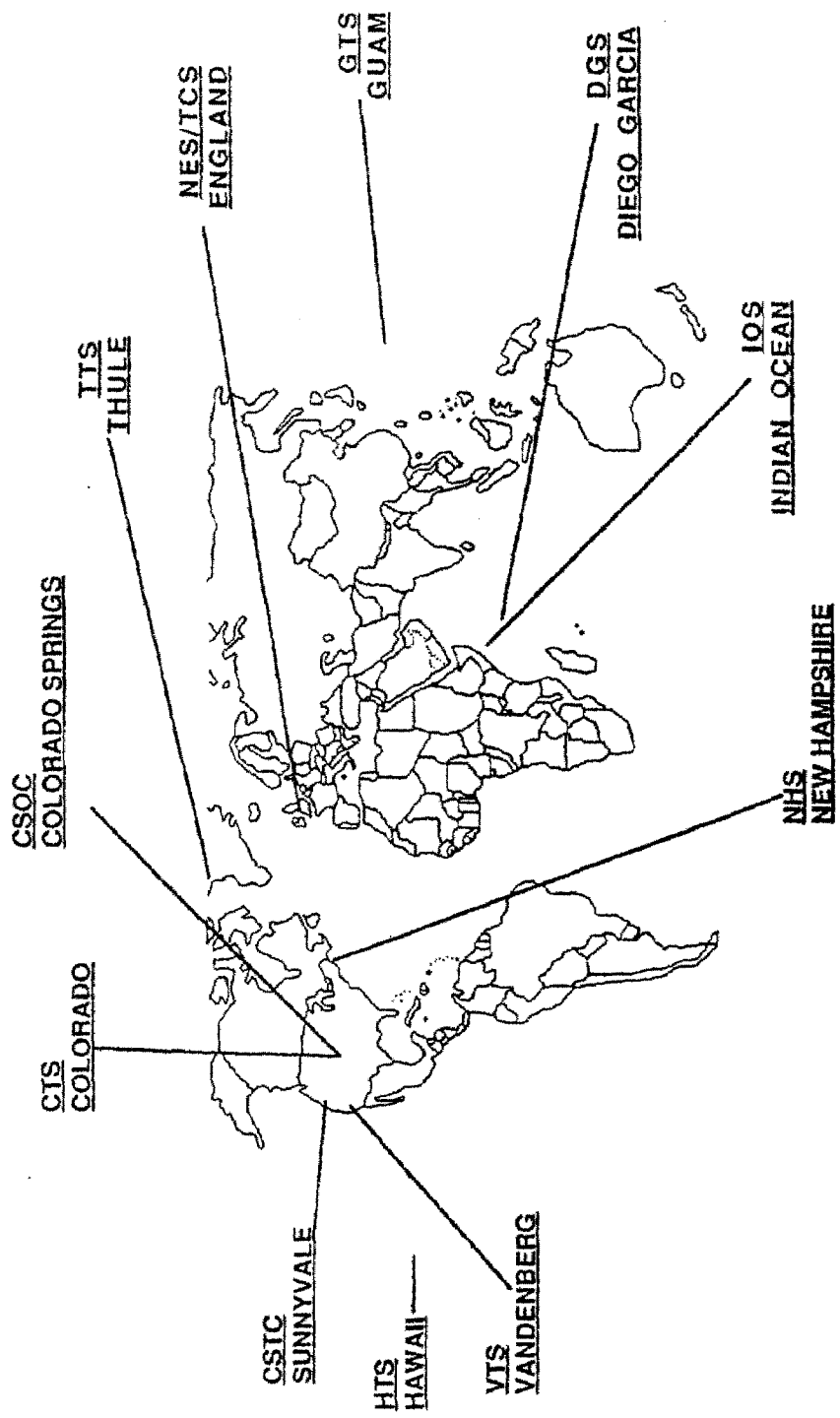


그림 4.13 아메이 위성망의 역

계획자는 운영자에게 통과시 활동 계획서 (script)를 주어서 지상 시스템을 구성하고 지원을 수행하도록 한다. 여러 위성이나 공동이용자망을 위해서는 지상국 일정계획은 훨씬 어렵게 된다. 예를 들면, 극지 부근에 위치한 지원국은 거의 모든 위성의 주회마다 높은 경사각의 궤도를 관측할 수 있게 된다. 따라서 위성체를 어떻게 조정하는가는 지상 시스템의 지원에 크게 영향을 주게 된다. 만일 원격의 추적 지상국을 이용한 위성 명령을 수행하려면 공동이용자망에 속하는 자원을 경쟁하게 되므로 일정계획은 복잡하게 된다. 100개의 위성을 지원하며 각 위성이 잠재적으로 다른 우선도와 명령 및 데이터 처리를 요구하는 8개의 지상국망을 가정해 보자. 이 경우 각 운영센터는 2주전에 지원요구사항을 제출하도록 하는 것이 보통의 일정계획 전략이다. 이 요구사항은 요구된 자원 및 명령과 데이터 처리를 위한 지상 하드웨어의 시작 및 종료 시간을 포함하게 된다. 그러면 각 운영센터의 요구를 만족시키기 위해 일주일간의 일정에 따라 작업하게 된다. 그림 4.14는 일정계획 작성자가 지원요구와 함께 유지활동에 대한 균형을 취해야 함을 보여준다.

비상시의 위성이나 우선순위 위성에 우선적으로 자원을 배정하게되므로 모든 요구를 만족시킬 수는 없다. 유럽 우주추적망의 일정계획자는 충돌을 해결하기 위해 새로 발사된 위성에 제일의 순위를 둔다. Goddard 우주비행센터에 위치한 망운영센터는 NASA 우주비행 추적 및 데이터망에 대한 활동계획과 우선순위 계획을 수행한다. 이동형 지상국의 경우, 위성체의 원격측정 데이터로부터 궤도요소를 수신하기 때문에 계획업무 지원을 간단히 할 수 있다. 이 궤도요소를 사용하여 자체의 추적 데이터를 생성하므로 우주임무 설계에서 자율적인 단위로 동작한다. 대개 이러한 지상국은 주로 이동형 데이터 획득기능을 제공하며 위성 감시나 명령업무는 거의 제공하지 않는다.

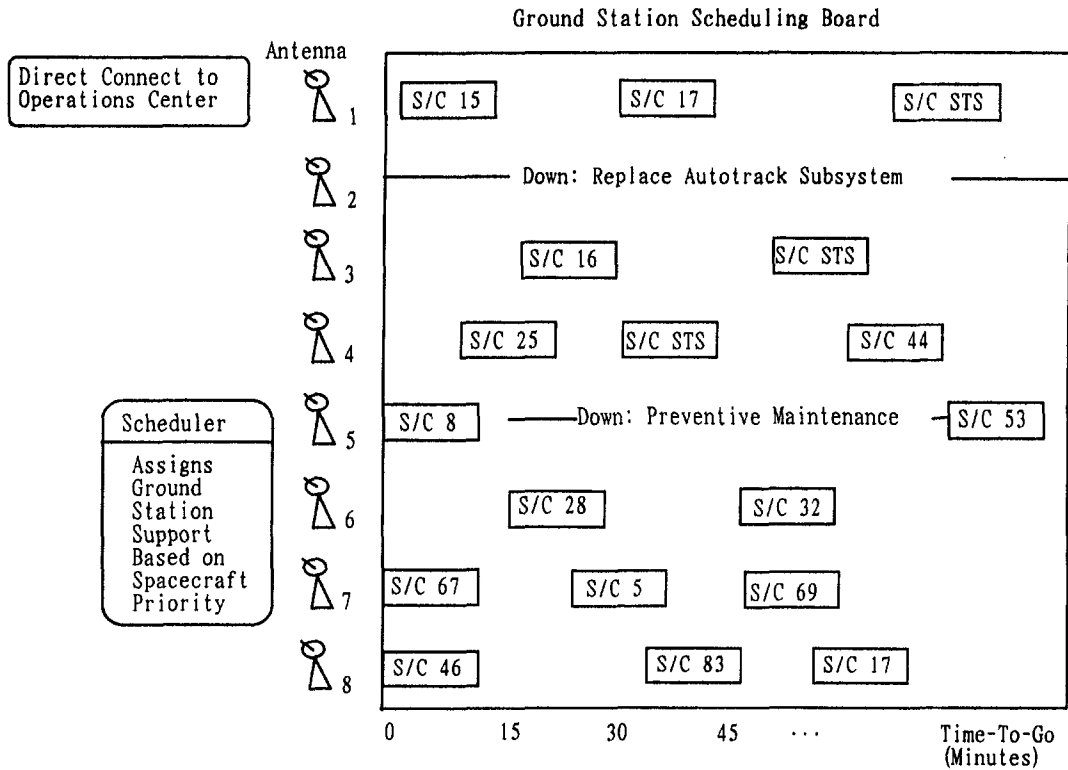


그림 4.14 지상 지원 일정계획

5. 기술적 지원 (Engineering Support)

기술지원의 목적은 데이터 이용자의 요구를 만족시키기 위한 위성과 지상 시스템의 운영을 지원하는 것이다. 엔지니어는 원격측정데이터를 분석하여 부분체나 서브시스템의 성능에 관한 가정을 세워 기술 지원을 한다. 엔지니어는 위성 시뮬레이터를 이용하여 고장난 부품이나 서브시스템에서 관측된 현상을 재현함으로써 이러한 가정을 검증한다. 이러한 도구는 엔지니어로 하여금 고장난 부품을 격리시키고 서브시스템의 성능 및 소모품의 고갈을 예측할 수 있게 해준다. 추진제와 같은 소모품의 사용율은 고갈될 경우 임무가 끝나게 되므로 특히 중요하다. 이상을 탐지하였을 경우, 엔지니어의 기본 활동은 문제점을 정의하고 적절한 우회방안을 구성하여 검증하고 해결책을 구현하도록 운영자를 돕는 것이다. 그림 4.15는 이러한 활동을 블록도로 나타낸 것으로 엔지니어에게 두가지의 기본 업무를 부여한 것이다.

① 위성이 항상 운영자가 운영 가능하도록 한다. ② 데이터 이용자의 요구를 만족시킨다.

엔지니어의 분석을 기초로 운영팀에게 발생가능한 문제점에 대해 경고하고, 필요시 새로운 운영 절차를 제안하게 된다. 여기서는 기술적 지원이 어떻게 임무 운영과 관련되는지와 그 비용을 줄이는 방법을 제시한다. 위에서 기술한 기본 활동이외에 궤도를 유지하고 배터리를 reconditioning 하는 것과 같은 위성 기능을 분석하여야 한다. 정지궤도상의 통신위성을 예로 들어 임무 운영에 기술적 지원이 차지하는 중요성을 나타내는 예를 들어본다. 위성이 정지한 것처럼 보이게 하기 위해서는 경사각과 이심율을 영(0)으로 하여야 하며 지구와 위성의 각속도를 일치시켜야 한다. 실체는 이와 같이 이상적인 파라미터를 달성하지 못하고 대신, 할당된 위치에서 위성체가 표류하는 것을 허용한다. 외부의 힘이 위성체를 허용범위 밖으로 벗어나게 하기 때문에 (예, 위도 0° 를 중심으로 원하는 정도로 이루어진 0.2° 상하) 운영자는 일련의 제트 분사 명령을 보내어 궤도를 교정한다. 이 과정을 궤도유지 (orbit maintenance or stationkeeping)라 부르며, 위성체의 수명동안 반복하여 수행된다. 대개 매4주 내지 6주마다 한번씩 궤도를 수정하게 된다.

이 주기는 어떤 위치가 다른 위치보다 더 안정적이기 때문에 적도상 위성의 위치에 의존한다.

그림 4.16이 나타내듯이, 궤도유지는 추진 전략 (thrusting strategy)을 세우는데 위성체 컴퓨터 모델을 사용하여 고도의 자동화된 과정이 된다. 분석적 도구와 경험을 이용하여 컴퓨터로 생성한 제트분사 명령을 이전의 조정과 비교하여 그 결과를 검증한다. 조정을 검증한 후 계획자는 분사명령을 포함한 명령화일을 작성하고 적절한 시간에 운영자는 위성에 명령을 보내어 수행시킨다. 조정을 감시하고 완료 후 추적 데이터와 명령된 요소를 비교하여 운영팀을 지원하게 되며 필요시 같은 과정이 반복되게 된다. 지구 정지궤도 위성의 경우, 위성의 원하는 경도를 유지하기 위해서 동서방향을 조정하며 경사각을 허용가능한 범위로 작게 유지하기 위해서는 남북방향을 조정한다. 궤도 유지는 엔지니어들이 임무운영에 지원을 제공하는 방법에 대한 하나의 예가 된다. 이는 고도의 숙련된 운영진의 사용을 필요로 한다.

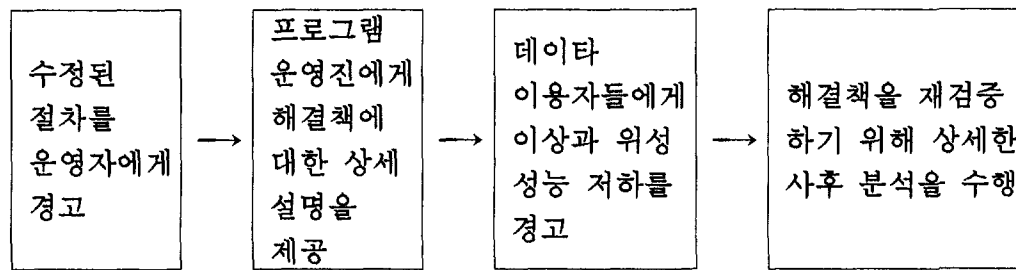
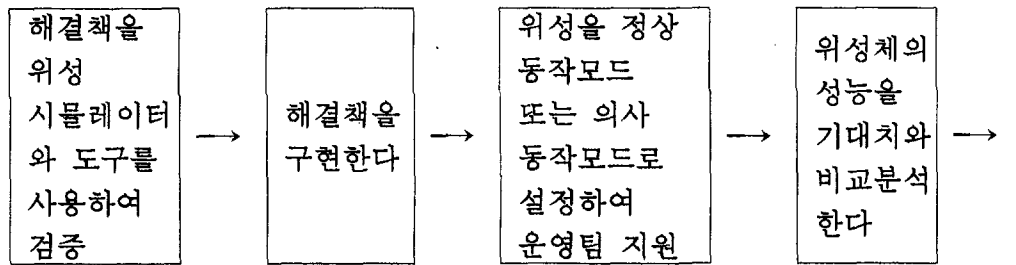
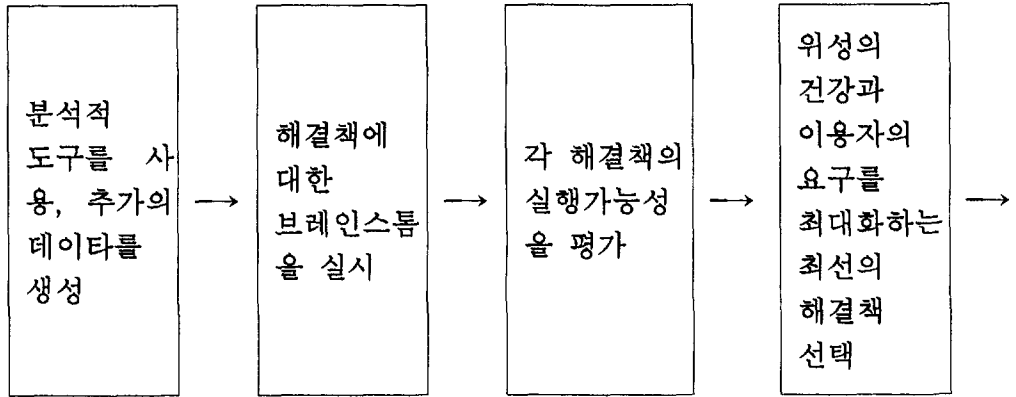
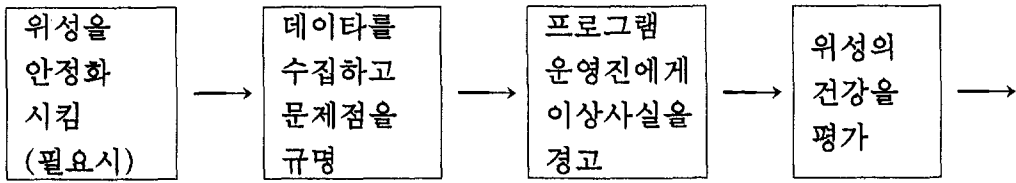


그림 4.15 위성이상을 해결하기 위한 절차

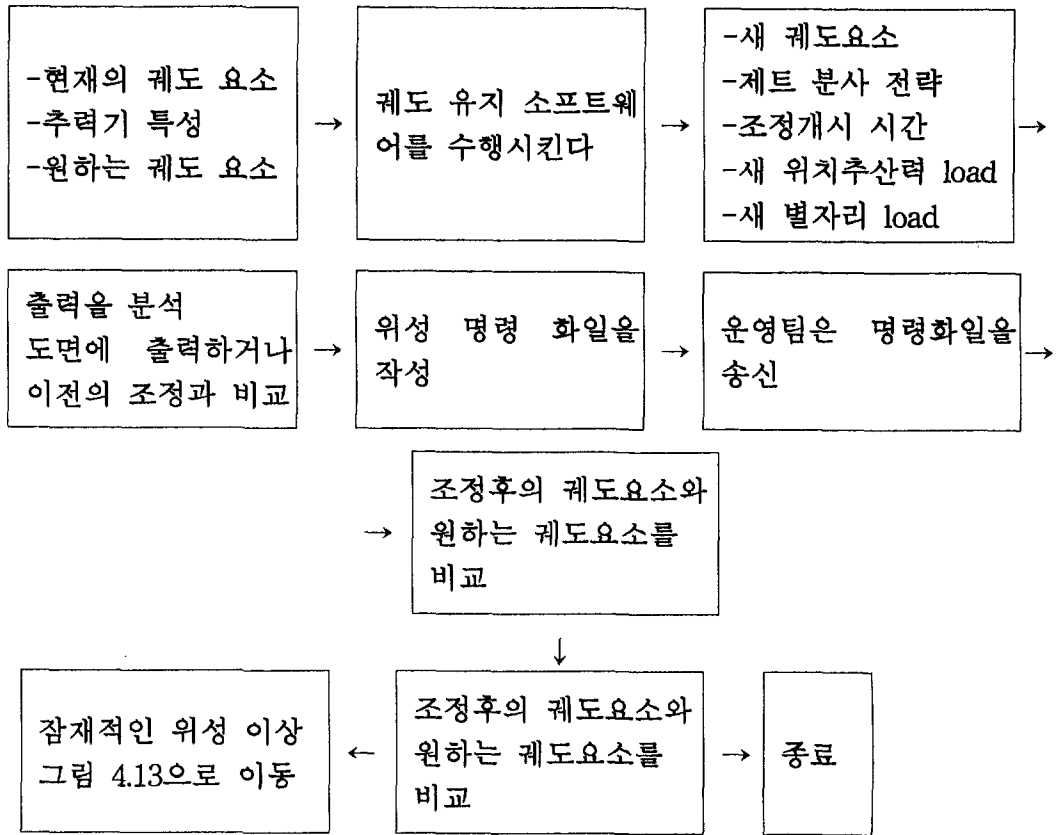


그림 4.16 위성 궤도유지를 위한 작업 순서

기술적인 지원은 지상시스템과 위성탑재 소프트웨어에도 아주 중요하다. 위성탑재 소프트웨어는 위성 설계에 표준이 된 위성탑재 컴퓨터를 동작시킨다. 컴퓨터의 소형화, 가용성 및 상대적으로 낮은 비용은 단기간의 저가의 임무에 있어서도 사용을 가능하게 한다. 탑재 컴퓨터 서브시스템은 다른 서브시스템을 위한 계산 서비스 뿐만 아니라 명령과 탑재체 데이터의 저장 기능을 제공한다. 서브시스템과 탑재체의 복잡도가 증대됨에 따라 위성탑재 컴퓨터는 표준 위성과 복잡한 위성에 필수적이 되었다. 비록 컴퓨터를 유지하는데는 어려움도 있지만 탑재 컴퓨터의 사용에 의한 자율성은 더 지능형 위성을 제작할 수 있게 해주며 이는 위성이 전개된 후에도 가능한 것이다. 오류가 있는 메모리 위치를 발견했을 때나 데이터 이용자의 요구

를 만족시키고 위성을 건강하게 유지하기 위하여 탑재 소프트웨어 코드를 수정할 수 있다. 고도기술위성-6호 (Advanced Technology Satellite-6)에서는 엔지니어들이 궤도상의 운영 4년째에 자세제어를 위한 소프트웨어의 80%를 변경하였다. 위성 컴퓨터 소프트웨어를 유지하는데 논리나 프로그래밍 오류는 위성체를 위협할 수 있으므로 숙련된 기술진이 필요하다.

임무 운영의 주요 요인인 지상 시스템 설계는 운영 요원이 얼마나 효율적으로 위성을 지원하는가를 결정한다. 지상 시스템을 이용하여 위성과 통신한다. (지상의 정교한 지상국 네트워크를 통하여 정보를 보내고 받는다.) 불행히도, 지상 시스템은 가장 나중에 개선되며 운영자로 하여금 시대에 뒤떨어진 장치로 임무를 수행하게 하거나 의도된 설계 범위 밖에서 장치를 사용하게 하는 경우가 있다. 주요한 운영센터는 아직도 기술지원을 위한 카드방식 (card based)의 컴퓨터를 사용하고 있는 지상 시스템을 보유하고 있다. 지상 시스템 지원은 하드웨어에 대한 물리적 접근과 문제해결을 위한 많은 상업적 진단도구를 사용하기 때문에 위성의 기술적 지원과는 다르다. 대부분의 우주 프로그램에서는 지상 시스템 지원은 적어도 하드웨어, 소프트웨어 두 분야로 나뉜다. 대개 숙련된 기술자팀 (technician team)이 시스템의 많은 전자 부품과 하드웨어를 유지하게 된다. 기술자는 장치를 감시하거나 기본적인 시험을 수행하고 고장난 부분을 찾아내어 정상 동작하도록 복구하는 등, 제1선의 유지 작업을 수행한다. 임무운영 지원을 위한 지상 시스템의 준비에 소요되는 많은 시간은 컴퓨터 소프트웨어의 개발과 시험에 소요된다. 소프트웨어의 구조 및 성능에 관한 질문은 모든 운영센터에서 공통적인 문제이다. 원격측정데이터를 저장하고 검색하는 코드를 포함하여 안테나 지향 시스템을 구동하고, 원격측정 데이터를 처리하며 명령을 생성하는 것, 등이 지상 시스템 소프트웨어의 예이다. 지상 시스템 소프트웨어는 하드웨어보다 획득 및 유지에 더 많은 비용과 참여를 요구한다. 표 4.8은 지상 시스템의 특징과 임무 운영에 미치는 영향을 나타낸다.

궤도상에서 위성을 복구하는 것은 비교적 새로운 기술 지원의 과제이다. 우주인과 지상 제어 엔지니어는 Palapa B2, Westar-6 및 Solar Maximum mission 위성을 궤도상에서 성공적으로 수리하고 복구하였다. 우주에 투입된 후 Palapa B2 및

Westar6 의 상단 추진부 (upper stage)가 고장이나 위성이 쓸모 없는 궤도상에 머무르게 되었다. 우주왕복선의 우주인은 재조정을 위해 이들을 회수하여 지구로 가져왔다. 1990년 4월에 이 두 위성은 두 번째로 우주로 발사되었다. Palapa B2는 케이프케나베탈 기지에서 Delta II 로켓에 의해 발사되었고, Westar-6는 Asiasat으로 개명되어 서창에서 장정-2 로켓에 의해 발사되었다. Solar Max 위성은 1980년 2월에 발사되었으나 하드웨어 고장에 의해 임무 수행이 불가능하게 되었다. 1984년에 NASA는 챌린저호를 발사하여 고장난 위성을 회수, 수리하고 재배치하였다. 궤도상의 서비스 개념은 위성을 우주인에 친밀하게 설계할 것을 요구한다. 예를 들면, 허블의 표면에는 우주인이 수리하는 것을 지원하기 위해 225 피트의 난간과 31 피트의 restraints 을 포함하고 있다. 서비스 개념이 성공하려면 위성 설계에 관한 정확한 문서를 작성하여야 한다. 전통적으로, 엔지니어는 통신링크를 통하여 위성을 서비스한다. 비동작 상태의 예비품을 동작시키고, 고장난 부품을 우회시키며 재구성한다. 원격측정 데이터를 통한 서비스는 위성의 유용한 수명을 늘리게 된다. 궤도상의 서비스와 함께 이러한 개발은 확실히 생명주기 비용을 낮추게 된다.

