

GOVP1200407625



최종보고서

과제번호 : 98-LB-01-01-A-01

과학기술위성1호 개발사업
Development of the first Science and
Technology Satellite(STSAT-1)

저궤도 과학실험용 과학기술위성1호 본체및지상국개발
Development of Bus and Ground Station of a Low Earth
Orbit Small Satellite, STSAT-1 for Space Science and
Engineering Test

개발주관연구기관
한국과학기술원
인공위성연구센터

과학기술부

제 출 문

과학기술부 장관 귀하

본 보고서를 “저궤도 과학실험용 과학기술위성 1호 개발”(세부과제 “과학기술위성1호 본체개발”) 과제의 보고서로 제출합니다.

2003. 12. 31.

주관연구기관명 : 한국과학기술원 인공위성연구센터

주관연구책임자 : 임 종 태

연 구 원 : 임종태, 박동조, 김병국, 엄효준,
윤성기, 이현우, 강경인, 이상현,
박홍영, 남명용, 팽성우, 민승현,
이준호, 신구환, 김승범, 류광선,
이대회, 유상문, 이성호, 정성인,
오치욱, 이상연, 박성수, 박경빈,
이우경, 김일송, 서인호, 김세일,
임철우, 김경희, 오대수, 오승한,
탁경모, 신근수, 김진규, 박성욱,
박승란, 임용조, 차원호, 이승훈,
김단희, 신현진, 홍승수, 정성윤,
권영현, 연정흠, 오미경

최종보고서 초록

과제관리번호		총연구기간	1998. 10. 17 - 2003. 12. 31		
연구과제명	중 과 제 명	저궤도 과학실험용 과학기술위성 1호 본체개발			
	단 위 과 제 명 ¹⁾				
연구책임자	임 종 태	총참여 연구원수	총 : 47명 내부 : 9명 외부 : 38명	연구비	정부 : 10,854,000만원 기업 : 0만원 계 : 10,854,000만원
연구기관명 및 소속부서명	한국과학기술원 인공위성연구센터		참여기업명		
국제공동연구	상대국명 :	상대국연구기관명 :			
위 탁 연 구	연구기관명 :	연구책임자 :			
요약(연구결과를 중심으로 개조식 500자이내)					면수 281
<ul style="list-style-type: none"> ● 독자적인 천문우주과학실험용 100Kg급 소형위성 버스시스템의 개발 성공 <ul style="list-style-type: none"> ○ 안정적인 전력공급시스템 ○ 고정밀의 3축 자세제어시스템 ○ 안정적인 S-band 송수신장치 ○ 고신뢰성을 갖는 위성네트워크 및 컴퓨터 ○ 반도체 소자를 이용한 대용량 기억장치 ○ 위성용 소프트웨어 개발 및 검증 ● 성공적인 발사와 초기 운용 <ul style="list-style-type: none"> ○ 2003년 9월 27일 러시아 플레세츠크 발사장에서 COSMOS-3M 발사체에 의해 발사 ○ 태양전지판분리, 3축자세안정화, 고속데이터 송신 실험 성공 ○ 원자외선분광기 및 우주물리탐재체로부터 우주관측데이터 수신 ● 위성제작 및 시험 운용 경험이 있는 인력양성 <ul style="list-style-type: none"> ○ 50여명의 경험있는 연구인력 양성 ● 습득된 기술의 차기위성 및 산업체 파급 기대 <ul style="list-style-type: none"> ○ 과학기술위성 2호 설계에 응용 					
색 인 어	한 글	과학기술위성 1호, 인공위성, 시스템 엔지니어링, 천체관측, 자외선 분광기, 우주과학			
	영 어	STSAT-1, Satellite, Systems Engineering, Space Observavation, Ultraviolet Spectrograph, Space Science			

요 약 문

I. 제 목

저궤도 과학실험용 과학기술위성 1호 개발

II. 연구개발의 목적 및 필요성

1. 연구개발의 목적

과학기술위성 1호 개발 및 운용을 통해 저궤도 소형과학실험 위성의 독자적인 설계능력 확보 및 검증과 위성분야의 전문인력을 양성하고자 함.

2. 연구개발의 필요성

우주개발중장기 기본계획의 한축을 이루고 있는 과학기술위성 시리즈의 첫 번째 위성으로인 과학기술위성1호는 원자외선영역의 천체관측을 주임무로한 소형위성이다. 소형위성은 전세계적으로 치열한 개발경쟁을 벌이고있는 분야로 여러 가지 첨단기술을 접목하여 위성기술시험 및 우주천체관측, 지구관측, 통신등에 활용되고 있다. 이에 우리별 1,2,3호 개발을 통해 확보한 소형위성기술을 한단계 진일보시킨 첨단소형위성본체기술개발의 필요성이 제기되고있다. 소형위성의 장점으로 저렴한 예산과 빠른 개발기간을 들 수 있으며, 이를 통한 핵심기술의 선형연구를 수행하여 차기위성개발을 단축하는 효과도 얻을 수 있을 것이라 기대된다.

대부분의 우주개발관련 핵심기술은 선진국으로부터의 기술이전이 실질적으로 불가능할 뿐만 아니라 주요 핵심부품의 경우에는, 구입자체에도 상당한 제약이 따른다. 따라서 단시간 내에 적은 예산으로 해당기술을 효율적으로 개발하지 않으면 향후 국내의 실용위성 개발에 상당한 제약이 불가피한 실정이다.

또한 계획된 국가우주개발 중장기계획을 효과적으로 추진하기 위해서는 위성분야에 전문지식과 실무경험이 풍부한 인력을 양성할 필요가 있다. 소형위성의 개발은 이와 같은 전문인력에 대한 수요를 가장 저렴한 비용으로 효율적으로 훈련시킬 수 있는 도구가 될 것으로 판단된다. 을 수행할 필요가 있다.

본 연구개발과제는 이러한 동향에 발맞춰 우리 만의 독자적인 소형위성본체기술개발에 초점을 맞추고 개발된 기술의 차기위성 및 실용위성에의 활용에도 기여하고 있다.

Ⅲ. 연구개발의 내용 및 범위

본 연구개발은 과학기술위성 1호라는 위성 시스템을 비롯하여 지상국 시스템의 개발, 그리고 위성의 운용을 포함한다. 본 연구개발을 위해서는 임무분석을 포함하여 시스템 레벨에서의 설계 및 규격작성, 그리고 운용 계획의 수립이 필요하며 전체 시스템을 구성하는 위성체, 탑재체, 지상국의 개발과 시험, 그리고 발사 후 운용이 필요하다. 모든 시스템은 시스템 설계, 서브시스템 설계, 시스템 개발, 성능시험, 조립시험, 환경시험의 과정을 거치며 특히 위성 시스템의 경우에는 프로토타입 모델 -> 엔지니어링 모델 -> 인증모델 -> 비행모델의 네가지 단계를 거치게 된다.

위성의 발사 후에는 본 연구과제의 종료 시점까지 위성의 상태를 정상적인 운용에 이룰 수 있도록 하는 일련의 과정이 포함된다.

가. 최종연구개발목표

- ◎ 고 성능, 고 신뢰도의 소형 위성버스 개발
- ◎ 첨단 우주과학 탑재체 및 기술시험 탑재체의 개발 및 운용
- ◎ 핵심기술의 선행연구를 통한 미래 지향적인 기술 개발 선도

나. 연차별 연구개발목표

- 1차년도

- 임무분석
- 위성체 개념설계
- 초기설계 점검(PDR)

- 2차년도

- 시험모델 제작
- 시험모델 종합시험
- 상세설계 점검(CDR)

- 3차년도

- 시험모델 종합시험
- 기계구조모델 제작 및 성능시험
- 상세설계 점검회의
- 인증모델 (QM) 하드웨어/소프트웨어 제작
- 인증모델 종합시험
- 지상관제 시스템 설계
- 과학위성을 통해 개발된 기술의 다목적 실용위성예의 접목 방안 제시

- 4차년도

- 인증모델 환경시험
- 인증시험 결과 점검회의
- 비행모델 하드웨어/소프트웨어 제작
- 지상관제 시스템 구축
- 발사체 선정 및 발사 계약 체결

- 발사체 접속부 설계 확정 및 접속 확인
- 5차년도
 - 비행모델 전자모듈제작
 - 비행모델 기계구조물 제작
 - 비행모델용 소프트웨어 작성 완료
 - 비행모델 벤치시험
 - 비행모델 종합기능시험
 - 비행모델 발사환경시험
 - 비행모델 궤도환경시험
 - 발사체 접속부 점검회의
 - 발사체 접속부 설계상황점검
 - 발사준비 점검회의 개최 및 준비 상황 확인
 - 비행모델 납품 완료
 - 조립, 환경시험
 - 비행모델 제작 완료
 - 기능시험 통과 여부
 - 비행모델 보관상황 점검
 - 비행모델 동작상태 점검
 - 비행모델 운송
 - Launch Campaign
 - 최종 발사 전의 상황 점검 수행
 - 발사 및 초기운용

IV. 연구개발결과

과학기술위성 1호는 2003년 9월 27일 성공적으로 발사되어 현재 모든 기능시험을 마치고 탑재체의 정상적인 운용을 하고 있다. 이미 공개된 바와 같이 과학기술위성 1호는 소형위성으로서 다기능, 고성능의 본체기술을 제공하고있으며, 이를 이용한 천체관측정보를 지상으로 전송하고 있다. 이와 같은 결과를 얻기 위해서는 탑재체의 운용에 필요한 지상국 시스템의 정상적인 동작을 비롯하여 임무수립의 적정성, 운용계획의 정확성 등을 비롯하여 위성을 구성하고 있는 자세제어 시스템, 전력 시스템, 원격제어 및 명령 시스템 등 모든 시스템이 정상적으로 동작하여야만 한다. 따라서 이와 같은 초기운용의 결과는 과학기술위성 1호의 성공적인 개발을 입증하는 것이며 앞으로의 지속적인 운용을 통해 그 성과를 증대시킬 수 있을 것으로 전망된다.

V. 연구개발결과의 활용계획

과학기술위성 1호의 성공적인 개발과 운용은 소형위성을 이용한 천체관측의 무한한 가능성을 열어주었을 뿐만 아니라 우리나라의 위성개발 수준을 한층 더 진보시켰다고 할 수 있다.

과학기술위성 1호는 100급의 과학관측위성으로서는 최고 성능을 자랑하고 있으며 향후 유사한 우주과학연구용 위성으로서 기술적 우위를 가지고 다른 나라와 경쟁할 수 있을 것으로 판단된다. 과학기술위성 1호의 원자외선분광기의 영상을 비롯하여 우주과학 탑재장치의 운용결과는 국내의 관련분야 연구자들이 쉽게 사용할 수 있도록 인터넷을 기반으로 한 데이터 베이스 시스템을 구축하였으며, 이를 통해 관련분야 연구를 활성화할 수 있는데 기여하고자 한다.

또한 현재 과학기술부 지원으로 추진 중에 있는 과학기술위성 2호 개발에 과학기술위성 1호의 운용에서부터 발생하는 문제점을 보완시킴으로써 보다 정제된 기술을 확보하고 소형위성분야에 있어 국내의 기술이 보다 진보될 수 있도록 활용할 예정이다.

SUMMARY

I. Title

Research and Development of A Low Earth Orbit Microsatellite, STSAT-1 for Space Science and Engineering Test

II. Background and Objectives

STSAT-1, the first STSAT series satellite based on the Long-term space development plan is a small satellite, whose main mission is a celestial observation of ultraviolet spectrum. The development of a low earth orbit microsatellite is recognized as a good means of enhancing the technological capability, to widen experience, and to train engineers who have enough knowledge and experience in space systems. Most developed countries in space technology do not allow the transfer of critical space technologies such as attitude determination and control nor the export of critical components and equipment such as high precision attitude sensors. Therefore it is inevitable to independently acquire self-design and manufacturing capability to implement a specific mission.

This project was aimed to verify the capability for designing and developing an indigenous microsatellite system including such critical technologies and associated components and equipment and operating it as well as to train engineers.

III. Scope

The system context of this project included the STSAT-1 satellite system, the groundstation and the launch and operations. During the project, the team worked on the mission analysis and design, system level design, requirements and specification generation, as well as mission operations planning. Especially for the satellite system, four consecutive steps: prototype model; engineering mode; qualification model; and flight mode; have been undertaken to reduce the risk from new designs.

The launch and initial operations has also been included which allows the project team to verify all the functionalities and performance.

IV. Conclusion

STSAT-1 was successfully launched on September 27, 2003 using Russian launcher COSMOS-3M. The operation team has performed all the functional checkout that were planned and STSAT-1 is presently in the normal operation mode. The 100 kg class small satellite, STSAT-1, shows excellent ultraviolet spectrograph images and space environment data, which proves the unlimited possibilities of small satellites.

This verifies that the mission and operations has been adequately planned and all the subsystems including attitude control system, electrical power system, telemetry and command system as well as groundstations are functioning as designed. Therefore it is concluded that this project has been successfully completed and it is also expected that the usefulness of the STSAT-1 data can be extended throughout mission operations until the end of the mission life.

V. Future Applications

The success of the STSAT-1 development shows the wide possibility of various mission applications using small satellites including celestial observation, high resolution earth observation and has enhanced the capability of national space development. STSAT-1 has been marked as one of the best among similar class satellites. It is expected that STSAT-1 can take part in the international space science satellite area with the technological competence. The result of this project will be applied to the next STSAT-2.

A database system based on the internet to provide the mission data from the operations of STSAT-1 is planned so as to motivate the scientists in the field of remote sensing and space science. Any problem which may be found from the operation will be fed back to the STSAT-2 program which is in the design stage for performance improvement.

CONTENTS

Chapter 1. Introduction	9
Chapter 2. Status and Trends of Technology Development	15
Chapter 3. Scope and Results	29
Chapter 4. Level of Achievement and Contributions	270
Chapter 5. Future Applications	275
Chapter 6. References	277
Chapter 7. Acronyms	278

목 차

제 1 장 서론	1
1 절 연구개발의 목적	1
1. 세부 연구개발의 목표	1
2. 과학기술위성 1호의 목표제원 및 규격사항	2
2 절 연구개발의 필요성	4
3 절 연구개발의 범위	7
제 2 장 국내외 기술개발 현황	8
1 절 소형위성의 역할 및 개발동향	8
1. 소형위성의 역할 및 국내 관련분야 연구개발 현황	8
2. 소형위성의 개발동향	12
3. 앞으로의 전망	20
2 절 과학기술위성 1호와 우리별 1, 2호간의 기술비교	21
제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과	23
1 절 과학기술위성 1호 시스템 개발결과	23
1. 개요	23
2. 본체	25
3. 지상국	276
2 절 과학기술위성 1호 발사 및 초기운용 결과	303
1. 발사 최종점검팀 일정 및 주요업무 수행내용	303
2. 과학기술위성 1호 발사	306
3. 초기운용 결과	309
3 절 주요연구결과	337
1. 논문 및 학회발표 목록	337
2. 특허 출원 목록	344
3. End Item Data Package 목록	345
4. 내부 기술문서	346

제 4 장 연구개발목표 달성도 및 대외기여도	378
1 절 연구개발 목표의 달성도	378
1. 과학기술위성 1호 개발 관련 일정별 주요 경과 내용	378
2. 평가의 착안점 및 척도 대비 달성도	381
2 절 관련분야 기술발전예의 기여도	384
1. 관련분야 기술발전예의 기여도	384
2. 연구성과의 우수성	385
3. 연구결과의 파급효과	386
제 5 장 연구개발결과의 활용계획	387
1 절 추가연구의 필요성	387
2 절 타 연구에의 응용 및 기업화 추진방안	388
1. 타 연구에의 활용방안	388
2. 기업화 추진방안	389
제 6 장 참고 문헌	390
제 7 장 영문약어 용어집	391
[첨부 1] 연구결과 활용계획서	395
[첨부 2] 기술 요약서	404

제 1 장 서 론

제 1 절 연구개발의 목적

연구개발의 목적

- ◎ 고 성능, 고 신뢰도의 소형 위성버스 개발
- ◎ 첨단 우주과학 탑재체 및 기술시험 탑재체의 개발 및 운용
- ◎ 핵심기술의 선행연구를 통한 미래 지향적인 기술 개발 선도

1. 세부 연구개발 목표

가. 위성 시스템 엔지니어링 분야

- ① 100 kg급의 독자적인 저궤도 초 소형위성 시스템 설계 및 프로젝트 관리기술 개발
- ② 시스템 통합시험을 통한 성능검증, 문제점 발견 및 조치 능력 향상
- ③ 발사 후 초기운용계획 수립 및 문제점 발생 시 해결능력 향상

나. 위성본체 분야

- ① 3축 자세 제어 시스템(반동 바퀴, 광학 자이로, 광각별감지기, 협각별감지기, 2축 태양감지기, 피라미드형 태양감지기, 지자기 감지기, 지자기 구동기) - 지향정밀도 : 0.2도 이내
- ② 태양 전지판 전개 및 추적을 통해 최대 전력 180 Watt 이상 공급
- ③ KASCOM (32 bit 주 컴퓨터) 및 실시간 운용 소프트웨어 - KAIST에서 자체적으로 개발하여 우리별 1,2,3호에서 성공적으로 시험/운용 중, 과학기술위성1호의 주컴퓨터로 채택, 실시간 O/S 개념도입
- ④ 저궤도 위성을 GPS 수신기 자체 개발
- ⑤ CCD 소자를 이용한 협각, 광각 별 감지기 자체 개발
- ⑥ 아날로그 태양 감지기 자체 개발(KAIST에서 자체 제작된 실리콘 태양전지 이용)
- ⑦ 피라미드형 태양 감지기 자체 개발(KAIST에서 자체 제작된 실리콘 태양전지 이용)
- ⑧ 통합 자세 제어 알고리즘 및 시뮬레이터 자체 개발
- ⑨ 시스템 확장 용이한 모듈러 구조(기계적, 전기적) 설계

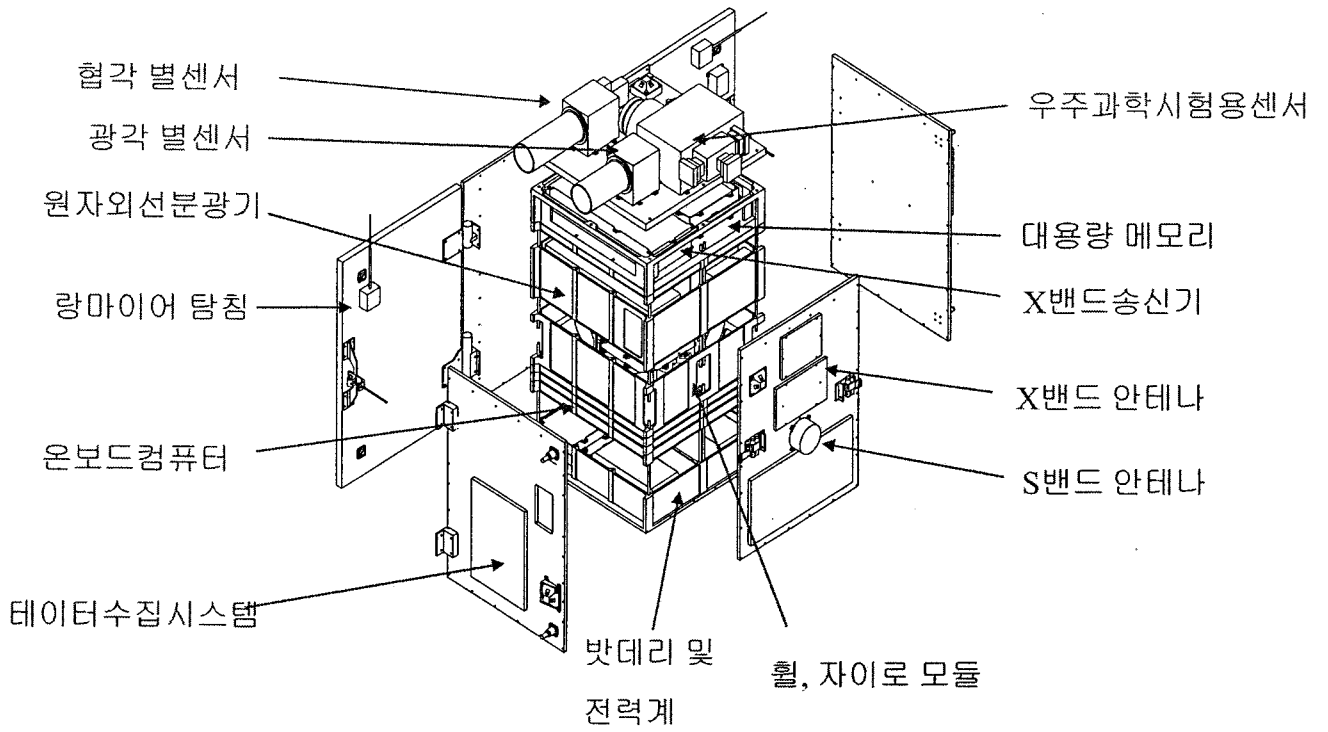
- ⑩ X-band 고속데이터 전송시스템 개발
- ⑪ S-band 수신기 개발
- ⑫ FPGA를 이용한 전자회로부의 경량화, 최적화 설계
- ⑬ SDRAM을 이용한 대용량메모리 시스템 개발

다. 지상국 분야

- ① 과학기술위성 1호 관제 시스템(하드웨어 및 소프트웨어) 개발 및 운용
- ② 과학기술위성 1호 위성영상 수신 처리 시스템(하드웨어 및 소프트웨어) 개발 및 운용
- ③ S-band 송수신 관제지상국 설치 및 운용 프로그램 개발 및 운용

2. 과학기술위성 1호의 제원 및 규격사항

구 분	제 원
크 기	665×551×830 mm
무 게	106 kg
최대 전력 공급량	180 Watt
자세 제어 방식	3축 안정화 방식
지 향 정 확 도	0.2도 이내
주 파 수 영 역	VHF-밴드, S-밴드 (상향) UHF-밴드, S-밴드, X-밴드 (하향)
주 컴 퓨 터	80C960 (KASCOM)
탑 재 체	원자외선 분광기 우주물리 탑재체 <ul style="list-style-type: none"> ○ 고에너지 검출기(SST) ○ 저에너지 검출기(ESA) ○ 랑파이어 탐침(LP) ○ 정밀 지구자기장 측정기(SM) 데이터 수집장치 고정밀 별감지기
발 사 체	러시아 COSMOS-3M
고 도	685 km
경 사 각	98.2°
궤 도	원형 태양동기 궤도



<그림 1.1 과학기술위성 1호의 회곽형상 및 주요 센서의 위치>

제 2 절 연구개발의 필요성

1. 연구개발의 필요성

- 우주개발중장기기본계획에 따른 우주개발의 수행
- 첨단 소형 위성버스 기술 개발
- 핵심 위성 기술의 선행 연구
- 국내 타 위성 사업과의 연계를 통한 상호보완적 기술 개발
- 국제적 수준의 첨단 탑재 장치 개발 및 운용
- 대학의 직접적인 개발 참여를 통한 위성 분야 인력 양성

가. 우주개발중장기기본계획에 따른 우주개발의 수행

- 우리별 1~3호 개발을 통하여 확보한 기술 및 경험을 바탕으로 첨단 소형 위성 버스 시스템 개발
- 과학위성 1호(우리별 4호)는 전체(1997-2015) 4단계로 이루어진 <우주개발 중장기 기본계획>에서 위성분야의 한 축을 이루고 있는 과학위성 시리즈의 첫 번째 위성임
- 과학위성1호기 기획사업('98.6 ~ '98.8, 연구책임자 : 서울대학교 김승조 교수)의 수행

나. 첨단 소형 위성 버스 기술 개발

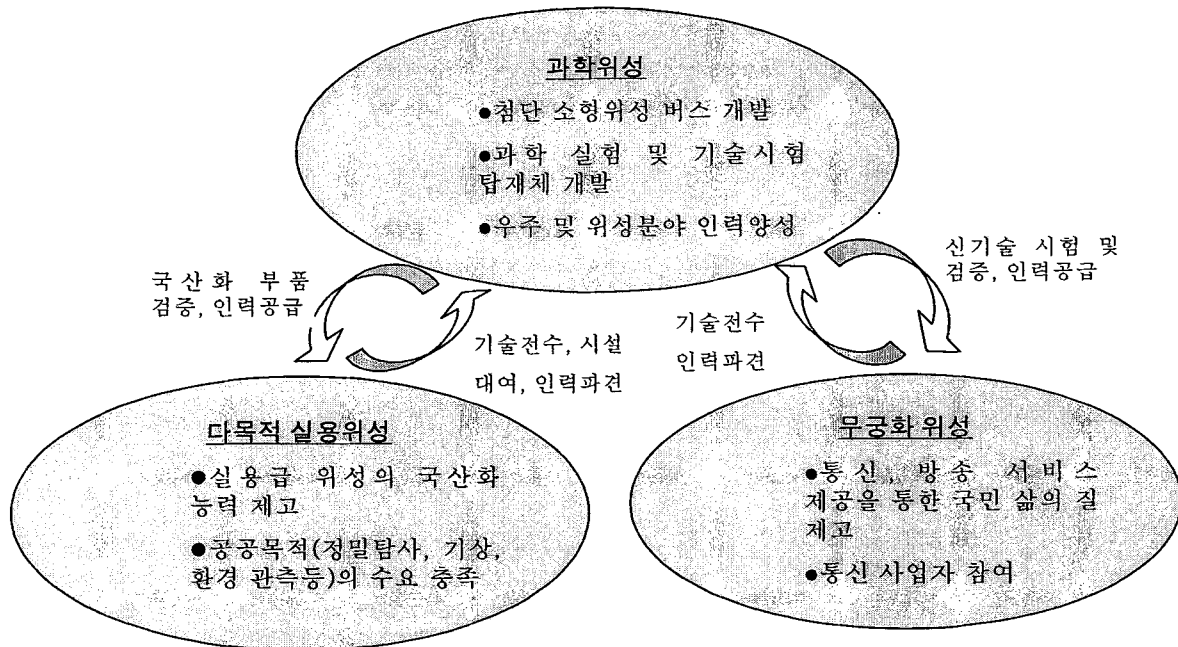
- 우리별 1~3호 개발을 통하여 확보한 기술 및 경험을 바탕으로 첨단 소형 위성 버스 시스템 개발
- 첨단 소형 위성을 이용하여 기술을 개발하려는 세계 각국의 경쟁이 치열해지고 있음
- 최근 급성장하고 있는 저궤도 위성 이동통신 분야에서는 수 십, 수 백개의 소형 위성을 이용하여 통신위성군(Satellite Constellation)을 구축하려는 사업이 다수 추진되고 있음
- 따라서 첨단 소형 위성 버스 기술을 개발함으로써, 보다 경제적으로 우주기술을 확보할 수 있게 됨

다. 핵심 위성 기술의 선행 연구

- 위성체의 개발과 동시에 다음 단계의 위성에서 필요로 하는 핵심기술들을 선행적으로 연구할 필요성이 대두됨
- 핵심 위성기술의 선행연구를 통하여 차세대 위성에서 필요로 하는 기술들을 장기적이고, 체계적으로 연구하여 다음 단계의 위성개발 기간을 단축하는 효과가 있음

라. 국내타위성사업과의연계를통한상호보완적기술개발

- 다목적 실용위성과 무궁화 위성 개발사업을 통하여 확보한 기술을 전수받고, 실용위성 사업에서 확보가 어려운 기술들을 개발하여 제공함으로써, 국내 타 위성 사업과의 상호 보완적 위성개발 사업 추진



마. 국제적수준의첨단탑재장치개발및운용

- 한-NASA ICG(Investigators Consultative Group)의 추천으로 NASA와 협력사업으로 UC Berkeley, University of Washington 과 공동으로 원자외선 분광기 및 우주플라즈마 관측기 공동개발을 추진중
- 원자외선 분광기 및 우주플라즈마 관측기를 활용하여 2000년대 초 국제 학계의 관심사인 태양활동 극대기의 우주환경을 관측함
- 호주의CRCSS(Cooperative Research Center for Satellite Systems)와 소형 실시

간 해양관측 장치(Array for Real-Time Geostrophic Oceanography, ARGO) 의 공동개발을 추진중

- ARGO를 다수의 소형위성에 탑재하여 해양 부표로부터 해수면의 염도와 온도 데이터를 실시간적으로 수집하여 지상 관제소에 전송하여 분석할 수 있게 되어 엘니뇨 현상의 해석을 위한 보조자료로 활용이 가능하므로 세계적인 관심을 끌수 있음

바. 대학의 직접적인 개발참여를 통한 위성분야 인력양성

- 국내의 우주 기술인력 양성은 대부분이 해외에서의 교육을 통하여 이루어지고 있으며, 그 수적인 면에서도 앞으로의 수요를 고려할 때 매우 미약한 실정이며, 또한 선진국들이 우주기술의 전수를 꺼리거나 고액의 로열티를 요구하고 있으므로, 실질적이고 직접적인 우주기술의 경험이 있는 인력을 확보하기는 더욱 어려워질 전망이다
- 국내의 대형 위성사업에 많은 대학들이 직간접적으로 참여하고 있으나, 각각의 연구를 살펴보면 매우 좁은 분야에 대학원 석사과정 학생이 단편적으로 접근하는 형식에 그치고 있으며, 이와 같은 방법으로 국내에서 단기간 내에 필요 인력을 양성해 낸다는 것은 불가능함
- 과학위성은 그 규모가 작으므로 대학내에서 자체 프로그램으로 진행하기에 적합하며, 학생들이 참여하여 전체 위성에 관하여 연구할 수 있으며, 실제 제작에 참여할 수 있으므로 실질적인 경험을 쌓기에 매우 유리하므로, 소형위성에 대한 연구를 대학에서 수행함으로써 앞으로 요구될 우주기술 전문인력을 양성하기에 적합
- 이와 같은 인력양성이 꾸준히 이루어질 수 있도록 과학실험용 소형위성 개발사업이 지속적으로 이루어져야 하며 과학위성 1호는 그 밑거름이 될 것임

제 3 절 연구개발의 범위

구분	연구개발 목표	연구개발 내용 및 범위
1차년도 (98.10 99.10)	<ul style="list-style-type: none"> - 임무분석 및 개념설계 - 시험 모델 설계 및 개발(EM) - 발사체 조사 	<ul style="list-style-type: none"> - 위성 개념설계 및 임무 분석 - 설계 요구조건 도출 - 최종 탑재체선정 - 관련 기술 현황 조사 - 관련 협력및업무 정의 - 해외 공동 개발 체계 정의 - 주요 부품 구매 - 각 부분별 상세 설계 및 시험모델 제작 - 설계상의 문제점 분석 - 초기 설계의문제점 점검 및 보완
2차년도 (99.10 00.8)	<ul style="list-style-type: none"> - 시험모델 제작 및 시험 - 인증 모델 제작(QM) 	<ul style="list-style-type: none"> - 시험모델 제작 및 시험 - 종합 기능 시험을 위한 인증 모델 제작 - 종합 기능 시험 및 평가 - 중간 설계 점검 및 보완
3차년도 (00.8 01.8)	<ul style="list-style-type: none"> - 인증모델 제작 및 시험 - 발사체 선정 	<ul style="list-style-type: none"> - 인증모델 제작 - 종합기능시험 - 시스템 인증시험 - 발사체 선정
4차년도 (01.9 02.7)	<ul style="list-style-type: none"> - 인증모델 환경시험 - 비행모델 제작 및 시험 - 지상관제시스템 구축 	<ul style="list-style-type: none"> - 비행모델 제작 - 종합기능시험 - 시스템 인증시험 - 초기 운영결과 분석
5차년도 (02.8 03.12)	<ul style="list-style-type: none"> - 비행모델 환경시험 - 발사 및 초기 운영 	<ul style="list-style-type: none"> - 발사체와의 접속시험 - 발사준비 및 발사준비 최종 점검회의 (FRR) - 발사장 출장 및 최종 점검 - 지상국 동작확인 및 초기운용 리허설 - 초기운용

제 2 장 국내외 기술개발 현황

제 1 절 소형위성의 역할 및 개발동향

1. 소형위성의 역할 및 국내 관련분야 연구개발 현황

우주개발 초기에 제작된 대부분의 위성은 주로 발사체의 용량제한 때문에 소형위성이었다. 이후 발사용량의 증가로 인해 위성체의 규모 또한 증대되었다. 하지만 최근의 경향은 Micro-electronics 및 Micro-machining 기술을 바탕으로 소형화 추세를 띄고 있으며 개발비가 저렴하고 빠른 시간 내에 개발이 가능하면서도 기존의 중대형 위성에서 수행하던 대부분의 기능을 수행하고자 한다.

이와 같은 소형위성은 지구관측, 저궤도 이동통신, 우주과학 실험 등 거의 전 분야에 응용되고 있으며 임무의 설정에서부터 발사에 이르는 개발기간이 짧기 때문에 새로이 개발된 기술이나 장치의 시험에도 널리 사용되고 있는 실정이다.

소형위성은 주로 무게 1,000 kg 이하의 위성으로서 일반적으로 Small-Satellite (500 - 1,000 kg), Mini-Satellite (100 - 500 kg), Micro-Satellite (10 - 100 kg), Nano-Satellite (1 ~ 10 kg), Pico-Satellite(< 1Kg) 으로 구분된다.

다음은 이들 중 소형위성의 활용분야와 이제까지 개발된 우리별 위성의 역할을 정리한 것이다.

가. 주요 응용분야

: 소형위성의 주요 응용분야는 다음과 같다.

- (1) 통신 (Telecommunications)
- (2) 지구관측 (Earth Observation)
- (3) 과학연구 (Scientific Research)
- (4) 기술시험 (Technology Demonstration)
- (5) 인력양성 (Academic Training)

(1) 통신 (Telecommunications)

◇ 대부분의 소형위성은 저궤도 위성이동통신의 용도로 개발되고 있다. 저궤도 통신위성 시스템은 정지궤도 위성에 비해 통신지연이 적고 단말기가 작아도 된다는 장점을 갖

고 있다. 또한 통신지역에 구애받지 않기 때문에 최근에는 OrbComm 등의 프로그램이 상용화 서비스를 제공하고 있다.

- ◇ 저궤도 위성이동통신 시스템은 일반적인 음성통신 외에 축적 및 전송방식의 데이터 통신을 통해 Automatic Data Collection System, Telemedicine, Remote Education 등에 사용되고 있다.
- ◇ 특히 저궤도 소형위성을 이용한 이동통신 시스템은 지상 Infrastructure가 제대로 구축되어 있지 못한 저개발 국가 및 개발도상국에 효율적으로 활용될 수 있다.

(2) 지구관측 (Earth Observation)

- ◇ 많은 나라들이 상용 지구관측 위성으로부터 데이터를 수신, 처리하여 원격탐사 응용 분야에 활용하고 있다. 하지만 현재까지 개발된 위성들은 대부분 대규모 위성들이었기 때문에 대규모의 위성 개발 비용이 소요되었고 이의 수신료 또한 상당히 높았기 때문에 자연재해가 빈발하게 발생하는 저개발 국가가 활용도는 상대적으로 낮을 수밖에 없었다.
- ◇ 따라서 소규모 위성을 이용한 자연재해의 실시간 감시를 위한 새로운 프로그램들이 제안되고 있으며 소형 이동 지상국을 이용하여 저가의 비용을 들여 지구관측 위성 데이터를 활용할 수 있게 될 예정이다.
- ◇ 프랑스의 경우, 이제까지 개발해 온 약 2톤 규모의 SPOT 위성을 약 500 kg이하의 소형위성으로서 기존의 성능보다 훨씬 뛰어난 성능의 위성을 개발하고자 계획하고 있으며(Space News, CNES Wants to Slash Cost of SPOT Program, March 9, 1998) 미국의 경우에도 최근 Small Satellite Technology Initiatives (SSTI) 프로그램을 진행하여 기존의 LANDSAT 보다 훨씬 소형의 위성을 활용하여 보다 효율적인 지구관측을 수행하려고 하고 있다.

(다) 과학실험 (Scientific Research)

- ◇ 최근에는 우주과학분야의 경우에도 통신, 지구관측 분야와 마찬가지로 소형위성을 활용하려는 경향을 띄고 있다. 최근 스웨덴, 이스라엘, 핀란드, 남아공화국, 스페인, 브라질, 아르헨티나 등도 소형 우주과학위성을 개발한 바 있으며 세계 위성기술을 선도하고 있는 NASA에서도 계속되는 예산삭감 때문에 소형 우주과학위성을 새로운 돌파구로 인식하고 있는 실정이다.
- ◇ 이와 같은 현상은 대형화로 치닫던 우주과학위성이 그동안 축적된 기술과 전자, 기계 기술의 비약적인 발전으로 소형위성으로도 지금까지 불가능하였던 많은 임무를 무리

없이 수행해 낼 수 있기 때문이다.

(라) 기술시험 (Technology Demonstration)

- ◇ 위성체에서 사용되는 기술은 고도의 신뢰도가 요구되는 만큼 기존의 위성 시스템에서 널리 사용되었던 기술이 사용된다. 하지만 최근에는 급속도로 발전하고 있는 전자기술을 위성체에 활용함으로써 위성의 소형화 및 경량화를 통해 빠른 시간내에 저가의 개발비로서 원하는 목적을 달성하고자 하는 경향이 지배적이다.
- ◇ 따라서 소형 저가위성을 이용하여 사전에 새로이 개발된 기술 또는 시스템에 대해 실제 우주환경에서 이를 사전에 시험/확인함으로써 향후 거대규모의 우주개발 프로젝트에 신기술을 도입함과 동시에 개발비용 및 위험도를 낮출 수 있게 된다.
- ◇ 미국 NASA의 Discovery Program(Path Finder)은 임무의 성격상 그리고 언론매체의 집중적인 보도로 인해 일반인들에게 널리 알려지기는 하였으나 행성탐사를 위한 대표적인 기술시험의 예라고 할 수 있다. 영국 DRA의 Space Technology and Research Vehicle(STRV)의 경우에도 저궤도(LEO)와 지구천이궤도(GTO)에서의 방사능 환경 등을 비롯한 우주환경 관측을 위한 기술시험의 예라고 할 수 있다.
- ◇ 우주개발 선진국들의 경우에도 개발 초기에 대부분의 위성개발 목적이 기술시험이었으며 현재에도 새로운 위성개발을 목적으로 신기술의 적용 및 시험을 위한 기술시험 위성을 지속적으로 개발하고 있다.

(마) 인력양성 (Academic Training)

- ◇ 우주개발 관련 산업의 필요성 증대에 따라 관련 산업체 및 연구기관은 우주개발에 대한 정열과, 지식, 경험을 충분히 갖고 있으며 곧바로 활용이 가능한 인력을 필요로 하고 있다. 특히 우주개발에 새로이 진입하고 있는 우리나라의 입장에서는 더욱더 이에 대한 필요성이 부각되고 있는 형편이다.
- ◇ 소형위성은 위성의 크기면에서는 작지만 대형위성과 거의 모든 측면에서 동일한 구성을 갖는다. 이는 새로이 위성개발에 참여하는 연구인력으로 하여금 임무분석, 설계, 제작, 시험, 발사 및 운용에 이르는 전 과정을 직접 체험할 수 있는 좋은 수단으로 활용될 수 있다.
- ◇ 최근 호주, 싱가포르, 말레이시아, 대만 등 우주개발 분야의 개발도상국을 비롯하여 유럽의 몇몇 국가와 남아프리카 공화국, 일본 등에서는 대학을 중심으로 위성개발 프로그램을 진행 중에 있으며 이를 통해 우주개발의 능력을 쌓음과 동시에 전문인력 양성의 도구로 활용하고 있다.

나. 국내 소형과학위성의 현황 - 우리별 위성(1,2,3호)

- ◇ 90년부터 KAIST의 교수 및 대학원생들에 의해 소규모로 시작된 우리별 위성개발은 우주개발 필요성에 대한 이해의 폭을 넓힘과 동시에 공감대를 형성케 함으로써 다목적 실용위성 개발을 비롯하여 국가 우주개발 중장기 계획 수립의 시금석을 마련하였다.
- ◇ 인공위성연구센터의 우리별 위성개발 목적 중 가장 대표적인 성격은 위성분야에 지식과 경험을 갖춘 젊은 연구인력의 양성으로 이미 우리별 1, 2, 3호의 개발을 통해 다수의 인력이 산업체 및 연구기관으로 배출된 바 있다.
- ◇ 우리별 3호에 탑재된 15미터급 해상도의 다채널(Multi-Spectral) 카메라는 우리별 1, 2호에서 개발된 바 있는 카메라 기술을 향상시킴으로써 실용위성에서 사용하고 있는 방식을 자체적으로 개발, 시험하기 위한 것으로 카메라 전자회로부는 인공위성연구센터가 독자적으로 그리고 국산 반도체 소자를 이용한 대용량 기억장치는 삼성전자와 공동으로 개발하였다. 이에 소요된 비용은 삼성전자의 투자액을 제외하고 약 3억원에 지나지 않는다. 우리별 3호의 카메라는 기술개발 및 시험차원에서 개발된 것이므로 실용적 측면에서 활용된다는 전제는 할 수 없다.
- ◇ 하지만 현재 우리별 위성의 기술수준은 Micro/Mini Satellite 급에서는 세계적 수준으로 평가되고 있으며 국내 산업체에 대한 기술이전을 통해 향후 세계 위성시장의 진출이 가능할 것으로 전망된다.
- ※ 일반적으로 위성기술의 산업화에는 정지궤도 대형위성의 경우, 약 20년이 소요되며 저궤도 소형위성의 경우에도 최소 10년 이상이 소요된다. 이는 개발에 소요되는 기간(약 5년 이상)과 개발된 위성이 우주에서 실제 설계수명 기간까지의 성공적인 동작(저궤도 소형위성 최소 3년 이상, 정지궤도 대형위성 10년 이상)이 확인되어야 위성체의 신뢰도를 객관적으로 평가받을 수 있기 때문이다

2. 소형위성의 개발동향

다음은 1980년 이후에 개발된 소형위성의 개략적인 임무와 규격을 Micro-satellite와 Mini-satellite로 구분하여 정리한 것이다.

가. Micro-satellites

Satellite	Mass (kg)	Launch Date	Launcher	Country	Orbit (km/deg)	Mission / Payload
UoSAT-1	52	06-Oct-81	Delta	England	538*541/97.46	Technology Demonstration
RS-3/4/5/6/7/8		17-Dec-81	SL-8	Russia	1689*709/82.55	Experimental & Russian Radio Amateur
Iskra-2	28	17-May-82		Russia	335*345/51.59	Russian Amateur Radio Relay
Iskra-3	28	18-Nov-82		Russia	345*346/51.63	Russian Amateur Radio Relay
Rohini-3	42	17-Apr-83	SLV-3	India	388*852/46.6	Camera Sensor, L-band Beacon
AO-10	40	16-Jun-83	Ariane-IV	German AMSAT	Molniya	Amateur Satellite Communication
UoSAT-2	60	01-Mar-84	Delta	England	679*697/98.25	S&F Communication, CCD Camera
UKS	74	16-Aug-84	Delta	England	1002*1134/17/27	Space Science
Fuji-1	50	12-Aug-86	H-1	Japan	1479*1497/50	Japanese Radio Amateur
NUSAT-1	54.5	Apr-85		USA	318*339/57	Technology Demonstration
GLOMR	68	26-Oct-85		USA	326/57	Message Relay
Maggion-2		03-Oct-89	SL-14	Czecho	504*2494/82.5	Research on the Earth's magnetosphere and ionosphere
UoSAT-3	46	22-Jan-90	Ariane-IV	England	780/98	S&F Communication
UoSAT-4	47	22-Jan-90	Ariane-IV	England	780/98	Scientific Payloads complement to UoSAT-3
OSCAR-16	13.34	22-Jan-90	Ariane-IV	AMSAT-NA	780/98	S&F Communication
OSCAR-17	12.92	22-Jan-90	Ariane-IV	AMSAT-Brazil	780/98	Synthesized Voice Message of Telemetry
WeberSat	16.03	22-Jan-90	Ariane-IV	AMSAT-NA	780/98	CCD Camera, S&F Communication
LuSAT	13.76	22-Jan-90	Ariane-IV	AMSAT-Argentina	780/98	S&F Communication
Fuji-2		07-Feb-90	H-1	Japan	LEO	Analogue Communication Transponder
TERCEL/SECS	68	05-Apr-90	Pegasus	USA	489*668/94.1	S&F Communication
STACKSAT, POGS	68-72.6	11-Apr-90	Atlas E	USA	741/90	Magnetometer
STACKSAT, TEX		11-Apr-90	Atlas E	USA	741/90	Study Ionospheric Effects on Radio Signal
STACKSAT, SCE		11-Apr-90	Atlas E	USA	741/90	Study Ionospheric Effects on Radio Signal
MACSAT-1/2	61	09-May-90	Scout	USA	608*766/89.9	S&F Communication, Remote Control, Data Collection
BADR-A		16-Jul-90	CZ-2E	Pakistan	201*984/28.4	S&F Communication
CRO-AM	85.3	28-Apr-91		USA	260/57	Chemical Release Observation
CRO-BU	83.1	28-Apr-91		USA	260/57	Chemical Release Observation
CRO-CO	73.5	28-Apr-91		USA	260/57	Chemical Release Observation
ISES/REX	86.26	29-Jun-91	Scout	USA	770*871/89.6	Scintillation Effect of the Earth's Atmosphere on RF Transmission

Losat-X	75	04-Jul-91	Delta-II	USA	416*402/40	Remote Sensing (MS & WIFS)
UoSAT-5	48.4	17-Jul-91	Ariane-IV	England	761*773/98.5	S&F Communciation, CCD camera
TUBSAT-1	36	17-Jul-91	Ariane-IV	Germany	763*773/98.5	
ORBCOMM-X	22.1	17-Jul-91	Ariane-IV	USA	766*773/98.5	Mobile Communication Experiment, GPS
SARA	25.7	17-Jul-91	Ariane-IV	France	762*770/98.5	Radio Emissions of Jupiter and its Moons
MicroSat (SCS)	22	16-Jul-91	Pegasus	USA-DARPA	359*457/82	7 Satellite Constellation, Communcation
Maggion-3		18-Dec-91		Czecho	3080*440/82.5	
KITSAT-1	48.6	10-Aug-92	Ariane-IV	Korea	1328*1316/66	S&F Communciation, CCD Camera, DSPE, CRE
S80/T	50	10-Aug-92	Ariane-IV	France	1328*1316/66	VHF Transponder characterising Radio Environment
OXF-1	13.6	09-Feb-93	Pegasus	US-OSC	722*787/24.97	VHF Frequency Survey for ORBCOMM
OXF-2	13.6	25-Apr-93	Pegasus	US-OSC	737*841/69.9	
RADCAL	87	25-Jun-93	Scout	USAF	765*884/89.5	Radar Calibration, GPS based Attitude Determination, S&F Communication
TemisAT	42	30-Aug-93	SL-14	Italia	980*945/82.5	Data Collection and Envorinment Monitoring, Data Relay
STELLA	48	26-Sep-93	Ariane-IV	France	823*799/98.6	Geodetic Measurement
KITSAT-2	48.7	26-Sep-93	Ariane-IV	Korea	823*799/98.6	S&F Communication, CCD Camera, Space Science
PoSAT-1	49.3	26-Sep-93	Ariane-IV	Portugal	823*799/98.6	Earth Observation, GPS, DSP
HealthSat-2	43.8	26-Sep-93	Ariane-IV	US-Satellite	823*799/98.6	S&F Communication
ITAMSAT	11.2	26-Sep-93	Ariane-IV	Italia	823*799/98.6	S&F Communication
EyeSay	11.8	26-Sep-93	Ariane-IV	USA	823*799/98.6	S&F Communication
TUBSAT-2	40	25-Jan-94	SL-14	Germany	1221*1198/82.6	CCD Camera, Meteorological and Radiation budget instrument
BREMSAT	63	Feb-94		Germany	363*344/56.9	Space Science
STRV-1a/b	52/53	17-Jun-94	Ariane-IV	UK-DRA	284*35831/7.1	Space Technology Research
RS-15A	70	16-Dec-94	SS-19	Russia	2165*1885/64.6	Communication Transponder
UNAMSAT	12	28-Mar-95	Start	Mexico	failed	41MHz Radar for Micrometeoroids and Debris
TechSat-1	55	28-Mar-95	Start	Israel	670	CCD Camera, Attitude Sensors, S&F communication
ASTRID	28	24-Jan-95	SL-8	Sweden	1023*968/82.9	Technology Demonstration
ORBCOMM FM	47	03-Apr-95	Pegasus	US-OSC	747*743/69.9	Global Communications as a part of 26-Satellite Constellation
MICROLAB-1	75	03-Apr-95	Pegasus	US-OSC	747*743/69.9	Space Science
GFZ-1	20	19-Apr-95		Germany	394*384/52.56	Geodetic Measurement
Cerise	50	07-Jul-95	Ariane-IV	France	666*675/98.1	Measurement of High Frequency Signals from Targeted Regions
UPM-SAT	44	07-Jul-95	Ariane-IV	Spain	666*675/98.1	Fluid Dynamics and Microgravity Payloads, Communication Research
Maggion-4	50	02-Aug-95	Plesetsk	Czecho	19200*766/63	Plasma Measurement, E/B Waves, Energetic Particles/X-rays
FASAT-Alfa	50	31-Aug-95	Plesetsk	Chille	682*651/82.53	Technology Demonstration
MUSAT-1	32	29-Aug-96		Argentina	239*1149/62.8	CCD Camera, technology demonstration
MAGGION-5	58			Czecho	19204*744/63	Study Auroral Region
UNAMSAT-2	17	05-Sep-96		Mexico	1010*988/82.9	41MHz Radar for Micrometeoroids and Debris
JAS-2	50	17-Aug-96		Japan	797*1317/98.6	Amateur Radio Transponder
ZEYA	87	04-Mar-97		Russia	424*467/97.3	Navigation and Geodesy, GPS Receiver

나. Mini-Satellites

Satellite	Mass (kg)	Launch Date	Launcher	Country	Orbit (km/deg)	Mission / Payload
ECS-b	130	22-Feb-80	N-I	Japan-NASDA	GEO	Communication and Propagation Experiment
SME	417	06-Oct-81	THOR Delta	USA	538*541/97.46	Solar Mesospheric Explorer
ETS-III	385	03-Sep-82	N-I	Japan-NASDA	1000/45	Technical Demonstration
AMPTE	705/251/76	16-Aug-84	Delta	Germany/US/UK		Active Magnetosphere Particle Tracer Explorer
Polar BEAR	125	14-Nov-86	Scout	US	963*1019/89.55	Beacon Experiment and Auroral Research
VIKING	286	22-Feb-86	Ariane	Sweden	13536*811/98.82	Plasma Physics in the near Earth Magnetosphere
AO-13	139	15-Jun-88	Ariane	US	Molniya	Amateur Satellite Communication
SAMPEX	158		Scout	USA-NASA	687*512/81.7	Solar Anomalous and Magnetospheric Particle Explorer
Freja	235	06-Oct-92	LM 2C	Sweden	601&1756/63	
Lageos-2	400	22-Oct-92	STS-52			Geodetic Measurement
MSTI-1	142	21-Nov-92	Scout	USA-BMDO		MWIR Camera
ALEXIS	113.5	25-Apr-93	Pegasus	USA-DOE/LANL	747*836/69.9	X-ray Imaging Telescope
ARSENE	154	12-May-93	Ariane	France	GTO	Radio Amateur
SHI-JIAN-IV	400	08-Feb-94	LM IIIa	China	GTO	Space Environment Monitoring
STEP-0 TAOS	476	13-Mar-94	Taurus	USA	537*555/105	Autonomous Operational Survivability Experiment
DARPASAT	204	13-Mar-94	Taurus	USA-DARPA	537*555/105	Classified Military Mission
SROSS C2	113	05-Apr-94	ASLV-D4	India	917*433/46	Ionospheric Plasma Measurement and Gamma Ray Detector
MSTI-2	117	09-May-94	Scout	USA-DOD	469*367/96.8	IR Cameras for Missile Detection and Tracking
STEP-2		19-May-94	Pegasus	USA	599*817/82	
STEP-1	318	27-Jun-94	Pegasus-XL	USA	192*1518/90	Technology Demonstration
APEX	261.5	03-Aug-94	Pegasus	USA-OSC	368*2555/70	Solar Cell and Power System Technology
FAISAT	115	24-Jan-95	COSMOS-3M	USA-FAI	1021*967/82.9	Mobile Packet Communication
OFFEQ-3	189	05-Apr-95	Shavit	Israel	729*367/143.3	Surveillance purpose EO Camera
STEP-3	268	22-Jun-95	Pegasus-XL	USA	833	Technology Demonstration
GEMStar-I	136	15-Aug-95	LLV-1(failed)	USA	650	Amateur Packet Communication
Gonets D1-1/2/3	231	18-Feb-96	Tsyklon	Russia	1415/82.58	Disaster Monitoring, LEO Data Communication
REX-II	110	09-Mar-96	Pegasus-XL	USA-USAF	803*832/89.96	Radiation Experiment
MSTI-3	175	15-May-96	Pegasus	USA-BMDO	361*296/97	Technology Demonstration, Space Science
TOMS-EP	295	02-Jul-96	Pegasus-XL	USA-NASA	500/97.36	Total Ozone Mapping Spectrometer
FAST	187	21-Aug-96	Pegasus-XL	USA-NASA	351*4165/83	Space Science - Particle Acceleration Process
HETE	126	04-Nov-96	Pegasus-XL (failed)	USA-NASA		Gamma ray, X-ray, UV Observation
SAC-B	181	04-Nov-96	Pegasus-XL (failed)	USA-Argentina		Plasma, Solar Flare, Gamma Ray, X-ray
Gonets D1-4/5/6	231	14-Feb-97	Tsyklon	Russia	1409/81.6	Disaster Monitoring, LEO Data Communication
MINISAT-01	195	21-Apr-97	Pegasus-XL	Spain-INTA	570*577/151	UV, Low Energy Gamma ray, Microgravity

다. 소형위성 개발동향 분석

다음은 전세계적으로 개발되고 있는 소형위성 프로그램에 대한 조사한 내용들을 정리한 것이다. 미국의 경우, 소형위성을 핵심우주기술편야 중의 하나로 선정하여 중점적으로 연구하고 있으며, 우주탐사에 적극적으로 활용하고 있다. 유럽의 경우, 영국 서리대를 중심으로한 소형위성의 상용화 프로그램과 ESA를 중심으로한 첨단기술개발 프로그램으로 나뉘어져 진행되고 있다. 일본의 경우, 최근의 로켓 실패에도 불구하고 우주 기술 상업화 적극적으로 유도하고, ISAS 주도의 우주탐사용 소형위성개발이 진행 중이며, 대만, 이스라엘등도 소형위성 개발에 적극 참여하고 있다.

(1) 미국의 소형위성 프로그램

위성	개발기관	임무	개발현황	무게 (Kg)	탑재체
Discovery Program					
Mars Pathfinder	NASA	화성표면 탐사 저가착륙선 시험	96.12 발사	264/ 10.5	로우버
Stardust	NASA 록히드마틴	혜성P/Wild 2 주위비행 혜성의 코아로부터 먼지와 휘발성 물질 수집	99.02 발사	385	집진기 샘플회수캡슐 Whipple Shield
STEDI(Student Explorer Demonstration Initiative) Program					
SNOE	USRA	지구저층(100~200km)의 NO 밀도측정 자기권과 태양으로부터 에 너지 주입영역해석	98.02 발사	115	UV Spectrometer Auroral photometer Soft X-ray photometer
CATSA T	뉴햄프셔 대학	X-ray 영역에서의 스펙트럼 측정	개발 중	168	Soft X-ray photometer Hard X-ray photometer Directional Gamma-ray photometer
SMEX(Small Explorers)Program					
SAMPE X	NASA (GSFC)	지구주위의 대전입자의 대 전상태, 구성 및 에너지 분 석	92.07 발사	158	HILT,LEICA MAST,PET
FAST	NASA (GSFC)	오로라 상부의 전자/이론의 흐름과 대전도 측정 전기장/자기장 분석	96.08 발사	191	전기장/자기장 측정 TEAMS ESA

위성	개발기관	임무	개발현황	무게 (Kg)	탑재체
New Millennium Program					
DS2	NASA	행성간 탐사를 위한 기술 시험	99.01 발사	2.4	Flexible Interconnection Probe 화성탐사용 Free body 장치
ST5	NASA (GSFC) 스탠포드 뉴멕시코	행성간 탐사를 위한 기술 시험	2004 (예정)	19	지자기센서 우주환경 측정 장치
University NanoSAT Program					
S ² SAT	아리조나 콜로라도 뉴멕시코	데이터처리 및 명령 스테레오 영상/편대비행 셀룰러 폰 통신	개발 중	각 15	CMOS 카메라 GPS 수신기 Pin-Puller
ION-F	유타 위싱턴 버지니아	위성 조정 및 관리 기술 분산된 이온 측정조사	개발 중	각 15	PPT 추력기 테더 시스템
Emerad	스탠포드 산타클라라	편대비행 기술	개발 중	각 15	GPS 수신기 콜로이드 μ 추력기
CubeSAT Program					
PolySAT	CallPoly Tech	데이터 수집 및 전송	개발 중	1	비디오 카메라 고정밀 태양센서
MEROPE	몬타나 대학	벤 앨런대의 복사환경 측정	개발 중	1	가이거 튜브
FfizESAT RinconSA T	아리조나 대	빛의 반사에 의한 속도수차 효과 실험	개발 중	1	6개의 광학반사기

(2) 영국의 소형위성 개발 프로그램

위성	개발기관	임무	개발현황	무게 (Kg)	탑재체
SNAP-1	SSTL	나노위성 시험, 카메라 기술 탑재컴퓨터, 자세제어 검증	2000.6 발사	6.5	MVS, 지구영상 카메라, 초단파 전개 스펙트럼 송신기
UoSAT-1	써리대학	통신 탑재체 지구영상촬영	81.09 발사	52	4가지 비콘, 입자방사, 음성합성, 2-D CCD
UoSAT-2	써리대학	디지털 신호저장/전달 탑 재체 지구 영상 촬영	84.03 발사	60	비콘, 입, 입자방사시 험, 음성합성, 2-D CCD
UoSAT-3	써리대학	위성수명 및 데이터 전송 시험	90.01 발사	45	패킷 통신 시험기기 우주선 방사 시험기기
S80/T	국립우주기 구	통신시험/기술시험	92.08 발사	50	148~138MHz 중계기 시험용 탑재체(LEO)
TiungSat- 1	Astronatic Technology SDN, BHD	원격탐사, 디지털 저장 전달통신	2000.9 발사	50	지구영상 CCD 디지털 S&F 통신 우주에너지 시험
PICOSAT	미공군	RF 비콘, 전리층의 GPS 영향	2001.4 발사	68	배터리, 4개보드, GPS
UoSAT-1 2	SSTL	소형위성버스확인/탑재체 기술검증/상용화 및 군용 기술 검증	1999 발사	315	고해상도 전자카메라 디지털 통신 기술검증용 탑재체
RapidEye	RapidEye A.G	농경 및 지도제작	2003 발사(예정)	100	2기의 지구영상 촬영용 6개 밴드 카메라
TMSat	태국	디지털 신호처리시험 지구영상촬영	98.07	50	지구영상카메라 GPS 수신기
Fasat-A	칠레	과학 및 통신시험, 지구관측 디지털 신호처리	95.08 발사	50	지구관측 카메라 오존 측정기기 GPS 수신기
Fasat-B	칠레	과학 및 통신 시험, 지구 관측	98.07 발사	50	광각/협각 카메라

위성	개발기관	임무	개발현황	무게 (Kg)	탑재체
Tsinghua-1	청화대학	고해상도영상촬영 재난 감시망을 위한 시험	2000.6 발사	49	4개의 스펙트럼밴드를 가지는 39미터 해상도의 지구관측카메라
BILTENSat	터키	지구관측, 통신 탑재체	2003.9 발사	100	12m흑백/26m칼라 해상도 카메라
AlSat	알제리	기상모니터	2003 발사	100	전자광학카메라 통신시스템 계기
TopSat	영국국방성	지구영상촬영	2004 (예정)	110	CCD 카메라
PoSAT (포르투갈)	PoSAT 컨소시엄	과학 및 통신시험 지구관측	93.09 발사	50	기상 영상용 2Km 광역 해상도 카메라 환경감시용 200m 협역 해상도 카메라 GPS 수신기 별센서 우주선 총피폭량 측정

(3) 일본의 소형위성 개발 현황

위성	무게(Kg)	궤도	임무와 특징
GMS-5	334	정지궤도	기상관측
ETS-VII	410	550km 경사각 35°	전자기장 조사 LINDA, MEDUSA, 의EMDDML 탑재체 보유
MDS-1	140.83	GTO	상용부품, 컴포넌트 실증
SELENE	39	경사각 63° 타원궤도	달 탐사
Micro LabSat	54	800km 태양동기궤도 경사각 99°	50kg급의 마이크로 위성버스 기술인증 새로운 위성 분리메카니즘 검증 원격검사 및 수리기술 확인 NASDA엔지니어 훈련 및 기술 습득

(4) 대만의 소형위성 개발 프로그램

위성	무게(Kg)	궤도	임무와 특징
ROCSAT-1	395	600km 원궤도 경사각 35°	해양관측 통신시험
ROCSAT-2	764	600km 원궤도	지구관측 고층대기의 발광 현상 연구
ROCSAT-3/ COSMIC	70	700km 원궤도 경사각 72°	기상 및 전리층 관측
YamSat	1	650km 경사각 65°	대기권의 햇빛 산란 관측

(5) 이스라엘의 소형위성 개발 프로그램

위성	무게(Kg)	궤도	임무와 특징
TechSAT-2	50	600km 원궤도	아마추어 통신
Ofek-1/2	155/160	246~1170km 경사각 142.86°	전력생산실험 위성과 송수신 실험 우주환경 실험 우주환경과 지구자기장 데이터 수집
Ofek-3	189	366~694km 경사각 143.4°	지구 관측/정찰
Ofek-5	300	370~400km 경사각 143°	지구 관측/정찰

3. 앞으로의 전망

- 최근 국제적인 위성개발 추세는 개발예산과 기간이 적게 소요되는 소형위성을 이용하는 것이 경제적으로나 신뢰성 측면에서 유리하다는 판단 하에 100 kg 내외의 소형 위성 개발 및 활용에 많은 노력을 기울이고 있다.
- 특히 97년 초, 일본의 최신 첨단 원격탐사 위성 ADEOS 실패에 따른 일본 전문가들의 의견은 하나의 큰 위성에 많은 장치를 탑재하는 것 보다 여러 개의 소형위성을 이용하여 시험하는 것이 개발도 용이할 뿐만 아니라 만약의 사태에 하나의 위성에 고장이 발생하더라도 나머지 위성에 탑재된 탑재체는 그대로 사용할 수 있는 장점이 있다는 것이다. 이와 같은 분석은 국제적으로 긍정적인 호응을 받고 있으며 향후의 위성개발 방향에 적지 않은 영향을 미칠 것으로 예상된다.
- 일본뿐만 아니라 미국의 NASA에서는 100kg급 위성을 이용하여 달탐사를 수행하는 계획을 검토하고 있으며, 프랑스의 CNES(미국의 NASA에 해당하는 기관)에서도 100 kg 급의 소형위성을 이용하여 저궤도뿐만이 아니라 중궤도 또는 타원궤도에서 활용할 수 있는 계획을 추진하고 있다.
- 이와 같이 국제적으로 소형위성은 그 가치를 더욱 인정받고 있으며, 상업적인 목적을 가진 소형위성들도 점차 등장하고 있다.
- 이런 상황에서 과학기술위성 1호의 성공적인 개발은 중요한 의미를 가지며 비록 우리나라가 우주기술 개발에 뒤늦게 참여하였지만 소형위성분야에서 만큼은 조기에 세계시장에 기술적인 경쟁력을 바탕으로 참여할 수 있는 기반을 마련한 계기가 될 것으로 기대된다.
- 따라서 이러한 소형위성 분야에 좀 더 적극적으로 참여할 수 있도록 산학협동을 강화하고 과학기술위성 1호에서 시험된 기술을 발전시키고 산업체에서 실용 가능하도록 발전시키는 것이 중요하다고 할 수 있다. 또한 소형위성을 이용한 인력 양성 및 기초 기술 개발에 더욱 박차를 가할 수 있도록 대학 중심의 소형위성 프로그램 추진에 지속적인 지원이 필요한 것으로 판단된다.

제 2 절 과학기술위성 1호와 우리별 1, 2, 3 호간의 기술 비교

다음은 1992년 8월, 1993년 9월, 1999년 5월에 발사된 우리별 1, 2, 3호와의 비교표로서 연구 개발과 관련된 일반사항 및 기술수준을 비교한 것이다.

과학기술위성 1호는 우리별 1, 2, 3호의 경험을 바탕으로 개발된 것이지만 초 소형위성 분야의 세계적 기술동향과 앞으로 국내에서 실용급 위성을 독자적으로 개발하기 위해 필수적으로 확보하여야 할 핵심기술에 대한 원천적 확보를 위해 개발된 것으로 자세제어 시스템을 비롯하여 위성체 전반에 있어 상당수준의 기술적 진보를 확인할 수 있다.