소모품을 다시 채우고 저하된 서브시스템을 교체함으로써 비동작 위성이나 지구 대기권에 재 돌입한 위성을 대체하는 것보다 비용 면에서 더 유리할 수 있다. 완벽한 우주임무 설계는 위성의 수명 후 처분을 포함한다. 저궤도 위성의 경우, 위성의 고도를 낮춤으로써 지구의 대기권에 재 돌입하여 공기 역학적 열에 의해 태워버리게 된다. 지구정지궤도 위성의 경우는 위성을 부동기궤도 (subsynchronous orbit)에 전개하거나 안정점 (geopotential stable point) 부근으로 사용된 위성을 배치하는 선택 방안이 있다. 지구정지궤도 대역은 그 특성상 재생불가능한 자원으로 간주하여야 한다. 그러므로 위성 처분 전략은 대체위성을 위한 경도 구간을 제공하며 위성의 공간 밀도를 줄여 충돌의 위험을 줄이게 된다. 위성을 지구정지궤도에서 초동기궤도 (supersynchronous orbit)으로 보내기 위해서는 약 10 m/s 의 속도 변화가 요구된다. 이를 환산하면 보통의 위성의 경우 5-10kg의 추진제가 필요하며 1-2달의 수명감소를 가져온다. 위성의 처분은 위성체의 추진 능력에 따라 좌우된다. 보통 추진제는 평균 임무기간을 좌우하며 비축된 연료를 사용하는 방법에 대한 딜레마를

만들게 된다. 목표는 비동작 위성을 비활동태도로 처분하거나 우주쓰레기를 줄이기 위해 공기 역학적 열을 이용하는 것이다.

표 4.8 임무 운영에 미치는 지상국 시스템의 특징

지상 지원의 특징	임무 운영에의 영향
위성체 명령 <ul style="list-style-type: none"> · 검증 도구 · 명령 데이터 베이스 · 검증 기법 · 블럭 명령 	<ul style="list-style-type: none"> · 사람의 실수를 줄임 · 명령작업의 효율을 높임 · 위성체를 보호 · 명령작업의 효율을 높임
위성체 감시 <ul style="list-style-type: none"> · CRT 화면의 개선 · 한계치 검사 루틴 · 음향 및 시각에 의한 경고 · 도면 출력 및 그래픽 도구 · 막대 그래프 화면 	<ul style="list-style-type: none"> · 문제점 탐지를 도움 · 사람의 실수를 줄임 · 데이터 감소를 단순화 · 문제점 탐지를 도움 · 문제점 탐지를 도움
오프라인 분석 <ul style="list-style-type: none"> · 동향분석 도구 · 원격측정 저장 및 검색 · 도면 및 그래픽 도구 · 막대 그래프 화면 · 시뮬레이터 도구 · 검증 도구 	<ul style="list-style-type: none"> · 문제점 탐지 및 예측에 도움 · 이상 상태 해결 지원 · 엔지니어에 분석 도구 제공 · 엔지니어링 효율성 증대 · 시험의 향상 · 소요 인력의 감소

기술적 지원은 성공적인 임무운영 개념에 매우 중요하다. 고도로 훈련된 엔지니어진을 운영하는 것은 비용이 많이 들지만 이로 인한 위성 수명의 연장은 그 비용을 초과한다. 기술 지원팀의 성공은 그들에게 주어지는 설계자의 기본적 책임인 계약자 문서의 질과 정확성에 크게 좌우된다. 지상 시스템이나 위성에 대한 불충분한 문서는 엔지니어가 실시간으로 이상에 대응하지 못함에 따라 임무의 효율성을 감소시키고 생명주기 비용을 높이게 된다. 엔지니어는 저장된 위성체 버스 및 탑재체에

관한 데이터와 중앙관리되는 기술 안내서 및 전문서적에 대해 쉽게 접근할 수 있어야 한다. 엔지니어진의 효율성은 또한 그들이 위치한 장소, 즉 운영센터, 지역 또는 정부나 계약자 개발 조직 등의 장소에 좌우된다. 이것은 그 비용과 함께 얼마나 신속히 기술 지원진이 이상(anomalies)에 대응하는가를 결정하는데 이는 운영자에게 권한을 위임할 때 고려해야 할 중요 안전이다.

이상에서 임무 운영의 요소를 살펴보고, 비용 요소를 확인하고 이 요소들이 어떻게 효율성에 영향을 미치는가에 대한 통찰력을 제공하였다. 임무를 개발하기 위해서는 지속적인 개발을 보장하는 개념과 시스템을 정의하고 선택하여야 한다. 운영 활동은 운영자, 계획자, 엔지니어 및 이용자가 동일인인 대학 형태의 임무에서부터 300명 이상의 인원에 의해 수행되고 여러 기관의 자산인 고도로 분산된 프로그램에 이르기까지 적용된다. 운영 개념이 후자에 맞추어 짐에 따라 운영 활동은 위성과 지상 시스템의 설계를 주도하여야 한다. 개념설계 단계에서 누락시키게 되면 비용이 증가되고 변경에 대한 조정이 복잡하게 된다. 운영 개념을 위성 설계에 통합함으로써 낮은 생명주기 비용으로 더 긴 수명의 위성을 개발할 수 있다. 설계 다음으로 위성체의 수명을 좌우하는 가장 중요한 요소는 이상을 탐지하고 해결하는 운영자의 능력이다. 서브시스템이나 구성 부품의 고장을 예측하기 위해서는 운영 개념을 위성 설계와 통합하여야 한다. 이 결과는 위성의 자율성과 고장 탐지, 궤도상 서비스 개념과 함께 운영자 수행능력을 향상시키기 위한 지상 도구 및 자원, 등을 위한 적절한 전략이다.

제 5 장 수신국 기술

제 5 장 수신국 기술

제 1 절 수신국 기능과 역할

원격 탐사기술의 발전과 지구관측위성 유용성에 대한 각국의 인식이 제고됨에 따라 다양한 센서를 탑재한 지구관측위성이 발사되어 활용되고 있다. 이러한 위성으로부터 수집한 관측데이터를 수신, 처리하여 활용할 수 있는 형태로 자료를 만들어 내는 곳이 수신국이다. 선진 각국은 독자적으로 이러한 지구관측위성을 보유하여 자국의 이익에 이용하고 있으며 개발 도상국에서도 원격탐사 기술의 유용성 및 효용성이 인정되어 자국내에 지상 수신소를 설치하여 국토계획, 농작물의 작황, 산림 분포 파악, 수자원 관리, 해양 및 환경오염 조사 등 폭넓은 응용분야에 활용하고 있다. 앞으로 발사될 관측위성은 센서 분야의 기술 발전에 따라 다양한 센서와 보다 정밀한 지상해상, 다양한 스펙트럼 채널을 갖게 될 것이므로 지상 수신국에서 처리하여야 할 데이터의 양이 크게 증가할 것으로 예상된다. 이러한 다양하고 방대한 데이터를 수신, 처리하여 자국의 이익에 필요한 정보를 신속하게 추출하기 위해서는 고성능의 지상수신처리 장치가 필요하게 된다. 이에 따라 다양한 위성으로부터 신호를 수신하여 데이터를 복구하는데 복잡한 장치를 추가하거나 수정할 필요가 없도록 소프트웨어 프레임 포맷터 기법이 사용될 전망이고, HDDT에 비해 대용량의 정보를 실시간으로 저장하고 처리할 수 있는 디스크어레이 기록장치 (Disk Array Recorder) 등의 수신국 분야의 새로운 기법이 등장하고 있다. 이 장에서는 이러한 수신국의 구성, 필요 장비 및 시설 운영기술에 대하여 기술한다.

수신위성의 탑재체 종류와 형태에 따라 수신시설, 처리과정이 달라지게 되나 기본적인 수신국은 다음과 같이 구성된다. 그림 5.1은 수신국 시스템의 구성을 나타낸다.

- 자료 수신 시설 (Data Acquisition)
- 기록 및 재생 시설 (Recording & Playback)

- 데이터 처리 시설 (Data Processing)
- 지상국 관리 (Station Management)

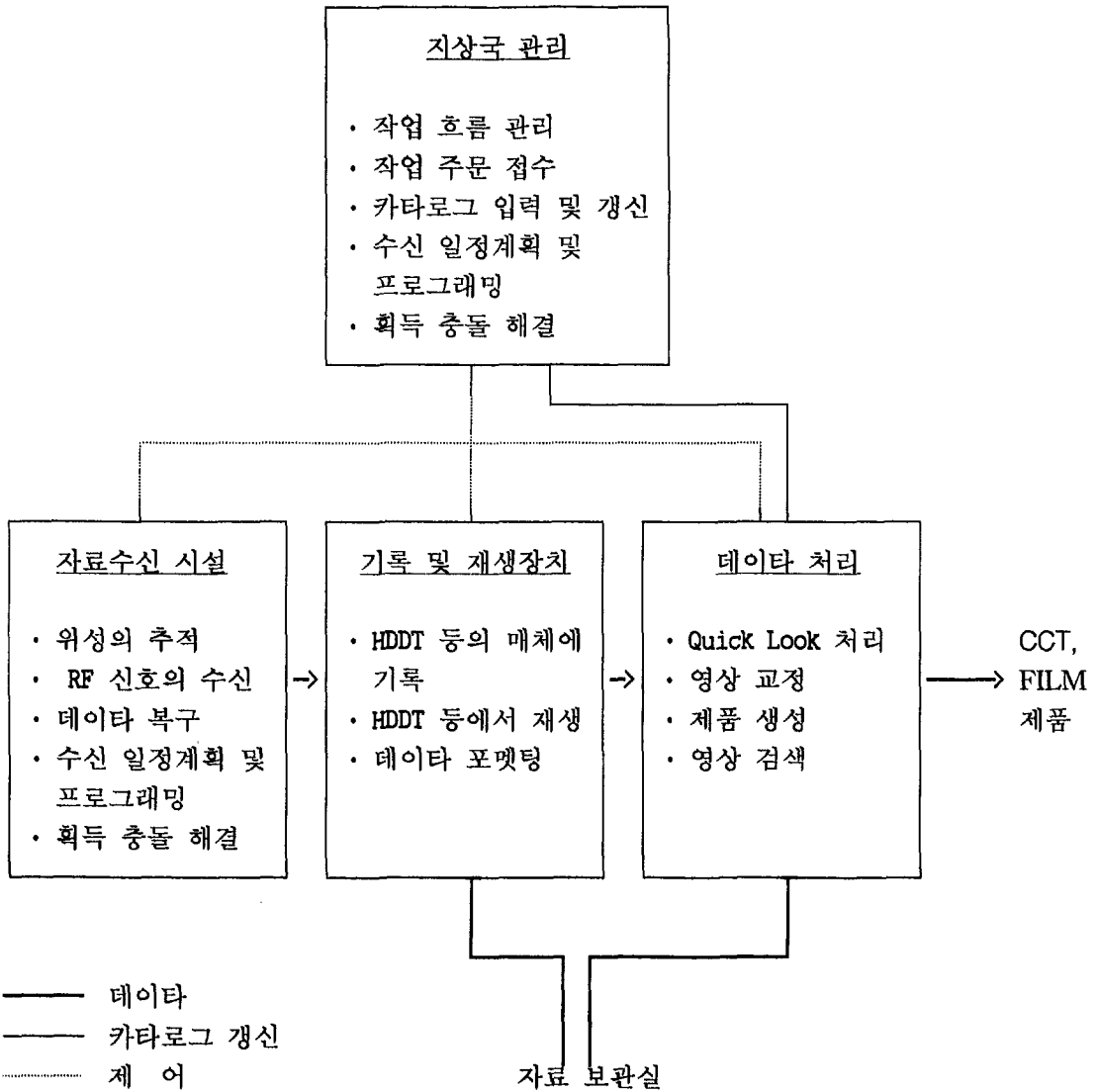


그림 5.1 시스템 구성도

1. 자료 수신시설 (Data Acquisition)

자료 수신 시설은 안테나와 수신기 서브시스템으로 구성된다. 안테나 시스템은 수신위성과 용도에 따라 크기 및 형태가 결정되며 사용자의 수신 요구에 맞는 시스템을 선정하여야 한다. 안테나 서브시스템은 위성으로부터 실시간으로 X-대역(8025~8400 MHz)의 RF 신호를 수신한다. 대부분의 경우 수신국은 여러 개의 지구 관측위성 (SPOT, ERS, Landsat, JERS Radarsat, Polar platforms)으로부터 자료를 수신하게 되므로 안테나 시스템이 이들 위성으로부터 신호를 수신할 수 있게 설계한다. 안테나 시스템은 천정점 (zenith)을 추적할 때도 데이터의 손실 없도록 설계되어야 한다. 모든 자료 수신 시설의 운영은 워크스테이션이나 PC에 의해 자동으로 제어된다. 수신기 서브시스템은 신호를 복조하고 (demodulate) 비트 동기화를 시켜 데이터 출력을 기록 및 재생 장치로 보낸다. 이러한 장치는 요즈음은 모듈러 구조로 되어, 모듈을 슬롯 (slot)에 장착함으로써 추가의 위성의 신호를 복조, 비트 동기화할 수 있다. 이 시스템의 출력은 또한 Moving Window Display Processor로 보내어져 데이터 수신중에 컬러 화면상에서 영상을 감시할 수 있게 된다.

2. 기록 및 재생 시스템

기록 및 재생시스템은 위성에서 내려오는 데이터를 기록, 재생하며, 데이터 처리 시스템으로 보내기 위해 데이터를 포맷팅한다. 이 시스템은 대개 2대의 고밀도 테이프 기록장치 (HDDR)와 데이터 통로 스위치 (Data Path Switch), 제어장치 (Local Control Module), 다중위성 전처리장치 (Multi-Satellite Preprocessor)로 구성된다. 위성 데이터는 고밀도 디지털 테이프 (HDDT)에 기록되며, 추후 Quick Look 또는 고해상도의 제품 처리를 위해 재생된다. 데이터 통로 스위치는 일련의 처리장치군을 이용자가 선택할 수 있게 해주며 지상국 운영을 위한 주요 장치이다. 제어장치 (Local Control Module)는 데이터 통로 스위치에 연결된 PC 형태의 시스템으로 데이터의 처리 경로를 제어한다. 이 기록 재생 시스템의 주요 기능은 위성에서 오는 원시 데이터를 전처리 장치를 이용하여 이용 가능한 영상 포맷으로 변환하는 것이다.

3. 데이터 처리 시스템

데이터 처리는 지상국의 핵심으로 이용자가 원하는 제품을 생성하는 곳이며, Quick Look 시스템과 CCT 및 필름 생성시스템으로 구성된다. 구성장치는 각각의 주 컴퓨터를 가진다. Quick Look 시스템은 워크스테이션으로 구성되며 기록 및 재생시스템의 전처리 장치에서 오는 데이터를 소화하며 서브 샘플을 취해 Quick Look 화상을 만든다. 카타로그가 만들어지고, 영상은 광 디스크에 저장된다. CCT 및 필름 생성 시스템은 어레이 프로세서 및 워크스테이션을 이용한다. 워크스테이션은 데이터 베이스 화일유지, 영상 교정 계산, 필름 및 CCT에 제품생산 등, 어레이 프로세서는 영상레이다 교정을 위해 고속의 계산을 수행하는 특수 컴퓨터 시스템으로 주 컴퓨터의 작업을 보조한다. 실제의 처리는 영상처리 소프트웨어(Geocoded Image Correction software)에 의해 수행된다. 일반 용도의 알고리즘 및 제어 기능을 수행한다.

4. 지상국 관리 시스템

지상국내의 모든 자원을 연결하여 운용자가 효율적으로 관리할 수 있게 지원하는 시스템으로 운영관리 서브시스템 (Operations Management Subsystem)과 수신 계획 시스템 (Acquisition Planning Subsystem)으로 구성된다. 운영관리시스템은 이용자의 주문을 관리하며 운영자의 요구를 받아 데이터 처리 시스템에 대한 작업주문으로 전환하며 데이터 처리 시스템에서 작업 주문 완료 보고서를 받는다. 또한 지상국에 저장된 데이터의 카타로그도 유지하여 이용자의 주문에 사용한다. 수신 계획 서브시스템은 운영자가 미래의 데이터 수신을 위한 계획을 세우고 자동화된 프로그래밍을 하도록 지원한다. 이 지상국 관리 시스템은 워크스테이션으로 구성되며 LAN을 통하여 데이터 처리 시스템과 연결된다.

제 2 절 수신국의 구성

1. 수신국의 구성

수신국은 관측위성으로부터 raw data를 수신하여 이를 처리, 분석하여 여러 가지 형태의 영상 제품을 생성한다. 수신국은 추적기능을 갖는 X-대역 안테나 시스템과 RF 시스템, 데이터 복구장치 등으로 구성된 자료 수신 시설 (data acquisition facility), 즉 RF 수신소와 수신된 자료를 처리하는 데이터 처리 시스템으로 크게 구분할 수 있으며 주요한 기능은 다음과 같다.

- 위성 신호를 수신하여 raw image 데이터를 생성한다.
(Data acquisition facility)
- 수신된 영상 데이터를 저장하고 목록을 작성하며 품질을 평가한다.
- 데이터를 사용자가 요구하는 수준까지 처리하여 제품을 생성한다.
(Data processing facilities)

우주 선진 각국에서는 지구자원의 효율적 이용을 위해 표 5.1과 같은 다양한 센서를 가진 관측위성을 개발 발사하여 운영하고 있다. 이에 따라 다양한 위성으로부터 신호를 수신하여 데이터를 복구하는데 복잡한 장치를 추가하거나 수정할 필요가 없도록 소프트웨어 프레임 포맷터 기법이 사용될 전망이고, HDDT에 비해 대용량의 정보를 실시간으로 저장하고 처리할 수 있는 디스크 어레이 기록장치 (Disk Array Recorder) 등의 수신국 분야의 새로운 기법이 등장하고 있다. 다음은 이러한 다양한 위성으로부터의 방대한 관측 자료를 수신하여 효율적이고 신속하게 처리하기 위한 수신국 분야의 기술 발전이 진행되어 감에 따라 수신국 구성에 미치는 영향을 보여주고 있다.

표 5.1 세계 각국의 상업적 관측위성

위성명	국 가	발사년도	센서	해상도 (m)	테이타전송율 (Mbyte/sec)	고도 (km)	경사각 (도)
Almaz-1B	러시아	1994	SAR Opt-MX	15-30 15	12.5	330	73
Almaz-2	러시아	1996	SAR Opt-MX	15-30 15	12.5	600	73
CBERS	중국/ 브라질	1993	Opt-P Opt-MX IR	20 20 80-160	14	778	98
ERS-2	유럽	1994	SAR	30	13.1	785	98
IRS-1C	인도	1994	Opt-P	10	15.6	817	98
JERS-1	일본	1992	SAR Opt-MX	18 18	7.5	568	98
Landsat-5	미국	1985	Opt-MX	30	10.6	705	98
Radarsat	캐나다	1994	SAR	11+	13.7	800	98
RESURS-02	러시아	1995	SAR Opt-MX	27	5.6	650	98
SPOT-3	프랑스	1992	Opt-P Opt-MX	10 20	3.1	832	98
SPOT-4	프랑스	1995	Opt-P Opt-MX	10 20	3.1	832	98

이 절에서는 수신국의 구성에 관하여 안테나 및 수신장치로 이루어진 자료수신 시설(data acquisition facility)과 기록 및 재생 시스템 및 데이터 처리 시설로 나누어 수신국의 구성을 살펴본다.