구 분	우리별 1,2호	우리별 3호	과학기술위성 1호	
일반사항				
목적	- 위성제작기술 교육 및 경험 축적 - 위성개발 인력양성 - 우주기술에 대한 국내의 관심고양	- 고유의 국산 초소형 위성 버스 개발 - 개발된 기술의 우주 시험 - 인력양성	- 우주천문과학실험용 국산 소형위성 버스 개발 - 개발된 기술의 우주 시험 - 인력양성	
개발전략 / 특징	- 영국 쉐리대학에서 기술전수 및 공동개발 (1호) - 국내 독자개발을 통한 기술검증(2호)	- 고유의 소형위성모델 독자개발 - 전과정 국내독자개발	- 고유의 소형위성모델 독자개발 - 전과정 국내독자개발	
발사일자	92. 8. 11(1호) 93. 9. 26(2호)	99년 5월 26일	2003년 9월 27일	
발사체	Ariane(프랑스)	PSLV(인도)	COSMOS-3M(러시아)	
총 연구개발 비용	38.2억원/ 31.2 억원	80억원	116억원	
총 개발기간	2년/ 1년	4년	5년	
무게(kg)	50	110	106	
크기(mm)	352 x 356 x 670	495 x 604 x 852	665 x 551 x 830	
운용궤도	1300 km 원궤도 경사각 66도(1호) 800 km 태양동기궤도 경사각 98도(2호)	730 km 태양동기궤도 경사각 98도	685 km 태양동기궤도 경사각 98.2도	
주기	약 110분/ 약 100분	약 100분	약 100분	
수명	5년	3년	2년	
최대전력 (Watt)	30	180	180	
태양 전지판의 형태	GaAs, 몸체 부착형	GaAs, 전개형	GaAs, 전개형	
통신시스템				
TTC용 주파수	상향	VHF	VHF	VHF/ S-band
	하향	UHF	UHF	UHF/ S-band
TTC 데이터 전송율	1200/9600 bps	9600/38400 bps	1200/9600/38400 bps	
송신출력	2W, 10W	2W, 5W	2W, 5W	
탑재체 데이터 송신 밴드	별도의 송신기 없음 (TTC 밴드 공용)	X-band (8.0 - 8.4GHz)	X-band (8.0 - 8.4GHz)	
탑재체 데이터 전송율	9600bps	3.2 Mbps	3.2 Mbps	
변복조 방식	FSK	FSK, QPSK	FSK, QPSK	

자세제어 시스템			
자세제어 방식	중력경사 안정화/능동 자기토크 제어방식	Zero momentum bias 3축 안정화 방식	Zero momentum bias 3축 안정화 방식
각속도 안정도 (deg/sec)	NA	0.014	0.002
자세지향 정밀도 (deg)	<5 (Spin axis에 대해)	0.5 (2σ)	0.2 (2σ)
자세측정 정밀도 (deg)	<2.0	0.1 (2σ)	0.017 (2σ)
지구 지평선 감지기	가시광 대역사용	적외선 대역 사용 Pyroelectric 소자+초퍼	NA
태양 감지기	1축 아날로그 방식(2) 태양각 정밀도 : 0.5도 FoV : +/-60도	2축 아날로그 방식(1) 태양각 정밀도 : 0.5도 FoV : +/-60도	2축 아날로그 방식(1) -정밀도:0.5도, +/-60도 2축 피라미드형 아날로그방식(3) -정밀도:2도, +/-45도
지구 자기장 감지기	Fluxgate 방식 동작범위 : 60 uT 측정 정밀도 : 30 nT	1호와 동일	1호와 동일
별감지기 측정정밀도	없음	1 arc min(0.017도)	1 arc min(협각별센서) 10 arcsec(광각별센서)
자이로스코프	없음	동작범위 : +/-200도/초 안정도 : 3°/hr	동작범위 : +/-200도/초 안정도 : 3°/hr
GPS수신기 위치정밀도	없음	~ 1km	~ 1km
자세제어 구동기			
Gravity Gradient Boom	5m 길이 붐 사용	없음	없음
Magnetorquer	Air Core 방식 Dipole : 12Am ² , 10Am ²	1호와 동일, 단 3축에 대한 연속제어 가능	1호와 동일, 단 3축에 대한 연속제어 가능
Reaction Wheel	최대토크 각운동량 용량	없음	25 mNm at 0 rpm 0.01 Nms at 4000 rpm
			5 mNm at 2800 rpm 0.012 Nms at 3000 rpm
컴퓨터 시스템			
주 컴퓨터 CPU	80C186	80960MC	80960MC
주 컴퓨터 성능	1 MIPS	4 MIPS	4 MIPS
주 컴퓨터 운용S/W	SCOS(구매)	별지기(자체개발)	별지기(자체개발)
부 컴퓨터 CPU	Z80 (1호) 80960MC (2호)	80C186	80C186
탑재체 제어 컴퓨터	TMS320C30 & C25 Transputer T800, 87C51	ARM60 i386EX 87C51	ARM60 PowerPC 87C51
탑재장치			
지구관측용	면적 CCD카메라 (해상도 4km/400m) - 카메라 개발을 위한 초기기술 개발 (1호) (해상도 2km/200m) - 국산 컬러 CCD 카메라 채용 (2호)	선형 CCD카메라 (해상도 15m, 3채널) - 선형 CCD 카메라 개발 - 대용량 반도체 기억장치 개발 - 고속 송신기 개발	없음
통신용	아마추어 햄을 위한 축적 및 전송통신 장치 디지털 신호처리를 이용한 우리말방송실험	없음	DCS (Data Collection System)
우주과학용	우주방사선 실험장치	고 에너지 입자 검출기 우주방사선 실험장치 정밀 자기장 측정기	- 원자외선분광기 - 우주물리탑재체 (ESA, LP, SST, SMAG)

제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과

제 1 절 과학기술위성 1호 시스템 개발 결과

1. 개요 (Scope)

다음의 내용은 과학기술위성 1호 시스템의 전체적인 구성과 요구사항, 시스템을 구성하고 있는 각각의 서브 시스템에 대한 기능 및 특성등을 명시한 것이다.

가. 시스템 설계 구조

(1) 전체적인 시스템의 구조 (Overall Architecture)

과학기술위성 1호 위성의 전체 시스템 구조는 Node Controller 라고하는 공통버스 구조를 중심으로 설계되었다. 과학기술위성 1호 시스템에서는 네 가지의 탑재체와 더불어 다섯 가지의 버스 시스템으로 구성된다. 탑재체 시스템은 원자외선분광기, 우주물리탑재체, 데이터수집장치, 협각별센서이며, 버스 시스템은 전력부, 자세제어부, 원격명령 및 데이터처리부, 통신부, 그리고 기계 구조체 및 열 제어부로 이루어져 있다.

각각의 서브 시스템은 6개로 나뉜 네트워크 제어기에 의해 연결되며 서브 시스템간의 통신 및 원격명령, 원격검침 데이터의 전송은 네트워크를 통해 이루어 진다. 과학기술위성 1호의 네트워크는 자체적으로 개발한 Modular Command & Data Handling Network (MCDH Net)을 이용한다. 이러한 모듈러 구조를 이용하여 기존의 우리별 위성에서 집중화 되어있던 원격명령 및 원격검침 기능을 각각의 네트워크 제어기로 분산 시킬 수 있어야 하며 신뢰도를 높이기 위하여 두개 이상의 제어기에 의하여 독립적으로 운용이 가능할 수 있어야 한다.

궤도상에서 과학기술위성 1호의 정상운용 상태에서는 밧데리의 충전전류제어를 주컴퓨터가 담당하여, 밧데리를 최적의 상태에서 운용되도록 하며, 원자외선분광기 및 우주물리 탑재체의 운용을 위한 자세 조정 기능을 갖고 있다.

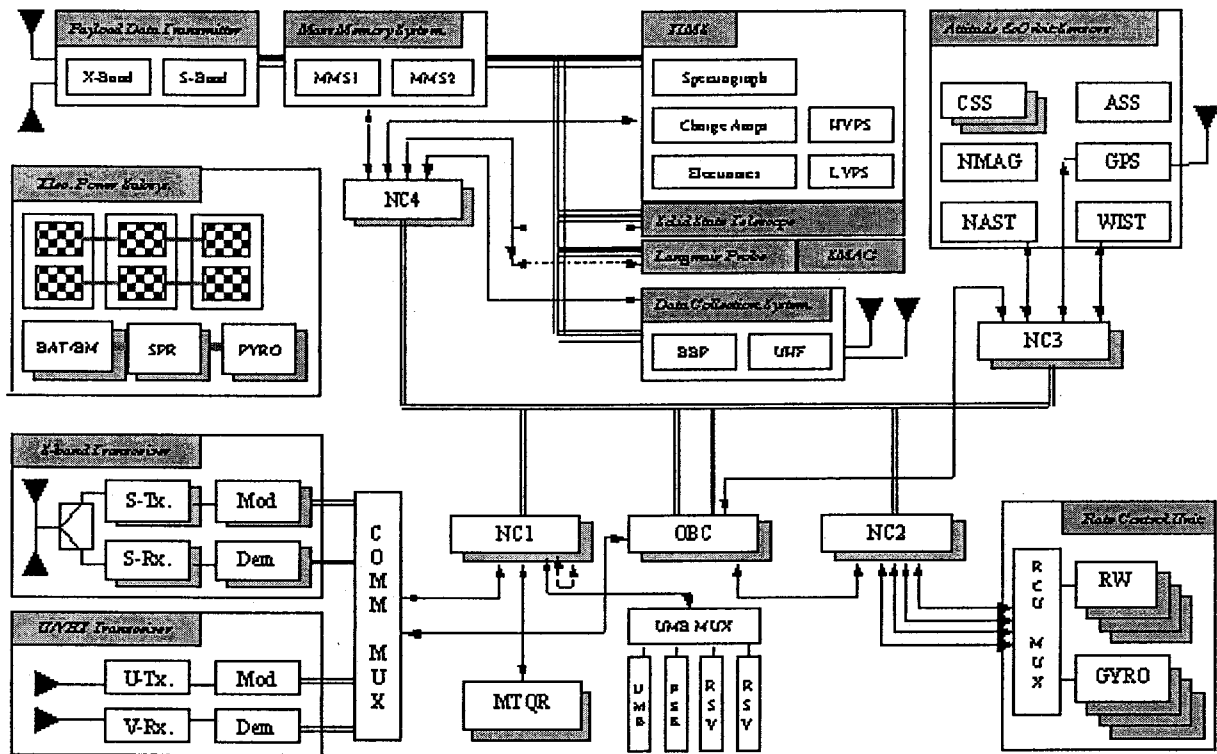


그림 3-1. 과학기술위성 1호 시스템 구조

2. 위성 본체 (Bus System)

이 장에서는 과학기술위성 1호의 본체에 관한 요구사항을 파악하고 각각의 세부적인 시스템 규격을 정의하며 탑재체의 운용과 관련하여 요구되는 각종 인터페이스 사항을 정의한다.

과학기술위성 1호의 본체는 크게 전력부, 자세제어부, 컴퓨터부, 통신부 그리고 기계구조 및 열제어부로 구성되어 있으며 대부분의 시스템이 과학기술위성 1호를 위해 새로이 개발된 것들인 것만큼 시스템의 최적화보다는 신뢰도 중심으로 설계되었다.

가. 전력부

(1) 시스템의 목적

전력부는 위성의 수명동안 제안된 위성의 운영 시나리오를 만족시키기 위해 필요한 전력을 원활하게 공급하는 것을 목적으로 한다. 과학기술위성 1호 전력부는 기본적으로 우리별 3호 전력부의 설계를 바탕으로 하여 필요한 최소한의 수정을 가하여 설계하며, 한편으로 신뢰도를 향상시키도록 설계하였다.

(2) 시스템 요구 사항 및 분석

(가) 시스템 요구사항

자체적으로 고려하여 제안된 요구 사항과 ESA Power Standard (ESA PSS-92-10 Vol.1)에서 명시된 요구 사항을 바탕으로 작성한 요구 사항은 다음과 같다.

Req. ID	Req. Title	Description
PW00100	EPS Function	The EPS shall be designed, manufactured and tested to meet the worst case power requirements for all specified satellite modes of operation
PW00200	EPS Operation	The maximum load of the satellite shall be supported by the solar arrays & battery during sunlight operation and by the battery during eclipse operation
PW00300	System Orbital Design Life	The EPS subsystem shall be designed to support the orbital design life required for the K4 satellite of 3 years
PW00400	Redundancy	The EPS shall be designed to redundant system
PW00500	Reliability	The EPS shall be single point failure free
PW00600	Power Budget Margins	At the start of design the maximum load power shall include a 5% margin allocation to account for uncertainties in predicted loads
PW00700	Primary Power Source	The primary electrical power source shall consist of solar cells with reverse current protection
PW00800	Solar Array Operation Environment	The solar array shall operate in the environments specified in K4SE28100 taking into account radiation, contamination and other relevant effects over the 3-year design life
PW00900	Solar array/Performance	> 134W[EOL] at sun tracking
PW01000	Solar Array Monitoring	The solar array voltage, current and temperature shall be monitored to predict the array status.
PW01100	Battery type	Energy storage shall be provided by nickel-cadmium battery
PW01200	Grounding	The battery shall be tied directly to the primary power bus at all times
PW01400	Battery Performance	The battery should be operated 17,000 charge/discharge at minimum with the 25% Depth-of-Discharge in 3 year mission life
PW01500	Battery Operation	The battery shall automatically support the satellite bus when the loads exceed the solar

		array capability, such as transient sunlight loads
PW01600	Battery/Depth of discharge	< 25%
PW01700	Battery/Operation Temperature	+0 oC ~ 40 oC
PW01800	Battery/Battery Monitoring	The battery voltage, current, temperature should be monitored to predict the battery status
PW01900	Redundancy	The solar power regulator shall be consisted of redundant unit
PW02000	SPR/Automatic Switch Over	The solar power regulator shall be switched over to the redundant unit either by automatic switching or by command when the anomaly has happened
PW02100	SPR/Performance	Peak power tracking
PW02200	SPR/Battery Charge Control	Avoid overcharging the Battery
PW02300	Pyro/Redundancy	Redundant unit and command
PW02400	Pyro Firing	Pyro shall be consisted of hard connection through relay
PW02500	PSU/ Redundancy	The power conditioning module shall be consisted of redundant unit
PW02600	PSU/ Primary Power Voltage	22Vdc to 33V (for normal operation)
PW02700	PSU/ Secondary Voltage	+5Vdc and +12Vdc
PW02800	PSU/ Power Ripple Voltage	< 0.5% (@rated volts)
PW02900	PSU/ Power Spike Voltage	< 1% (@rated volts)
PW03000	PSU/Switchover	Automatic or command
PW03100	PSU/Secondary Voltage Protection	over/under voltage protection
PW03200	PSU/ Shutdown and Recovery	PSU shall provide method to be shut down when the input voltage is less than 22V and to be recovered when input voltage is greater than 23V
PW03300	PDU/ Fault Propagation	The Power distribution shall protect the main bus by fusing the mission critical item control
PW03400	PDU/ Power Distribution	The power distribution module shall provide unregulated +28V to the Payload,

		RCU(Reaction Control Unit) and DCS at least
PW03500	PDU/Relay Switching	The subsystem power(unregulated +28V) shall be switched by relay
PW03600	PDU/Current Limiting	All primary power load paths shall include current limiter or fuses
PW03700	PDU/ On/Off Switches	On/Off switches shall be provided as required
PW03800	Grounding Requirements	The EPS shall provide the single point ground for the primary and secondary power.
PW03900	Reference Ground	The battery shall provide the single point reference ground
PW04200	GSE Power Input	The EPS shall accept external power from GSE and through the launch vehicle for the satellite checkout and battery charging prior to launch.
PW04300	Protection from External Power Sources	The EPS shall have the capability to protect against the application of reverse polarity voltages form power sources external to the satellite
PW04400	EMI/EMC	MIL-STD-461D

표 3-1. 시스템 요구사항

(3) 기능 및 구성도

과학기술위성 1호 전력부는 <그림 3-2>과 같은 하부 시스템(관련 WBS No.)으로 구성된다.

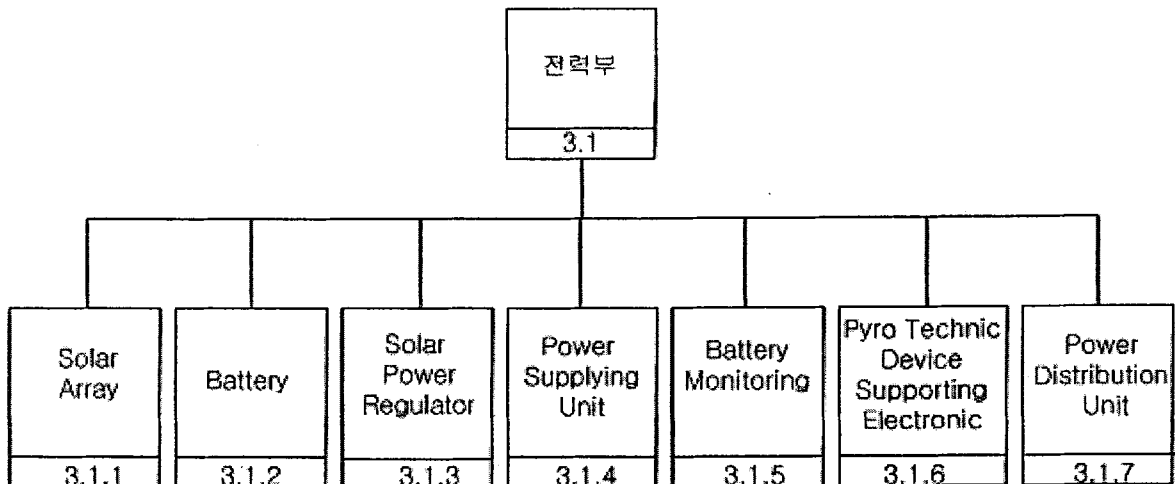


그림 3-2. 전력부 구성 및 WBS

- Solar Array (SA) : SA는 태양전지를 이용하여 태양의 빛에너지를 위성이 사용할 수 있는 전기에너지로 변환하여 주는 모듈이다.
- Battery: Battery는 NiCd cell로 이루어지며, 위성이 Eclipse에 있어서 태양에너지를 얻지 못할 경우와 순간적으로 큰 전력을 소모할 경우에 위성에 전력을 공급하는 역할을 한다.
- Solar Power Regulator (SPR) : SPR은 Battery의 충전을 제어하고 충전을 위해 SA에서 들어오는 불안정한 전력을 정류하여 안정되게 만든다. SPR은 Battery와 함께 +28V unregulated primary bus를 형성한다.
- Power Supplying Unit (PSU) : PSU는 SPR과 Battery가 형성하는 +28V unregulated primary bus의 전력을 정류하여 +5V, +12V, -12V, +20V regulated secondary bus를 형성한다.
- Battery Monitoring (BM) : BM은 SPR과 Battery사이의 전력 path를 제공하며 Battery의 각각의 단위 셀의 전압 및 Subsystem의 전류를 Monitoring하는 역할을 담당한다.
- Pyro Technic Device Supporting Electronic (PDSE) : PDSE는 태양 전지판의 전개를 위한 신호를 발생하고 전개하는 순간을 위한 전력을 공급하는 회로이며 전개 이후에는 전혀 사용하지 않는다.
- Power Distribution Unit (PDU) : PDU는 PSU와 BM에서 전력을 받아 각 Subsystem에 전압을 공급을 해준다.

(가) 기능

전력부는 아래에서 언급된 기능들을 수행하게 될 것이다.

- 계획된 위성의 수명동안 위성의 부하에 연속적으로 안정적인 전력을 공급한다.
- 전력을 제어하고 적절하게 위성에 분배한다.
- 평균과 Peak 부하를 충족하기 위해 요구되는 전력을 공급한다.
- 다른 시스템의 요구 사항에 따라 적절한 전압의 Regulated 직류 전력을 공급한다.
- 전력부의 상태의 점검과 지상국 또는 위성 탑재 컴퓨터 프로그램에 의한 제어를 위한 command & telemetry를 제공한다.
- 전력부내의 failure로부터 위성의 Subsystem을 보호한다.
- 위성의 Subsystem의 failure로부터 전력부를 보호한다.

(나) 구성도

전력부는 크게 Solar Array (SA), Battery, Solar Power Regulator (SPR), Power Supplying Unit (PSU), Battery Monitoring (BM), Pyro Technic Device Supporting Electronic (PDSE), Power Distribution Unit (PDU)로 이루어져 있다. <그림3-3>은 과학기술위성 1호의 전력부의 구성도이다.

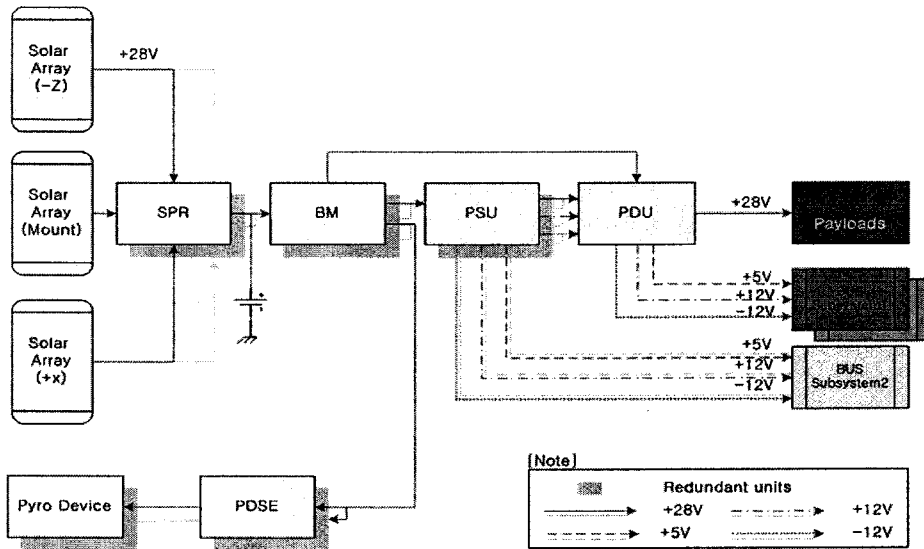


그림 3-3. 과학기술위성 1호 전력부 구성도

(4) 운용 모드

전력부는 별도의 운용 모드를 갖지 않는다. 단, 태양전지판의 열화가 심각하게 나타나는 경우, PPT가 적절하게 동작하는 않는 경우, Battery의 성능과 수명에 심한 감쇄 현상이 발견되는 경우 등 전력부의 주요 기능에 중대한 이상이 발생하거나 발생이 우려되는 경우에 이를 극복하기 위해 software control mode로 운영될 수 있다.

(가) Software control mode

Software control mode에서는 주컴퓨터인 OBC1 또는 OBC2를 이용하여 위성 컴퓨터 탑재 프로그램을 이용하여 SPR을 직접 제어한다. 탑재 프로그램은 전력부의 상태를 나타내는 여러 가지 원격 점검 정보를 활용하여 전력부의 정밀한 제어를 수행한다.

전력부의 제어를 위해 위성 컴퓨터 탑재 프로그램은 software control을 활성화하는 명령과 제어를 위한 데이터를 SPR에 주기적으로 전달하여 software control을 수행하게 된다.

(5) 시스템 구성 및 규격

(가) Power Budget

B/P	S	SubSys	Signal	Eff.	Nom. Curr. at JAI	Normal Power (W)	Normal Power (W) (Efficiency)	TOTAL Power (W)	Normal		PL3(0+0)		PL3(A0)		PL3(B)		PL4(A0+0)		PL5(A0+0)			
									Sunlight	Eclipse	Sunlight	Eclipse	Sunlight	Eclipse	Sunlight	Eclipse	Sunlight	Eclipse	Sunlight	Eclipse		
B	AC	WHT	12	0.75	13	0.20	0.27	100%	0.27	100%	0.27	100%	0.27	100%	0.27	100%	0.27	100%	0.27	100%	0.27	100%
PL5(A0+0)			0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	
Total	Power		49.01	47.46	47.43	49.01	49.01	49.01	47.46	47.43	49.01	47.46	47.43	49.01	47.46	47.43	49.01	47.46	47.43	49.01	47.46	

그림 3-4. 과학기술위성 1호 평균전력 소모

Contents	Var	Equations	Values	Unit	Normal		PL1 (GS+PO)		PL2 (AO)		PL3 (SS)		PL4 (NAG+GS)		PL5 (IAG+GS)	
					Sunlight (P _{sun})	Eclipse (P _{ed})	Sunlight (P _{sun})	Eclipse (P _{ed})	Sunlight (P _{sun})	Eclipse (P _{ed})	Sunlight (P _{sun})	Eclipse (P _{ed})	Sunlight (P _{sun})	Eclipse (P _{ed})	Sunlight (P _{sun})	Eclipse (P _{ed})
Total Sum	P _T	P _{BUS} * P _{PAYLOAD}		W	49.81	47.45	67.43	88.00	82.81	53.47	55.83	88.00	68.13	61.76	68.13	61.76
Consumption Margin (10%)	P _{CM}	P _T * 0.1		W	4.98	4.74	6.74	8.80	8.28	5.35	5.58	8.80	6.81	6.18	6.81	6.18
Total Input Power	P _{TI}	P _T + P _{CM}		W	54.79	52.19	74.17	96.80	91.09	58.82	61.42	96.80	74.94	67.94	74.94	67.94
BCR efficiency(90%)	E _{BCR}		90%													
Total Power Consumption	P _{AVG} , P _{Ed}	P _{TI} / P _{BCR} , P _{TI}		W	60.9	52.2	82.4	96.80	101.2	58.82	68.24	96.80	83.27	67.94	83.27	67.94
Eclipse duration	T _E	35 min / 60min	0.58	hr												
Eclipse ratio	R _E		35%	%												
Battery charge efficiency	E _{BC}		95%	%												
Battery discharge efficiency	E _{BD}		90%	%												
Battery Charge Power for eclipse	P _{Charge}	P _{Ed} / E _{BC} * E _{BD} * R _E / (1 - R _E)		W		32.87		60.98		37.04		60.98		42.79		42.79
Required total solar generating power	P _{Gen}	P _{sun} + P _{Charge}		W	93.8		143.4		138.3		129.2		126.1		126.1	
EOL solar power generation degradation factor	F _D		87%	%												
Solar Generating Power at BOL	P _{SB}	P _{Gen} / F _D		W	107.8		164.8		158.9		148.5		144.9		144.9	
Energy for eclipse	E _{Ed}	P _{Ed} * T _E / E _{BD}		Whr		33.83		62.74		38.12		62.74		44.04		44.04
Nominal discharge bus voltage(21cell)	V _{BD}	21 * V _{cell} (1.3V)	27.30	V												
Current capacity for eclipse	C _E	E _{Ed} / V _{BD}		Ahr		1.2		2.3		1.4		2.3		1.6		1.6
Battery DOD	R _{DOD}		20%	%												
Battery capacity	C _B	C _E / R _{DOD}		Ahr		6.2		11.5		7.0		11.5		8.1		8.1

*EOL solar power generation degradation factor는 K-3 Data참조(EOL Power / BOL Power)

그림 3-5. 과학기술위성 1호 평균 발생 및 소모전력 비교

(나) Solar Array (SA)

SA는 태양 전지를 이용하여 태양의 빛에너지를 위성이 사용할 수 있는 전기에너지로 변환하여 주는 모듈이다. 태양 전지판은 동일한 전지 배열을 갖는 세 개의 판넬(+XSP, -XSP, -ZSP)로 이루어진다. 두 개의 Panel은 Deployable Type 이고, 나머지 하나의 Panel은 Body Mounted Type이다. SA의 출력은 SPR로 들어간다. 각 Panel은 <그림 3-4>와 같은 구조를 갖는다.

Manufacturer	Italy Alenia
Model Number	
Length [mm]	40.95 (bare cell), 41.10 (solar cell assembly)
Width [mm]	29.92 (bare cell), 30.10 (solar cell assembly)
Thickness [㎝]	200
Weight [g]	1.30 (bare cell), 1.90 (solar cell assembly)
Bonding Material	CV2566 adhesive for cell and coverglass bonding
Contacts and Grids	Silver based metallization with a Gold outer layer evaporated onto the p and n layers of the solar cells
Cover-glasses	Pilkington Space Technology CMG150 glass
Inter-connectors	Au/Mo foil, stress-relived tabs

표 3-2. 단위 태양 전지의 규격

Substrate	Aluminum honeycomb (HEXCEL 5056) bonded to aluminum alloy (L163) face sheets with (REDUX 312) adhesive. The exposed edges filled with STYCAST 1090 resin	
Insulating Layer	Kapton over the Aluminum substrate	
Cells per String	66	
Strings per Panel	3	
Total Panel Number	3	
Panel Dimension		
Panel Weight [g]	2,719 g (-z), 2,587 g (-x), 2,619 (+x)	
Panel Performance @BOL (25 C, AM0)	Efficiency [%]	19.2
	VOC [V]	50.5
	ISC [mA]	4,758
	VMP [V]	42.7
	IMP [mA]	4,290
	PMP [W]	183
Telemetry	A YSI type temperature telemetry per panel	
Command	None	
Interface	Power output connected to SPR Telemetry output connected to NC	

표 3-3. SA의 규격

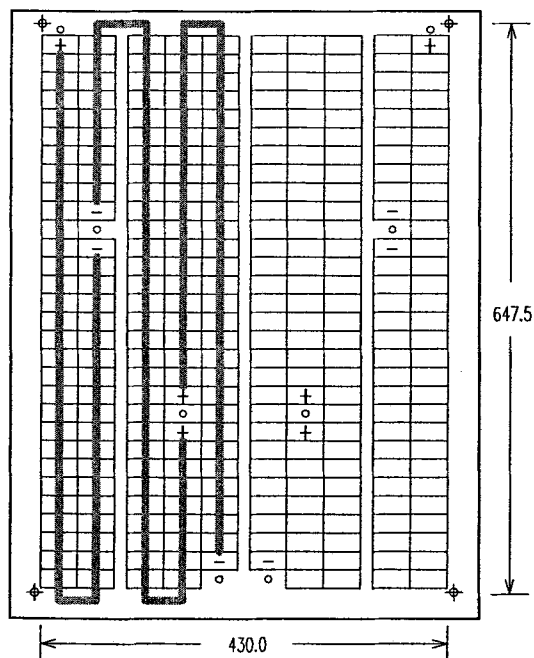


그림 3-6. 태양 전지판의 배열

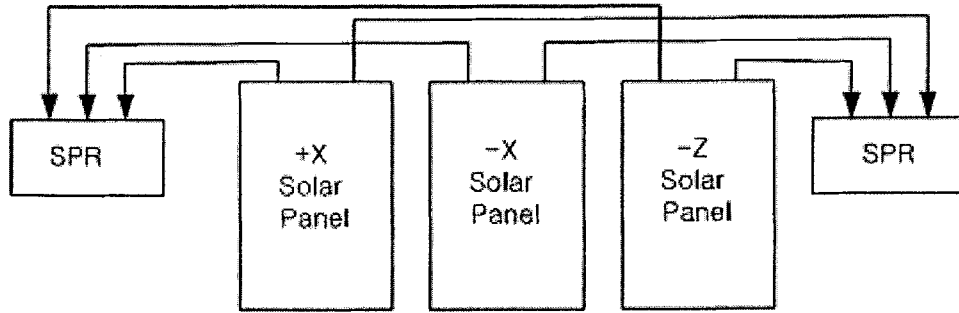


그림 3-7. 태양 전지판과 SPR의 연결

(다) Battery

Battery는 위성이 Eclipse에 있어서 태양에너지를 얻지 못할 경우와 순간적으로 큰 전력을 소모할 경우 위성에 전력을 공급하는 역할을 한다. 각 Battery Pack에는 5Ahr의 용량을 갖는 D-Size NiCd Cell이 11개씩 직렬로 연결되어 있다. 두 개의 Battery Pack은 SPR에 연결되어 약 +25 ~ 30V의 버스 전압을 형성하게 된다.

Item	Specifications	Req. ID
Model name	KR-10000M(SANYO)	
Battery type	Nickel-Cadmium	PWD1100
Capacity	10000mAh	
Nominal Volts(cell)	1.2V	
Internal Resistance	2.6mΩ	
Weight	400g	
Operation Temperature range	0°C ~ 45°C (Charge), -20°C ~ 65°C (Discharge)	PWD1700
External Dimensions(mm)	42.0(D) * 90.0(H)	

표 3-4. Battery의 규격

Cell Voltage, Temperature Sensor, 온도보상 Diode

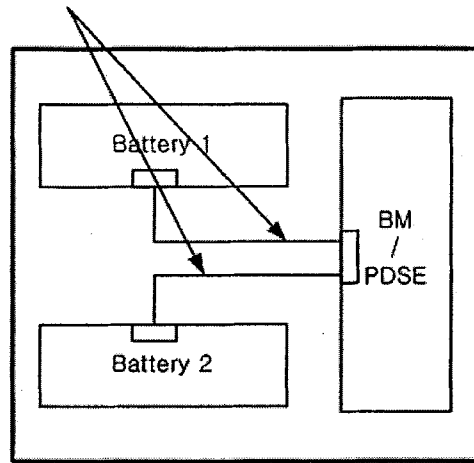


그림 3-8. Battery module box에서 battery pack의 위치 및 연결

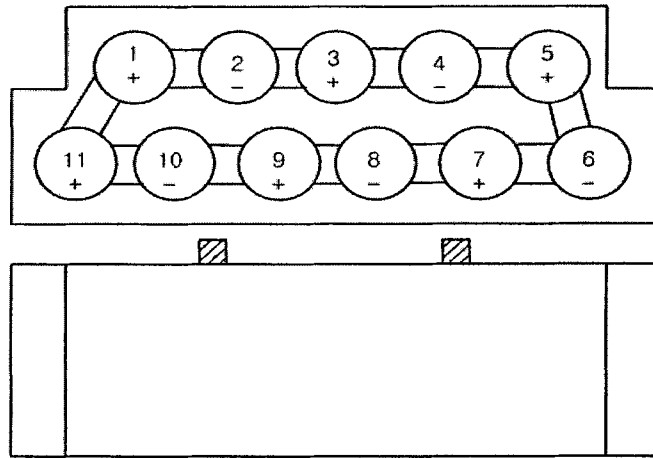


그림 3-9. Battery pack의 구조

(라) Solar Power Regulator (SPR)

<그림 3-10>은 SPR 구조를 간략히 나타내고 있다. SPR은 동일한 4개의 Buck type switching regulator로 구성된다. Solar Panel의 반쪽, 하나의 Battery Pack 및 두 개의 regulator가 하나의 chain을 구성한다. 두 개의 regulator는 신뢰성을 위해 구현된 것으로 둘 중 하나는 언제나 cold standby상태이다. Solar Panel과 Battery의 온도에 따른 특성의 변화를 보정하기 위한 Temperature Compensation Network, 이러한 특성의 변화를 세심하게 제어하기 위한 소프트웨어를 지원하는 Software Control Circuitry, PWM chip과 FET를 이용하여 입력 전력을 스위칭하는 Switching Circuitry, 스위칭 전력을 DC로 변환하는 LC로 구성되는 Output Filter, PWM Chip에 전력을 공급하는 PWM Chip Driver, Standby regulator로

의 전력 path를 연결하는 Relay 및 Relay Driver로 구성된다.

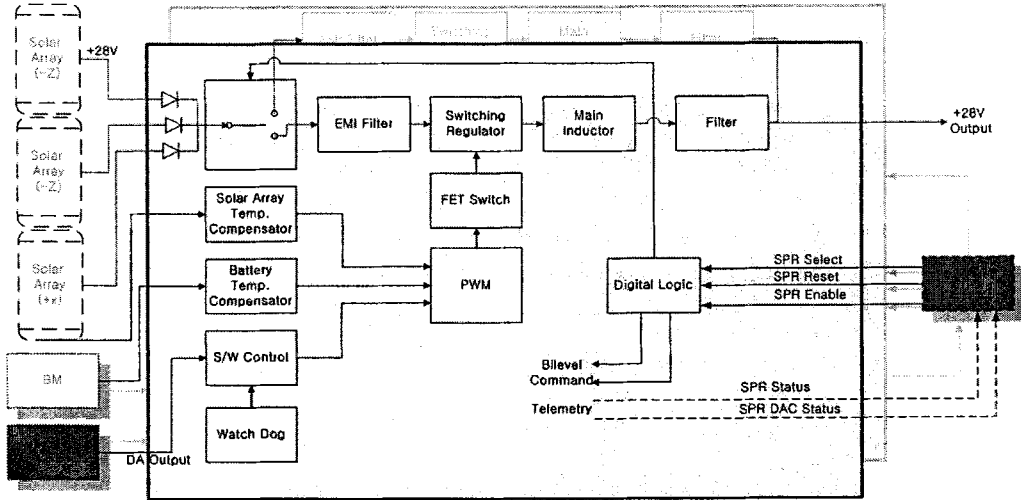


그림 3-10. SPR의 구조

Mass [g]	821.4 (box) + 225.6 (screen) + 1,048 (pcb)
Dimension [mm]	450×225×41
Regulator Topology	BUCK type switching regulator
Switching Freq. [kHz]	955
Input Voltage [V]	45~50 dependent on solar panel output voltage
Output Voltage [V]	25~30 dependent on battery charge status
Output Noise [mV]	Max 150 for ripple noise, Max 400 for spike noise
Capacity [W]	100 per regulator, 200 in total
Efficiency [%]	> 90
Stability	> 60 phase margin
Redundancy	Two regulator cold standby when two regulator active
Relay	DEUTSCH 2 pole latching type (10A), EL210117A
Telemetry	Six input currents from solar panels Two input voltages from solar panels Two software control data Two SPR select status Four SPR software control mode enable status
Command	Two SPR select commands Four SPR software control mode enable commands Four SPR software control mode counter reset commands
Interface	Power input from solar panels Power output to battery through BM Telemetry/Command with NC

표 3-5. SPR의 규격

(마) Power Supplying Unit (PSU)

PSU는 SPR과 Battery가 만들어 내는 28V unregulated 전력을 정류하여 +5V, +12V, -12V, +20V regulated 전력을 만든다. PSU는 <그림 3-11>에서 보여지는 것처럼 +5V regulated secondary bus를 만드는 PSU1 A와 +12V, -12V regulated secondary bus를 만드는 PSU1 B로 구성된다. 각각은 cold standby redundant 회로를 포함한다. 이 밖에 PSU의 동작을 감시하고 redundant 회로를 제어하는 회로들이 포함되어 있다. PSU는 Interpoint사에서 제작한 DC-DC converter와 EMI filter를 이용하여 구현한다.

	PSU1 A		PSU1 B	
	A1	A2	B1	B2
Manufacturer	Interpoint			
Model Number	MTR 2805S	MTR 2805S	TR 2812D	TR 28012D
Input Voltage(V)	19~40	16~40	19~40	16~40
Output Voltage(V)	5		12	
Output Capacity(W)	80	50	90	55
Efficiency(%)	80		86	
Operating Temperature(C)	-55~85	-55~125	-55~85	-55~125

표 3-6. PSU DC-DC converter의 규격

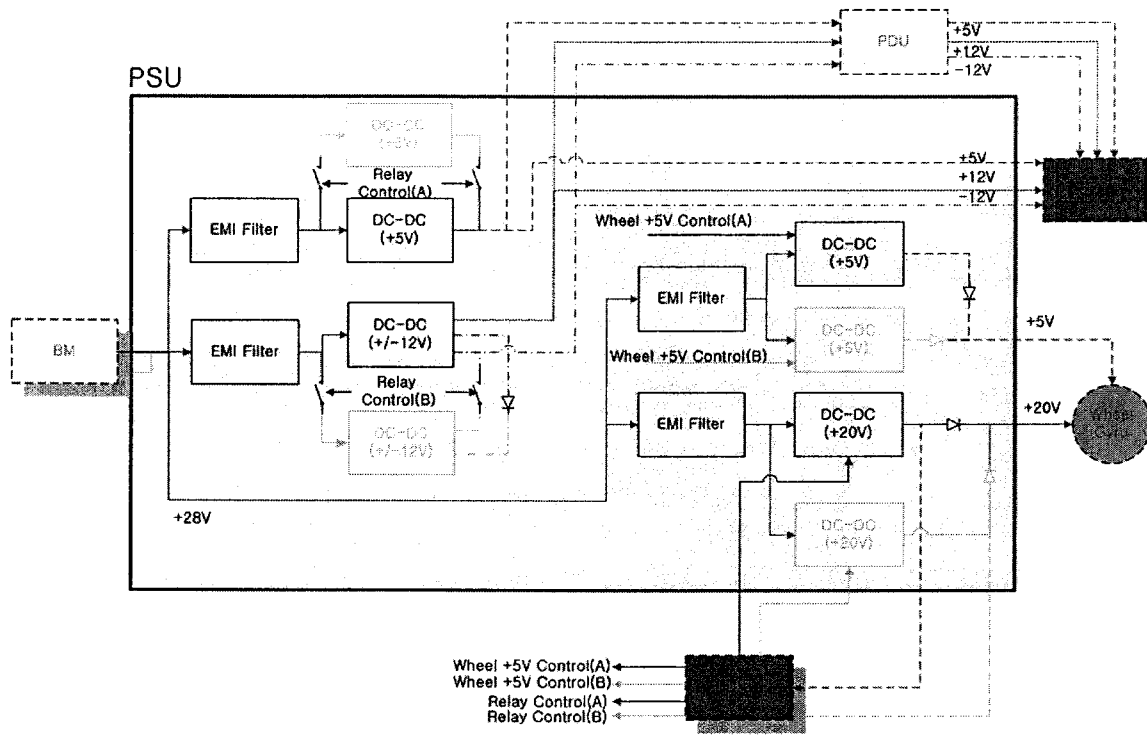


그림 3-11. PSU의 구조

Mass [g]	835.6 (box) + 224.3 (screen) + 651.0 (pcb)
Dimension [mm]	450×225×41
Regulator topology	Quasi-square wave, single ended forward converter
Switching freq. [kHz]	600
Input voltage [V]	25~29 dependent on battery charge status
Output voltage [V]	5, +12, -12, +20
Output ripple noise [mV]	< 25 @5V, < 50 @+12V, < 70 @-12V
Output spike noise [mV]	< 150 @5V, < 200 @+12V, < 200 @-12V
Capacity [W]	50 @5V, 38.5 @12V, 16.5 @-12V
Efficiency [%]	80 @5V, 86 @12V
Stability	>60 phase margin
Redundancy	Two DC-DC converter cold standby when two DC-DC converter active
EMI filter	Interpoint FMD28-461
Relay	DEUTSCH 2 pole latching type EL215127A for PSU1 A, EL210127A for PSU1 B
Telemetry	Two input currents (PSU1 A/B) Four output voltages (5V, +12V, -12V, 28V) Four output currents (5V, +12V, -12V, 28V) Two ambient temperature (PSU1 A1/B1) Two PSU1 A2/B2 on status
Command	Two PSU1 A2/B2 on commands
Interface	Power input from battery through Pyro Power output to NC and other subsystems Telemetry/Command with NC

표 3-7. PSU의 규격

(바) Battery Monitoring (BM)

BM은 SPR과 Battery사이의 전력 path를 제공하며 밧데리의 각각의 단위 셀의 전압을 측정하여 밧데리의 충전 상태를 감시하는 역할을 담당한다. <그림 3-12>는 BM의 구조를 보여주고 있다.

Mass [g]	557.4
Power consumption	<20 mA @5V, <3 mA @12V, <10 mA @28V
Telemetry	Two battery charge/discharge currents Two battery voltages Two multiplexed cell voltages
Command	Two cell change commands
Interface	Power supplied from PSU through Pyro Power input/output interface for Battery Telemetry/Command with NC

표 3-8. BM의 규격

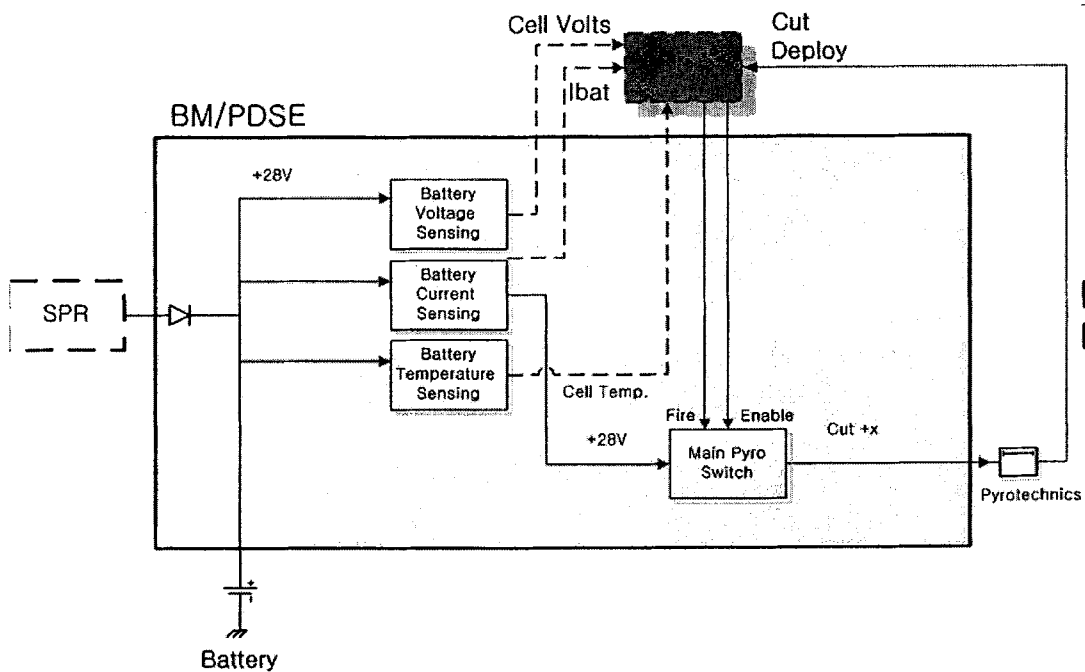


그림 3-12. BM의 구조

(사) Pyro Technic Device Supporting Electronic (PDSE)

Pyro는 태양 전지판의 전개를 위해 pyro device를 터뜨리는 동작을 수행하기 위한 회로를 포함하고 있다. 일단 태양 전지판의 전개가 수행된 이후에는 전혀 사용하지 않는다. <그

림 3-13>은 Pyro의 구조를 보여주고 있다. Pyro 회로는 모든 회로가 중첩되어 설계되었다

Manufacturer	HOLEX
Model Number	HOLEX 5801
Mass [g]	28.4
Dimension [mm]	12.7 (diameter), 50.8 (length)
No-fire Current [A]	1 for 1 minute
All-fire Current [A]	4.5
Recommended All-fire Current [A]	5
Bridgewire Resistance [Ω]	1.00.1
Temperature Range [C]	-54~71

표 3-9. Pyro device의 규격

Mass [g]	525.3
Power Consumption	21.8 A @28V for 20ms
Telemetry	Two pyro device cut status Two solar panel deployment completion status
Command	Two pyro enable commands Two pyro device fire commands
Interface	Power supplied from Battery through BM Power output to Pyro devices Telemetry/Command with NC

표 3-10. Pyro의 규격

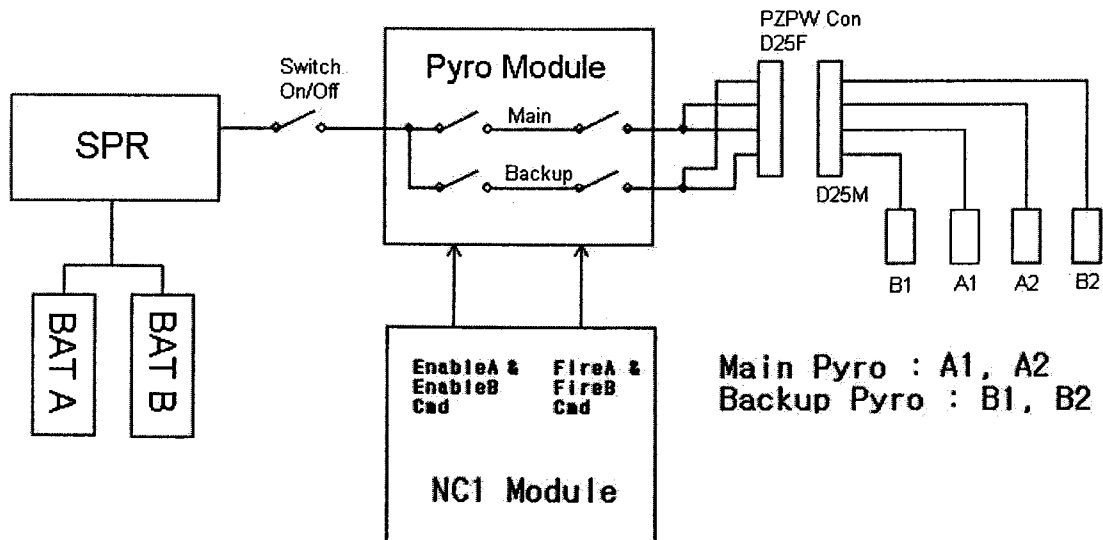


그림 3-13. PDSE의 구조

나. 자세제어부

(1) 시스템의 목적

자세제어 시스템은 위성체의 전력공급, 초고주파 통신, 열제어 등 기본적인 위성 운용을 위한 자세 변경 및 안정화에 관한 요구사항을 만족시켜야 한다. 또한 원자의선분광기의 천체 관측 및 우주 입자 측정 실험들을 정상적으로 수행할 수 있게 하기위한 정확한 자세 유지와 운용을 하는 역할을 한다. 3축 Reaction Wheel (RW) 제어방식과 Fiber Optic Gyro (FOG), Star Sensor (STS), 태양센서(ASS, CSS)에 대한 기술과 자세 제어 관련 S/W 를 개발하고 시험한다.

(2) 시스템 요구사항 및 분석

자세제어 시스템의 역할 중에서 가장 핵심이 되는 부분은 원자의선분광기 운용시의 정밀 자세 결정 및 제어이다. 아울러 각 운용 모드간의 전환 시 소요되는 시간도 중요한 성능 평가 요소이다.

Req. ID	Req. Title	Description
AC00100	ACS Design	Three-axis stabilization method with zero momentum bias closed loop system shall be used for attitude control of the satellite. The attitude control system design shall be consistent with this requirement.
AC00200	Attitude Determination and Control Function	The ACS shall provide attitude determination and control of the satellite during SSP operations for two years of mission life.
AC00300	Sun Acquisition Function	The ACS shall provide sun acquisition capabilities to support safety and recovery operations.
AC00400	Automatic Failure Detection Function	The ACS shall support automatic failure detection and satellite safety for up to 30 days without ground intervention.
AC00500	Sun Pointing Function	The ACS shall maintain the solar arrays sun-pointed and provide FIMS and star sensors (WIST and NAST) sun avoidance.
AC00600	Momentum Management Function	The ACS shall provide automatic momentum management for the reaction wheels.
AC00700	Reference Frame	The ACS shall provide attitude control with respect to the local vertical and local horizontal reference frame for the SSP operations.
AC00800	ACS Operating Modes and Conditions	The ACS shall provide operation modes sufficient to support the payload operation. (Section 3.3 in K4SE23100 for

		details)
SE01200 ~ SE04100	Attitude Knowledge	x-axis < 1.2 deg. y-axis < 5' z-axis < 5'
	Pointing Accuracy	x-axis < 1.2 deg. y-axis < 2.5 (2) ~ 30 (1) (PO) z-axis < 24 (PO:2)~ 2.56 (SS:2)
	Short Term Stability	Maintain the attitude pointing accuracy within the knowledge limit during a readout period 1 second.
	Long Term Stability	x-axis < 1.2 /25min y-axis < 0.5 /25min z-axis < 2.56 /25min
AC00900	Sun Tracking Mode Initiation	The ACS shall be capable of entering into the sun tracking mode from any arbitrary initial spacecraft attitude.
AC01000	Solar Array Sun Pointing	The ACS shall be capable of pointing the solar arrays normal to the sun within 8o (1)
AC01100	Sun Avoidance Angle	The sun avoidance angle specified in the ICDs for the FIMS and star sensors (NAST and WIST) shall be accommodated.
AC01200	Sun Acquisition Time	The ACS shall be capable of automatic closed-loop acquisition of the sun in less than 10 minutes after activation of the sun tracking mode in sunlight.
AC01300	Maneuvering Capability	The ACS attitude control shall meet the mission pointing requirements.
AC01400	Stability	The short and long term attitude stability shall meet the mission pointing requirements.
AC01500	Momentum Unloading	The ACS shall be capable of unloading wheel momentum by the use of magnetic torquers.
AC01600	Attitude Determination Accuracy	The Accuracy of satellite attitude determination shall satisfy the attitude knowledge requirements.
AC01700	Attitude Reference Update	The satellite shall provide a real-time attitude determination function and shall provide an attitude reference update.
AC01800	Attitude Determination Propagation	The ACS shall be capable of propagating the attitude reference.
AC01900	Actuator Margins	The control actuators shall satisfy the worst case environment and in-orbit disturbances with sufficient margins.
AC02000	Control Algorithms	Attitude control algorithms required for all satellite operational modes shall be implemented in the satellite on-board processor.
AC02100	Ground Command Override	Ground command shall be capable of overriding all on-board autonomous functions.

표 3-11. 시스템 요구사항 분석표

위의 요구 사항 중, 원자외선분광기의 PO(Point Observation) 모드 일때의 요구 사항이 가장 높은 정확도의 센서와 구동기를 필요로 한다. 3축의 자세 제어를 위해서는 3축의 자세 측정을 위한 센서와 구동기가 필요하다. 이를 위해, 3축 reaction wheel, gyro, star sensor, sun sensor, magnetometer를 사용한다.

(3) 기능 및 구성도

자세제어 시스템은 센서, 토크 발생기, 제어 처리부의 세 부분으로 나뉘어 진다. 이 시스템의 주된 임무는 위성체를 허용 범위의 오차 안에서 안정화하여 각 Payload들의 정상적으로 운용될 수 있게 하는데 있다.

(가) WBS (Work Breakdown Structure)

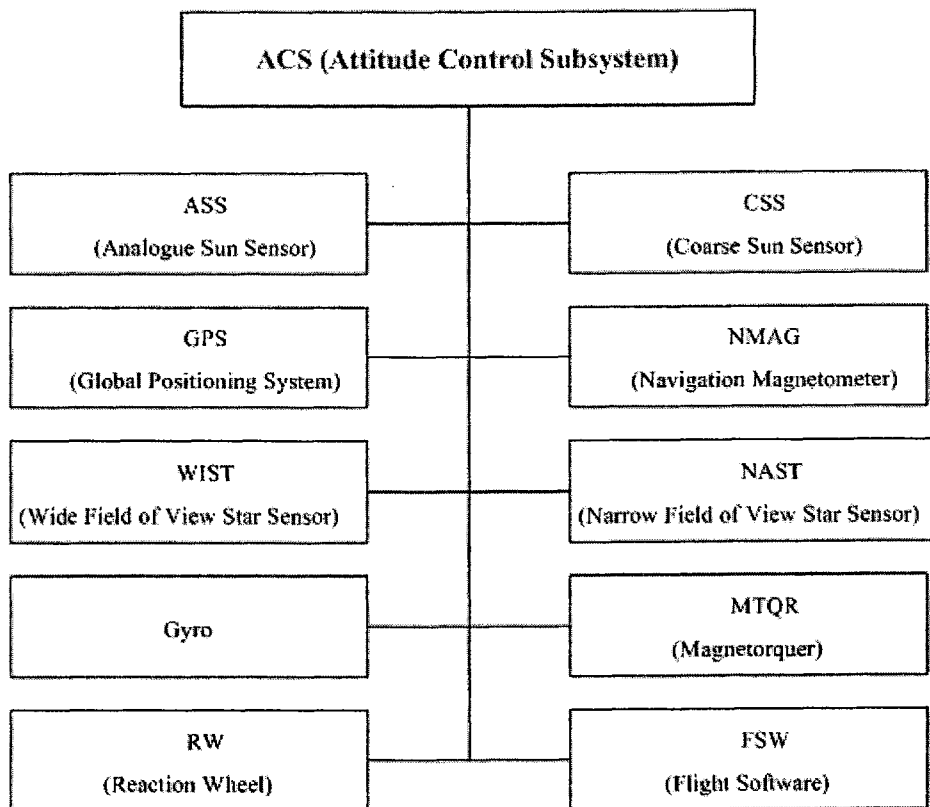


그림 3-14. 자세제어부 Work Breakdown Structure

(나) 구성도

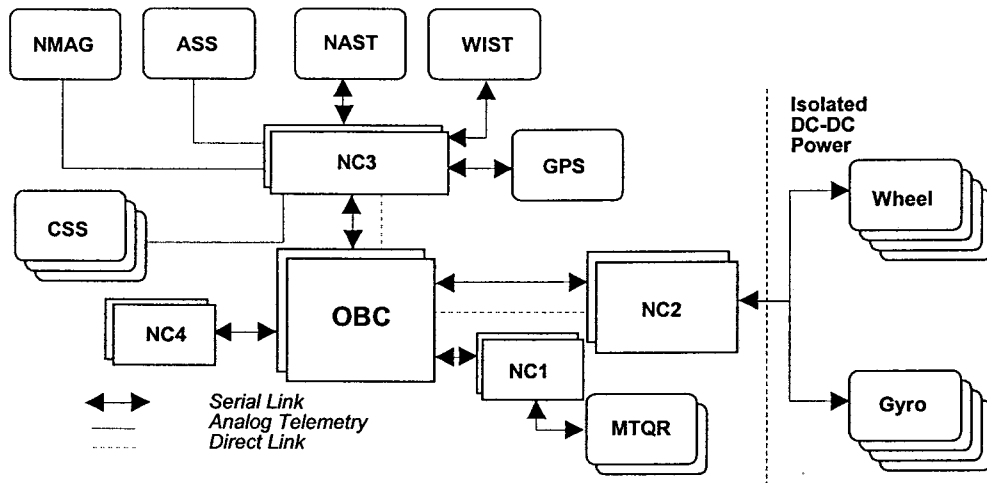


그림 3-15. 자세제어부 서브 시스템 Block Diagram

① 자세 제어 처리부

자세 제어용 컴퓨터로는 OBC1을 사용하며 OBC2를 Back-up으로 사용한다.

② 토크 발생부

우리별3호와는 달리 4개의 반동 휠(Reaction wheel)을 피라미드형으로 배치시킴으로써, 네 개 중의 어느 하나의 휠이 고장나더라도 모든 방향으로 위성체의 자세를 제어할 수 있는 토크를 발생시킬 수 있다. 피치축에 대해서는 다른 요, 롤축보다 더 큰 토크를 발생시킬 수 있도록함으로써 피치축에 대한 자세변경을 용이하게 만들었다. 자기 발생기는 코일에 전류를 흘려 발생하는 자기장과 지구자기장을 반응시켜 토크를 얻는다. 주로 RW의 Momentum Dumping에 쓰인다.

③ 센서부

자세 측정용 센서로서는 2축 태양센서(ASS) 1기, 2축 피라미드형 태양센서(CSS) 3기 3축 지자기 감지기(NMAG) 2기, 3축 + 1 Spare (y)축 Fiber Optic Gyro(FOG) 시스템 1기, 별감지기(STS) 2기가 있다. 자이로와 별감지기는 정밀 3축자세측정에 사용되고, 태양 센서와 지자기 감지기는 그 보다 덜 정밀한 자세 측정에 사용된다. 이들 자세 센서들에서 나오는 데이터는 필터링을 통해 정확도를 높인다.

(4) 운용 모드

(가) 초기 자세 안정화 모드

위성이 로켓으로부터 분리된 직후나 운영 중, 시스템 이상으로 한동안 자세 제어를 못했을 경우, 위성의 자세는 매우 불안정하게 될 수 있다. 이 때는 각 세축의 회전 각속도를 줄여나가면서, 태양 추적 모드에서와 같은 자세를 유지하도록 한다. ASS, NMAG, FOG가 센서로서 사용되고, MTQR가 구동 장치로서 활용된다.

- 1) 주컴퓨터(OBC1 또는 OBC2)가 reset되면, ROM에 있는 초기화/보호 모드 프로그램이 동작하게 된다.
- 2) 초기화/보호 모드 프로그램은 먼저 RW의 전력이 공급되고 있는지의 여부를 판정, 공급되고 있으면 보호 모드로 공급되고 있지 않으면 초기화 모드로 들어간다.
- 3) 초기화 모드로 들어간 후, 다시 FOG에 전력이 공급되고 있는지의 여부를 확인하여, 공급되고 있으면 FOG를 이용한 제어 알고리즘으로, 공급되고 있지 않으면, FOG를 이용하지 않은 알고리즘으로 동작된다.
- 4) FOG를 이용하지 않은 알고리즘의 경우,
 - ① 궤도요소의 유효성을 판정하여, 유효하면 궤도요소를 이용한 제어 알고리즘으로, 유효하지 않으면 궤도요소를 이용하지 않은 제어 알고리즘으로 들어간다. 초기에 ROM에는 유효하지 않은 궤도요소가 저장되어있으며, 지상에서 정확한 궤도요소를 위성에 입력할 수 있다.
 - ② 궤도요소를 이용하지 않은 알고리즘의 경우, NMAG만을 이용하여 위성의 각속도를 줄여나간다.
 - ③ 궤도요소가 유효하면, eclipse 동안에는 NMAG만을, sunlight기간에는 ASS와 NMAG를 함께 이용하여, 위성의 각속도를 줄여나감과 동시에 위성의 태양 전지판(-Z면)이 태양을 향하도록 제어한다.
- 5) FOG를 이용한 알고리즘의 경우,
 - ① 궤도요소의 유효성을 판정하여, 유효하면 궤도요소를 이용한 제어 알고리즘으로, 유효하지 않으면 궤도요소를 이용하지 않은 제어 알고리즘으로 들어간다. 초기에 ROM에는 유효하지 않은 궤도요소가 저장되어있으며, 지상에서 정확한 궤도요소를 위성에 입력할 수 있다.
 - ② 궤도요소를 이용하지 않은 알고리즘의 경우, FOG로 부터 측정된 각속도를 줄여나가는 방향으로 토크를 발생시키기 위해, NMAG을 이용하여 MTQR를 동작시

킨다.

- ③ 궤도요소가 유효하면, eclipse 동안에는 ②와 같이 동작시키고, sunlight 기간에는 ASS와 NMAG를 이용하여 3축의 정보를 얻고 FOG의 초기값을 바꿔준다. 위성의 각속도를 줄여나감과 동시에 위성의 태양 전지판(-Z면)이 태양을 향하도록 제어한다.

(나) 태양지향자세획득 모드

초기자세안정화 모드에서 반동휠을 사용하여 태양전지판이 태양과 수직이 되도록 자세를 제어하는 모드이다. 즉 최대한의 전력 공급이 가능하도록 자세를 유지시켜 나가는 모드이다. ASS, CSS, NMAG, FOG이 센서로서 사용되고, RW이 주구동장치로서 MTQR가 Momentum Dumping용으로 활용된다.

(다) 정상운용모드

기본적으로 태양지향자세획득모드와 동일하나, 자동지상국지향과 eclipse 동안에서의 자동 RAM 회피지향, 자동별센서동작모드이 포함되어있다. 태양지향자세획득모드와 마찬가지로 ASS, CSS, NMAG, FOG이 센서로서 사용되고, 자동별센서동작모드시 별센서가 추가적으로 사용된다. 반동휠이 주구동장치로서 사용되고, MTQR가 Momentum Dumping용으로 활용된다.

(라) 탑재체운용모드

- 1) 관성관측모드(Pointing Observation Mode) : 관성 좌표계에서의 각축에 대한 회전 각속도를 0이 되도록 하고, 천구 상의 원하는 방향을 지향하는 모드이다. 가장 높은 자세지향정확도와 자세결정정밀도를 요구하는 모드이다. 반드시 별센서가 사용되어야하고 반동휠이 주구동장치로서 활용된다.
- 2) 천천관측모드(Sky Survey Mode) : 황도좌표계에서 천정에서 시작하여 천저까지의 180도를 20분동안 스캔하는 모드이다. 관성관측모드와 마찬가지로 별센서가 사용되어야하고 반동휠이 주구동장치로서 활용된다.
- 3) 원자외선분광기보정모드 : 원자외선을 보정하기위해 이미 알려진 별을 여러차례 스캔하는 모드이다. 별센서가 사용되어야하고 반동휠이 주구동장치로서 활용된다.
- 4) 지자기벡터지향모드 : 위성의 +X축이 지자기벡터와 같은 방향이 되도록 자세를 제어하는 모드로서 우주물리탑재체로 관측할 때 사용된다. ASS, CSS, NMAG, FOG이 센서로서 사용되고,반동휠이 주구동장치로서 활용된다.

(다) 보호모드

OBC1 또는 OBC2의 동작이 정지된 경우, 어느 시간 후에 자동적으로 제어용 컴퓨터가 reset이 되면서 이 보호 모드로 들어가게 된다. 오직 지자기센서와 자기구동기로 운용되며, 랜덤 회전을 하게된다.

(5) 시스템 구성 및 규격

(가) MTQR (Magnetorquer)

우리별3호와 기본적인 구조는 동일하나, 명령을 한번에 6개를 동시에 제어하는 방식으로 변경되었다. bit로 양자화된 데이터에 의해 256단계로 발생하는 자기 쌍극자 용량을 제어한다. 발생하는 자기장은 지구 자기장과 상호 작용하여 위성체를 제어 할 수 있는 토크를 발생 시킨다. 동일한 구조를 가진 MTQR1, 2 두개의 Redundant한 모듈로 구성되어 있다.

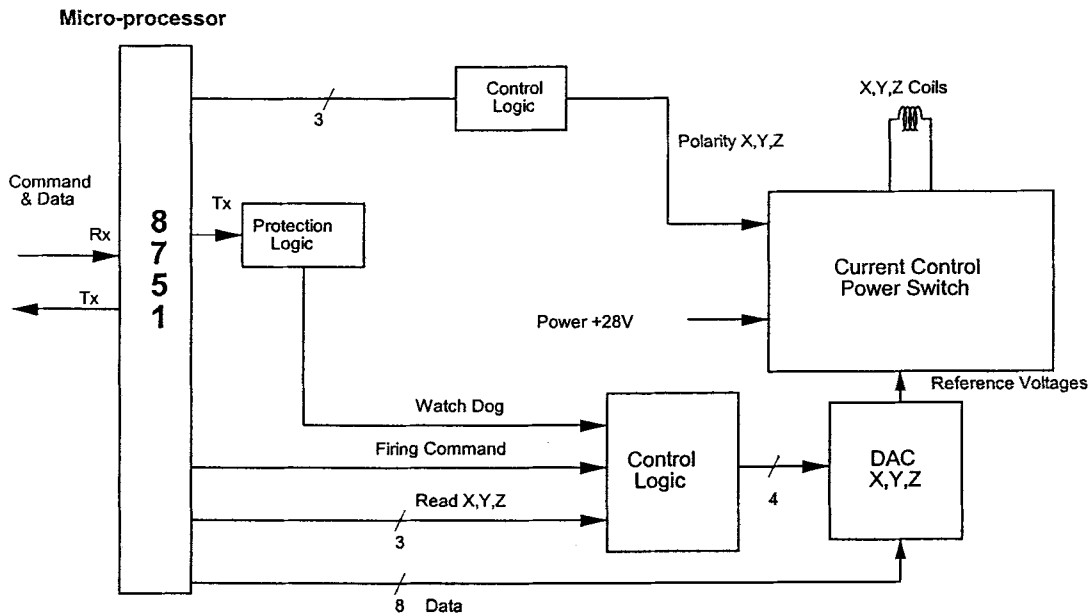


그림 3-16. MTQR의 Block Diagram

Number of Modules	2	AC00600
Capability	256 level, Bi-directional (3-axis)	AC01500
Dynamic Range	> ~10Am2	AC01900
Power	1W @ Normal, 22W @ Peak (each)	
Weight	2.8 kg (each)	
Dimension	225×225×32 mm3 (each)	
Interface	9600 bps (each)	

표 3-12. MTQR 규격

(나) 2축 태양센서(ASS)

위성의 발사 후 분리 초기 자세안정과 안전모드 운용에 필요하다. 태양각을 두 방향으로 측정할 수 있으므로 위성체에 대한 천구 상에서의 태양의 위치를 알아 낼 수 있다. 지자기 감지기와 함께 사용함으로써 관성 좌표계 내에서 3축에 대한 정보를 얻을 수 있다. 2축 태양센서의 내부구조 및 규격은 다음과 같다.