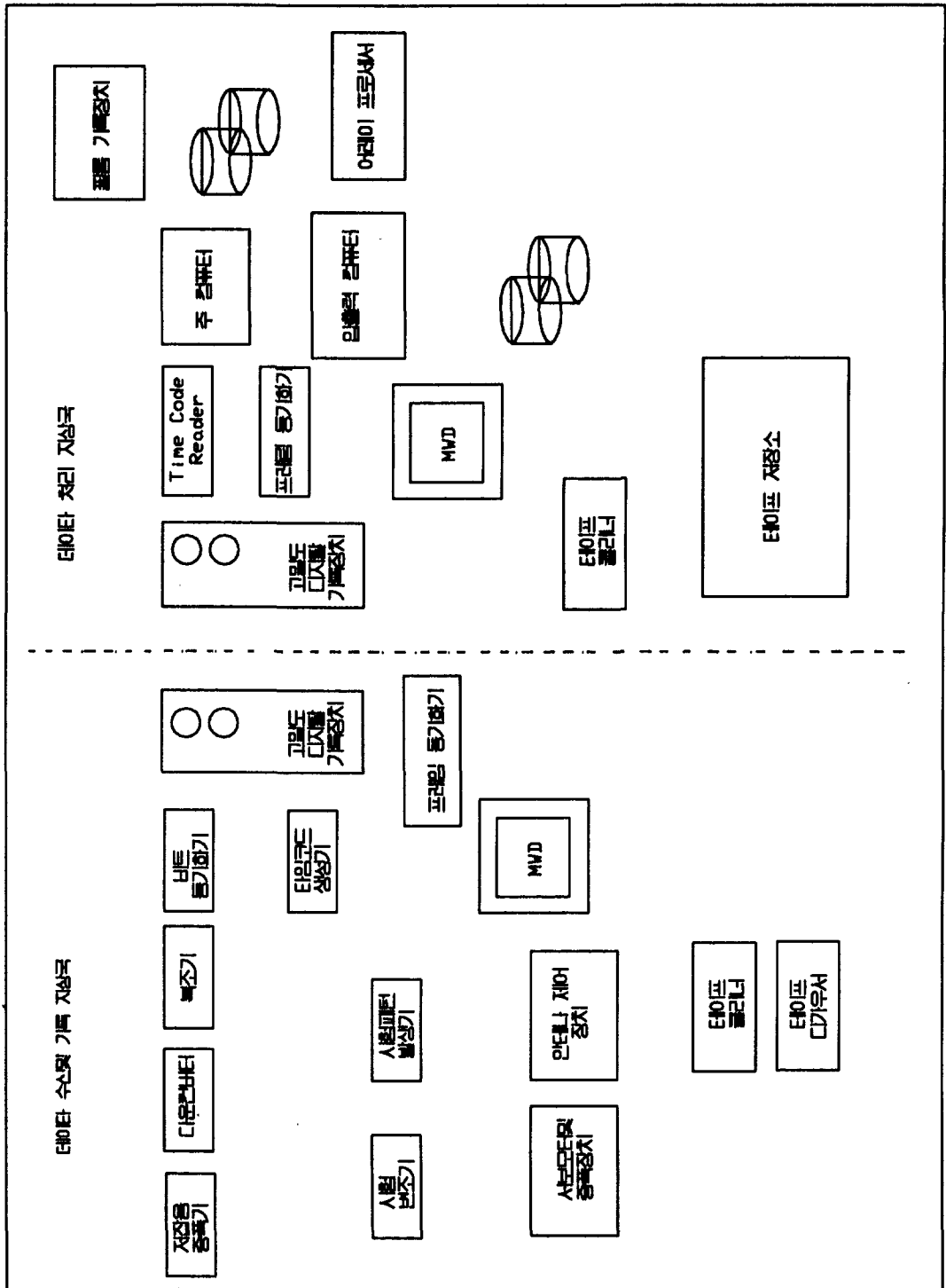


그림 5.2 과거의 수신국 구성

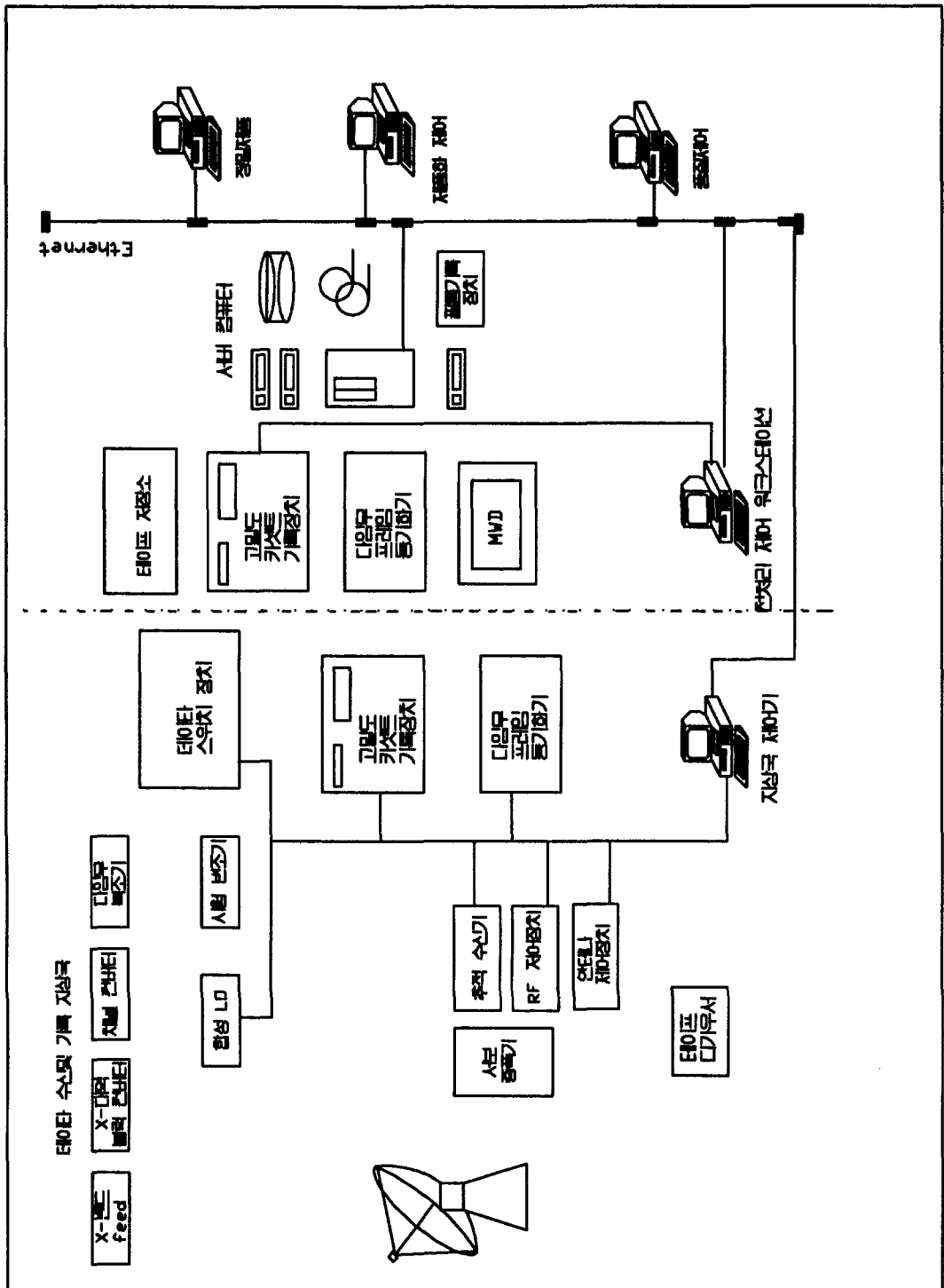


그림 5.3 현재의 수신국 구성

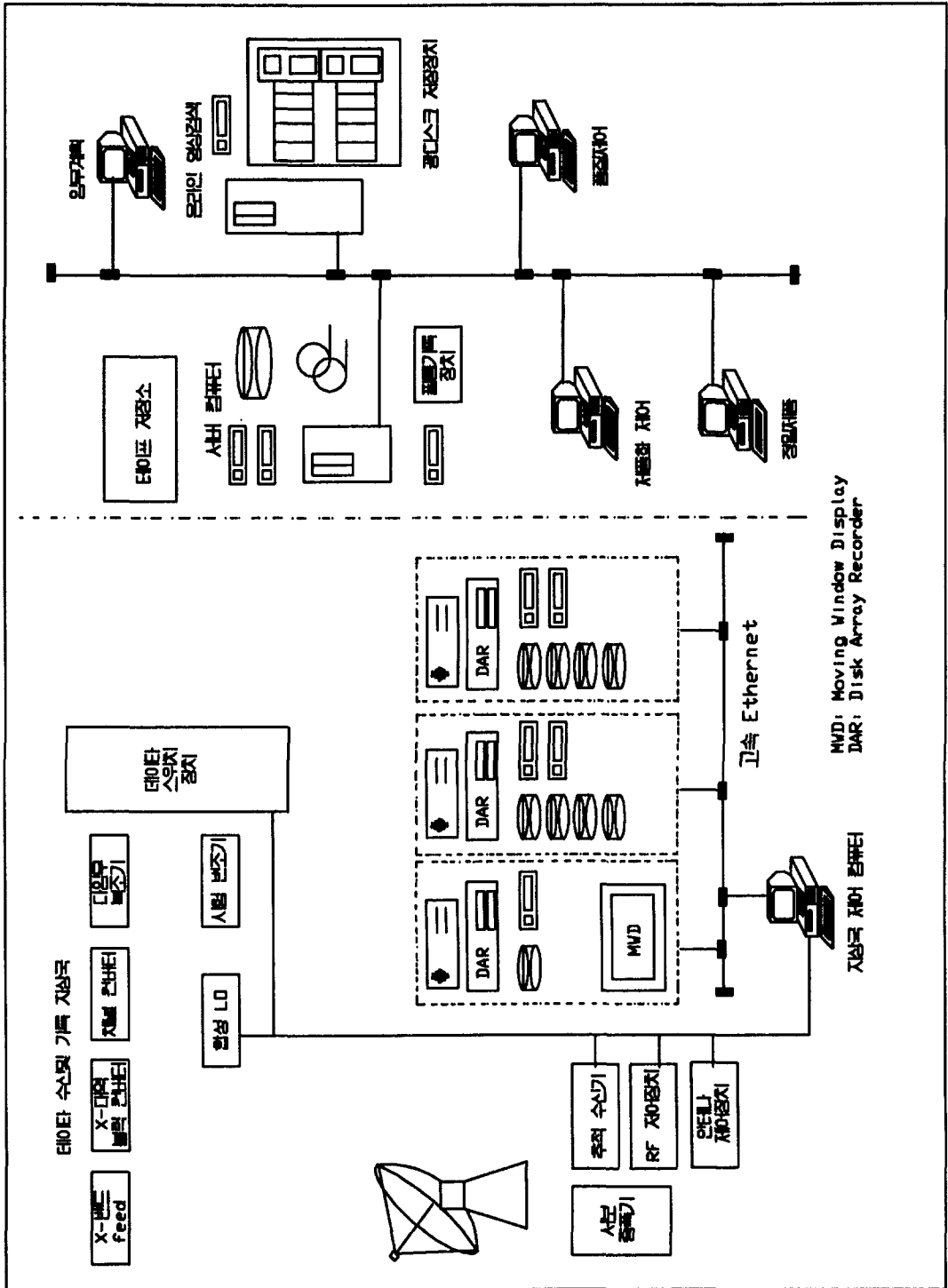


그림 5.4 미래의 수신국 구성

2. 안테나 및 수신장치

가. 개요

안테나 및 수신기는 자료 수신시스템 (Data Acquisition System)을 구성하고 있다. 안테나 서브시스템은 실시간으로 위성의 다운링크 RF 신호를 X대역(8025~8400MHz)으로 수신한다. 따라서 안테나는 X대역을 사용하는 대부분의 지구관측위성 (SPOT, ERS-1, Landsat6, JERS-1, Radarsat, Polar Platform)으로부터 신호를 수신할 수 있다. 수신된 신호는 다운 컨버터 (down converter)를 거쳐 분배장치로 전달된다. 추적 정보는 분배장치로부터 안테나 제어장치로 feedback을 제공하는 추적수신기로 중계된다. 안테나는 데이터 손실없이 천정 (zenith)을 지날 수 있는 장치도 포함한다. 수신기 서브시스템은 신호를 복조하고 데이터의 비트 동기를 맞추어 기록 및 재생장치로 보내 고밀도 디지털테이프(HDDT)에 기록할 수 있게 한다. 신호는 또한 동시에 전처리장치를 거쳐 Moving Windows Display 처리기로 보내어 지는데, 이는 위성에서 수신중에 영상데이터의 품질을 확인할 수 있도록 보여주기 위함이다. 자료 수신시스템의 모든 운영은 PC에 기초한 자동컴퓨터에 의해 제어된다. 이장치는 안테나의 설정과 동작을 위한 중앙제어 시설을 제공하며 지상국을 구성하고 있는 다른 시스템과도 연결된다.

나. 자료 수신시스템 (Data Acquisition System)

자료 수신 시스템의 하드웨어 구성이 그림 5.5에 나타나 있으며 보통 다음과 같이 구성된다.

- 13-m 카세그레인 안테나 (X-band 또는 X/S-band)
- Elevation-over-Azimuth-over-Tilt pedestal
- X-대역 업/다운 컨버터 (X-band Up/Down Converter)
- 컨버터 제어장치 (Converter Control Unit)
- 시험 변조기 (Test Modulator)

X-대역 분배장치 (X-band Distribution Unit)

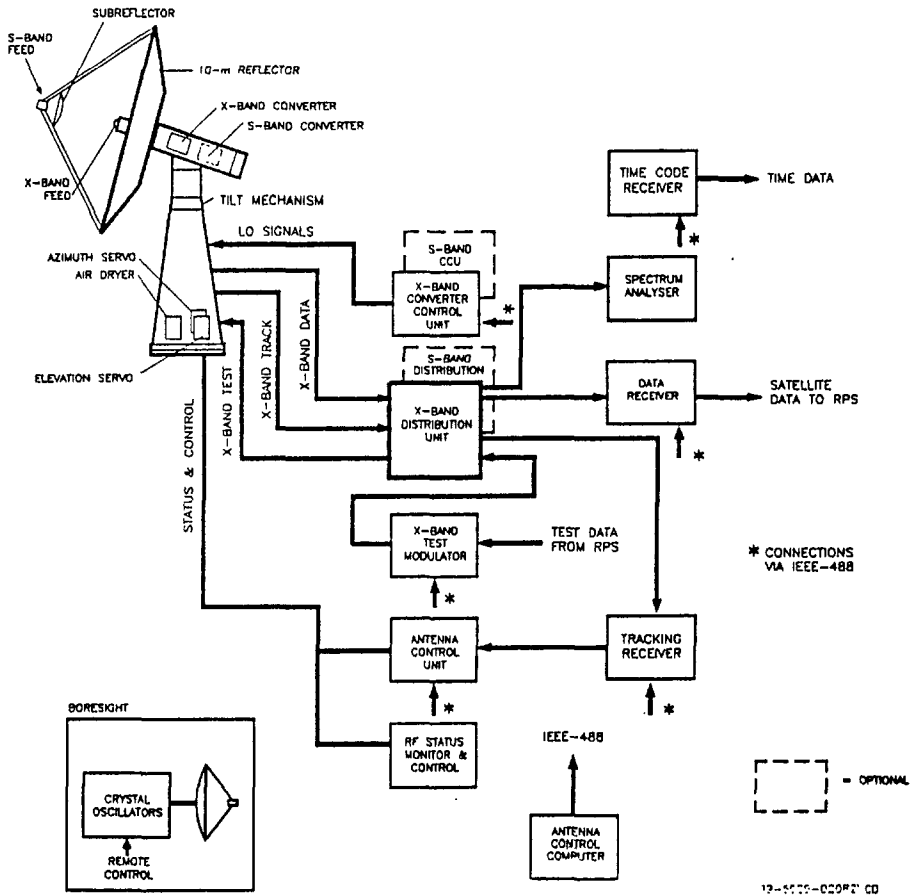


그림 5.5 자료 수신시스템 하드웨어 구성

- X-대역 추적 수신기 (X-band Tracking Receiver)
- 다기능 디지털 수신시스템 (Multifunctional Digital)
- QPSK/UQPSK 복조기
- 다중 비트 동기화기 기본 샷시
- 비트 동기화기 신호조정장치 (Bit Synchronizer Signal Conditioner) 모듈
- 자동 추적 안테나 제어장치 (Autotrack Antenna Controller)
- 자동제어 컴퓨터 (Automatic Control Computer)
- 주파수 분석기 (Spectrum Analyzer)

고품질의 사용하기 쉬운 주파수 분석기는 자료 수신시스템의 필수 구성 요소이다. 이는 정상 운영 시와 유지 보수 시에 필수 불가결한 장치이다. 이를 사용하여 운영자는 수신된 다운링크 신호의 품질을 감시하고 외부 방해에 의한 원하지 않는 신호를 탐지하며, 문제점 발생시 해결 및 유지보수에 사용한다. 이장치는 9 KHz부터 22 GHz의 RF 신호를 커버할 수 있어야 한다. 세계표준시 수신기 (Universal Time Coordinated receiver)는 지상국의 자료 수신 작업에 필요한 표준 시간 정보 (Standard time reference)를 제공하며 수신된 자료의 기록에도 사용된다.

다. 자동 제어 컴퓨터

자동 제어 컴퓨터는 위성을 정확하게 추적할 수 있게 해주며 전처리 장치와 나머지 시스템과의 컴퓨터 링크를 제공한다. 이는 지상국 관리 시스템의 운영을 지원하며 다음의 기능을 제공한다.

- 수신기 및 수신 장치군 (acquisition chain)과 기록장치를 설정한다.
- 안테나 잠금장치를 풀어 수신 위치로 이동시킨다.
- 기록 장치를 구동시켜 마지막 기록 부분으로 이동시킨다.
- 위성이 데이터를 전송하기 30초 전에 HDDR을 구동시킨다.
- 위성으로부터의 신호를 잃을 경우, 예비 컴퓨터 추적 모드를 수행한다.
- 위성으로부터 데이터 전송이 중단된 후 30초 후에 HDDR을 정지시킨다.

- 안테나를 정지위치에 옮기고, 브레이크를 건다.

이러한 제어 컴퓨터는 대개 PC 형태의 컴퓨터가 많이 사용되고 있다.

지상국 제어는 지상국의 모든 활동을 관리하는 시스템으로 위성의 pass, 기록, 위성의 추적 및 유지를 위한 처리를 포함한다. 테이프 운영은 독립적으로 취급되며, 지상국 관리자 (Station Manager)가 통과 중 어떠한 부분의 운영일정 계획을 세우거나 사용되지 않는 HDDR에 재생(Playback) 할 수 있도록 해준다. 지상국 시스템은 사용자에게 테이프 일정 계획을 수동으로 입력하게 하고 지상국 관리자가 일정 계획을 입력하는 인터페이스를 제공한다. 활동계획 윈도우(Activity Schedule Window)는 사용자에게 일정 계획을 나타낸다. 지상국 관리자로부터의 테이프 제어나 추적요구는 국지적인 유지 활동과 합쳐져서 지상국 제어장치 운영자로 보내지며, 지상국 제어장치 운영자는 지상국 활동 전반에 대한 제어를 수행한다. 지상국 활동 스케줄러는 충돌 해결을 위한 수동 및 자동 충돌 해결기능을 제공한다. 충돌은 두 가지 운영에서 동시에 동일한 자원을 요구할 때 발생한다. 따라서 동시에 2 pass를 계획하거나, 3가지 기록 운영을 하는 것은 충돌을 야기한다. 또 지상국 제어장치는 모든 지상국 활동의 시작점에 장치의 설정 및 확인 시험을 자동으로 운영 하는 기능을 제공한다. 자동 운영 기능은 운영자에 의해 정지될 수 있으며, 다음과 같은 설정 및 시험을 위성의 매 통과시 마다 수행한다.

- 전체 지상국이 1 채널 또는 2 채널의 영상 데이터를 수신하도록 설정된다. 안테나는 케이블의 중앙에 오도록 위치하며, 3축 기울기가 필요에 의해 기울 어지며, 위치 추산력 (ephemeris) 데이터가 안테나 제어 장치로 다운로드되며 안테나는 위성의 예상 지향 방향으로 움직인다.
- 안테나 설정과 동시에 비트 에러 시험(BER)이 각 채널마다 예상되는 위성의 다운링크 주파수로 시험이 수행된다. 지상국 제어장치는 데이터 스위치장치 및 비트 에러시험 장치를 포함하여 모든 장치를 운영자 개입없이 제어한다. 비트 에러시험 결과는 지상국 제어 컴퓨터 화면 및 Log 파일에 기록된다.
- 비트 에러 시험시의 유사한 지상국 구성을 사용하여 모의 영상 데이터가 프레

임 포맷터로부터 시험 변조기로 보내져서 다시 복조기로 loopback되어 시험 영상이 moving window display (MWD)에 나타나게 된다. 시험 영상은 MWD 상에 1분간 디스플레이된다. 지상국 제어 컴퓨터는 시험 영상이 표시될 때 운영자에게 알리며, 만일 복조기가 실패하면 경보를 울린다.

- 데이터 스위치 장치, 안테나 제어 장치 및 다른 지상국 장치는 위성 데이터 수신 및 기록을 위한 수성으로 준비된다.
- 위성이 관측 가능하면 즉시 위성 추적이 시작된다.
- 기록장치는 활동 계획에 정의된 시간에 따라 독립적으로 시작되고 멈춘다.
- 위성의 추적은 활동계획에 정의된 시간에 멈춘다. 이 시간은 기록장치의 계획과 반드시 일치할 필요는 없다. 추적이 멈추면 지상국 장치는 다음 활동을 위해 준비 상태로 리셋된다.

(1) 추적기능

지구 저궤도 위성에 대한 자동 통과의 실행뿐 아니라 지상국 제어장치는 다음의 목표물을 추적할 수 있다. 표 5.2는 안테나 제어장치의 추적 모드를 나타낸 것이다.

- 지구 정지궤도 위성의 추적
- 데이터 베이스에 미리 설정되어 있는 고정된 목표물
- 태양 또는 별
- 미리 정의된 시간대 추적 각도의 연속 데이터

(2) 위치추산력(ephemeris) 데이터 베이스와 각도 생성

위치 추산력은 여러가지 형태(NORAD tow-line, Keplerian and Cartesian Coordinates)로 수동으로 지상국 제어 컴퓨터에 입력될 수 있다. 또는 ASCLL 디스크 파일에서 로드될 수도 있으며, 이러한 위치 추산력의 편집, 출력, 삭제 기능이 있다. 지상국 컴퓨터는 위치 추산력 데이터로 통과 계획을 생성하고, 각도를 예측하며, 지상궤적을 지도상에 나타내며, 예상 각도를 출력할 수 있다. 안테나 제어장치는 지상국 제어 컴퓨터로부터 각도 계산자료를 다운로드 받아 위성 통과시 프로그램 추적을 수행한다.

표 5.2 안테나 제어 장치의 동작 모드 (예)

동작 모드	제 어		내 용
	Local	Remote	
준비 (standby)	Y	Y	전원 ON 상태. 브레이크가 걸린 상태이며 모터로의 서보전력이 절단된 상태.
수동 (manual)	Y	N	조작반 (front panel) 에서의 운영자에 의한 수동 조작
지정 (designate)	Y	N	조작반의 thumbwheel 스위치에 의해 지정된 값으로 방향을 지정
프로그램 (program)	Y	Y	외부 또는 다운로드 된 ephemeris로 부터 추적
자동 추적 (autotrack)	Y	Y	운영자나 컴퓨터 명령없이 목표로 부터의 발신 신호로 추적
자동 수신 (auto acquisition)	Y	Y	신호 강도가 설정된 임계치를 초과할 경우 자동추적 모드로 들어가게 하며 어느 수준 이하로 떨어질 경우 자동추적 모드에서 벗어남
탐색 (scan)	Y	Y	수동, 지정, 또는 프로그램 모드의 서브 모드로 래스터 스캔 패턴에 의한 추적
정지 (stow)	Y	Y	안테나가 stow 위치로 가며 서보 증폭기의 전력이 차단되며 브레이크가 양측에 걸림

(3) 위성획득 보조

주어진 최근의 NORAD·2-line 위치 추산력 데이터로 지상국 제어 컴퓨터가 생성한 프로그램 각도는 양각이 높을 경우를 포함하여 위성 신호를 잡는데 충분하다.

3. 기록 및 재생시스템 (Recording and Playback)

기록 및 재생시스템은 다음의 두 가지 기능을 수행한다.

- 자료 수신시스템으로부터 복조되고 비트 동기화된 위성의 원시데이터 (raw

satellite data)를 받아서 고밀도 디지털 기록장치 (HDDR)를 이용 고밀도 디지털 테이프 (HDDT)에 기록한다.

- 데이터 처리시스템이 정확하고 고능률로 데이터를 처리할 수 있도록 기록된 데이터에 대한 전처리 (pre-processing) 작업을 수행한다.

데이터 처리를 위해 기록된 데이터는 HDDR에서 재생되어 다위성 모듈러 전처리장치 (Modular Multi-satellite Preprocessor)로 보내어져 포매팅 된다. MMSP에 의해 포매팅된 위성데이터는 데이터 처리 시스템으로 보내진다. MMSP는 감소된 해상도의 영상을 비디오 모니터에 나타내는 Moving Window Display를 포함하며, 이는 데이터 수신 또는 재생 시 동시에 수행될 수 있다. 또한 MMSP는 프로그램 가능한 위성 시험데이터 시뮬레이터도 포함하는데 이장치는 자료 수신시스템과 기록 및 재생시스템의 시험 및 유지목적으로 여러 가지 형태의 시험 패턴을 위성의 다운링크 포맷으로 생성한다. 원격탐사 위성이 더 많이 발사됨에 따라 이러한 장치는 유연해야 하고 확장 및 기능향상이 용이하여야 한다.

가. 기록 및 재생시스템의 하드웨어 구성

기록 및 재생 하드웨어는 그림 5.6에 나타나 있으며, 다음과 같은 장치로 구성된다.

- 고밀도 기록장치 (HDDR)
- 데이터 경로 스위치 및 제어장치 (DPS)
- 모듈러 다위성 전처리장치 (MMSP)
- 비트 에러 시험기 (BER tester)
- 시각 동기장치 (Clock synchronizer)

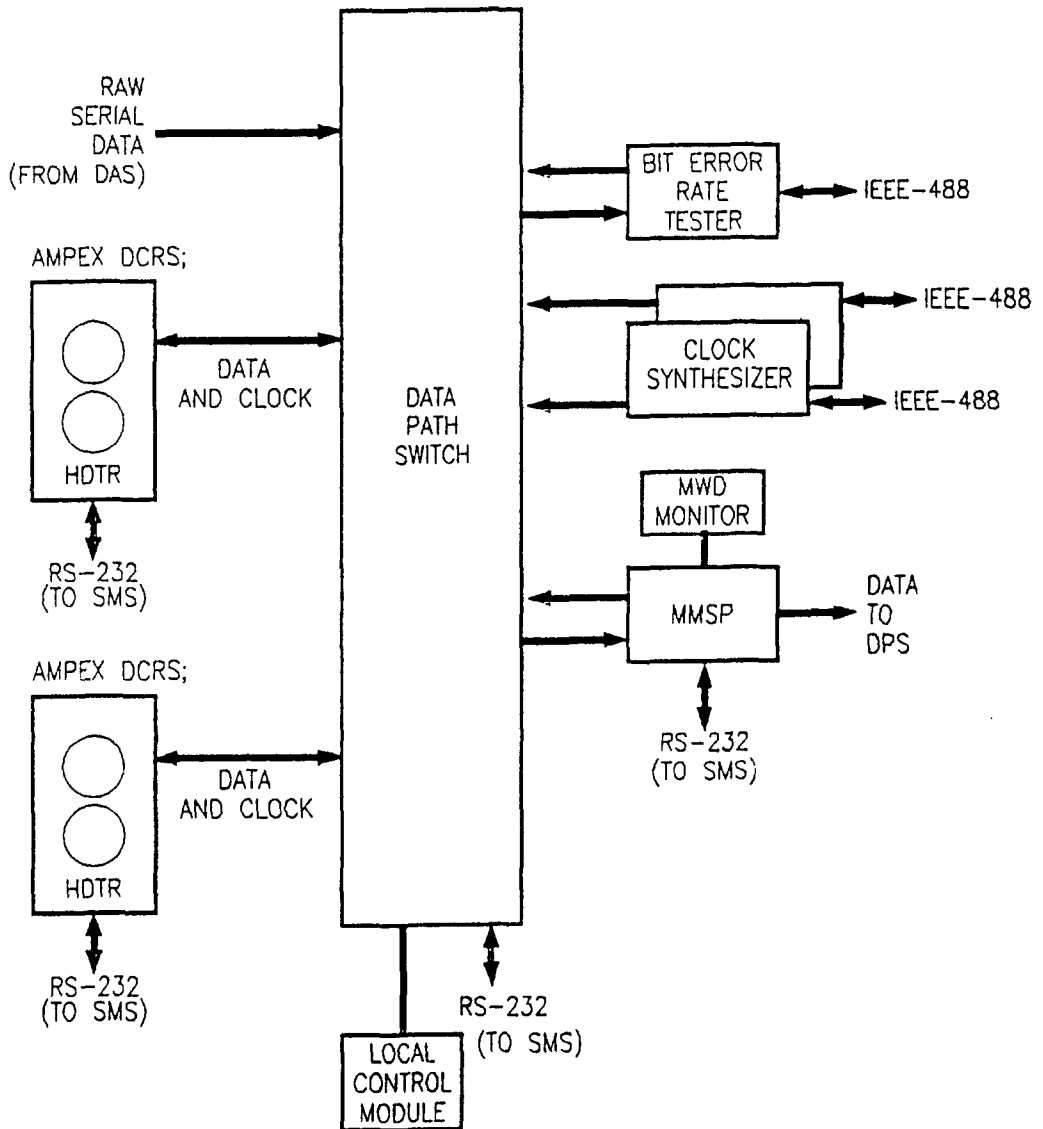


그림 5.6 기록 및 재생 시스템 하드웨어 구성

(1) 고밀도 기록장치

기록장치는 성능, 가격, 신뢰성 및 유지의 용이도에 따라 적절한 시스템을 선택하여야 한다. 표 5.3은 여러 가지 형태의 고밀도 테이프 기록장치를 나타낸다.

표 5.3 테이프 기록장치의 종류

	Penny & Giles Pegasus	Ampex DCRSI	Sony/Tri-Plex Dir-1000	Penny & Giles Sirius	Metrum HD96e
Max Continuous Rec. Rate	100 Mbps	107 Mbps	256 Mbps	166 Mbps	173 Mbps
Type of Tape	Cassette	Cassette	Cassette	Cassette	Cassette
Time/Tape @ 100 mbps	40 minutes	64 minutes	128 minutes	15 minutes	14 minutes
Number of Passes	3	5	10	1	1
Maximum Storage	240 Gbits	384 Gbits	770 Gbits	85 Gbits	85 Gbits
Tape Cost @ 100 mbps Standard Tape Certified TapeCapacity	\$3.75 Note 1	\$1.56 \$6.25	\$1.49	\$12.50 \$19.57	\$12.50 \$19.57
Rewind Time	1.8 minutes	4.8 minutes	3 minutes	6 minutes	6 minutes
Sources of Tape	Multiple	Ampex Only	Multiple	Multiple	Multiple
Bite Error Rate	1 in 10 ⁹	1 in 10 ⁹	1 in 10 ⁹	1 in 10 ¹⁰	5 in 10 ⁹
Reverse Playback	Yes	No	No	Yes	Yes
MTBF	8000 hours Standby 2000 hours tape time	2500 hours		2000 hours	1400 hours
MTTR	15 minutes	30 minutes		15 minutes	30 minutes
Head Life warranty	5000 hours	2000 hours	1000 hours?	2000 hours	5000 hours
Overwrite or Bulk Erase	Bulk Erase	Er. Dur. Write		Bulk Erase	Bulk Erase
Height in 19"-Rack	22.6 inches	12.25 inches	17.2+TriPlex	Full Rack	Full Rack
Weight	52 kg	40 kg	67 kg+TriPlex	341 kg	330 kg
Power Consumption	650 watts	410 watts	550+TriPlex	1600 watts	1500 watts
Product Maturity	1 yr	5 yrs		10 yrs	HD96-11 yrs

Note 1 : This type of tape is not pre-certified. BER is guaranteed with standard tape. however a "dropout analyzer" can be provided as an option.

(2) 디스크 어레이 기록장치 (Disk Array Recorder)

디스크 어레이 기록장치 (DAR)은 성능, 유연성, 비용 측면에서 한 단계 앞선 혁신적인 새 기술이다. 종래의 HDDR 기술에 비교하여, 여러 가지 중요한 이점을 제공한다. 수신국에서 가장 중요하고 고가인 장치는 위성 다운링크 신호의 기록 및 저장 장치이다. 이장치는 실시간 데이터율과 처리 요구를 분리시켜주며, 추후의 처리를 위한 데이터 저장 역할을 제공한다. 과거에는 이러한 장치는 고밀도 디지털 테이프 기록장치 (HDDR)가 대부분이었으나, 이장치는 고성능이 요구되고 제한된 시장 때문에 고가이고 신뢰성 면에서 떨어진다. 이에 따라 앞으로는 그림 5.7과 같은 디스크 어레이 기록장치가 등장하여 성능, 신뢰성, 비용 면에서 HDDR을 능가하게 될 것이다.

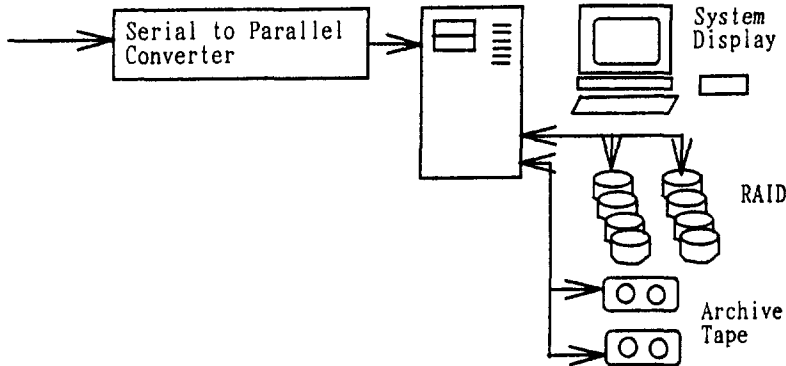


그림 5.7 디스크어레이 기록장치

(3) 데이터 경로 스위치 (Data path switch)

프로그램 가능한 전자적 스위치로 여러 가지 입력으로부터 다양한 출력을 제공하며, 다이내믹 재구성기능, 방송 (broadcasting) 기능도 있어 시스템 운영을 효율적

으로 지원한다.

- 수신기 출력을 HDDR 또는 MMSP의 입력으로 연결하거나 동시에 모두 연결
- HDDR의 출력을 MMSP의 입력으로 연결
- 데이터 경로 스위치의 클럭 발생기 출력을 HDDR이나 비트에러 생성기의 입력 클럭으로 연결
- MMSP 시험 패턴 발생기의 출력을 안테나 시스템 시험 변조기의 입력에 연결
- 비트에러 생성기의 출력을 시험 변조기 입력에 연결
- 비트에러 생성기, 수신기 또는 HDDR의 출력을 비트에러 분석기의 입력에 연결
- HDDR의 출력을 다른 HDDR의 입력으로 연결

그림 5.8은 이러한 데이터 경로 스위치의 구성을 나타낸다.

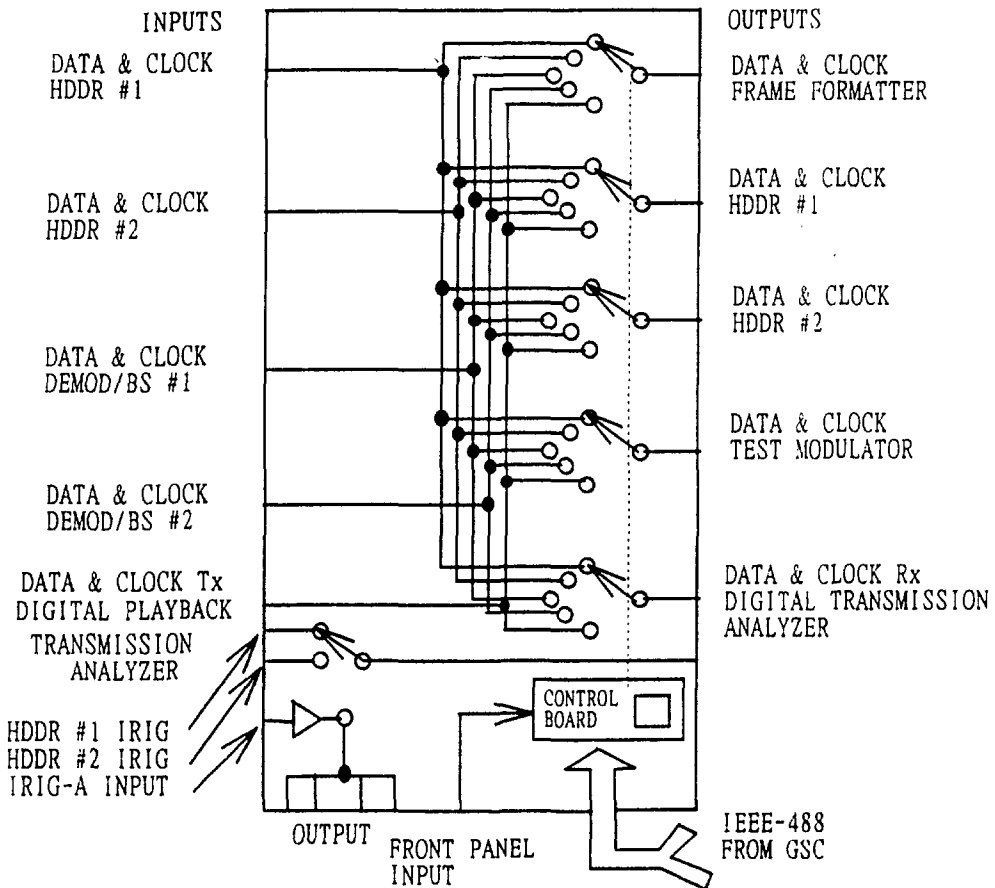


그림 5.8 데이터 경로 스위치의 구조

(4) 제어장치 (Local Control Module)

이장치는 데이터 경로 스위치를 위한 제어 중심이 되며, PC로 구성된다. 운영자는 화면상에 그래픽으로 나타난 경로를 마우스로 선택함에 의해 연결하거나, 절단한다. 또한 미리 설정된 데이터 베이스를 유지하여 데이터 경로 스위치를 제어한다.

(5) 모듈러 다위성 전처리 장치 (Modular Multi-satellite Pre-processor)

이장치는 다양한 위성에서 오는 수신 데이터를 포매팅하여 데이터 처리 시스템으로 보내며 다음의 기능을 수행한다.

- 프레임 동기화 (frame synchronization) 및 HDDT에서 재생되는 원시 데이터 (raw data)의 serial-to-parallel 변환
- 영상데이터의 decommutation
- 보조 데이터의 추출 및 전처리
- 화상 데이터 통계치 수집 및 감측
- 영상 데이터 및 보조데이터의 포매팅 및 데이터 처리시스템으로의 전송
- 감소된 해상도 데이터로 컬러 MWD 상에 영상 생성
- Quick Look 영상을 위한 영상데이터의 서브샘플링 및 자료 처리시스템으로의 전송

최근에는 이러한 전처리 장치의 기능이 소프트웨어 (Software Universal Frame Formatter)로 구현되어 비용 면이나 유연성에서 하드웨어 제품에 비해 우수한 성능을 발휘하게 될 예정이다. 소프트 프레임 포맷터는 고성능의 워크스테이션상에서 실시간으로 고가의 전처리 장치가 수행하는 작업을 대행할 수 있다.

(6) 비트에러 시험장치 (Bit Error Rate Tester)

디지털 전송 분석장치로 송·수신기로 구성된다. 송신기는 최대 150Mbps/sec까지 pseudo-random 시험 패턴을 생성하며 수신된 패턴은 예상 패턴과 비교하게 된다. 비트 에러율은 jitter level에 의해 조정된다. 이장치는 지상국 제어 컴퓨터와 연결되어 원격 조정되며, Loopback 시험에 이용된다. 비트에러 시험장치는 신호생성기 (signal generator)에서 클럭 신호를 제공받는다.

(7) 시간 동기장치 (Clock synchronizer)

지상국의 시간은 여러 형태가 있으나 여기서는 데이터 수신 시스템 및 기록시스템에 시간 정보를 제공하는 타이밍 시스템 (timing system)을 알아본다. 이는 GPS 수신기 및 시간 코드 생성 기능을 가지며 정밀한 UTC 시간을 제공한다. 타임 코드 생성기는 GPS 수신기로부터 UTC 시간을 받아 IRIG-A 형태로 변환한다. 그림 5.9는 타이밍 시스템의 구성을 보여준다. GPS 수신기는 5채널로 다음의 기능을 수행한다.

- 정확한 항행 데이터의 획득 (경로, 위도, 고도)
- 정확한 시간 정보의 획득 및 지상국 제어 장치로의 전달
- IRIG-A 출력을 위한 UTC 동기 제공
- 25m, 0.25m/sec 정확도 제공

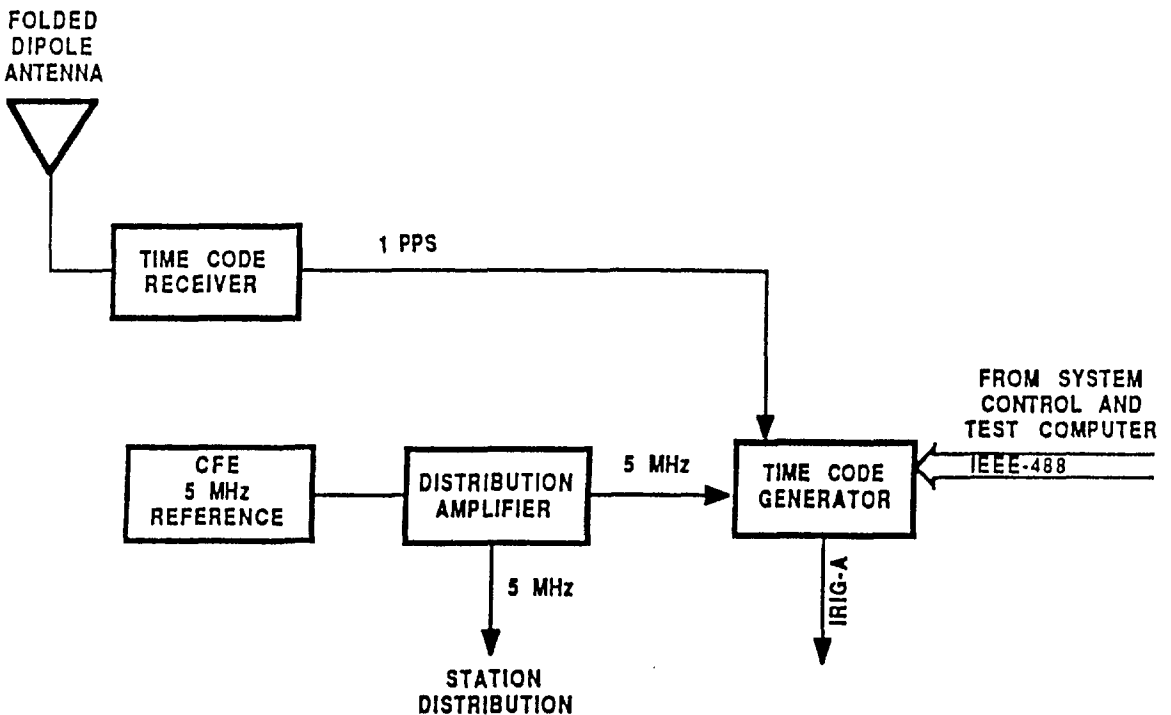


그림 5.9 타이밍 서브시스템의 예

4. 데이터 처리 시스템

위성에서 획득한 원격 탐사 자료로부터 유용한 정보를 추출하기 위해서는 자료를 처리, 보관하고 CCT, 필름, 사진, 지도 등 최종 제품을 제작할 수 있는 디지털 화상처리 및 응용 서브시스템이 필요하다. 수신국은 위성으로부터 수신되는 방대한 양의 화상자료를 실시간 또는 정해진 작업 계획에 따라 신속하게 처리해야 하므로 고성능의 처리 시스템이 요구된다. 데이터 처리 시스템의 주요 기능은 다음과 같다.

- 처리 소프트웨어는 주 컴퓨터 상에서 동작하며 HDDR이나 포맷터로부터 raw data를 받아 처리하여 디스크에 저장한다.
- 다른 지상국으로부터의 표준 CCT 또는 카트리지 형태의 raw data를 받아 처리한다.
- 위성에 따라 적절한 표준 보정을 행한다. (LTWG 수준 1~10, CNES 표준 수준)
- 위성으로부터 수신된 raw data의 품질 제어를 수행한다.
- 이러한 자료 처리 과정은 자동화되어 있으며 개략적인 처리 소요 시간은 다음과 같다. (24 MFLOPS의 컴퓨터 처리 수준의 예)

Landsat ETM/PAN (132 MByte, simulated data)	70분
SPOT (level 1A~2A)	20분
NOAA/AVHRR (full scene)	10분
ERS-1 (full scene, 100 km x 100 km)	75분
JERS/SAR (full scene, 75 km x 75 km)	65분
JERS/OPS (full scene)	25분
MOS (full scene)	20분

표 5.4는 데이터 처리 시스템의 입·출력을 나타낸다.

표 5.4 데이터 처리 시스템의 입·출력

구 분	내 용
입 력	<ul style="list-style-type: none"> · HDDR로 부터의 raw data · 포맷터로 부터의 raw data · CCT, 카트리지 또는 CD-ROM 형태의 SPOT, Landsat, ERS 위성의 level 0 또는 level 1A 데이터
출 력	<ul style="list-style-type: none"> · 표준 매체 (CCT, cartridge, CD) · hard copy (사진, 필립)

가. 하드웨어 구성

데이터 처리 시스템의 하드웨어는 하나의 주 컴퓨터 및 여러 대의 워크스테이션으로 구성된다. 그림 5.10은 데이터 처리 시스템 구성의 한 예를 나타낸다.

시스템 구성은 이용자의 요구 및 요구되는 시스템 성능에 따라 달라지게 되나 주로 여러 워크스테이션들로 구성되며 다음은 데이터 처리 시스템에 필요한 하드웨어 구성의 일례를 보여준다.

- One Silicon Graphics Challenge XL/150 MHz/Dual CPU
- Disk drives (9.2 GB)
- One X-terminal for production manager
- The Silicon Graphics Indigo XS/24/100 MHz workstation with local disks (1GB) and large color displays
- One size A0 digitizing table (Calcomp 9000)
- Ethernet network, cables, adapters
- Two 8mm Exabyte drives
- One 1/2" CCT drive

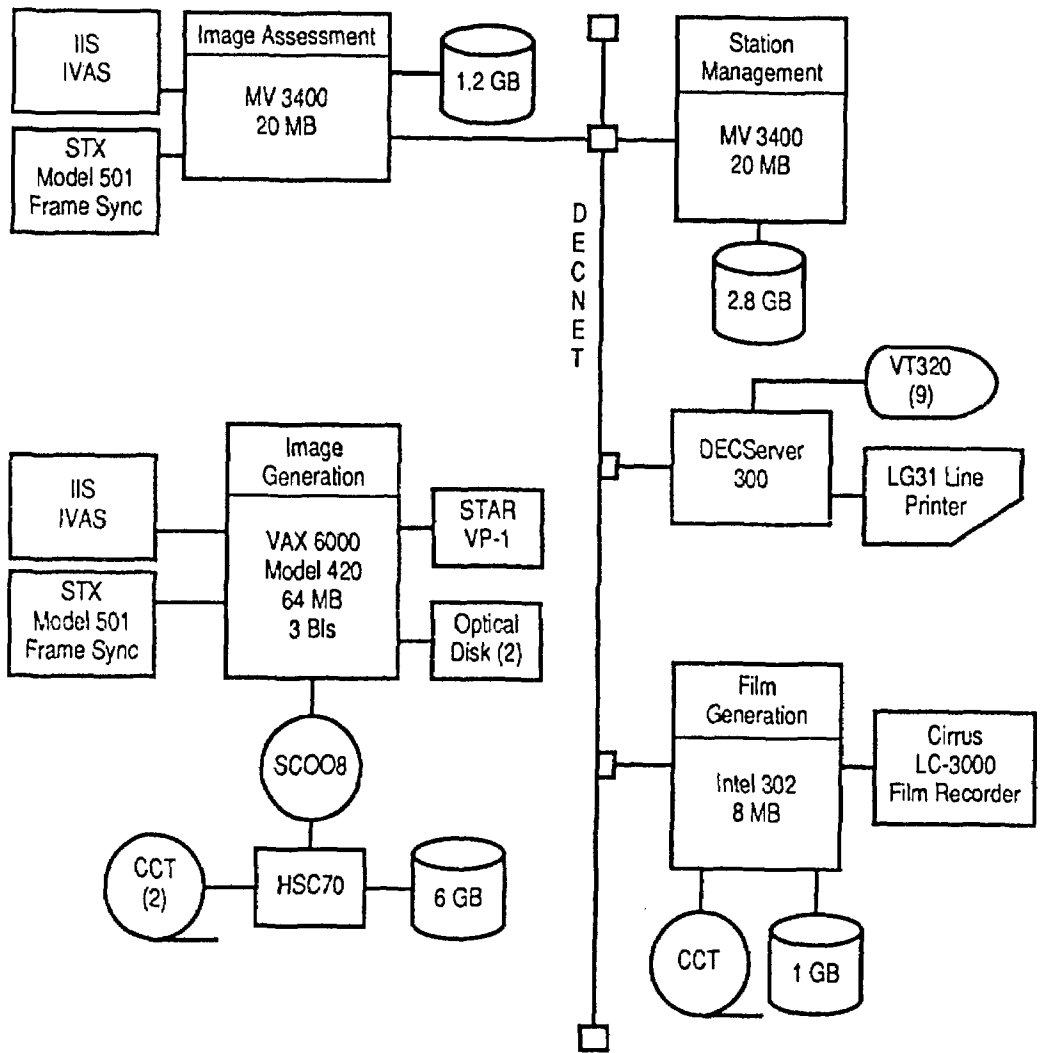


그림 5.10 데이터 처리 시스템 구성의 예 (LANDSAT)

- One CD-ROM drive
- One CD recorder
- One 650 MB optical disk drive
- One B/W laser printer
- One colour hardcopy printer
- One screen dump printer
- One PC hardcopy preview station
- One X-terminal for customer order module
- CDs, optical disks, 9 track tapes, 8mm tapes, printer paper for Kodak
- One Ethernet bridge
- One X.25 gateway card

(1) 주 컴퓨터

여기서는 Silicon Graphics Challenge XL을 예로 든다. 이 시스템은 최대 4000 Dhrystone MIPS와 504 GFLOPS의 성능을 가지며 다음의 특징을 가진다.

- Dual 64-bit address and data path
- Dual 64-bit RISC CPU, R4400 series 150 MHz
- Dual PSP chip
- Peak 250 Dhrystone MIPS and 48 MFLOPS
- 256 MB memory
- 32 KB onboard cache and 2 MB of secondary cache RS-422
- Ethernet
- Parallel Port
- 3 RS-232C ports & 1 RS-422 port
- 5 VME slots
- 9.2 GB total dBk space
- X.25 H/W and S/W for communication

(2) X-terminal

제품 생성관리 및 제어 단말로 사용되며 다음의 기능을 수행한다.

- 작업 주문 및 시스템 및 제품관리 활동을 위한 업무 수행
- 모든 진행 업무 상태의 감시
- 운영 업무 수행
- 위성 프로그래밍 요구 및 데이터 요구의 제공

(3) 워크스테이션

다수의 Indigo XS/24 워크스테이션으로 구성된다.

- 100 MHz RISC CPU
- 8K data/8K instruction cache
- 32 MB DRAM
- 1280 x 1024 resolution/24-bit full color
- 8 graphic overlay planes
- 1 geometry engine
- 19" color monitor
- 1 Ethernet port with TCP/IP
- 1 Ethernet SCSI II connector / 2 internal fast SCSI II
- Centronics Parallel port
- Diagnostic software
- Operation System, C & FORTRAN compiler, debugger

각각의 Workstation은 레이다 위성 데이터 광학 위성 데이터를 처리하게 되며 영상 분석을 위한 표준 및 확장 기능들도 이러한 워크스테이션에서 제공된다.

(4) 드라이브

5 GB 용량의 tape를 지원하는 2대의 8mm Exabyte와 한대의 1/2" 테이프 드라이브 (6520/1600)와 한대의 CD-ROM 드라이브가 주 컴퓨터에 연결되며,

CD-recorder로 접속된다.

(5) Hardcopy (예)

Kodak XL7700 color hardcopy가 지원되는데 8.5"x11" 및 11"x11" 인화지를 지원하며, PC preview system에 접속되며, 흑백 또는 24-bit 컬러 영상을 출력할 수 있다. 영상 처리 소프트웨어 (예 : Aldus ProtoStyler)를 이용하여 출력하기 전에 색상이나 대비 등의 조작을 할 수 있으며 400 dpi의 해상도로 3.72x4096 크기의 영상을 8.5"x11" 인화지에 4096x4096 영상을 11"x11" 인화지에 출력 가능하다.

나. 데이터 처리 시스템 소프트웨어

데이터 처리 시스템의 소프트웨어는 데이터 이용자의 요구나, 처리 시스템의 성능에 따라 달라지나, 대부분의 경우 상업적으로 개발된 제품 (Commercially off-the-shelf products)을 사용하고 있다. 대부분의 소프트웨어는 데이터 처리 시스템의 주 컴퓨터 상에서 동작하며 영상 분석을 위한 확장된 원격탐사 소프트웨어는 워크스테이션에서 동작한다. 주 컴퓨터에서 동작하는 소프트웨어 예는 다음과 같으며 그림 5.11은 데이터 처리 시스템 소프트웨어의 블록도를 나타낸다.

- 제품 제어 모듈 (Production Control Module)
- 기하학적 보정 모듈 (Geometric Correction Module)
 - Landsat 위성용
 - SPOT 위성용
 - 기타 위성용
- 레이더 처리 모듈 (Radar Processing Module)
 - ERS-1
 - JERS-1
 - Radarsat
- 위성 프로그램 모듈 (Satellite Programming Module)
- 고객 주문 모듈 (Customer Order Module)

대부분의 소프트웨어는 UNIX를 기본으로 한 운영체제 상에서 동작하며, X-windows/MOTIF interface를 지원한다. 요즘은 MS Window 상에서 동작하는 PC 소프트웨어도 등장하여 여러 종류의 이미지 포맷을 지원하고 있다.

- Generic binary file
- JPEG
- TIFF
- XWD, XBM
- ERDAS
- Sun Raster
- Silicon Graphics
- Encapsulated Post Script
- SPOT image file

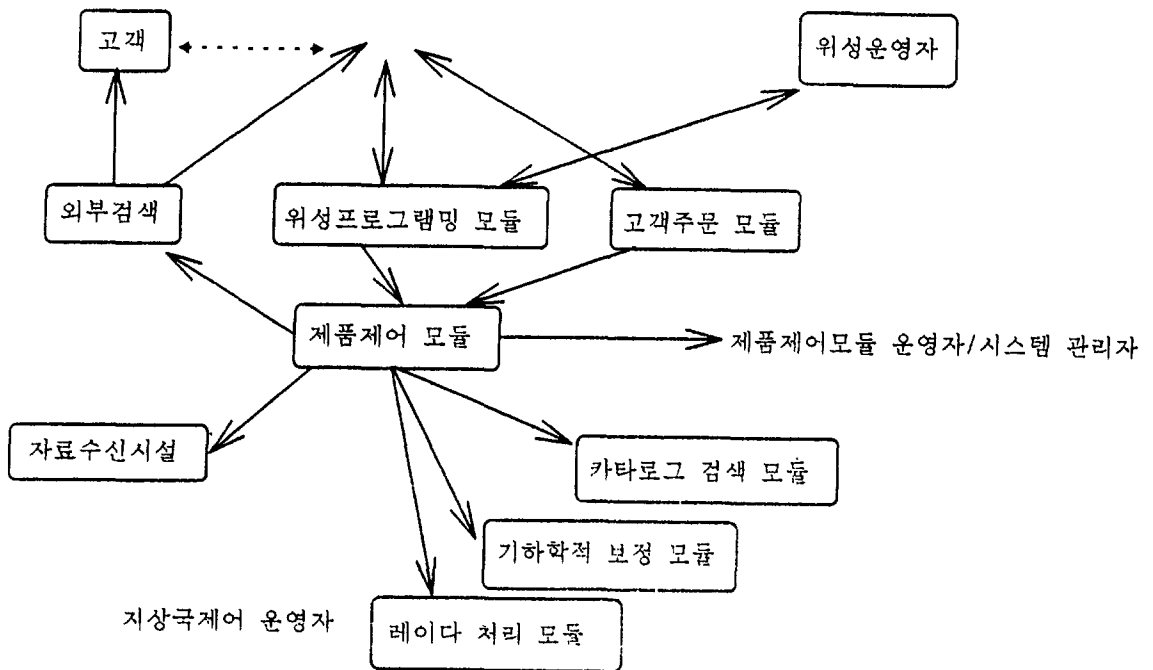


그림 5.11 데이터 처리 시스템 블럭도

(1) 제품 제어 모듈 (Production Control Module)

제품 제어 모듈은 지상국 관리 기능, 제품 제어 및 데이터 베이스 관리를 수행하며 그림 5.12는 제품 제어 모듈의 운영 개요를 나타낸다.