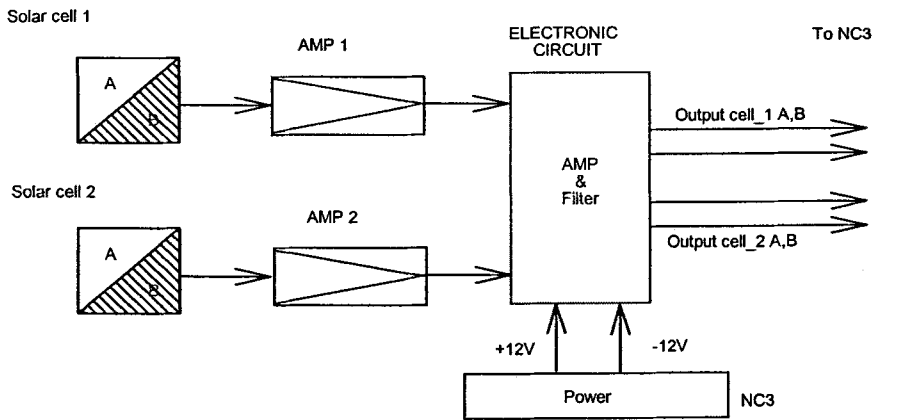


그림 3-17. ASS Block Diagram

Number of Modules	1	AC00300, AC00500
Accuracy	< 0.5 degree(2-axis)	AC01000
FOV	> ±60 degree	
Power	< 0.1W	
Weight	0.2 kg	

표 3-13. ASS규격

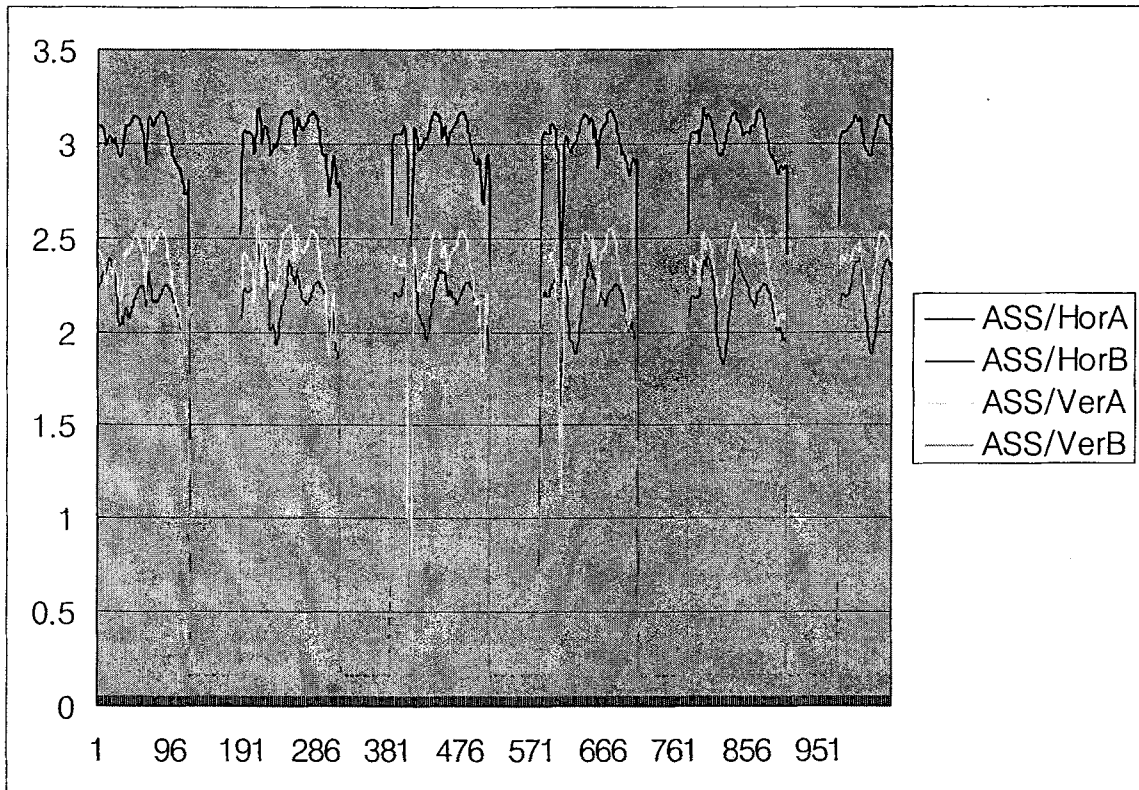


그림 3-18. 궤도 상의 측정 결과

(다) 2축 광역 태양 센서(CSS)

위성의 발사 후 분리 초기 자세안정과 안전모드 운용에 필요하다. 태양각을 두 방향으로 측정할 수 있으므로 위성체에 대한 천구 상에서의 태양의 위치를 알아 낼 수 있다. 지자기 감지기와 함께 사용함으로써 관성 좌표계 내에서 3축에 대한 정보를 얻을 수 있다. 2축 태양센서의 내부구조 및 규격은 다음과 같다.

Item	Specification	Req. ID
Number of Modules	3	AC00100
Power	0.1W	
Accuracy (3-axis)	< 3 degree	
꺆	>± 50 degree	
Weight	0.15 kg	
Dimension	60×60×26× mm ³	
Interface	Analog : 4	

표 3-14. CSS규격

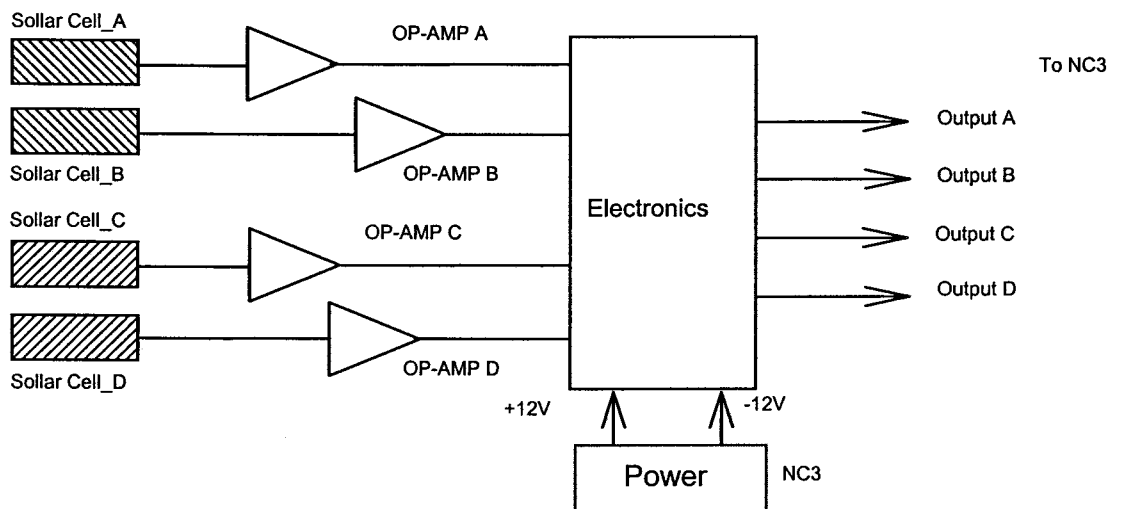


그림 3-19. CSS Block Diagram

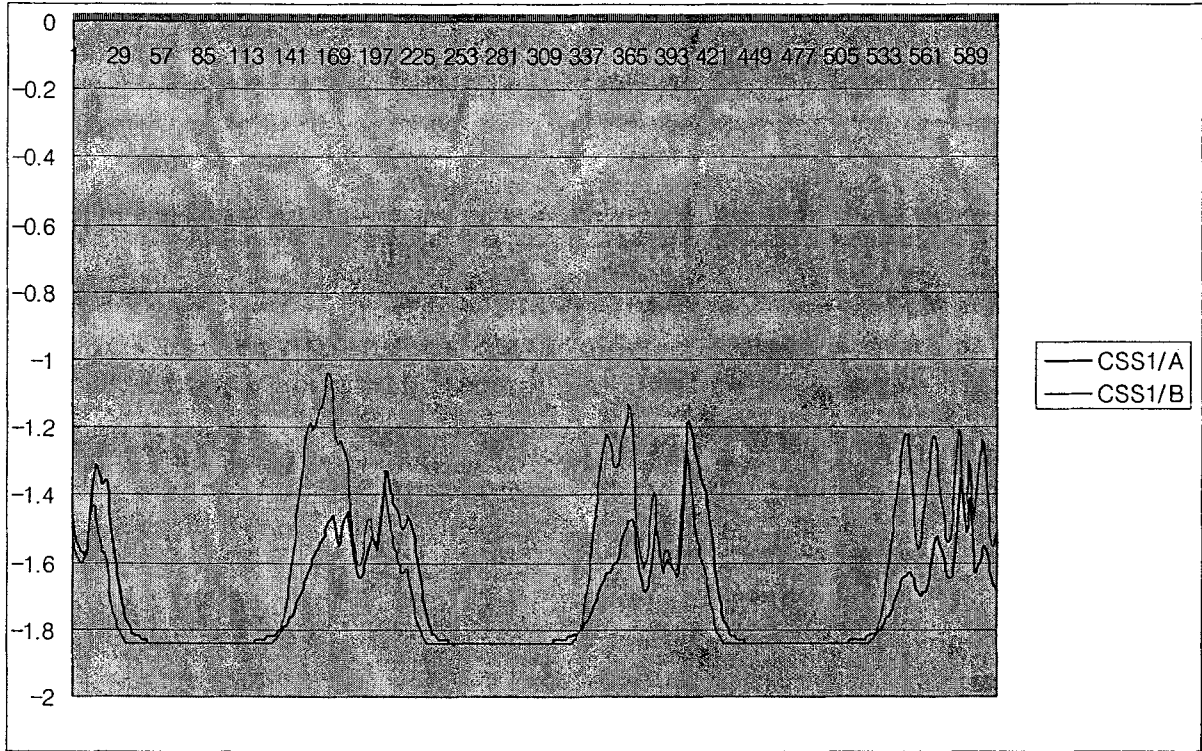


그림 3-20. 궤도 상에의 측정 결과

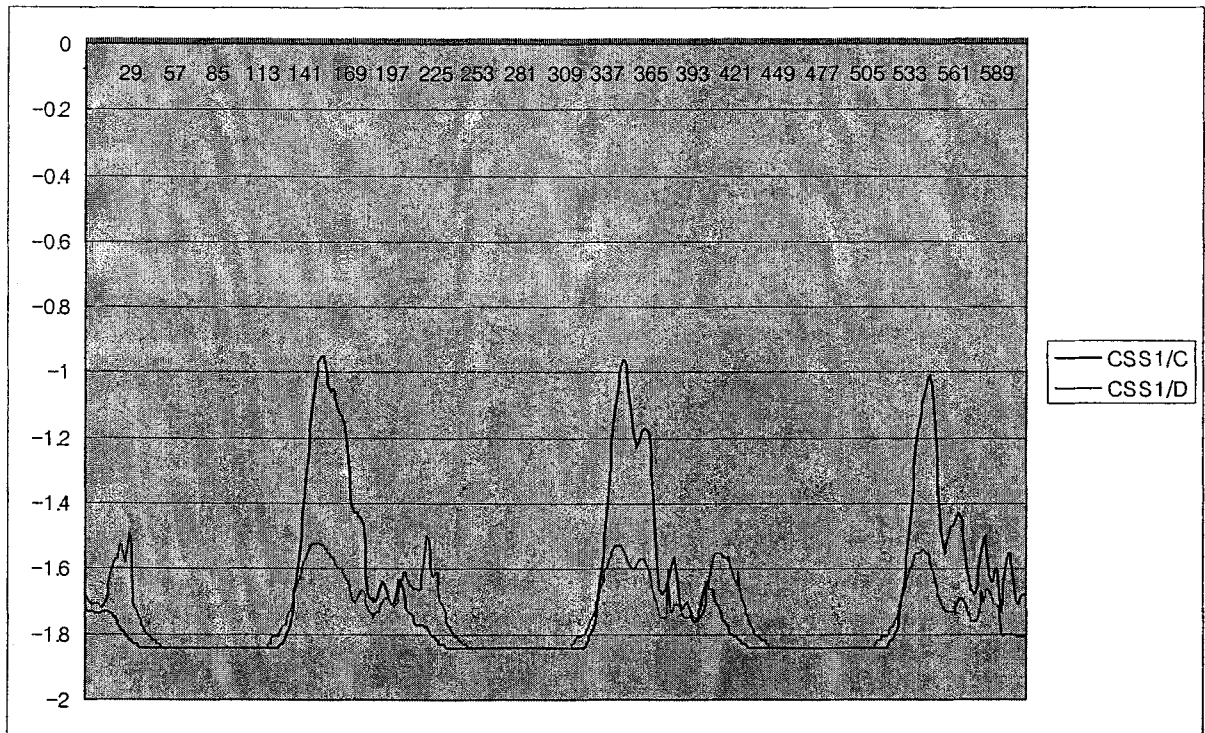


그림 3-21. 궤도 상에의 측정 결과

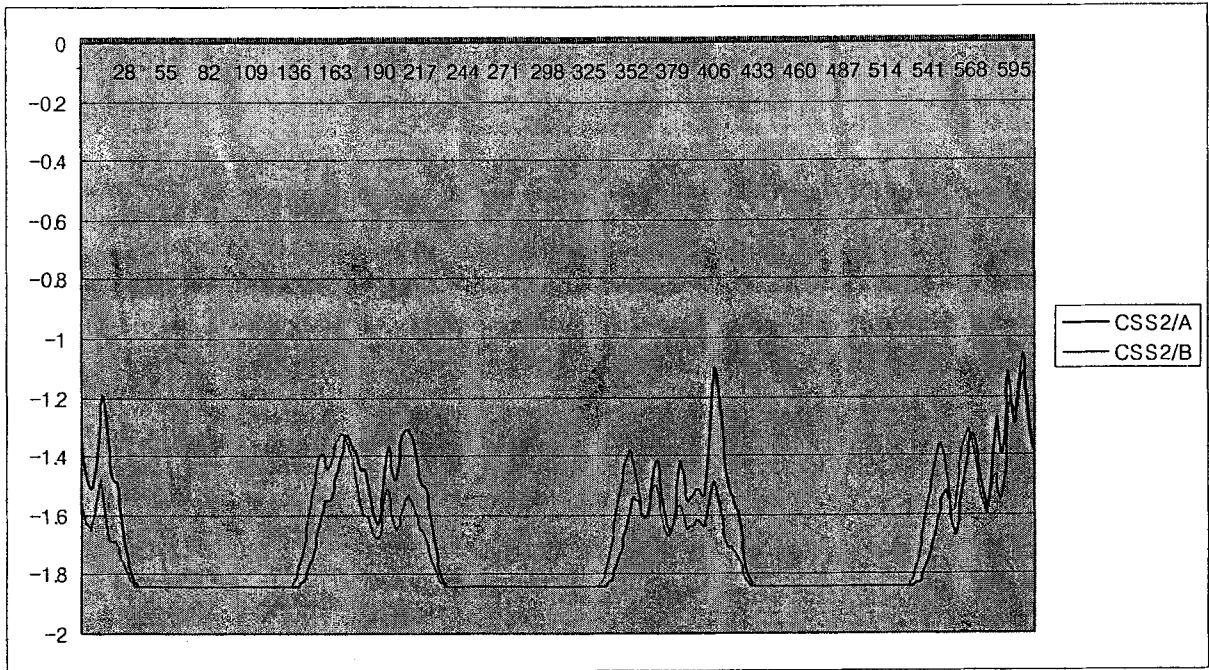


그림 3-22. 궤도 상에의 측정 결과

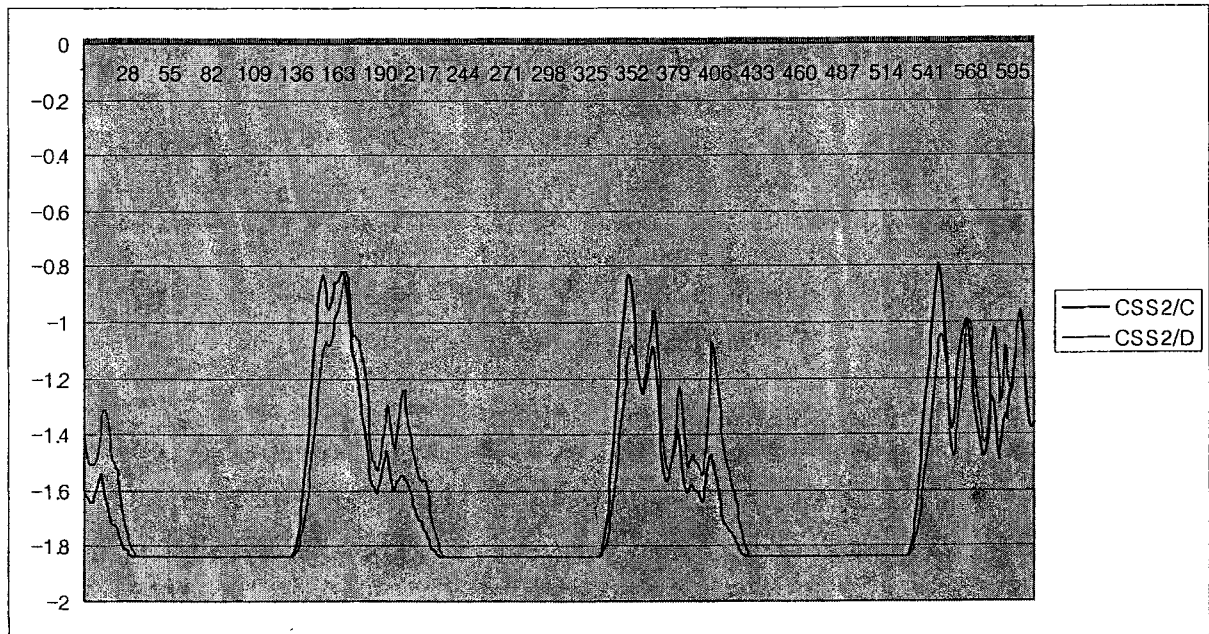


그림 3-23. 궤도 상에의 측정 결과

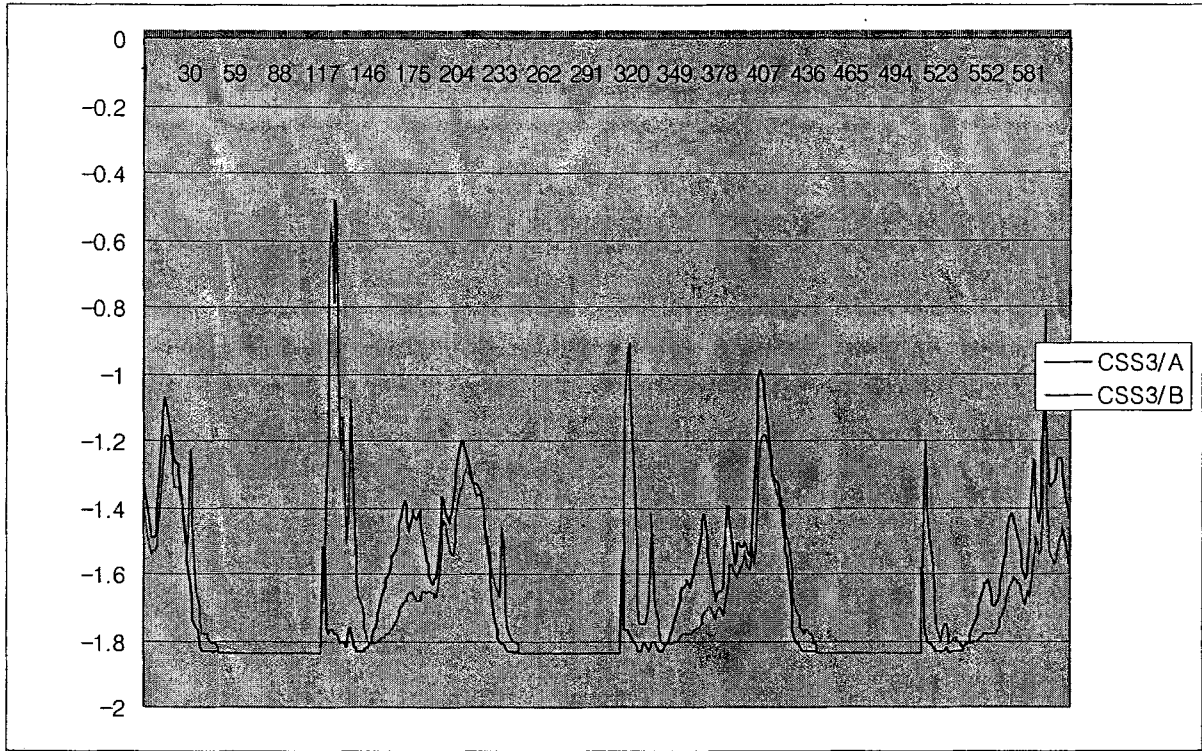


그림 3-24. 궤도 상에의 측정 결과

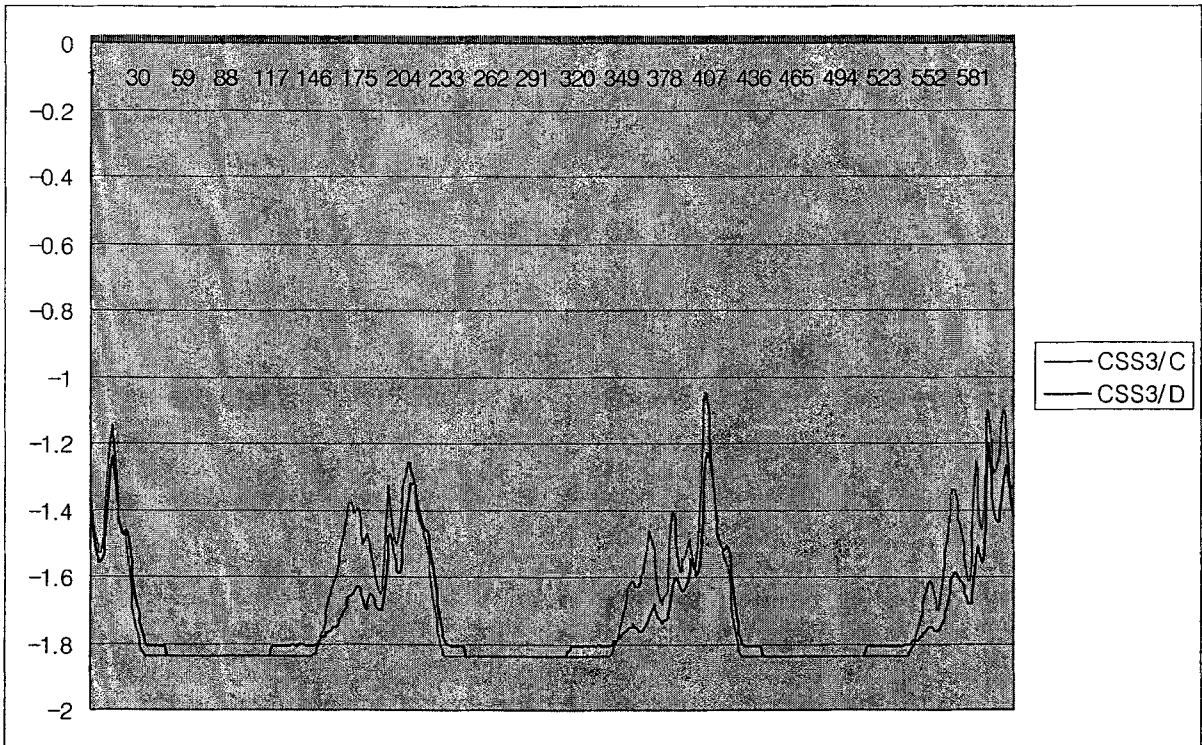


그림 3-25. 궤도 상에의 측정 결과

(라) 3축 Magnetometer

위성의 현재 궤도상의 위치나 FOV에 관계 없이 자세를 결정하고 자기구동 장치를 구동하는데 필요한 정보를 제공한다. NMAG은 코일로 감겨진 HEAD의 Sensing코일에서 궤도상의 지자기를 감지 OPAMP를 이용하여 적분, 증폭하여 0~5V의 출력전압을 발생시킨다. 이와같이 X, Y, Z 3축에 대한 지자기의 크기를 NC3에 제공한다. 또한 우주입자 측정 실험에도 중요한 자료를 제공한다.

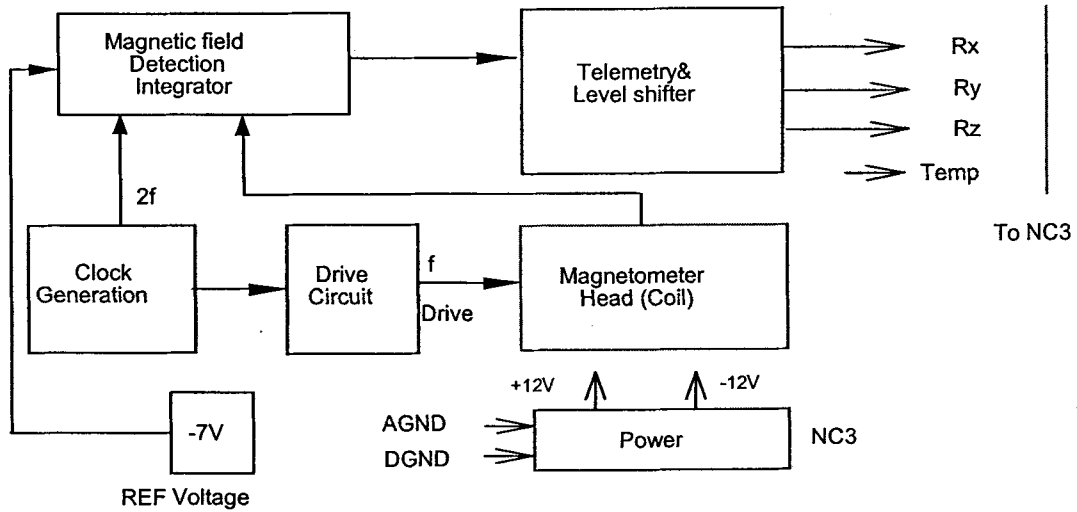


그림 3-26. Magnetometer의 블록 다이어그램

Item	Specification	Req. ID
Number of Modules	1	AC00100
Power	0.5W	
Accuracy (3-axis)	30nT	AC00200
Dynamic Range	> 60T	
Weight	0.3 kg	
Dimension	128x68x47 mm ³	
Interface	Analog : 4	

표 3-15. Magnetometer규격

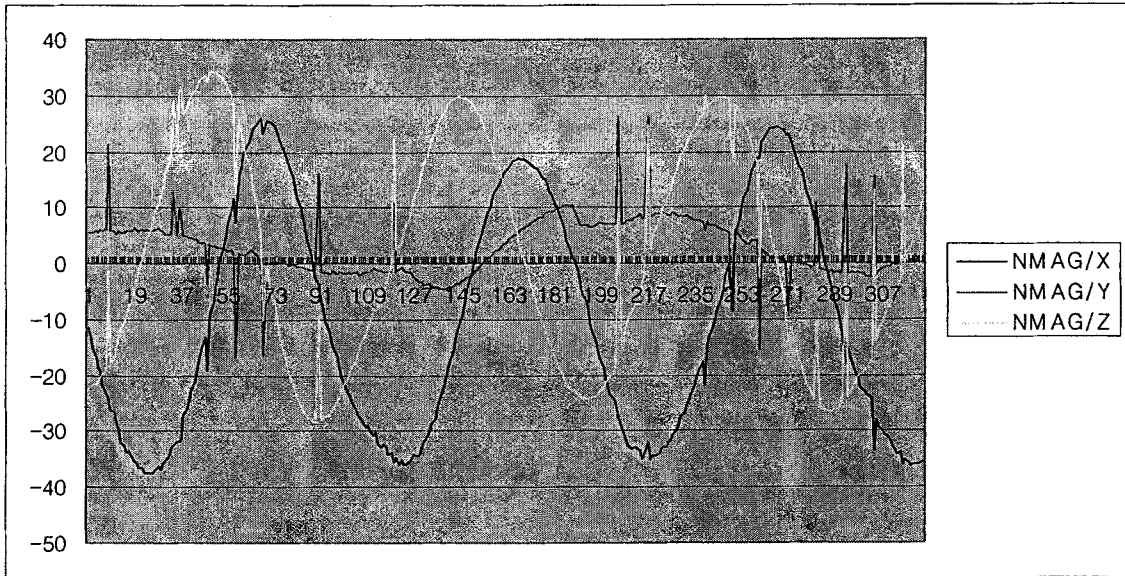


그림 3-27. On-orbit 결과

(마) 반동 휠(Reaction Wheel)

반동휠은 우리별 3호에 사용하였던 휠을 제작한 독일 Teldix 사로부터 구입하였다. 우리별 3호에 사용한 휠을 보완하여 저속에서 좀더 안정적으로 동작하도록 설계되었다. 또한 토크명령이 가능하기 때문에 제어알고리즘을 구현하는데 있어서 유리한 점이 있다. 하지만 5V와 20V 두개의 전원이 필요하고, 20V의 경우, surge current에 대한 주의가 필요하다는 것이 설계 상 유의할 점이다.

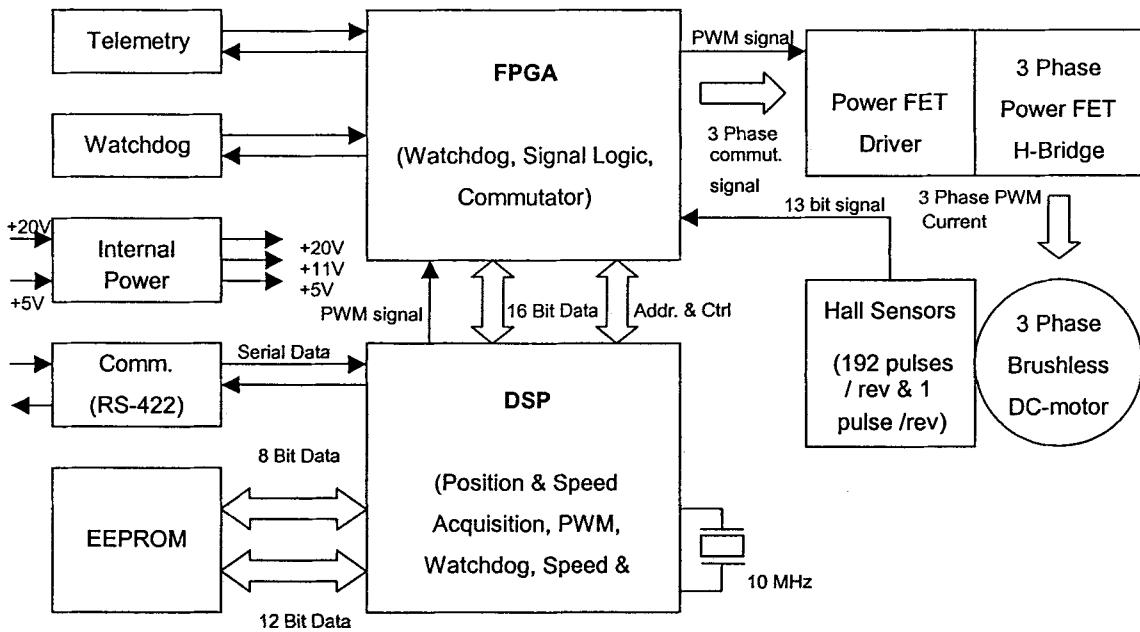


그림 3-28. 반동휠의 블록 다이어그램

Item	Specifications	Req. ID
Number of Modules	4	AC01300
Accuracy	0.1 rpm/bit	AC01400
Dynamic Range	0.12 Nms, 5 mNm @ Normal	AC01900
Power	<2W @ Normal, 4W @ Peak (each)	
Weight	0.7kg (each)	
Dimension	95120 mm3 (each)	
Interface	RS-422, 9600 bps (each)	

표 3-16. 반동휠 규격

(바) 레이저자이로(Fiber Optic Gyro)

FOG (Fiber Optic Gyro)는 독일 LITEF 사로부터 구입하였다. Laser를 이용한 광학적 경로차에 의해 위성체의 회전 각속도를 매우 정밀하게 측정할 수 있다.

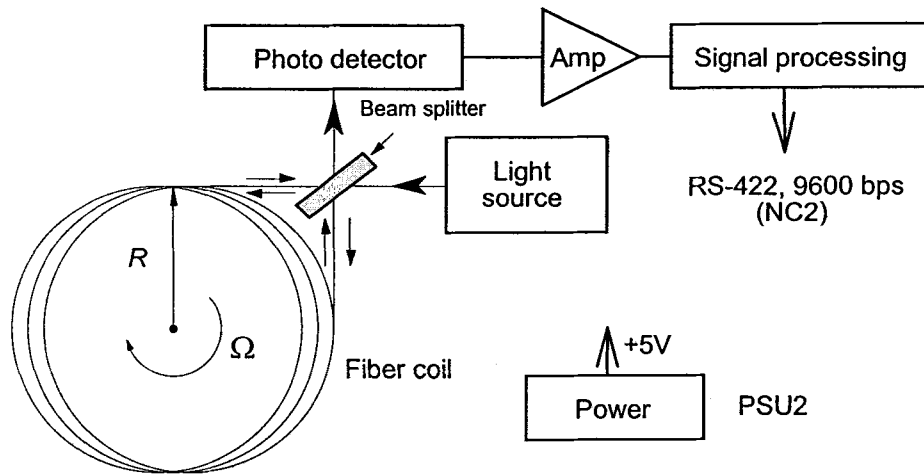


그림 3-29. 레이저자이로의 내부 구조

Item	Specifications	Req. ID
Number of Modules	4	AC01300
Accuracy	3o/hr (1) with star sensor	AC01400
Dynamic Range	> 1000 o/sec	
Power	2W (each)	
Weight	0.14 kg (each)	

Dimension	1006521 mm ³ (each)	
Interface	RS-422, 9600 bps (each)	

표 3-17. FOG 규격

(사) 협각 및 광각 별센서

협각 및 광각 별센서는 우리별3호 별센서를 개량하여 자세결정정밀도 및 센서동작안정성이 대폭 향상된 시스템이다. 기본적인 동작원리 및 구조는 우리별 3호와 동일하나, CCD 구동신호발생기부터 모든 회로를 자체적으로 개발하였다. 또한 빛가리개를 개량하여 태양이 보이는 영역에서도 사용가능하도록 설계되었다.

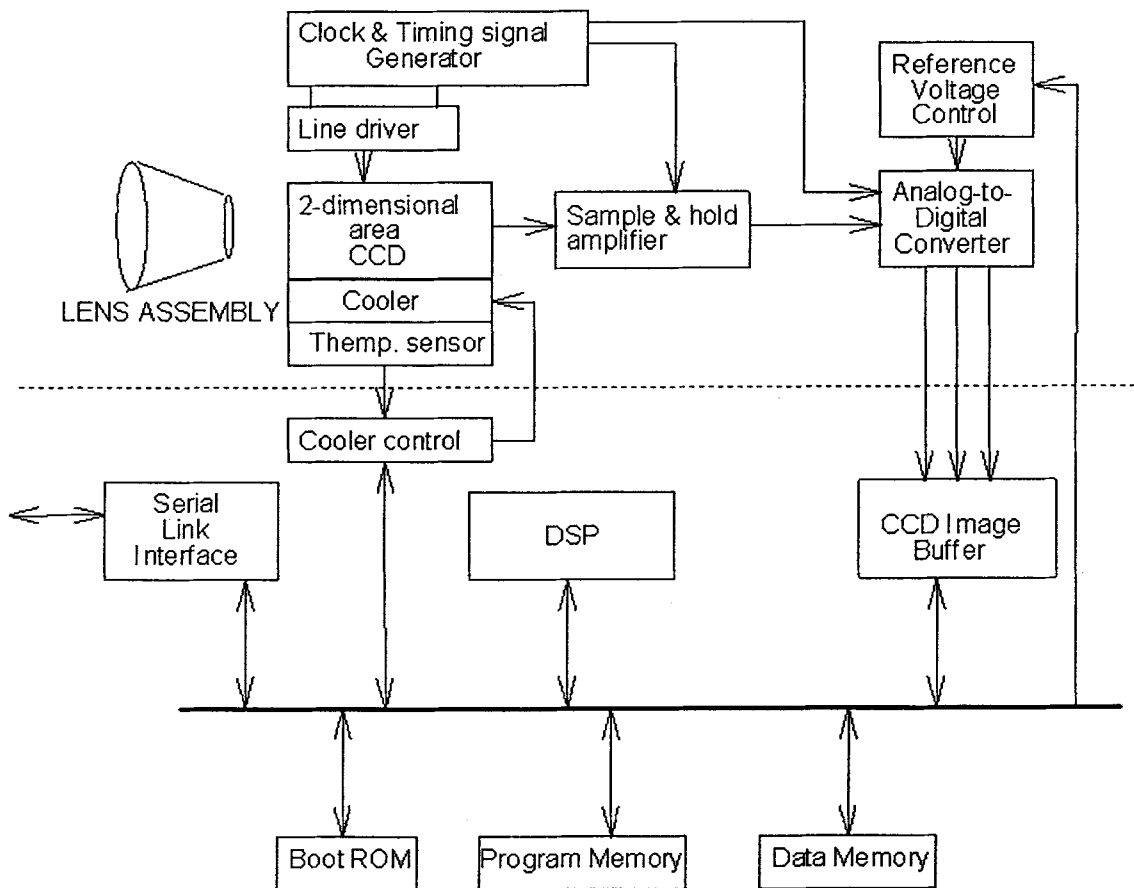


그림 3-30. 광각 및 협각 별센서 내부 구조

Item	Specifications	Req. ID
Number of Modules	1	AC00200
Accuracy	1 (3-axis, 1)	AC00800, AC01600

FOV	20 o20 o	
Power	5W	
Weight	1 kg	
Dimension	125125500*mm3	
Interface	RS-422, 19200 bps	

표 3-18. 광각별센서 규격

Item	Specifications	Req. ID
Number of Modules	1	AC00200
Accuracy	10 (3-axis, 1)	AC00800, AC01600
FOV	> 10 o10 o	
Power	10W	
Weight	2 kg	
Dimension	130130500* mm3	
Interface	RS-422, 19200 bps	

표 3-19. 협각별센서 규격

(아) GPS 수신기

GPS 수신기는 원자외선분광기의 관측시간을 정확히 측정하기 위해 주컴퓨터와 시각동기를 하는데 사용된다. 한 개의 GPS 수신기가 장착되었으며, 약 50 m 위치 정확도를 가진다.

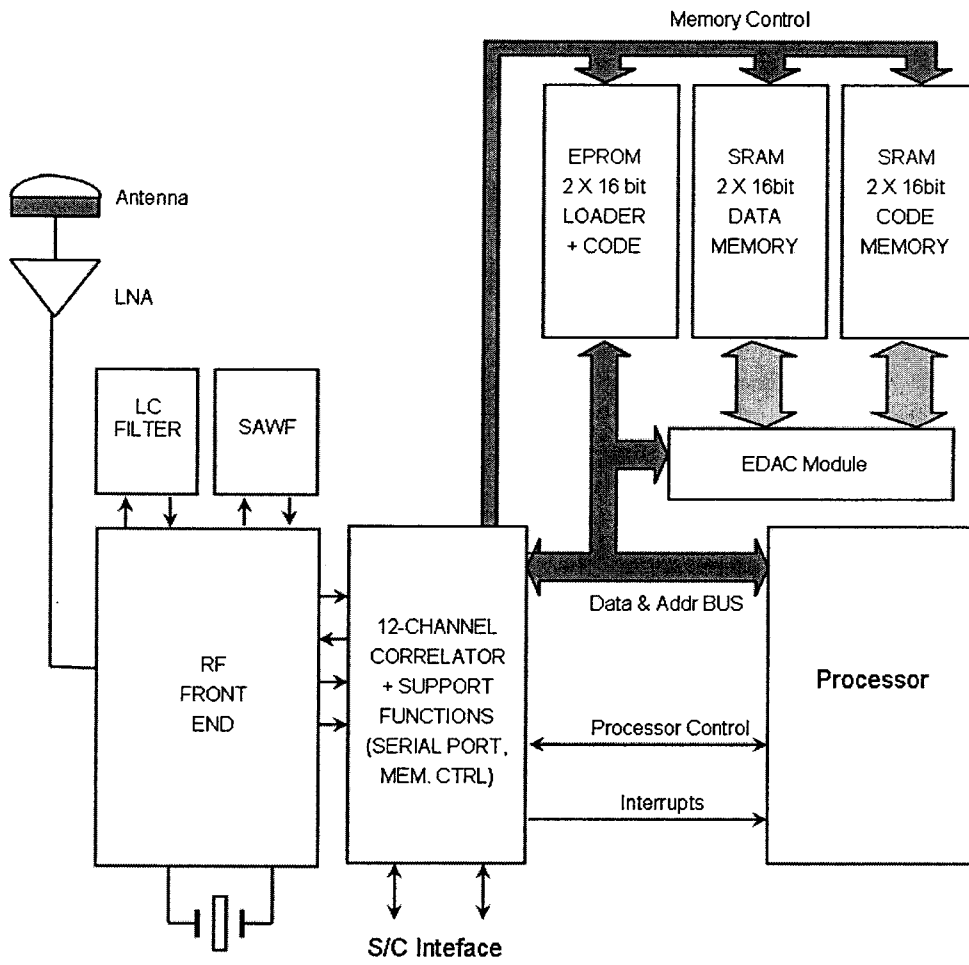


그림 3-31. GPSR의 블록 다이어그램

ITEM	Specifications	Corresponding Requirement
Frequency	1575.42MHz (L1 C/A)	
TTF	< 20 min	
Max. Altitude	1,000 km	
Max. Velocity	10 km/sec	
Position Accuracy	< 50m	
Power	2 W	
Dimension	200X120 X16 mm3	
Mass	1Kg (only unit)	
Interface	Serial 9600bps	

표 3-20. GPSR의 규격

다. 명령 및 데이터 처리부(Command & Data Handling System)

명령 및 데이터 처리부는 두개의 OBC(On-board computer), 두개의 MMS(Mass Memory System), 명령 및 데이터 처리 비행 소프트웨어(CDS Flight Software), Uplink Processor, 다섯 개의 NC(Node Controller), 그리고 NC들의 결합으로 구성되는 Network으로 구성되어 있다. 명령 및 데이터 처리부는 위성의 총괄적인 제어 및 감시, 지상국과의 통신, 지상국 명령의 수신, 분배 및 처리, SOH(State of Health) 데이터의 저장 및 전송, 위성내부 통신망 제공, 탑재체 운용, 탑재체의 데이터 저장 및 전송 등의 임무를 수행한다.

(1) 시스템 목적

신뢰성 있는 위성 데이터 네트워크(On-board data network)를 개발하여 서브시스템간의 데이터 교환 기능을 제공한다.

확장성이 용이한 원격검침 및 명령 시스템(NC)을 개발하여 신뢰성과 용량을 향상시킨다. 소형의 강력한 컴퓨터를 개발하고 위성운영체계 및 관련 운영 S/W를 개발한다.

(2) 시스템 요구사항 및 분석

다음 표는 C&DH 시스템의 요구사항들을 정리한 것이다.

Req't ID	Item	Description	Remarks
CD00100	Telecommand Handling Function	The C&DH subsystem shall provide receiving, authentication, decoding, storage and delivery of data from groundstation.	
CD00200	Telemetry Handling Function	The C&DH subsystem shall collect, format, store and transmit spacecraft data.	
CD00300	Data Handling Function	The C&DH subsystem shall provide the processing of request from groundstation.	
CD00400	Housekeeping Function	The C&DH subsystem shall check health data and control the instrument for satellite safety and distribute a reference time.	
CD00500	Payload Operation Function	The C&DH subsystem shall support payloads operations using OBC flight software.	
CD00600	Attitude Control Function	The C&DH subsystem shall provide attitude control function using OBC flight software.	

CD00700	Uplink Validation	The C&DH subsystem shall be designed to have an uplink code block error detection capability. Commands shall not be loaded in the satellite unless the satellite address is valid.	
CD00800	Accepted/Rejected Command Status	Accepted/rejected command status shall be telemetered.	
CD00900	On-board memory loads	The C&DH subsystem shall provide the capability for uploading and verification of OBC processor memory loads.	
CD01000	Downlink Validation	The C&DH subsystem shall be designed to have a downlink code block error detection capability. The C&DH data shall be formatted into telemetry frames compatible with the ground station.	
CD01100	Health and Status data availability	All health and status data shall be available in real-time during ground station contact time.	
CD01200	Simultaneous Data Record and Real Time Telemetry	The C&DH subsystem shall be capable of simultaneous recording data and downlinking telemetry.	
CD01300	Command Scheduling	The receipt and execution of a real-time command shall always take precedence over the execution of any stored commands The absolute timed commands of stored command shall take precedence the relative timed commands. The C&DH subsystem shall provide for changing the order of stored command execution via ground command. It shall be possible to overwrite a stored command prior to its execution by ground command.	
CD01400	Command Execution	The C&DH subsystem shall control and direct the instrument operations as specified in Interface Control Documents.	
CD01400	Command Execution	The C&DH subsystem shall control and direct the instrument operations as specified in Interface Control Documents. Normal command executions of instruments shall be accomplished via the stored commands. Real-time uplink command execution	

		capability shall be provided.	
CD01500	Data Collection	The C&DH subsystem shall collect instrument science data, instrument engineering data and satellite engineering data.	
CD01600	Data & Program Memory	The C&DH shall manage a minimum of 5Mbytes of data memory for engineering data storage including DCS and NAST data	
CD01700	Memory Dump	The C&DH subsystem shall be capable of dumping the contents of the memory to the ground.	
CD01800	Nonvolatile Memory	All initialization data and the key parameters shall be contained in EPROM within the OBC.	
CD01900	Singe Event Upset	A single event upset shall not cause loss of the satellite or mission.	
CD02000	Watchdog Timer Monitoring	An independent watchdog timer shall monitor the health of the processors and shall have the capability to initiate a transition to a contingency state if an anomaly is detected.	
CD02100	Backup Processor Element	The backup processor element shall be granted control of the spacecraft and shall boot-up a safe-hold mode upon the detection of a primary processor anomaly.	
CD02200	Safing Process	The C&DH subsystem shall work with anomalies during in-orbit operations.	
CD02300	SPR Control Function	The C&DH subsystem shall have a OBC software that control SPR back up mode operation.	
CD02500	Clock Adjustment Accuracy	The C&DH subsystem clock shall be adjustable within 0.1 msec of universal time coordinate (UTC).	
CD02600	Clock Adjustment Source	The C&DH subsystem shall provide the on-board clock adjustment capability from the ground or derived on-board.	
CD02700	Scheduling and Management	The C&DH shall be able to schedule, manage and control the payload operation scenario.	
CD02800	Scheduling and management	The C&DH shall be able to schedule, manage and control the attitude control scenario.	
CD02900	Function	The flight software function consists of attitude control, telemetry processing, telecommand processing, payload instrument control, and safe mode control, etc.	
CD03000	Modularity	The flight software shall have a modular design.	

CD03100	Reloading	The S/W shall be uploaded upon the detection of problems in the flight S/W.	
CD03200	Reconfiguration	The database and parameters used in the S/W shall be in-orbit reconfigurable.	
CD03300	Coding with Higher Order Language	The flight software shall be coded using a higher order language.	
CD03400	Functional Implementation	The software shall be implemented with top-down structure and shall support real-time operation with interrupts and priority scheduling.	
CD03500	Software Controlled Functions	The following functions shall be software-controlled and allow modifications during orbit operation to work around anomalies: <ul style="list-style-type: none"> - Attitude control law - On-board monitoring and safing response - Housekeeping functions - Telemetry format allocation - Command decoding - Stored command processing 	
CD03600	S/W Reuse	The flight software shall use codes from the previous missions according to the software reuse concept.	
CD03700	Performance Requirements	The flight software shall satisfy all software related functional performance requirements above.	
CD03800	MMS Memory Size	MMS shall be capable of storing 1Gbits of SSP data.	
CD03900	MMS Duty Cycle	The duty cycle of MMS shall be 100%.	
CD04000	MMS Operation	MMS shall collect the data from FIMS, SST, LP and SM during aurora observation and from FIMS during point observation, sky survey, day air-glow and night air-glow and from DCS operations. MMS shall transmit the stored SSP & DCS data to DRS via X-band (or S-band) transmitter	
CD04100	MMS Serial Communication Link to OBC	MMS shall transact with OBC through serial communication links.	
CD04200	MMS Environmental Conditions	The MMS shall be designed to meet the specification in K4SE28100.	

표 3-21 C&DH 시스템 요구사항 및 분석

(3) 기능 및 구성도

(가) WBS

다음 그림은 C&DH팀의 업무 구조도(WBS)이다.

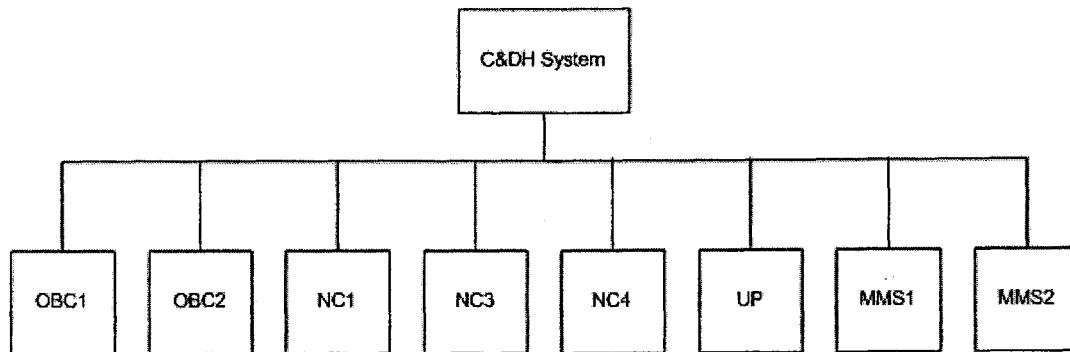


그림 3-32 C&DH System WBS

(나) 기능상 구성도

C&DH 시스템의 구조는 다음 그림과 같이 네트워크를 운영하는 다섯 개의 NC들과 위성을 운영하는 두개의 OBC, 지상국으로부터 전송되는 Packet을 처리하는 UP, 탑재체의 데이터를 저장하는 두 개의 MMS로 구성되어 있다.

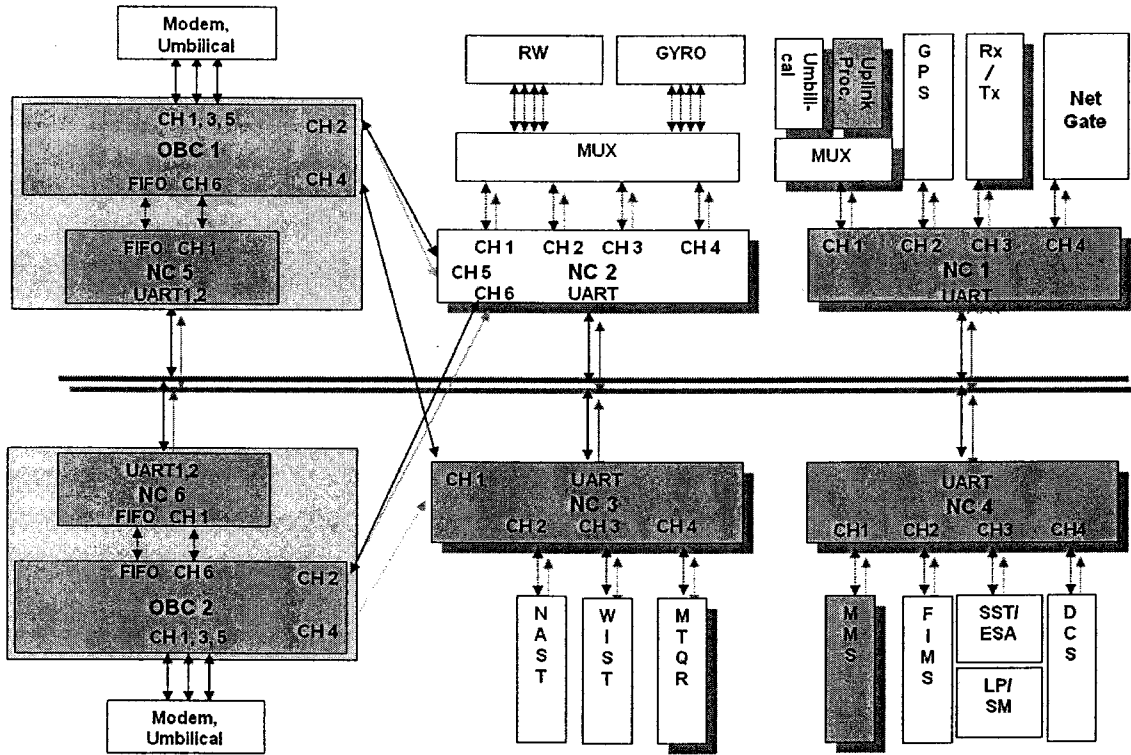


그림 3-33 C&DH 시스템 구성도

(4) 운용모드

- 명령 및 데이터 시스템의 운용모드는 위성 전체의 그것과 매우 밀접한 관계를 갖는다.

(가) 발사 모드

- 위성이 발사되는 동안에는 명령 및 데이터 처리부에는 일체 전원 공급이 중단된다.

(나) 분리 모드

- NC는 발사체로부터 분리와 동시에 전원을 공급받는다.
- OBC1은 NC가 리셋된 후에 명령에 의해 전원을 공급받는다.
- NC와 OBC는 전원공급과 동시에 모두 자기진단을 실행한다.
- 주 컴퓨터는 ROM의 프로그램들을 이용하여 부팅 및 자기진단을 수행한다.
- 전력부의 상황을 점검하여 이상이 없고, 충전지가 22V 이상 충전되어 있을 경우 UHF 송신기를 동작시키고 원격검침 정보를 지상으로 전송한다.
- 충전지가 22V 이하로 방전되면 송신기의 전원공급을 자동으로 중단시키고, 다시 22V 이상으로 충전되면 전원을 공급한다.
- UHF 송신기는 1분 동작, 2분 휴지를 반복한다.

- 초기 자세제어를 시작한다.
- 원격점침 주기는 8초로 한다.
- 태양전지판 전개등 초기운영시에는 지상의 명령에 의해 몇개 채널의 원격점침 정보를 연속적으로 정보를 송신할 수 있다.
- 모든 동작에 있어서 지상으로 부터 전송되는 명령에 우선순위를 둔다.

(다) 시험모드

- 위성의 각 모듈을 정상 운영에 앞서 정밀 시험하는 단계로 버스 각 부분과 탑재체의 기능상태를 점검한다.
- 주 컴퓨터는 멀티 태스크를 수행하고 있으며, 모듈 시험을 위해 특별한 태스크를 로드 하여 수행 할 수 있다.

(라) 정상 운용모드

- 주 컴퓨터의 모든 소프트웨어가 로드되어 멀티태스크가 동작하며, 지상국의 운영 스케줄에 의해 위성을 운영한다.
- MCDH 네트워크는 OBC1의 제어를 통해 데이터 전송, 명령, 검침, 전원공급을 수행한다.

(마) 보호모드

- 위성의 내부에 문제가 발생했을 경우에는 각 문제의 위험 수준에 따라 계획된 보호모드 동작을 수행한다. 이 경우에는 버스와 탑재체를 정의된 보호 상태로 만든 후, 태양추적모드의 자세제어 모드를 수행하게 된다.

(5) 시스템 구성 및 규격

(가) OBC H/W

① 개요

위성에 사용되는 탑재 컴퓨터(On-board Computer, OBC)는 위성의 원격 명령, 원격 검침 정보 처리등 다양한 기능을 수행하는 위성의 두뇌에 해당하는 중요한 시스템이다. 특히 과학위성과 같은 소형위성의 경우 OBC는 명령 및 데이터 처리 뿐 아니라 자세제어, 전력제어에 이르기까지

지 다양한 기능을 수행하고 있다. 따라서 위성의 OBC는 고성능의 계산 능력과 고도의 신뢰성을 요구한다. 특히 위성은 우주라는 열악한 환경에 놓여 있기 때문에 OBC는 이것을 고려하여 우주 환경에서도 동작 할 수 있도록 설계되어야 한다. 과학위성 1호 OBC는 우리별 3호와는 달리 FPGA(Field Programmable Gate Array)를 이용하여 무게 및 크기의 소형화를 추구하고, 네트워크 컨트롤러(Network Controller)를 내장함으로써 고속으로 위성 네트워크에 접속할 수 있도록 구현되었다. 또한 우주환경에서 직면하게 되는 SEU(Single Event Upset)에 대한 복구 능력을 향상시켰다. 뿐만 아니라 기본적으로 EEPROM을 탑재 함으로써 우리별 3호에서 문제가 되었던 탑재 컴퓨터의 ROM에 저장된 비행 소프트웨어(Flight Software)의 오류 시 매번 위성에 소프트웨어를 업 로딩(uploading)해야 하는 번거로움을 해소하였고, 여러 고장 상황에도 강인하도록 H/W가 설계되었다.

② 사양

항목	사양	Req. ID
Dimension	197mm x 431mm x 20mm	
Weight	~500g (~1.2Kg including box)	
Power Consumption	540 ~ 580mA@5V(OBC1) 560 ~ 620mA@5V(OBC2)	
CPU	Intel 80960MC	
Clock Speed	9.8304MHz	
Floating Point Unit	On Chip FPU	
FPGA	Actel 1460A x 2	
Program Memory	2MBytes with HW EDAC	CD01900
Boot ROM	128Kbytes EPROM(OBC1) 512Kbytes EPROM(OBC2)	
Task Storage ROM	512Kbytes EPROM 1Mbytes EEPROM	CD01800 CD03100 CD03200
RAM Disk	6Mbytes with SW EDAC	CD01600 CD01900
Serial/Parallel I/O	Z8530 SCC x 3 (Serial) 8-bit FIFO (Parallel)	
SPR Controller	DAC x 2 (SPR Ibat & Direct Duty Reference Input)	CD02300
Watchdog Timer	1EA	CD02000

표 3-22 OBC 사양

③ 구조

과학위성 1호 OBC는 중앙처리장치(CPU), 비행 소프트웨어를 저장하고 실행하기 위한 프로그램 메모리(Program Memory)와 EPROM, 위성의 상태정보 저장을 위한 램 디스크(RAM Disk), 비

행 소프트웨어를 저장하기 위한 EEPROM, CPU 감시 및 리셋(Reset)을 위한 Watchdog 로직, 각 서브 시스템과의 통신을 위한 수개의 직렬 통신 컨트롤러(Serial Communication Controller, SCC), 위성 네트워크와의 접속을 위한 네트워크 제어기(Network Controller), 그리고 전력 시스템 제어를 위한 DAC(Digital to Analog Converter)로 구성되어 있다. 또한 과학위성 1호의 주 탑재체인 원자외선 분광기(Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph, FIMS)와의 시간 동기를 위해 정확히 1초마다 발생하는 PPS(Pulse Per Second) 신호 발생기와, OBC의 시간 보정을 위해 GPS(Global Positioning System) 모듈로부터 매초마다 발생하는 펄스 신호를 받아들여 카운트할 수 있는 로직을 가지고 있다.

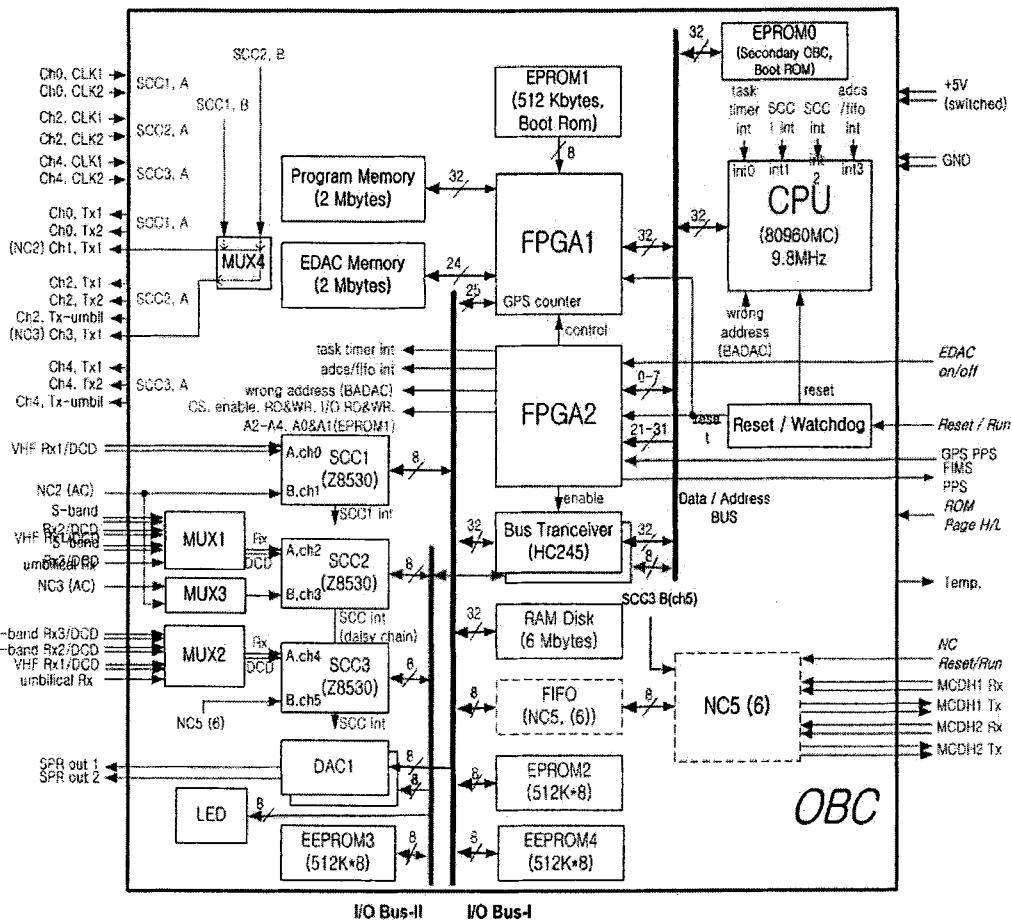


그림 3-34 OBC 상세 구조

④ 외부와의 Interface

OBC는 내장 NC를 통하여 NC Network에 접속되며, Battery의 충전 제어를 위해 두 개의 0~5[V] 신호를 SPR에 공급한다. 지상에서의 시험을 위해 두 개의 Umbilical이 있으며, 자세 제어 성능 향상을 위해 NC2와 NC3로 직접 연결되는 Channel을 갖고 있다. 그리고, Uplink와 Downlink를 위해 Modulator와 Demodulator로 연결되는 세 개의 Channel을 갖고

있다.

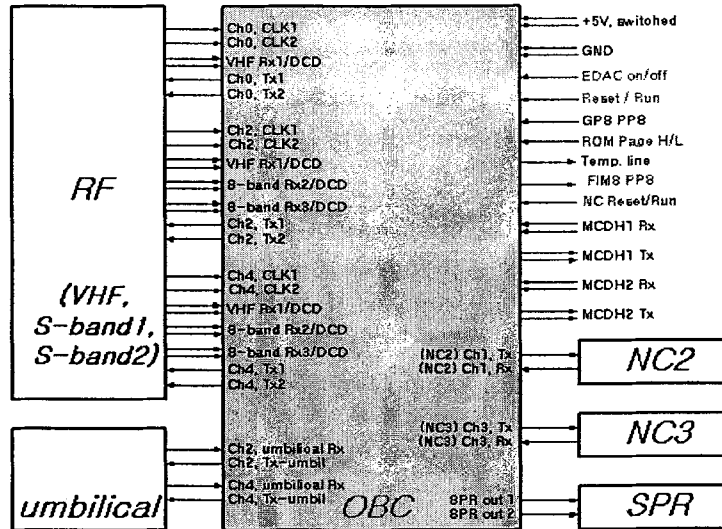


그림 3-35 OBC의 외부 Interface

⑤ CPU

우리별 3호 OBC의 주 CPU로서 사용 경험이 있는 인텔(사)의 RISK 칩인 80960MC가 사용되었다. 80960MC는 수치연산자(Floating Point Unit)를 내장하고 있고, 4개의 소스로부터의 인터럽트를 처리할 수 있으며, 버스트 액세스(Burst Access)를 지원한다. 20Mhz의 클럭에서 대략 20MIPS의 성능을 보이는 CPU 이지만 과학위성 1호 및 우리별3호에서는 전력 소모량을 고려하여 클럭 주파수를 9.8MHz로 설정하였다. OBC의 4개의 인터럽트는 다음과 같이 할당되었다.

- INT0: Task Timer Interrupt (OBC O/S 의 Task Switch 용 Timer)
- INT1: SCC1 Interrupt(직렬통신 용, 2Channels)
- INT2: SCC2&3 Interrupt(직렬통신 용, 4Channels, daisy chain)
- INT3: ADCS/FIFO Interrupt(자세제어 태스크(1/3.75sec) 및 FIFO 용)

⑥ Boot ROM

OBC의 부팅은 8-Bit (EPROM1) 또는 32-Bit (EPROM0)의 두 종류의 Boot ROM을 지원하며 사용자가 각각 선택할 수 있도록 구현되었다. 8-Bit Boot ROM을 사용한 경우 Boot ROM을 4번 액세스(Access)하여 32-Bit 데이터로 변환한 다음 CPU에 제공한다. 부트 코드(Boot Code)에서는 수행 속도는 그다지 중요하지 않기 때문에 8-Bit Boot ROM은 32-Bit에 비하여 부트 코드의 속도는 1/4 이지만 8-Bit ROM 하나만 필요하므로 ROM의 무게를 1/4로 줄일 수 있어 전체 OBC 무게를 줄일 수 있는 장점이 있다.

⑦ Watchdog Timer

Watchdog는 CPU의 오동작 또는 일시적 고장 상황에서 CPU가 제 기능을 하지 못하는 경우 리셋(Reset) 신호를 발생시켜 OBC가 정상 동작을 할 수 있도록 한다. Watchdog 로직은 OBC의 주 클럭을 이용하여 정확히 1/75 sec 마다 발생하는 OBC의 태스크 전환 인터럽트(Task Switching Interrupt)를 카운터하여 일정 시간 이상동안 CPU에서 클리어(Clear) 신호를 발생 시키지 않으면 리셋 신호를 발생하도록 구현하였다. 또한 전원이 ON 됐을 때 자동으로 리셋 신호를 발생시킬 수 있도록 Power On Reset 기능을 내포하도록 하였으며, 외부에서 리셋 신호(Edge Trigger 방식)를 인가하여 OBC를 리셋시킬 수 있도록 하였다. Watchdog 기능은 활성화/비활성(Enable/Disable)이 가능하며, 고장으로 인해 뜻하지 않게 리셋 신호를 계속 발생시키는 경우에 이 기능을 비활성 시킴으로써 대처할 수 있도록 하였다.

⑧ 직렬 통신 컨트롤러(SCC)

과학위성 1호는 지상국과의 통신을 위하여 3개의 RF 채널을 가지고 있으며, 이들 중 한 채널은 우리별 1,2,3호에서 검증된 VHF Rx/UHF Tx 이고, 나머지 두 채널은 과학위성 1호에서 처음 시도되는 S-band Rx/Tx 이다. 따라서 OBC에는 지상국과의 통신을 위해 이들 RF 모듈과 각각 직렬 라인으로 연결된 3개의 직렬 통신채널을 가지고 있다. 또한 과학위성 1호의 경우 자세제어를 위한 소프트웨어가 OBC에서 수행되기 때문에 자세제어를 위한 모듈(휠, 자이로, 자세제어 센서 등)들과의 통신을 위해 2개의 직렬 통신 채널이 필요하고, 내부 네트워크 컨트롤러와 한 개의 통신 채널이 필요하다. 각 SCC의 채널 A는 지상국과의 통신을 위해 할당하였으며, 채널 B는 다른 서브 시스템과 통신을 위해 할당 하였다. 특히 SCC3의 채널 B는 OBC 내부에 있는 네트워크 컨트롤러와의 통신을 위한 것으로서 주 통신 채널인 FIFO의 백업으로 사용한다. 지상국과의 통신을 위한 SCC2&3 채널 A의 경우 MUX를 사용하여 모든 RF 채널(VHF/UHF, S-band 1 & 2)로 접속이 가능하게 하였으며, 이것은 SCC 또는 RF 모듈의 한 채널이 고장인 경우에도 MUX 설정을 변경하여 다른 채널로 통신이 가능토록하며, 따라서 지상국과의 통신 채널에 대한 내고장성을 증대 시킬 수 있다.

⑨ 비행 소프트웨어 저장

OBC에서 수행될 비행 소프트웨어는 위성 발사 전에 EPROM 및 EEPROM에 똑같이 저장된다. 하지만 EEPROM에 저장된 소프트웨어의 경우 위성 발사 후에도 다시 수정 & 저장이 가능하며, 따라서 위성 발사 전 개발된 S/W에 오류가 있는 경우에도 발사 후 언제든지 수정 및 업로딩하여 항상 최신의 소프트웨어가 OBC에서 수행되도록 할 수 있다. OBC의 부트 코드는 부팅 시

먼저 EEPROM에 저장된 OS 및 소프트웨어로 부팅을 시도하며, 여기에 오류가 있는 경우 백업으로 EPROM에서 해당하는 소프트웨어를 찾아 실행한다.