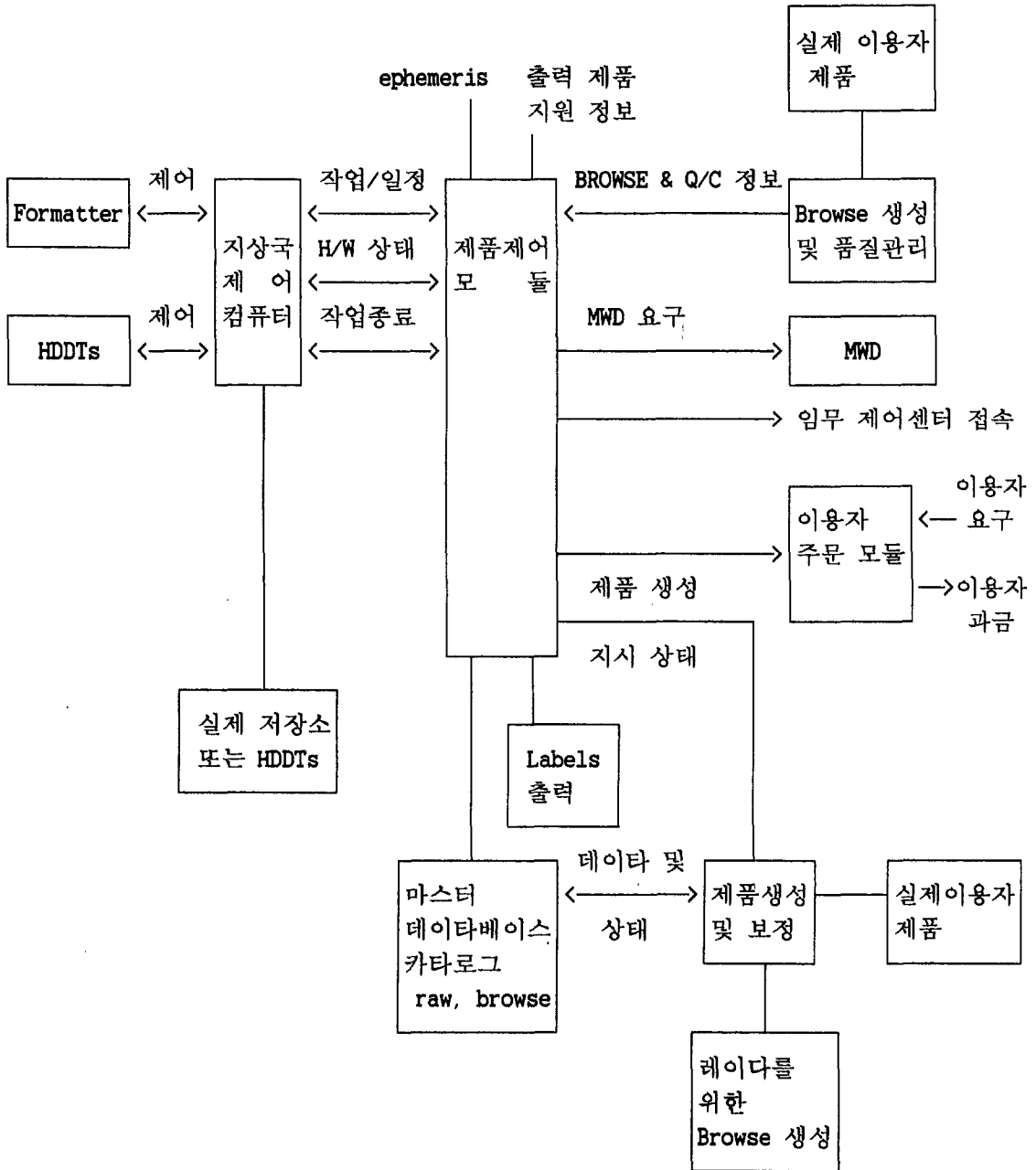


그림 5.12 제품 제어 모듈의 운영 개요

제품 제어 모듈의 주요 기능은 다음과 같다.

- 제품 제어 모듈의 데이터베이스

관계형 데이터 베이스를 기초로 영상, 벡터 데이터 셋, 제어점 및 작업 주문에 대한 모든 화일에 대한 기록을 행한다.

- 데이터 베이스 관리 컴퓨터와의 통신

지상국 관리 시스템은 운영자로 하여금 지정된 임무를 수행하는데 필요한 데이터 흐름 및 처리 감시, 데이터 베이스 유지 및 저장 작업을 자동으로 수행하도록 도와준다. 영상데이터 뿐 아니라, 위치 추산력, gain/bias, 제어점 (control points), 처리 수준, 처리 상태 및 정확성, 영상 이력 및 관련 정보를 관리하며, 보고서 작성 및 사용자 정보 관리도 수행한다.

- 이용자 문의 및 요구

그림 5.13에 카타로그 검색 모듈의 구성이 나타나 있다.

- 작업부하 일정관리 (Scheduling Workload)

- 일상적인 보고서 작성

(2) 기하학적 보정 모듈 (Geometric Correction Module)

SPOT 및 Landsat 위성 데이터의 Geocoding 및 Mosaicking 기능을 제공하며 처리 전문가의 책임 하에서 운영된다. 그림 5.14는 기하학적 보정 모듈의 구조를 나타낸다. 이 시스템은 SPOT level 0 및 level 1A 데이터와 Landsat ETM level 0 데이터를 입력으로 하여 처리한 후 모든 표준 처리 수준을 생성할 수 있다. 표 5.5는 SPOT 및 Landsat 데이터의 처리 수준을 나타낸다.

(가) Radiometric correction

Level 0에서 Level 1 으로의 radiometric correction은 SPOT 위성이나 Landsat 위성 데이터 모두 동일한 처리 과정이다.

이는 raw data에 gain과 bias를 적용한 것으로 각각의 센서의 각 detector에 하나의 gain과 bias 값이 있다. 이 두 위성데이터의 radiometric correction의 차이는 Landsat의 gain과 bias는 coefficient 보조 telemetry data로부터 계산되어야 하지

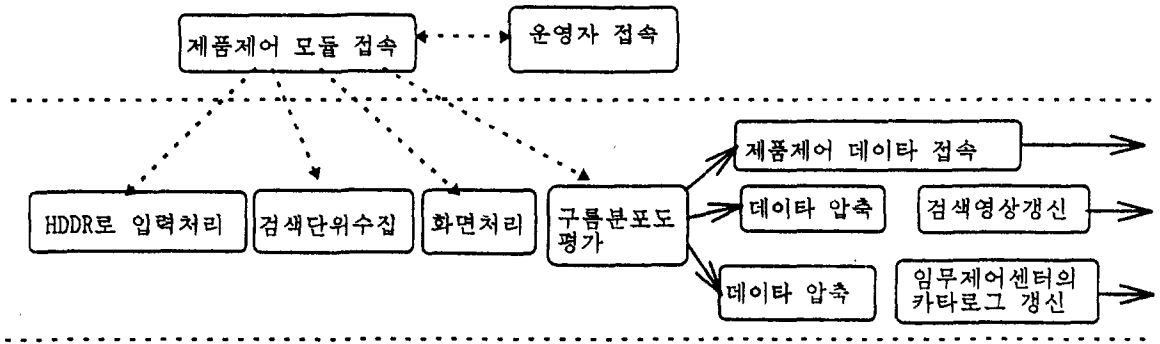


그림 5.13 카타로그 검색 모듈

만, SPOT의 gain 및 bias coefficient는 프랑스의 CNES로부터 제공되는 점이다.

1) SPOT Level 0로부터 Level 1A로의 보정

Detector의 normallization이 유일한 radiometric correction이며 dark current 값과 interdetector gain을 사용한다. 이 dark current 값과 interdetector gain은 CNES로부터 년 2회 제공되며 각 SPOT 위성에 대하여 지정된 기간동안 유효하다. Dark current란 위성이 빛을 받지 않는 식 (eclipse)에 있을때 각 detector의 current 관측치를 나타내며, interdetector gain이란 내부 교정 램프나, 균일한 풍경과 같은 공간적으로 균일한 source에 대한 각 detector의 반응을 동일화 하기 위해 각각의 detector에 적용되는 상대적인 가중치를 나타낸다.

표 5.5 SPOT 및 Landsat 데이터 처리 수준

위 성	처리수준	처 리 내 용
SPOT	0	Decommutated and Synchronized
	1A	Radiometric (gain and bias)
	1B	Radiometric and bulk geometric
	2A	Radiometric and systematic geometric (Warping into output cartographic projection using normal satellite model)
	2B	Radiometric and systematic geometric (Warping into output cartographic projection using satellite model corrected using GCPs)
	3	Radiometric and ortho geometric (Warping into output cartographic projection using satellite model corrected using GCPs and elevation model)
Landsat ETM	0	Decommutated and Synchronized
	1	Radiometric (gain and bias)
	4	Radiometric and bulk geometric (one dimensional resampling along scan, pseudo-cartographic space)
	5/8	Radiometric and systematic geometric (two dimensional resampling, cartographic output, level 8 outputs aligned to cartographic axes)
	6/9	Same as level 5/8 with spacecraft orbit model improved using GCPs
	7/10	Radiometric and ortho geometric (Same as levels 6/9 with terrain correction using an elevation model)

Level 0과 Level 1A pixel 값의 수학적 관계는 $V_{1A}=(V_0-c)/g$ 이며 여기서 V_{1A} 는 level 1A의 pixel 값이며 V_0 는 level 0의 pixel 값이고, c 는 dark current 값, g 는 interdetector gain이다.

2) Landsat ETM Level 0으로부터 Level 1 으로의 보정 Landsat의 경우, SPOT 보다 복잡한 radiometric correction 과정을 거치며 2단계로 구성된다.

가) lamp image preprocessing

나) determination of the absolute calibration coefficients

Lamp image 특성은 보조 원격측정 데이터 중에 들어있으며, 데이터 베이스로부터 검색된다. 1단계에 포함된 운영은 다음과 같다.

- 셔터 영상의 전처리
- 램프 영상데이터의 전처리
- 램프 상태의 결정

Detector의 equalization (calibration) coefficient는 다음 운영을 포함한다.

- 램프의 각 상태에 대해 detector에 의한 lamp 영상의 mean radiance의 결정
- raw image에서 detector에 의한 mean radiance의 결정
- detector에 의한 equalization coefficients의 결정
- equalization coefficients의 normalization

그러면 $V_1=(V_0-b)/g$ 가 적용되며, 여기서 V_0 은 level 0의 pixel 값이고, b 는 detector bias, g 는 detector gain이다. 각 scene 당 각 detector에 대해 하나의 gain 및 bias 치가 존재한다.

(나) Geometric Correction

Landsat ETM 및 SPOT 데이터에 대한 기하학적 보정은 어떠한 표준 level로도 보정 가능하며 지상 제어점 (Grand Control Point)의 획득을 제외하고는 처리과정 이 모두 자동화되어 있다. 모든 경우에 cartographic projection, datum and associated ellipsoid, 그리고 resampling method를 선택할 수 있다. 사용 가능한 projection 기법으로는 RSO, UTM, SOM, Mercator, Lambert Conformal Conic 등

이 있다. Reference datum은 WGS84/GRS80 시스템이며, 사용 가능한 resampling 방법은 nearest neighbor, bilinear, bicubic and 16-point convolution 등이 있으며, 출력 해상도는 선택 가능하다. 그림 5.14는 기하학적 보정 모듈의 구조를 나타낸다.

1) 제어점 획득 (Control Point Acquisition)

Terrain 보정을 한 정밀 제어 출력 제품은 지상 제어를 이용한 제어점의 집합을 필요로 한다. 지상 좌표는 테이블 디지털라이저와 지도를 이용하거나, 알려진 지상 좌표를 키보드로 입력하여 얻는다. 위성체의 geometric 모델은 언제든지 갱신 가능하며, least-square refinement 알고리즘을 사용한다.

2) Geometric Correction

광학 데이터에 적용되는 기하학적 보정은 ortho-correction을 제외하고 3가지 형태가 있으며 표 5.6과 같다.

표 5.6 기하학적 보정

분 류	LTWG Level	SPOT Level
Bulk	4	1B (and S1)
Systematic	5, 8	2A (and S2A)
Precision	6, 9	2B (and S2B)

영상 데이터에 존재하는 기본적인 기하학적 왜곡은 위성 및 센서에 따라 다르며, 다음의 왜곡을 포함하고 있다.

- 자세의 변화
- 지구의 자전
- Mirror Scanning
- Mirror jitter
- Panoramic distortion
- Sensor offset
- Bow tie

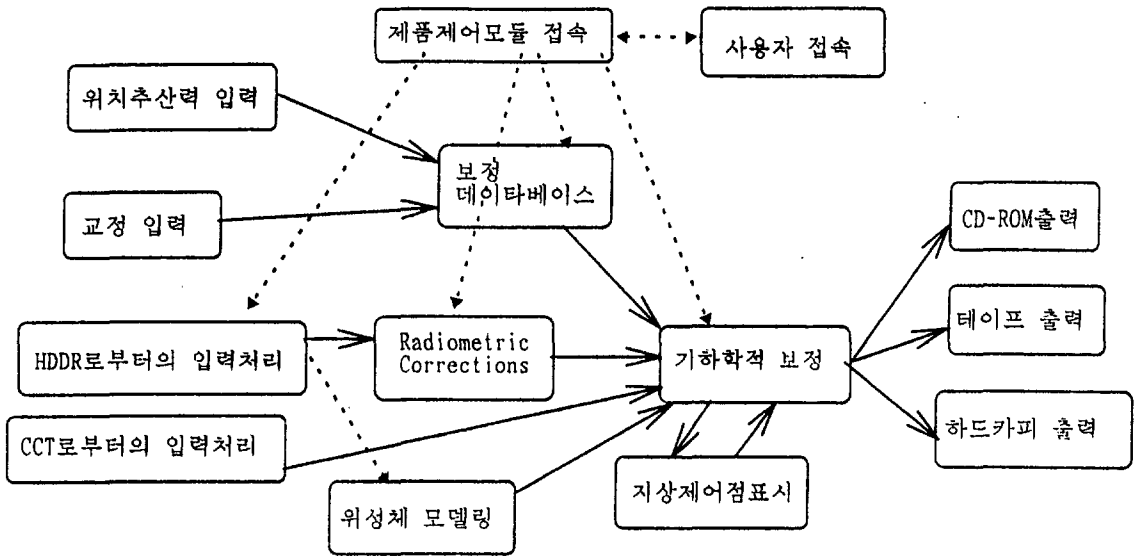


그림 5.14 기하학적 보정 모듈의 구조

3) Relief displacement correction

ortho-correction은 광학데이터에 대한 추가의 정확성을 부여한다. 고정밀 ortho-image는 DEM을 사용하여 제작된다.

4) Mosaicking

georeferenced 또는 geocoded 영상의 자동 mosaicking 기능을 제공하며 결과 mosaic으로부터 mapsheets을 추출한다. Mosaic될 영상은 동일한 좌표시스템에 있어야 하며, 좌표계 내에서 동일한 방향이어야 하고 동일한 spectral 대역과 해상도 이어야 가능하다.

(3) 레이더 처리 모듈 (Radar Processing Module)

SAR 영상 처리 소프트웨어로 ERS-1, JERS-1 위성의 데이터를 지원하며 하드웨어 시스템 구성은 그림 5.15에, 소프트웨어 구성은 그림 5.16에 나타나 있다. 제품 제어 모듈과 그 데이터 베이스는 SAR (ERS 및 JERS) 처리 소프트웨어에 대한 주요 접속부이며 위성 및 처리 파라미터와 명령 및 상태 정보를 저장하고 검색하는 시스템을 포함한다. 이 시스템은 데이터 처리 모듈의 client/server 프로토콜로 구성되어 있으며, 라이브러리 루틴이 제공되어 지상국의 다른 소프트웨어 모듈이 SAR 처리 소프트웨어를 데이터베이스를 통하여 감시하고 제어할 수 있도록 한다.

- 이용자 인터페이스

MOTIF/X-window 그래픽 사용자 인터페이스를 이용
수동 또는 대화형 운영을 지원한다.

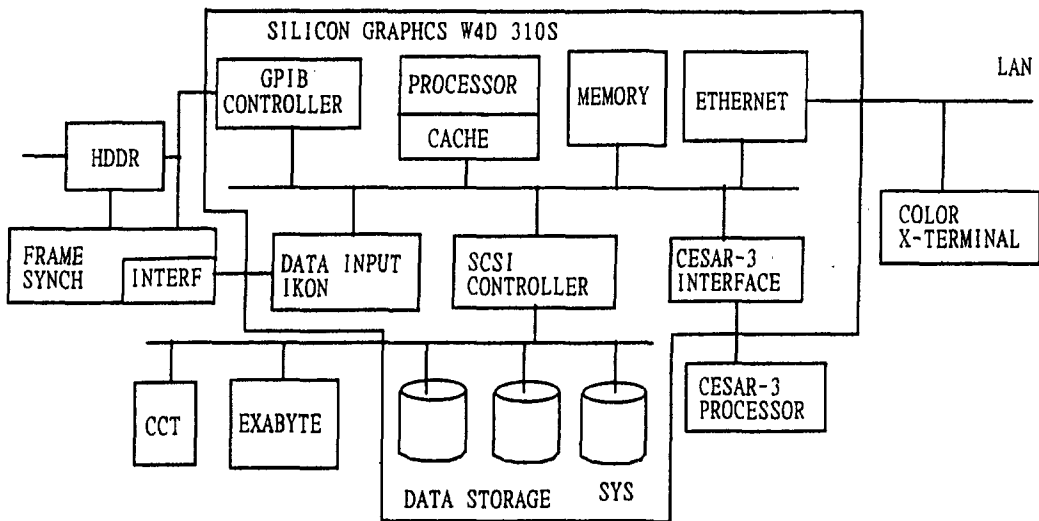


그림 5.15 SAR 처리시스템 하드웨어 구성 (예)

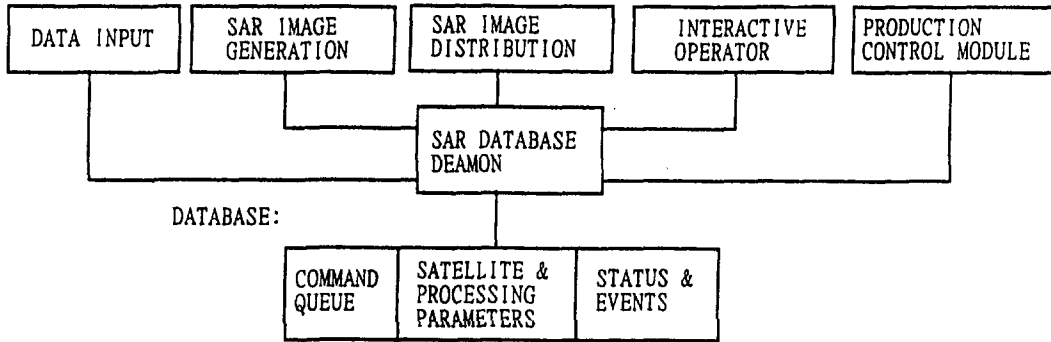


그림 5.16 Radar 처리 모듈 구성 (예)

- 데이터 입력
프레임 동기화기나 입출력 시스템으로부터의 데이터를 입력으로 처리하여 (ingest) UNIX 파일로 저장한다.
- SAR 영상 생성
레이다 처리 모듈의 주 모듈로, SAR 압축 및 데이터 포매팅, 파라미터 생성 및 SAR 알고리즘을 포함한다.
- SAR 영상 분배
ERS/JERS CEOS 포맷과 같이 표준 SAR 제품으로서 최종 포매팅을 수행하며 CCT/Exabyte 테잎으로의 변환 및 다른 시스템 모듈로의 데이터 및 정보

전송을 수행한다.

다음은 ERS-1의 처리 수준을 나타낸다.

- 기본 ERS-1 SAR 패키지
- 확장된 ERS-1 SAR
- 위상 보존 ERS-1 압축 알고리즘
- Geocoded ERS-1 SAR

(가) Geocoded Levels

Ellipsoid Geocoded Product 영상을 제작하기 위한 소프트웨어가 제공된다.

1) Ellipsoid Geocoded Product

다음 단계를 거쳐 ERS-1 SAR 영상을 ERS-1 SAR Ellipsoid Geocoded 영상으로 전환된다.

- 지도 데이터를 준비한다.
World Data Base (WDB) II, Vol. 4를 입력으로 하여 관심 지역을 map data file에서 읽어 선택된 map projection에 변환시킨다.
- 궤도 데이터를 준비한다.
Equidistant azimuth time을 궤도 상태 벡터(위치, 속도)로부터 계산한다.
- 궤도 geometry를 준비한다.
- 도플러 레인지 다항식 상수를 생성한다.
- 좌표 변환 시스템을 준비한다.
- Mapping function의 생성
- Warping 처리

2) Geocoding with GCP and DTM

지상 제어점 (Ground Control Points)과 디지털 지형 모델 (Digital Terrain Model)을 사용하는 방법도 제공 가능하다.

(나) SAR 처리 알고리즘 및 기법

ERS-1을 기초로한 처리 알고리즘 및 기법을 기술한다. 데이터 처리 소프트웨어의 다른 모듈과의 관계는 그림 5.17과 같다.

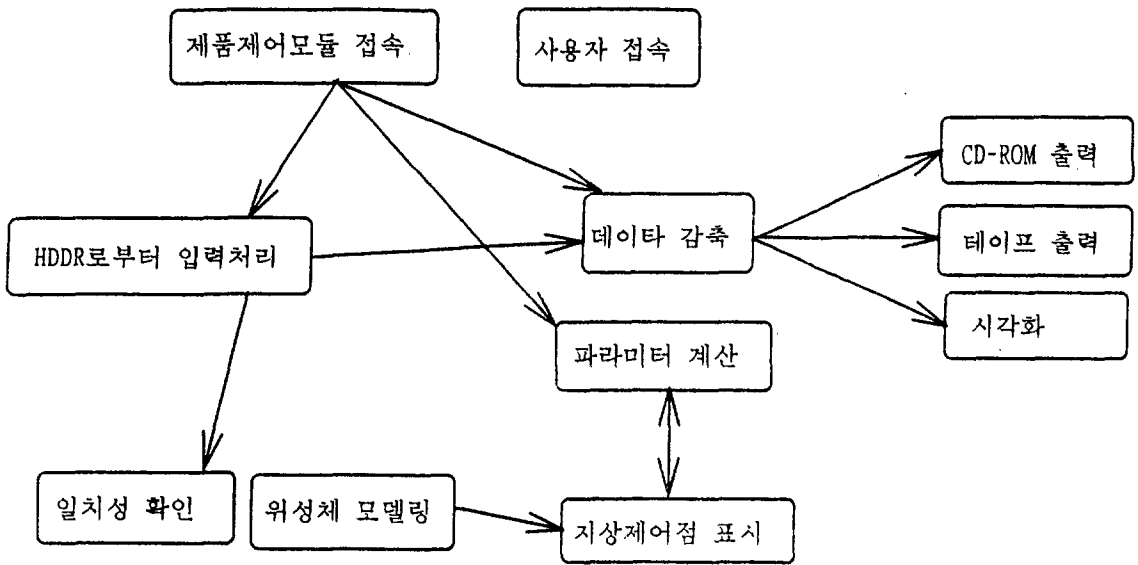


그림 5.17 데이터 처리모듈과 타 모듈과의 관계

1) 데이터 입력

데이터 입력 기능은 주 컴퓨터 입출력 버스과 포맷 동기화기와의 물리적 연결과, SAR 데이터를 주 컴퓨터의 디스크에 일시적으로 저장하는 소프트웨어 및 SAR 데이터를 디스크 화일에서 읽어들이는 라이브러리 루틴으로 구성된다. 또한 CCT에 저장된 raw SAR data도 입력으로 받아 들일수 있다.

2) 주 처리단계

1단계 : 파라미터 계산

- 다운링크된 보조 헤더 정보의 추출
- SAR 데이터 베이스로부터 필요한 시간, 궤도 및 처리 파라미터 추출
- 도플러 파라미터 계산
- intermediate annotation 계산

2단계 : 파라미터 보정 및 압축

- SAR 데이터를 위성 포맷에서 32-bit 처리 포맷으로 푼다.
- SAR 데이터를 레인지-도플러 알고리즘으로 압축한다.
- SAR 데이터를 위상 보존 ETF 알고리즘으로 압축한다. (선택사항)
- 센서 데이터로부터 직접 값을 추정하여 계산된 도플러 파라미터를 수정한다.
- 압축된 중간 SAR 영상을 생성한다.

3단계 : 포맷팅

- skew correction slant to ground mapping, re-sizing of range and azimuth pixel size 등의 필요한 resampling 정보를 계산한다.
- 영상을 map projection으로 전환하기 위한 warping function의 계산을 수행한다. (선택사항)
- 중간 압축 SAR 영상으로부터 resampling/geocoding function에 따라 각 화면을 resample 한다.
- Detection of looks, calibrations and look summing 수행
- 최적 annotation을 계산하여 최종 영상 화일 포맷에 저장한다.

(4) 위성 프로그래밍 모듈 (Satellite Programming Module)

데이터 입력 및 편집 작업은 제품 제어 모듈에서 수행된다. 다가오는 궤도에 대한 요구사항과 일정계획을 작성하기 위한 데이터 베이스는 지상국 제어 컴퓨터에서 작성되어 제품 제어 모듈로 제공된다. 위성 프로그램 모듈은 매 통과마다 위성의

임무 제어 센터 설비와 통신을 해야하는 위성을 위해 적용된다. 위성 프로그래밍 모듈은 주 컴퓨터 내에 존재하며 제품 제어 모듈을 소프트웨어와 상호 동작한다. 화면 수신요구 (Scene acquisition request)는 제품 제어 모듈의 메뉴를 통해 이루어진다. 다음의 궤도에 대한 데이터 베이스를 통과 전 계획 작성 소프트웨어를 수행시켜 얻으며, 이 소프트웨어는 지상국 제어 컴퓨터에 있다. 매일, 다음 궤도에 대한 정보가 주 컴퓨터로 전송되어 제품 제어 모듈 및 위성 프로그래밍 모듈에서 사용한다. 지상국 제어 컴퓨터 화면에는 위성 통과에 대한 그래픽 화면이 나타난다. SPOT 위성에 대한 프로그래밍 요구는 X.25 통신망을 통하여 전송되며 다음 정보로 구성된다.

- 서비스 종류 : 청색, 적색 또는 긴급 우선순위
- 응용분야 코드 (예를 들면 숲, 도시계획 등)
- 조사기간 : 단일기간, 복수의 기간, 복수의 날짜
- 스펙트랄 모드 : Pan, XS 또는 양자 모두
- 조사방법 : 수직, oblique, 스테레오
- Multi-coverage인가, 아닌가
- 관측 지역의 지정학적 위치

어떠한 종류의 충돌도 제품 제어 모듈 혹은 지상국 제어 컴퓨터에서 탐지된다. Landsat 위성에 대한 요구는 FAX를 이용하여 이루어진다. 매달, 한달 동안의 관심 화면을 세계 참조 시스템 (World Reference System)의 상세한 내용으로 작성하여 임무 제어 센터로 보내게 된다. 이에 대한 응답은 역시 FAX를 통하여 이루어진다.

(5) 고객 주문 모듈 (Customer Order Module)

고객과 제품 관리자간의 접속을 위해, 주 컴퓨터에 연결된 X-terminal이 제공된다. 특별한 계정이 부여되어 제한된 범위에서 시스템의 각 부분의 정보와 화일을 접근하게 된다. 고객 주문 모듈의 운영자는 마스터 데이터 베이스를 포함하고 있는 주 컴퓨터로 로그인 한다. 고객에 대한 데이터 베이스도 마스터 데이터 베이스내에

존재한다. 카타로그 검색 시스템과 마찬가지로 지상국의 카타로그 데이터 베이스에 대한 검색 요구 기능 또한 제공된다. 소프트웨어 데이터 요구를 한 고객에 대한 작업 주문 번호가 부여되며, 고객의 이름이나 소속 기관으로 작업번호를 알 수 있으며, 이를 이용 제품 제어 모듈에 문의하여 작업 주문에 대한 상태를 확인할 수 있다.

제 3 절 수신국 장비

1. RF Subsystem

- mainreflector
- subreflector
- X-band feed
- X-band block converter
- channelized down converter
- demodulator / bit-synchronizer

표 5.7 RF 서브시스템의 제원

X-band feed		
형 태	Corrugated horn with mode coupler and polarizer	
주파수 범위	8025 ~ 8400 MHz	
편 파	RHCP/LHCP 선택, 105dB axial ratio	
시스템 G/T	> +35dB/K (5 ° 양각)	
S-band feed		
형 태	5 element dipole : SCM coupler	
주파수 범위	2200 ~ 2500 MHz	
편 파	LH 또는 RH circular polarization	
시스템 G/T	23.0 dB/K (5 ° 양각)	
Block converter (안테나에 위치함)		
입력 주파수 범위	8025 ~ 8400 MHz	
출력 주파수 범위	2370 ~ 2745 MHz	
Spurious signal level	최대 -45dB	
Channelized Downconverter (제어실내에 위치)		
입력 주파수 범위	2370 ~ 2745 MHz	
출력 주파수 범위	620 ~ 820 MHz	
Spurious signal level	최대 -45dB	
Demodulator/Bit-Synchronizer		
입력신호	720 MHz, ±700 KHz 도플러 범위	
출력수준	-10 ~ -50 dBm	
데이터 형태	BPSK, QPSK, UQPSK	
비트 에러율	2.5 dB이내 (BPSK, UQPSK)	
	2.0 dB이내 (QPSK)	

가. X-대역 피드 (X-band feed)

광대역 자동추적 feed는 안테나 reflector, LAN과 더불어 8025~8400 MHz 대역 전체에서 G/T 35 dB/k를 제공한다. Mode coupler는 RHCP와 LHCP 신호를 모두 수신한다. Rho-theta 구성으로 설계되어 추적정보와 함께 AM 변조된 출력을 낸다. Corrugated horn, tracking mode coupler, hybrid polarizer/OMT, track channel hybrid로 구성된다.

나. S-대역 피드 (S-band feed)

안테나의 정점 (apex)에 위치하며 5 element single channel monopulse 방식으로 설계되어 있다. 추적 AM과 AGC는 제어실에 있는 안테나 제어장치 (ACU)로 보내어져서 S-대역 신호의 자동 추적에 이용된다.

다. 블록 컨버터 (Block converter)

X-대역 신호를 입력하여 S-대역 주파수 범위로 변환한다. 데이터 채널과 추적 다운 컨버전 채널이 별도로 제공된다. 추적 채널은 local oscillator를 이용하여 X-대역 주파수 전 영역을 단일 추적 수신기 RF 튜너의 영역으로 변환한다. 세 번째 채널은 loop test를 위한 upconversion을 제공한다.

라. 채널 컨버터 (channelized converter assembly)

제어실에 위치한 채널 컨버터로부터 2차 주파수 변환이 이루어진다. 3개의 컨버터가 제공되며, 이중 2개는 동시의 다운링크 채널이며 나머지 하나는 시험 upconverter 채널이다. 각 컨버터는 다운링크 스펙트럼의 원하는 부분을 720 MHz를 중심으로 한 출력 스펙트럼으로 변환하여 복조기의 입력 단으로 보내게 된다.

마. 다이크로익 서브리플렉터 (Dichroic Subreflector)

X-대역과 S-대역 운영을 동시에 지원하며 hyperparabolic subreflector위에 수천 개의 X-대역 resonant dipoles을 가지는 주파수 선택적 표면 (frequency selective

surface)로 구성된다.

바. 추적 수신기

S-대역 추적 수신기는 Microdyne 1400 MRA telemetry 수신기 및 2185~2485 MHz S-대역 튜너 또는 1600~1750 MHz L-대역 튜너로 구성된다. Plug-in 방식의 12 MHz, 3.3 MHz, 100 KHz 대역폭의 2차 IF filter를 포함하고 있으며, 추적을 위한 PM demodulator 및 AM demodulator를 제공한다. S-대역 운영을 위한 IF filter의 선택은 데이터 및 비콘 신호의 추적 요구에 달려 있다. 3.3 MHz 대역은 Landsat 및 S-대역 spectrum의 다른 위성의 추적에 사용되며, 100 KHz 대역폭은 SPOT 계열의 위성의 X-대역 비콘을 추적하는데 이용된다. S-대역 수신기는 다운 컨버전 없이 RF 주파수에서 동작한다. 시스템 추적 주파수 범위는 2200~230MHz 전 대역이며, feed filter의 대역에 의해 정의된다. 또 S-대역 수신기는 기록장치와 접속하기 위한 출력도 제공한다. 추적 수신기는 또한 적절한 PM 또는 BPSK 복조기를 끼워 원격측정 데이터를 위한 데이터 수신기로도 동작할 수 있다. X-대역 운영을 위해서는 추적 수신기는 2370~2745MHz 대역에서 동작한다. Feed의 8025~8400MHz 주파수 대역이 X-대역 블록 컨버터에 의해 2370~2745MHz의 범위로 다운컨버터된다. 수신기의 AGC와 탐지된 AM 출력은 ACU와 연결되며, ACU에서 추적 오차를 탐지된 AM 신호로 복구하고 서브 시스템에 이용한다. X-대역 운영을 위한 IF 필터 대역은 광대역의 데이터 신호 혹은 비콘의 어느 쪽을 추적하는가에 따라 선택된다. 12MHz 대역폭은 데이터 신호를 추적할 때 원하지 않는 데이터 변조 효과를 제거하기 위해 사용된다. 만일 수신기 IF 대역폭이 너무 좁으면, 데이터 변조는 Spurious 추적 AM으로 나타나서 추적 성능에 영향을 줄 수 있다. 100MHz IF 필터는 SPOT 위성과 같이 비콘 추적기능을 가진 위성의 비콘 추적시에 사용된다.

그림 5.18은 안테나 구동 장치의 예를 보여주며, 그림 5.19는 X-대역 피드 시스템의 기능도를 보여준다.

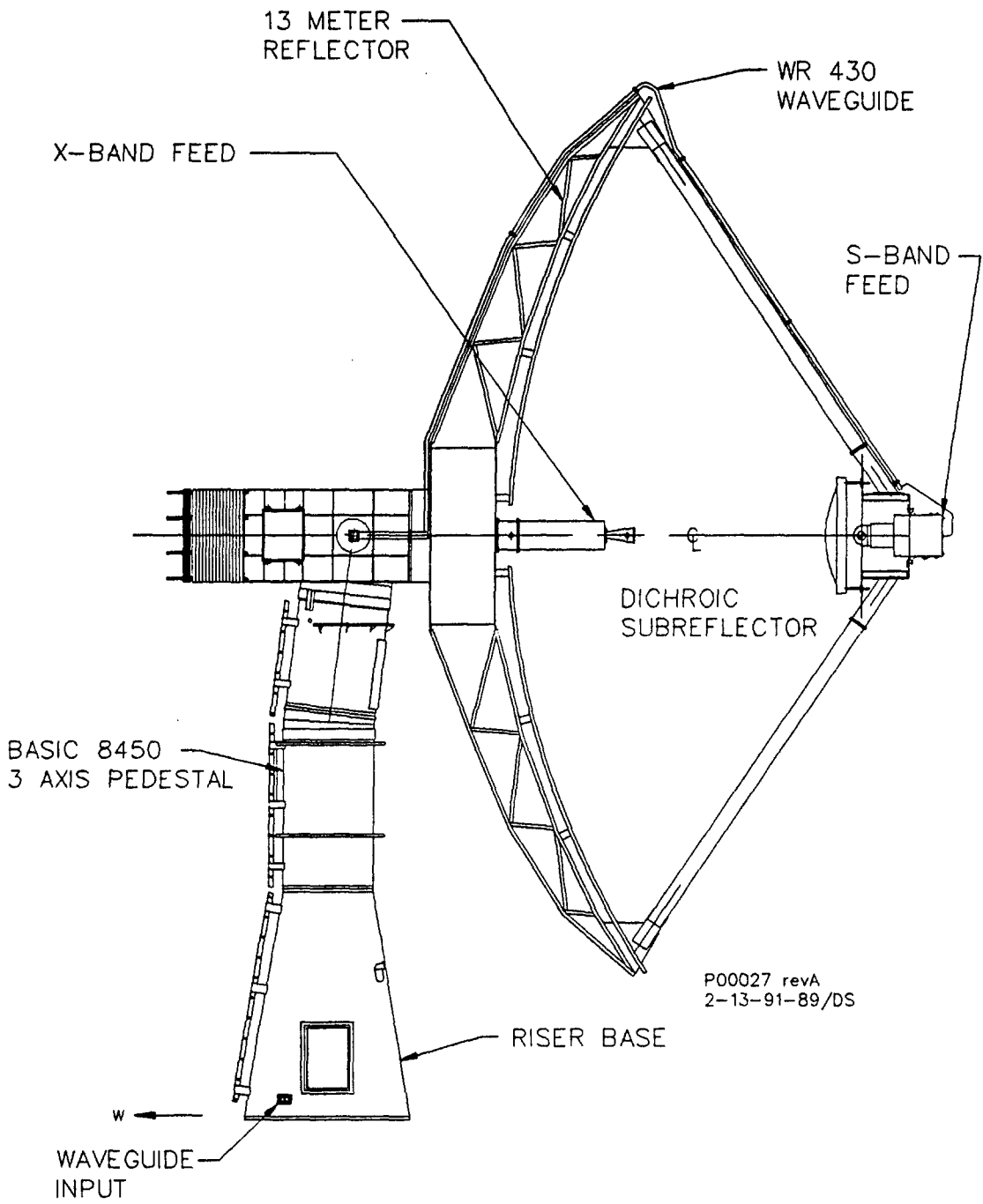


그림 5.18 안테나 구동장치의 예

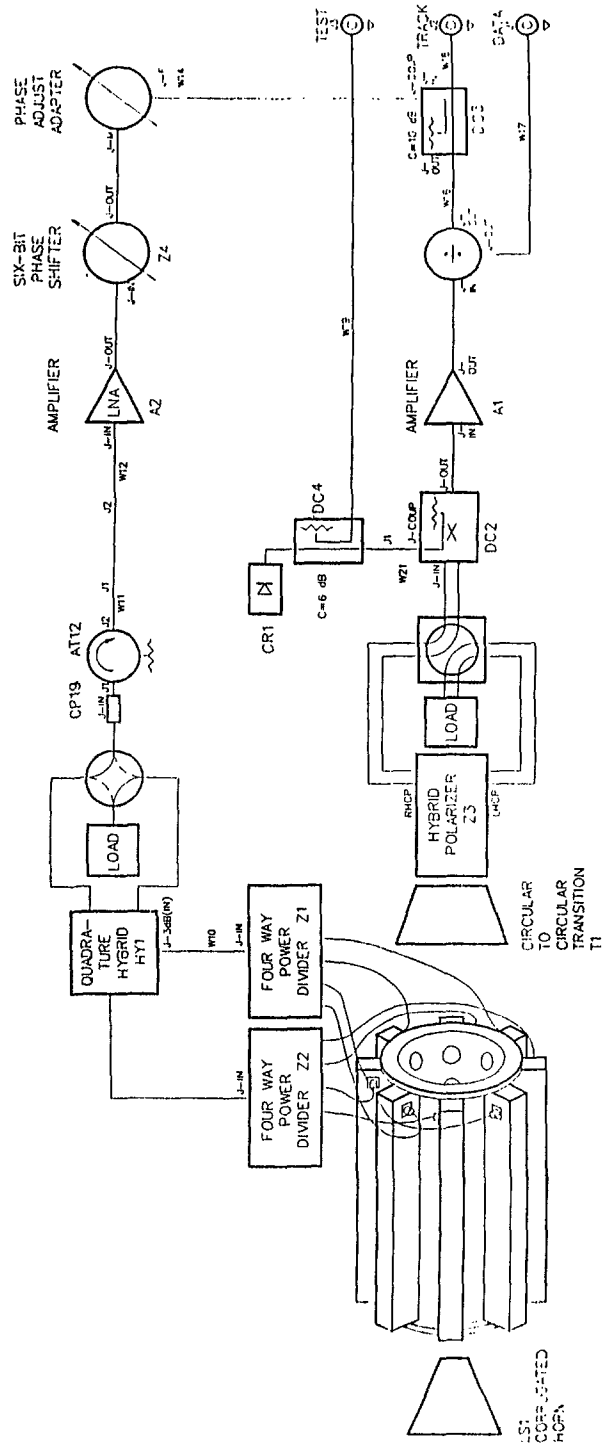


그림 5.19 X-대역 테스트 시스템의 기능도 예

2. 기록 및 재생시스템 (Recording and Playback)

- 고밀도 기록장치 (HDDR)
- 데이터 경로 스위치 및 제어장치 (DPS)
- 모듈러 다위성 전처리장치 (MMSP)
- 비트 에러 시험기 (BER tester)
- 시각 동기장치 (Clock synchronizer)

3. 데이터 처리장치

- One Silicon Graphics Challenge XL/150 MHz/Dual CPU
- Disk drives (9.2 GB)
- One X-terminal for production manager
- The Silicon Graphics Indigo XS/24/100 MHz workstation with local disks (1GB) and large color displays
- One size A0 digitizing table (Calcomp 9000)
- Ethernet network, cables, adapters
- Two 8mm Exabyte drives
- One ½" CCT drive
- One CD-ROM drive
- One CD recorder
- One 650 MB optical disk drive
- One B/W laser printer
- One colour hardcopy printer
- One screen dump printer
- One PC hardcopy preview station

- One X-terminal for customer order module
- CDs, optical disks, 9 track tapes, 8mm tapes, printer paper for Kodak
- One color film recorder
- One Ethernet bridge
- One X.25 gateway card

4. 기상위성 수신시설

수신국을 운영하는데 없어서는 안될 장비중의 하나로 기상위성 수신시설이 있다. 사용자가 요구하는 관측지역의 광학 센서 자료를 얻고자 할 경우, 그 시점의 기상 조건은 중요한 고려 사항이 된다. 우리 나라의 경우 미국의 저궤도 기상위성 NOAA와 일본의 정지 기상위성인 GMS-4로부터 기상자료를 수신하고 있다. 따라서 우리 나라에 수신국을 설치할 경우 NOAA 위성 및 GMS 기상위성 수신 시설을 갖추어야 할 것이다.

- NOAA 및 GMS Antenna 및 RF equipments
안테나 시스템 및 bit synchronizer, demodulators
- Meterological Data Front End
- frame synchronizers, support equipments, interfaces, softwares
- Micro VAX and peripherals

제 4 절 운용

1. 시스템 운영 절차

수신국의 전형적 운영절차는 다음과 같으며 그림 5.20은 이러한 수신국 운영 절차를 나타낸다.

- 이용자 요구
- 저장 자료 검색
- 수신 요구
- Quick look 처리
- 제품 처리

가. 이용자 요구

보통의 운영 절차는 이용자가 제품이나 영상을 요구하면서 시작된다. 카타로그 검색이 이루어지고, 광 디스크에 기록된 데이터를 워크스테이션 디스플레이에서 quick look 영상으로 검색하게 된다. 만일 요구된 영상이 저장되어 있으면 운영자는 적절한 출력 매체에 이를 복사해 준다. 이용자 주문이 수신되면 운영자는 이용자 주문을 입력하는데 여기에는 제품 생성 파라미터 즉, 위성, 센서, 위치, 획득시간, 허용가능한 운량 분포, 제품형태, 출력매체 등이 명시된다. 만일 raw data가 있으면 작업 주문서가 작성되어 데이터 처리 시스템으로 보내지게 된다. 그렇지 않을 경우, 작업주문은 수신 대기하게 된다. 작업주문은 우선도가 부여되어 처리된다. 만일 요구된 제품이 저장소에 없으면, 운영자는 요구된 제품을 처리, 생성하기 위해 적절한 raw data가 있는지 카타로그를 검색하게 된다.

나. 수신요구 (Acquisition Request)

만일 이용자의 요구에 따라 raw data를 수신할 필요가 있으면, 지상국 운영진은 위치와 시간 및 관련 파라미터를 명시한 수신 요구서를 작성하며, 수신계획 서브시

시스템을 이용 수신요구를 미래의 데이터 수신을 위한 궤도에 할당한다. 수신 요구가 할당된 매일의 궤도에 대하여, 운영자는 충돌 분석을 수행하도록 지시하고 충돌이 확인되고 해결되면, 해당 위성의 임무 제어센터로 예약 및 프로그래밍 요구를 만들어 보내게 된다. 여기서 수신 일정계획이 나오게 되며 이는 수신안테나의 일정계획에 이용된다.

다. Quick Look 처리

Quick Look 처리가 요구되면, Quick Look 처리 요구서가 데이터 처리 시스템에 보내진다. HDDT로부터 위성 다운링크 데이터 속도로 full pass의 데이터가 읽혀지고, 서브 샘플되어 디스크에 저장된다. 운영자는 워크스테이션에서 화면 단위로 구름 분포 정도를 평가하게 되며 완료 후 결과는 운영 관리 시스템으로 보내어져 지상국 카타로그에 저장되고 하드카피가 생성된다. Quick Look 영상은 광 디스크에 저장되며 LAN을 통하여 다른 서브시스템에서 검색할 수 있다.

라. CCT 및 필름으로의 제품 처리

표준의 최대 해상도의 제품이 요구되면 영상처리 소프트웨어 요구서가 데이터 처리 시스템으로 보내어진다. 작업 주문의 처리가 완료되면 완료 결과와 함께 주문서가 운영 관리시스템으로 돌아온다. 이용자의 주문이 완료되면 청구서와 함께 보내게 된다. 모든 작업 주문은 HDDT 또는 CCT로부터의 데이터 입력이 요구되며, 제품 생성에 하나 이상의 장치가 필요하게 된다. 이러한 장치는 테잎을 장착하거나 꺼내고, 필름을 교체하는 작업 등과 같이 운영자의 개입을 필요로 한다.

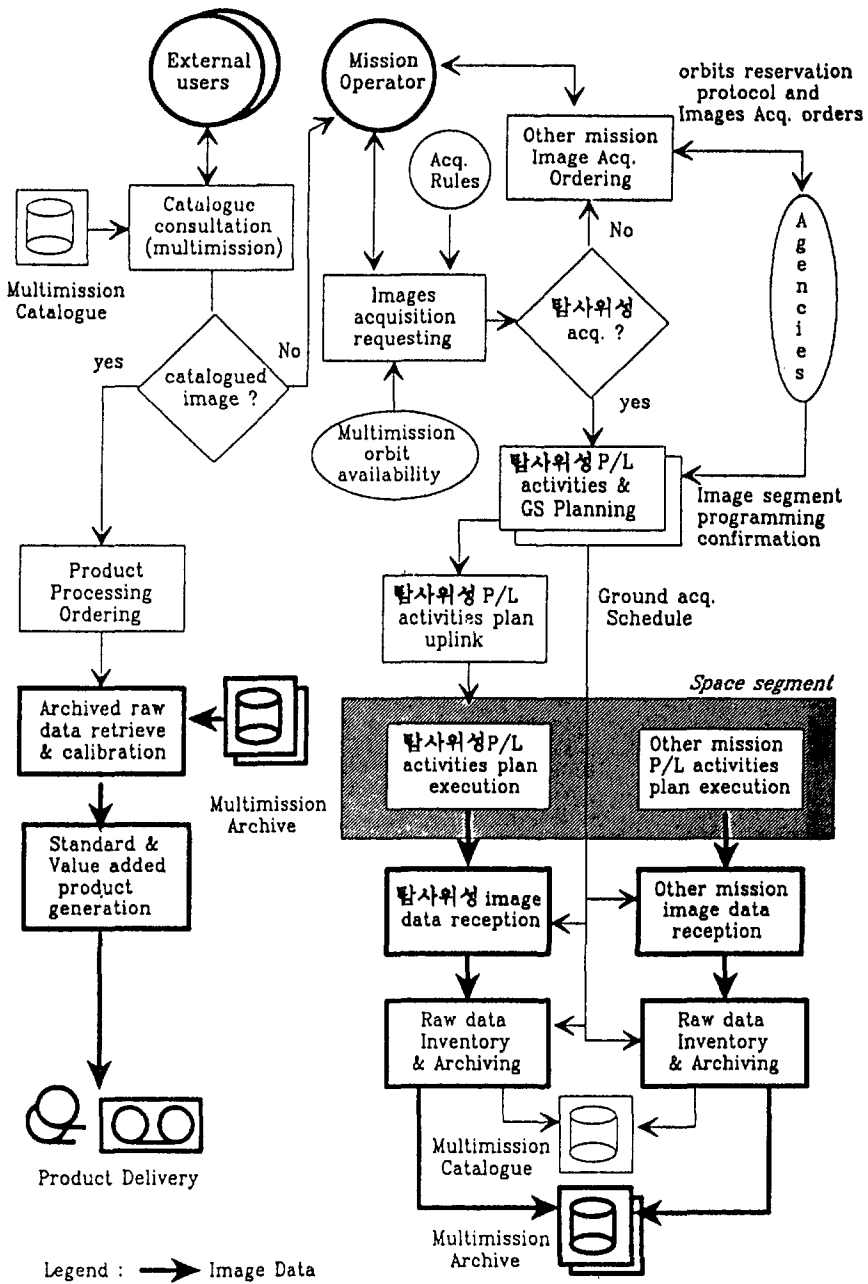


그림 5.20 수신국 운영 절차

2. 임차위성 수신료

가. SPOT

(1) 직접 수신국의 경우

- 년회비 (membership fee) FF 100,000+자료 수신료 (최저 FF 4,000,000)

- 자료 수신료 : FF 100,000 / 50초 (기본 서비스)

FF 300,000 / 50초 (우선 서비스)

(매 1/4분기별 최소 FF 1,000,000 지불)

(2) 자료 이용료 (extraction fee)

- extraction fee FF 1,500 + royalty

- royalty

CCT and other magnetic media :

For XS mode : 3,000 FF

For P mode : 3,900 FF

Colour film : 2,500 FF

B/W film :

Per channel for XS mode : 900 FF

For PA mode : 3,000 FF

Paper Print : 220 FF

나. Landsat

(1) 직접 수신국의 경우

- 연간 이용료 (annual fee) : \$500,000 (Royalty 포함)

- 자료 이용료 (extraction fee)

MMS full scene('72-'88) : \$200

TM scene('85-'89) : \$1,500

Current CCT : \$2,500 - \$5,950

Photographic : \$2,700

제 6 장 다목적 실용위성 지상국 체계

제 6 장 다목적 실용위성 지상국 체계

제 1 절 개요

우리 나라도 과학 실험위성인 우리별 1,2호와 과학탐사로켓 1,2호를 성공적으로 발사하고, 1995년 7월 무궁화 통신 방송위성의 발사를 앞두고 있어 우주시대에 접어들고 있다. 이에 한 걸음 나아가 과학 실험, 한반도 관측, 통신 실험을 수행하는 다목적 실용위성을 1994년 11월 1일부터 1999년 4월까지 개발, 발사하기 위한 사업이 항공우주연구소를 중심으로 산·학·연이 공동으로 진행하고 있다. 이와 병행하여 다목적 실용위성을 관제하고 다목적 실용위성 및 외국의 관측위성에서 수집한 데이터를 수신·처리하기 위한 지상국 사업이 추진되고 있다. 여기서는 다목적 실용위성용 지상국 체계에 대한 사전 타당성 검토를 수행한 내용을 기술하였으며, 예산 관련 사항 및 상세한 세부 추진내용은 실제와 차이가 있을 수 있음을 밝혀둔다.