⑩ Solar Power Regulator(SCR) 제어

과학위성 1호 OBC는 명령 처리 뿐만 아니라, 자세제어, 전력 시스템 제어를 동시에 수행한다. 전력 시스템 제어를 위하여 OBC에는 두 개의 DAC(Digital to Analog Converter)를 장착하고 있으며, 이는 OBC에서 실행되는 전력 시스템 제어 태스크의 출력인 디지털 제어 입력을 하나로 그 신호로 변환시켜 전력 시스템으로 전달하기 위함이다. 두개의 DAC 중 하나는 배터리 충전 전류제어를 위한 기준(reference) 입력을 제공하며, 다른 하나는 SCR(Solar Power Regulator) 내부에 있는 스위칭 트랜지스터(Switching Transistor)의 듀티(Duty)를 직접 제어하기 위한 입력을 제공한다.

⑪ I/O Bus

CPU와 각종 I/O들의 고장에 대한 내구성을 높이기 위하여 두 개의 I/O 버스를 사용하였다. OBC에 접속된 대부분의 I/O 모듈들은 중복화 되어있기 때문에 두 개의 I/O 버스에 이들을 적절히 배치함으로써 하나의 I/O 버스에 접속된 모듈에 고장이 발생하여 그 쪽 I/O 버스 전체에 영향을 주는 경우에도 다른 쪽 I/O 버스만으로도 OBC를 운용할 수 있도록한 것이다. 예를 들어 I/O Bus1에 접속된 모듈의 고장으로 I/O Bus1 전체를 사용하지 못하는 상황에서도 I/O Bus2를 사용하여 RF 모듈 또는 네트워크 컨트롤러와의 통신 등 기본적인 OBC 운용을 할 수 있다.

⑫ Program Memory 및 RAM Disk

OBC의 프로그램 메모리는 하드웨어 EDAC(Error Detection and Correction) 로직으로 보호되며 전체 2M Bytes의 용량을 가지고 있다. 여기는 위성 OS 및 비행 소프트웨어가 실행되며 상위 메모리의 일부는 비행 소프트웨어 저장을 위해 사용된다. 하드웨어 EDAC 알고리즘의 세부적인 내용은 다음 절에서 설명한다.

위성의 각 모듈로부터 매 일정한 주기로 OBC로 제공되는 원격 점검 및 상태 정보는 6M Bytes의 RAM Disk에 저장되며, 이들은 Reed-Solomon 코드에 기반을 둔 소프트웨어 EDAC 알고리즘으로 보호된다. 이 원격 점검 및 상태 정보는 위성이 지상과 접촉할 수 없는 기간 동안 OBC의 RAM Disk에 파일 형식으로 계속 저장되고 차후 지상과 접촉했을 때 이 파일을 다운 받아 모든 궤도 상에서 위성의 상태를 점검할 수 있다.

⑬ 메모리 SEU 극복

프로그램 메모리의 SEU 극복을 위해 우리별 3호의 경우 8Bit의 데이터/정보 비트(Information Bit)에 4Bit의 여분 비트(Redundancy Bit)를 사용한 EDAC 알고리즘을 사용하였으며, 8 Bit당 1Bit의 에러를 복구(Correction)하고 2Bit 에러는 탐지(Detection)할 수 있었다. 과학위성 1호에서는 에러 복구 능력 및 FPGA로 EDAC 알고리즘 구현 시 사용되는 로직 수, I/O 포트의 수, 그리고 구현의 복잡성 등을 고려하여 (7,4) Hamming Code를 이용한 EDAC 알고리즘을 채택하였다. (7,4) Hamming Code는 7Bit 중 4Bit의 정보 비트와 3Bit의 여분 비트를 가지고 있으며, 1Bit 에러를 복구하고 2Bit 에러는 탐지할 수 있다. 따라서 과학위성 1호의 경우 매 4Bit의 데이터마다 1Bit 에러를 복구할 수 있어, 에러 복구 능력이 우리별 3호에 비해 대략 2배 정도 향상 되었다고 할 수 있다. 구현된 EDAC 알고리즘은 다음의 수식으로 4Bit의 정보 비트를 이용하여 3Bit의 여분 비트를 만든다.

$$R(2) = I(3) + I(2) + I(1)$$

$$R(1) = I(2) + I(1) + I(0)$$

$$R(0) = I(3) + I(2) + I(0)$$

에러의 복구는 먼저 정보 비트와 여분 비트를 이용하여 아래와 같은 3Bit의 Syndrome을 구한 다음, <표3-23>의 테이블을 이용하여 에러가 발생한 비트를 반전시킨다. 또한 에러 복구는 여분 비트들에서 발생한 에러에 대해서는 하지 않고, 정보 비트들에서 에러가 발생하였을 때만 하도록 하여 EDAC 알고리즘을 FPGA로 구현했을 때 사용되는 로직 수를 최대한 줄일 수 있도록 하였다.

$$S(2) = (I(3) + I(2) + I(1)) + R(2)$$

$$S(1) = (I(2) + I(1) + I(0)) + R(1)$$

$$S(0) = (I(3) + I(2) + I(0)) + R(0)$$

Syndrome (2:1:0)	Error vector		Digit in error
	I (3:2:1:0)	R(2:1:0)	
0 0 0	0 0 0 0	0 0 0	None
0 0 1	0 0 0 0	0 0 1	7
0 1 0	0 0 0 0	0 1 0	6
0 1 1	0 0 0 1	0 0 0	4
1 0 0	0 0 0 0	1 0 0	5
1 0 1	1 0 0 0	0 0 0	1

1 1 0	0 0 1 0	0 0 0	3
1 1 1	0 1 0 0	0 0 0	2

표 3-23 (7,4) Hamming Code를 이용한 에러 복구

프로그램 메모리는 데이터를 저장하기 위한 데이터 메모리와 여분 비트들을 저장하기 위한 EDAC 메모리로 구성되어 있으며, CPU에서 프로그램 메모리에 데이터를 기록할 때 EDAC 용 FPGA에서 여분 비트들을 만들어 데이터는 데이터 메모리에 여분 비트들은 EDAC 메모리의 똑 같은 번지(Address)에 저장한다. CPU가 프로그램 메모리로부터 데이터를 읽어 올 때는 EDAC FPGA에서 데이터 메모리와 EDAC 메모리에서 데이터와 여분 비트들을 각각 읽어와 위에서 설명한 알고리즘에 따라 에러가 있는지 확인하고 에러가 있으면 복구하여 CPU로 전송한다.

메모리에 저장된 데이터의 에러 복구는 항상 CPU가 데이터를 읽어올 때 이루어지고 또한 메모리의 오류는 데이터 4 Bit당 1 Bit만 복구가 가능하기 때문에, 메모리 전체의 데이터가 항상 오류가 없도록 하기 위해서는 정기적으로 전 메모리를 읽어 오류를 복구하고 다시 저장해야 할 필요가 있다(Memory Scrubbing). 그렇지 않으면 하나 이상의 SEU에 의해 데이터 4 Bit당 2 Bit 이상의 오류가 발생할 수 있어 오류를 복구할 수 없는 상황이 발생할 수 있기 때문이다. 따라서 OBC의 시스템 소프트웨어는 매 1초 마다 전 메모리에 걸쳐 1Kbyte 씩 프로그램 메모리를 읽고 다시 쓰는 작업을 하도록 구현되어 있다.

⑭ GPS PPS 및 FIMS PPS 신호

OBC에는 GPS 로부터의 시각정보를 받아 OBC 시간을 GPS 시각과 동기화 시킬 수 있도록 GPS로부터 1초에 하나씩 발생하는PPS(Pulse Per Second)신호를 카운터 할 수 있도록 하는 로직을 가지고 있다. 이 카운터는 8-bit 카운터로서 OBC는 이 카운터의 값을 보고 시각을 동기화 한다.

과학위성 1호의 주 탑재체인 FIMS는 오퍼레이션 시 자세제어 정보와 FIMS에서 취득한 데이터의 시간 값을 일치시키기 위해 실제 데이터 취득 전 OBC와 FIMS 사이에 시간 동기화 작업을 수행한다. 이때 OBC에서 매 초 마다 하나씩 발생시키는 펄스에 기초로 하여 FIMS는 시각을 동기화 한다. 따라서 OBC는 OBC의 시각과 정확하게 일치하는 펄스 신호를 발생시켜 주어야 한다.

(나) CDS Flight Software(FSW)

① 개요

FSW는 크게 Boot Code, O/S, Task로 구분된다. Boot Code는 OBC CPU가 Reset되었을 때, 최초 실행되는 S/W로서 NC1의 Command에 따라 High Page Code 또는 Low Page Code가 실행된다. O/S는 Boot Code에 의해 실행되며, Task들을 구동하고, Task들이 실행될 환경을 제공한다. 그리고, RXSMART, MCDHSRV, MFILE, PERIOD, ADCS, FIMS, ESA, LP, SST, DCS, GPS, MMS, SPR 등의 Task들이 O/S에 의해 실행된다. Boot Code, O/S, RXSMART task, MCDHSRV task, FILE task, PERIOD task, ADCS task는 System S/W로 구분되고, 나머지는 Payload task로 구분된다. 이들 중 ADCS task를 제외한 것들이 CDS FSW에 해당한다.

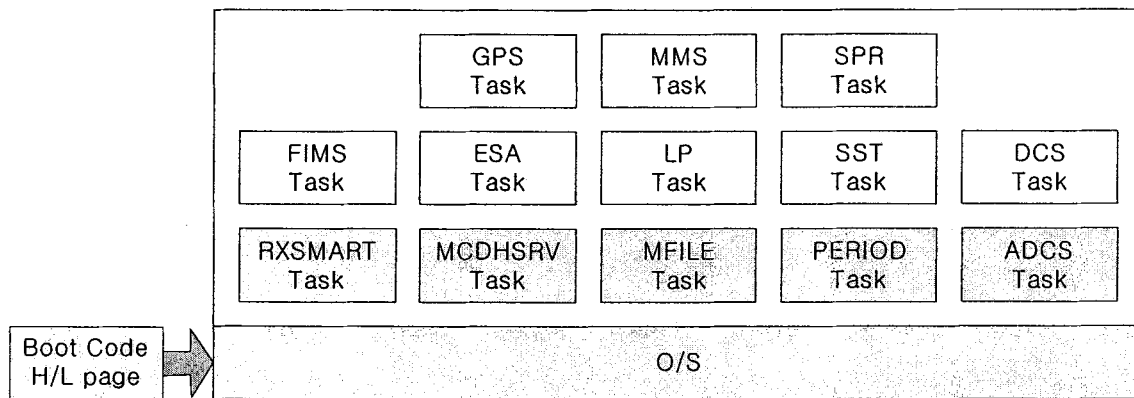


그림 3-36 FSW 구성도

㉞ Boot Code

OBC에는 NC1의 Bilevel Command 출력 값에 따라 선택되는 두 개의 상이한 Boot code가 Booting ROM에 저장된다. OBC Booting 시 NC1의 Bilevel Command 값이 Low(0V)이면, Low Page Code가 실행되고, High(5V)이면 High Page Code가 실행된다. Low Page Code와 High Page Code의 큰 차이점은 EEPROM이나, EPROM에 저장되어 있는 O/S의 실행 여부이다. Low Page Code는 EEPROM이나, EPROM에 저장되어 있는 O/S를 실행하며, High Page Code는 지상국으로부터 O/S가 Uploading되거나, O/S 실행 명령이 도착하기를 기다린다.

㉔ O/S

O/S는 OBC H/W에서 실행되는 각 Task가 실행될 수 있는 S/W 환경을 제공한다. 지상국과 OBC 사이의 통신 Packet의 송수신과 OBC와 NC Network 사이의 Packet 송수신을 처리하고, 각 Task 사이의 Message 교환 환경을 제공한다.

㉕ RXSMART task

RXSMART Task는 몇 개의 System Call들로 이루어져 있다. RXSMART Task가 제공한 System Call은 O/S에서 지상국으로부터 수신된 Packet을 처리하는데 사용된다.

㉖ MCDHSRV task

MCDH Task는 OBC Task들과 NC Network 사이의 Interface 역할을 하는 Task로서, NC Network으로 송수신되는 모든 Data는 MCDH Task의 중계에 의해 이루어진다. 그리고, MCDH Task의 모든 작업은 Event의발생에 의해 이루어진다.

㉗ FILE task

File Task는 File stream을 통하여 요청되는 다른 Task들의 RAM Disk 접근을 처리하여 준다. Task가 시작되면 다른 Task들로부터 File 관련 요청을 받기 위해 File stream을 초기화한다. 그리고, Lifesign 전송, RAM Disk 정리와 RAM Disk Scrubbing(S/W EDAC 처리)을 주기적으로 실행하기 위해 1초의 주기를 갖는 Timer를 구동한다. 필요한 변수들을 초기화한 후, File stream으로부터의Message 수신이나 Timer의Time-out Event가 발생하기를 기다린다. File stream으로부터 File 관련 요청이 수신되면 관련 동작을 처리한 후, 그 결과를 File stream을 통하여 알려준다. Timer의 Time-out Event가 발생하면, 매 초마다 지상에서 설정한 양만큼(초기값=2)의 Cluster에 대해 S/W EDAC처리를 하고, 매 30초마다 Lifesign을 전송한다. 그리고, 매 10분마다RAM Disk 정리를 실행한다.

㉘ PERIOD task

Period Task는 위성의 Housekeeping 역할을 수행하는 Task로 위성의 상태 감시, WOD(Whole of orbit data) 저장, NC 감시, Tx. On/Off 제어 등을 수행한다.

㉙ SPR task

OBC에 장착된 2개의 DAC 출력을 제어하여, Battery의 충전 전류를 제어한다. 제어 Algorithm은 전력 Team에서 제공된다.

㉞ MMS task

지상국에서 설정한 MMS 관련 Operation Scenario에 의해 MMS에 명령을 전달하고, PDTx 고장 시 MMS에 저장된 Data를 OBC의 RAM Disk에 File 형태로 저장한다. MMS Task를 통하여 MMS의 Program Code를 변경할 수 있다.

㉟ DCS task

지상국에서 설정한 DCS 관련 Operation Scenario에 의해 DCS에 명령을 전달하고, Mobile Terminal로부터 송수신되는 Mail message를 RAM Disk에 저장 관리한다. DCS Task를 통하여 DCS의 Program Code를 변경할 수 있다.

㊱ GPS task

지상국에서 설정한 GPS 관련 Operation Scenario에 의해 GPS에 명령을 전달하고, GPS의 Program Code를 변경한다.

㊲ FIMS task

지상국에서 설정한 FIMS 관련 Operation Scenario에 의해 FIMS에 명령을 전달하고, FIMS가 OBC로 전송하는 Housekeeping data를 저장한다. FIMS Task를 통하여 FIMS의 Program Code를 변경할 수 있다.

㊳ ESA task, LP task, SST task

지상국에서 설정한 ESA, LP, SST 관련 Operation Scenario에 의해 ESA, LP, SST에 각각 명령을 전달하고, ESA, LP, SST가 OBC로 전송하는 Housekeeping data를 저장한다. ESA task, LP task, SST task는 명령을 전송하는 대상이 각각 ESA, LP, SST로 다를 뿐 그 구조나 기능은 동일하다.

② Code 저장

OBC에서 실행되는 S/W의 Binary code는 모두 비휘발성 Memory인 EPROM이나 EEPROM에 저장된다. Boot code는 EPROM에 저장되며, 한번 EPROM 기록이 되면 위성 운용 단계에서는 변경할 수 없다. 발사 이전에 개발된 O/S와 각 Task의 Code는 Boot code와는 다른 EPROM에 저장되며, 역시 위성 운용 단계에서는 변경할 수 없다. 발사 이후에 수정, 보완된 O/S와 각 Task의 Code는 두 개의 EEPROM에 나누어 저장되며, EEPROM의

재 기록 기능이 동작하는 기간 동안에는 위성 운용 단계에서 변경할 수 있다.

㉞ Boot code EPROM 저장

Boot code가 저장된 EPROM은 Boot ROM 역할을 하며, 하나의 EPROM에 두 가지의 Code(Low Page Code와 High Page Code)가 저장된다. OBC1과 OBC2 H/W는 서로 다른 종류의 EPROM이 Boot ROM으로 사용되는데, OBC1에는 네 개의 27C256이, OBC2에는 한 개의 27C040이 사용된다. OBC1의 Boot ROM에는 0x0 번지부터는 Low Page Code가, 0x4000 번지부터는 High Page Code가 각각 4개의 EPROM에 나뉘어 저장된다.

EPROM 1	EPROM 2	EPROM 3	EPROM 4
Low Page Code 1	Low Page Code 2	Low Page Code 3	Low Page Code 4
High Page Code 1	High Page Code 2	High Page Code 3	High Page Code 4

표 24 OBC1 EPROM 저장 Code

OBC2의 Boot ROM에는 0x0 번지부터는 Low Page Code가, 0x40000 번지부터는 High Page Code가 각각 저장된다.

EPROM
Low Page Code
High Page Code

표 3-25 OBC2 EPROM 저장 Code

㉟ O/S 및 Task Code EPROM 저장

EPROM에는 변경될 수 없는, O/S와 Task들의 Binary code가 저장된다. EPROM에 저장되는 Data는 O/S와 Task 별 ROM Header와 Code이다. Boot code는 ROM Header로부터 O/S code의 EPROM의 위치를 파악하여 O/S를 기동하며, O/S는 ROM Header로부터 각 Task code의 EPROM의 위치를 파악하여 Task를 기동한다. EPROM의 Data 저장 형태는 다음과 같다.

ROM 내용	Code 명
ROM Header 1	O/S
ROM Header 2	RXSMART task
ROM Header 3	MCDHSRV task

ROM Header 4	PERIOD task
ROM Header 5	ADCS task
ROM Header 6	MFILE task
ROM Header 7	FIMS task
ROM Header 8	SPR task
ROM Header 9	ESA task
ROM Header 10	LP task
ROM Header 11	SST task
ROM Header 12	MMS task
ROM Header 13	DCS task
ROM Header 14	GPS task
ROM Header 15	Dummy
Code Data 1	O/S
Code Data 2	RXSMART task
Code Data 3	MCDHSRV task
Code Data 4	PERIOD task
Code Data 5	ADCS task
Code Data 6	MFILE task
Code Data 7	FIMS task
Code Data 8	SPR task
Code Data 9	ESA task
Code Data 10	LP task
Code Data 11	SST task
Code Data 12	MMS task
Code Data 13	DCS task

표 3-26 EPROM Data 저장 형태

㊦ O/S 및 Task Code EEPROM 저장

인공위성이 궤도에 배치된 후 지상에서 수정된 O/S와 각 Task는 512Kbytes 크기를 갖는 두 개의 EEPROM에 저장된다. 사용된 EEPROM은 128 bytes Page Write 기능을 갖고 있으므로, 이를 이용할 수 있도록 저장 영역이 할당되었다. 사용된 EEPROM에서 사용할 수 있는 Page는 0부터 4095까지 이다.

Task	Code 크기[KB]	할당량[KB]	할당 Page 수
O/S	99	130	1040
RXSMART	36	47	380
MCDHSRV	22	29	230
PERIOD	36	50	400
ADCS	140	180	1440
MFILE	19	25	200

FIMS	31	40	320
SPR	22	30	240
ESA	28	36	290
LP	28	36	290
SST	28	36	290
MMS	31	40	320
DCS	33	40	320
GPS	31	37	300
Spare	30	40	320
계			6380

표 3-27 EEPROM Map

③ Program Memory Map

항 목	주소 공간	크기[Kbytes]
System 영역	0x8000000 ~ 0x8007FFF	32
Boot code 실행 영역	0x8008000 ~ 0x800FFFF	32
O/S 실행 영역	0x8010000 ~ 0x80?????	100
Memory Pool 영역	0x80????? ~ 0x806FFFF	284
RXSMART Task 실행 영역	0x8070000 ~ 0x807FFFF	64
MCDH Task 실행 영역	0x8080000 ~ 0x808FFFF	64
PERIOD Task 실행 영역	0x8090000 ~ 0x809FFFF	64
ADCS Task 실행 영역	0x80A0000 ~ 0x80DFFFF	256
FILE Task 실행 영역	0x80E0000 ~ 0x80EFFFF	64
FIMS Task 실행 영역	0x80F0000 ~ 0x80FFFFF	64
SPR Task 실행 영역	0x8100000 ~ 0x810FFFF	64
ESA Task 실행 영역	0x8110000 ~ 0x811FFFF	64
LP Task 실행 영역	0x8120000 ~ 0x812FFFF	64
SST Task 실행 영역	0x8130000 ~ 0x813FFFF	64
MMS Task 실행 영역	0x8140000 ~ 0x814FFFF	64
DCS Task 실행 영역	0x8150000 ~ 0x815FFFF	64
GPS Task 실행 영역	0x8160000 ~ 0x816FFFF	64
Reserved	0x8170000 ~ 0x817FFFF	64
Task Code 저장 영역	0x8180000 ~ 0x81FFFFF	512

표 3-28 Program Memory Map

Memory Pool 영역은 O/S가 차지하는 영역부터 0x806FFFF까지로 지정이 되기 때문에 O/S의 실제 Code 크기에 영향을 받는다.

㉗ System 영역

Boot code와 O/S가 공통으로 사용하는 영역으로, O/S의 실행 상태를 저장하는 영역, 'Task Code 저장 영역'의 정보를 저장하는 영역, Boot code의 Self-test 결과 저장 영역 그

리고, File Task에서 사용하는 Disk Cache 영역으로 구성된다.

㉔ Boot code 실행 영역

Boot code 가 실행되는 영역이다.

㉕ O/S 실행 영역

O/S의 Code가 복사되어 실행되는 영역으로, 0x8010000부터 O/S의 Binary Code 크기 해당하는 영역이 사용된다.

㉖ Memory Pool 영역

O/S의 Binary Code가 저장된 영역 이후부터 0x806FFFF까지의 영역으로 Task별로 필요한 Memory와 Task 실행 시 동적으로 할당 가능한 Memory로 사용된다.

㉗ 각 Task 실행 영역

각 Task의 Code가 복사되어 실행되는 영역으로, Task 별로 지정되어 있다.

㉘ Task Code 저장 영역

지상에서 Uploading된 Task는 EEPROM과 Task Code 저장 영역에 함께 저장된다. Task Code 저장 영역에 있는 Code는 지상에서 삭제하거나, Task로서 실행될 수 있다.

④ Interrupt

㉙ Interrupt 종류

처리하는 Interrupt는 75Hz Timer Interrupt, SCC1~3 Interrupt, ADCS Timer Interrupt 그리고, FIFO Interrupt이다.

- 75Hz Timer Interrupt

OBC Board에 구현된 75Hz Timer로부터 요청되는 Interrupt로서, Task Switching의 기준이 되는 Time Slice를 제공하고, OBC의 시간을 유지한다.

- SCC1 Interrupt

지상국과의 통신 그리고 NC2와의 통신을 처리하는 SCC1으로부터 요청되는 Interrupt이

다.

- SCC2 & SCC3 Interrupt

SCC2와 SCC3 둘 중 하나만 요청해도 발생하는 Interrupt이다. SCC2는 지상국과의 통신 그리고 NC3와의 통신을 처리하고, SCC3는 지상국과의 통신 그리고 NC5/6와의 통신을 처리한다.

- ADCS Timer & FIFO Interrupt

자세 제어 Task를 위해 구현된 3.7Hz ADCS Timer와 NC5/6의 FIFO 통신에 의해 요청되는 Interrupt이다.

㉞ Interrupt 우선 순위

Interrupt	우선 순위
SCC1 Interrupt	최상위
75Hz Timer Interrupt	2순위
ADCS Timer & FIFO Interrupt	3순위
SCC2, 3 Interrupt	최하위

표 3-29 Interrupt 우선 순위

- 75Hz Timer Interrupt

초당 75회 발생하게 되고, 이때 실행되는 Instruction의 수는 100개 정도이다. OBC의 Clock Drift에 영향을 주며, INT 0에 의해 CPU가 점유되는 시간은 상당히 적다.

- SCC1 Interrupt

지상국으로부터의 Uplink와 자세 제어용 NC 2 에 사용되는 SCC 0가 연결되어 있다. Data 수신 시 Byte단위로 Interrupt가 발생하므로 CPU 점유시간이 많은 편이지만, 지상국으로부터의 명령 처리와 자세 제어 관련 Data 처리를 위해서 높은 우선 순위가 필요하다.

- ADCS Timer & FIFO Interrupt

NC Network과의 통신에 주로 사용되는 FIFO가 연결되어 있고, 위성의 자세 제어 Task를 실행시키는 3.75Hz Timer가 연결되어 있다. OBC가 동작하는 동안 초당 3.75회 발생하며, NC측에서 OBC에 Packet을 전송할 때에 하나의 Packet에 대해 1회 발생하게 되므로 CPU를 점유하는 시간은 적은 편이다. 그리고, FIFO의 Interrupt는 발생 즉시 처리하지 않아도

Data를 손실할 염려가 없으며, 3.75Hz ADCS Timer의 Interrupt도 꼭 발생 직후 처리해야 할 필요는 없다.

- SCC2, 3 Interrupt

SCC 1,2의 지상국 연결 Channel과 NC3,5 연결 Channel의 Interrupt이다. SCC 1,2는 Downlink가 Uplink와 다른 Baud Rate로 구현될 때 SCC 0과 함께 사용된다. NC3와의 연결 Channel 은 자세제어 Task에서 주로 사용하므로 사용 빈도가 적은 편이다. SCC 1과 SCC 2의 Channel A는 지상국과의 Contact이 없을 때에는 별로 동작을 하지 않으며, File 등을 지상국으로 Download할 때에는 다량의 Interrupt가 짧은 시간내에 발생하게 된다. Downlink Channel의 통신 방식을 비동기식으로 설정하면, INT 0,1,3이 발생해도Packet이 손상되지 않으므로 Downlink에는 문제가 없을 것이다.

⑤ Fault 처리

i960이 처리하는 Fault는 Trace Fault, Operation Fault, Arithmetic Fault, Floating Point Fault, Constraint Fault, Protection Fault, Machine Fault 그리고 Type Fault이다. 각 Fault에 대한 자세한 내용은 'i960 KA/KB Microprocessor Programmer's Reference Manual'을 참조한다. Fault가 발생하면 각 Fault에 해당하는 Counter 변수의 값이 1씩 증가하고, Code의 실행은 계속 진행된다. 각 Fault의 발생 횟수를 저장하는 Counter 변수의 값은 O/S의 Life Sign에 포함되어 지상으로 전송된다.

⑥ Boot Code

㉠ 개요

OBC에는 NC1의 Bilevel Command 출력 값에 따라 선택되는 두 개의 상이한 Boot code 가 Booting ROM에 저장된다. OBC Booting 시 NC1의 Bilevel Command 값이 Low(0V)이면, Low Page Code가 실행되고, High(5V)이면 High Page Code가 실행된다. Low Page Code와 High Page Code의 큰 차이점은 EEPROM이나, EPROM에 저장되어 있는 O/S의 실행 여부이다. Low Page Code는 EEPROM이나, EPROM에 저장되어 있는 O/S를 실행하며, High Page Code는 지상국으로부터 O/S가 Uploading되거나, O/S 실행 명령이 도착하기를 기다린다.

㉡ Low Page Code

Low Page Code가 실행하는 작업은 다음과 같다.

- DAC 초기화: DAC1은 5V, DAC2는 0V로 설정한다.
- EDAC용 Memory 초기화: Program Memory에 대해서 모든 영역을 읽고 다시 기록하여 EDAC용 Memory의 값들을 초기화한다.
- OBC System 영역 초기화: System 영역의 'OBC 상태' Field에 '0x03'(초기상태)을 기록한다.
- SCC 초기화: 지상국측 Channel의 SCC를 모두 9600bps로 설정한다.
- EEPROM 에 저장된 O/S 실행한다. Bootcode의 실행은 중단된다.
- EEPROM 에 저장된 O/S 실행 실패 시, Error Code를 System 영역에 저장한다.
- EPROM 에 저장된 O/S 실행한다. Bootcode의 실행은 중단된다.
- EPROM 에 저장된 O/S 실행 실패 시, Error Code를 System 영역에 저장한다.
- 지상국의 명령을 대기하고, 명령이 수신되면 이를 처리한다.

㉔ High Page Code

High Page Code가 실행하는 작업은 다음과 같다.

- DAC 초기화: DAC1은 5V, DAC2는 0V로 설정한다.
- EDAC용 Memory 초기화: Program Memory에 대해서 모든 영역을 읽고 다시 기록하여 EDAC용 Memory의 값들을 초기화한다.
- OBC System 영역 초기화: System 영역의 'OBC 상태' Field에 '0x03'(초기상태)을 기록한다.
- SCC 초기화: 지상국측 Channel의 SCC를 모두 9600bps로 설정한다.
- 지상국의 명령을 대기하고, 명령이 수신되면 이를 처리한다.

㉕ O/S

㉕ 개요

O/S는 OBC H/W에서 실행되는 각 Task가 실행될 수 있는 S/W 환경을 제공한다. 지상국과 OBC 사이의 통신 Packet의 송수신과 OBC와 NC Network 사이의 Packet 송수신을 처리하고, 각 Task 사이의 Message 교환 환경을 제공한다.

㉞ Flow Chart

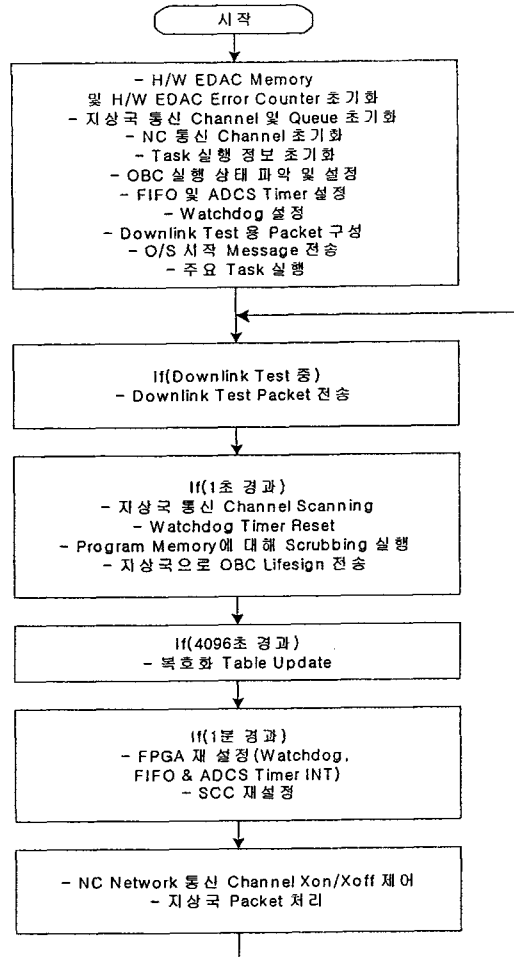


그림 3-37 O/S Flowchart

㉞ 기능

- H/W EDAC 관련 초기화

H/W EDAC Memory의 초기화를 위해 Program Memory 전 영역을 1회 읽고 다시 기록한다. 그리고, H/W EDAC Error Counter를 Reset한다.

- 지상국 통신 Channel 및 Queue 초기화

지상국 측 SCC Channel을 다음과 같이 설정하고, 관련 Queue를 초기화한다.

- NC 통신 Channel 초기화

SCC1,2,3의 Channel B를 Async, 9600 bps로 설정한다.

- Task 실행 정보 초기화

OBC에서 실행되는 Task에 관한 정보를 저장하는 Data 영역을 초기화한다.

- OBC 실행 상태 파악 및 설정

System 영역의 값에 따라, O/S가 실행되어진 상황을 파악하고, 실행 상태를 설정한다.

- FIFO 및 ADCS Timer 설정

FIFO 및 ADCS Timer의 Interrupt가 발생할 수 있도록 설정한다.

- Watchdog Timer 설정

Watchdog Timer를 Reset하고, 가동한다.

- Downlink Test 용 Packet 구성

지상국으로부터 Downlink Test 요청 시 사용할 Test 용 Packet을 구성한다.

- O/S 시작 Message 전송

지상국으로 O/S의 실행을 알리는 Message를 전송한다.

- 주요 Task 실행

약간의 시간 간격을 두어서 FILE , RXSMART, MCDHSRV, ADCS, PERIOD Task 순으로 실행한다.

- Downlink Test Packet 전송

지상국으로부터 Downlink Test 요청 시 Downlink Test Packet을 전송한다.

- 지상국 통신 Channel Scanning

매 1초마다 지상국 측 통신 Channel의 MUX 설정 상태를 변경한다. 지상국으로부터 유효한 Packet이 수신되는 동안은, MUX 설정을 변경하지 않는다.

- Watchdog Timer Reset

매 1초마다 Watchdog Timer를 Reset한다.

- Program Memory에 대해 Scrubbing 실행

매 1초마다 Program Memory를 2Kbytes 씩 읽고 기록하여 H/W EDAC을 수행한다.

- 지상국으로 OBC Lifesign 전송

설정에 따라, 매 10초 또는 1초 마다 OBC의 상태를 지상국으로 전송한다.

- 복호화 Table Update

매 4096초 마다 지상국으로부터 수신되는 암호화된 Packet의 복호화에 사용할 Table를 재구성한다.

- FPGA 재 설정

매 1분 마다 Watchdog Timer, FIFO & ADCS Timer Interrupt 관련하여 FPGA를 재설정한다.

- SCC 재설정

매 1분 마다 SCC의 재설정한다.

- NC Network 통신 Channel Xon/Xoff 제어

NC Network 통신 Protocol에 정의된 S/W 흐름제어를 실행한다.

- 지상국 Packet 처리

지상국 수신 Queue에 저장된 Packet의 Type에 따라 해당System Call을 호출하여, Packet처리에 필요한 작업을 실행한다. Packet을 처리하는 System Call은 O/S에 의해 제공되는 것과 RXSMART Task에 의해 제공되는 것으로 나뉜다.

⑧ Task 간 통신

각 Task 사이의 통신은 Task 별로 할당된 Message Queue들에 의해 이루어지며, 각 Message Queue에 의해 형성되는 Data Path를 Stream이라고 한다.

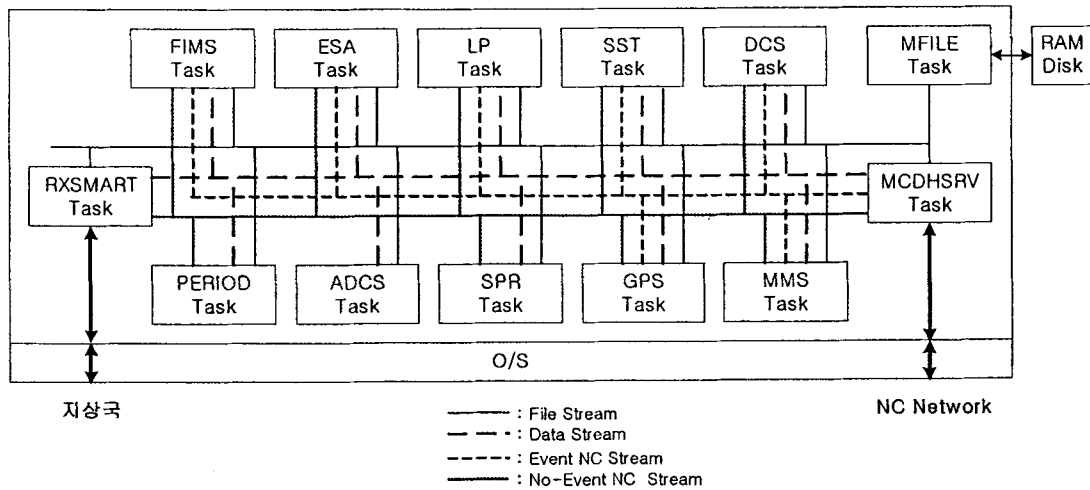


그림 3-38 Task 간 Data 흐름도

각 Task는 용도별로 나뉘어진 최대 4개의 Stream을 통하여 다른 Task와 통신할 수 있으며, 4개의 Stream은 다음과 같다.

㉑ File Stream

MFILE Task를 제외한 Task들은 RAM Disk의 File에 접근하기 위해 MFILE Task에 File 관련 작업을 요청해야 하는데, 이때 사용되는 Stream이 File Stream이다.

㉒ Data Stream

Task 사이에 Data를 주고 받을 때 사용된다. File 관련 작업이나, NC Network과 관련 없는 Data는 대부분 이 Stream을 통해서 교환된다.

㉓ Event NC Stream

NC Network으로부터 OBC로 전송된 Data들은 MCDHSRV Task에 의해 처리된다. 이때 다른Task로 전송되어야 할 Data들은 Message 형태로 전환되어 Event NC Stream이나 No-Event NC Stream을 통하여 해당 Task로 전송된다. 이때 Event NC Stream을 통해 전송된 Message는 수신 Task에 Message 수신 Event를 발생시킨다.

㉔ No-Event NC Stream

NC Network으로부터 OBC로 전송된 Data들은 MCDHSRV Task에 의해 처리된다. 이때 다른Task로 전송되어야 할 Data들은 Message 형태로 전환되어 Event NC Stream이나 No-Event NC Stream을 통하여 해당 Task로 전송된다. 이때 No-Event NC Stream을 통해 전송된 Message는 수신 Task에 Message 수신 Event를 발생시키지 않는다. MCDHSRV

Task를 제외한 Task들이 NC Network에 Data를 전송하고자 할 때에는, Data를 Message 형태로 변환한 다음 No-Event NC Stream를 통하여 MCDHSRV Task에 전송한다. MCDHSRV Task는 수신한 Message를 NC Network Protocol에 적합하게 변환한 후, NC Network으로 전송한다.

⑨ NC Network과의 통신

NC Network으로의 Data 송수신은 MCDHSRV Task가 중계 역할을 한다. 따라서, MCDHSRV Task를 제외한 Task들은 MCDHSRV Task를 통하여 NC Network과 통신할 수 있다.

㉞ NC Network으로 Data 송신

MCDHSRV Task를 제외한 Task들은 NC Network에 전송하고자 하는 Data를 Message 형태로 변환하고, 이를 No-Event NC Stream을 통하여 MCDHSRV Task에 전송한다. Message를 수신한 MCDHSRV Task는 수신한 Message를 NC Network Protocol에 적합하게 변환한 후, System Call을 호출하여 이를 관련 Queue에 저장한다. Queue에 저장된 Data는 설정된 NC Network과의 통신 Channel 형태에 따라 다르게 처리된다. NC Network과의 통신 Channel 이 SCC로 설정되어 있는 경우에는 SCC의 ISR에 의하여 처리되고, FIFO로 설정되어 있는 경우에는 FIFO 자체가 Queue의 역할을 하게 된다.

㉟ NC Network으로부터 Data 수신

FIFO나 SCC ISR을 통하여 수신된 Data는 Queue에 저장되고, NC Network으로부터의 Data 수신을 알리는 EVENT가 발생하여 MCDHSRV Task를 깨우게 된다. MCDHSRV Task는 Queue로부터 Data를 읽고, 이 Data의 목적 Task나 용도에 맞게 처리한다. 우선, 수신 Data를 MCDHSRV Task가 처리해야 할 성격의 것이면, 다른 Task로 전송하지 않고 직접 처리한다. 지상국으로 전송해야 할 Data라면 지상국측 통신 Channel로 전송하고, 다른 Task로 전송해야 할 Data라면 그 성격에 따라, Event NC Stream이나 No-Event NC Stream을 통하여 해당 Task에게 Message 형태로 전송한다.

⑩ 지상국과의 통신

지상국과의 통신에서 물리계층은 SDLC Protocol의 물리계층을 따르며, 그 상위 계층은 SDLC Protocol과 무관하게 설계되었다.

㉞ 지상국으로부터 Data 수신

지상국으로부터 OBC로 전송되는 Data는 Packet 단위로 처리된다. O/S의 SCC ISR에서 Packet을 구성하고, 유효성이 확인된 Packet을 Queue에 저장한다. Queue에 저장된 Packet은 O/S 자체 또는 RXSMART에 의해 제공되는 System Call에 의해 처리된다. Packet의 내용이 NC Network으로 전송될 필요가 있는 경우에는 No-Event NC Stream을 통하여 MCDHSRV Task로 전송되고, 다른 Task로 전송될 필요가 있는 경우에는 Data Stream을 통하여 해당 Task로 전송된다.

㉟ 지상국으로 Data 송신

지상국으로 Data를 송신 할 때에는 O/S에서 제공하는 System Call을 호출하면, SCC ISR에서 전송을 담당하게 된다.

㊱ Packet 구조

Opening Flag	Sync. Code	Control Flag	Check Sum	Packet Type	Data Length	Data	CRC	Closing Flag
1 byte	4 bytes	1 byte	2 bytes	1 byte	1 byte	0~259 bytes	2 byte	1 byte

- Opening Flag Field: Packet의 시작을 의미하며 0x7E이다.
- Sync. Code Field: Packet의 유효성검사를 위해 사용된 Field로 0x5A, 0x80, 0xAA, 0x80로 구성된다.
- Control Flag Field: SDLC Protocol의 Control Flag로 Reserve되어 있으며, 사용되지는 않는다.
- Check Sum Field: Packet의 유효성 검사를 위해 사용된 Field로 Packet Type, Data Length, Data Field에 대한 Check Sum이다.
- Packet Type Field: Packet의 Type을 나타낸다.
- Data Length Field: Packet Data Field의 길이이다.
- Data Field: Packet의 실제 Data이다.
- CRC Field: SDLC Protocol의 물리계층에 적용된 CRC Field와 동일하다.
- Closing Flag Field: Packet의 종료를 의미하며 0x7E이다.

㊲ Period Task

Period Task는 위성의 Housekeeping 역할을 수행하는 Task로 위성의 상태 감시,

WOD(Whole of orbit data) 저장, NC 감시, Tx. On/Off 제어 등을 수행한다

㉔ Flowchart

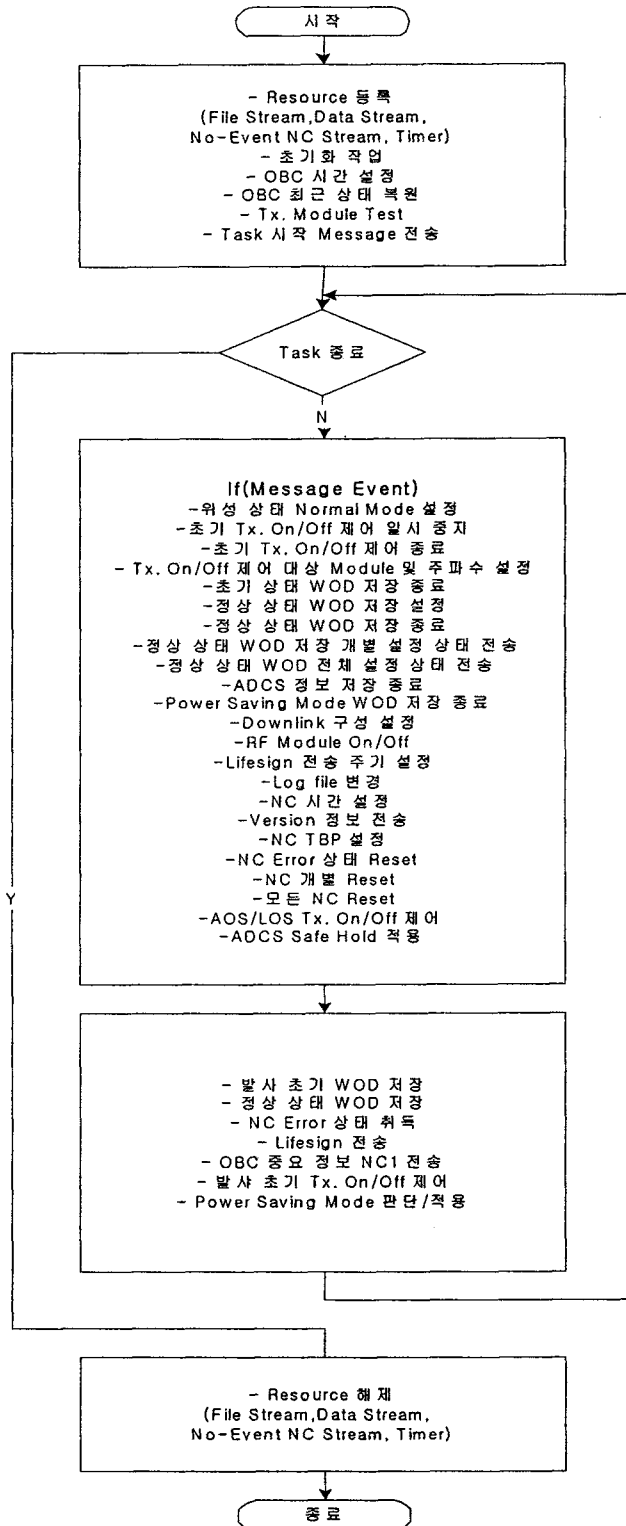


그림 3-39 PERIOD Task Flowchart

㉔ 기능

- Resource 등록

File, Data, No-Event NC Stream을 등록하고, Timer를 등록한 후 1초의 주기로 설정한다.

- 초기화 작업

WOD 저장 및 Lifesign 전송과 관련하여 필요한 초기화 작업을 수행하고, O/S로부터 현재 구동 중인 OBC의 ID를 획득한다. OBC의 시간이 2000년 1월 1일 이전으로 설정되어 있으면, '초기 상태 WOD 저장'을 수행하도록 설정한다.

- OBC 시간 설정

OBC의 시간이 2000년1월 1일 이전으로 설정되어 있으면, Primary NC1로부터 시간을 획득하여 OBC의 시간으로 설정한다.

- OBC 최근 상태 복원

OBC의 중요 정보를 NC1에 주기적으로 전송하고, NC1은 이를 저장하게 된다. OBC의 시간이 2000년 1월 1일 이전으로 설정되어 있으면, 이전에 NC1에 저장했었던 정보를 NC1로부터 획득하여 사용한다.

- Tx. Module Test

OBC의 시간이 2000년 1월 1일 이전으로 설정되어 있으면, UHF Tx. Module을 켜고 소비 전류가 기준치 이하인지 확인한다. 이 결과가 '발사 초기 Tx. On/Off 제어'의 실행 여부를 결정한다.

- 위성 상태 Normal Mode 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. 위성이 'Normal Mode' 상태에 있어야 Payload Task에 Scenario가 등록, 적용 될 수 있고, Payload 운용 시 ADCS 정보가 저장될 수 있다. 그리고, 위성의 Battery 전압 감지도 'Normal Mode' 상태에서 이루어진다. CONOPS에 기술된 위성의 상태 천이 조건에 의해, 위성의 상태가 'Initial Power-on Mode', 'Power Saving Mode' 그리고, 'ADCS Safe Hold Mode'로 설정되어 있을 때, 지상국 명령에 의해 위성의 상태를 'Normal Mode'로 설정한다.

- 초기 Tx. On/Off 제어 일시 중지

지상국 명령에 의해 실행된다. 'Initial Power-on Mode'에서만 적용되며, Tx. Module을 켜 후, '초기 Tx. On/Off 제어'를 10분 간 중지한다. 따라서, 10분 동안은 Tx. Module이 켜져 있는 상태가 유지되고, 그 후 '초기Tx. On/Off 제어'가 반복된다.

- 초기 Tx. On/Off 제어 종료

지상국 명령에 의해 실행된다. '초기 Tx. On/Off 제어'를 중단하고, 만일 Tx. Module이 켜져 있는 상태라면 이를 유지하고, 그렇지 않다면, Tx. Module을 켜다.

- Tx. On/Off 제어 대상 Module 및 주파수 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. '초기 Tx. On/Off 제어' 및 'AOS/LOS Tx. On/Off 제어'의 대상 Tx.Module과 주파수를 설정한다.

- 초기 상태 WOD 저장 종료

지상국 명령에 의해 실행된다. '초기 상태 WOD 저장' 작업을 종료한다.

- 정상 상태 WOD 저장 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. '정상 상태 WOD 저장' 작업 대상 Telemetry와 저장 주기를 설정한다. '정상 상태 WOD 저장' 작업을 설정하면, '초기 상태 WOD 저장' 작업은 자동으로 종료된다. 그리고, '정상 상태 WOD 저장' 작업은 독립적으로 9개까지 설정할 수 있으며, 이들은 0부터 9까지의 ID로 구분된다. '정상 상태 WOD 저장' 작업 설정 시 해당 ID로 진행되던 '정상 상태 WOD 저장' 작업이 있다면, 이 작업은 자동으로 종료된다.

- 정상 상태 WOD 저장 종료

지상국 명령에 의해 실행된다. '정상 상태 WOD 저장' 작업을 종료한다.

- 정상 상태 WOD 저장 개별 설정 상태 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. '정상 상태 WOD 저장' 설정 상태 중 지상국에서 요청한 Index에 해당하는 내용을 지상국으로 전송한다.

- 정상 상태 WOD 전체 설정 상태 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. '정상 상태 WOD 저장' 설정 상태를 지상국으로 전송한다.

- ADCS 정보 저장 종료

지상국 명령에 의해 실행된다. Payload Task의 요청에 의해 ADCS Task에서 진행 중이던 'ADCS 정보 저장' 작업을 중단한다.

- Power Saving Mode WOD 저장 종료

지상국 명령에 의해 실행된다. 'Power Saving Mode'에서 진행 중이던 WOD 저장 작업을 중단한다.

- Downlink 구성 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. OBC의 Downlink Channel, Baud rate, Downlink 용 DMUX, AMUX 등을 설정한다.

- RF Module On/Off

지상국 명령에 의해 실행된다. S-band2 Rx. Module과 UHF, S-band1, S-band2 Tx. Module 을 키거나 끄고, 주파수를 설정한다.

- Lifesign 전송 주기 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. Period Task의 Lifesign 전송 주기를 변경한다. Period task의 Lifesign 전송 주기가 변경되면, MCDH, FIMS, SPR, MMS, ESA, LP, SST, DCS, GPS task 의 Lifesign 전송 주기도 함께 변경된다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- NC 시간 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. 모든 NC의 시간을 OBC의 시간으로 설정한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- NC TBP 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. 모든 NC의 TBP 전송 주기를 설정한다.

- NC Error 상태 Reset

지상국 명령에 의해 실행된다. 모든 NC의 Error 상태 Count를 reset한다.

- NC 개별 Reset

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국에서 선택한 NC만을 Reset한다.

- 모든 NC Reset

지상국 명령에 의해 실행된다. 모든 NC를 Reset한다.

- AOS/LOS Tx. On/Off 제어

ADCS Task의 명령에 의해 실행된다. 정상 상태 운용에서는 ADCS Task가 'AOS' 또는 'LOS' 여부를 Period Task에게 알려주며, 'AOS'에서는 Tx. Module을 켜고, 'LOS'에서는 Tx. Module을 끈다. 이때, 대상 Tx. Module과 주파수는 지상국의 최근에 설정에 의존한다.

- ADCS Safe Hold 적용

ADCS Task의 명령에 의해 실행된다. 위성을 'ADCS Safe Hold Mode'로 설정하고, Payload Task들에게 이를 알려준다. 그리고, 모든 '정상 상태 WOD 저장'작업을 중지하고, 정해진 대상 Telemetry와 저장 주기로 'Power Saving Mode WOD 저장'작업을 시작한다.

- 초기 상태 WOD 저장

OBC의 시간이 2000년1월 1일 이전으로 설정되어 있으면, 설정된 Telemetry들을 설정된 주기로 NC에 직접 요청하여 File로 저장하며, 이 작업은 지상국의 명령에 의해서 중지될 수 있다. 초기 WOD Data는 지상국으로의 전송을 고려하여 그 크기가 100 Kbytes 이상이 되면, 새로운 File에 저장된다.

- 정상 상태 WOD 저장

위성의 정상 운용 시 지상에서 설정한 주기와 특정 Telemetry 값을 File로 저장한다. 저장 주기가 5초 미만이면 NC에 직접 요청하고, 5초 이상이면 NC의 TBP(Telemetry Broadcasting Procedure)에 의해 수신된 Telemetry 값 중 해당 값들을 저장한다. 만일 위성이 'Power Saving Mode'상태에 있다면, 'Power Saving Mode WOD 저장'작업이 실행된다.

- NC Error 상태 취득

매 1분마다 모든 NC에게 Error Count를 요청한다. 그리고, 통신이 되지 않는 NC에 대해서는 NC1 Token Table에 등록하거나 Reset하는 등의 조치를 취한다.,

- Lifesign 전송

MCDH, FIMS, SPR, MMS, ESA, LP, SST, DCS, GPS task에게 각자의 Lifesign을 지상국으로 전송하라는 Message를 전달하고, 다음의 Lifesign을 지상국으로 전송한다.

- OBC 중요 정보 NC1 전송

주기적으로 OBC의 중요 정보를 Primary NC1에 전송한다.

- 발사 초기 Tx. On/Off 제어

위성 발사 초기 단계에서는 'UHF Tx.'의 On/Off 제어를 실행한다. On/Off 제어는 1분간 On 상태 유지, 2분 간 Off 상태 유지이며, 이것을 지상국의 종료 명령이 있을 때까지 반복한다. On/Off 제어를 실행하는 Tx. Module과 주파수는 지상국에서 설정 가능하며, 항상 최근에 설정한 Tx. Module과 주파수가 적용된다.

- Power Saving Mode 판단/적용

주기적으로 Battery의 전압을 검사하여 25V 미만으로 내려가면, 위성의 운영 상태를 'Power Saving Mode'로 설정한다. 위성이 'Power Saving Mode' 상태에 진입하면, 모든 '정상 상태 WOD 저장'작업을 중지하고, 'Power Saving Mode WOD 저장' 작업을 시작한다. 그리고, Payload Task에게 이를 알린다.

⑫ MCDH Task

MCDH Task는 OBC Task들과 NC Network 사이의 Interface 역할을 하는 Task로서, NC Network으로 송수신되는 모든 Data 는 MCDH Task의 중계에 의해 이루어진다. 그리고, MCDH Task의 모든 작업은 Event의 발생에 의해 이루어진다.

㉞ Flowchart

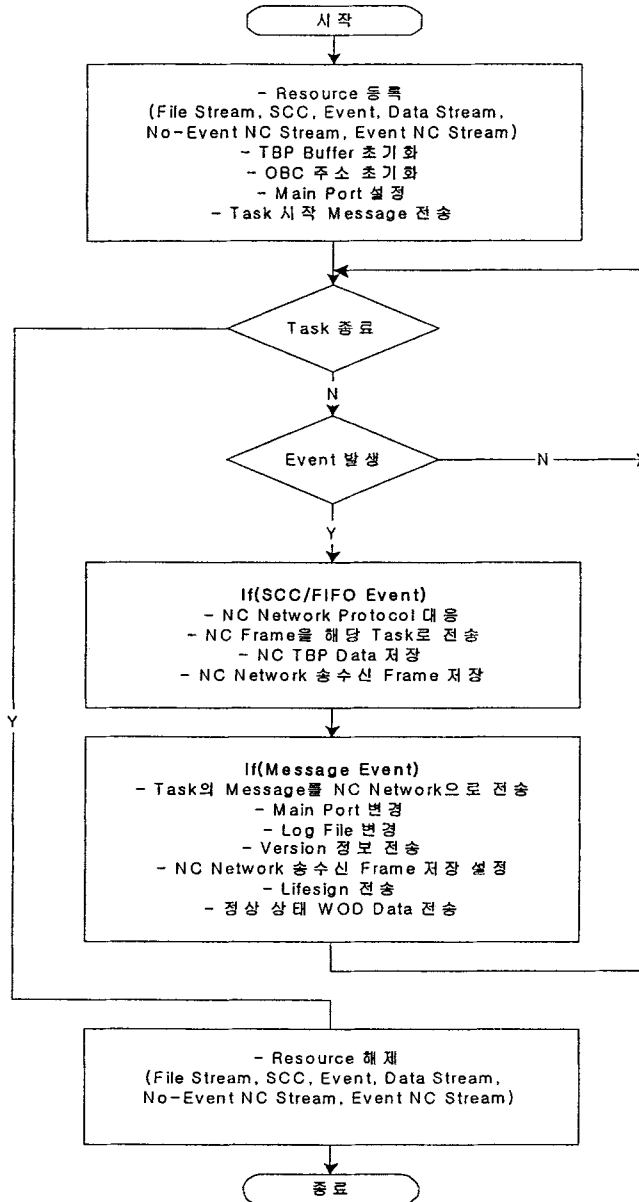


그림 3-40 MCDH Task Flowchart

㉞ 기능

- Resource 등록

File, Data, No-Event NC, Event NC Stream을 등록하고, SCC와 FIFO Event를 등록한다
SCC와 FIFO Event는 SCC나 FIFO로 유효한 프레임이 수신되었을 때 발생한다.

- TBP Buffer 초기화

NC가 주기적으로 Telemetry 값을 전송하면, 이를 저장하기 위한 Buffer를 초기화한다.

- OBC 주소 초기화

현재 Task가 실행 중인 OBC가 OBC1인지 OBC2인지 확인하여, 각 Port 별로 NC Network Protocol에 의해 지정된 주소를 부여한다.

- Main Port 설정

NC Network Frame 송신용으로 지정된 Port를 O/S로부터 획득하여 설정한다. OBC1의 경우에는 NC5의 SCC와 FIFO이며, OBC2의 경우에는 NC6의 SCC와 FIFO이다. OBC Booting 시에는 FIFO로 설정되어 있다.

- NC Network Protocol 대응

NC Network Protocol의 정의에 따라, 외부로부터 요청이 수신되면 해당 응답을 전송한다.

- NC Frame을 해당 Task로 전송

NC Network으로부터 수신된 Frame을 목적 Task에게 Message 형태로 바꾸어 전송한다.

- NC TBP Data 저장

NC가 주기적으로 보내는 Telemetry 값들을 Buffer에 저장한다.

- NC Network 송수신 Frame 저장

Task 별로 'NC Network 송수신 Frame 저장 설정' 여부에 따라, NC Network으로(부터) 송(수)신되는 Frame을 Task별로 File 형태로 저장한다.

- Task의 Message를 NC Network으로 전송

다른 Task들이 전송한 Message를 NC Network으로 전송한다.

- Main Port 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. NC Network Frame 송신용으로 사용할 Port를 변경하고, 이를 O/S에 알려준다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- NC Network 송수신 Frame 저장 설정

지상국 명령에 의해 실행된다. 'NC Network 송수신 Frame 저장' 여부를 설정한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 다음의 내용을 지상국으로 전송한다.

- 정상 상태 WOD Data 전송

Period Task의 요청으로 이루어지며, NC TBP Buffer에 저장되어 있던 Data 중 Period Task가 요청한 Data만을 전송한다.

- NC Network 송수신 Frame 저장

NC Network 송수신되는 모든 Frame을 저장한다.

⑬ RXSMART Task

RXSMART Task는 몇 개의 System Call들로 이루어져 있다. RXSMART Task가 제공한 System Call은 O/S에서 지상국으로부터 수신된 Packet을 처리하는데 사용된다.

㉞ Flowchart

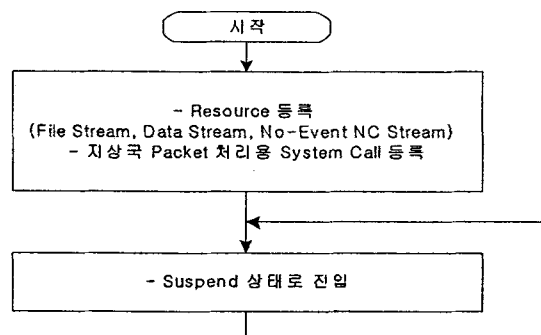


그림 3-41 RXSMART Task Flowchart

㉔ 기능

- Resource 등록

File, Data, No-Event NC Stream을 등록한다.

- 지상국 Packet 처리용 System Call 등록

Task가 O/S에 제공하는 System Call들을 등록한다. 등록된 System Call은 O/S에 의해 Task가 강제 종료될 때 해제된다.

㉕ O/S에 제공하는 System Call

이름	기능
ProcFileUpload	지상국으로부터 OBC로 File을 Uploading
ProcFileDownload	OBC로부터 지상국으로 File을 Downloading
ProcFileList	OBC로부터 지상국으로 File List를 전송
ProcToAdcs	ADCS Task로 지상국 명령을 전달
ProcToPayload	Payload Task로 지상국 명령을 전달
ProcGsToNc	NC Network으로 지상국 Data를 전달
ProcGsToRxsmart	RXSMART Task로 지상국 명령을 전달
ProcToPeriod	PERIOD Task로 지상국 명령을 전달
ProcMemHandle	OBC Memory 관련 지상국 명령을 실행
ProcDebug	Debugging용 지상국 명령을 처리

㉖ FILE Task

File Task는 File stream을 통하여 요청되는 다른 Task들의 RAM Disk 접근을 처리하여 준다. Task가 시작되면 다른 Task들로부터 File 관련 요청을 받기 위해 File stream을 초기화한다. 그리고, Lifesign 전송, RAM Disk 정리와 RAM Disk Scrubbing(S/W EDAC 처리)을 주기적으로 실행하기 위해 1초의 주기를 갖는 Timer를 구동한다. 필요한 변수들을 초기화한 후, File stream으로부터의 Message 수신이나 Timer의 Time-out Event가 발생하기를 기다린다. File stream으로부터 File 관련 요청이 수신되면 관련 동작을 처리한 후, 그 결과를 File stream을 통하여 알려준다. Timer의 Time-out Event가 발생하면, 매 초마다 지상에서 설정한 양만큼(초기값=2)의 Cluster에 대해 S/W EDAC처리를 하고, 매 30초마다 Lifesign을 전송한다. 그리고, 매 10분마다 RAM Disk 정리를 실행한다.

㉗ Flowchart

- Resource 등록

File Stream을 등록하고, Timer를 등록한 후 1초의 주기로 설정한다.

- RAM Disk 초기화

RAM Disk는 두 가지 경우에 Format되어야 한다. 첫째는 RAM Disk의 특정 영역에 기록된 정보가 손상되어 있는 경우이고(이것은 RAM Disk에 전원 공급이 차단되었음을 의미함), 둘째는 지상국 명령에 의해 RAM Disk Format이 설정된 경우이다. Format이 필요 없는 경우에는 기존의 File을 유지할 수 있도록 필요한 Data 구조만을 설정한다. 그리고, RAM Disk 관련 작업의 속도를 개선하기 위해 사용할 Cache 영역을 초기화한다.

- File 관련 요구 처리

다른 Task의 요구에 따라 RAM Disk의 File에 대해 요청된 작업을 수행한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

⊕ 기능

- Lifesign 전송

매 30초마다 지상으로 Lifesign을 전송한다.

- RAM Disk Scrubbing양 변경

'RAM Disk Scrubbing' 작업 수행 시 매초 Scrubbing 할 Cluster의 수를 변경한다. 초기에는 2로 설정된다.

- RAM Disk Scrubbing(S/W EDAC 처리)

매 초마다 지상에서 설정한 양만큼(초기값=2)의 Cluster에 대해 S/W EDAC처리를 실행한다. Cluster를 구성하는 Sector에는 252 bytes의 Data와 EDAC처리를 위한 3 bytes의 추가 정보가 저장되는데, 주기적으로 Sector를 읽어서 SEU에 의한 Data 변경이 발견되면 이를 수정하여 다시 RAM Disk에 기록하고, S/W EDAC Error counter를 1씩 증가한다.

- RAM Disk 자동 정리

매 10분마다 RAM Disk의 File 생성 여유 능력이 기준치 이하가 되면, 정해진 기준에 따라 File들을 지운다.

- 모든 File 닫기

Task 종료 시에는 열려있는 모든 File을 닫는다.

- Cache 저장

RAM Disk 관련 작업의 속도를 개선하기 위해 사용하던 Cache의 Data를 RAM Disk에 기록한다.

⑮ SPR Task

OBC에 장착된 2개의 DAC 출력을 제어하여, Battery의 충전 전류를 제어한다. 제어 Algorithm은 전력 Team에서 제공된다.

㉓ Flowchart

㉔ 기능

- Resource 등록

Data Stream과 No-Event NC Stream을 등록하고, Timer를 등록한 후 1초의 주기로 설정한다.

- DAC 초기화

DAC1은 최대값을, DAC2는 최저값을 출력하도록 설정한다.

- 각종 상수 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. Battery 충전제어 Algorithm에 사용되는 각종 상수의 값을 변경한다.

- Subtask 선택

지상국 명령에 의해 실행된다. 사용할 Battery 충전 제어 Algorithm을 선택한다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 Lifesign을 전송한다.

- Subtask 실행

선택된 Battery 충전 제어 Algorithm을 실행한다.

□ MMS Task

지상국에서 설정한 MMS 관련 Operation Scenario에 의해 MMS에 명령을 전달하고, PDTx 고장 시 MMS에 저장된 Data를 OBC의 RAM Disk에 File 형태로 저장한다. MMS Task를 통하여 MMS의 Program Code를 변경할 수 있다.

㉔ Flowchart

㉔ 기능

- Resource 등록

File Stream, Data Stream, Event NC Stream, 그리고 No-Event NC Stream을 등록하고, 주기 발생 Timer와 1회성 Timer를 등록한다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 Lifesign을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 등록

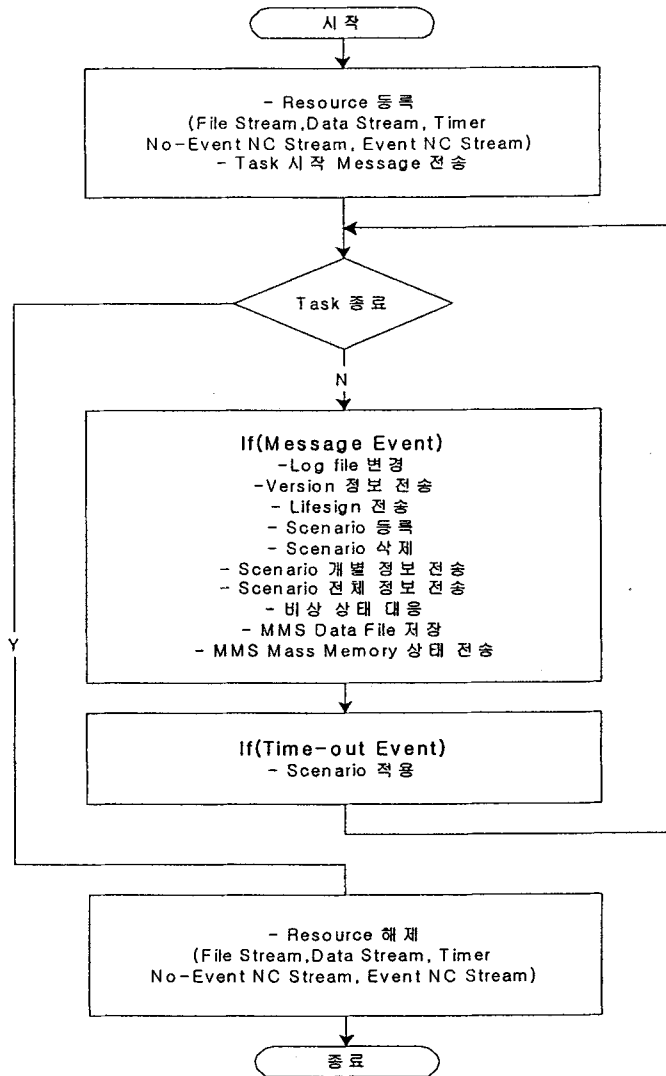


그림 3-42 MMS Task Flowchart

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국으로부터 전송된 Operation Scenario의 유효성을 검사한 후 Buffer에 저장하고, 이미 등록된 Operation Scenario들과 비교하여 우선 적용할 Operation Scenario를 결정한다.

- Scenario 삭제

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국에서 지정한 Operation Scenario를 Buffer에서 삭제한다. 만일, 삭제되는 Operation Scenario가 최우선 적용 대상이었다면, 다른 Operation Scenario들 중에서 우선 적용할 대상을 결정한다.

- Scenario 개별 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 중에서 지상국에서 지정한 Index

에 해당하는 Operation Scenario의 내용을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 전체 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 전체에 관한 개략 정보를 지상국으로 전송한다.

- 비상 상태 대응

PERIOD Task의 Message 전송에 의해 실행되며, 진행 중인 Operation Scenario는 중단하고 대기 중인 모든 Operation Scenario는 취소한다. 그리고, MMS의 전원을 끈다.

- MMS Data File 저장

PDTx 고장 시 Mass Memory에 저장되어 있는 Data를 OBC로 전송하면, OBC는 이를 File로 저장한다. 이때 생성되는 File의 이름은 'File 생성 시간.M2O'이며, 내부 format은 MMS에 의해 결정된다.

- MMS Mass Memory 상태 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Mass Memory의 Data 저장 상태를 지상국으로 전송한다.

- Scenario 적용

Operation Scenario를 적용할 시각이 되면, Operation Scenario의 내용을 Command Mapping Table을 참고하여 적용한다. Operation Scenario에 의해 수행 가능한 작업은 NC에 명령 전송, MMS에 명령 전송, MMS Code Update 등이다.

□ DCS Task

지상국에서 설정한 DCS 관련 Operation Scenario에 의해 DCS에 명령을 전달하고, Mobile Terminal로부터 송수신되는 Mail message를 RAM Disk에 저장 관리한다. DCS Task를 통하여 DCS의 Program Code를 변경할 수 있다.

㉗ Flowchart

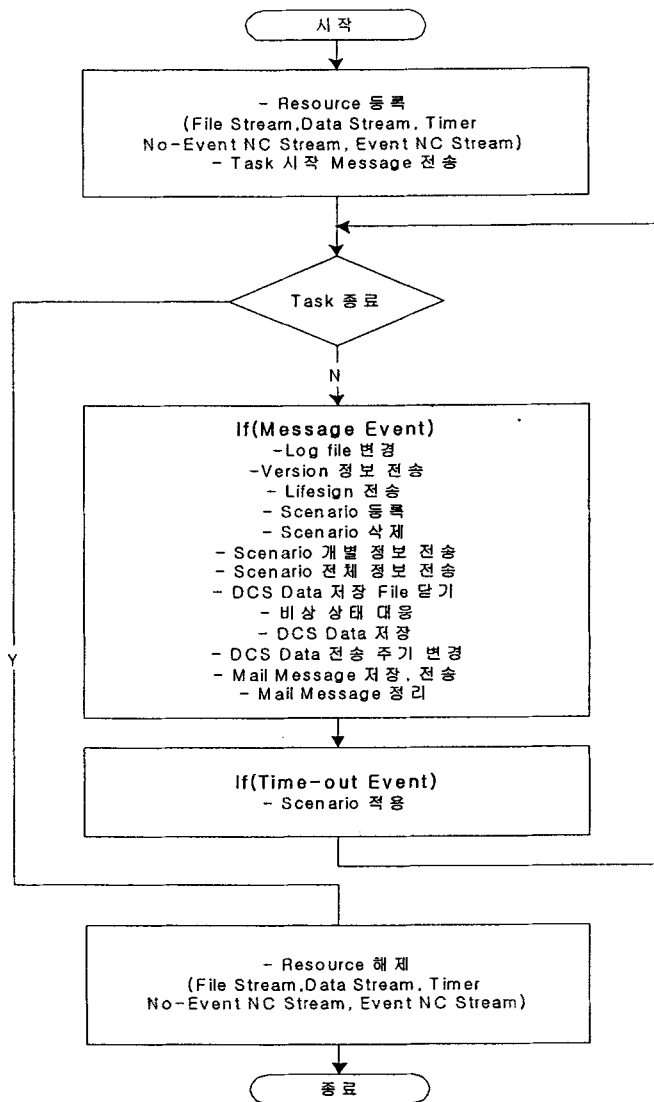


그림 3-43 DCS Task Flowchart

㉘ 기능

- Resource 등록

File Stream, Data Stream, Event NC Stream, 그리고 No-Event NC Stream을 등록하고, 주기 발생 Timer와 1회성 Timer를 등록한다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 Lifesign을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 등록

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국으로부터 전송된 Operation Scenario의 유효성을 검사한 후 Buffer에 저장하고, 이미 등록된 Operation Scenario들과 비교하여 우선 적용할 Operation Scenario를 결정한다.

- Scenario 삭제

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국에서 지정한 Operation Scenario를 Buffer에서 삭제한다. 만일, 삭제되는 Operation Scenario가 최우선 적용 대상이었다면, 다른 Operation Scenario들 중에서 우선 적용할 대상을 결정한다.

- Scenario 개별 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 중에서 지상국에서 지정한 Index에 해당하는 Operation Scenario의 내용을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 전체 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 전체에 관한 개략 정보를 지상국으로 전송한다.

- DCS Data 저장File 닫기

지상국 명령에 의해 실행된다. DCS Data를 저장하기 위해서 열려져 있는 File을 닫는다. Data 저장 File이 닫혀지지 않은 상태로 남아있는 경우에는 지상국으로 전송할 수 없기 때문에, 만일의 상황을 대비하기 위한 기능이다.

- 비상 상태 대응

PERIOD Task의 Message 전송에 의해 실행되며, 진행 중인 Operation Scenario는 중단하고

대기 중인 모든 Operation Scenario는 취소한다. 그리고, DCS의 전원을 끈다.

- DCS Data 저장

DCS는 일정 주기로 Telemetry를 DCS task로 전송하고, MMS 고장 시 MMS로 전송할 Data를 DCS task로 전송한다. DCS task는 이를 File로 저장한다. File에는 DCS가 전송하는 NC Protocol frame의 Information field만이 저장된다. 자세한 내용은 '3.3 생성 File'을 참고한다.

- DCS Data 전송 주기 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. DCS가 DCS task로 전송 Telemetry의 전송 주기를 변경한다.

- Mail Message 저장, 전송

Mobile Terminal로부터 수신된 Mail Message는 DCS Task로 전달되고, DCS Task는 이를 File로 저장한다. 그리고, Mobile Terminal로부터 Mail Message 전송 요청이 있을 때, 이를 DCS로 전송한다. Mail Message 저장 File의 이름은 'DCS + 수신 Terminal ID + .MSG'이며, Rx. Terminal ID는 0과 99 사이의 수를 16진수 네 자리로 표현한 것이다.

- Mail Message 정리

수신된 후, 1주일 이상 경과한 Mail Message를 삭제한다.

- Scenario 적용

Operation Scenario를 적용할 시각이 되면, Operation Scenario의 내용을 Command Mapping Table을 참고하여 적용한다. Operation Scenario에 의해 수행 가능한 작업은 NC에 명령 전송, MMS에 명령 전송, MMS Code Update 등이다.

□ GPS Task

지상국에서 설정한 GPS 관련 Operation Scenario에 의해 GPS에 명령을 전달하고, GPS의 Program Code를 변경한다.

㉞ Flowchart

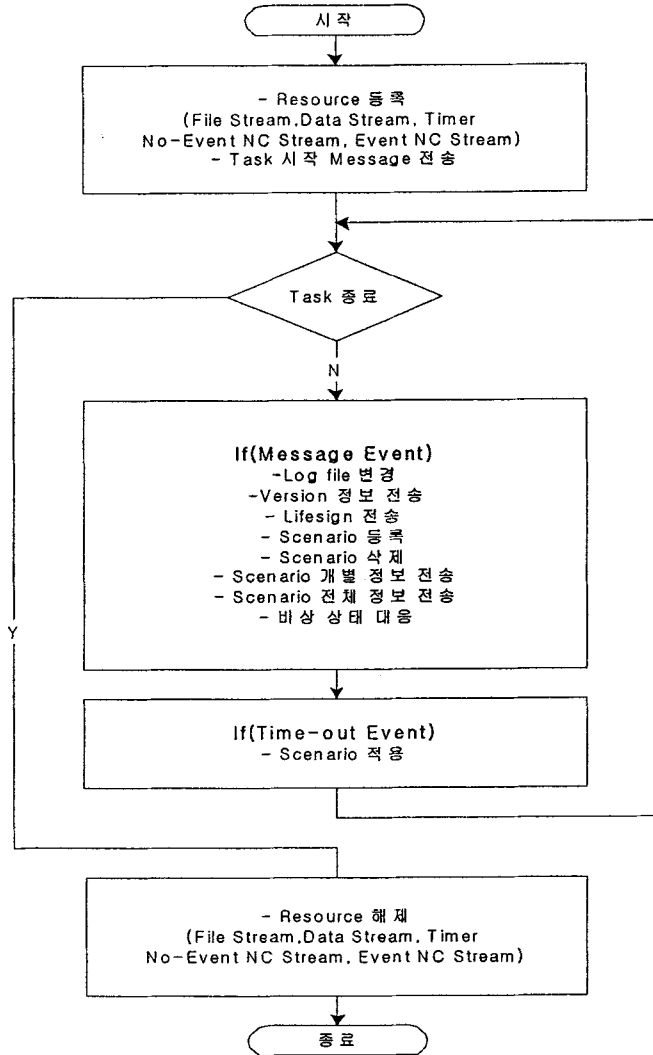


그림 3-44 GPS Task Flowchart

㉞ 기능

- Resource 등록

File Stream, Data Stream, Event NC Stream, 그리고 No-Event NC Stream을 등록하고, 주기 발생 Timer와 1회성 Timer를 등록한다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 Lifesign을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 등록

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국으로부터 전송된 Operation Scenario의 유효성을 검사한 후 Buffer에 저장하고, 이미 등록된 Operation Scenario들과 비교하여 우선 적용할 Operation Scenario를 결정한다.

- Scenario 삭제

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국에서 지정한 Operation Scenario를 Buffer에서 삭제한다. 만일, 삭제되는 Operation Scenario가 최우선 적용 대상이었다면, 다른 Operation Scenario들 중에서 우선 적용할 대상을 결정한다.

- Scenario 개별 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 중에서 지상국에서 지정한 Index에 해당하는 Operation Scenario의 내용을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 전체 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 전체에 관한 개략 정보를 지상국으로 전송한다.

- 비상 상태 대응

PERIOD Task의 Message 전송에 의해 실행되며, 진행 중인 Operation Scenario는 중단하고 대기 중인 모든 Operation Scenario는 취소한다. 그리고, GPS의 전원을 끈다.

- Scenario 적용

Operation Scenario를 적용할 시각이 되면, Operation Scenario의 내용을 Command Mapping Table을 참고하여 적용한다. Operation Scenario에 의해 수행 가능한 작업은 NC에 명령 전송, GPS에 명령 전송, GPS Code Update 등이다.

□ FIMS Task

지상국에서 설정한 FIMS 관련 Operation Scenario에 의해 FIMS에 명령을 전달하고, FIMS가OBC로 전송하는 Housekeeping data를 저장한다. FIMS Task를 통하여 FIMS의 Program Code를 변경할 수 있다.

㉞ Flowchart

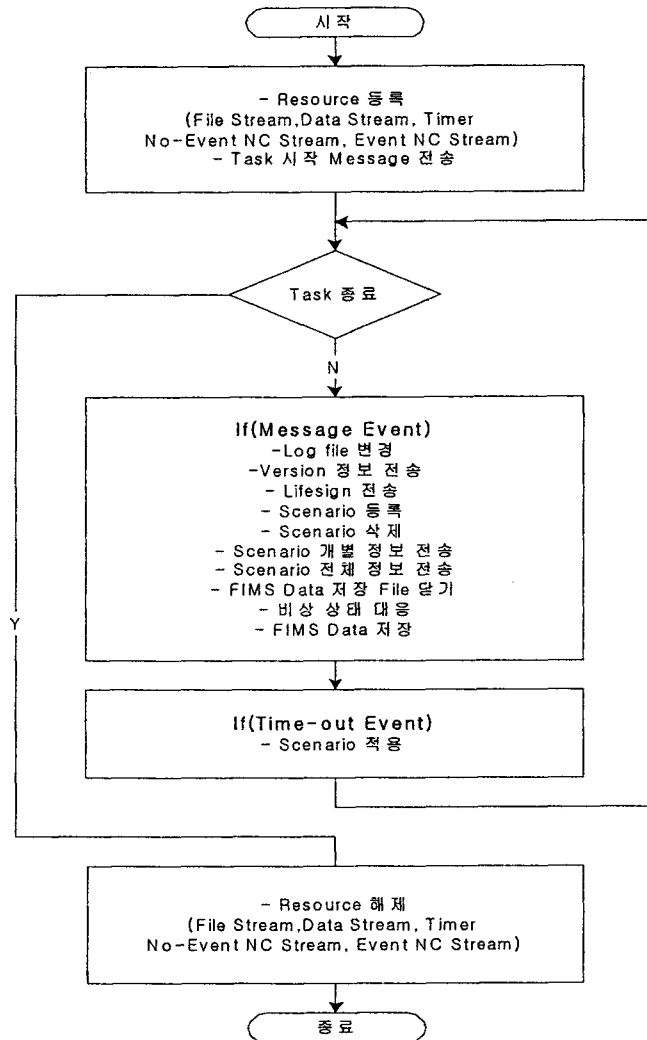


그림 3-45 FIMS Task Flowchart

㉞ 기능

- Resource 등록

File Stream, Data Stream, Event NC Stream, 그리고 No-Event NC Stream을 등록하고, 주기 발생 Timer와 1회성 Timer를 등록한다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 Lifesign을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 등록

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국으로부터 전송된 Operation Scenario의 유효성을 검사한 후 Buffer에 저장하고, 이미 등록된 Operation Scenario들과 비교하여 우선 적용할 Operation Scenario를 결정한다.

- Scenario 삭제

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국에서 지정한 Operation Scenario를 Buffer에서 삭제한다. 만일, 삭제되는 Operation Scenario가 최우선 적용 대상이었다면, 다른 Operation Scenario들 중에서 우선 적용할 대상을 결정한다.

- Scenario 개별 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 중에서 지상국에서 지정한 Index에 해당하는 Operation Scenario의 내용을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 전체 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 전체에 관한 개략 정보를 지상국으로 전송한다.

- FIMS Data 저장File 닫기

지상국 명령에 의해 실행된다. FIMS Data를 저장하기 위해서 열려져 있는 File을 닫는다. Data 저장 File이 닫혀지지 않은 상태로 남아있는 경우에는 지상국으로 전송할 수 없기

때문에, 만일의 상황을 대비하기 위한 기능이다.

- 비상 상태 대응

PERIOD Task의 Message 전송에 의해 실행되며, 진행 중인 Operation Scenario는 중단하고 대기 중인 모든 Operation Scenario는 취소한다. FIMS에게 비상 상황에 따른 전원 차단을 알려주고, FIMS로부터 이에 대한 응답이 수신되면 FIMS의 전원을 끈다.

- FIMS Data 저장

FIMS로부터 전송되는 Housekeeping Data를 File로 저장한다.

- Scenario 적용

Operation Scenario를 적용할 시각이 되면, Operation Scenario의 내용을 Command Mapping Table을 참고하여 적용한다. Operation Scenario에 의해 수행 가능한 작업은 NC에 명령 전송, FIMS에 명령 전송, FIMS Code Update 등이다.

□ ESA, LP, SST Task

지상국에서 설정한 ESA, LP, SST 관련 Operation Scenario에 의해 ESA, LP, SST 에 각각 명령을 전달하고, ESA, LP, SST 가OBC로 전송하는 Housekeeping data를 저장한다. ESA task, LP task, SST task는 명령을 전송하는 대상이 각각 ESA, LP, SST로 다를 뿐 그 구조나 기능은 동일하다. 이하 ESA, LP, SST를 SPP(Science Physics Package)라 지칭한다.

㉑ Flowchart

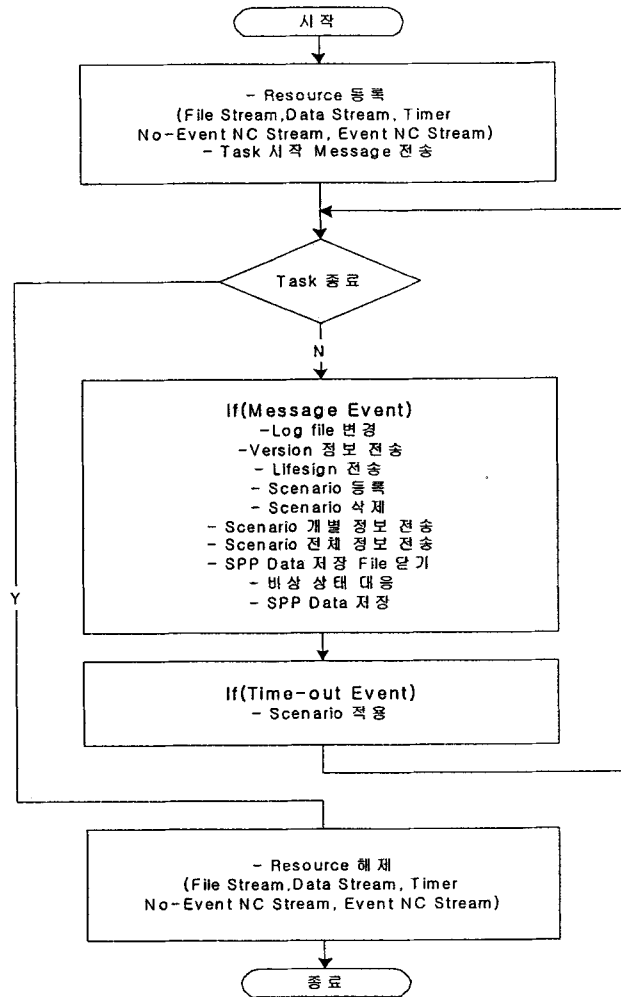


그림 3-46 SPP Task Flowchart

㉒ 기능

- Resource 등록

File Stream, Data Stream, Event NC Stream, 그리고 No-Event NC Stream을 등록하고, 주기 발생 Timer와 1회성 Timer를 등록한다.

- Log file 변경

지상국 명령에 의해 실행된다. 기존의 Log file을 닫고, 새로운 Log file을 생성한다.

- Version 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. Version 정보를 지상국으로 전송한다.

- Lifesign 전송

PERIOD Task로부터 'Lifesign 전송 Message'를 수신할 때마다 Lifesign을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 등록

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국으로부터 전송된 Operation Scenario의 유효성을 검사한 후 Buffer에 저장하고, 이미 등록된 Operation Scenario들과 비교하여 우선 적용할 Operation Scenario를 결정한다.

- Scenario 삭제

지상국 명령에 의해 실행된다. 지상국에서 지정한 Operation Scenario를 Buffer에서 삭제한다. 만일, 삭제되는 Operation Scenario가 최우선 적용 대상이었다면, 다른 Operation Scenario들 중에서 우선 적용할 대상을 결정한다.

- Scenario 개별 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 중에서 지상국에서 지정한 Index에 해당하는 Operation Scenario의 내용을 지상국으로 전송한다.

- Scenario 전체 정보 전송

지상국 명령에 의해 실행된다. 등록된 Operation Scenario 전체에 관한 개략 정보를 지상국으로 전송한다.

- SPP Data 저장 File 닫기

지상국 명령에 의해 실행된다. SPP Data를 저장하기 위해서 열려져 있는 File을 닫는다. Data 저장 File이 닫혀지지 않은 상태로 남아있는 경우에는 지상국으로 전송할 수 없기 때문에, 만일의 상황을 대비하기 위한 기능이다.

- 비상 상태 대응

PERIOD Task의 Message 전송에 의해 실행되며, 진행 중인 Operation Scenario는 중단하고 대기 중인 모든 Operation Scenario는 취소한다. 그리고, SPP의 전원을 끈다.

- SPP Data 저장

SPP로부터 전송되는 Housekeeping Data를 File로 저장한다. SPP가 OBC로 전송하는 Data는 SPP가 관측을 수행하고 있을 동안만 OBC에서 File로 저장된다.

- Scenario 적용

Operation Scenario를 적용할 시각이 되면, Operation Scenario의 내용을 Command Mapping Table을 참고하여 적용한다. Operation Scenario에 의해 수행 가능한 작업은 NC에 명령 전송, SPP에 명령 전송이다.

(다) NC 및 UP H/W

① 개요

과학기술위성1호의 NC(Node Controller)는 NC의 Node에 위성의 각 Subsystem이 연결되어 있는 구조를 가지며 원격명령(Telecommand), 원격검침(Telemetry) 및 Data 통신망을 제공하는 기능을 한다. 지상국이나 OBC(On-Board Computer)에 의해서 특정 Subsystem에게 Bi-Level (Logic Low : 0V, Logic High : +5V) 형태의 원격명령을 내릴 수 있으며, 각 Subsystem으로부터의 상태정보를 원격 검침할 수 있다. 또한 Subsystem간의 효율적인 통신을 위한 Data통신망(Primary/Secondary)을 제공한다. 위성의 Network망은 NC1, NC2, NC3, NC4, NC5, NC6의 NC들로 이루어져 있으며 위성의 각 시스템은 서로 불규칙적으로 복잡한 연결을 하는 대신 NC의 Node에만 연결이 되면 모든 시스템과의 각종 동작을 할 수 있게 된다.

각 NC에는 총 4개의 Node를 가지고 있어서 4개의 Subsystem과 각종 동작(원격명령, 원격검침, Data 통신)을 하게 된다. 그 중 NC1은 Power Module, OBC Module, RF Module의 정보를 원격 검침하고 원격명령을 내리게 된다. 또한 지상국과의 Up/Down Link Channel을 가지고 있으며 GPS와의 통신 Channel이 있다. 그리고 NC(NC1, NC2, NC3, NC4, NC5, NC6)의 운영에 있어서 가장 중요한 기능인 Network 관리 기능인 Network Token Manager 역할을 한다. NC2는 위성의 자세제어를 위한 Wheel, Gyro의 Subsystem을 Node로 가지며 NC3는 위성의 Sensor와 관련된 부분(ASS, CSS, NMAG)과 NAST, WIST, MTQR의 정보를 원격검침하고 또한 원격명령을 내릴 수 있다. NC4의 Node에는 위성의 Payload와 관련된 Module이 연결되어 있어서 MMS, FIMS, SPP, DCS Module등의 각종 상태를 원격검침하고 원격명령 내릴 수 있다. 이러한 NC들은 내부적으로 Primary(M0)와 Secondary(M1)로 이중화된 구조로 되어있고 위성 데이터망도 마찬가지로 Primary와 Secondary Network으로

이중화 되어있으며 NC1에는 Netgate가 존재하여 Primary, Secondary Network 간의 Data 연결 통로가 존재한다. 또한 각 NC내에는 PDU(Power Distribution Module)가 내장되어 있어서 각 Subsystem의 전원을 On/Off 할 수 있다.

UP(Uplink Processor)는 과학기술위성 1호에 새로 추가된 Module로서 Uplink 통신을 할 때 Data Packet이 깨지지 않은 Packet만을 NC1으로 전달하는 기능을 함으로서 NC1의 자체 Load를 줄이는 역할을 하게 된다.

② 사양

항목	사양	Req. ID
Dimension	225 mm X 450 mm X 25 mm	
Weight	~500g (~1.2Kg including box)	
Power Consumption	160~180mA@+5V, 15mA@+12V, 15mA@-12V	
CPU	Intel 87c51FC	
Clock Speed	14.7456MHz	
FPGA	Actel 1280A	
Program Memory	32KBytes On-Chip EPROM	
External Memory	8KBytes with H/W EDAC	CD01900
NC Network (Primary)	Twisted pair(RS-485), 153.6 Kbps	CD00300
NC Network (Secondary)	Twisted pair(RS-485), 76.8Kbps	CD00300
Digital Telemetry	16 Channels(0V/+5V) (NC1)	CD00200
	16 Channels(0V/+5V) (NC3)	
	16 Channels(0V/+5V) (NC4)	
Analog Telemetry	58 Channels(0V ~ +5V) (NC1)	CD00200
	32 Channels(0V ~ +5V) (NC3)	
	32 Channels(0V ~ +5V) (NC4)	
Telecommand	96 Channels(0V/+5V) (NC1)	CD00100
	96 Channels(0V/+5V) (NC3)	
	96 Channels(0V/+5V) (NC4)	
Communication Port	2 DUARTs (Primary): Support up to 4 Subsystems 2 DUARTs (Secondary): Support up to 4 Subsystems	
Watchdog Timer	2EA (for Primary/Secondary)	CD02000

표 3-32 NC 사양

항목	사양	Req. ID
Dimension	225 mm X 450 mm X 25 mm (Module Box Size)	
Weight	~500g (~1.2Kg including box)	
CPU	Intel 87c51FB	

Clock Speed	14.7456MHz	
Program Memory	16KBytes On-Chip EPROM	
External Memory	8KBytes	
Communication Port	1 DUART	
Watchdog Timer	1EA	CD02000

표 3-33 UP 사양

③ 구조

과학기술위성1호 NC는 Telecommand, Telemetry 및 Network 망을 지원하며 내부적으로 이중화 구조(Primary/Secondary)로 되어있다. Telecommand는 Latch회로로 구성되어 있고 Telemetry의 경우 Subsystem으로부터 0V~+5V의 Analog 값을 12bit의 Resolution의 A/D Converter로 측정할 수 있으며 또한 Bi-Level Telemetry(Logic Low : 0V, Logic High : +5V)를 측정할 수 있다. 총 4개의 Subsystem간의 Serial 통신을 지원하기 위해 2개의 DUART(Dual UART)가 내장되어 있다. 그리고 NC와 NC간의 Network을 위해 CPU 자체 내의 On-Chip UART가 사용되어서 RS-485 Network이 구성되어 있다. 8K Byte의 외부 메모리는 우주환경에서의 SEU(Single Event Upset)를 예방하기 위해 같은 크기의 여분의 EDAC(Error Detection and Correction)용 메모리가 있다. 또한 NC 운용 중 CPU 감시 및 Reset을 위한 Watchdog 로직이 있다.

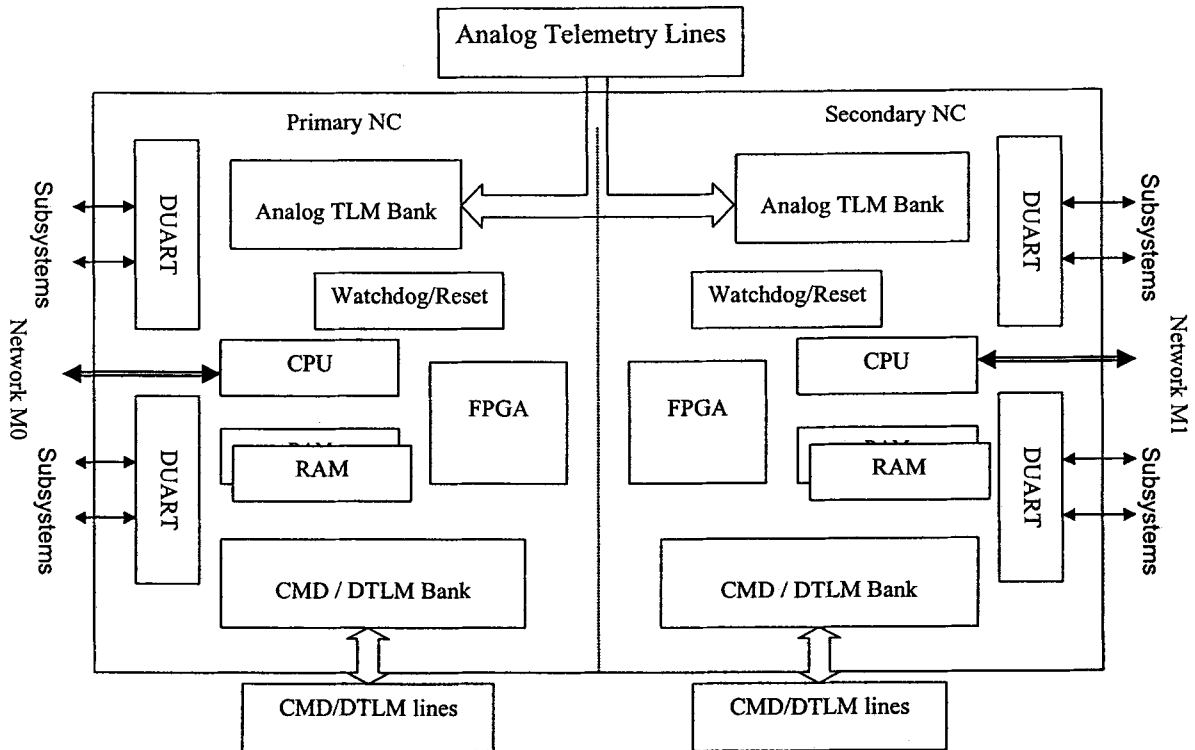


그림 3-47 NC Block Diagram

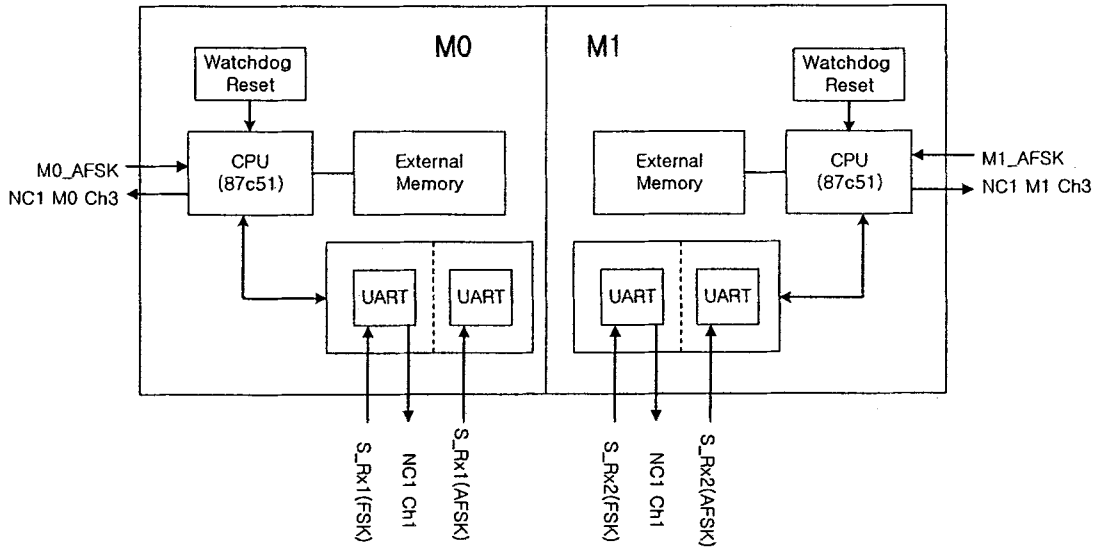


그림 3-48 UP Block Diagram

UP는 Intel 87c51FB의 8bit CPU를 장착하고 있으며 8KByte의 외부 메모리를 가지고 있다. RF Module(DEMOD)로부터 수신되는 정보를 분석하여 데이터가 손실되지 않은 과학기술위성1호의 Data Packet만을 NC1으로 전달하는 역할을 함으로서 NC1의 자체 Load를 줄이는 역할을 수행한다. 또한 Watchdog Reset 회로가 있어서 CPU가 불안정한 동작을 할 때에는 Reset이 걸리게 되어있다.

④ NC Work Breakdown Structure

과학기술위성1호의 Network망은 NC(Node Controller)에 의해 구성되어 있으며 각각의 NC(NC1, 2, 3, 4, 5 & 6)의 Node에는 위성의 각 Subsystem들이 NC의 UART를 통해 접속되어 있다. NC는 M0, M1 이라는 두 개의 Redundancy를 가지고 있으며 M0 Network은 RS-485 Interface를 이용하여 153.6kbps(Primary Network)를 지원하며 M1 network은 RS-485 Interface를 이용한 76.8kbps(Secondary Network)를 지원한다. NC의 M0(Primary), M1(Secondary)에는 각각 2개의 DUART(Dual UART)가 있어서 NC내의 M0, M1에 각각 4개의 Subsystem을 지원할 수 있도록 설계되었다.

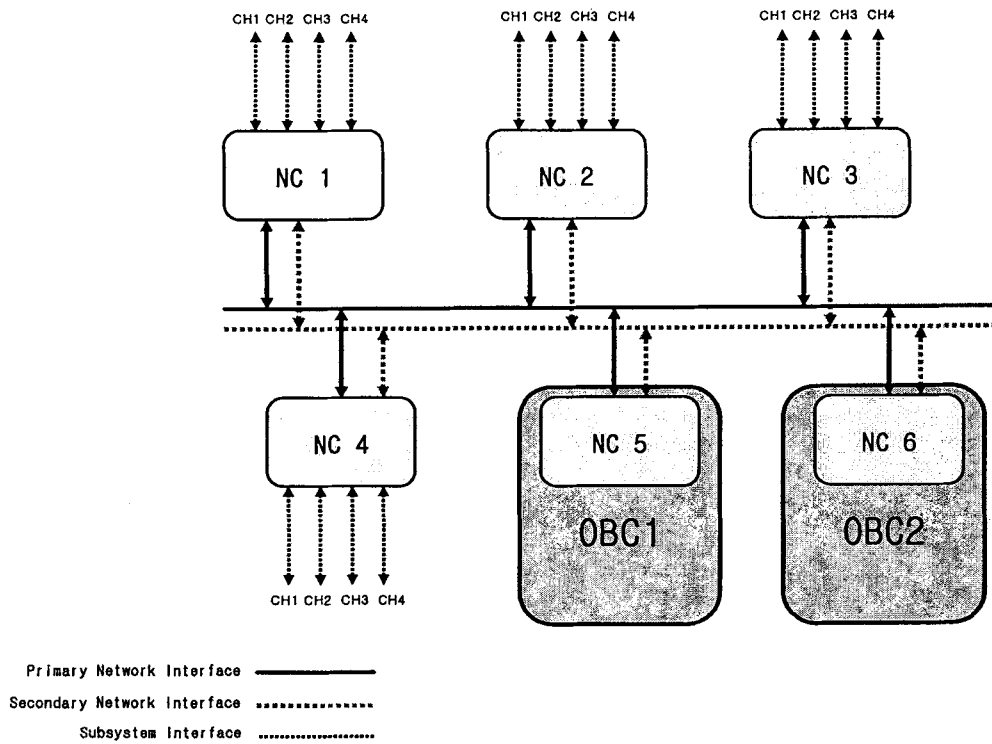


그림 3-49 NC Work Breakdown Structure

⑤ NC Block Diagram

과학기술위성 1호의 NC1에는 RF Channel, GPS와 연결되어 있고 NC2는 Wheel, Gyro와 연결되어있으며 NC3는 NAST,WIST,MTQR과 연결되고 NC4는 MMS, FIMS, SPP, DCS 와 물려있어서 위성의 Subsystem이 각 NC에 고루 분산되어 연결되어 있다. NC5와 NC6는 OBC의 효율적인 Network Access를 위하여 각각 OBC1, OBC2 내에 연결되어 있다.

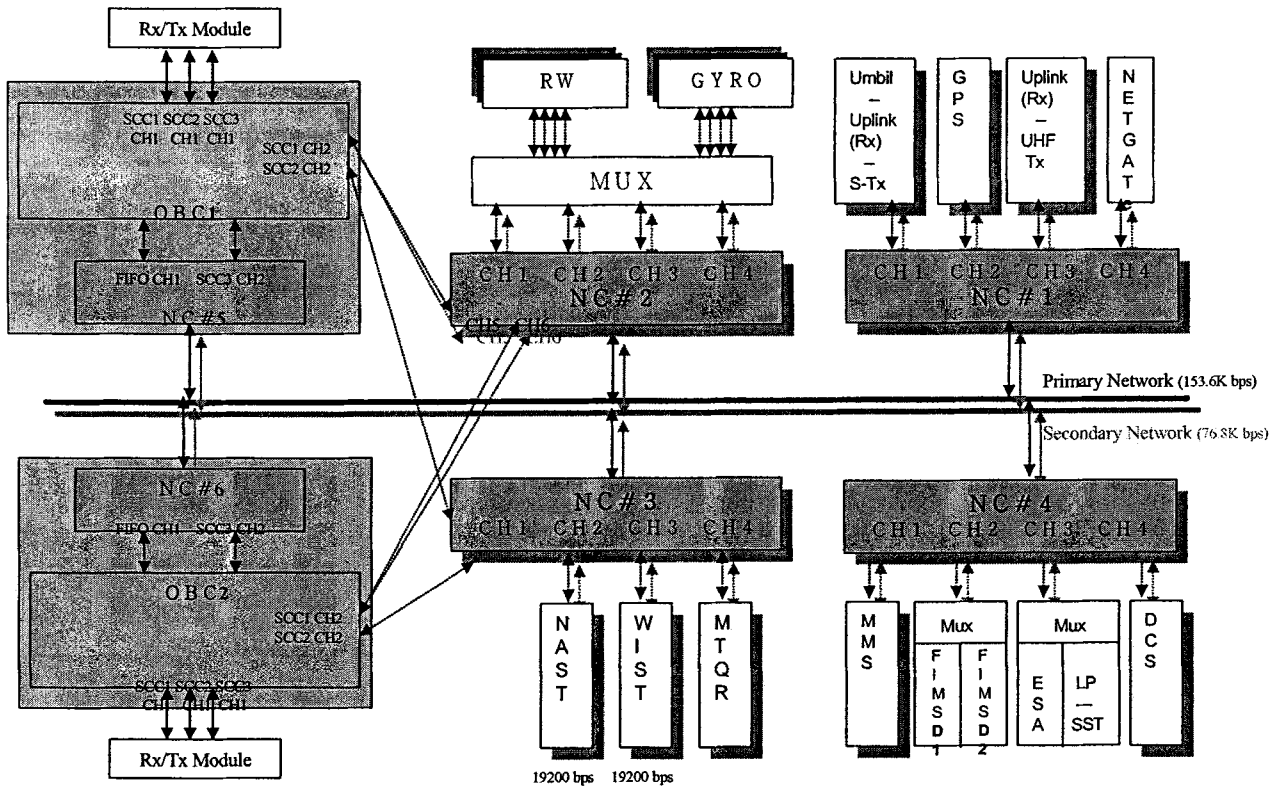


그림 3-50 NC Block Diagram

⑥ Up/Down Link

RF Module과 NC1의 Direct Link가 있는 우리별 3호와 다르게 과학기술위성 1호에서는 UP Module(Uplink Process Module)을 두어서 NC1의 Load를 줄이도록 설계되었다. 즉 UP Module은 통신 Protocol과 맞는 Data Packet만을 NC1으로 전달해 주는 역할을 한다. VHF Rx1(FSK)를 제외한 모든 Uplink Channel은 NC1의 M0, M1으로 각각 Link가 확보되어 있다. 그리고 VHF Rx1(FSK)은 OBC와 Link가 형성되어 있다.

NC1의 Downlink Channel은 위성의 전원이 들어오게 되면 NC가 수집한 위성체의 각 Subsystem의 Telemetry 정보를 일정한 주기로 SCC Channel3 (SCC2의 ChA Tx)로 보내게 된다. RF System의 DMUX, AMUX를 AFSK 1200bps로 조절하게 되면 지상국에서 Telemetry를 볼 수 있다. NC1의 Uplink Channel에서는 VHF Rx1(AFSK 1200bps)은 UP Module을 거쳐서 NC로 Direct로 연결되어 있고 S-band Rx Module(S-Rx2, S-Rx3)은 UP Module을 거쳐서 NC1의 4*1 MUX로 연결되어 있다. NC1의 4*1 MUX는 위성 전원 On 이후로 약 10초간 Umbilical Channel로 Link를 유지하면서 Valid한 Data Packet을 기다린다. Protocol에 맞는 Valid한 Data Packet이 들어오면 Umbilical Channel을 계속 유지하고 그렇지 않으면 자동으로 M0는 S-Rx2로 M1은 S-Rx3로 Uplink Channel이 변경된다. Umbilical Channel은 Bench Test 및 조립 및 종합시험 등을 할 때 유용하게 사용이 되며 Launch 후에는 필요가 없어진다. Umbilical 통신을 위한 MAX232 회로의 전원은 NC1의

Telecommand에 의해 OFF 시킬 수가 있다.

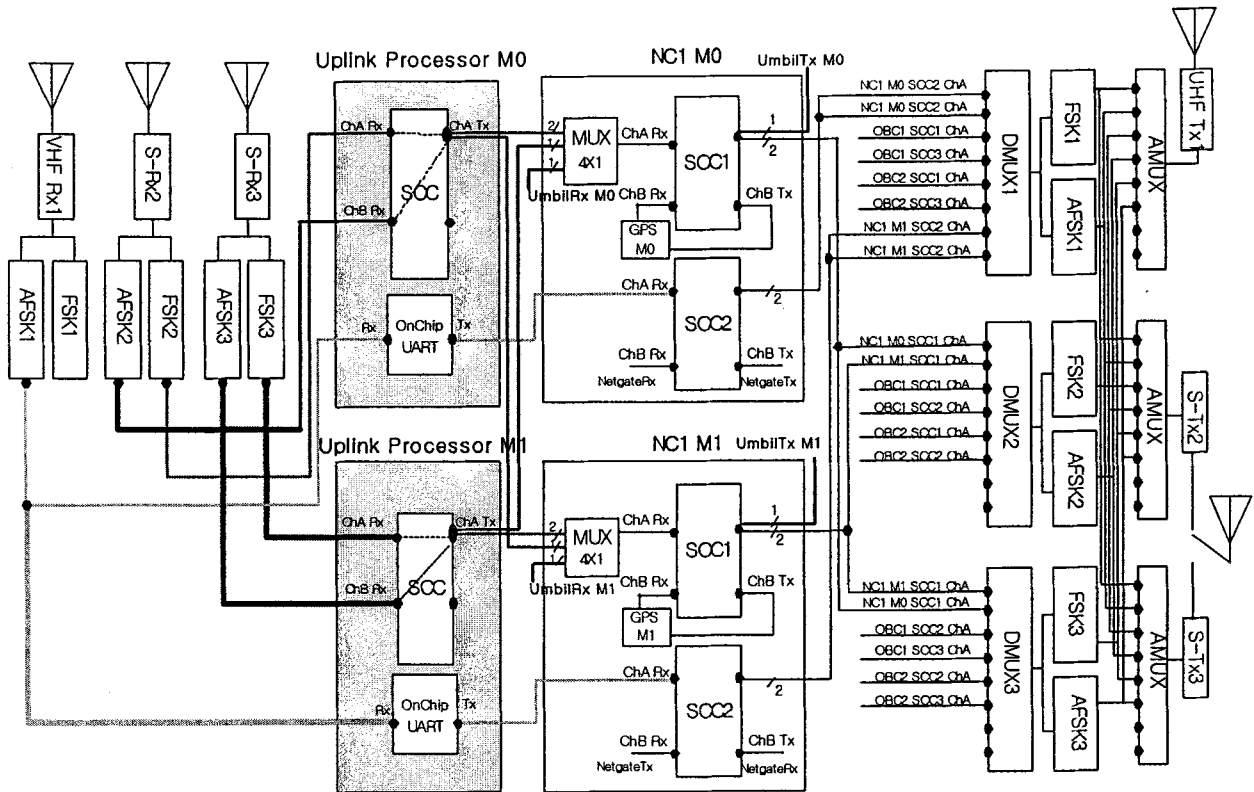


그림 3-51 Up/Down Link

⑦ PDU Block Diagram

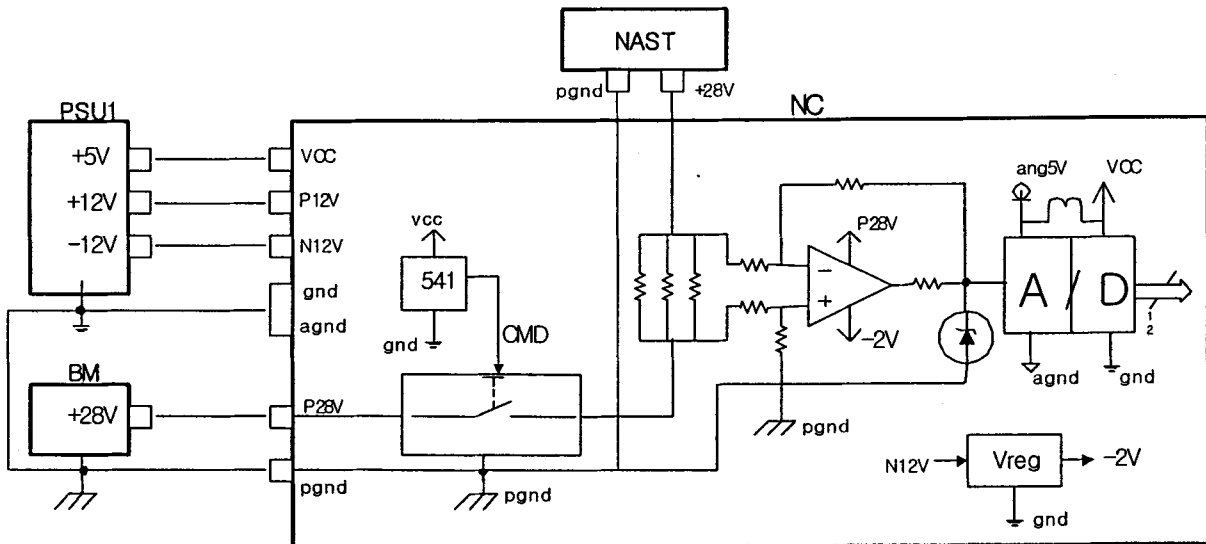


그림 3-52 PDU Block Diagram

* gnd, agnd, pgnd is isolated in NC Module

PDU(Power Distribution Unit)는 별도의 Module로 구현되어 있지 않고 NC Module안에 위치하고 있다. PDU의 역할은 Power Module(BM, PSU1)로부터 받은 전원을 NC의 Command에 따라 Power Switch를 On/Off 하는 기능을 한다. 즉 PDU는 위성의 Subsystem 전원을 On/Off 하는 역할을 한다. 또한 PDU는 Over Current 발생 시에 전원을 Trip-Off하는 기능이 있다. NC는 PDU Switch의 On/Off 상태 및 각 Subsystem의 Current 값을 Telemetry 한다.

⑧ Micro Controller

NC의 Micro Controller는 우리별 3호의 Heritage가 있는 Intel의 87c51을 사용하고 있다. NC의 M0, M1에는 각각 독립적으로 Micro Controller를 사용하여 최대한 신뢰성을 확보할 수 있게 설계되어 있으며 또한 System 안정성을 위해 Watchdog를 사용한다. 프로그램 영역으로는 8bits의 On-Chip EPROM을 사용하며 32K bytes의 용량을 가지고 있다. 그리고 Data 저장용 RAM 영역은 8K Bytes의 SRAM을 사용하며 H/W EDAC을 위한 8K Bytes의 EDAC용 SRAM을 가지고 있다.

⑨ Telecommand

Telecommand는 지상국 및 OBC에 의해서 Telecommand Protocol에 맞는 형식으로 Data Packet이 NC로 들어오면 Bi-Level 신호로 위성의 각 Subsystem 및 NC 내부의 PDU On/Off 신호로 사용이 된다. Telecommand는 위성에서 아주 중요한 부분이므로 실제 Telecommand가 잘 수행되었는지 확인할 수 있는 Monitoring 기능(Digital Telemetry)을 위한 회로도 추가로 존재한다. 위성의 각 Subsystem의 전원을 On/Off 하는 중요한 Telecommand의 경우에는 NC의 M0, M1 어느 쪽에서나 On/Off Control 할 수 있게 XOR회로로 구성되어 있다. XOR회로로 구성이 되어 있으면 만약 M0나 M1쪽 한 곳에서 Control 불능상태에 있더라도 다른 쪽에서 On/Off를 Control 할 수 있다. NC와 Subsystem 간의 Telecommand Interface는 다음과 같다.

-Common GND-

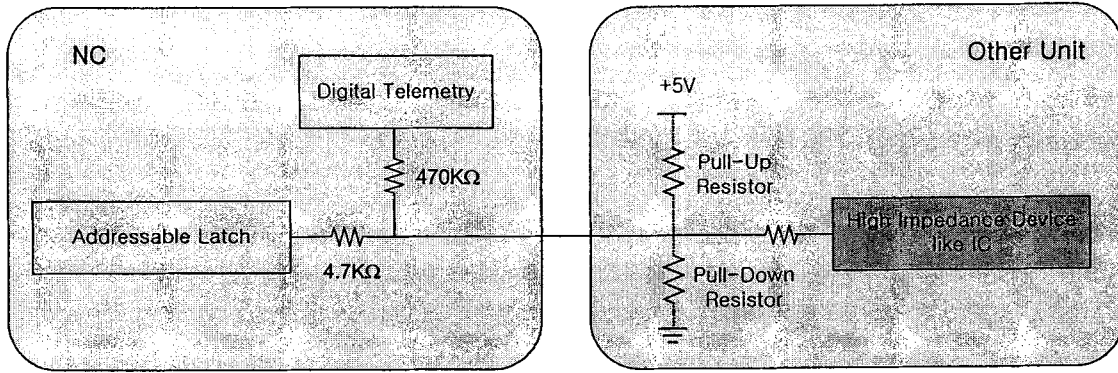


그림 3-53 Telecommand Interface (Common GND)

- Separate GND -

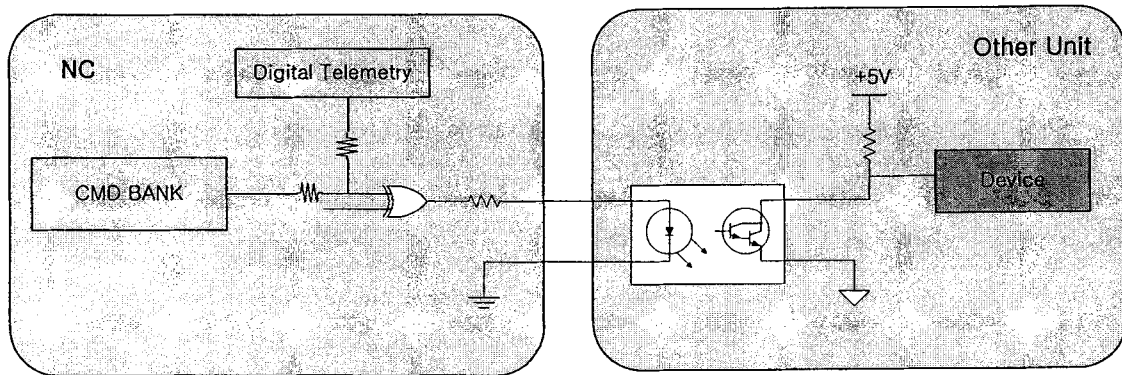


그림 3-54 Telecommand Interface (Separate GND)

⑩ Telemetry

Telemetry는 Digital Telemetry와 Analog Telemetry로 나누어지며 Digital Telemetry를 통해 해당 Port의 값이 Logic0인지 Logic1인지 알 수 있게 되며 Analog Telemetry의 경우 A/D Converter를 통해서 12bit의 Resolution으로 Digital 값으로 변환되어 읽혀지게 된다. Digital Telemetry는 Micro Controller가 해당 Telemetry Address로 Read하면 그 때의 port의 상태를 읽어오게 된다. Analog Telemetry의 경우에는 각 Subsystem으로부터 0V ~ +5V의 Analog 값을 받으면 NC의 OPAMP단을 거치면 -10V ~ +10V로 Level Conversion이 되어 A/D Converter의 입력으로 들어간다. A/D Converter의 sampling 시작은 Micro Controller가 /CONV_START (Conversion Start) 신호를 주면 시작이 되고 sampling이 끝나게 되면 ADC는 /ADC_EOC (End Of Conversion)신호를 내게 된다. 이 때 12bit로 Conversion된 값을 읽어서 처리하게 된다. NC에게 특정 Channel의 Telemetry를 요구할 수도 있고 주기적으로

도 Telemetry를 요청(1/8sec, 1/4sec, 1/2sec, 1sec, 2sec, 4sec, 8sec)할 수 있도록 Program 되어있다.

⑪ Serial Communication

과학기술위성 1호의 Subsystem들과의 Async 통신을 위해 NC의 M0, M1에 각각 DUART (Dual UART)가 있으며 이를 통하여 각각 네 개의 Subsystem과 통신이 가능하다. DUART Chip은 Zilog의 Z85c30을 사용하였다.

⑫ Network Interface

NC와 NC간의 Network은 Master/Slave Token Bus 방식으로 운영되며 그 중 NC1이 Master로서 NC들의 Network Token을 관장한다. 각 NC들은 자신의 Subsystem으로부터 받은 Data를 보관하고 있다가 NC1으로부터 Token을 받으면 다른 NC로 Data를 보내게 된다. 과학기술위성 1호의 Network망은 153.6kbps의 Primary Network과 낮은 속도인 76.8kbps의 Backup Network 망으로 구성이 되어 있으며 Netgate(Network Gateway)를 통해 Primary Network과 Secondary Network이 연결되어 있다. Network으로부터의 Data Packet들은 Differential Line을 통하여 RS485 Driver Chip을 통해 Micro Controller의 On-Chip UART로 들어오게 된다. Network으로 Data를 내보낼 때에는 RS485 Drive Chip의 Tx를 Enable하게 한 후 Data를 보내면 되고 Half Duplex 방식을 사용한다.

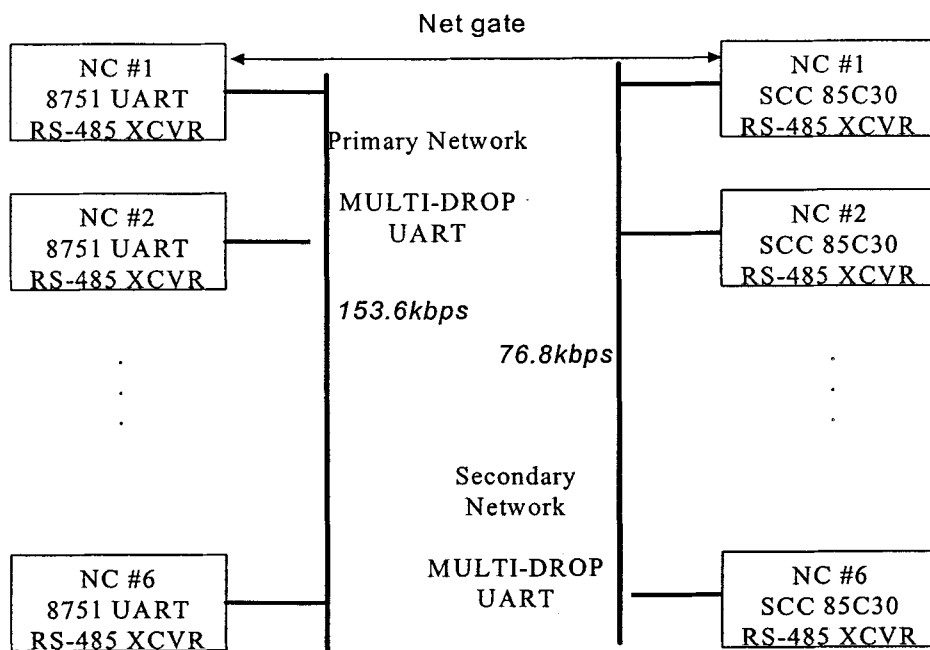


그림 3-55 Network Interface

⑬ Reset & Watchdog Circuit

Watchdog Reset은 NC가 오동작이나 일시적인 고장 상황에서 CPU를 Reset 시킴으로서 정상적인 상태로 돌아갈 수 있게 하는 기능을 한다. Watchdog Reset Logic은 CPU의 Watchdog Clear 신호를 계속 monitoring하면서 일정 시간 안에 Watchdog Clear 신호가 감지되지 않으면 자동으로 CPU를 Reset시킨다. 또한 위성의 전원이 On 되었을 때 (NC에 전원이 인가되었을 때) 자동으로 Reset신호가 인가될 수 있는 Power On Reset기능도 있으며 OBC나 지상국에서 원격명령을 이용한 Reset도 가능하다.

Power-On Reset은 R, C를 이용한 단순하고 안정적인 Reset으로 구성되어 있다. Command에 의한 Reset은 M0의 Reset은 M1의 Command에 의해 이루어지고 M1의 Reset은 M0의 Command에 의해 Cross Reset 형태로 이루어진다. Reset Telecommand신호의 Low Edge에서 Reset이 걸리게 되므로 Reset 명령을 [ON]한 후에 [OFF]하는 순간 Reset이 동작한다. 이처럼 Reset을 Level Trigger 방식이 아닌 Edge Trigger 방식으로 구현한 이유는 SEL (Single Event Latchup)등 우주 환경에서의 불안한 요소로 인하여 Reset이 안 걸리게 되는 경우나 항상 걸리게 되는 것을 방지하기 위하여 Reset Command가 High에서 Low로 떨어질 때 Reset이 걸리게 구현되었다. Watchdog Circuit에 의한 Reset은 Watchdog 회로에 Clear신호가 8초 동안 들어오지 않으면 Watchdog 회로는 CPU를 Reset하게 된다. NC Software에서는 main()문에 Watchdog를 Clear하는 부분이 있어서 정상동작일 경우에는 Watchdog Reset이 걸리지 않게 되어 있다. 하지만 만약 있을 수 있는 Software Bug 등으로 인하여 특정부분에서 무한 Loop에 빠져있으면 Watchdog를 Clear 못하게 되어 CPU가 Reset이 걸리도록 하여 CPU를 초기화할 수 있도록 한다. 또한 NC Software에서는 Reset Count를 세고 있기 때문에 Reset이 된 횟수를 지상국에서 파악할 수 있는 정보를 제공한다.

⑭ Address MAP

Total 64K (0x0000~0xffff)

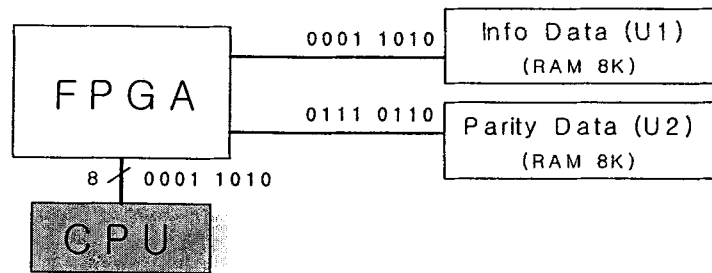
Address	Size	Use	비고
f000~ffff	4K		Unused
e000~efff	4K	/duart2	DUART2
d000~dfff	4K		Unused

c000~cfff	4K	/duart1	DUART1
b000~bfff	4K	/sp_cs1	Spare Chip Selection1
a000~afff	4K	/sp_cs0	Spare Chip Selection0
9000~9fff	4K	/tlmdh	Analog Telemetry High Data (ad8~ad11)
8000~8fff	4K	/tlmdl	Analog Telemetry Low Data (ad0~ad7)
6000~7fff	8K	/data_ram	External RAM Area (8K)
5000~5fff	4K		Unused
4000~4fff	4K	/dtlm	Digital Telemetry
3000~3fff	4K		Unused
2000~2fff	4K	/fpga_cfg_b	FPGA Config
1000~1fff	4K	/cmd	Telecommand
0000~0fff	4K		unused

표 3-34 NC Address Map

⑮ EDAC Algorithm

NC Module은 Intel 87c51 CPU를 사용하여 8bit data bus를 가지며 External RAM으로 Info Data RAM (8K Bytes)과 Parity Data RAM (8k Bytes)을 가지고 있다. Data를 Write 할 때에는 실제 Data를 Info Data RAM (U1)에 쓰고 해당하는 Parity Data를 U2에 쓰게 되며 Data를 Read 할 때는 Info Data와 Parity Data를 읽어서 EDAC Algorithm에 의해 Error Detection 및 Correction을 하게 된다. NC의 Hardware EDAC Algorithm은 (7,4) Hamming Code에 Redundant bit을 1bit 더 늘려서 4 Information bit와 4 Redundant bit를 사용하여 1bit error correction과 2bit error detection을 할 수 있다.



External Memory EDAC B/D

그림 3-56 EDAC Block Diagram

즉, 위와 같이 External Data가 00011010 이면 상위 nibble의 Info Data(0001)는 U1에 기록되고 해당되는 Parity Data(0111)는 U2에 기록이 된다. 하위 nibble도 마찬가지로 적용이 된다.

아래의 표와 같이 실제 데이터와 Parity Data가 각각 RAM U1, U2에 저장된다. 즉,

(7,4) Hamming Code에 even parity bit가 저장이 된다.

Information Data (m)	저장되는 Data Information(4) + Redundant(3) + even parity(1)	
	RAM U1	RAM U2
0000	0000	000 0
0001	0001	011 1
0010	0010	110 1
0011	0011	101 0
0100	0100	111 0
0101	0101	100 1
0110	0110	001 1
0111	0111	010 0
1000	1000	101 1
1001	1001	110 0
1010	1010	011 0
1011	1011	000 1
1100	1100	010 1
1101	1101	001 0
1110	1110	100 0
1111	1111	111 1

표 3-35 External Memory EDAC

Codeword U (Information(4)+Redundant(3))는 다음과 같은 Generate Matrix G 를 사용한다.

$$G = \{I|P\} = \left\{ \begin{array}{cccc|ccc} 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 & 1 \end{array} \right\}$$

$$U = m * G$$

Parity Check Matrix H 는Generate Matrix G 와 Orthogonal 하며 다음과 같이 정의된다

$$H = \{P^T | I\} = \left\{ \begin{array}{cccc|ccc} 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{array} \right\}$$

Syndrome S 는Parity Check Matrix H 와 Received codeword r (실제 읽은 Data) 의 곱으로 정의가 된다.

$$S = H * r$$

만약 Read한 Data의 값의 Syndrome 값이 0 이면 Error가 없는 것을 의미한다.

One bit error에 대한 Syndrome의 값은 다음과 같다.

Error Pattern		Syndrome	비고
Information	Redundant		
0000	000	000	No Error
0000	001	001	Parity 1 st bit Error
0000	010	010	Parity 2 nd bit Error
0000	100	100	Parity 3 rd bit Error
0001	000	011	Info 1 st bit Error
0010	000	110	Info 2 nd bit Error
0100	000	111	Info 3 rd bit Error
1000	000	101	Info 4 th bit Error

표 3-36 Syndrome Table

Read한 Data (codeword r) 의 Syndrome S를 구한 값과 Overall Parity를 계산하여 1bit error correction 및 2bit error detection을 할 수 있다.

Syndrome = "000" 이고 Overall Parity = 0 → No Error

Syndrome ≠ "000" 이고 Overall Parity = 1 → Single Error

Syndrome ≠ "000" 이고 Overall Parity = 0 → double Error

Syndrome = "000" 이고 Overall Parity = 1 → Overall Parity Error (=Single Error)

(2)의 경우 위의 표와 동일한 Syndrome값을 보고 Error가 난 bit를 반전시켜서 Error를 수정한다.

< Read한 Data의 값이 No Error인 경우 >

만약, Info Data(RAM U1)에서 읽은 값이 [0001]이고 Parity Data(RAM U2)에서 읽은 값이 [0111]이면 Information [0001], Redundant[011], parity[1] 이므로 codeword r=[0001011]이다.

$$S = H * r = \left[\begin{array}{cccc|ccc} 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{array} \right] * \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 0 \\ 1 \\ 1 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Syndrome S 값이 0이고, Info Data[0001]과 Parity Data[0111]의 Overall Parity는 0 이므로 Info Data [0001]은 No Error인 경우이다.

< Read한 Data에 1bit error가 있는 경우 >

만약 Read한 Info Data가 [0000]이고 Parity Data가 [0111] 이라면, (Info Data에 1bit error 인 경우) Information [0000], Redundant[011], parity[1] 이고 codeword r=[0000011]이다.

$$S = H * r = \left\{ \begin{array}{ccc|ccc} 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 1 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 \end{array} \right\} * \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \\ 1 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 1 \\ 1 \end{Bmatrix}$$

Syndrome S가 [000]이 아니고 read한 Info Data [0000]와 Parity Data[0111]의 Overall Parity는 1이므로 Single Error가 있는 경우이다. Syndrome S=[011] 값은 위의 표에서와 같이 첫 번째 Data bit에서 Error가 난 경우이다. 따라서 Information Data[0000]의 첫 번째 bit를 반전시킨 [0001]이 error correction된 data이다.

< EDAC Error Count >

다음 표와 같이 해당 Address에 초기 값을 쓴 후 특정 순간 Data 값을 읽으면 그때까지 Single Error(or Double Error)가 몇 번 발생했는지 알 수 있다.

	Single Error	Double Error
Set	Writing Initial Value at address 0x2001	Writing Initial Value at address 0x2002
Read	Reading from address 0x2001	Reading from address 0x2002
참조	100% Recovery	Only Detect

⑩ Telecommand & Telemetry Port Allocation

NC에 할당된 Telecommand 및 Telemetry Table을 나타낸다.