1. 개발의 내용

지상국 개발은 운용 위성의 H/W, S/W 특성에 맞추어 개발되어야 한다. 본 지상국은 다목적 실용위성의 주 지상국으로서 관제, 수신할 수 있도록 개발되며 외국 의 저궤도 관측위성인 SPOT, Landsat, ERS의 영상 자료를 수신, 처리할 수 있어야 한다. 다목적 실용위성은 국내 주도 해외공동개발 방식으로 개발되고 있으며, 참여 연구기관으로 항공우주연구소, 전자통신연구소, 과학기술원 인공위성연구센터가 있고 국내 기업체로는 대한항공, 두원, 대우중공업, 현대기술개발, 한라중공업, 한화, 삼성항공이 참여하고 있으며 해외공동개발 기관으로는 미국의 TRW가 선정되어 있다. 지상국 개발은 차후 해외공동 개발기관을 선정하여 개발해야 하나 위성 본체 및 탑재체를 떼어놓고 생각할 수 없는 지상국의 특성 때문에 다목적 실용위성의 해외공동 개발기관과의 기술 협조는 반드시 필요하다.

지상국 개발 일정은 다목적 실용위성의 개발 일정 및 계획표를 참고하여 다목적 실용위성 발사 이전에 개발하여야 하며 다목적 실용위성의 임무, 궤도, TC&R, 탑재체 등의 특성에 맞추어 개발한다.

지상국은 관제국과 수신국으로 나뉘며 관제국은 위성을 감시하고 제어하며 위성의 임무 계획을 짜고 위성에게 이를 전달하며, 수신국은 다목적 실용위성으로부터 수신되는 과학 및 영상 자료를 처리, 생성, 분배하는 기능을 가지며 SPOT, Landsat, ERS 등의 자료를 처리할 수 있어야 한다.

관제국과 지상국을 내부 구성별로 나누면 관제국은 안테나, 위성 운용, 임무 계획, 위성 시뮬레이터로 구성되고 수신국은 영상 저장 및 분배, 영상 생성, 부가가치물 생성으로 구성된다. 지상국은 발사 및 초기 운용을 위하여 관제 및 수신 가능한 추가적인 10개의 타 지상국과 연결가능해야 하며, 영상 수신 및 처리 능력은 다목적 실용위성 이후 개발되는 위성체에도 사용 가능해야 한다.

지상국의 하드웨어는 대부분 상업적으로 개발 완료된 것을 이용하여 개발 실패의 위험을 줄일 수 있으며, 다목적 실용위성 이후의 임무를 고려하여 하드웨어 가변성이 있는 개방형 구조를 가진 시스템을 구성한다. 안테나는 S/X 밴드를 수신할 수 있어야 하며 발사 및 초기운용, 비정상 상태, 탑재체를 고려하여 고도 250~1000 km, 반경 1500 km 이상의 위성을 지원할 수 있어야 한다. 소프트웨어 개발은 소프트웨어 접속, 운용 소프트웨어, 임무 및 제어 소프트웨어, 위성 시뮬레이션 개발, 영상 처리, 영상 생성, 부가가치물 생성에 주력한다. 지상국은 호환이 가능한 개방 구조를 가지며 운용 시스템, 프로그래밍 언어, 사용자 접속, 자료 운용, 통신, 네트워크를 위해서 UNIX, C/C++, XWindows/Motif, SQL, DEC, TCP/IP and SNMP 등을 사용한다. 지상국은 기본적으로 워크스테이션을 사용하며 중복성의 개념으로 하나의 워크스테이션이 다른 워크스테이션의 작업을 할 수 있게 한다. S/W 개발은 Coding, unit 시험, 통합 및 시험으로 이루어진다.

2. 사업의 개요

가. 사업 주관 : 한국 항공우주연구소

나. 사업 명 : 다목적 실용위성용 지상국 시설 설치 운용 사업

다. 사업 기간 : 1995 - 1998 (4년간)

라. 사업 내용

■ 다목적 실용위성에 대한 추적 명령 및 원격 측정 자료를 수신하기 위한 지상 관제국 시설 설치

- 사용 주파수 : 2.2 GHz / 안테나 직경 : 4~8 m

■ 다목적 실용위성 및 기타 저궤도 관측위성 (SPOT, Landsat, ERS 등)으로부터 영상자료를 직접 수신 처리하는 위성영상 수신 처리국 시설 설치

- 사용 주파수 : 8.3 GHz / 안테나 직경 : 11 m (13m 확장 가능)

마. 사업 예정지 : 대전직할시 유성구 어은동 52번지

항공우주연구소 발전 부지

바. 사업 규모

■ 시설 및 장비 구입비 : ○○○ 억원

■ 건물 : ○○ 억원 (별도 예산)

사. 사업 추진 계획

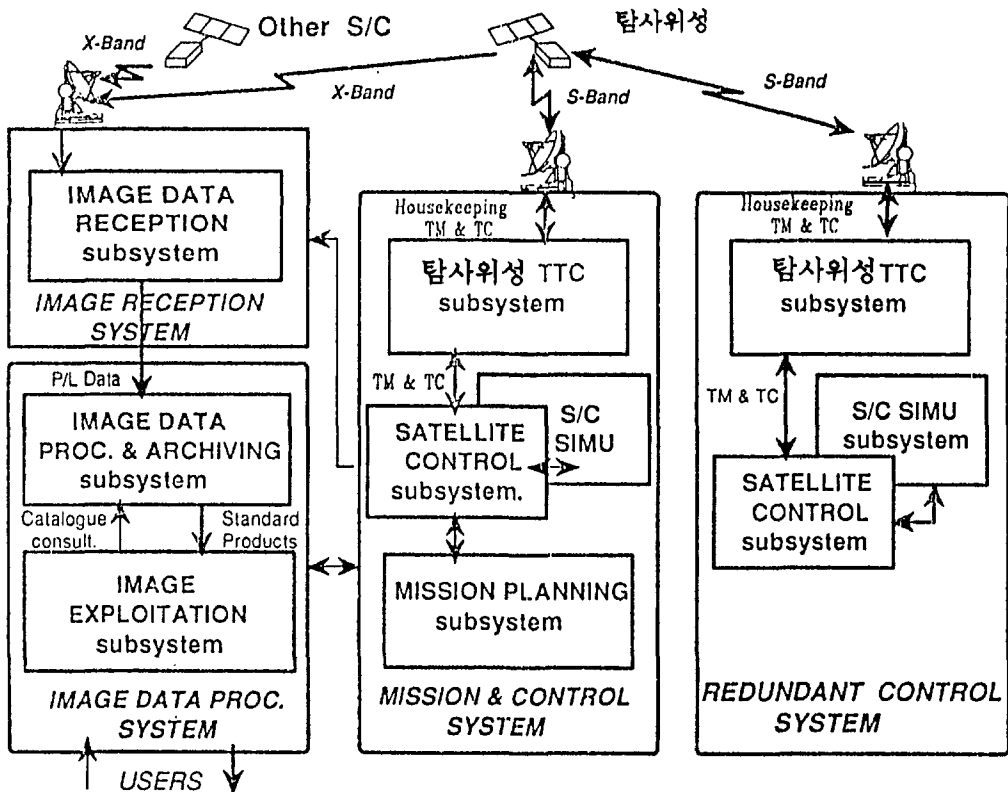
■ 다목적 실용위성 개발사업과 연계하여 관제 및 수신국 시설 설치, 운영 사업 추진

일정 수행업무		'94				'95				'96				'97				'98				'99															
		3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12	3	6	9	12												
다목적 실용 위성 개발	위성시스템 개발	종합설계												세부설계 및 개발												시스템 종합											
	위성본체개발 및 핵심부품 개발	설계				부품개발												EM 및 FM 조립																			
	탑재체 개발 및 발사	설계				EM 제작								FM 제작								발사 ▲															
	종합조립/ 시험 시설	건물 착공				건물 완공				시설 설치 및 시운전												운영															
지상국 시설 설치 운영	지상국 세부 설계																																				
	시설발주 및 개발																																				
	-수신국 -관제국																																				
	조립 설치 engineering																																				
	예비운용																																				
																									위성발사 ▲												

아. 기대효과

- 다목적 실용위성의 관제 및 자료수신 처리
- 독자적인 위성 추적/관제 및 데이터 수신처리 기술 및 노하우 확보로 타 위성 지상국 건설시 기간단축 및 예산절감
- 위성 추적 수신시스템 기술개발과 병행해서 이에 관련되는 장비의 국산화 추진을 기대
- 국내 전자통신업계의 기술 수준의 Level Up과 전후방 관련 산업의 파급효과 기대
- 국내 활용 기관과 협의체 구성하여 위성자료의 산업적 공동활용(46개 기관)
 - 공공기관 : 국방과학연구소
 - 자원연구소
 - 해양연구소
 - 시스템 공학센터
 - 국립지리원
 - 고속철도 관리공단 등
 - 산업체 : 삼성건설
 - 대림 엔지니어링 등

자. 다목적 실용위성 지상국 체계도



차. 지상국 주요 구성 내용

- 추적 관제계(Command Control Chain)
- 임무계(Mission Chain)
- 영상자료 수신계(Image Chain)
- 부관제소(이동형 : TBD)

제 2 절 사업의 배경 및 필요성

1. 사업 추진 경위

일 시	추진 경 위
1992. 12	항공우주기술 중장기계획 수립
1993. 3. 25	「항공우주산업기술 육성방안」 대통령 보고서 「신경제5개년 정책 사업」에 포함지시
1993. 5	「다목적 실용위성 개발사업」을 종합과학기술 심의위원회에 상정
1993. 7	「2000년대 우주기술 세계 10위권 진입」을 목표로 신 경제 5개년 계획에 반영
1993. 10	다목적 실용위성 기본계획 수립 및 추진전략 발표회 개최
1994. 1	개발사업 추진을 위한 부처간 협의 완료
1994. 5. 9	과학기술처 주관 「종합과학기술심의회」에서 「다목적실용위성 개발사업」 추진확정

2. 사업의 필요성

- 위성을 개발 후 발사하면 필수적으로 위성에 대한 관제와 위성의 임무 수행에 따른 활용은 불가피함

가. 지상 관제국의 필요성

■ 발사위성의 정상운영

- 위성의 발사 후 궤도상의 위성을 시험하고 정상운동을 준비하는 발사 후 초기 운영을 수행 (발사 후 초기운영 및 비상시의 위성운동을 위해 타 국가의 위성 관제 시설을 이용하기 위한 사전협조 체제 필요)
- 위성의 상태를 진단하고 위성의 탑재체를 구동하는 등 위성이 궤도상에서 정상적으로 임무를 수행할 수 있도록 관제

나. 지상 수신국의 필요성

■ 위성의 임무수행에 따른 활용

- 위성의 지구관측 탑재체에서 획득한 지상관측 영상자료는 관제국과는 별도의 경로를 통해 지상으로 전송됨 (관제용과 별도의 주파수 및 전송 방식을 사용, 대용량의 관측 영상자료를 고속 전송)
- 수신된 영상 데이터의 처리 및 저장, 분석, 검색을 위해 관제국과 별도의 시설이 필요함

3. 요구 지상 시설

가. 위성 보유국이 보유해야 할 지상 시설

- 위성 관제국
 - 원격 측정, 명령 송수신 시설 (TT&C)
 - 위성 주제어 시설 (satellite control system)
 - 위성 임무 계획 시설 (mission planning system)
- 위성 영상 수신국
 - 위성 영상 자료 수신 시설
 - 영상 처리 시설
 - 영상 자료 분석 및 생성 시설

나. 타국 시설 이용

- 위성의 발사 후 초기운영 및 비상시 위성의 궤도 및 자세를 감시, 제어하기 위해서는 타국가의 위성 지상국을 이용해야 함
- 따라서 국가간의 협조 체계가 사전에 필요

제 3 절 지상국 활용 방안

1. 인공위성의 추적

도플러 방식, RARR (Range And Range Rate)방식에 의한 위성 추적 및 인공위성의 궤도 데이터를 대형 컴퓨터에 입력하여 위성 궤도의 결정 및 예측, 계산을 수행

2. 인공위성의 관제

위성에서 수신한 원격측정 데이터 (telemetry data)를 컴퓨터로 처리하여 위성의 상태를 실시간으로 감시하고, 위성의 기능, 성능 등의 평가를 수행함. 컴퓨터에 의해 위성의 자세제어, 궤도제어 및 원격명령 계획을 작성

3. 지구관측위성으로부터 획득한 정보의 수신 처리 제공

다목적 실용위성 및 기타 저궤도 지구관측위성으로부터의 자료를 수신하여 처리한 후 활용기관에 제공

4. 위성체 BUS 및 탑재체 개발을 위한 Test bed로 활용

각종 성능시험을 위한 Test bed로 활용

- 위성탑재체 및 Bus 성능시험
- 관제 시스템 성능시험
- 각종 센서의 성능시험
- 위성 전송로 특성시험

5. 다목적 실용위성의 응용 분야

- 한반도 및 주변 해역 해양탐사/환경관측
 - 어군 분포, 해양 지원탐사 또는 선박항로 선택자료
 - 선박 기름 누출, 해양오염 및 오존층 관측
- 조난 구조 탐지
 - 국제 조난 구조망 (SARSAT-COSPAS Program등)과 연결 활용
 - 선박, 항공기, 등반 사고시 위치 파악
- 과학 실험
 - 이온 전리층 측정, 우주방사 환경 측정
 - 소재, 반도체 우주환경 실험
- 국토 개발용 지도제작
 - 지형도, 입체 지형도 제작
 - 도로, 고속전철 최적 노선 분석
 - 국토 개발 정도 분석
- 농작물 작황, 홍수, 산불 재해 관측
- 이동통신 서비스의 실험
 - 이동통신 서비스 (휴대용 및 차량 탑재용)
 - 메세지 통신
 - 음성 전화통신
 - 데이터 통신
 - 페이징 서비스
- 측위 및 탐사 서비스
 - 탐사 (Remote Sensing) 및 관측 서비스
 - 측위 (Positioning) 서비스

제 4 절 사업규모 및 타당성 검토

1. 사업규모

가. 다목적 실용위성용 수신/관제국의 1단계 규모

구 분	규 모	소요예산
위성 영상 수신국	<ul style="list-style-type: none"> - 위성 영상 신호 수신 시설 - 위성 영상자료 처리 시설 - 영상자료 분석 및 생성 시설 	○○○
위성관제국	<ul style="list-style-type: none"> - 원경 측정, 명령 송수신 시설 - 위성 제어 시설 - 위성 임무 계획 시설 	○○○

나. 사업 내용

(1) 관제국 설치사업

사업 내용	구 성	주요 기능
원경측정명령국 설치	S-대역 안테나 : 직경 4~6m +/- 360° 방위각 0° ~ 90° 양각 HPA/LNA 주파수 변환기(Converters) PSK/PM 변복조기	다목적 실용위성으로부터 위성 상태 정보 (housekeeping telemetry) 수신 원경 명령 송신 S 대역에 의한 위성 추적(tracking)
위성제어 시스템 설치	원경측정자료 처리 시스템 원경명령 처리 시스템	위성상태 감시 원경명령 작성 <ul style="list-style-type: none"> - 탑재체 프로그래밍 - 자세제어 - 기타 위성제어 명령 원경측정명령국으로의 원경명령 전송 위성체 비행역학 계산
위성임무계획 시스템 설치	임무계획 시스템 <ul style="list-style-type: none"> - 워크스테이션 H/W - 소프트웨어 	다목적 실용위성 탑재체 운용계획 작성

(2) 수신국 설치 사업

사업 내용	구 성	주요 기능
RF 수신소 설치	<ul style="list-style-type: none"> - X / S-대역 안테나 - X / S-대역 수신기 - 안테나 제어 장치 - 추적 수신기 - Base band 장치:데이터 분배 복조기, 비트 동기화기 - Time code generator - 자료기록장치 (HDDT) - 데이터 통신장비 - 지상국 제어 및 감시장치 	<ul style="list-style-type: none"> - 위성 자동 추적 - S / X - Band의 RF 신호 수신 및 복조 - 디지털 형태의 데이터 변환 - 시험 RF 신호 발생
데이터처리 및 분석 시스템 설치	<ul style="list-style-type: none"> - 영상처리 및 분석부 - 보존 검색 시스템 - 사진처리 시스템 	<ul style="list-style-type: none"> - Raw data의 기록, 저장 및 재생 - 지상 수신소 기준시각의 삼입 및 인식 - 데이터의 변환, 품질 확인 - 시험 패턴의 발생 - 데이터의 보정 (radiometric, geometric correction) - 제어점(ground control point) 데이터베이스 발생, 관리 및 화상데이터와의 자동 연계 - Quick Look 자료의 발생 - Catalog 작성

다. 소요건물 규모

◦ 건물은 본 사업과 별도 추진 사업임.

◦ 지상면적 : 총 1,200평

부대 시설용 350평

관제 시설용 450평

수신 시설용 400평

◦ 연 건 평 : 총 1,500평

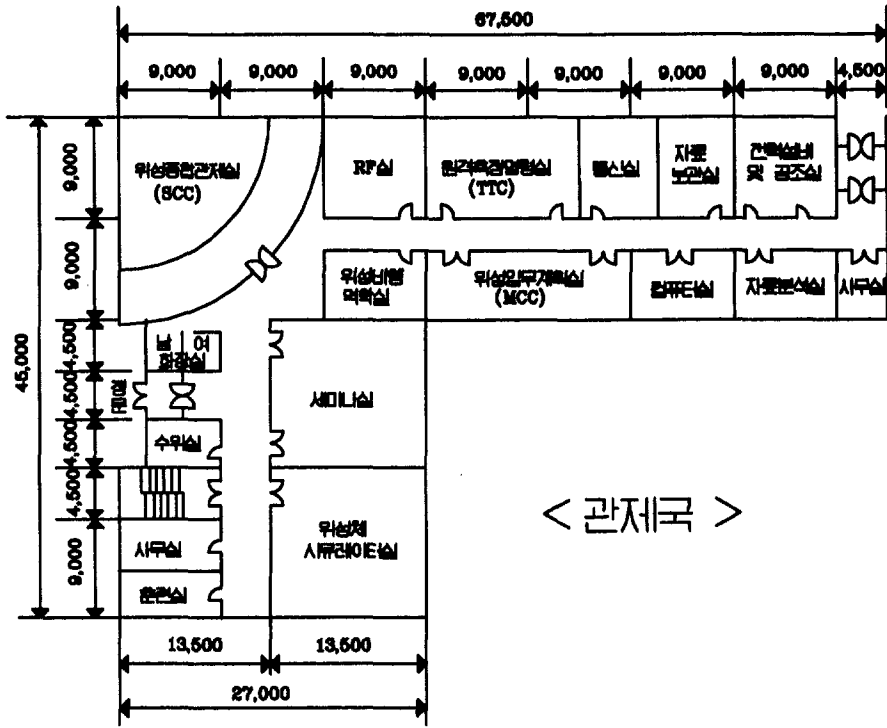
부대 시설용 350평

관제 시설용 450평

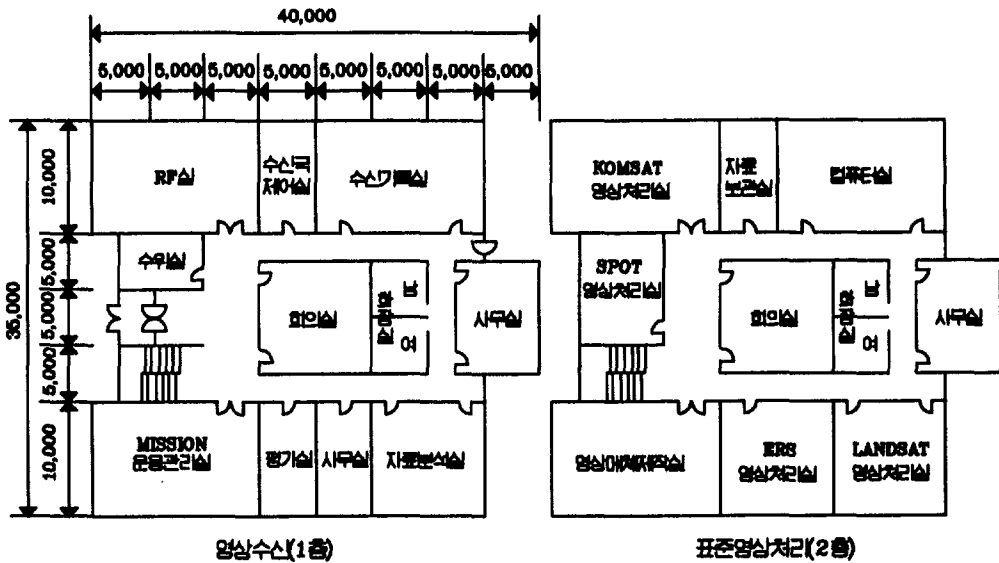
수신 시설용 700평

※ 지상면적 및 건평은 지상국 사양 및 규모에 따라 변경 가능

- 건물설계 : 1995년도 완성
- 건물건설 : 1996년 1월 ~ 1996년 12월
- 2단계 확장을 고려하여 설계 예정
- 지상국 기본 배치도(안)



< 관제국 >



< 수신국 >

영상수신(1층)

표준영상처리(2층)

2. 사업 타당성 검토

가. 정부 예산지원 당위성 및 항우(연) 설치 운영 사유

다목적 실용위성개발 및 활용은 국가의 기본적인 목적

- 국토개발용 지도 제작
- 농작물 작황, 홍수, 산불 재해 관측, 지하 자원 탐사
- 한반도 주변 해역 해양 자원 탐사, 환경 관측
- 조난 구조
- 이동 통신 서비스 시험

다목적 실용위성의 개발, 발사, 운용 주관기관은 정부이며 수행총괄 기관은 항우(연)

항우(연)은 관제 및 수신국시설을 운영, 활용 기관에 관측자료 배분 역할

주요 항공 우주산업 국가에서도 지상국 시설은 국가가 보유

- 선진국 : 미국, 러시아, 유럽, 일본, 중국 등
- 후발국 : 대만, 태국, 인도네시아 등

국가	보유기관	지상국 시설	비고
미국	NASA	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 4곳 보유)
러시아	RKA	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 3곳 보유)
프랑스	CNES	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 2곳 보유)
독일	DLR	위성 관제국/수신국	국립
일본	NASDA	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 2곳 보유)
중국	CAST	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 3곳 보유)
인도	ISRO	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 1곳 보유)
브라질	항공우주부	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 1곳 보유)
이스라엘	공군	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 1곳 보유)
호주	CYSA	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 1곳 보유)
이태리	정부	위성 관제국/수신국	국립 (발사장 1곳 보유)
태국	TRSC	LANDSAT, SPOT 수신국	국립
대만	NSPO	LANDSAT, SPOT, ERS 수신국	국립
인도네시아	LAPAN	LANDSAT 수신국	국립

나. 정부지원 중단시 문제점

- 다목적 실용위성 개발 사업 추진과 병행하지 않으면 위성 발사 지원 및 위성 관제를 수행할 수 없음
- 위성 수신국의 시설이 설치되지 않으면 위성 관측자료의 수신이 불가능함
- 외국의 지상관제국을 이용하면 임차비용이 위성 개발비보다 많으며 영구적인 지상국 임차는 불가능함
- 외국의 지상관제국 이용시 위성 임무 계획 수립 및 운영의 보안유지가 어려움
- ▶ 지상 관제 및 수신국 시설이 국내에 설치되지 못하면 다목적 실용위성은 우주의 「미아」가 됨

다. 다목적 실용 위성의 자료 수신국 설계 개념

다목적 실용위성 지상국은 “Multi-purpose, Multi-mission” 운용의 개념으로 설계되어 지상국의 운용성 및 확장성을 용이하게 하였으며 향후 2세대 레이다 탑재물의 수신도 가능하도록 설계하였다.