■ NC1 Telecommand Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
CMD0	OBC1/+5V	OBC1/+5V	XOR

CMD1	OBC1/RST	OBC2/RST	
CMD2	OBC1/EDAC	OBC2/EDAC	
CMD3	OBC1/ROM/H L	OBC2/ROM/H L	
CMD4	OBC1/NC5/RST	OBC2/NC6/RST	
CMD5	SPRA/SWC/RST	SPRB/SWC/RST	
CMD6	SPRA/DAC/EN	SPRB/DAC/EN	
CMD7	SPR/SELECT	SPR/SELECT	XOR
CMD8	GPS/+5V +12V	GPS/+5V +12V	XOR
CMD9		GPS/RST	
CMD10		GPS/EDAC/ON	
CMD11	Rx1/Freq Sel		
CMD12	SPRA/MODE/COM1	SPRB/MODE/COM1	
CMD13	SPRA/MODE/COM2	SPRB/MODE/COM2	
CMD14	PYRO/EN1	PYRO/EN2	
CMD15	PYRO/FIRE1	PYRO/FIRE2	
CMD16	Tx1/+12V	Tx1/+12V	XOR
CMD17	Tx/SW/CTRL1	Tx/SW/CTRL2	
CMD18	PSU1/A2 ON	PSU1/B2 ON	
CMD19	DEM2/FSK AFSK	DEM3/FSK AFSK	
CMD20	Tx1/FREQ b0	Rx1/AFC ON	
CMD21	Tx1/FREQ STRB		
CMD22	BM/CELL CLK	BM/CELL CLK	XOR
CMD23	BM/CELL RST	BM/CELL RST	XOR
CMD24	Tx2/+5V	Tx3/+5V	
CMD25	Tx2/+12V	Tx3/+12V	
CMD26	UMBIL ON	UMBIL ON	XOR
CMD27	SNC1 RST	PNC1 RST	
CMD28	Tx2/FREQ DATA	Tx3/FREQ DATA	
CMD29	Tx2/FREQ CLK	Tx3/FREQ CLK	
CMD30	Tx2/FREQ LE	Tx3/FREQ LE	
CMD31	OBC2/+5V	OBC2/+5V	XOR
CMD32	MOD2/DMUX b0	MOD3/DMUX b0	
CMD33	MOD2/DMUX b1	MOD3/DMUX b1	
CMD34	MOD2/DMUX b2	MOD3/DMUX b2	
CMD35	MOD2/SYNC	MOD3/SYNC	
CMD36	MOD2/AMUX b0	MOD3/AMUX b0	
CMD37	MOD2/AMUX b1	MOD3/AMUX b1	
CMD38	MOD2/AMUX b2	MOD3/AMUX b2	
CMD39	MOD2/SPEED	MOD3/SPEED	
CMD40	MOD1/AMUX b0	MOD1/DMUX b0	
CMD41	MOD1/AMUX b1	MOD1/DMUX b1	
CMD42	MOD1/AMUX b2	MOD1/DMUX b2	
CMD43	MOD1/SYNC	MOD1/SPEED	
CMD44			
CMD45	DEM1/FSK AFSK		
CMD46	Rx3/+5V +12V	Rx3/+5V +12V	XOR
CMD47			

■ NC2 Telecommand Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
CMD0	PSU2/Sec/20V	PSU2/Sec/20V	
CMD1	PSU2/Sec/5V	PSU2/Sec/5V	

CMD2	PSU2/Pri/20V	PSU2/Pri/20V	
CMD3	PSU2/Pri/5V	PSU2/Pri/5V	
CMD4	GyroA/Reset	GyroA/Reset	
CMD5	GyroB/Reset	GyroB/Reset	
CMD6	GyroC/Reset	GyroC/Reset	
CMD7	GyroD/Reset	GyroD/Reset	
CMD8	GyroA/Power	GyroA/Power	
CMD9	GyroB/Power	GyroB/Power	
CMD10	GyroC/Power	GyroC/Power	
CMD11	GyroD/Power	GyroD/Power	
CMD12	WheelA/Power	WheelA/Power	
CMD13	WheelB/Power	WheelB/Power	
CMD14	WheelC/Power	WheelC/Power	
CMD15	WheelD/Power	WheelD/Power	
CMD16	NC2/Pri/Reset	NC2/Pri/Reset	
CMD17	NC2/Sec/Reset	NC2/Sec/Reset	
CMD18	NC2/OBC1/DL Change	NC2/OBC1/DL Change	
CMD19	NC2/OBC2/DL Change	NC2/OBC2/DL Change	

■ NC3 Telecommand Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
CMD0	SNC3 RST	PNC3 RST	
CMD1	WIST/+28V	WIST/+28V	XOR
CMD2	WIST/MUX0	WIST/MUX1	
CMD3	WIST/RST	WIST/RST	XOR
CMD4	MTQR2/+5V	MTQR2/+5V	XOR
CMD5	MTQR2/+12V	MTQR2/+12V	XOR
CMD6	MTQR2/+28V	MTQR2/+28V	XOR
CMD7	ASS/+12V 12V	ASS/+12V 12V	XOR
CMD8	NMAG/+12V 12V	NMAG/+12V 12V	XOR
CMD9	CSS1~3/+12V 12V	CSS1~3/+12V 12V	XOR
CMD10	MTQR1/+5V	MTQR1/+5V	XOR
CMD11	MTQR1/+12V	MTQR1/+12V	XOR
CMD12	MTQR1/+28V	MTQR1/+28V	XOR
CMD13	NAST/+28V	NAST/+28V	XOR
CMD14	NAST/MUX0	NAST/MUX1	
CMD15	NAST/RST	NAST/RST	XOR

■ NC4 Telecommand Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
CMD0	SNC4 RST	PNC4 RST	
CMD1	PDTx/MMS IF1	PDTx/MMS IF2	
CMD2	PDTx1/+28V	PDTx2/+28V	
CMD3	PDTx1/PA	PDTx2/PA	
CMD4	SPP/P+28V	SPP/S+28V	
CMD5	SPP/MUX0	SPP/MUX1	
CMD6	ESA/P ON	ESA/S ON	
CMD7	SST/LP/SM P ON	SST/LP/SM S ON	
CMD8	MMS1/+28V	MMS2/+28V	
CMD9	MMS1/RST	MMS2/RST	

CMD10	DCS/BBP/+28V	DCS/BBP/+28V	XOR
CMD11	DCS/UHF/+28V	DCS/UHF/+28V	XOR
CMD12	FIMS1/+28V	FIMS2/+28V	
CMD13	FIMS/SW A	FIMS/SW B	
CMD14	FIMS/SW M0M1	FIMS/RST	
CMD15	DCS/IF/+5V	DCS/IF/+5V	XOR

■ NC1 Telemetry Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
AN0	OBC1/TEMP	OBC2/TEMP	Temperature
AN1	BAT/+X/Tcell	BAT/ X/Tcell	
AN2	PSU1/TEMP A	PSU1/TEMP B	
AN3	Tx2/TEMP	Tx3/TEMP	
AN4		+Yfacet/TEMP	
AN5			
AN6			
AN7	SPRA/TEMP	SPRB/TEMP	
AN8	Tx1/FWD PWR	Rx1/RSSI	
AN9	Tx1/BWD PWR		
AN10	Tx2/FWD PWR	Tx3/FWD PWR	
AN11			
AN12	Rx2/RSSI	Rx3/RSSI	
AN13	PSU/+5V/V	PSU/+5V/I	
AN14	PSU1/ - 12V/V	PSU1/ - 12V/I	
AN15	PSU1/+12V/V	PSU1/+12V/I	
AN16	SPRA/PWM/Vctrl	SPRB/PWM/Vctrl	
AN17	SPRA/PWM/Vcc	SPRB/PWM/Vcc	
AN18	SPRA/BAT/REF2	SPRB/BAT/REF2	
AN19	SPR/BAT/Ichg	SPR/BAT/Idchg	
AN20	BM/BUS+28V/I		
AN21	SPR/DAC1	SPR/DAC2	
AN22	SPR/ X/I	SPR/+X/I	
AN23	SPR/SP/V	SPR/ Z/I	

ExtAN0	BM/PSU2/I	BM/PSU2/I	
ExtAN1	BM/BAT/ Vcell		
ExtAN2	OBC1/+5V/I	OBC2/+5V/I	
ExtAN3	Tx2/+5V/I	Tx3/+5V/I	
ExtAN4	SPR/BAT/V		
SP0	Tx1/LOCK	Tx/RelayPos	Digital Status
SP1	Tx2/LOCK	Tx3/LOCK	
SP2	Rx2/LOCK DET2	Rx3/LOCK DET2	
SP3			
SP4	Rx2/LOCK DET1	Rx3/LOCK DET1	
SP5	SPRA/DAC/EN SP	SPRB/ DAC/EN SP	
SP6	PYRO/CUT1/SP	PYRO/CUT2/SP	
SP7	DEPLOY/SP1	DEPLOY/SP2	

■ NC2 Telemetry Port

NC2의 Telemetry Port는 channel 0x1F의 상위 4 bits와 channel 0x23의 하위 3 bits 만을 이용한다. Channel 0x23은 NC2 MPU의 Port1을 나타낸다.

channel 0x1F: 실제 Telemetry Status Port를 이용하는 것이 아니라 CMD Port의 상위 4 bits를 이용한다. 이곳으로 CMD 명령을 보내도 문제는 발생하지 않는다.

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
SP4	PSU2/Sec/5V/ST	PSU2/Sec/5V/ST	Digital Status
SP5	PSU2/Pri/5V/ST	PSU2/Pri/5V/ST	
SP6	PSU2/Sec/20V/ST	PSU2/Sec/20V/ST	
SP7	PSU2/Pri/20V/ST	PSU2/Pri/20V/ST	

channel 0x23: 이때, SP0와 SP1의 값이 같으면 SP2 는 '1' 값을 가지고 NC2 Primary가 RCU 통신 Line을 점유한 것을 나타내며, SP0와 SP1의 값이 다르면 SP2는 '0'으로 NC2 Secondary 가 RCU 통신 Line을 점유한 것을 나타낸다.

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
SP0	NC2/Pri/P1.0	NC2/Pri/P1.0	Digital Status
SP1	NC2/Sec/P1.1	NC2/Sec/P1.1	
SP2	NC2/Pri or Sec	NC2/Pri or Sec	

■ NC3 Telemetry Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
AN0	WIST/CCDT		Temperature
AN1	WIST/PCBT		
AN2	NAST/CCDT		
AN3	NAST/PCBT		
AN4	HP/+Z/TEMP		
AN5	HP/ X/TEMP		
AN6	HP/+X/TEMP		
AN7	MTQR1 +28V/I	MTQR2 +28V/I	
AN8	ASS/HorA		
AN9	ASS/HorB		
AN10	ASS/VerA		
AN11	ASS/VerB		

AN12	CSS1/A	
AN13	CSS1/B	
AN14	CSS1/C	
AN15	CSS1/D	
AN16	CSS2/A	
AN17	CSS2/B	
AN18	CSS2/C	
AN19	CSS2/D	
AN20	CSS3/A	
AN21	CSS3/B	
AN22	CSS3/C	
AN23	CSS3/D	
ExtAN0	NMAG/X	
ExtAN1	NMAG/Y	
ExtAN2	NMAG/Z	
ExtAN3	NAST/+28V/I	
ExtAN4	WIST/+28V/I	
SP0	WIST/ON OFF	Digital Status
SP1	NAST/ON OFF	
SP2	NMAG/ON OFF	
SP3	ASS/ON OFF	
SP4	CSS1~3/ON OFF	
SP5		
SP6	NAST/XF0	
SP7	WIST/XF0	

■ NC4 Telemetry Port

Type	Signal Name		Remark
	Primary	Secondary	
AN0	SP/+X/TEMP		Temperature
AN1	SP/ Z/TEMP		
AN2	SST/TEMP		
AN3	PDTx1/TEMP		
AN4	MMS1/TEMP		
AN5	Yfacet/TEMP		
AN6	SP/ X/TEMP		
AN7			
AN8	FIMS/TEMP SCIF		Temperature
AN9	FIMS/TEMP MOTOR		
AN10	FIMS/TEMP MIRROR		
AN11	PDTx2/TEMP		
AN12	MMS2/TEMP		
AN13	FIMS/TEMP LVPS		
AN14	FIMS/TEMP VACUUM		
AN15	FIMS/TEMP DOOR		
AN16	PDTx1/+28V/I		
AN17	PDTx1/FWD PWR		
AN18	MMS1/+28V/I		
AN19	FIMS1/+28V/I		
AN20	PDTx2/+28V/I		
AN21	PDTx2/FWD PWR		
AN22	SSP1/+28V/I		
AN23	DCS/BBP/+28V/I		

ExtAN0	MMS2/+28V/I	
ExtAN1	FIMS2/+28V/I	
ExtAN2	SSP2/+28V/I	
ExtAN3	DCS/UHF/+28V/I	
ExtAN4		
SP0	MMS1/SP0	Digital Status
SP1	MMS1/SP1	
SP2	MMS1/SP2	
SP3	MMS1/SP3	
SP4	MMS2/SP0	
SP5	MMS2/SP1	
SP6	MMS2/SP2	
SP7	MMS2/SP3	

(라) NC 및 UP S/W

① 개요

아래 그림은 NC모듈의 구성도를 나타낸다.

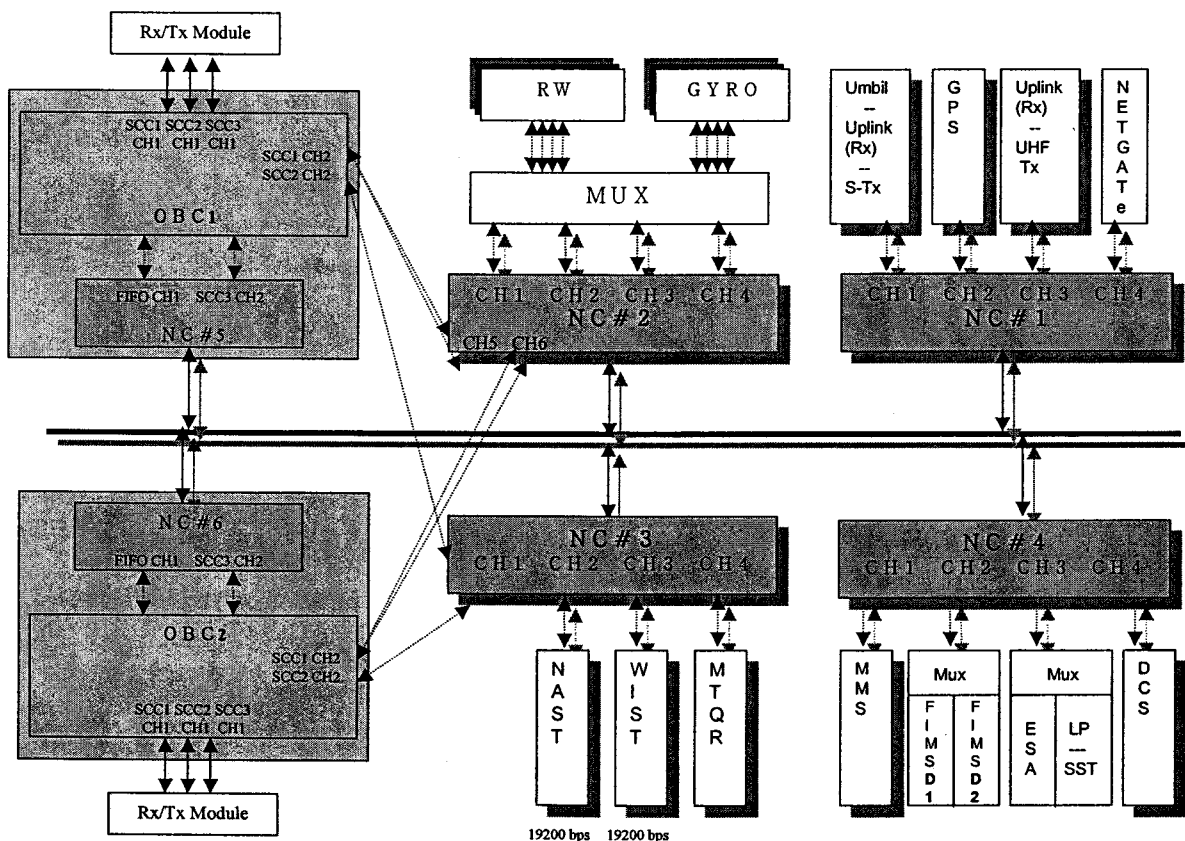


그림 3-68 NC 모듈 구성도

NC System은 6개의 NC로 구성되어 있으면, 각각의 NC에는 4개의 Subsystem들이 연결되어 있다. 그래서 Subsystem 모듈들은 NC System을 통하여 서로간의 데이터를 주고 받는다. NC System은 87C51 microcontroller를 사용하였으며, Subsystem과의 연결은 Z85C30 SCC를 사용하여 구성되었다

NC 소프트웨어는 다음과 같은 기능을 수행하는 소프트웨어 이다.

- NC- NC간 Network을 통한 Frame전송기능
- NC-Subsystem Frame전송기능
- Telecommand처리 기능
- Telemetry Sampling기능
- 기타NC-NC간, NC-Subsystem간 프로토콜처리 기능

② 사양

㉠ NC NC간 Network 기능

NC-NC간 데이터를 송수신하는 기능으로서 실제로 과학위성 1호의 Back bone과 같은 기능을 수행하는 Network이다.

- 통신방식 : 비동기 통신
- 연결방식 : Bus
- 속도 : Primary:153kbps, Secondary:76.8 kbps
- 프로토콜 : Master/Slave -Token Bus방식
- Network을 통해서 들어오는 Frame처리 기능

㉡ NC Subsystem간 Communication

NC-Subsystem간의 데이터를 송/수신하는 기능으로서 NC에 연결된 Subsystem은 이 기능을 통하여 데이터를 송/수신한다.

- 통신방식 : 비동기방식
- 연결방식 : Point-to-Point
- 속도 : 9.6kbps ~ 19.2kbps
- 프로토콜 : SLIP
- Subsystem에서 전송한 Frame 처리
- 흐름제어 : XON, XOFF사용

㉔ Telecommand

상향링크 Validation : 보안을 위하여 유효한 보안코드를 확인하지 않으면 실행시키지 않는다. 상향링크의 Frame의 Error Dection기능을 가지고 있어야 한다. 1개의 Frame에서 최대 8개이하의 명령만 수행한다.

㉕ Telemetry

- 주기적인 Telemetry 기능
- 비주기적인 Telemetry 기능
- Real Time Clock 유지 기능

③ 구조

NC소프트웨어의 의 가장중요한 기능은 위성의 모듈간의 통신을 제공한다. NC와 NC간, NC와 Subsystem모듈간에 통신을 담당한다.

NC-NC간 NC-Subsystem간의 통신을 위한 Protocol계층 구조는 다음 그림과 같다.

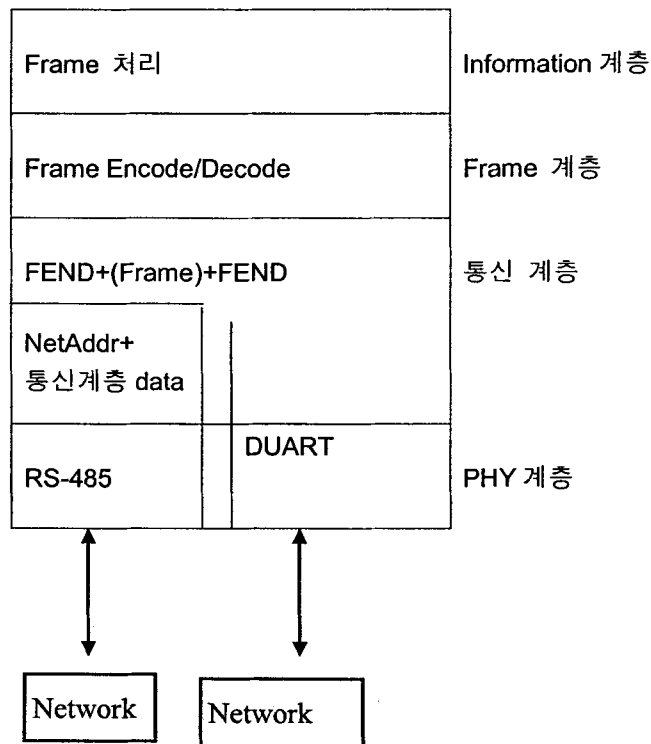


그림 3-69 NC Protocol 계층 구조

Information 계층

Information 계층은 미리 정의된 Frame Type에 따른 처리를 수행하는 계층이다. 이 계층에서는 사용자의 요구된 기능들을 수행하며 실제적인 NC나 Subsystem의 Application을 수행한다.

Information 계층에서 사용하는 Packet의 형태는 아래 표와 같다.

DA	SA	FT	INFO
2byte	2byte	1byte	0~128byte

표 3-68 . Information Packet 구조

Packet을 구성하는 Field에 대한 설명은 아래와 같다.

DA(Destination Address): Frame의 목적지 Address.

SA(Source Address) : Frame의 Source Address.

FT(Frame Type):Frame type field

INFO : information

Address 구조

이 계층에서 사용하는 Address에 대한 정의는 아래와 같다.

- DA/SA Field의 구조

DA/SA			
Byte 0		Byte 1	
Channel Number	Task ID & Subsystem ID	Primary/Secondary Network	NC Number

표 69 DA/SA field 구조

- Channel Number

Bit 7 ~ Bit 4	Description	Remark
0x0	Node Controller	
0x1	SCC CH 1	
0x2	SCC CH 2	
0x3	SCC CH 3	

0x4	SCC CH 4	
0x5	SCC CH 5	
0x6 ~ 0xE	Reserved	
0xF	NC에 연결된 모든 Channel	NC 포함

표 3-70 Channel Number 정의

● Task ID/Subsystem Sub ID

일반적으로 0을 사용하며, 하나의 채널을 두개 이상의 Task가 사용하는 경우 Task ID나 Subsystem의 Sub ID로 사용된다.

Bit 3 ~ Bit 0	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	Task 1 또는 Subsystem 1	
0x2	Task 2 또는 Subsystem 2	
0x3	Task 3 또는 Subsystem 3	
0x4	Task 4 또는 Subsystem 4	
...	...	
0xE	Task 14 또는 Subsystem 14	
0xF	모든 Task 또는 모든 Subsystem	

표 3-71 Task ID/Subsystem ID 정의

● Primary/Secondary Network

Bit 3,2	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	Primary Network	
0x2	Secondary Network	
0x3	Primary/Secondary	SA는 제외

표 3-72 Primary/Secondary Network 정의표

NC Number	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	NC #1	
0x2	NC #2	
0x3	NC #3	
0x4	NC #4	
0x5	NC #5	
0x6	NC #6	
0x7~3E	Reserved	
0x3F	Network에 연결된 모든 NC를 의미	

표 3-73 NC Number 정의 표

● NC Number

아래 표는 실제 정의된 NC와 NC에 연결된 Subsystem의 주소값들을 나타낸다.

NC	Primary				
	채널번호	Value(Hex)		Subsystem	속도(bps)
		Byte0	Byte1		
1	NC	00	41	NC자신	153600
	1	10	41	RF,umbilical	9600(RF) 1200(UM)
	2	20	41	GPS	9600
	3	30	41	RF	1200
	4	40	41	Netgate	19200
2	RCU 문서 참조				
3	NC	00	43	NC자신	153600
	1	10	43	OBC Link	9600
	2	20	43	NAST	19200(2 stop bit)
	3	30	43	WIST	19200(2 stop bit)
	4	40	43	MTQR	9600
4	NC	00	44	NC자신	153600
	1	10	44	MMS	9600
	2	20	44	FIMS	9600
	3	30	44	ESA,LPSST	9600
	4	40	44	DCS	9600
5	NC	00	45	NC자신	153600
	1	10	45	OBC1 FIFO	Hardware FIFO
	2	20	45	OBC1 SCC	9600
6	NC	00	46	NC자신	153600
	1	10	46	OBC2 FIFO	Hardware FIFO
	2	20	46	OBC2 SCC	9600

표 3-74 NC에 연결된 Subsystem Address정의표

Secondary는 Primary와 동일하나 Network Address만 다르다. Network Address를 보면 Primary가 4x인데 Secondary는 8x로 나가고 나머지 Subsystem은 동일하다. 그리고 Network의 속도가 Secondary는 78600bps이다.

Frame Type 과 Information field의 정의

Frame Type 0x00 ~ 0x3F는 NC와 NC 및 NC와 Subsystem에서 사용하는 Frame들과 Subsystem 사이에서 공통으로 사용하는 Frame들이며, 나머지는 각 Subsystem 사이에 정의하여 사용할 수 있다.

Frame Type		Description	Remark*	
(00) Line Control / Command / Request / Reply	(00) Line Control	0000		
		0001		
		0010	Invalid Address	All Subsystems
		0011	Invalid Frame Type	All Subsystems
		0100	Invalid Frame Length	All Subsystems
		0101	Bad CCITT 16	All Subsystems
		0110	NC Network Token	NC
		0111	NC EDAC Error Counter Reset	OBC & NC
		1000		
		1001		
		1010		
		1011		
		1100		
		1101		
	1110			
	1111			
	(01) Command	0000	ACK frame	All Subsystems
		0001	Time Set	All Subsystems
		0010	SCC Reset	All Subsystems
		0011	SCC Control	All Subsystems
		0100	Rx/Tx Queue Reset	All Subsystems
		0101	NC EDAC Enable/Disable	NC Only
		0110	NC Memory Switch	NC Only
		0111	SCC Enable/Disable	NC Only
		1000	Telemetry Broadcasting Start	OBC & NC
		1001		
		1010	Telecommand	OBC & NC
		1011		
1100				
1101				
1110				
1111	NACK frame	All Subsystems		

표 3-75. NC 프로토콜 정의표

Frame Type		Description	Remark
(10)	0000	Echo Request	All Subsystems
	0001	Error State	All Subsystems
	0010	Queue State	All Subsystems
	0011	System Identification	All Subsystems
	0100	Time	All Subsystems
	0101	OBC Life Sign	OBC & NC

(00) Line Control / Command / Request / Reply	Request	0110	NC Network State	OBC & NC	
		0111	NC EDAC Error Counter Value	OBC & NC	
		1000			
		1001			
		1010	Periodic Telemetry Data	OBC & NC	
		1011	Telemetry Data	If Required	
		1100			
		1101			
		1110			
		1111			
		(11) Reply	0000	Echo Reply	All Subsystems
			0001	Error State	All Subsystems
	0010		Queue State	All Subsystems	
	0011		System Identification	All Subsystems	
	0100		Time	All Subsystems	
	0101		OBC Life Sign	OBC & NC	
	0110		NC Network State	OBC & NC	
	0111		NC EDAC Error Count Value	OBC & NC	
	1000				
	1001				
	1010		Periodic Telemetry Data	OBC & NC	
	1011		Telemetry Data	OBC & NC	
	1100				
	1101				
1110					
1111					

표 3-76 NC 프로토콜 정의표

- NC Only: NC 만 구현
- OBC & NC: OBC와 NC 만 구현
- If Required: 필요 Subsystem 만 구현
- All Subsystems: 모든 Subsystem 구현

[Invalid Address]

수신한 Frame의 DA가 잘못된 경우(해당 Channel Number나 Task ID, Subsystem ID가 없는 경우) 수신 System이 송신 System에 전송하는 Frame이다.

Information filed의 구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[Invalid Frame Type]

수신한 System에서 정의 안된 Frame이 수신되었을 경우 송신 System으로 전송하는 Frame이다. Information filed의 구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 1 byte, 수신된 Frame Type

[Invalid Frame Length]

Frame의 INFO Field 길이가 128byte를 넘는 경우 송신 System으로 전송하는 Frame이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[Bad CCITT-16]

수신 Frame의 CCITT 16값이 이상이 발생 하였을 경우 송신 System으로 전송하는 Frame이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[NC EDAC Error Counter Reset]

NC의 EDAC Logic에서 SEU나 MEU 발생 Counter Register Reset 요청 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[ACK]

Frame Type이 0x11~0x1E, 0x1A(NC Only)인 Command Frame을 수신 후, Command를 정상적으로 적용한 경우 송신 System으로 전송하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	0 ~ 128 bytes	HIGH	LOW

표 3-77. ACK 프레임 구조

INFO Field의 내용은 Subsystem에 따라 다를 수 있음

[Time Set]

수신 System의 시간을 설정하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO(4 bytes)				CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	CLK 3	CLK 2	CLK 1	CLK 0	HIGH	LOW

표 3-78 Time Set Frame구조

CLK 3 : Clock의 Bit 31 ~ Bit 24

CLK 2 : Clock의 Bit 23 ~ Bit 16

CLK 1 : Clock의 Bit 15 ~ Bit 8

CLK 0 : Clock의 Bit 7 ~ Bit 0

INFO Field의 의미: OBC로 부터 공급받는 기준 시각은1970년 1월 1일 0시 0분 0초를 기준으로 경과한 초를 4byte로 표현한다.

예) 2000년 12월 31일의 CLK3, CLK 2, CLK 1, CLK 0의 Binary 값은 아래와 같다.

30년 * (365일) * (24시) * (60분) * (60초) = 946080000 초

CLK 3	CLK 2	CLK 1	CLK 0
00111000	01100100	00001001	00000000

표 3-79. Time Set Information 필드 구성표

[SCC Reset]

SCC를 Reset하는 명령이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO(1 byte)	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	SCC Number	HIGH	LOW

표 3-80 SCC Reset 명령 구성표

- SCC Number

Bit 7 ~ Bit 0	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	SCC #1	
0x2	SCC #2	
0x3	SCC #3	
0x4	SCC #4	
0xFF	Subsystem의 모든 SCC	
0x5~3E	Reserved	

표 3-81 SCC Reset 명령 Frame의 Information 필드 구성표

[SCC Control]

SCC의 송수신 Speed, Stop Bit, Parity 등을 제어하는 명령 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO(1 byte)	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	SCC Setting	HIGH	LOW

표 3-82 SCC Control Frame구성표

- SCC Setting의 자세한 정의는 아래와 같다.

Speed Bit 7 ~ Bit 4	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	1200 bps	
0x2	2400 bps	
0x3	9600 bps	
0x4	19200 bps	
0x5	38400 bps	
0x6	56000 bps	
Others	Reserved	
Stop Bits Bit 3, Bit 2	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	1	
0x2	1.5	
0x3	2	
Parity Bit 1, Bit 0	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	No Parity	
0x2	Even Parity	
0x3	Odd Parity	

표 3-26 SCC Control Frame의 Information 필드의 구성표

[Rx./Tx. Queue Reset]

송수신 Queue의 Pointer를 초기화하라는 명령 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO(1 byte)	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	Reset Setting	HIGH	LOW

표 3-27 NC Rx/Tx Queue Reset명령 Frame구성표

- Reset Setting의 자세한 정의는 아래와 같다.

Bit 7 ~ Bit6	Description	Remark
0x0	Reserved	
0x1	Rx. Queue	

0x2	Tx. Queue	
0x3	Rx./Tx. Queue	
Bit 5 ~ Bit0	Description	Remark
0x1	SCC CH #1	
0x2	SCC CH #2	
0x3	SCC CH #3	
0x4	SCC CH #4	
0x5	SCC CH #5	
0x10	Primary Network CH	
0x20	Secondary Network CH	
0x3F	All CH's	
Others	Reserved	

표 3-28 Rx/Tx Queue Reset Frame의 information 필드 구성표

[Telemetry Broadcasting Start]

NC에서 Sampling 할 수 있는 모든 Telemetry값의 주기적 전송 요구 및 그 주기를 설정하는 명령 이다. Information field구성은 아래와 같다.

● INFO Field

DA	SA	FT	INFO(3 byte)		CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	Period	RA	HIGH	LOW

표 3-29 Telemetry Broadcasting start Frame구성표

- Period: 1 byte
- Period에 대한 자세한 정의는 아래와 같다.

Bit Name								Sampling Period (sec)
Bit 7	Bit 6	Bit 5	Bit 4	Bit 3	Bit 2	Bit 1	Bit 0	
0	0	0	0	0	0	0	1	1/8
0	0	0	0	0	0	1	1	1/4
0	0	0	0	0	1	1	1	1/2
0	0	0	0	1	1	1	1	1
0	0	0	1	1	1	1	1	2
0	0	1	1	1	1	1	1	4
0	1	1	1	1	1	1	1	8
1	1	1	1	1	1	1	1	16

표 3-30 TBP start frame의 information 필드의 구성표

- Return Address: 2 byte, 구조는 Address Field와 동일

[Teleommand]

NC에 Telecommand 적용을 요구하는 명령 이다. Information field구성은 아래와 같다.

● INFO Field

SA	FT	INFO	CCITT 16	
2bytes	1bytes	0 ~ 128 bytes	HIGH	LOW

Byte0	Byte1	Byte2	Byte4	Byte5	...	Byte127
IF0	IF1	IF2	CD	CD	...	
ID Flag (3 Bytes)			1 Byte	1 Byte	...	

MSB							LSB
Bit 7	Bit 6	Bit 5	Bit 4	Bit 3	Bit 2	Bit 1	Bit 0
1 Byte							

- ID Flag (Byte 0 ~ Byte 2)

IF0 = 0x55

IF1 = 0x5A

IF2 = 0xA5

- CD(Command Data)에 대한 자세한 정의는 아래와 같다.

Bit Name	Description	Remark
Bit 0	Command Bit	Data Bit of HC259
Bit 1	Command Address	CMDBUSA1 ~ CMDBUSA3 of HC259
Bit 2		
Bit 3		
Bit 4	Bank Address	Enable Bits of HC259
Bit 5		
Bit 6	Reserved	Don't Care
Bit 7		

Bit7	Bit6	Bit5	Bit4	Bit3	Bit2	Bit1	Bit0
Reserved	Bank Address			Command Address			Data

Bit Name		Description	Remark
Bit 0			
0		Write 0 to Port	
1		Write 1 to Port	

표 3-31 Telecommand frame 구성표

- Command Address에 대한 자세한 정의는 아래와 같다.

Bit Name			Description	Remark
Bit 3	Bit 2	Bit 1		
0	0	0	Port 0	Output Port of HC259
0	0	1	Port 1	
0	1	0	Port 2	
0	1	1	Port 3	
1	0	0	Port 4	
1	0	1	Port 5	
1	1	0	Port 6	
1	1	1	Port 7	

- Bank Address에 대한 자세한 정의는 아래와 같다.

Bit Name			Description	Remark
Bit 6	Bit 5	Bit 4		
0	0	0	Bank 0	Bank Selection of HC259
0	0	1	Bank 1	
0	1	0	Bank 2	
0	1	1	Bank 3	
1	0	0	Bank 4	
1	0	1	Bank 5	
1	1	0	Reserved	
1	1	1	Reserved	

표 3-32 Telecommand Frame의 Command Address구성표

[NACK]

Frame Type이 0x11~0x1E, 0x1A(NC Only)인 Command Frame을 수신 후, Command를 정상적으로 적용하지 못한 경우 송신 System으로 전송하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO(2 bytes)		CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	Received FT	Error Code	HIGH	LOW

표 3-33 NACK Frame구성표

Received FT: 1 byte, 수신된 Frame Type

Error Code: 1 byte, 수신된 Frame을 적용하는 과정에서 발생한 Error에 대한 Code

[Echo Request]

수신 System으로부터의 Echo Reply 전송을 요구하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 ~ 128 bytes, 임의 데이터

[Error State Request]

Serial Interface 상에서 발생한 에러의 Log를 요구하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO(1 byte)	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	Channel Number	HIGH	LOW

표 3-34 Error State Request프레임 구성표

- Channel Number

Bit 7 ~ Bit0	Description	Remark
0x1	SCC CH #1	
0x2	SCC CH #2	
0x3	SCC CH #3	
0x4	SCC CH #4	
0x5	SCC CH #5	
0x10	Primary Network CH	for NC
0x20	Secondary Network CH	for NC
Others	Reserved	

표 3-35 Error 상태 요청 프레임의 정보 필드 구성표

[Queue State Request]

송수신 Queue의 상태를 요구하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: Error State Request Frame의 INFO Field와 동일

[System Identification Request]

Subsystem의 S/W version과 System ID를 요구하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[Time Request]

Subsystem의 현재 시간을 요구하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[OBC Life Sign Request]

NC와 OBC 사이의 Life Sign 요청/응답 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[NC Network State Request]

NC Network 동작 관련 Log를 요청하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

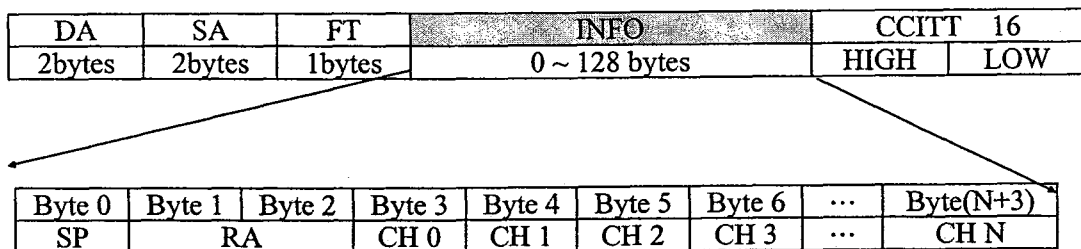
[NC EDAC Error Counter Value]

NC의 EDAC Logic에서 SEU나 MEU 발생 Counter Register 값을 요청하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 byte

[Periodic Telemetry Data Request]

NC가 주기적으로 Telemetry를 Sampling하여 특정 Subsystem으로 전송하도록 요구하는 Frame으로 CH 번호는 0부터 시작하며, NC는 이 Frame을 수신 후 ACK 또는 NAK를 송신 System에 전송하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다. INFO Field에 대한 설명은 아래와 같다.



Bit Name								Sampling Period (sec)
Bit 7	Bit 6	Bit 5	Bit 4	Bit 3	Bit 2	Bit 1	Bit 0	
0	0	0	0	0	0	0	1	1/8
0	0	0	0	0	0	1	1	1/4
0	0	0	0	0	1	1	1	1/2
0	0	0	0	1	1	1	1	1
0	0	0	1	1	1	1	1	2
0	0	1	1	1	1	1	1	4
0	1	1	1	1	1	1	1	8
1	1	1	1	1	1	1	1	16

표 3-36 주기적 Telemetry 요청 프레임 구성표

SP: Sampling Period

RA: Return Address

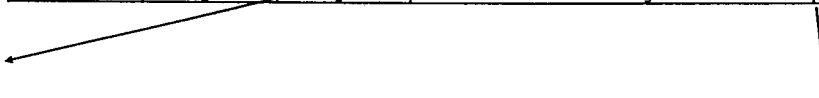
CH #: Telemetry Channel Number #

[Telemetry Data Request]

특정 Telemetry Data 전송을 요구하는 Frame으로 CH 번호는 0부터 시작한다. Information field 구성은 아래와 같다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	0 ~ 128 bytes	HIGH	LOW



Byte 0	Byte 1	Byte 2	...	Byte n	...	Byte N
CH 0	CH 1	CH 2	...	CH#	...	

표 3-37 Telemetry 데이터 요청 프레임 구성표

CH #: Telemetry Channel Number #

[Echo Reply]

Echo Request Frame에 대한 응답 Frame 이다. Information field 구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 ~ 128 bytes, Echo Request Frame의 INFO Frame 내용

[Error State Reply]

Error State Request 대한 응답 Frame 이다. Information field 구성은 아래와 같다.

● INFO Field

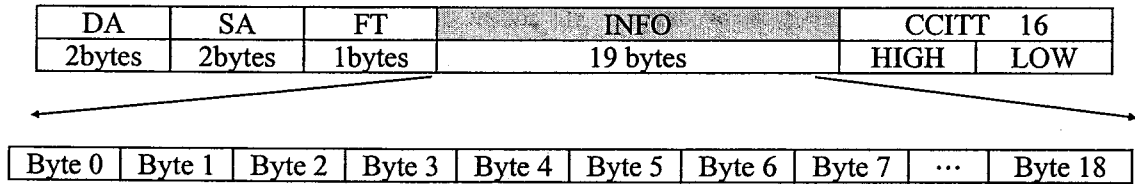


표 3-38 에러 상태 응답 프레임 구성표

- Byte 0: Reserved
 - Byte 1: Rx. Queue가 충전된 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 2: Rx. Queue가 충전된 횟수의 bit 15 ~ bit 8
 - Byte 3: Rx. Queue가 충전된 횟수의 bit 23 ~ bit 16
 - Byte 4: Rx. Queue가 충전된 횟수의 bit 31 ~ bit 24
 - Byte 5: Tx. Queue가 충전된 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 6: Tx. Queue가 충전된 횟수의 bit 15 ~ bit 8
 - Byte 7: Tx. Queue가 충전된 횟수의 bit 23 ~ bit 16
 - Byte 8: Tx. Queue가 충전된 횟수의 bit 31 ~ bit 24
 - Byte 9: Bad CCITT 16 Frame을 전송한 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 10: Bad CCITT 16 Frame을 전송한 횟수의 bit 15 ~ bit 8
 - Byte 11: Invalid Address Frame을 전송한 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 12: Invalid Address Frame을 전송한 횟수의 bit 15 ~ bit 8
 - Byte 13: Invalid Frame Length Frame을 전송한 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 14: Invalid Frame Length Frame을 전송한 횟수의 bit 15 ~ bit 8
 - Byte 15: Invalid Frame Type Frame을 전송한 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 16: Invalid Frame Type Frame을 전송한 횟수의 bit 15 ~ bit 8
 - Byte 17: Frame 수신과 관련하여 분류되지 않은 Error가 발생한 횟수의 bit 7 ~ bit 0
 - Byte 18: Frame 수신과 관련하여 분류되지 않은 Error가 발생한 횟수의 bit 15 ~ bit 8
- [Queue State Reply]

Queue State Request 대한 응답 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field

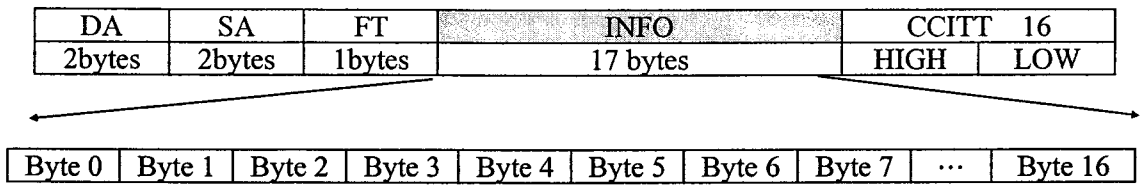


표 3-39 Queue상태 응답 프레임 구성표

- Byte 0: Reserved
- Byte 1: Rx. Queue 크기의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 2: Rx. Queue 크기의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 3: Rx. Queue Header의 위치의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 4: Rx. Queue Header의 위치의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 5: Rx. Queue Tail1의 위치의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 6: Rx. Queue Tail1의 위치의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 7: Rx. Queue Tail2의 위치의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 8: Rx. Queue Tail2의 위치의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 9: Tx. Queue 크기의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 10: Tx. Queue 크기의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 11: Tx. Queue Header의 위치의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 12: Tx. Queue Header의 위치의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 13: Tx. Queue Tail1의 위치의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 14: Tx. Queue Tail1의 위치의 bit 15 ~ bit 8
- Byte 15: Tx. Queue Tail2의 위치의 bit 7 ~ bit 0
- Byte 16: Tx. Queue Tail2의 위치의 bit 15 ~ bit 8

[System Identification Reply]

Subsystem의 S/W version과 System ID를 응답하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 0 ~ 128 bytes, S/W version 또는 System ID

[Time Reply]

Time Request에 대한 응답 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

- INFO Field: 4 bytes, Time Set Frame의 INFO Field와 동일

[OBC Life Sign Reply]

NC와 OBC 사이의 Life Sign 요청/응답 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

INFO Field: 0 byte

[NC Network State Reply]

NC Network State Request에 대한 응답 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

-

[NC EDAC Error Counter Value]

NC의 EDAC Logic에서 SEU나 MEU 발생 Counter Register 값을 요청하는 Frame 이다. Information field구성은 아래와 같다.

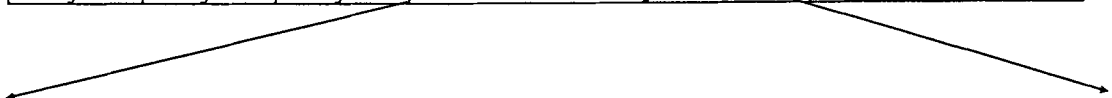
- INFO Field:

[Periodic Telemetry Data Reply]

NC로부터 Subsystem으로 Sampling한 Telemetry Raw Data를 주기적으로 전송하는 Frame으로 CH 번호는 0부터 시작한다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	0 ~ 128 bytes	HIGH	LOW



Byte 0	Byte 1	Byte 2	Byte 3	Byte 4	Byte 5	Byte 6	Byte 7	...	Byte N
FC	CLK 3	CLK 2	CLK 1	CLK 0	CH #	DH	DL	...	

표 3-40 주기적 Telemetry 응답 프레임 구성표

·FC: Frame Counter (한 Frame을 Sampling하여 송신할 때 마다 1씩 증가)

CLK 3 ~ CLK 0: Time Set Frame의 INFO Field와 동일

CH #: Telemetry Channel Number #

DH: Upper Byte of Telemetry Data of CH #

DL: Lower Byte of Telemetry Data of CH #

[Aperiodic Telemetry Data Reply]

Aperiodic Telemetry Data Request에 응답하는 Frame으로 CH 번호는 0부터 시작한다.

- INFO Field

DA	SA	FT	INFO	CCITT 16	
2bytes	2bytes	1bytes	0 ~ 128 bytes	HIGH	LOW

Byte 0	Byte 1	Byte 2	Byte N
CH 0	DH 0	DL 0	...	CH #	DH #	DL #

표 3-41 비주기적 Telemetry데이터 요청 응답 프레임 구성표

CH # : Telemetry Channel Number #

DH # : High Byte of Telemetry Raw Data of CH #

DL # : Low Byte of Telemetry Raw Data of CH #

Frame 계층

Frame 계층에서는 송신 Frame에 대하여 CCITT 16 CRC를 계산하여 추가하고 ,Escape문자를 추가하며, 수신 Frame에 대하여는 CRC 16을 통하여 Error를 검출하고, Escape문자를 제거하여 Frame을 생성한다.

Frame계층에서 사용하는 Packet의 형태는 아래 그림과 같다.

DA	SA	FT	INFO(escape문자가 추가된 Info field)	CRC 16	
2byte	2byte	1byte	0~128byte이상	HIGH	LOW

표 42 Frame계층에서 사용되는 프레임의 구성표

Note. Frame계층에서 사용되는 CRC계산은 식은 다음과 같다.

```

const uint16 crctable[256] = {
    0x0000,0x1021,0x2042,0x3063,0x4084,0x50A5,0x60C6,0x70E7,0x8108,0x9129,
    0xA14A,0xB16B,0xC18C,0xD1AD,0xE1CE,0xF1EF,0x1231,0x0210,0x3273,0x2252,
    0x52B5,0x4294,0x72F7,0x62D6,0x9339,0x8318,0xB37B,0xA35A,0xD3BD,0xC39C,
    0xF3FF,0xE3DE,0x2462,0x3443,0x0420,0x1401,0x64E6,0x74C7,0x44A4,0x5485,
    0xA56A,0xB54B,0x8528,0x9509,0xE5EE,0xF5CF,0xC5AC,0xD58D,0x3653,0x2672,
    0x1611,0x0630,0x76D7,0x66F6,0x5695,0x46B4,0xB75B,0xA77A,0x9719,0x8738,
    0xF7DF,0xE7FE,0xD79D,0xC7BC,0x48C4,0x58E5,0x6886,0x78A7,0x0840,0x1861,
    0x2802,0x3823,0xC9CC,0xD9ED,0xE98E,0xF9AF,0x8948,0x9969,0xA90A,0xB92B,
    0x5AF5,0x4AD4,0x7AB7,0x6A96,0x1A71,0x0A50,0x3A33,0x2A12,0xDBFD,0xCBDC,
    0xFBFF,0xEB9E,0x9B79,0x8B58,0xBB3B,0xAB1A,0x6CA6,0x7C87,0x4CE4,0x5CC5,
    0x2C22,0x3C03,0x0C60,0x1C41,0xEDAE,0xFD8F,0xCDEC,0xDDCD,0xAD2A,0xBD0B,
    0x8D68,0x9D49,0x7E97,0x6EB6,0x5ED5,0x4EF4,0x3E13,0x2E32,0x1E51,0x0E70,
    0xFF9F,0xEFBE,0xDFDD,0xCFFC,0xBF1B,0xAF3A,0x9F59,0x8F78,0x9188,0x81A9,
    0xB1CA,0xA1EB,0xD10C,0xC12D,0xF14E,0xE16F,0x1080,0x00A1,0x30C2,0x20E3,
    0x5004,0x4025,0x7046,0x6067,0x83B9,0x9398,0xA3FB,0xB3DA,0xC33D,0xD31C,
    0xE37F,0xF35E,0x02B1,0x1290,0x22F3,0x32D2,0x4235,0x5214,0x6277,0x7256,
    0xB5EA,0xA5CB,0x95A8,0x8589,0xF56E,0xE54F,0xD52C,0xC50D,0x34E2,0x24C3,
    0x14A0,0x0481,0x7466,0x6447,0x5424,0x4405,0xA7DB,0xB7FA,0x8799,0x97B8,
    0xE75F,0xF77E,0xC71D,0xD73C,0x26D3,0x36F2,0x0691,0x16B0,0x6657,0x7676,
    0x4615,0x5634,0xD94C,0xC96D,0xF90E,0xE92F,0x99C8,0x89E9,0xB98A,0xA9AB,
    0x5844,0x4865,0x7806,0x6827,0x18C0,0x08E1,0x3882,0x28A3,0xCB7D,0xDB5C,
    0xEB3F,0xFB1E,0x8BF9,0x9BD8,0xABBB,0xBB9A,0x4A75,0x5A54,0x6A37,0x7A16,
    0x0AF1,0x1AD0,0x2AB3,0x3A92,0xFD2E,0xED0F,0xDD6C,0xCD4D,0xBDAA,0xAD8B,
    0x9DE8,0x8DC9,0x7C26,0x6C07,0x5C64,0x4C45,0x3CA2,0x2C83,0x1CE0,0x0CC1,
    0xEF1F,0xFF3E,0xCF5D,0xDF7C,0xAF9B,0xBFBA,0x8FD9,0x9FF8,0x6E17,0x7E36,
    0x4E55,0x5E74,0x2E93,0x3EB2,0x0ED1,0x1EF0};

```

```

#define ComputeCRC(crc16,data) ((crc16 << 8) ^ crctable[(crc16 >> 8) ^ data])

```

통신계층

통신계층은 Network 처리부분과 Subsystem처리부분으로 나누어 진다.

Subsystem부분

통신계층의 Subsystem부분은 Frame계층에서 만들어진 Frame에 FEND(0xC0)를 Frame시작과 끝에 추가하여 아래 그림의 통신계층의 Frame을 형성한다.

FEND	DA	SA	FT	INFO	CRC 16		FEND
1byte	2byte	2byte	1byte	0~128byte이상	HIGH	LOW	1byte
에서 추가된 Header	Frame계층에서 생성된 Frame						통신계층에 서 추가된 Tail

표 3-43 통신계층의 Subsystem부분에서 사용되는 프레임 구성표

형성된 Frame들은 PHY계층을 통하여 전송하기 위하여 Tx Queue에 저장된다. 또한 Flow control을 제공하며 Flow control은 XON/XOFF를 사용한다. Flow control의 흐름도는 아래 그림과 같다.

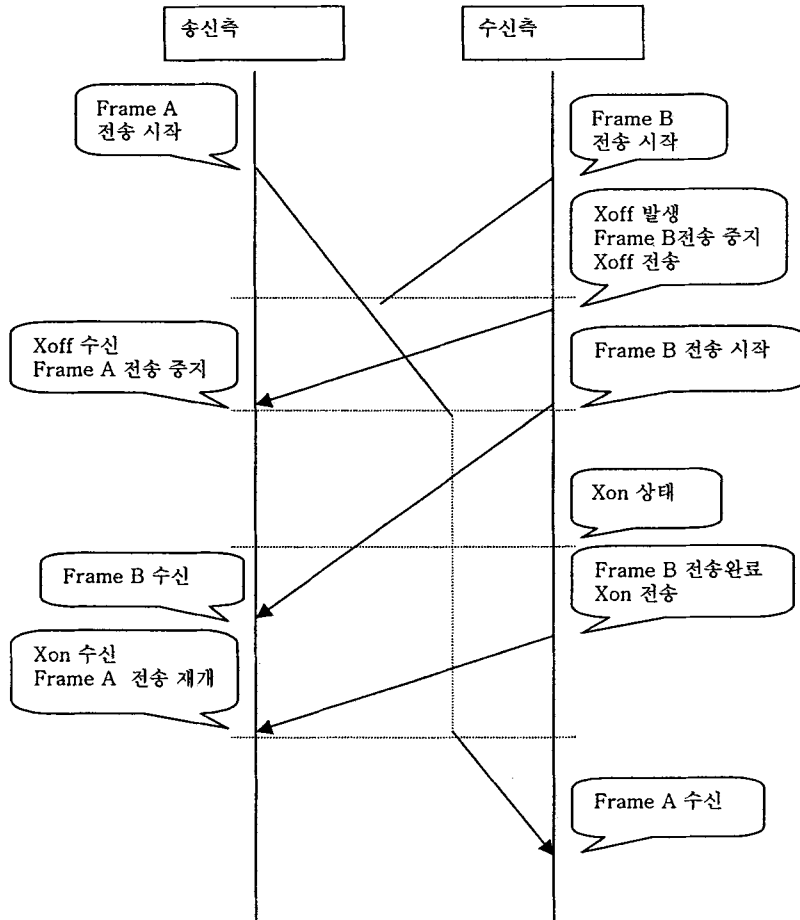


그림 3-90 NC-Subsystem간 흐름 제어

Network 부분

Network부분은 먼저 Network운용방식에 대하여 알아보고 통신계층의 Network부분에 대하여 자세히 기술한다.

Network운용방식

NC에서 사용되는 Network은 Master/Slave Token Bus방식으로 운용된다. Master와 Slave의 역할을 다음과 같다.

Master: Token을 관리하고 Token을 각 Slave에 배분하는 역할을 한다.

Slave : Token을 Master로부터 할당 받아 일정시간 Token을 소유하고 일정시간이 지나면 Token을 master에 반납한다. 각 Slave는 Token을 소유해야 만 Network을 사용할 수 있다.

Token은 1byte의 데이터로 구성되고 각각의 NC는 고유의 Token 값을 가지고 있다. 이 1byte의 문자로 Token을 운용하기 위하여 87C51 CPU에서 제공되는 Automatic Address Recognition 기능을 사용하여 Token을 운용한다.

Automatic Address Recognition을 이용한 Token운용방법은 먼저 87C51 CPU를 Automatic Address Recognition 기능을 사용 가능하게 설정하고(설정 방법은 여기서는 다루지 않는다.) Address레지스터에 주소값을 저장하면 87C51은Address레지스터에 지정된 값과 일치하는 문자만 수신한다. Netowrk운용에서는 Address레지스터에서 Address인식을 위해 하위 nibble을 사용하고 상위 nibble은 Token과 데이터를 구분하기 위해 사용된다. 즉 수신된 byte의 상위nibble의 값에 상관없이 하위 nibble값이 Address레지스트의 하위 nibble값과 일치하면 수신한다. 수신된 byte의 상위nibble의 값을 보고 Token이면 Network을 소유하고, 데이터를 나타내면 다른 NC로부터 전송되는 데이터를 수신할 수 있도록 CPU를 Automatic Address Recognition 해제하고 데이터의 수신이 완료 되면 다시 Automatic Address Recognition 상태로 들어가게 한다. 즉 Automatic Address Recognition 상태에서는 Address가 일치하는 문자만 수신되고 Automatic Address Recognition 가 해제된 상태에서는 모든 데이터를 수신할 수 있다.

Token 소유시간

만약에 Token을 소유 했을 시, Network을 통하여 전송할 Frame이 있으면 최대 1개의 Frame을 전송하고 Token을 반납하고, 전송할 Frame이 없으면 Token을 6ms동안 소유하고 반납한다.

각 NC의 Automatic Address Recognition 기능에서 사용하는 Address값과 Token값
Automatic Address Recognition 에서 사용되는 Address값

	Address 값	Token 값
NC1	0x01	0x31
NC2	0x02	0x32
NC3	0x03	0x33

NC4	0x04	0x34
NC5	0x05	0x35
NC6	0x06	0x36

표 3-44 NC 네트워크에서 사용되는 Automatic Address Recognition값

위의 표의 값에서 보면 Address값과 Token값의 하위 nibble값은 동일하다. CPU는 하위 nibble값이 일치하는 문자만 수신하고 Token과 데이터의 구분은 상위 nibble값으로 판단한다.

통신계층의 Network Frame의 형태

통신계층의 Network Frame의 형태는 아래의 그림과 같다.

FADDR	HADDR	FSTA	DA	SA	FT	Information field	CRC16	FEND
1byte	1byte	1byte	2byte	2byte	1byte	0~128byte이상	2byte	1byte
Header			Frame계층에서 생성된 Frame					Tail

표 3-45 통신계층의 Network부분에서 사용되는 프레임의 구성표

Frame계층에서 생성된 Frame에 Frame의 시작을 나타내는 FSTA를 추가하고, Frame field의 DA로 Frame을 전송하기 위하여 Automatic Address Recognition 을 하기위하여 Address byte(HADDR)를 추가하고 HADDR은 Escape문자가 아니고 일반 문자와 같이 취급되니 때문에 HADDR과 일반문자를 구별하기 위하여 FADDR byte를 추가한다. 그리고 CRC16과 FEND부분은 Subsystem부분과 동일하다.

아래는 통신계층의 Network부분에서 사용되는 Escape문자를 나타낸다.

- FSTA : Network으로 전송되는 frame의 시작을 나타내는 문자
- FADDR : 목적지의 CPU Address를 구별하기 위하여 사용되는 문자이다. 이 문자 이후의 문자는 무조건 CPU Address로 인식된다.
- FESC : Escape문자를 구별하기 위한 문자 이다.
- FEND : Network으로 전송되는 frame의 끝을 나타내는 문자이다.위의 Escape문자들이 Frame field에 나타나면 FESC+ 아래의 문자로 변경된다.
- TFSTA : Frame field에 FSTA문자가 나타나면 FESC+TFSTA로 변경된다.
- TFADDR: Frame field에 FADDR문자가 나타나면 FESC+TFADDR로 변경된다.

- TFESC: Frame field에 FESC문자가 나타나면 FESC+ TFESC로 변경된다.
- TFEND: Frame field에 FEND문자가 나타나면 FESC+ TFEND로 변경된다.

아래의 내용은 Escape 각 문자에 실제로 구현시 할당된 값들을 나타낸다.

- FADDR : 0xE5
- FEND : 0xC0
- FSTA : 0xA0
- FESC : 0xDB
- TFEND : 0xDC
- TFESC : 0xDD
- TFSTA : 0xDA
- TFADDR : 0xDE

PHY계층

Subsystem과 NC간은 일대일로 연결되어있고 DUART방식으로 통신하며 속도는 1200bps~19200bps까지 다양한 속도로 구성된다.

Network은 RS 485 Master/Slave 버스방식이고 baudrate은 Primary는 153600bps, Secondary는 76800bps의 속도로 운용된다.

NC소프트웨어 구현

위에서 언급한 NC의 기능을 만족하기 위한 NC소프트웨어의 구조도는 아래의 그림과 같다

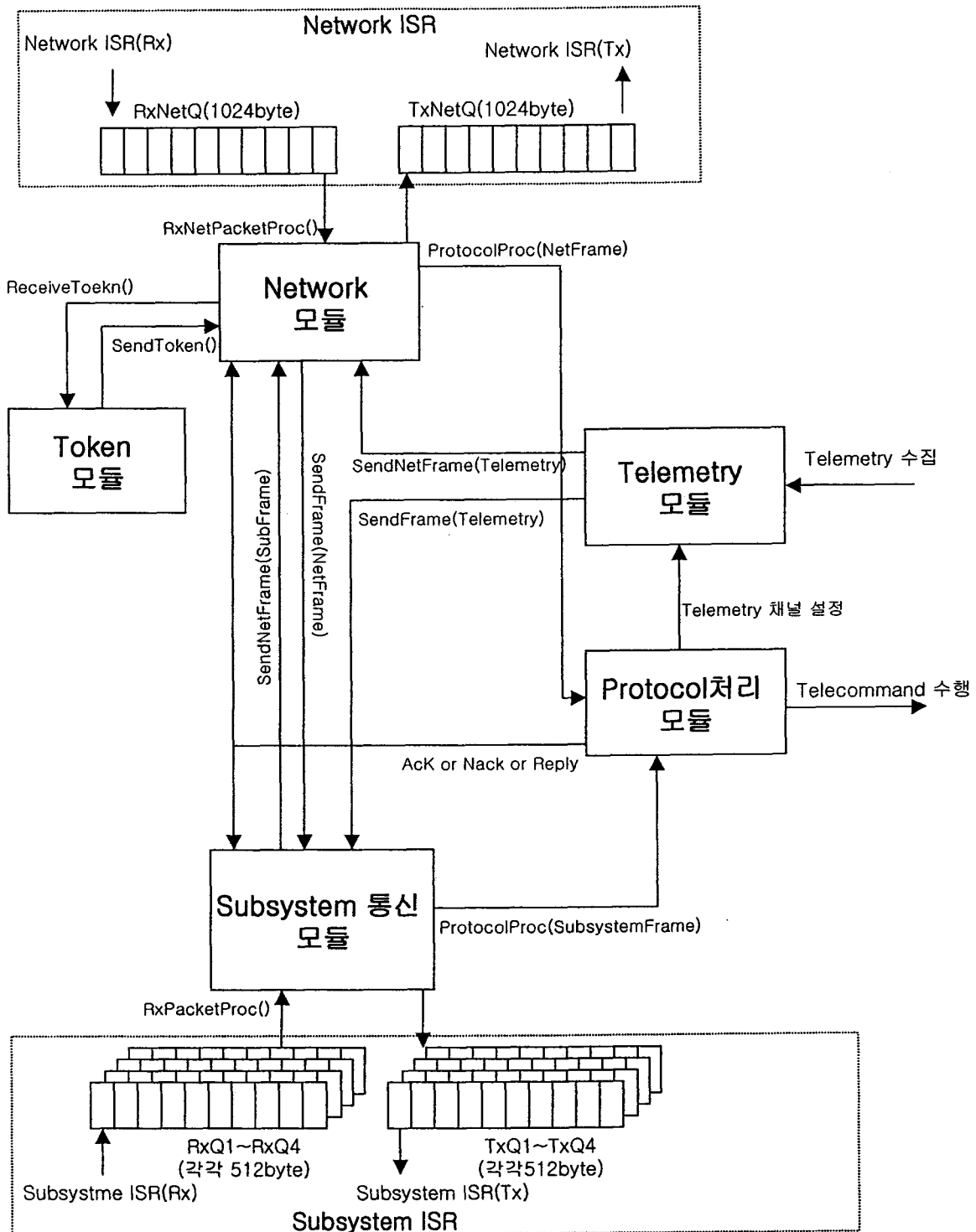


그림 3-91 NC 소프트웨어 구조도

NC 소프트웨어는 Network 모듈, Token 모듈, Subsystem모듈, Telemetry모듈, Protocol처리 모듈총 5개의 모듈로 구성되어있다. 각 모듈을 설명하기 전에 먼저 위의 각 모듈들이 제대로 운용되기 위한 NC 소프트웨어 환경을 구성하는 NC 하드웨어 환경 설정 초기화 루틴에 대하여 설명한다.

NC소프트웨어 초기화 및 환경설정 루틴

전역변수들 초기화와 NC소프트웨어서 사용할 CPU의 환경, SCC의 환경, Telemetry의 환경들을 설정하는 모듈이다.

87C51CPU

Serial Port설정

- CPU의 Serial Port는 NC NC간 Network통신을 위하여 사용된다.
- Multi Processor통신을 가능하도록 설정한다.
- Harware Address를 사용하여 Network으로 들어오는 Frame중 Hardware Address가 자기자신인 것만 수신하도록 사용한다.
- Baudrate Generator로 Timer2를 사용한다.
- Primary Network의 속도는 153kbps를 사용하고 Secondary Network의 속도는 76.8kbps를 사용한다.
- 데이터 비트는 11비트 데이터 비트를 사용한다. 비트 구성은 start 1비트, Data bit 8bit, Address/Data bit 1bit, stop bit 1bit, 총 11비트로 하나의 character가 구성된다.

인터럽트 설정

- CPU의 인터럽트는 다음과 같은 것을 사용한다.
 - Serial Port인터럽트
 - External0 인터럽트
 - External1 인터럽트
 - Timer0 인터럽트
 - Timer1 인터럽트

인터럽트의 우선순위는 다음과 같이 설정된다.

- Serial Port 인터럽트(0 Level)
- Timer0 인터럽트(1 Level)
- Ext0, Ext1 인터럽트(2 Level)
- Timer1 인터럽트(3 Level)

위의 인터럽트 우선순위에서 0 Level이 우선순위가 가장 높고, 3 Level이 가장 낮다.

Timer설정

Timer0는 Local Timer(Slave Nc의 Token 처리시), Timer1은 1/24 짜리 Global Timer로 사용 (Real Timer Clock, 주기적인 작업시 주기계산을 위해 사용)한다.

- Global Timer를 사용하는 Timer함수들
 - Real Time Clock(1초)
 - 주기적 Telemetry Sampling주기 Timer(1/8초)
 - XOFF처리 Timer(3초)
 - Slave NC의 상태체크 주기 Timer(10초, NC1 Only)
 - Token Table에 등록되지 않은 NC의 상태체크 주기 Timer(3분)

Local Timer를 사용하는 Timer함수

- Slave NC의 Token수신시 Token을 소유하는 시간을 Count하는 Timer(6ms)

Baudrate 설정

- CPU Serial Port의 Baudrate GeneratorTimer2를 사용한다.

$$TimeConst = 0x10000 - \frac{MainClk}{32 \times bps}$$

- RCAP2H(Timer2 Constant Register High)
- RCAP2L(Timer2 Constant Register Low)

RCAP2H= 위의 수식에서 계산된 *TimeConstant*의 상위 바이트

RCAP2L= 위의 수식에서 계산된 *TimeConstant*의 하위 바이트

SCC(8530)

NC의 Subsystem에서 사용될 SCC는 Z85C30 SCC를 사용한다.

SCC의 설정은 다음과 같다.

Data bit : 8bit

Stop bit : 1bit, 나 2bit

Parity bit : None

Baudrate : 1200bps ~ 19200bps

인터럽트

- SCC1의 인터럽트는 CPU의 Ext0인터럽트를 사용하고, SCC2의 인터럽트는 CPU의 Ext1인터럽트를 사용한다.

기타 설정들

- 외부 메모리 초기화(8K byte)
- 전역변수 초기화
- Mux설정(NC1 Only)
 - 10초 동안 NC1의 채널 1의 Mux를 Umbilical로 되게 선택한후, Umbilical로 10초 이내에 유효한 Packet이 수신되면, Mux를 Umbilical로 고정하고, 유효한 Packet이 수신되지 않으면, RF채널로 Mux가 고정된다.
- TBP설정
 - TBP는 Destination Address를 Umbilical Port로 하고 주기는 4초의 주기로 설정하고 채널은 Telemetry의 Analog및 Digital모든 채널을 Sampling하도록 설정한다.

Netowrk 모듈

이 모듈에서는 Network을 통하여 수신된 데이터를 Network Interrupt를 통하여 Network Rx Queue에 저장하고 이 Queue에 저장된 데이터를 가져와 Frame을 만들에서 처리하고 Network으로 전송할 데이터를 Network Tx Queue에 저장하여 interrupt루틴에서 Network으로 전송하는 기능을 수행한다. Network 모듈은 인터럽트 처리 루틴, 수신 Frame처리 루틴, 송신 Frame처리루틴으로 크게 3개의 루틴으로 구성된다.

- 인터럽트 처리 루틴

- Network 으로 수신된 Frame처리 루틴
- Network으로 전송할 Frame의 처리 루틴

데이터 구조

네트워크 모듈을 구현하기 위해 필요한 데이터 구조는 다음과 같다.

- Network을 통하여 송신한 데이터를 저장할 Queue, 수신한 데이터를 저장할 Queue
 - Tx/Rx Queue의 Data Type은 unsigned char
 - Queue Size는 1024
 - Circular Queue구조
- Queue를 Handling하기 위한 Queue Pointer들
 - Head, Tail1, Tail2가 필요
 - Queue Pointer들의 Data Type은 unsigned int
- Queue의 운용은 아래와 같이 한다.

한 System에는 송신용과 수신용 Queue를 각각 사용하며 2개의 구조는 서로 같으며 Queue의 크기는 1024이고, Queue의 pointer는 Head, Tail1과 Tail2 3개를 사용하며 Head에서 Tail1까지는 송신이나 수신할 Frame이 저장되어 있는 부분이고, Tail1다음부터 Tail2까지는 수신 중인 Frame이나 송신할 Frame을 Queue에 넣고 있는 중인 데이터의 영역을 의미 한다.

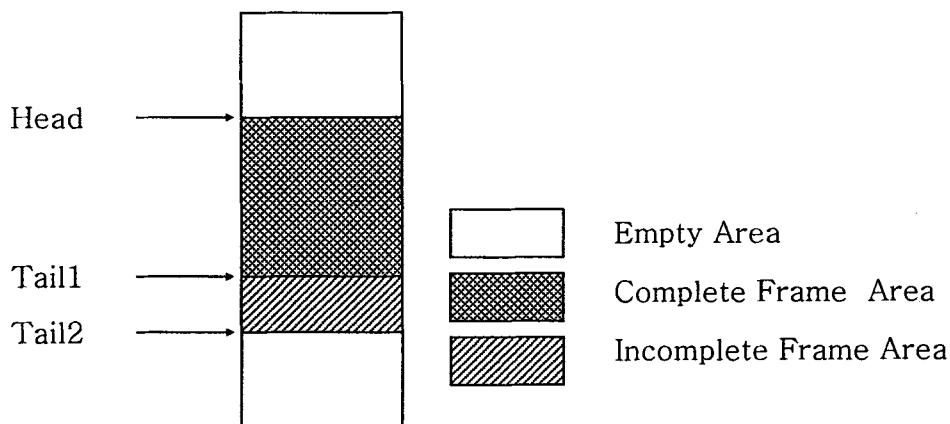


그림 3-93 Network Queue구조

수신되는 데이터 순서의 상태를 나타내는 Flag

이 Flag는 Ready, Open의 두가지 상태를 가지는 변수이다.

인터럽트 처리 루틴

인터럽트 루틴에서는 Network에서 수신된 데이터들을 Rx Queue에 저장하고 ,Tx Queue에 있는 데이터들을 Network으로 전송한다.

Network에서는 아래와 같은순서의 데이터들이 송/수신된다.

HADDR	FSTA	DA	SA	FT	INFO	CRC-16	FEND
1byte	1byte	2byte	2byte	1byte	0~128byte 이상	HIGH LOW	1byte

표 3-1 Network 인터럽트 루틴에서 사용되는 프레임 형식

인터럽트 루틴과 Network 으로 수신된 Frame처리 루틴에 대한 Flow chart는 아래 그림과 같다.

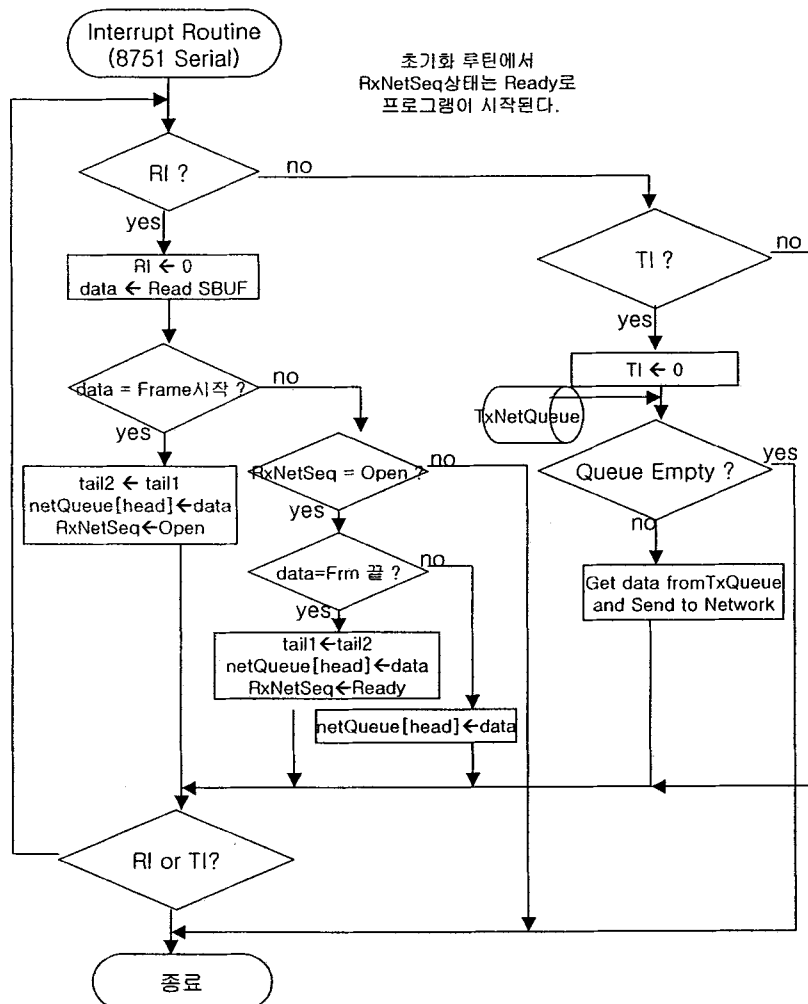


그림 1 Network 인터럽트 처리루틴 흐름도

처리 순서를 보면 먼저 인터럽트가 발생하면 아래와 같이 처리한다.

처리 순서를 보면 먼저 인터럽트가 발생하면 아래와 같이 처리한다.

- 1) 인터럽트가 Rx Int인지 Tx Int인지를 판별한다. 만약에 Rx Int이면 2)로 아니고 Tx Int이면 8)로 돌아 아니면 종료
- 2) Cpu 수신 버퍼로부터 데이터를 읽어와서 Data가 Frame의 시작인지를 판별한다. 시작이면 3)아니면 5)
- 3) 먼저 Queue의 tail2포인터와 tail1포인터를 일치시킨다. 그리고 읽어온 데이터를 Rx Queue에 저장하고(tail2증가) Frame생성을 위한 Flag를 Opne으로 설정한다.
- 4) 다시 인터럽트 flag를 확인하여 Rx flag나 Tx flag가 Set되었는지를 확인한다.
- 5) Frame생성을 위한 Falg가 Open인지를 판별하여 Open이면 6)아니면 종료
- 6) 데이터를 비교하여 Frame의 끝인지를 판별하여 끝이면 7) 아니면 데이터를 Rx Queue에 저장하고(tail2증가) 4)로
- 7) tail1을tail2에 일치시키고, 데이터를 Rx Queue에 저장하고 Frame생성을 위한 Flag를 Ready로 설정하고 종료.
- 8) TxQueue가 Empty인지를 비교, Empty가 아니면 데이터를 전송하고4)로, Empty이면 종료

Network 으로 수신된 Frame처리 루틴

이 루틴은 NC 소프트웨어의 Main함수의 루틴에서 호출된다..

이 루틴이 호출되면 먼저 Network Rx Queue에 인터럽트루틴을 통하여 저장된 Frame이 있는 지를 체크하여 있으면 위의 그림의 데이터에서 Header들을 제거하여 Frame을 생성하여 Frame을 처리하고 없으면 Main함수로 리턴한다.

생성된 Frame은 DA를 보고 Subsystem으로 가야할 Frame인지 NC자신의 Frame인지를 판단한다. 그래서 Frame이 Subsystem으로 전송되어야할 Frame이면 SendFrame()함수를 호출하여 Subsystem 모듈로 Frame을 전달한다. Frame의 목적지가 NC자신이면 ProtocolProc()를 호출하여 Protocol 모듈로 Frame을 전달하여 Protocol 처리를 수행한다.

아래 그림은 Network으로부터 수신된 Frame처리 루틴에 대한 Flow Chart이다.

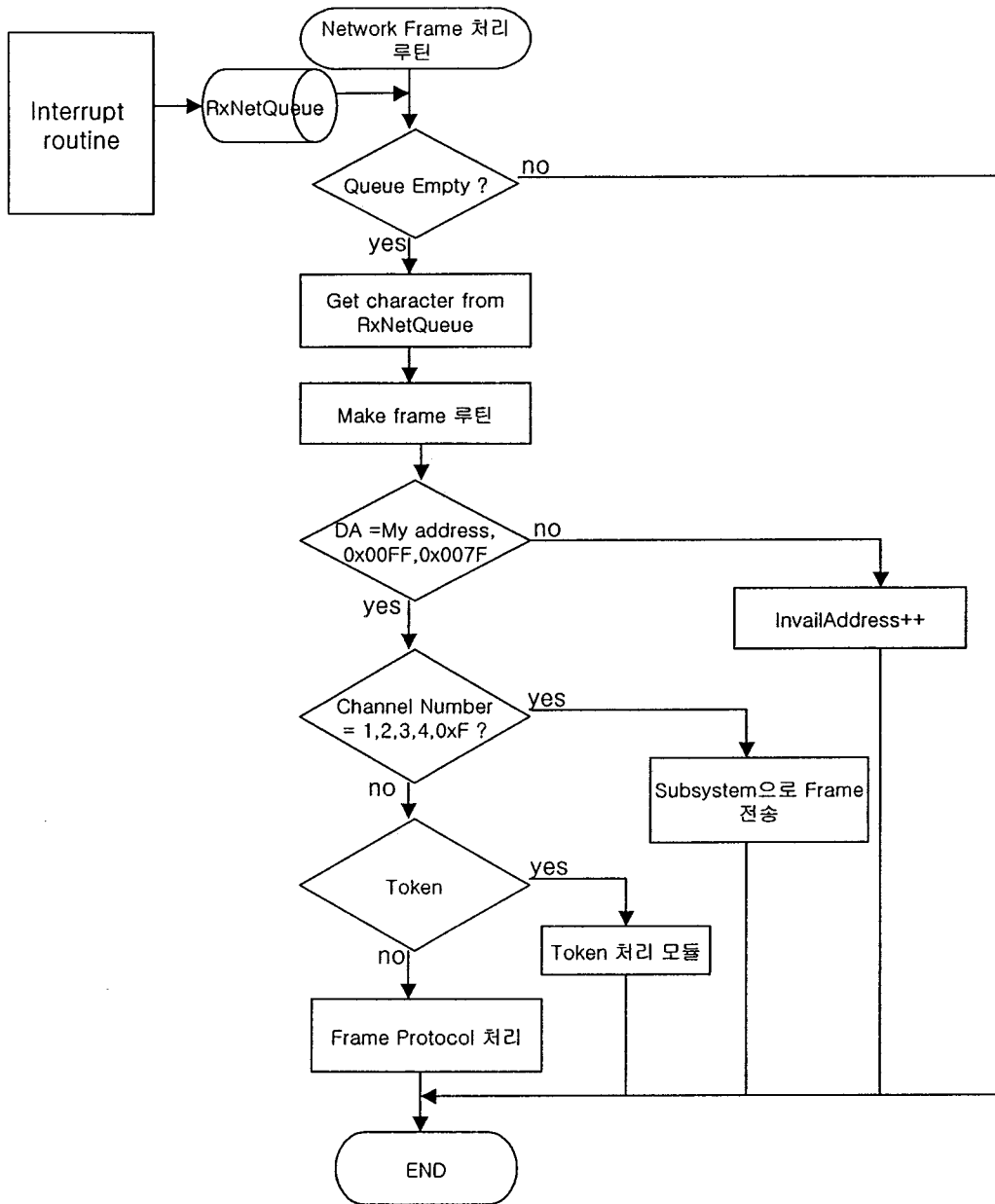


그림 3-95 Network으로 수신된 frame처리 루틴 흐름도

Network으로 전송할 Frame처리 루틴

이 루틴은 Network모듈이 아닌 다른 모듈에서 전달된 Frame을 Network으로 전송하는 기능을 수행한다. 다른 모듈들에서 생성된Frame이 전달되면 이 Frame을 CRC를 계산하여 추가하고 Escape문자를 추가하고 FEND문자를 전송할 데이터의 시작과 끝에 추가하고 목

적지 NC의 Network Address를 먼저 보내고, 나머지 데이터는 인터럽트 루틴의 Tx인터럽트를 통하여 전송한다

Token 모듈

이 모듈에서는 NC Network에서 사용되는 Token을 운용하는 기능을 담당하는 모듈이다. Token운용방식은 Token Bus방식으로 운용되며, NC1이 Token Master이고 NC2,3,4,5,6가 Slave이다.

Token Process : Msater

Token을 순서적으로 Slave로 보내고 Token을 분실했을 때 Token을 새로생성한다. Token을 관리하는 Master는Token을 보내고 수신을 특정시간동안 기다린다. 특정시간동안에 Token을 수신하지 못하면 다음 NC로 Token을 전송한다.Token의 전송 순서는 NC2, NC1, NC3, NC1, NC4, NC1, NC5, NC1의 순서이다. NC1(Master)가 Token의 50%를 차지하게 된다. 아래 그림은

Token Master운용에 대한 Flow chart이다.

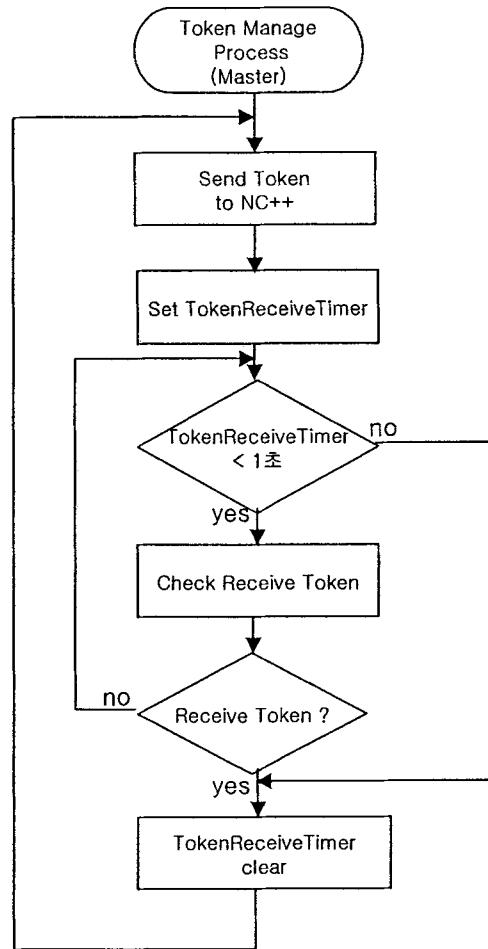


그림 3-96 Token Master기능 흐름도

Token Process : Slave

Network을 통해서 Token을 수신하면 보낼 데이터가 있으면, Frame을 전송하고 보낼 데이터가 없으면 Token을 6ms소유하고 6ms가 경과하면 리턴한다. 1개의 Frame전송하고 Token을 Master로 리턴하고 전송할 나머지 Frame은 다음 Token수신시에 전송한다. Token slave운용에 대한 Flow Chart는 다음의 그림과 같다.

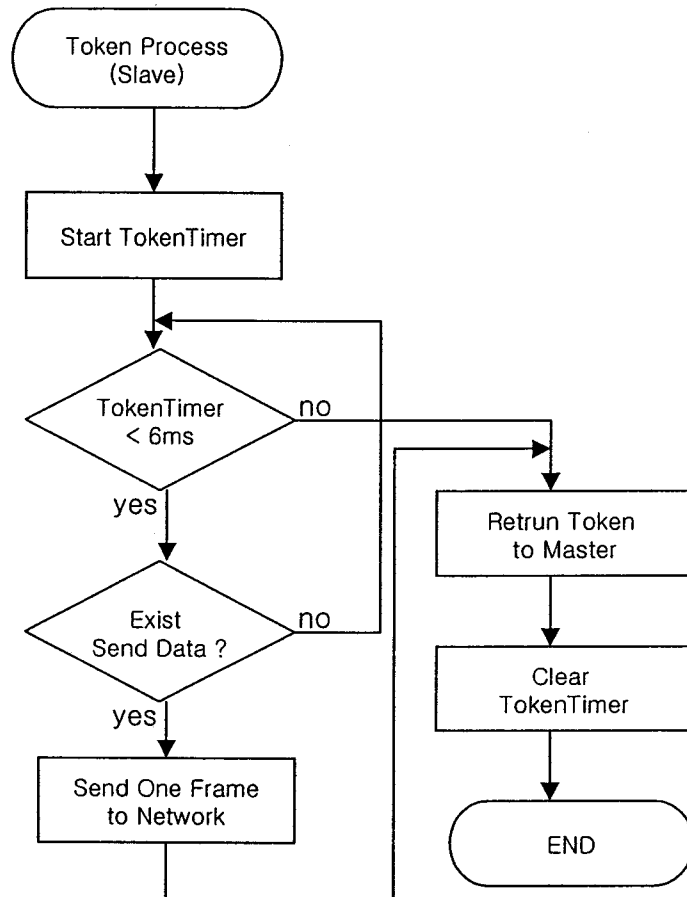


그림 3-97 Token Slave운용에 대한 흐름도

Subsystem 모듈

이 모듈에서는 Subsystem에서 수신된 데이터를 Subsystem Interrupt 처리 루틴에서 Subsystem RxQueue1 ~ RxQueue4에 데이터를 저장하고 이Queue에 저장된 데이터를 데이터를 가져와 Frame을 만들고 Frame처리하고 Subsystem으로 전송할 데이터를 Subsystem

Tx Queue에 저장하여 Interrupt루틴을 통하여 Subsystem으로 데이터를 전송하는 기능을 수행한다.

- Subsystem 통신 인터럽트 루틴
- Subsystem 으로 수신된 Frame처리 루틴
- Subsystem으로 전송할 Frame의 처리 루틴

데이터 구조

네트워크 모듈을 구현하기 위해 필요한 데이터 구조는 다음과 같다.

- Subsystem모듈을 통하여 송신한 데이터를 저장할 Queue,수신한 데이터를 저장할 Queue
 - Tx/Rx Queue의 Data Type은 unsigned char
 - Queue Size는 512
 - Circular Queue구조
- Queue를 Handling하기 위한 Queue Pointer들
 - Head, Tail1, Tail2가 필요
 - Queue Pointer들의 Data Type은 unsigned int
 - Queue의 운용은 아래와 같이 한다.

한 System에는 송신용과 수신용 Queue를 각각 사용하며 2개의 구조는 서로 같으며 Queue의 크기는 512이고, Queue의 pointer는 Head, Tail1과 Tail2 3개를 사용하며 Head에서 Tail1까지는 송신이나 수신할 Frame이 저장되어 있는 부분이고, Tail1다음부터 Tail2까지는 수신 중인 Frame이나 송신할 Frame을 Queue에 넣고 있는 중인 데이터의 영역을 의미 한다.

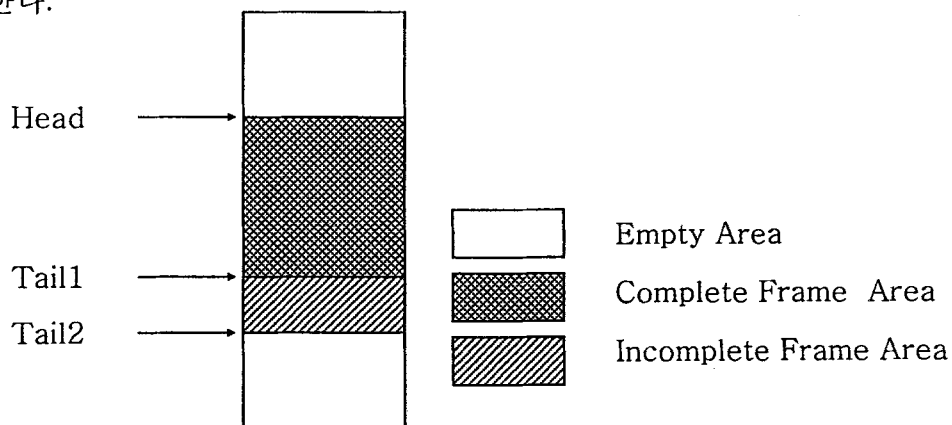


그림 3-98 Subsystem 운용 Queue 구조

Subsystem 통신 인터럽트 루틴

인터럽트 루틴에서는 Subsystem으로부터 수신된 데이터들을 Rx Queue에 저장하고, Tx Queue에 있는 데이터들을 Subsystem으로 전송한다.

Interrupt에서는 아래와 같은 순서의 데이터들이 송/수신된다

FEND	DA	SA	FT	INFO	CCITT 16		FEND
1byte	2byte	2byte	1byte	0~128byte 이상	HIGH	LOW	1byte

표 3-47 Subsystem 통신 인터럽트 루틴에서 사용되는 Frame 형식

Frame 수신시 인터럽트 루틴에서는 Flag 변수를 사용하여 Frame의 시작과 끝, Information filed 등을 구별한다.

이 Flag는 Ready, Open, Info, Closing의 4가지 상태를 가지는 변수이다.

이 변수의 Status Diagram은 아래의 그림과 같다.

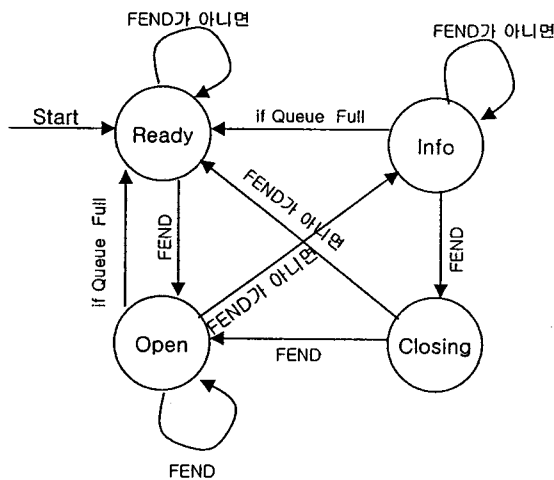


그림 3-99 Subsystem Frame 처리에 대한 상태도

아래 그림은 Interrupt 처리 루틴의 Flow chart를 나타낸다.

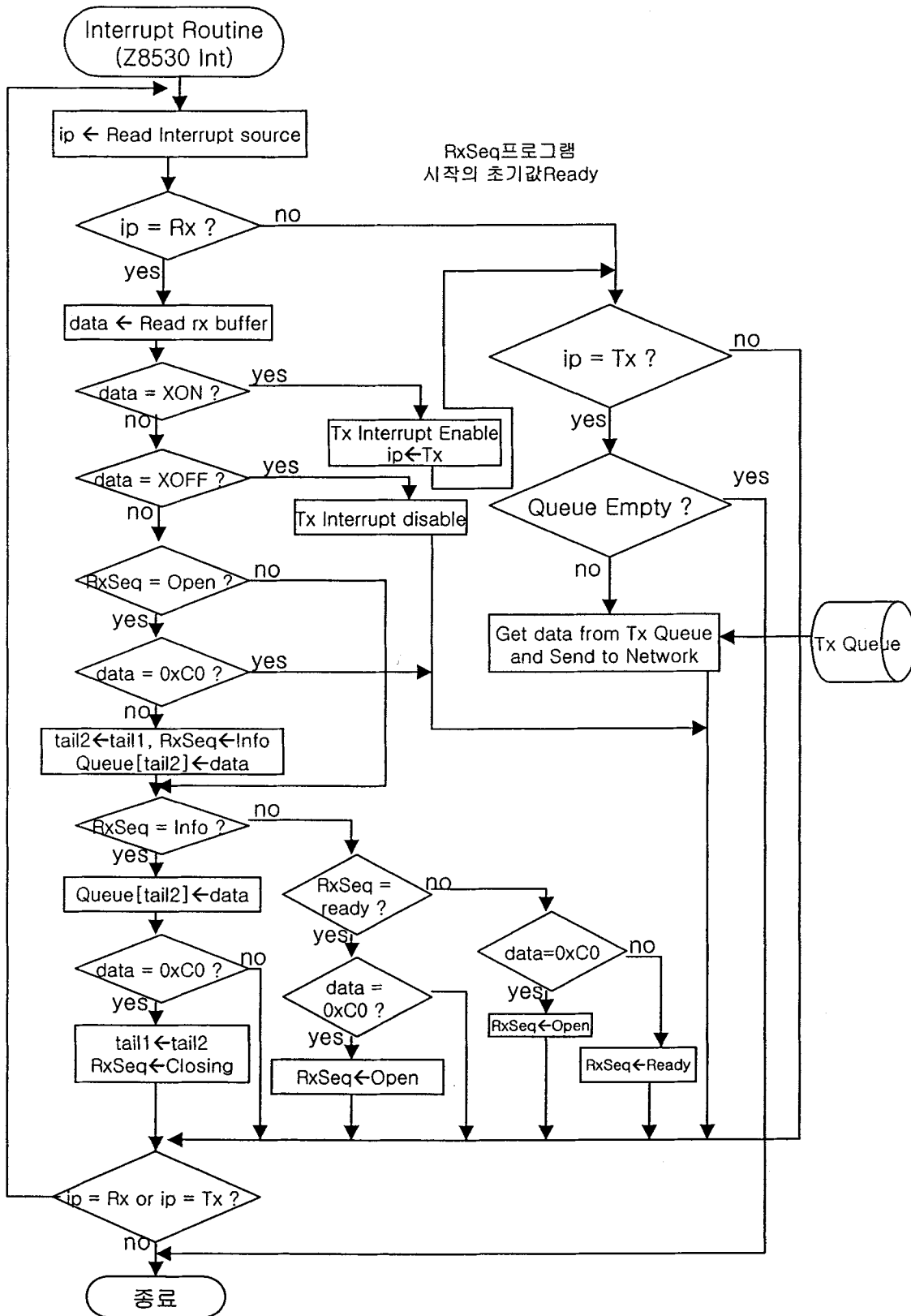


그림 3-100 Subsystem 인터럽트 처리 흐름도

Subsystem 으로 수신된 Frame처리 루틴

이 루틴은 NC 소프트웨어의 Main함수의 루틴에서 호출된다..

이 루틴이 호출되면 먼저 Subsystem Rx Queue에 인터럽트루틴을 통하여 저장된 Frame이 있는 지를 체크하여 있으면 위의 그림의 데이터에서 Header와 CRC를 체크하여 Frame을 생성하여 Frame을 처리한다.

생성된 Frame은 DA를 보고 Subsystem으로 가야할 Frame인지 NC자신의 Frame인지를 판단한다. 그래서 Frame이 같은 NC에 있는 다른 Subsystem으로 전송되어야할 Frame이면 SendFrame()함수를 호출하여 Subsystem 모듈로 Frame을 전달하고 Frame의 목적지가 Network이면 SendNetFrame()함수를 호출하여 Network로 Frame을 내보낸다. Frame의 목적지가 NC자신이면 ProtocolProc()를호출하여 Protocol 모듈로 Frame을 전달하여 Protocol 처리를 수행한다.

이 루틴처리에 대한 Flow chart는 아래의 그림과 같다.

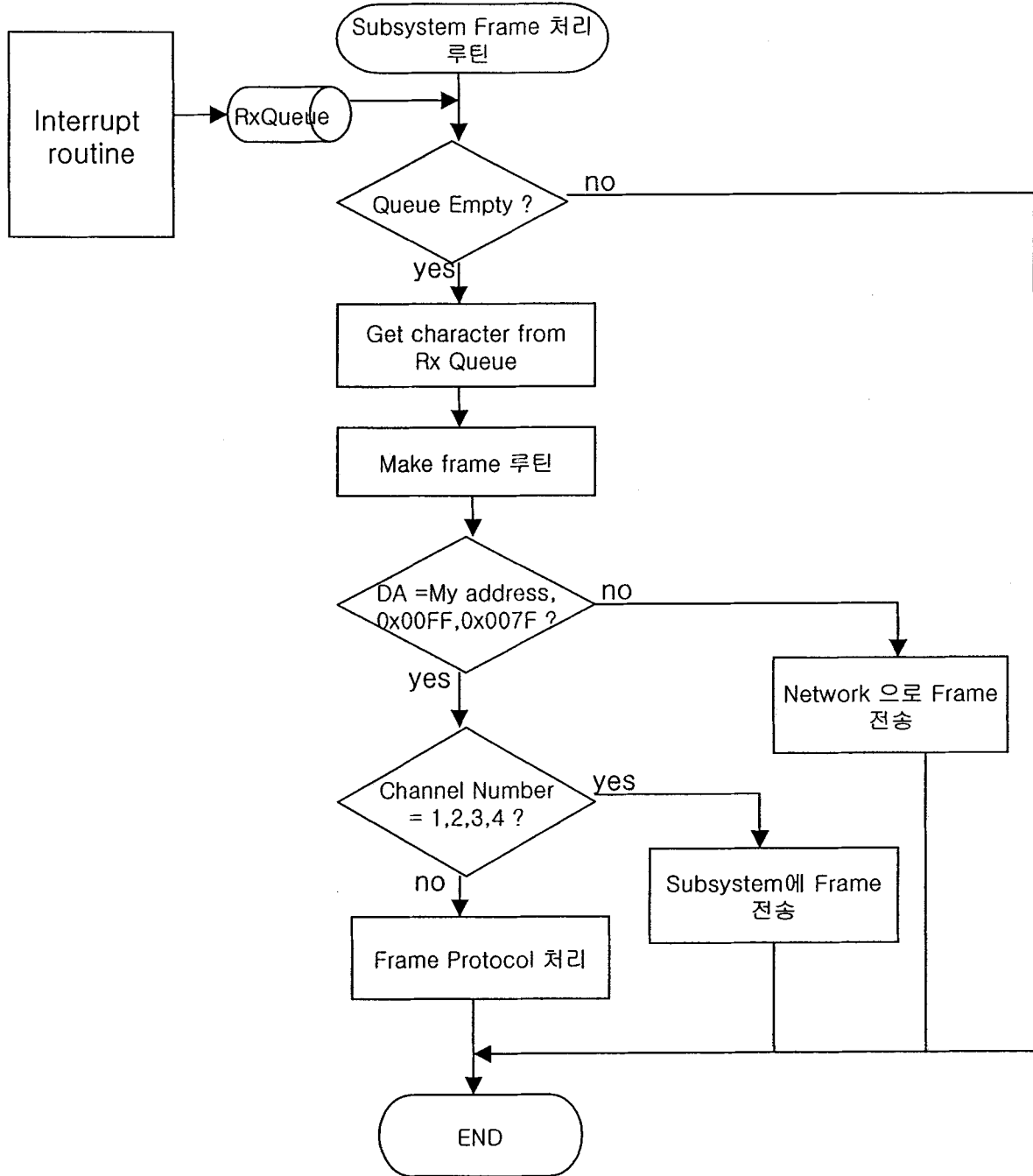


그림 3-101 Subsystem으로 수신된 Frame처리 흐름도

Subsystem으로 전송할 Frame의 처리 루틴

이 루틴은 Frame을 Subsystem으로 전송하는 기능을 수행한다. 전송될Frame이 전달되면 이 Frame을 CRC를 계산하여 추가하고 Escape문자를 추가하고 FEND문자를 전송할 데이터의 시작과 끝에 추가하여 인터럽트 루틴의 Tx인터럽트를 통하여 전송한다

Telemetry모듈

이 모듈에서는 NC에 연결된 채널들의 Telemetry를 수집하는 기능을 담당하는 모듈이다.

Telemetry값은 주기적으로 수집되며, 필요시 특정 채널에 대해 비주기적으로 값을 요청할 수 있다. 주기적인 Telemetry값에 대한 Sampling의 주기는 1/8, 1/4, 1/2, 1, 2, 4, 8, 16초 중의 하나의 주기를 선택하여 선택된 주기로 Sampling할 수 있다. 주기적인 Telemetry를 운용하기 위하여 아래 데이터 구조의 Telemetry 관리 Table이 요구된다.

Telemetry처리를 위한 데이터 구조는 아래의 구조체 형식의 Table을 사용한다.

```
struct TeleTable{
    uchar use;
    uchar RT;
    uchar TimeSet;
    uchar TimeFlag;
    uchar len;
    uint16 RA;
    uchar FC;
    uchar Table[45];
};
```

각 변수에 대한 설명은 아래와 같다.

- use : 이 Telemetry table이 Telemetry수집을 위해 사용중인지 아닌지를 나타내는 변수로서 use변수가 0이 아니면 사용중이고 0이면 사용되지 않는다.
- RT: Sampling주기를 나타낸다.(1/8의 배수로 설정된다.)
- TimeSet : 이 변수는 현재 Telemetry Table가 사용중이면(use!=0), 1/8초에 1씩 증가하여 RT값과 비교하여 RT값보다 크거나 같으면 Telemetry를Sampling을 한다. 실제로 Table에 대한 자체 Timer기능을 하고 있는 변수이다.
- TimeFlag : RT값과 TimeSet변수값이 비교되어 TimeSet값이 RT값보다 크거나 같으면 이 Flag가 Set된다. 그래서 Telemetry Sampling을 처리하는 함수에서는 이 Flag만 보고서 Sampling할지 안할지를 결정한다.
- len : 수집할 Telemetry 채널의 개수를 나타내는 변수이다.
- RA : 수집된 Telemetry를 전송해야할 Return Address를 저장하는 변수이다.
- FC : Telemetry를 수집할때마다 1씩 증가되는 변수이다.

- Table[45] : 이 array는 실제 Channel의 번호가 들어있는 array이다.
- Telemetry 처리에 대한 Flow Chart는 아래의 그림과 같다.

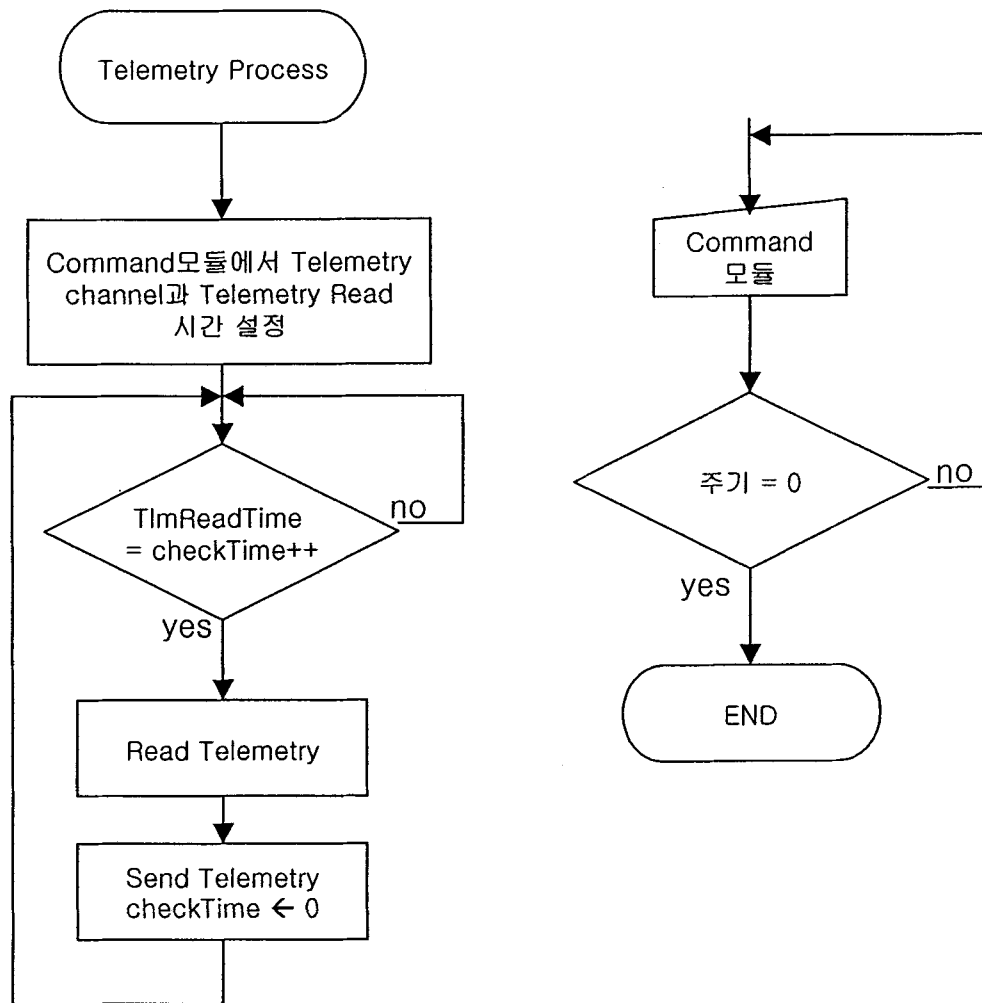


그림 3-102 Telemetry처리 흐름도

Protocol 처리 모듈

이 모듈에서는 NC Subsystem간에 정의된 Protocol을 처리하는 모듈이다.

NC Subsystem간 Protocol에 대한 정의는 Information 계층의 Frame Type정의 부분을 참조하기 바란다

UP Link Processor S/W

UP Frame 구조

UP소프트웨어의 의 가장중요한 기능은 지상국과 NC1과의 통신을 제공하는 모듈이다. 즉 Frame의 중계기능을 담당한다.

지상국 Uplink Processor, Uplink Processor NC1과의 통신을 위한 Protocol계층 구조는 다음 그림과 같다.

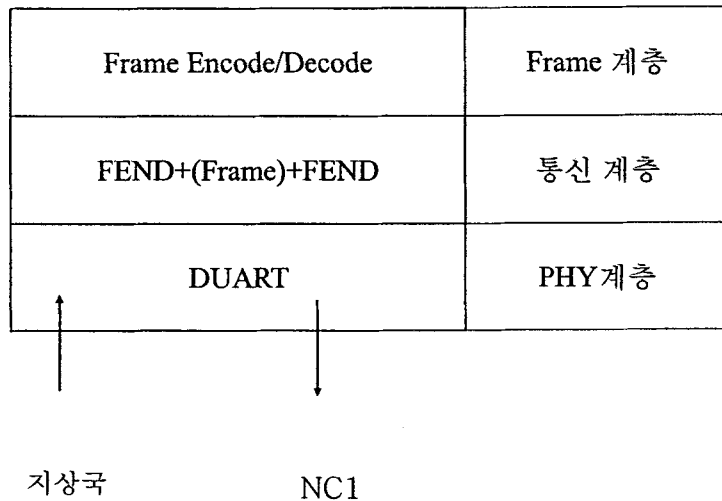


그림 3-52 Uplink Processor의 계층구조

Frame 계층

Frame 계층에서는 송신 Frame에 대하여 CCITT 16 CRC를 계산하여 추가하고 ,Escape문자를 추가하며, 수신 Frame에 대하여는 CRC 16을 통하여 Error를 검출하고, Escape문자를 제거하여 Frame을 생성한다.

Frame계층에서 사용하는 Packet의 형태는 아래 그림과 같다.

DA	SA	FT	INFO(escape문자가 추가된 Info field)	CRC 16	
2byte	2byte	1byte	0~128byte이상	HIGH	LOW

표 3-49 Uplink Processor의 Frame계층 프레임형식

Note. Frame계층에서 사용되는 CRC계산은 식은 다음과 같다.

```

const uint16 crctable[256] = {
    0x0000,0x1021,0x2042,0x3063,0x4084,0x50A5,0x60C6,0x70E7,0x8108,0x9129,
    0xA14A,0xB16B,0xC18C,0xD1AD,0xE1CE,0xF1EF,0x1231,0x0210,0x3273,0x2252,
    0x52B5,0x4294,0x72F7,0x62D6,0x9339,0x8318,0xB37B,0xA35A,0xD3BD,0xC39C,
    0xF3FF,0xE3DE,0x2462,0x3443,0x0420,0x1401,0x64E6,0x74C7,0x44A4,0x5485,
    0xA56A,0xB54B,0x8528,0x9509,0xE5EE,0xF5CF,0xC5AC,0xD58D,0x3653,0x2672,
    0x1611,0x0630,0x76D7,0x66F6,0x5695,0x46B4,0xB75B,0xA77A,0x9719,0x8738,
    0xF7DF,0xE7FE,0xD79D,0xC7BC,0x48C4,0x58E5,0x6886,0x78A7,0x0840,0x1861,
    0x2802,0x3823,0xC9CC,0xD9ED,0xE98E,0xF9AF,0x8948,0x9969,0xA90A,0xB92B,
    0x5AF5,0x4AD4,0x7AB7,0x6A96,0x1A71,0x0A50,0x3A33,0x2A12,0xDBFD,0xCBDC,
    0xFBBF,0xEB9E,0x9B79,0x8B58,0xBB3B,0xAB1A,0x6CA6,0x7C87,0x4CE4,0x5CC5,
    0x2C22,0x3C03,0x0C60,0x1C41,0xEDAE,0xFD8F,0xCDEC,0xDDCD,0xAD2A,0xBD0B,
    0x8D68,0x9D49,0x7E97,0x6EB6,0x5ED5,0x4EF4,0x3E13,0x2E32,0x1E51,0x0E70,
    0xFF9F,0xEFBE,0xDFDD,0xCFFC,0xBF1B,0xAF3A,0x9F59,0x8F78,0x9188,0x81A9,
    0xB1CA,0xA1EB,0xD10C,0xC12D,0xF14E,0xE16F,0x1080,0x00A1,0x30C2,0x20E3,
    0x5004,0x4025,0x7046,0x6067,0x83B9,0x9398,0xA3FB,0xB3DA,0xC33D,0xD31C,
    0xE37F,0xF35E,0x02B1,0x1290,0x22F3,0x32D2,0x4235,0x5214,0x6277,0x7256,
    0xB5EA,0xA5CB,0x95A8,0x8589,0xF56E,0xE54F,0xD52C,0xC50D,0x34E2,0x24C3,
    0x14A0,0x0481,0x7466,0x6447,0x5424,0x4405,0xA7DB,0xB7FA,0x8799,0x97B8,
    0xE75F,0xF77E,0xC71D,0xD73C,0x26D3,0x36F2,0x0691,0x16B0,0x6657,0x7676,
    0x4615,0x5634,0xD94C,0xC96D,0xF90E,0xE92F,0x99C8,0x89E9,0xB98A,0xA9AB,
    0x5844,0x4865,0x7806,0x6827,0x18C0,0x08E1,0x3882,0x28A3,0xCB7D,0xDB5C,
    0xEB3F,0xFB1E,0x8BF9,0x9BD8,0xABBB,0xBB9A,0x4A75,0x5A54,0x6A37,0x7A16,
    0x0AF1,0x1AD0,0x2AB3,0x3A92,0xFD2E,0xED0F,0xDD6C,0xCD4D,0xBDAA,0xAD8B,
    0x9DE8,0x8DC9,0x7C26,0x6C07,0x5C64,0x4C45,0x3CA2,0x2C83,0x1CE0,0x0CC1,
    0xEF1F,0xFF3E,0xCF5D,0xDF7C,0xAF9B,0xBFBA,0x8FD9,0x9FF8,0x6E17,0x7E36,
    0x4E55,0x5E74,0x2E93,0x3EB2,0x0ED1,0x1EF0};

```

```

#define ComputeCRC(crc16,data) ((crc16 << 8) ^ crctable[(crc16 >> 8) ^ data])

```

통신계층

통신계층의 Subsystem부분은 Frame계층에서 만들어진 Frame에 FEND(0xC0)를 Frame시작과 끝에 추가하여 아래 그림의 통신계층의 Frame을 형성한다.

FEND	DA	SA	FT	INFO	CRC 16		FEND
1byte	2byte	2byte	1byte	0~128byte이상	HIGH	LOW	1byte
서 추가된 Header	Frame계층에서 생성된 Frame					서 추가된 Tail	

표 3-50 통신계층 Frame 구조

형성된 Frame들은 PHY계층을 통하여 전송하기 위하여 Tx Queue에 저장된다. Flow control의 흐름도는 아래 그림과 같다.

PHY계층

지상국 Uplink Processor, Uplink Processor NC간은 일대일로 연결되어있고 UART방식으로 통신하며 속도는 1200bps와9600bps속도로 구성된다.

UP소프트웨어 구현

위에서 언급한 UP의 기능을 만족하기 위한 UP소프트웨어의 구조도는 아래의 그림과 같다.

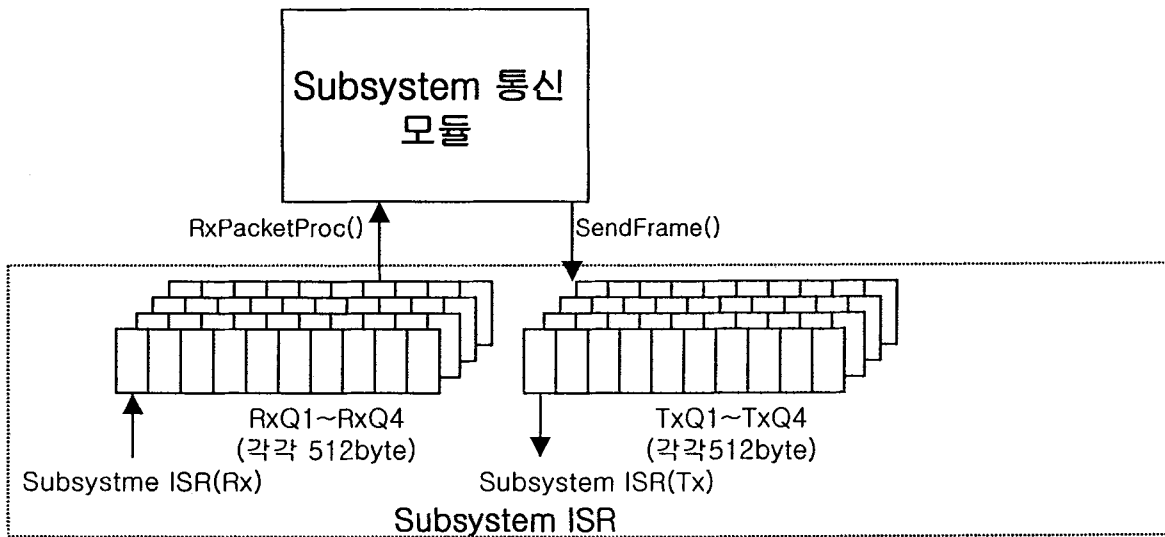


그림 3-107 Uplink Processor 소프트웨어 구조도

Subsystem모듈로만 구성되어있다. 모듈을 설명하기 전에 먼저 위의 모듈들이 제대로 운용되기 위한 UP 소프트웨어 환경을 구성하는 UP 하드웨어 환경 설정 초기화 루틴에 대하여 설명한다.

UP소프트웨어 초기화 및 환경설정 루틴

전역변수들 초기화와 UP소프트웨어서 사용할 CPU의 환경, SCC의 환경, Telemetry의 환경들을 설정하는 모듈이다.

87C51CPU

Serial Port설정

- CPU의 Serial Port는 지상국 UP, UP NC와 통신을 위하여 사용된다.
- Baudrate Generator로 Timer2를 사용한다.
- 속도는 1200bps를 사용한다.

인터럽트 설정

- CPU의 인터럽트는 다음과 같은 것을 사용한다.
 - Serial Port 인터럽트
 - External0 인터럽트
 - External1 인터럽트는 사용하지 않는다.
 - Timer0 인터럽트
 - Timer1 인터럽트는 사용하지 않는다.

인터럽트의 우선순위는 다음과 같이 설정된다.

- Serial Port 인터럽트(0 Level)
- Timer0 인터럽트(1 Level)
- Ext0, Ext1 인터럽트(2 Level)
- Timer1 인터럽트(3 Level)

위의 인터럽트 우선순위에서 0 Level이 우선순위가 가장 높고, 3 Level이 가장 낮다.

Timer설정

Timer0는 1/24 짜리 Global Timer로 사용(Real Timer Clock, 주기적인 작업시 주기계산을 위해 사용)한다.

- Global Timer를 사용하는 Timer 함수들
 - Real Time Clock(1초)
 - 주기적 UP Reset(3분)

Baudrate 설정

- CPU Serial Port의 Baudrate Generator Timer2를 사용한다.

$$TimeConst = 0x10000 - \frac{MainClk}{32 \times bps}$$

- RCAP2H(Timer2 Constant Register High)
- RCAP2L(Timer2 Constant Register Low)

RCAP2H= 위의 수식에서 계산된 *TimeConstant*의 상위 바이트

RCAP2L= 위의 수식에서 계산된 *TimeConstant*의 하위 바이트

SCC(8530)

UP의 Subsystem에서 사용될 SCC는 Z85C30 SCC를 사용한다.

SCC의 설정은 다음과 같다.

Data bit : 8bit

Stop bit : 1bit, 나 2bit

Parity bit : None

Baudrate : 1200bps , 9600bps

인터럽트

SCC의 인터럽트는 CPU의 Ext0인터럽트를 사용한다.

기타 설정들

- 외부 메모리 초기화(8K byte)
- 전역변수 초기화

Subsystem 모듈

이 모듈에서는 Subsystem에서 수신된 데이터를 Subsystem Interrupt 처리 루틴에서 Subsystem RxQueue0 ~ RxQueue2에 데이터를 저장하고 이Queue에 저장된 데이터를 데이터를 가져와 Frame을 만들고 Frame처리하고 Subsystem으로 전송할 데이터를 Subsystem Tx Queue에 저장하여 Interrupt루틴을 통하여 Subsystem으로 데이터를 전송하는 기능을 수행한다.

1. Subsystem 통신 인터럽트 루틴
2. Subsystem 으로 수신된 Frame처리 루틴
3. Subsystem으로 전송할 Frame의 처리 루틴

데이터 구조

네트워크 모듈을 구현하기 위해 필요한 데이터 구조는 다음과 같다.

- Subsystem모듈을 통하여 송신한 데이터를 저장할 Queue, 수신한 데이터를 저장할 Queue
 - Tx/Rx Queue의 Data Type은 unsigned char
 - Queue Size는 512
 - Circular Queue구조

- Queue를 Handling하기 위한 Queue Pointer들
 - Head, Tail1, Tail2가 필요
 - Queue Pointer들의 Data Type은 unsigned int
 - Queue의 운용은 아래와 같이 한다.

한 System에는 송신용과 수신용 Queue를 각각 사용하며 2개의 구조는 서로 같으며 Queue의 크기는 512이고, Queue의 pointer는 Head, Tail1과 Tail2 3개를 사용하며 Head에서 Tail1까지는 송신이나 수신할 Frame이 저장되어 있는 부분이고, Tail1다음부터 Tail2까지는 수신 중인 Frame이나 송신할 Frame을 Queue에 넣고 있는 중인 데이터의 영역을 의미 한다.

(마) MMS H/W 및 S/W

① MMS H/W 개요

MMS는 Point Observation, Sky Survey, Day air-glow and Night air-glow 임무를 수행하는 FIMS와 Aurora Observation 임무를 수행하는 SST, ESA, LP의 우주과학 탑재체와 지상의 모바일 터미널 데이터를 수집하는 DCS 탑재체로부터 데이터를 받아 대용량 메모리에 저장하고 지상국에서 요청이 있을 때 X-Band Transmitter(PDTX)를 통하여 지상국으로 전송하는 임무를 수행한다. MMS의 Duty Cycle은 100%이며 OBC와는 NC4를 통하여 RS-232 직렬 통신(9.6Kbps, 5V) 방식으로 통신을 한다. 데이터량이 많은 우주과학 탑재체는 Direct 채널(Sync Serial, 200Kbps)을 사용하며 데이터량이 작은 DCS는 NC4에 연결된 RS-232 직렬 통신라인(9.6Kbps, 5V)을 통해서 데이터를 수신한다. MMS1은 SDRAM 2Gbits이며 MMS2는 SDRAM 1Gbits, SRAM 1Gbits로 각각 총 2Gbits의 메모리 크기를 가지고 있다. 이렇게 하는 이유는 SDRAM이 우주용이 아니며 우리 위성에서 사용된 경험이 없으므로 혹시라도 SDRAM에 문제가 발생되면 SRAM 1Gbits만으로 MMS를 동작시키기 위해서이다. 이렇게 저장된 탑재체의 데이터는 SEU(Single Event Upset)와 무선 채널을 통한 고속의 Downlink 시에 에러가 발생 할 수 있으므로 소프트웨어 Reed-Solomon 코드(207, 187)로 에러를 복구할 수 있도록 하였다.

② 사양

Item	Specification	Requirement No.
Dimension	MMS1: 340mm * 180mm * 30mm	
Weight	MMS1 : 1,210g (including Box & Screen) MMS2 : 1,430g (including Box & Screen)	
CPU	MPC860 (Atmel)	
Clock	20 MHz (Main), 3.2 MHz (Downlink)	
Power Consumption	MMS1 : 4.0W ~ 4.5W(28V -> 5V) MMS2 : 5.0W ~ 5.5W(28V -> 5V)	
Program Memory	EPROM(4Mbits) : 27C040 SRAM(4 Mbits) : with H/W EDAC	
Mass Memory	MMS1 : SDRAM(2 Gbits) MMS2 : SDRAM(1 Gbits), SRAM(1 Gbits)	CD03800
Payload Data Rx	DCS : RS232 9.5Kbps, 5V	CD04000
	SSP : Sync. Serial 200Kbs	CD04100
Payload Data Tx	3.2 MHz QPSK via X-Band	CD04000

표 3-51 : MMS 사양

③ 구조

MMS와 그 주변 모듈의 Block Diagram은 그림 1과 같으며 노란색으로 표시된 부분은 FPGA에 의해서 구현된 부분이다. MMS는 MPC860을 주 프로세서로 하며 프로그램 메모리(H/W EDAC Process 포함)와 롬의 크기는 4Mbits이다. 탑재체에서 오는 데이터는 Serial to Parallel Converter 와 FPGA 로직을 사용하여 8bits FIFO에 저장되며 CPU가 FIFO를 읽어서 대용량 메모리 모듈에 저장한다. PDTX로 데이터를 전송할 때에는 CPU가 대용량 메모리에서 데이터를 읽어서 FIFO에 넣어두면 FPGA에 구현된 로직에서 FIFO의 데이터를 읽는다. 이 데이터는 QPSK의 I&Q 데이터로 나뉘는 후에 Scrambling 과정을 거쳐서 PDTX로 전송되게 된다. 대용량 메모리 모듈(삼성 전자 제공)은 다음과 같이 구성되어 있다. MMS1은 64Mbits SDRAM 16개와 기타 로직을 채용하여 만든 1Gbits의 메모리 블록을 2층으로 쌓아서 만든메모리 모듈 1개를 사용하여 2Gbits의 메모리를 구성하고 있다. MMS2는 SRAM 모듈과 SDRAM 모듈로 나누어져 있으며 다음과 같이 구성되어 있다. SRAM 모듈은 8Mbits SRAM 16개와 기타 로직을 채용하여 만든 메모리 블록을 4층으로 쌓아서 만든 모듈 2개를 채용하여 1Gbits를 구성하며 SDRAM 모듈은 256Mbits SDRAM 4개를 사용하여 1Gbits를 구성하고 있다. 이렇게 상대적으로 공간을 많이 차지하는 SRAM 모듈을 사용한 이유는 위성에서 처음 사용되는 256Mbits SDRAM 메모리를 신뢰할 수 없기 때문이다.

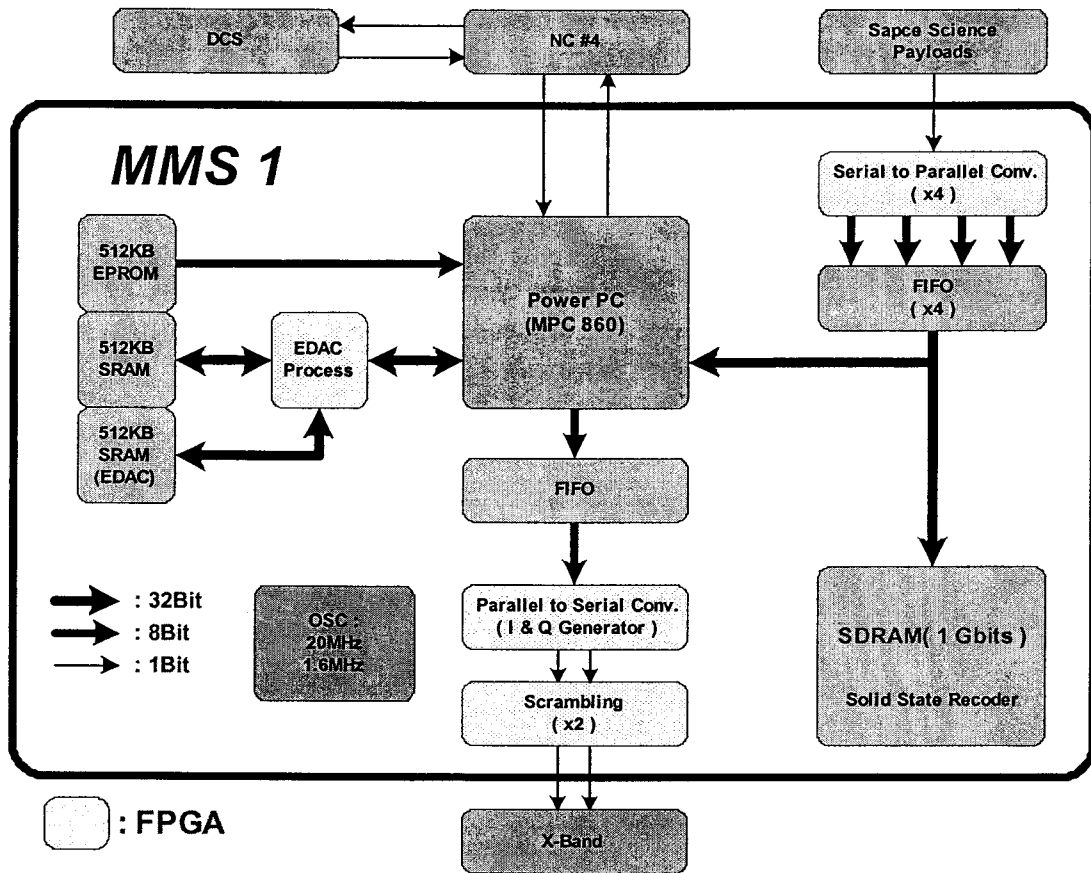


그림 3-109 : MMS 상세구조

④ 외부와의 Interface

그림 2에 MMS와 외부와의 Interface를 나타내었다. MMS는 SPR에서 28V를 받으며 NC4에서 Reset용의 Telecommand 1개, 온도센서 감지용의 Analog Telemetry 1개, Status Point를 나타내기 위한 Digital Telemetry 4개를 받으며 OBC와의 통신과 DCS로부터의 데이터 수신을 위해서 RS-232 직렬 통신(9.6Kbps, 5V) 라인이 1채널 있다. 데이터량이 많은 우주과학 탑재체의 데이터를 수신하기 위해서 3개의 Direct 채널(Sync Serial 200Kbps, Clock, Data, Strobe)이 있다. PDTX로의 데이터 전송은 QPSK의 I&Q 데이터를 Differential로 보낸다.

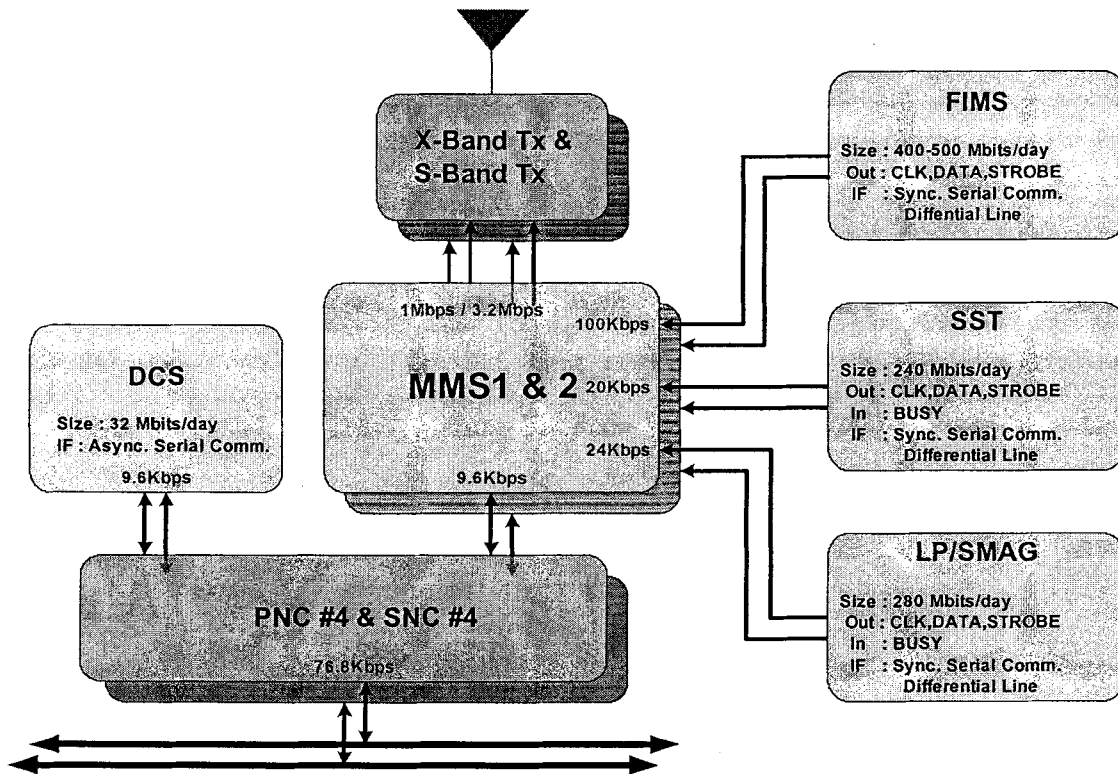


그림 3-110 : MMS의 외부 Interface

⑤ 메모리 맵

MMS의 메모리 맵은 그림 3과4와 같다. 프로그램 메모리와 과 ROM이 각각 4Mbits이며 프로그램 메모리는 하드웨어 EDAC(Error Detection and Correction) 로직으로 보호된다. FIFO를 이용한 각각의 탑재체 데이터 수신 및 PDTX를 통한 송신을 위해서 1Byte가 할당되어 있다. 대용량 메모리는 MMS1의 경우에는 64Mbits SDRAM 4개를 1 Bank(256Mbits)로 하여 총 8개의 Bank가 있으며 MMS2의 경우에는 SRAM 모듈과 SDRAM 모듈로 나누어져 있다. SRAM 모듈은 총 2개로써 모듈 하나는 8Mbits * 4 * 8를 1Bank(256Mbits)로 하여 총 2개의 Bank가 있다. SDRAM 모듈은 256Mbits * 4의 1Gbits로 구성되어 있다. 각각의 Bank의 실제 하드웨어 어드레스는 같으며 CPU 내부에 있는 IO Port로 Bank를 변환시켜준다.

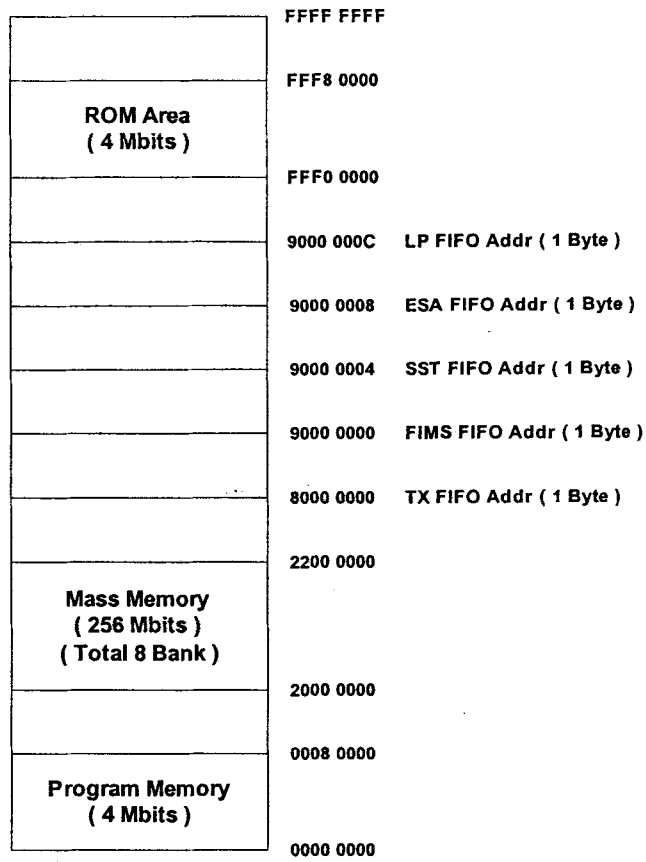


그림 3-111 : MMS1 메모리 맵

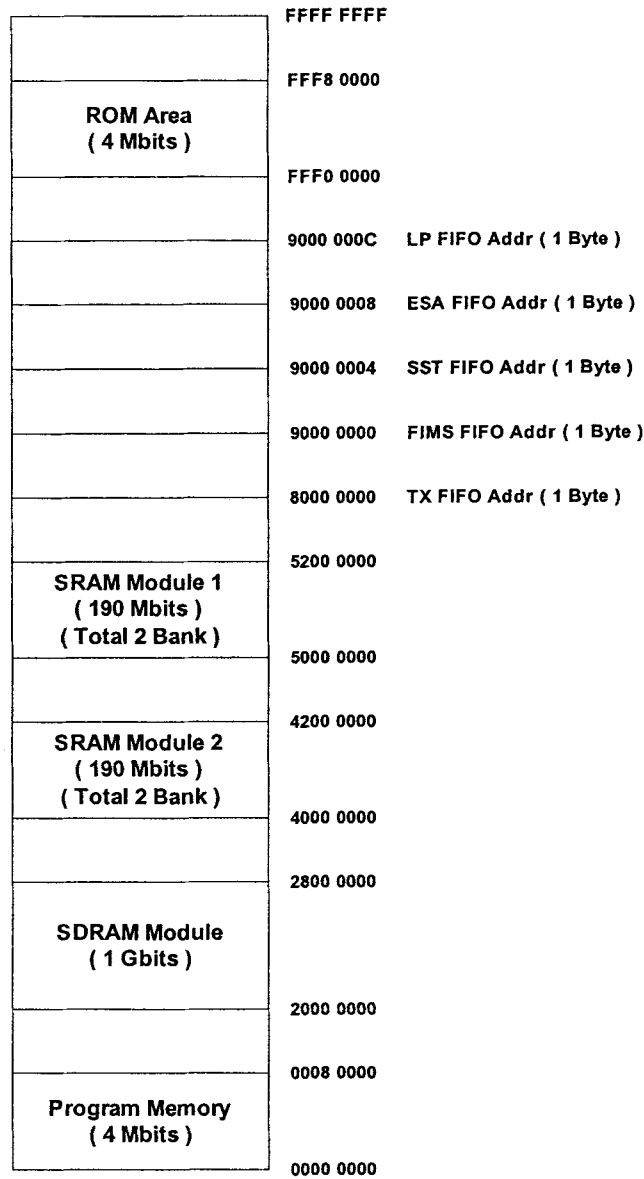


그림 3-112 : MMS2 메모리 맵

⑥ CPU

MMS의 프로세서로 사용된 MPC860은 PowerPC RISC Processor(603e), Memory Controller, Interrupt Controller, Communication용 RISC Processor 등을 내장하고 있는 SOC(System On Chip) 타입의 임베디드 프로세서이다. 따라서 확장을 위해서 외부에 별도의 로직을 만들어 줄 필요가 없으며 50MHz에서 52MIPS의 성능을 보이며 이때의 소비 전력은 1.3W이다. MMS에서는 외부에서 4MHz 클럭을 공급 해주며 내부의 PLL 로직을 이용하여 20MHz로 동작하여 사용 하였으며 SDRAM Controller, Watchdog Timer, Interrupt(Timer), I/O Ports, Communication Ports 들의 기능들을 사용하였다.

⑦ Status Point

MMS에는 동작상태를 나타내기 위한 Digital Telemetry가 4개 있다. MMS의 Operation에 따라서 이들은 다음과 같은 값을 나타내며 Operation 이 끝난 후에 0으로 바뀌게 된다.