(1) SPOT 위성자료 수신

다목적 실용 위성에 탑재될 지구 관측 탑재체인 광학 카메라는 SPOT 위성에 탑재된 광학 카메라와 측정 밴드 및 해상도 등의 특성이 유사하며 자료 수신 방식에 있어서도 통신 주파수 대역, 전송 속도, 변조 방식, 데이터 포맷 등의 표준화된 자료 수신 체계를 가지고 있어 다목적 실용위성의 자료 수신 체계에서 별도의 장비없이 SPOT 위성 자료를 수신할 수 있다.

(2) Landsat-5 의 자료 수신 (TM)

다목적 실용위성과 전송 속도 변조 방식, 데이터 포맷이 상이하나 동일한 주파수 대역을 사용하고 있어 복조기, 수신처리 소프트웨어 등 최소한의 필요한 장비만 다목적 실용위성 자료 수신체계에 추가하면 Landsat-5 자료를 수신할 수 있다.

(3) ERS-1 자료 수신

2단계 다목적 실용위성에 적용될 레이더 탑재물(SAR)은 광학 탑재물과 달리 전천후 지구 관측이 가능하다. ERS-1의 레이더 탑재물(SAR)의 자료를 수신하는 지상 수신체계를 다목적 실용위성 자료 수신 체계에 추가함으로써 2세대 관측 탑재물의 자료 수신 기술을 확보하고 2 단계 다목적 실용위성에 대비할 수 있다.

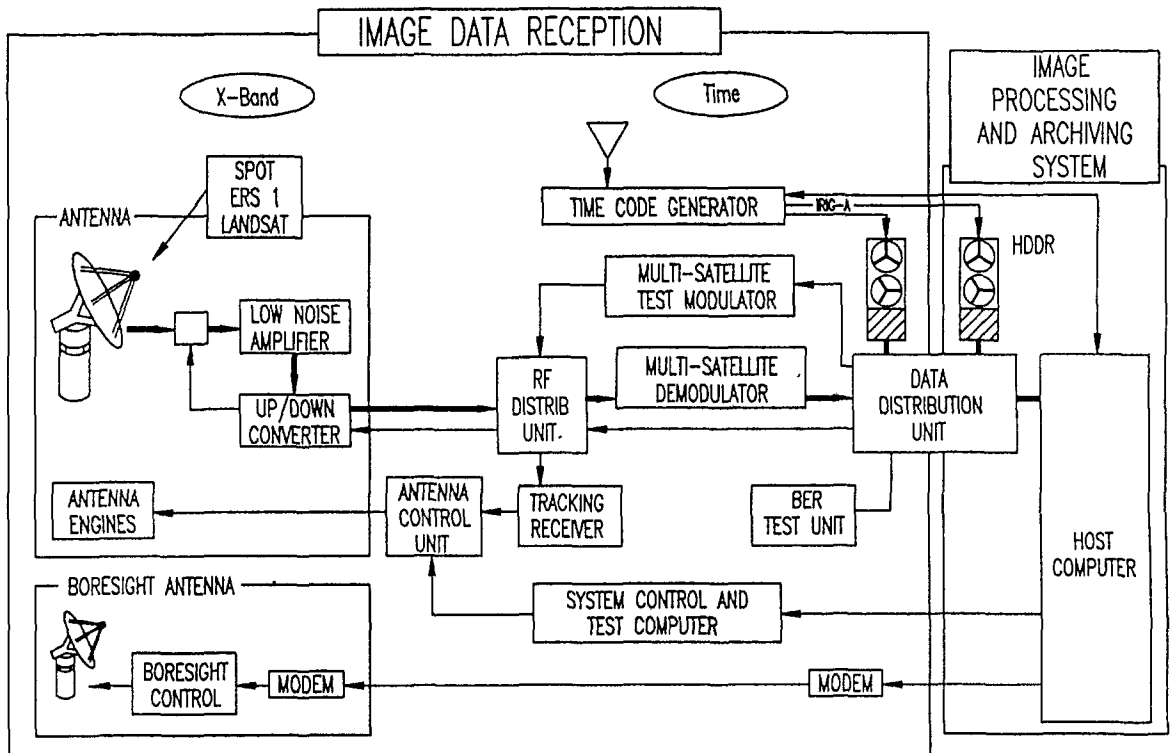
지상관측 탑재체의 비교표

탑재체명	HRC (High Resolution Camera)	HRV (High Resolution Visible)	TM (Thematic Mapper)
위 성 명	다목적 실용위성	SPOT 1,2,3	Landsat 4,5
궤 도(km)	685 (98.0° 태양동기)	822 (98.7° 태양동기)	705 (98.2° 태양동기)
중 량(kg)	42	250	245
크 기(mm)	광학부:320×275×760 전자부:250×260×350	(약 1.8m 높이)	1100×700×2000
소비전력(W)	104	750	345
주사폭(km)	40	60×2	185
CCD 소자	4000	6000	6000
해상도 (m)	10 (흑백) 20 (칼라)	10 (흑백) 20 (칼라)	15 (흑백-6호) 30 (칼라)
측정밴드 (μm)	1:0.50-0.59 (G) 2:0.61-0.68 (R) 3:0.78-0.89 (Near IR) 4:0.51-0.73 (PA) (세부사항은 Phase-B에서 결정)	1:0.50-0.59 (G) 2:0.61-0.68 (R) 3:0.78-0.89 (Near IR) 4:0.51-0.73 (PA)	1:0.45-0.52 2:0.52-0.60 3:0.63-0.69 4:0.76-0.90 5:1.55-1.75 6:10.40-12.50 7:2.08-2.35

다목적 실용위성의 지상국 비교표

항 목	다목적 실용위성	SPOT	Landsat D	ERS1 (high rate)	ERS1 (low rate)
위성 데이터 변조 방식	QPSK	QPSK	UQPSK/BPSK	QPSK	UQPSK/BPSK
데이터 전송 속도	50M bit/s (I + Q)	50M bit/s (I + Q)	85 Mbit/s (I) 15 Mbit/s (Q)	105 Mbit/s (I + Q)	4.4 MSym/s (I) 15 Mbit/s (Q)
데이터 규격	NRZ	NRZ-M	NRZ-M	NRZ-M	SP-L NRZ-M
사용 주파수	X 대역 (8253 MHz)	X 대역 (8253 MHz)	X 대역 (8212.5 MHz)	X 대역 (8140 MHz)	X 대역 (8040 MHz)

* 지상국은 변조 방식에 따라 다음의 블록도에서 채색된 부분만을 별도로 갖추면 다른 위성의 데이터 수신이 가능하며, 그 이외의 부분은 공통적으로 사용하게 된다.



위성영상자료 수신 계통도

라. 지상국 위치 선정 방안

- 위성과 지상간의 통신 시간을 최대화하기 위해 국토의 중간 정도에 위치
- 영상자료 이용자의 밀집지역이 대전임
- 위성 전문 인력이 대덕연구단지에 거주
- 위성 관제와 자료 수신의 연계 고려
- 지상국 설치 후보지역으로는 유전공학연구소 앞과 항공우주연구소 옆에 위치한 지역을 지상국 후보 지역으로 선정
- 지상국 위치 선정시 고려 사항

안테나 설치 장소

- 단단한 지반/ 완벽한 배수 시스템
- 동력 공급 (최소 50kW)
- 전방향 (360°) 시계
- 공사를 위한 진입로 가설(40 ton, 25m Boom 의 telescopic crane)
- 가능한 한 한적하고 저공해 지역
- 전파 환경이 양호한곳

관제 및 수신국 건물 설치 장소

- 안테나 설치 장소와 가능한 한 인접지역
- 최소 25 ~ 75 kW의 동력선
- 보안 유지가 용이한 곳
- 한적하고 저공해 지역



다목적 실용위성 지상국 모습

3. 사업 추진계획 검토

가. 기본 운영방향

- 지상국 설치는 다목적 실용위성의 개발 사업과 연계하여 추진함
(다목적 실용위성 해외공동개발기관과 지상국 공동설계)
- 수신국은 우선 설치하여 외국의 저궤도 관측위성의 자료를 다목적 실용위성 발사 이전에 수신 운영함으로써 지상국 운영기술의 조기 습득
(기본 수신시설에 다목적 실용위성의 탑재체 자료수신 시설 추가)
- 관계국의 설치는 위성과 직접 관련이 되므로 다목적 실용 위성의 세부설계가 완료되는 시점에 착수

나. 소요 기자재 확보계획

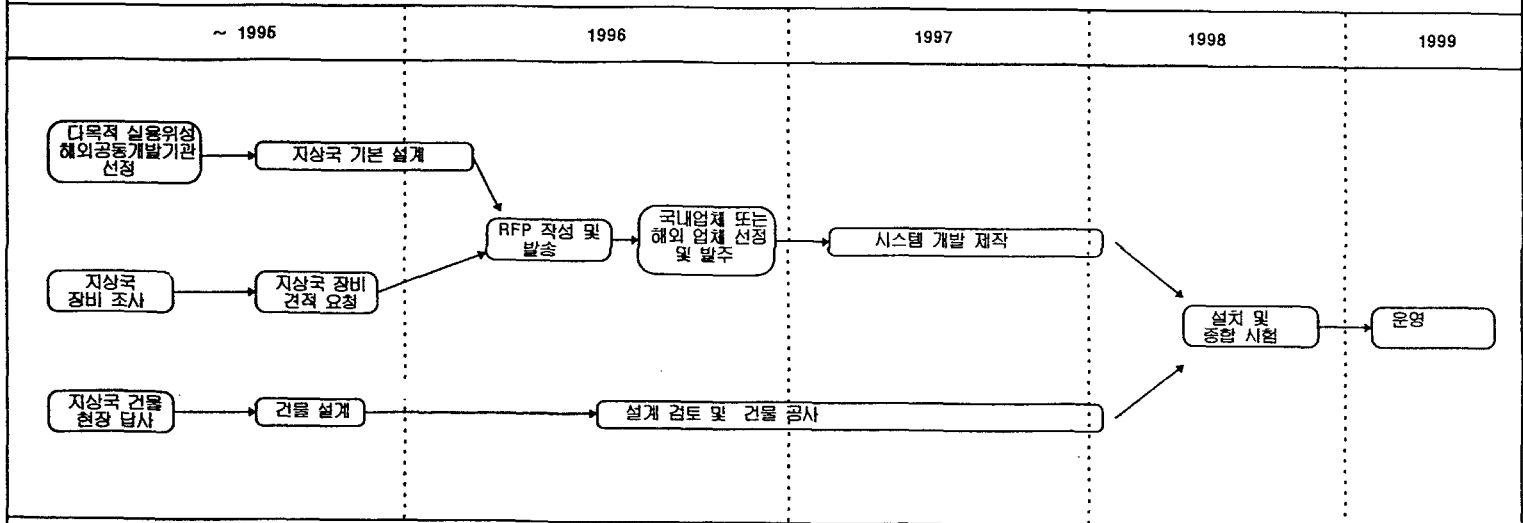
(1) 구매방식

- 입찰 방식에 의해 국내 기업을 주 계약자로 선정
 - 국산가능 장비 또는 부품 국산화
 - 타 장비 또는 부품은 기업이 도입 국산화 부품화에 의한 국내 조립 추진
- 해외 전문기관에 기자재 확인 감리 의뢰
 - 국내 기업의 부족 기술에 대한 협력

(2) 구매기간

- 1996년 ~ 1997년 (2개년)

지상국 설치 사업 추진계획



지상국 시스템 설계 및 통합 : 항우연 및 해외공동개발기관

지상국 장비 조사 : S-대역 관제국
SPOT, LANDSAT, ERS 수신국

지상국 건물 현장 답사
국내 : 무궁화 위성 관제소 외
국외 : 대만(수신국), 일본(수신국, 관제국)

관제국 장비

S/W : 항우연 및 해외공동개발기관에서 개발
H/W : S-대역 일반 관제국 장비 구매

수신국 장비

S/W : HRC, LRC 관련 부분은 항우연 및 해외공동개발기관에서 개발
SPOT, LANDSAT, ERS 영상자료 수신 처리 S/W 는 구매
H/W : HRC, LRC 관련 부분은 개발(demodulator 등)
SPOT, LANDSAT, ERS 수신 처리 부분은 구매

다. 지상국 설치 예산 비교

항 목	무궁화 위성	다 목 적 위 성		일본해양관측위성(MOS)	
총사업비	573억원	○○○ 억원		354억원	
		관제국	수신국	관제국 218억	수신국 136억
주요시설 및 설비	부지 : 4만 5천평 건평 : 1860평	부지 : 1만9천평 건평 : 1500평		부지 : 3만 5천평 건평 : 미상	
	<ul style="list-style-type: none"> · 안테나(11m,6m 각2기) · 위성관제시설 · 통신망 제어시설 · 관제용 컴퓨터 · 전력설비 · 위성시험장비 	<ul style="list-style-type: none"> · 4~8m 안테나 · 추적관제설비 · 원격측정수신 및 명령 송신장치 · 관제 컴퓨터 시스템 · 전력설비 · 시험장비 	<ul style="list-style-type: none"> · 11~13m 안테나 · 관측데이터 수신처리설비 · 관측데이터 처리설비 · 데이터처리 및 보관설비 · 수신자료해석 장치 · 제어 컴퓨터 시스템 	<ul style="list-style-type: none"> · 안테나 · 추적관제동 추적설비 · RARR 측거 설비 및 추적 관제설비 · 위성 명령 송신 설비 · 정보처리동 	<ul style="list-style-type: none"> · MOS수신용 안테나 (10m) · 관측 정보 수신처리동 · 관측 정보 처리 설비 · 관측 정보 사진처리설비 · Collimation 설비 · 정보동 · 관측 정보 검색 설비 · 전자식화상 해석장치 · 마이크로필름 작성,검색장치 · 전력설비
특이사항	지구정지궤도 방송통신위성 관제소	지구저궤도 다목적 실용위성 수신,관제국		지구 관측 센터	

라. 관제 및 수신국 시설 주요장비

(1) 다목적 실용위성 수신국 주요장비

번 호	장 비 명	수 량
1	수신 안테나 및 RF 장비	1 set
2	전처리 장치	1 set
3	고밀도 기록장치	2 set
4	다목적 화상 처리 장치 화상 해석 시스템 고속 디스크 저장 장치 Landsat, SPOT, ERS화상 자료 수신 S/W	1 set 1 set 1 set 각 1 set
5	중앙제어 컴퓨터	1 set
6	필름 기록 처리 장치	1 set
7	원격 탐사 화상 분석 소프트웨어	1 set
8	영상처리 생성 소프트웨어	1 set
9	소모품 자재	-
10	기상위성 수신 처리 장치	1 set

(2) 다목적 실용위성 관제국 주요장비

번 호	장 비 명	수 량
1	안테나 및 RF 장비 S-대역 송신 설비 S-대역 수신 설비	1 set 1 set 1 set
2	IF 및 Base Band 장비	1 set
3	테이타 통신 장비	1 set
4	위성 운용 제어 장비	1 set
5	Ranging 설비	1 set
6	소프트웨어, 설비 및 기타 장치비	1 set

제 7 장 지상국 시설 국산화 방안

제 7 장 지상국 시설 국산화 방안

저궤도 위성용 지상국 장비는 외국의 경우 유수의 기업들이 제작하여 자국은 물론 전세계적으로 지상국 장비를 판매하고 있다. 주요한 지상국 시설 공급 업체로는 Datron(미), MDA(캐나다), Scientific Atlanta(미), NEC(일), GDE(미) 등 많은 업체가 있으며 자사 고유의 제품 이외에 상업용 제품 (commercial-off-the-shelf)을 많이 사용하고 있다. 현재 국내의 경우 그 수요가 제한적이나 향후 무궁화 통신위성 단말이나, 이동통신위성용 단말장치, 기상위성자료 수신장치, 원격탐사위성 수신소 등의 수요가 증대될 전망으로 있어 일부 장비에 관해서는 국산화의 추진이 검토되어야 할 것으로 사료된다. 국내의 산·학·연 여러 기관에서 지상국 시설에 대한 연구가 진행 중에 있다. 현재 지상국 장비를 제작하는 국내 업체로는 하이게인사에서 안테나를 제작하고 있으며, 금성정보통신은 무궁화 관제소 설치를 담당하였고 삼성전자등 일부 업체에서 통신방송 위성용 소형 단말 장치를 제작하고 있다. 국산화 가능 품목은 크게 하드웨어 분야, 소프트웨어 분야, 통합 기술 분야, 운영 기술 분야, 등으로 나눌 수 있다.

○ 하드웨어 분야

저궤도 위성용 지상국 시설중 국산화 가능 품목으로는 안테나 시스템을 비롯하여 디지털 회로부, 컴퓨터 하드웨어 시스템, 등이 국산화 가능할 것으로 고려된다.

○ 소프트웨어 분야

국내의 소프트웨어 수준이 향상되어감에 따라, 위성 추적 및 궤도 예측, 원격 명령, 원격측정 자료 분석, 화상처리 소프트웨어, 등 광범위한 분야에 걸쳐 국산화가 가능하리라 본다.

○ 시스템 통합 분야-

지상국 시스템의 하드웨어와 소프트웨어의 종합적 인터페이스 기술을 말하며, 이 분야는 오랜 경험의 축적이 요구되는 분야로 단시간에 국산화하는데는 어려움이 있으리라고 본다.

○ 운영 기술

위성 보유국에서 위성을 관제하고 탑재체를 운영하는 관제국 운영기술과 탐사위성에서 수신된 자료를 처리하여 원하는 정보를 사용자에게 제공하는 수신국 운영기술, 그리고 통신위성용 단말 운영기술 등으로 나눌 수 있으며, 국내의 경우 현재 관제국 운영기술은 한국과학기술원의 인공위성연구센터에서 우리별-1,2호를 운영하고 있으며, 가까운 장래에 무궁화 위성관제소가 정상 운영에 들어갈 예정으로 있는 등, 아직 초기 수준이라 할 수 있다. 수신국 운영기술로는 NOAA, GMS-4위성 등의 기상위성 자료 수신국이 여러 기관에서 운영되어 오고 있으며, 원격탐사위성 수신국운영 기술은 아직 미흡한 실정이다. 운영 기술은 국내에 지상국이 설치되면 실제 운영을 통해서 축적이 이루어지겠지만, 외국의 지상국 또는 전문 기관에 운영 요원을 파견 교육을 통하여 습득할 수 있을 것이다.

제 8 장 결론

제 8 장 결론

우리 나라도 과학 실험위성인 우리별 1,2호와 과학탐사로켓 1,2호를 성공적으로 발사하여 우주시대에 진입하였다. 무궁화 방송 통신위성이 금년 7월에 발사될 예정이며, Iridium, Global Star, Project 21 등의 국제 이동통신위성 서비스에 국내 관련기관들이 참여를 추진 중에 있으며, 또한 과학 실험, 한반도 관측, 통신 실험을 수행하는 다목적 실용위성이 1999년 발사를 목표로 항공우주연구소를 중심으로 해외공동개발기관과 함께 산·학·연 공동으로 개발이 진행되고 있다. 이에 따라 위성의 발사 및 운용을 위해 필수적인 지상국 분야에 대한 연구 필요성이 크게 대두되고 있는 실정이다.

위성개발 사업을 원활히 추진하기 위해서는 위성체의 개발과 동시에 위성을 운용하기 위한 지상국 시설의 설립이 병행되어야 한다. 관측위성을 발사하면 궤도상의 위성을 추적하여 위성으로부터 위성 상태에 관한 원격측정 데이터를 수신하고 원격 명령을 송신하여 위성을 정상적으로 운영하는 관제국과, 위성의 탑재체에서 취득한 지상관측 영상자료를 수신하여 분석 처리하는 수신국의 설치 운용에 대한 기술이 필수적으로 확보되어야 하며, 타국가와도 국가간의 협조 체계를 구축하여 위성의 발사 및 초기 운영시 또는 비상시에 위성 제어와 감시를 행할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 저궤도 위성, 특히 관측위성에 필요한 지상국에 대한 시설 및 운용체계 기술에 대하여 관제국과 수신국 분야로 나누어 연구하였다.

1970년대 초반까지는 주로 항공기에 의한 원격탐사가 대부분이었으나, 1972년 Landsat 1호의 성공적 발사이후로 관측위성을 이용한 원격탐사의 유용성이 인식되면서 선진 각국에서 관측위성을 발사하여 관측한 자료를 자국의 이익에 활용하고 있으며 개발도상국에서도 자국내에 수신소를 설치하여 획득한 원격탐사 데이터를 자원활용 및 국토 개발 등에 신속하게 활용하고 있다. 우리 나라도 원격탐사 자료에 대한 수요가 증대되어 고가의 비용을 지불하고 외국에서 구입하여 사용해 오고

있는 실정이며 원격 탐사위성의 자료 수신국 설치에 대한 필요성이 제기 되어왔다. 수신국의 설치는 많은 예산이 소요되며, 그 활용 또한 국토 개발, 환경 감시 등 국가적 차원에서 중요하므로 국가 기관에서 설치하여 운용하는 것이 바람직하다. 현재 항공우주연구소에서 다목적 실용위성용 지상국 설치 사업이 추진 중에 있으며 수신국의 경우, 다목적 실용위성에서 관측한 관측 자료뿐만 아니라 외국의 관측위성으로부터도 데이터를 수신하여 국내의 공공기관을 비롯하여 산업체에서 공동으로 활용할 예정으로 있다. 관제국의 경우는 위성보유국이 필수적으로 확보해야 할 시설로서 위성체 개발과 병행하여 진행되어야 하며, 장래의 확장성도 고려하여 설계되어야 할 것이다. 저궤도 위성용 지상국 장비중 국산화 가능품목을 선택하여 국산화를 추진하는 것도 중요하며, 운영 기술의 습득을 위해서는 운영요원을 위성 보유국의 지상국에 파견하는 것도 고려해야 할 것이다. 본 연구에서는 다음의 사항을 연구하였으며 그 결과는 다목적 실용위성 지상국 설치의 타당성 조사 분석에 직접 활용될 예정이며, 향후 지상국의 설치 및 운용시 활용될 핵심 기술의 축적에 기여할 것으로 기대한다.

1. 국내의 위성용 지상국 시설 조사 연구

- 국내 : 우리별 지상국, 전파연구소 지상 수신소 및 NOAA 위성 수신 시스템, 무궁화 관제소
- 국외 : 일본 지구관측센터, 쯔쿠바 우주센터 관제소, 대만 Chung-Li 수신국

2. 지상 추적관제 시설 및 운영 기술의 조사 분석

- 안테나 시스템 (Antenna System)
- 위성제어 시스템 (Satellite Control Subsystem)
- 위성 임무 계획 시스템 (Mission Planning)

- 위성체 시뮬레이터 (Satellite Simulator)
3. 지상 수신시설 및 운영기술의 조사 분석
- 영상데이터 수신 시스템 (Image Acquisition System)
 - 영상자료 처리 시스템 (Image Data Processing and Archiving System)
 - 영상자료 이용 시스템 (Image Exploitation System)
4. 지상국의 국내 설치 및 운용에 관한 사전 조사
- 다목적 실용위성 지상국 시설 설치 타당성 조사연구

참고 문헌

1. 다목적 실용위성 개발을 위한 사전 조사연구 보고서, 과학기술처, 1994.
2. 다목적 실용위성 세부추진계획 수립 보고서, 과학기술처, 1994.
3. 과학 기술 실험용 소형인공위성 개발연구 보고서, 과학기술처, 1993.
4. 고정밀 영상데이터 수신시스템의 활용방안 연구 보고서, 전파연구소, 한국통신학회, 1990.
5. 자원탐사 위성 데이터 수신 연구, 전파연구소, 대한 원격탐사학회, 1991.
6. Wiley J. Larson and James R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Microcosm, Inc., 1992.
7. Peter W. Fortescue and John P.W. Stark, *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley and Sons, New York, 1992.
8. P.R.K. Chetty, *Satellite Technology and its Applications*, TPR, 1991.
9. Stephen D. Wall and Kenneth W. Ledbetter, *Design of Mission Operations Systems for Scientific Remote Sensing*, Taylor and Francis, London, 1991.
10. C. B. Pease, *Satellite Imaging Instruments*, Ellis Horwood, 1991.
11. International Telecommunication Union, *Satellite Communications Handbook*, Genova, 1988.
12. Intertechnique, "TT&C Stations for Present and Future Satellite Applications," *Prospace* No. 34, July 1992, pp33-pp41.
13. G. Schang and P. Van der Stack, "Image Transmission Link for Earth Observation Satellites," *Electrical Communication*, Vol. 62, No. 1, 1988, pp98-pp105.
14. Japanese Earth Observation Satellites Ground Station, EOC, NASDA.