- 0 : 파워 ON 후의 대기 상태
- 1 : 1개의 탑재체에서 데이터를 수신중
- 2 : 2개의 탑재체에서 데이터를 수신중
- 3 : 3개의 탑재체에서 데이터를 수신중
- 4 : 4개의 탑재체에서 데이터를 수신중
- 5 : 5개의 탑재체에서 데이터를 수신중
- 6 : 탑재체의 데이터를 지상국으로 Downlink
- 7 : 대용량 메모리 테스트
- 8 : RS Code로 Encoding
- 9 : RS Code의 Decoding(에러 정정)

⑧ 메모리 SEU 극복

프로그램 메모리의 SEU 극복을 위해 우리별 3호의 경우 8Bit의 데이터/정보 비트(Information Bit)에 4Bit의 여분 비트(Redundancy Bit)를 사용한 EDAC 알고리즘을 사용하였으며, 8 Bit당 1Bit의 에러를 복구(Correction)하고 2Bit 에러는 탐지(Detection)할 수 있었다. 과학위성 1호에서는 에러 복구 능력 및 FPGA로 EDAC 알고리즘 구현 시 사용되는 로직 수, I/O 포트의 수, 그리고 구현의 복잡성 등을 고려하여 (7,4) Hamming Code를 이용한 EDAC 알고리즘을 채택하였다. (7,4) Hamming Code는 7Bit 중 4Bit의 정보 비트와 3Bit의 여분 비트를 가지고 있으며, 1Bit 에러를 복구하고 2Bit 에러는 탐지할 수 있다. 따라서 과학위성 1호의 경우 매 4Bit의 데이터마다 1Bit 에러를 복구할 수 있어, 에러 복구 능력이 우리별 3호에 비해 대략 2배 정도 향상 되었다고 할 수 있다. 구현된 EDAC 알고리즘은 다음의 수식으로 4Bit의 정보 비트를 이용하여 3Bit의 여분 비트를 만든다.

$$R(2) = I(3) + I(2) + I(1)$$

$$R(1) = I(2) + I(1) + I(0)$$

$$R(0) = I(3) + I(2) + I(0)$$

에러의 복구는 먼저 정보 비트와 여분 비트를 이용하여 아래와 같은 3Bit의 Syndrome을 구한 다음, <표3-3>의 테이블을 이용하여 에러가 발생한 비트를 반전시킨다. 또한 에러 복구는 여분

비트들에서 발생한 에러에 대해서는 하지 않고, 정보 비트들에서 에러가 발생하였을 때만 하도록 하여 EDAC 알고리즘을 FPGA로 구현했을 때 사용되는 로직 수를 최대한 줄일 수 있도록 하였다.

$$S(2) = (I(3) + I(2) + I(1)) + R(2)$$

$$S(1) = (I(2) + I(1) + I(0)) + R(1)$$

$$S(0) = (I(3) + I(2) + I(0)) + R(0)$$

Syndrome (2:1:0)	Error vector		Digit in error
	I (3:2:1:0)	R(2:1:0)	
0 0 0	0 0 0 0	0 0 0	None
0 0 1	0 0 0 0	0 0 1	7
0 1 0	0 0 0 0	0 1 0	6
0 1 1	0 0 0 1	0 0 0	4
1 0 0	0 0 0 0	1 0 0	5
1 0 1	1 0 0 0	0 0 0	1
1 1 0	0 0 1 0	0 0 0	3
1 1 1	0 1 0 0	0 0 0	2

표 3-52 (7,4) Hamming Code를 이용한 에러 복구

프로그램 메모리는 데이터를 저장하기 위한 데이터 메모리와 여분 비트들을 저장하기 위한 EDAC 메모리로 구성되어 있으며, CPU에서 프로그램 메모리에 데이터를 기록할 때 EDAC 용 FPGA에서 여분 비트들을 만들어 데이터는 데이터 메모리에 여분 비트들은 EDAC 메모리의 똑 같은 번지(Address)에 저장한다. CPU가 프로그램 메모리로부터 데이터를 읽어 올 때는 EDAC FPGA에서 데이터 메모리와 EDAC 메모리에서 데이터와 여분 비트들을 각각 읽어와 위에서 설명한 알고리즘에 따라 에러가 있는지 확인하고 에러가 있으면 복구하여 CPU로 전송한다.

메모리에 저장된 데이터의 에러 복구는 항상 CPU가 데이터를 읽어올 때 이루어지고 또한 메모리의 오류는 데이터 4 Bit당 1 Bit만 복구가 가능하기 때문에, 메모리 전체의 데이터가 항상 오류가 없도록 하기 위해서는 정기적으로 전 메모리를 읽어 오류를 복구하고 다시 저장해야 할 필요가 있다(Memory Scrubbing). 그렇지 않으면 하나 이상의 SEU에 의해 데이터 4 Bit당 2 Bit 이상의 오류가 발생할 수 있어 오류를 복구할 수 없는 상황이 발생 할 수 있기 때문이다. 따라서 MMS에서는 매 1초 마다 전 메모리에 걸쳐 1Kbyte 씩 프로그램 메모리를 읽고 다시 쓰는 작업을 하도록 구현되어있다.

⑨ 대용량 메모리

과학위성 1호에서는 대용량 메모리로 SRAM에 비해서 집적도가 매우 높은 SDRAM이 사용되었으며 삼성전자에서 일체의 모듈을 제공 받았다. 그런데 삼성에서 제공되는 SDRAM은 우주용이 아니며 위성에 사용된 경험이 없으므로 Redundancy로 제작되는 MMS2에 장착하여 SDRAM에 문제가 발생 되었을 때 SRAM 만으로 동작 시킬 수 있도록 하였다. MMS1은 SDRAM 2Gbits(64Mbits(K4S640832D)*32개)이며 MMS2는 SDRAM 1Gbits(256Mbits(K4S560832A)*4개), SRAM 1Gbits(8Mbits(K6F8008V2M)*128개)로 각각 총 2Gbits의 메모리 크기를 가지고 있다. MMS1에 쓰인 SDRAM과 MMS2에 쓰인 SRAM은 모듈 형태로 만들어져서 MMS에 장착 되어져 있다. 또한 저장된 탑재체의 데이터는 SEU(Single Event Upset)와 무선 채널을 통한 고속의 Downlink 시에 에러가 발생 하므로 소프트웨어 Reed-Solomon 코드(207, 187)를 사용하여 에러를 복구할 수 있도록 하였다. 현재 사용된 Reed-Solomon Code는 187바이트 당 10바이트의 에러를 복구할 수 있으며 Burst Error 복구도 가능하다.

⑩ MMS S/W 개요

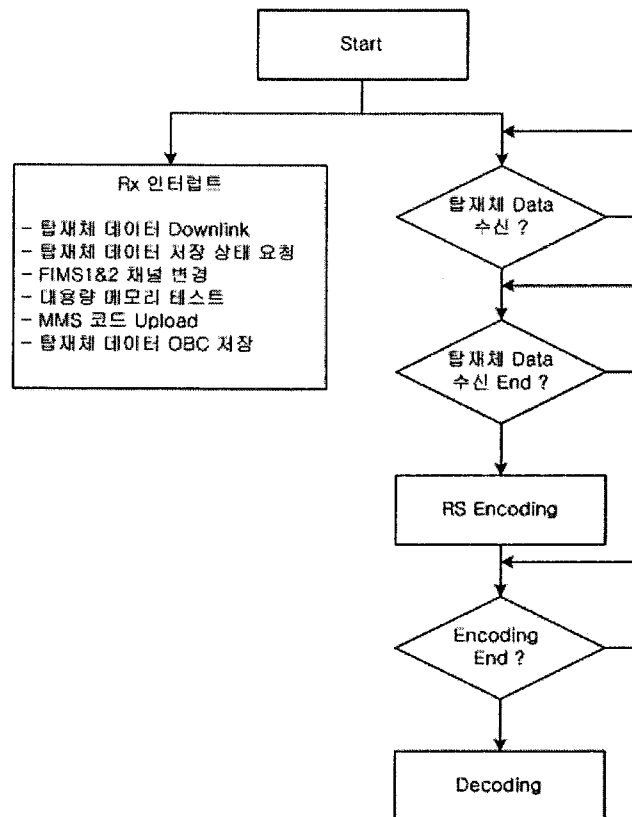


그림 3-113 : MMS S/W Flow Chart

MMS S/W는 크게 Direct 채널을 통해서 FIFO까지 수신된 우주과학 탑재체의 데이터와 NC4에 연결된 RS-232 통신 채널을 통해서 수신된 DCS의 데이터를 대용량 메모리에 저장하는 부분과 이렇게 저장된 탑재체의 데이터를 Reed-Solomon Code로 변환(Encoding)하고 주기적으로 에러를 정정(Decoding)하는 부분 그리고 지상국의 요청이 있을 때 탑재체의 데이터를 PDTX로 전송하는 부분과 마지막으로 OBC와의 통신에 의한 명령으로 나누어진다. Rx 인터럽트에 의한 OBC와의 통신을 통해서 지상국으로의 Downlink, 탑재체 데이터 저장상태 확인, FIMS1&2 채널 변경, 대용량 메모리 테스트, MMS 코드 Upload, 탑재체 데이터의 OBC 저장에 관련된 부분을 처리한다. 세부적으로는 타이머 인터럽트를 통해서 1초마다 Status Point의 위치를 해당 프로세스에 따라서 바꾸어주며 프로그램 메모리의 Scrubbing 작업을 주기적으로 실행한다. 전체 대용량 메모리 공간은 각각의 탑재체에 할당해서 사용하며 탑재체 데이터는 계속해서 수신될 것이고 메모리의 공간은 한계가 있으므로 탑재체 마다 할당된 메모리 공간을 링버퍼 형태로 사용하여 끝까지 차게 되면 다시 처음으로 되돌아와서 이전의 데이터를 덮어쓰는 형태로 메모리가 사용된다.

⑪ 탑재체 데이터 수신

우주과학 탑재체 데이터가 MMS로 수신되면 FIFO(4Kbytes)에 순서대로 쌓이게 된다. 따라서 FIFO의 Almost Empty Flag가 High가 되면 4Byte씩 읽어서 대용량 메모리에 저장하게 된다. 이때 Direct 채널로 수신되는 탑재체의 수가 4개 이므로 총 4개의 FIFO가 있으며 4개의 FIFO를 순서대로 검사 하면서 데이터를 읽어오게 된다. DCS는 NC4에 연결된 통신 채널을 통해서 수신된다. 현재의 Reed-Solomon 코드는 187바이트 당 20바이트의 여유 공간이 필요하며 저장된 데이터가 Reed-Solomon 코드로 변환 되었는지 안되었는지를 알려주는 Flag 용으로 1Byte해서 총 21바이트의 여유 공간이 필요하다. 따라서 187Bytes를 쓰고 21Bytes는 빈 공간으로 두고 그 다음에 또 187Bytes를 쓰는 형태로 데이터를 저장하게 된다.

⑫ Reed-Solomon 코드 변환(Encoding) 및 에러 정정(Decoding)

MMS는 탑재체가 데이터를 보내지 않거나 지상국으로 데이터를 보내지 않을 때 시간이 남게 된다. 이때 Reed-Solomon 코드로 변환하고 에러를 정정하는 일을 하게 된다. MMS는 탑재체로부터 데이터를 수신하게 되면 대용량 메모리에 저장하며 탑재체가 더 이상 데이터를 보내지 않으면 지금까지 받은 데이터를 Reed-Solomon 코드로 변환한다. 이 작업이 끝나면 대용량 메모리에 저장되어 있는 데이터를 지상국으로 전송하기 전까지 정확

하게 보존해야 하기 때문에 그 후의 시간은 데이터를 읽어서 에러가 발생(Single Event Upset)된 부분을 고치는 작업(Decoding)을 계속 하게 된다.

⑬ 대용량 메모리 사용

전체 2Gbits의 대용량 메모리 공간은 5개의 탑재체에 각각의 할당되어 있으며 S/W적으로 수정 가능하다. 이 각각의 탑재체 공간은 링버퍼 형태로 사용된다. 링버퍼는 그림 5에서 보는 바와 같이 4개의 인덱스를 가지고 있다. 데이터를 수신하기 전에는 Start, Stop, Encode, Decode는 같은 위치에 있게 된다. 데이터를 수신하기 시작하면 Stop 인덱스가 증가하게 된다. 탑재체가 데이터를 더 이상 수신하지 않게 되면 받은 데이터를 하나하나 Reed-Solomon 코드로 바꾸게 되며 이때 마다 Encode 인덱스가 증가하게 된다. 이 작업은 Stop 인덱스까지 하게 되면 멈추게 된다. 그다음 남은 시간에는 우주 공간에서 발생할 수 있는 문제(Single Event Up)를 없애고 데이터를 정확하게 보존하기 위해서 에러를 정정하는 작업(Decoding)을 하게 된다. 이 작업도 마찬가지로 Start에서 Stop까지 하게 되며 Stop까지 하고난 후에는 다시 Start로 돌아와서 반복하게 된다. 지상국에서 Downlink 명령을 보내면 Start에서 Stop까지의 데이터를 PDTX로 보내며 이 작업이 끝나면 Start, Encode, Decode는 Stop 위치로 바뀌게 되며 맨 처음과 똑같은 프로시저를 거치게 된다. 데이터를 지상국으로 전송하기 전에 데이터가 할당된 메모리 공간보다 많이 수신되면 Stop 인덱스는 한바퀴를 돌아서 Start 위치까지 오게 되며 Start와 같아진 이후 부터는 Start 인덱스와 Stop인덱스가 같이 증가하게 된다. 이렇게 되면 맨 처음에 수신된 부분은 메모리에서 삭제되게 된다.

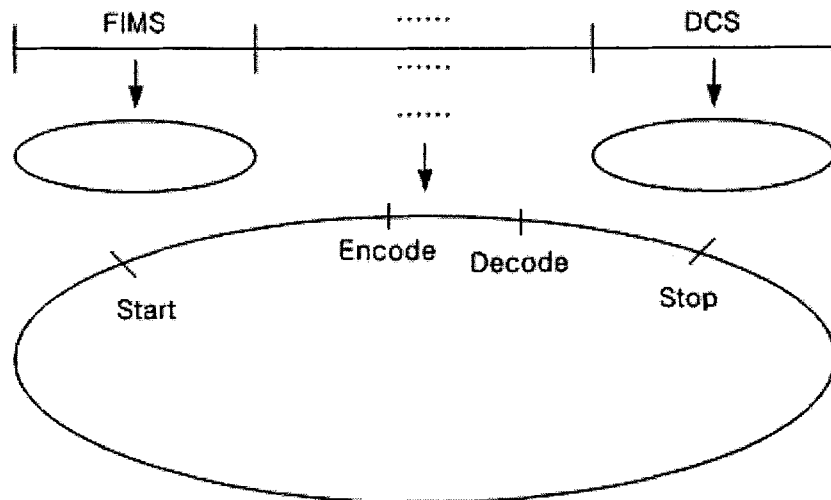


그림 3-114 : 링버퍼

⑭ 지상국으로의 탑재체 데이터 Downlink

지상국에서 데이터를 보내라는 명령을 OBC나 NC4를 통해서 받으면 대용량 메모리에 저장되어 있는 데이터를 FIFO에 쓴다. 이렇게만 하면 FPGA에 구현된 로직에 의해서 PDTX로 QPSK의 I&Q 데이터를 전송하게 된다. 이때 FIFO에 쓰는 속도가 느리거나 FIFO가 Full이 되었는데도 데이터를 계속 쓰게 되면 PDTX로 가는 데이터가 중간에 끊기거나 잃어 버릴 수가 있으며 FIFO의 Full Flag와 Almost Empty Flag를 체크하여 이런 일이 발생되지 않도록 한다.

⑮ OBC와의 통신

탑재체의 데이터를 수신하고 Reed-Solomon 코드로의 변환 및 에러 정정 이외의 동작은 OBC로부터 오는 커멘드에 의해서 동작한다.

⑯ 탑재체 데이터 Downlink

그림 7에 탑재체 데이터를 PDTX로 보내는 시퀀스를 그림으로 나타내었다. OBC에서 Downlink 하라는 명령을 MMS로 보내면 이 명령을 잘 받았다는 Ack 명령을 OBC로 보내고난 후 PDTX로 탑재체 데이터를 보낸다. 탑재체 데이터를 PDTX로 다 보내고난 후에는 Downlink 작업을 마쳤다는 메시지를 OBC로 보내고 이에 대한 Ack 명령을 OBC로부터 받음으로써 이 작업을 마치게 된다. Downlink 하는 탑재체의 수와 몇 번 반복해서 보낼지에 대한 조정이 가능하다.

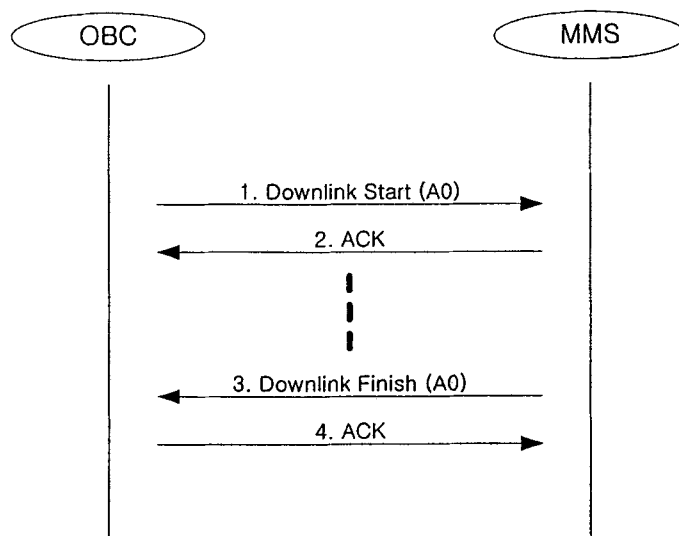


그림 3-115 : 탑재체 Data Downlink

㉔ 탑재체 데이터 저장 상태

탑재체 데이터가 MMS의 대용량 메모리에서 어느 공간에 얼마나 저장되어 있는지에 대한 정보를 알 수 있는 명령이다. 이 정보는 지상으로 탑재체 데이터를 Downlink 할 때 사용된다.

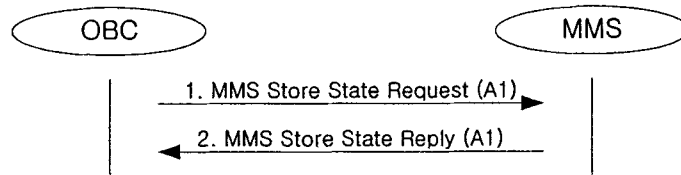


그림 3-116 : 탑재체 데이터 저장상태

㉕ FIMS1&2 채널 변경

FIMS의 데이터를 받기 위한 Direct 채널은 FIMS1&2가 동시에 MMS로 입력되어 MUX로 연결되어 있다. 또한 MMS 입장에서는 채널 두 개 중에서 한개를 선택해야 하는데 어떤 채널에서 데이터가 입력될지 알 수 없으므로 본 명령을 통해서 OBC로부터 이에 대한 정보를 받게 된다.

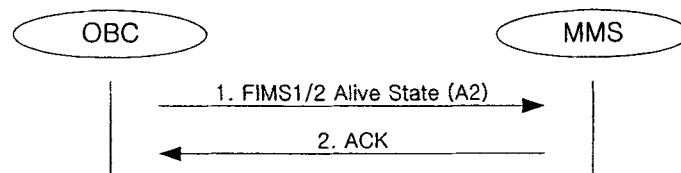


그림 3-117 : FIMS1&2 채널 변경

㉖ 대용량 메모리 성능시험

대용량 메모리로 사용되는 SDRAM의 성능을 시험하기 위해서 명령이다. 이 시험을 통해서 어느 부분의 메모리 셀이 잘못되었는지 SEU가 얼마나 빈번히 발생하는지를 알 수 있게 된다.

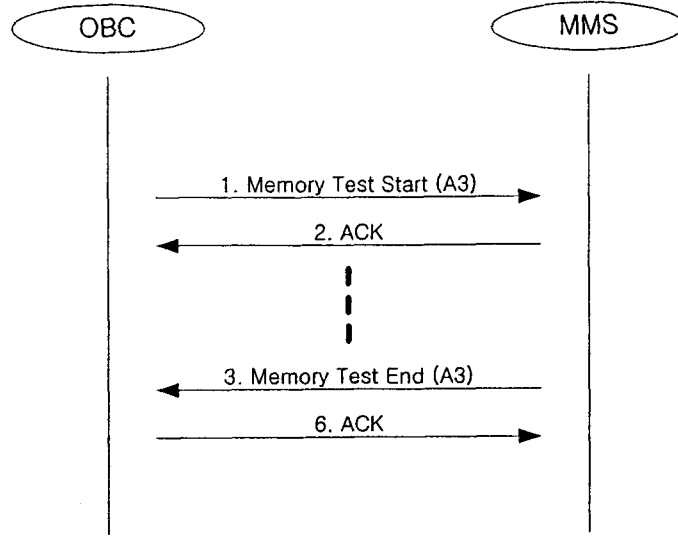


그림 3-118 : 대용량 메모리 성능 시험

㉔ MMS 롬 코드 Upload

MMS의 Flight S/W가 잘못 되었을 경우 OBC를 통해서 새로운 롬코드를 받아서 RAM에서 동작 시키게 되는데 이에 관련된 명령이다. 이때 MMS의 전원이 나가면 RAM에 저장되어 있던 ROM 코드가 없어지게 되므로 OBC로부터 다시 ROM 코드를 받아야 한다.

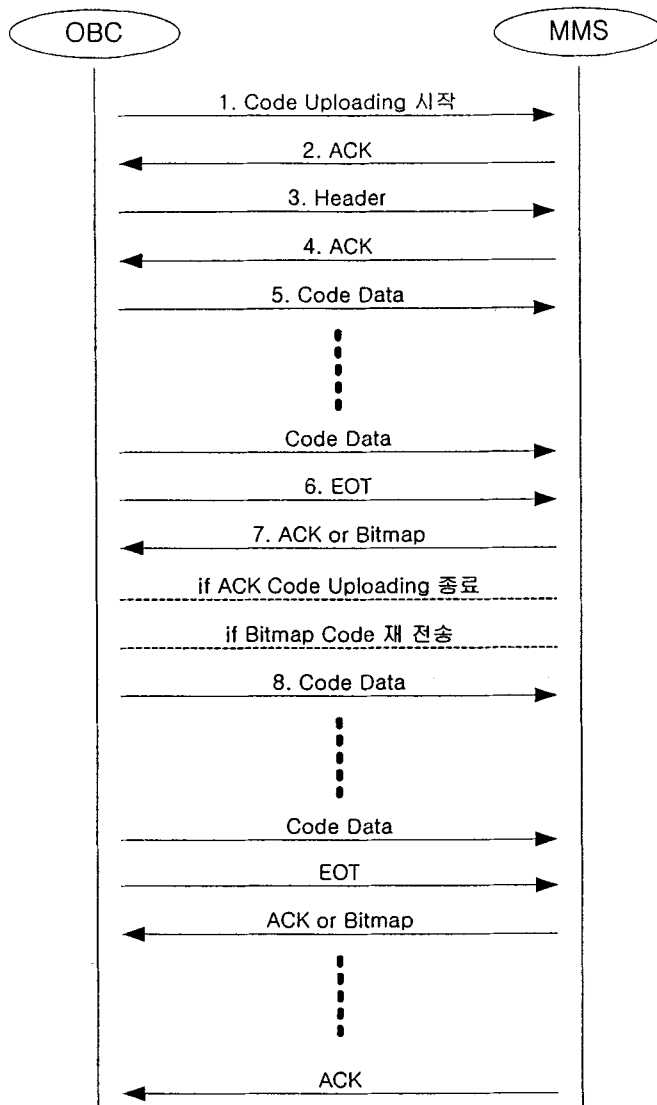


그림 3-120 : ROM 코드 Upload

㉞ 탑재체 데이터 OBC 저장

이것은 PDTX가 혹시라도 잘못 되었을 경우에 OBC로 탑재체의 데이터를 보내서 S-Band 를 통해서 지상국으로 전송하기 위한 명령이다.

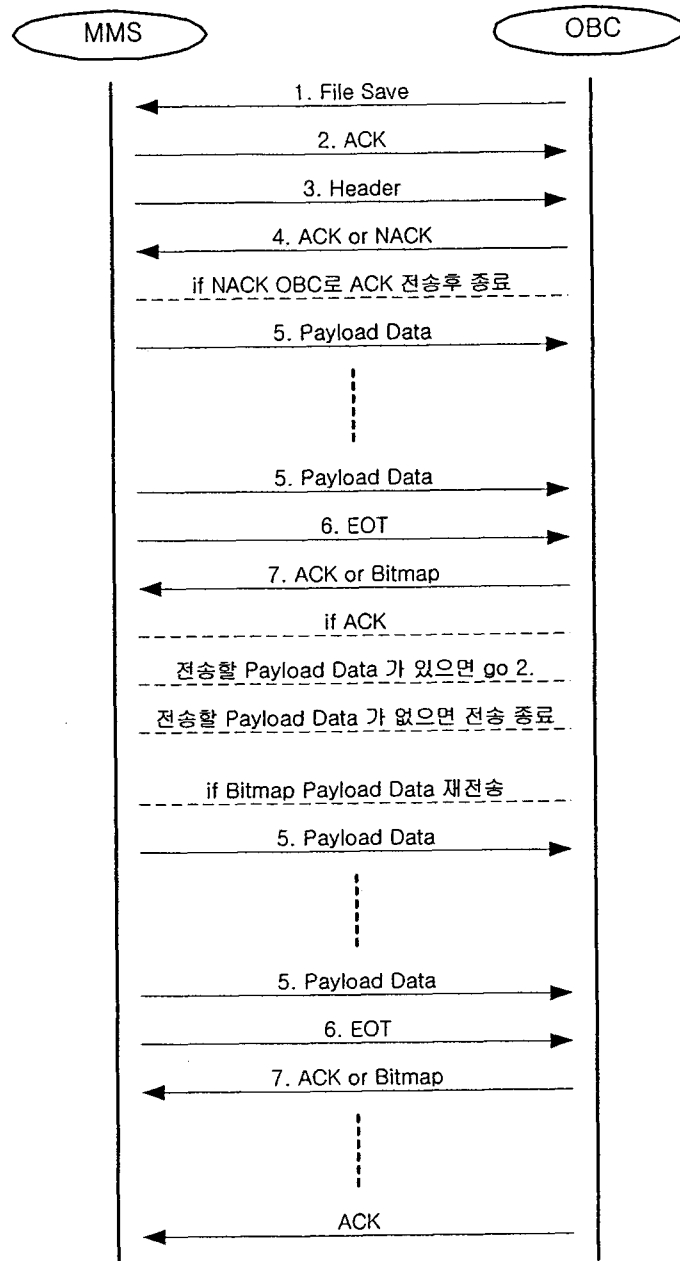


그림 3-122 : 탑재체 데이터 OBC 저장

라. 통신시스템

(1) 시스템의 목적

통신 시스템은 지상으로부터 보내지는 각종 명령이나 프로그램 및 메시지를 받아들이고, 위성체 각 시스템으로부터 생겨나는 원격검침정보, 실험 데이터 및 메시지를 지상으로 전달해주는 일을 한다. 특히 위성의 TT&C기능에 있어서 통신 시스템을 통하여 지상국과의 교신이 필수적이므로 위성의 자세와 상관없이 통신링크가 연결되어야 한다. 과학위성1호에서는 우리별 3호에서의 VHF 수신기 및 UHF 및 S-band 송신기와는 별도로 S-band 수신기를 새로이 개발 시험하는 임무도 있다.

(2) 시스템 요구사항 및 분석

(가) 통신 시스템 요구사항

과학위성1호의 TT&C에 쓰이는 RF 시스템은 운용상 다음과 같은 요구 사항을 만족하여야 한다.

Req't ID	Item	Description
TS00100	TTC Communication System	S-band U/L & D/L , VHF U/L & UHF D/L
TS00200	TTC antenna Coverage	Omni-directional
TS00300	TTC Uplink/downlink signals	U/L : S-band , VHF D/L : S-band , UHF
TS00400	TTC Uplink speed, Margin and BER	> 9600 bps , 3dB margin at 10E-5 BER
TS00500	TTC Uplink EIRP	> 33.0 dBW (S-band) > 16.0 dBW (VHF)
TS00600	TTC Downlink speed, Margin and BER	> 38400 bps , 3dB margin at 10E-5 BER (S-band) > 9600 bps , 3dB margin at 10E-5 BER (UHF)
TS00700	TTC Downlink EIRP	> 0 dBW (UHF) > -2.0 dBW (S-band)
TS00800	Loss allowance	3dB polarization & 3 dB passive
TS00900	PDTx Downlink signals	X-band
TS01000	PDTx Duty cycle	< 10%
TS01100	PDTx speed, Margin and BER	> 3.0 Mbps , 3dB margin at 10E-6 BER (X-band)
TS01200	PDTx EIRP	> 3.0 dBW

표 3-53. RF 시스템 운용 요구사항

위성은 발사되고 나면, 명령 지상국의 무선 링크를 통해서 감시되고 조정을 받는다. 일단 위성이 바른 궤도 및 자세를 가지게 되면, 위성의 임무에 관계된 서비스에 할당된 주파수 대의 링크를 사용하기도 하지만, 발사 초기 단계나 위성 자세가 안정되지 못한 경우는 물론 정상 운용 단계에서도 위성의 TT&C (원격 명령, 검침, Tracking) 기능을 위한 무선 링크가 필요하다.

(나) 통신 시스템 요구 사항의 분석

① Data rate

받거나 보내어야 할 데이터의 종류에 따라 필요한 통신 속도가 달라진다. 원격 명령은 순차적인 동작 명령을 제외하고는 주로 real-time으로 동작하며 빠른 속도를 요구하지 않는다. 원격 명령의 real-time 전송에 관하여서는 현재까지 우리별 1/2호에 쓰였던 1200 bps 보다 속도를 높일 필요는 예상되지 않았다. 원격 명령 외에 uplink를 통해야 하는 데이터로는 OBC 소프트웨어가 있다. 위의 두 가지 다른 성격의 데이터를 수신하기 위하여 두 가지 다른 수신 장치를 준비할 수도 있지만 우리별 1호에서처럼 하나의 수신기로 수신하여 다른 변복조 방법으로 데이터를 검출하는 방법이 있다. 기존의 방식을 그대로 도입하여 9600 bps로 할 경우 수신기 H/W를 그대로 쓸 수 있다는 장점이 있다.

원격 검침의 경우, real-time으로 송신할 경우 1200 bps이면 256 Byte를 1 frame으로 할 경우 1 ~ 2초 간격으로 update가 가능하다. 이외에 Downlink를 통하여 전송되어야 할 것으로는 OBC 각종 log file과 저속의 탑재물의 결과가 있다. 이들의 데이터 분량을 감안하여 data rate을 정해야 하겠지만 송신기 내부 전력 증폭기의 전력 소비를 감안하면 38400 bps가 최대가 될 것이다.

② Data volume

통신 시스템을 설계함에 있어 보내어야 할 정보의 양이 정해져 있는 경우, 얼마나 빠른 속도로 얼마나 긴 시간 동안 보내야 하는지 알기 위해서 데이터의 분량을 예상할 필요가 있다. 과학위성1호에서 이런 경우에 해당하는 것으로는 Real-time 원격 명령 외에 OBC의 소프트웨어 등을 위성에서 받거나 각종 OBC log file과 탑재물의 결과를 저속으로 지상으로 보낼 경우이다. OBC booting 초기상태에 약 600 KByte의 데이터를 보내어야 하고 정상상태에서 일일당 수십 KByte의 데이터를 보내어야 할 것이다. Throughput을 50%로 잡을 경우, 9600 bps이면 2~3번의 pass로 booting할 수 있고, 1~2분내에 maintenance를 위한 데이터를 upload 할 수 있을 것이다. Downlink에 있어서 데이터의 분량이 일일당 300

~ 600 KByte가 될 것이다. 9600 bps에서 50%의 throughput을 가정하면 1~2번의 Pass내에 모두 전송이 가능하다.

③ Frequency

과학위성1호의 TT&C에 쓰이는 RF 시스템의 주파수 대역은 Radio regulation에 의거한 Space operation 서비스용 대역에 해당한다. 현재 이 용도로 허가된 주파수 대는 다음과 같다.

Space operation service

- 137.0 ~ 137.825 MHz (D/L) : Pri.
- 148.0 ~ 149.900 MHz (U/L) : NA Article 14
- 267.0 ~ 273.000 MHz (D/L) : Pri
- 401.0 ~ 402.000 MHz (D/L) : Pri
- 1427.0 ~ 1428.0 MHz (U/L) : Pri
- 2025.0 ~ 2111.0 MHz (U/L) : Pri
- 2200.0 ~ 2290.0 MHz (D/L) : Pri.

이 중 기존의 H/W를 그대로 사용하기 위하여 VHF U/L 와 UHF D/L를 사용하는 것을 원칙으로 한다. 가능한 주파수대로는 148.0~149.900 MHz 대와 401.0~402.00 MHz 대, 2200 ~ 2290.0 MHz 대, 2025.0 ~ 2111.0 MHz대가 있다. 정확한 주파수는 ITU에 등록절차를 거치면서 정해질 것이다.

④ Modulation

변조 방식은 C/No에 대한 BER성능을 결정짓고 송수신기의 복잡성을 결정하는 중요한 parameter이다. 하나의 변조 방식에 대한 요구 사항으로는 전력소모량을 줄이기 위하여 비선형 증폭기를 이용할 수 있어야 한다는 것이다. 우리별 1/2/3호에서는 송수신기가 간단하고 비선형 증폭이 가능하다는 이유에서 pre-modulation filtering을 이용한 FSK (소위 FSK/FM)를 선택하였다. 실험을 통해서 얻은 결과를 참조하면, 상용 FM 수신기를 이용할 때 약 3dB의 implementation loss를 가진다.

⑤ S/C power

TT&C link는 위성의 운용 중 항상 동작되어야 하므로, 그 H/W의 전력소모는 Power

budget에 큰 영향을 미친다. 과학위성1호에서 처럼 자세에 따라 전력공급량이 크게 변하는 경우, 비상상태 동작을 고려하여 되도록 전력 소비가 작아야 할 필요가 있다.

⑥ Mass

과학위성1호에는 통신시스템에 약 5 Kg의 무게가 배정되어 있다. 안테나의 무게는 큰 반사판을 사용하지 않기 때문에 큰 질량을 차지하지 않을 것이다. 통신시스템의 무게의 10% 미만을 차지해야 할 것이다.

⑦ Beamwidth

과학위성1호 TT&C용 안테나의 경우, 위성의 자세가 안정되지 않는 초기운영상태나 위성의 다른 부분이 고장이 난 경우에도 위성의 제어에 관계되는 TT&C기능은 이상 없이 동작해야 하므로, TT&C link의 접속성을 최대한 보장하기 위하여 위성의 모든 방향에 걸쳐 통신이 이루어지도록 무지향성 안테나가 이상적이다. 경우에 따라서는 하나 이상의 안테나를 이용하여 빔폭을 넓히는 방법을 쓸 수 있으나 다른 구조체와의 배치에 주의를 하여야 한다.

모든 방향에 대해서 같은 이득을 가지지 못하더라도 Link margin을 충분히 유지할 수 있어야 한다.

⑧ EIRP

송신기의 출력과 안테나 이득에 따라 정해지는 EIRP는 D/L의 성능을 결정하는 중요한 수치이다. TT&C 송신기의 특성상, 무지향성에 가까운 안테나를 사용하고 전력 소모량의 제한으로 거의 정해진 값을 가지게 된다. EIRP를 크게 할수록 지상국의 G/T를 줄일 수 있다. 예상치는 UHF에서 +2 dBW 이고, S-band에서 +0 dBW 이다.

⑨ G/T

전체 수신 시스템의 수신 감도를 결정하는 수치이다. TT&C 위성 수신기의 경우, 안테나의 잡음 온도가 290 K 이므로 3dB의 수신기 잡음 온도를 가정할 때 700 K미만의 잡음 온도를 얻을 수 있다. 실제로는 인공 잡음이나 다른 잡음원의 영향으로 이 이상으로 커질 수 있다. 예상치는 -30dB/K 미만이다.

⑩ Uplink link budget

송신 주파수 : 148.0 MHz
 송신출력 : 10 Watt
 지상국 안테나 이득 : 15 dBi
 변조방식 : FSK/FM
 데이터 속도 : 9600 bps
 Bit Error Rate : E-5
 수신시스템 잡음온도 : 1000K
 위성체 안테나 이득 : -5 dBi Worst case

Items	Unit	0 Deg	10 Deg	20 Deg	30 Deg	60 Deg	90 Deg
Carrier Frequency	MHz	148.0	148.0	148.0	148.0	148.0	148.0
Data Rate	bps	9600	9600	9600	9600	9600	9600
RF BW Occupied	KHz	20	20	20	20	20	20
EIRP	dBW	25	25	25	25	25	25
Range at given Elevation Angle	km	3115	2198	1621	1269	817.8	720
Free Space Loss	dB	-145.7	-142.7	-140.1	-137.9	-135.0	-134.0
Polarization Loss	dB	-3	-3	-3	-3	-3	-3
Implementation & Additional Loss	dB	-2.5	-2	-2	-2	-2	-2
Receive Antenna Gain	dBi	-5	-5	-5	-5	-5	-5
Receive System Noise Temp	K	1000	1000	1000	1000	1000	1000
Receive System G/T	dB/K	-35	-35	-35	-35	-35	-35
Boltzmann's Constant	dBW/Hz/ K	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6
C/No	dBHz	67.4	70.9	73.5	74.8	78.6	79.6
Eb/No	dB	27.5	31.1	33.7	33.8	37.6	38.6
Required Eb/No	dB	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8
Link Margin	dB	13.7	13.3	19.9	20.0	23.8	24.8

표 3-54. 경사각에 따른 Uplink의 통신 이득

⑪ UHF Downlink link budget

송신 주파수 : 401.0 MHz
 송신출력 : 1.5 Watt
 위성체 안테나 이득 : -5 dBi
 변조방식 : FSK/FM
 데이터 속도 : 9600
 Bit Error Rate : E-5
 수신시스템 잡음온도 : 400K

Items	Unit	0 Deg	10 Deg	20 Deg	30 Deg	60 Deg	90 Deg
Carrier Frequency	MHz	401.0	401.0	401.0	401.0	401.0	401.0
Data Rate	bps	9600	9600	9600	9600	9600	9600
RF BW Occupied (FSK)	KHz	20	20	20	20	20	20
Transmitter Output Power	Watt	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5	1.5
Transmit Antenna Gain	dBi	-5	-5	-5	-5	-5	-5
EIRP	dBW	-3.2	-3.2	-3.2	-3.2	-3.2	-3.2
Range at given Elevation Angle	km	3115	2198	1621	1269	817.8	720
Free Space Loss	dB	-154.4	-151.4	-148.7	-146.6	-142.8	-141.7
Polarization Loss	dB	-3	-3	-3	-3	-3	-3
Implementation & Additional Loss	dB	-2	-2	-2	-2	-2	-2
Receive Antenna Gain	dBi	15	15	15	15	15	15
Antenna Pointing Loss	dB	-1	-1	-1	-1	-1	-1
Receive System Noise Temp	K	400	400	400	400	400	400
Receive System G/T	dB/K	-10	-10	-10	-10	-10	-10
Boltzmann's Constant	dBW/Hz/ K	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6
C/No	dBHz	56.0	58.8	61.7	63.8	67.6	68.7
Eb/No	dB	16.2	19.0	21.9	24.0	27.8	28.9
Required Eb/No	dB	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8
Link Margin	dB	2.4	5.2	8.1	10.2	14.0	13.1

표 3-55. 경사각에 따른 UHF Downlink의 통신 이득

⑫ S-Band Downlink link budget

송신 주파수 : 2250 MHz
 송신 출력 : 1 Watt
 위성체 안테나 이득 : 0 dBi worst case
 변조 방식 : FSK/FM
 데이터 속도 : 38400

Bit Error Rate : E-5
수신시스템 잡음 온도 : 250K
지상국 G/T : 10.5 dB/K (3m Antenna)

Items	Unit	0 Deg	10 Deg	20 Deg	30 Deg	60 Deg	90 Deg
Carrier Frequency	MHz	2250	2250	2250	2250	2250	2250
Data Rate	bps	38400	38400	38400	38400	38400	38400
RF BW Occupied (FSK)	KHz	80	80	80	80	80	80
Transmitter Output Power	Watt	1	1	1	1	1	1
Transmit Antenna Gain	dBi	0	0	0	0	0	0
EIRP	dBW	0	0	0	0	0	0
Range at given Elevation Angle	km	3115	2198	1621	1269	817.8	720
Free Space Loss	dB	-169.4	-166.3	-163.7	-161.6	-157.7	-156.6

Polarization Loss	dB	-2	-2	-2	-2	-2	-2
Implementation & Additional Loss	dB	-2	-2	-2	-2	-2	-2
Antenna Pointing Loss	dB	-1	-1	-1	-1	-1	-1
Receive System G/T	dB/K	10.5	10.5	10.5	10.5	10.5	10.5
Boltzmann's Constant	dBW/Hz/ K	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6
C/No	dBHz	64.7	67.8	70.4	72.5	76.4	77.5
Eb/No	dB	18.9	22.0	24.6	26.7	30.6	31.7
Required Eb/No	dB	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8
Link Margin	dB	5.1	8.2	10.8	12.9	16.8	17.9

표 3-56. 경사각에 따른 S-Band Downlink의 통신 이득

⑬ S-Band uplink link budget

송신 주파수 : 2075 MHz
송신 출력 : 10 Watt
위성체 안테나 이득 : 0 dBi worst case
변조 방식 : FSK/FM
데이터 속도 : 9600
Bit Error Rate : E-5
수신시스템 잡음 온도 : 1000K
지상국 G/T : 10.5 dB/K (3m Antenna)

Items	Unit	0 Deg	10 Deg	20 Deg	30 Deg	60 Deg	90 Deg
Carrier Frequency	MHz	2075	2075	2075	2075	2075	2075
Data Rate	bps	9600	9600	9600	9600	9600	9600
RF BW Occupied	KHz	80	80	80	80	80	80
EIRP	dBW	43.27	43.27	43.27	43.27	43.27	43.27
Range at given Elevation Angle	km	3045	2134	1565	1221	784.2	690
Free Space Loss	dB	-168.5	-165.4	-162.7	-160.5	-156.7	-155.6
Polarization Loss	dB	-3	-3	-3	-3	-3	-3
Implementation & Additional Loss	dB	-2.5	-2	-2	-2	-2	-2
Receive Antenna Gain	dBi	2	2	2	2	2	2
Receive System Noise Temp	K	1000	1000	1000	1000	1000	1000
Receive System G/T	dB/K	-35	-35	-35	-35	-35	-35
Boltzmann's Constant	dBW/Hz/K	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6
C/No	dBHz	67.4	70.9	73.5	74.8	78.6	79.6
Eb/No	dB	27.37	30.17	33.2	35.3	39.2	40.3
Required Eb/No	dB	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8
Link Margin	dB	13.57	16.67	19.36	21.51	25.36	26.47

표 3-57. 경사각에 따른 S-Band Uplink의 통신 이득

(다) TT&C Configuration and Specification

① UHF 송신 시스템

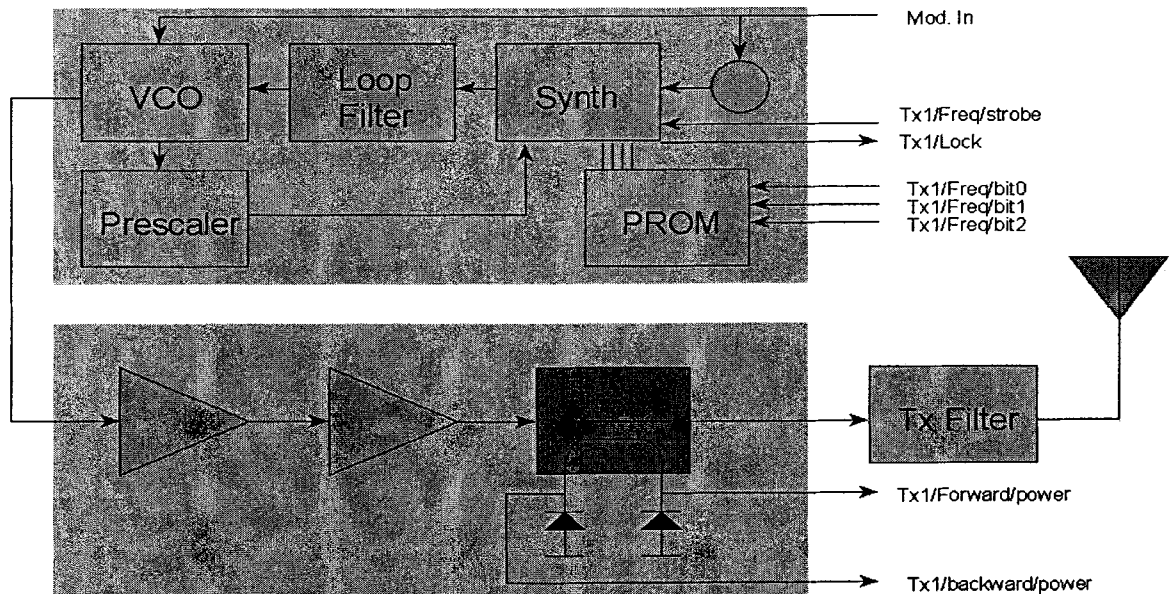


그림 3-123. UHF 송신 시스템 구조

Item	Specification
Output Power	1.5 W
Supply Voltage	+12 V
Supply Current	< 400 mA
Frequency Stability	20 ppm max.
Phase Noise	-68 dBc/Hz at 1 KHz offset -134 dBc/Hz at 10MHz offset
Harmonics	< -50 dBc
Atmospheric Pressure	< 10E-7 Torr
Operating Temperature	-10C ~ +50C
Mass	106g
Dimension	W49 x D192 x H30 (mm)

표 3-58 UHF 송신시스템 규격

② S-band 송신 시스템

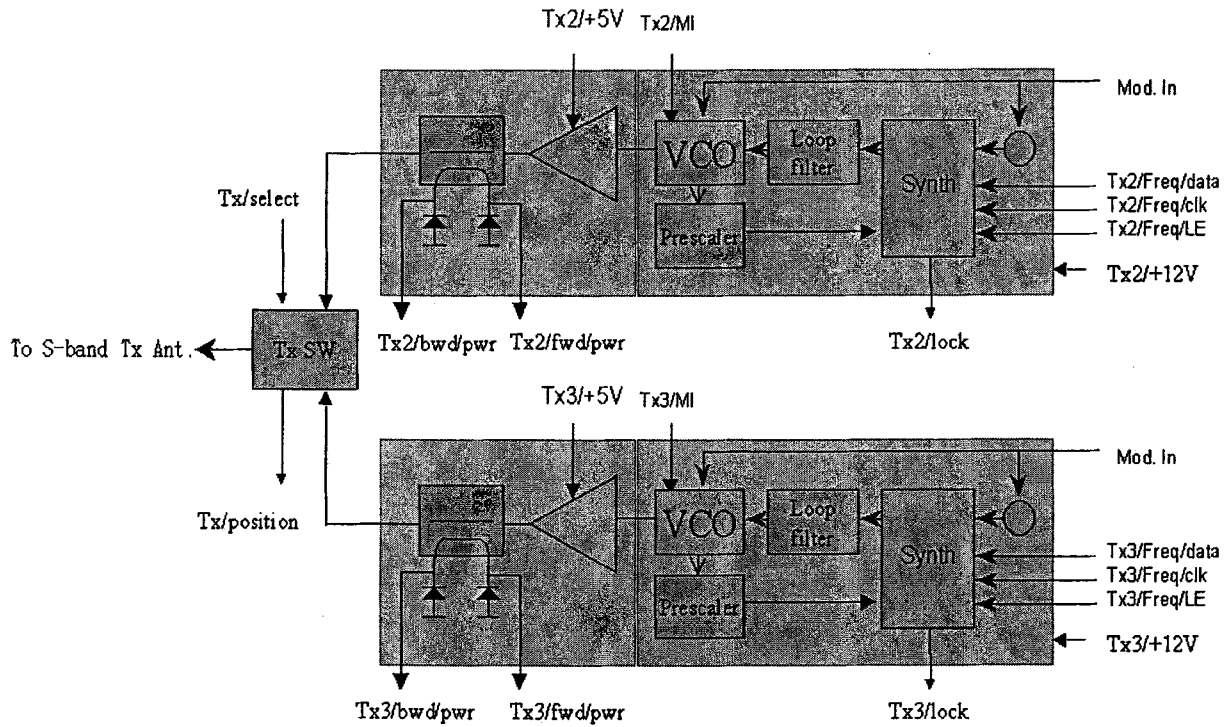


그림 3-124. S-band 송신 시스템 구조

Item	Specification	Remarks
Output Power	1.0 W	
Supply Voltage	+12 V / +5 V	
Supply Current	83 mA/450 mA	
Frequency Stability	50 ppm max.	
Phase Noise	< -70 dBx/hz at 1 KHz offset < -140 dBc/Hz at 10 MHz offset	
Harmonics	< -50 dBc	
Atmospheric Pressure	< 10E-7 Torr	
Operating Temperature	-10C ~ +50C	
Mass	11 5g	
Dimension	W154xD192xH25mm	

표 3-59. S-band 송신 시스템 규격

③ VHF 수신 시스템

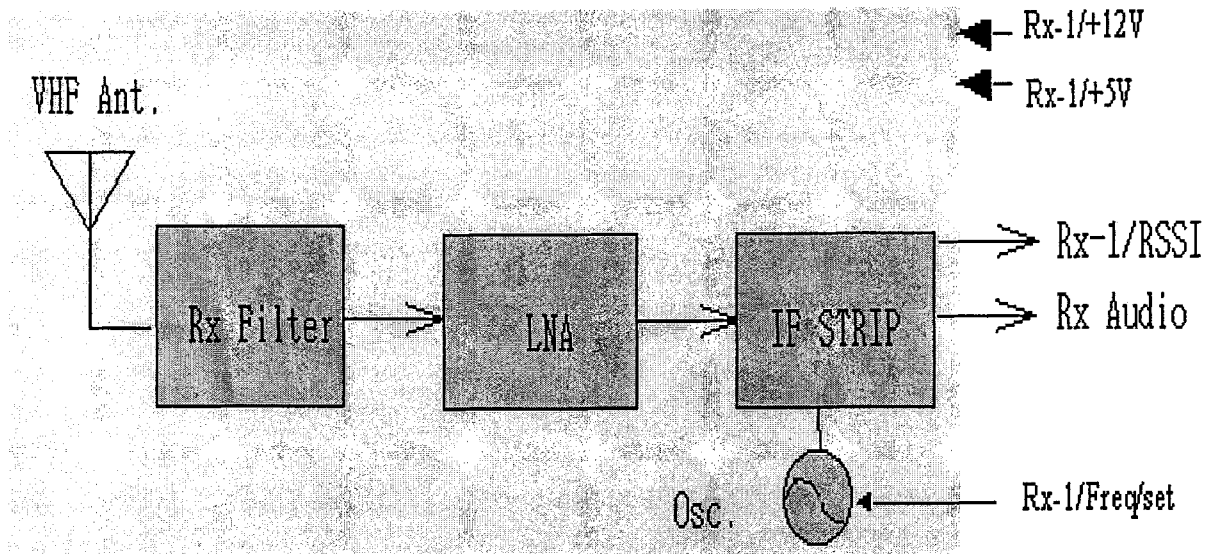


그림 3-125. VHF 수신 시스템 구조

Item	Specification	Remarks
Sensitivity	-110 dBm	
Supply Voltage	+12V / +5V	
Supply Current	< 50 mA	
IF BW.	20 KHz	
Noise Figure	7 dB max.	
Intermodulation	40 dBc min.	
Input VSWR	< 1.5:1	
Atmospheric Pressure	< 10E-7 Torr	
Operating Temperature	-10C ~ +50C	
무게	1500 g (incl. Module Box)	
Dimension	W180 X D150 X H30 mm	

표 3-60. VHF 수신 시스템 규격

④ S-band 수신기

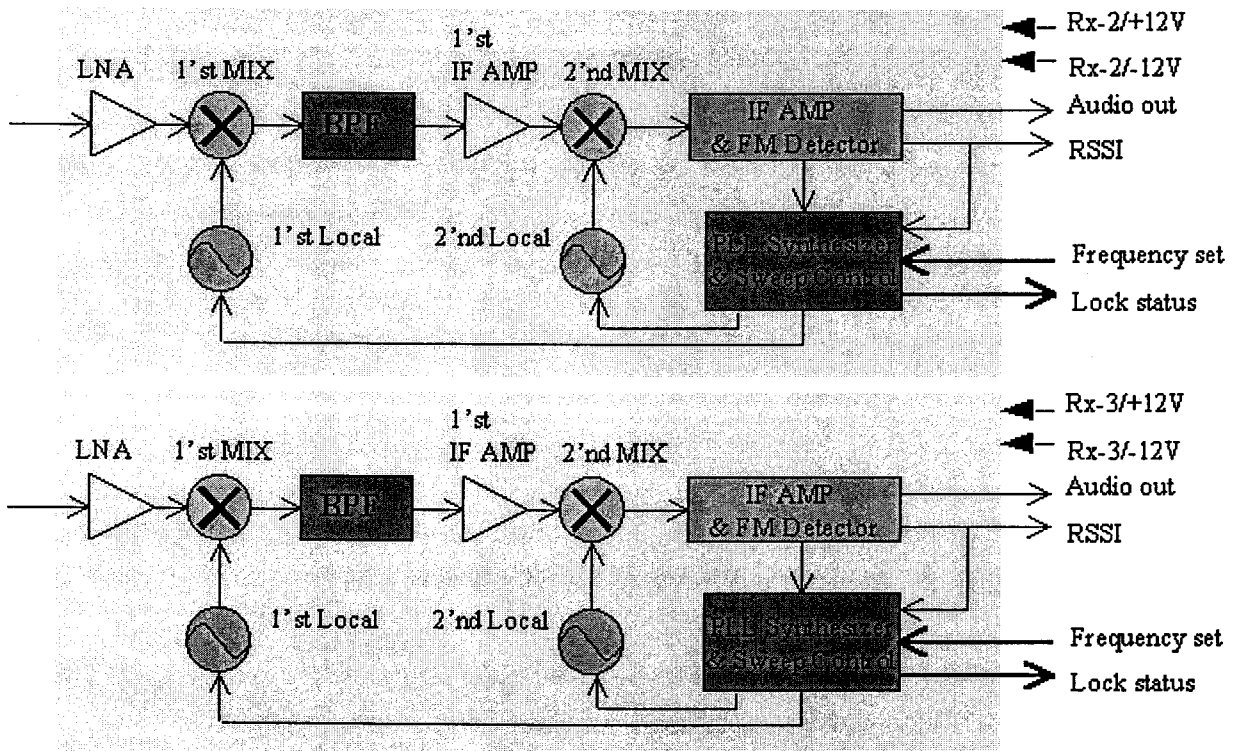


그림 3-126. S-band 수신기 구조

Item	Specification	Remarks
Sensitivity	-100 dBm	
Supply Voltage	+12V / +5V	
Supply Current	< 100 / 100mA	
IF BW.	100 KHz	
Noise Figure	7 dB max.	
Intermodulation	40 dBc min.	
Input VSWR	< 1.5:1	
Atmospheric Pressure	< 10E-7 Torr	
Operating Temperature	-10C ~ +50C	
무게	1500 g (incl. Module Box)	
Dimension	W180 X D150 X H30 mm	

표 3-61. S-band 수신기 규격

(3) 기능 및 구성도

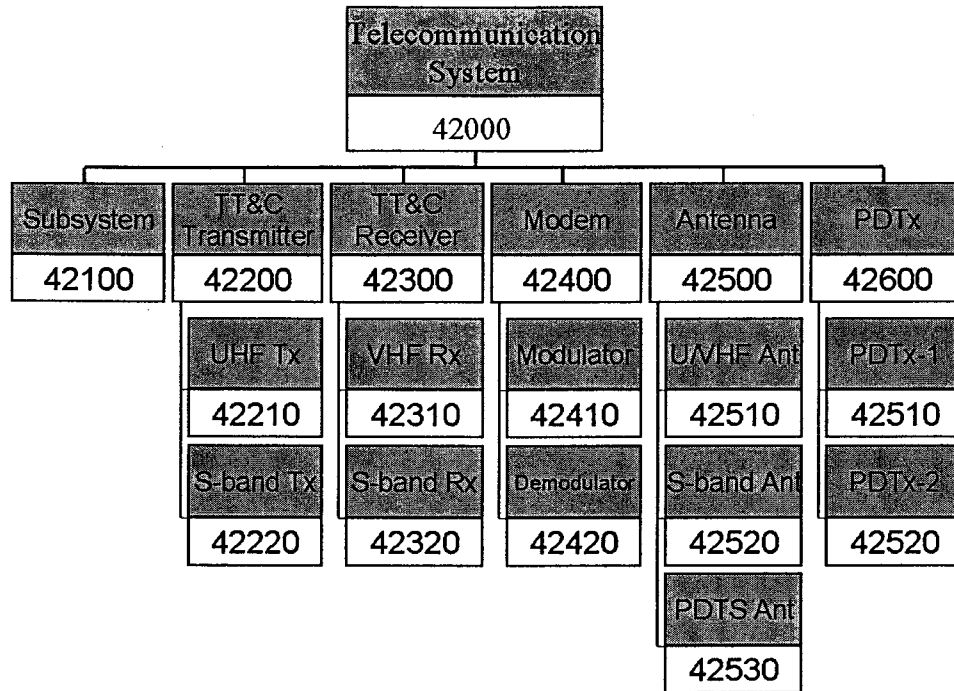


그림 3-127. 통신시스템 WBS

(가) UHF 송신 시스템

FSK modulator에 의해서 pulse-shaping된 신호는 Frequency Synthesizer의 출력 고주파 신호를 FM 변조하는 데 이용된다. 출력 고주파 신호는 전력 증폭기에 의하여 증폭되고 Tx filter에 의하여 고주파 성분이 여파된다. 신호는 위성체 밑면에 네 개의 모노폴을 배열한 송신 안테나를 통하여 방사된다.

(나) S-band 송신 시스템

S-band 송신 시스템도 UHF 송신기와 같은 구조를 가진다. 전력 증폭기는 MMIC를 이용하였고 Redundancy를 위하여 두개의 채널을 사용하였다. 각 채널의 출력은 Relay를 이용한 RF 스위치를 통하여 선택된다. Tx filter는 3-order Cavity filter를 사용하였다. 송신 안테나는 profile이 낮고 설치가 간편한 Microstrip Patch 및 Quadrifilar Helix Antenna를 사용하였다.

(다) VHF 수신 시스템

VHF수신 시스템은 우리별 3호에서의 수신기와 동일하다. 이 수신기는 슈퍼 헤테로다인 수신기이다. IF Strip에서는 IF신호를 FM 복조시킨다. 안테나는 위성체 밀면에 부착되며 모노폴 안테나를 이용하였다.

(라) S-Band 수신 시스템

S-band 수신 시스템도 VHF수신기와 같은 구조를 가진다. LNA는 MMIC를 이용하였고 Redundancy를 위하여 두개의 채널을 사용하였다. 수신 안테나는 profile이 낮고 설치가 간편한 Microstrip Patch 및 Quadrifilar Helix Antenna를 사용하였다

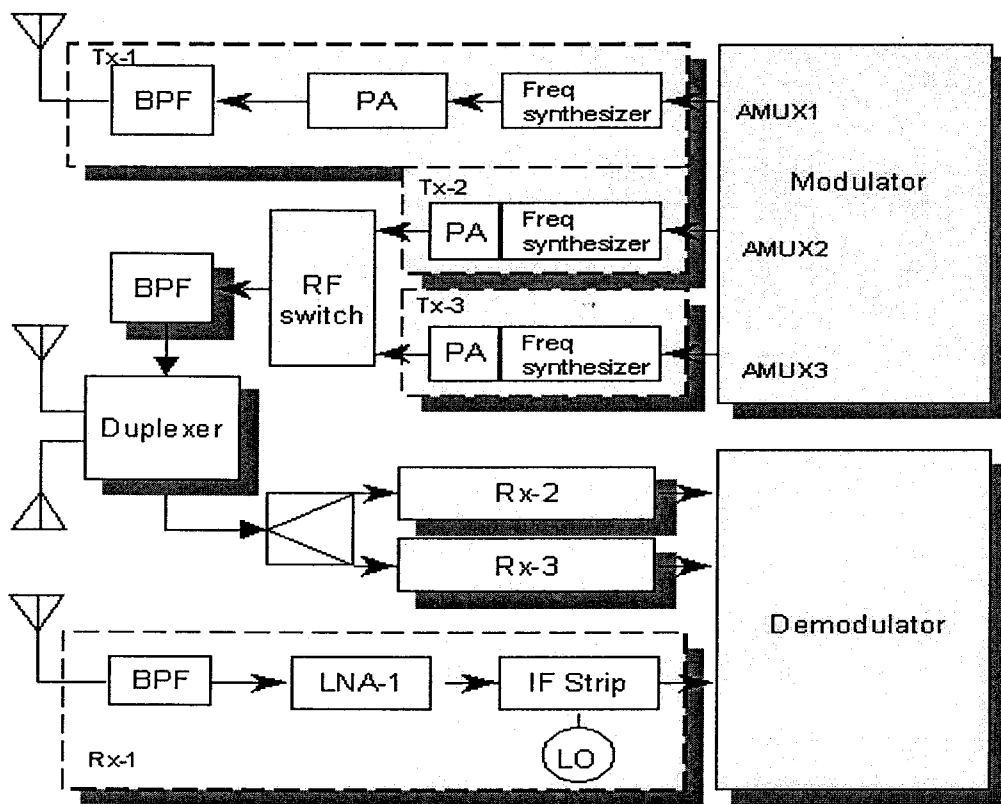


그림 3-128. 통신 시스템 구성도

(4) 운영 모드

초기 운영 모드 : 위성이 발사체로부터 분리되면 자세 제어가 이루어질 때까지 무지향성 안테나로 통신할 필요가 있다. 이를 위하여 UHF 송신기를 이용한다.

정상 운영 모드 : 일단 자세가 안정이 되면 S-band 송신기를 사용할 수 있다. S-band 송신기를 동작시키고 38.4 Kbps를 이용할 수 있다.

비상 운영 모드 : 위성 내의 고장에 의하여 자세 제어가 sun-tracking mode로 넘어가면 UHF 송신기를 동작시킨다.

(바) TT&C Antenna

< UHF Transmitting Antenna >

Center Frequency	401 MHz
Frequency Bandwidth	> 10 MHz
VSWR	< 1.5 over the passband
Gain	2 dB Max
Polarization	Linear
Operating Temperature	-25C ~ +65C

< VHF Uplink Antenna >

Center Frequency	149 MHz
Frequency Bandwidth	> 5 MHz
VSWR	< 1.5 over the passband
Gain	2 dB Max
Polarization	Linear
Operating temperature	-25C ~ +65C

우리별 3호에서는 S-band 안테나의 경우 송신용으로만 사용하였지만 과학위성1호에서는 송수신용으로 사용하였다. 주파수가 2075MHz와 2252MHz의 둘 다를 만족시켜야할 필요성이 생긴. 이에 따라 한쪽 면에는 마이크로스트립 안테나의 특성상 대역폭이 좁은 관계로 송수신 각각의 안테나를 써서 구현하였고 한쪽면은 Quadrifilar helix 안테나 하나를 사용하여 송수신 대역폭 모두를 만족시키는 안테나를 구현하였다.

< S-band Microstrip Antenna >

Center frequency	2075 MHz	2252 MHz
Frequency bandwidth	> 100 MHz	> 100 MHz
VSWR	< 1.5 over the passband	< 1.5 over the passband
Gain	+6.5 dBi on axis +0 dBi over 60	+6.5 dBi on axis +0 dBi over 60
Polarization	LHCP	
Axial Ratio	5 dB Max	
Size	< W124 X D124 X H22 mm	
Operating temperature	-25C ~ +65C	

< S-band Quadrifilar Helix Antenna >

Passband frequency	2050 ~ 2300 MHz
Frequency bandwidth	> 250 MHz
VSWR	< 1.5 over the passband
Gain	+3 dBi on axis +0 dBi over 75
Polarization	LHCP
Axial Ratio	3 dB Max
Size	< W90 X D90 X H75 mm
Operating temperature	-25C ~ +65C

마. 탑재체 데이터 송신 시스템 (Payload Data Transmitter, PDTx)

(1) 시스템의 목적

탑재체 데이터 송신 시스템은 우주탐사 탑재체에서 얻어진 데이터를 지상으로 송신하는 기술을 획득하기 위하여 개발되는 것으로 우주탐사 위성에 필수적인 시스템이다. 이를 통하여 고속 데이터 송신 기술과 위성을 이용한 우주탐사 기술 등의 획득 및 시험을 그 목표로 한다.

과학기술위성 1호의 탑재체 데이터 송신 시스템은 다음과 같은 기술을 시험한다.

- 영상 데이터 전송 (3.2 Mbps) 용 송신기 개발 기술
- X-band 위성용 송신 안테나 개발 기술
- 우주탐사 위성 수신 시스템 개발 기술 (Direct Acquisition)

(2) 시스템의 요구사항 및 분석

과학기술위성 1호의 탑재체 데이터 송신 시스템은 다음과 같은 요구사항을 갖는다.

Item	Specifications	Req. ID
Frequency Band	8.0 ~ 8.4 GHz	TS00900
Data Rate	3.2 Mbps	TS01100
Modulation	QPSK	
Output power	5 W	TS01200
Supply voltage	+ 28 V	
Supply current	1.6 A	

표 3-62. 탑재체 데이터 송신 시스템의 요구사항

(가) 탑재체 데이터 송신 링크 분석

영상 데이터 송신 시스템의 운용을 위해 통신 링크를 계산한 결과는 다음과 같다. 이 링크 계산에서는 다음과 같은 가정을 가지고 계산되었다. 이 분석 결과를 토대로 시스템 설계에 있어 중요한 파라미터인 전송속도, 변조방식, 송 수신 안테나 등에 관한 세부적인

수치를 결정할 수 있다.

<가정>

- 송신 주파수 : 8200 MHz
- 송신출력 : 5 Watt
- 위성체 안테나 이득 : 3 dBi at 45 deg off from axis
- 위성 고도 : 690 km
- 변조방식 : QPSK
- 데이터 속도 : 3.2 Mbps
- Bit Error Rate :E-6
- 수신 안테나 직경 : 13 m

Item	Unit	Elevation Angle				
		0 Deg	10 Deg	20 Deg	30 Deg	40 Deg
Carrier Frequency	MHz	8200	8200	8200	8200	8200
Data Rate	Mbps	3.2	3.2	3.2	3.2	3.2
Required Eb/No (QPSK)	dB	-10.50	-10.50	-10.50	-10.50	-10.50
Boltzmann constant	dBWHz-1	228.60	228.60	228.60	228.60	228.60
Noise temperature (200K)	dBK	-23.00	-23.00	-23.00	-23.00	-23.00
Bit rate	dBs-1	-65.05	-65.05	-65.05	-65.05	-65.05
Tx Power	dBW	6.99	6.99	6.99	6.99	6.99
Satellite Tx. Antenna Gain	dBi	-0.5	-0.1	0.6	1.7	3.8
Link Distance	km	3046	2134	1565	1221	1008
Free space loss	dB	-180.41	-177.32	-174.62	-172.47	-170.80
Rain Attenuation	dB	-1.60	-1.60	-1.60	-1.60	-1.60
Change in T due to Rain	dB	-1.47	-1.47	-1.47	-1.47	-1.47
Implementation Loss	dB	-3.00	-3.00	-3.00	-3.00	-3.00
Polarization Loss	dB	-2.00	-2.00	-2.00	-2.00	-2.00
Additional losses	dB	-0.50	-0.50	-0.50	-0.50	-0.50
off axis gain fallout	dB	-3.00	-3.00	-3.00	-3.00	-3.00
Rx antenna gain	dBi	57.9	57.9	57.9	57.9	57.9
Link Margin	dB	2.50	6.00	9.39	12.65	16.41

표 3-63. 경사각에 따른 통신 이득

<표 3-63>의 결과를 보면 경사각 10도 이상에서 6 dB 이상의 여유가 있으므로 통신링크 상에는 전혀 문제가 없을 것으로 판단된다.

(3) 기능 및 구성도

MMU에서 보내진 I, Q 신호는 QPSK Modulator에 입력되어 DRO(Dielectric Resonating Oscillator)에서 발생된 고주파 신호를 QPSK 변조시키는데 이용된다. DRO의 Pulling 효과를 줄이기 위하여 10dB 감쇄기를 이용하여 QPSK Modulator의 임피던스 변화가 DRO frequency에 적게 영향을 미치도록 하였다. Modulator의 출력 신호는 선형 전력 증폭기에 의해 5 Watt로 증폭이 된다. 증폭기의 출력 신호에 존재하는 고조파 성분을 억제하기 위하여 Band pass filter를 이용하였다. 여파된 신호는 마이크로스트립 안테나를 통하여 방사된다.

<그림 3-51>은 탑재체 데이터 송신 시스템의 Block Diagram을 나타낸 것이다.

(가) System Block Diagram

탑재체 데이터 송신 시스템은 두개의 독립적인 체인으로 구성되어 있으며 각각은 마이크로 스트립 패치 안테나, Band Pass Filter, 선형 증폭기, QPSK 변조기, DRO, 선형 증폭기를 위한 전압 정류기 그리고 두개의 독립적인 체인을 선택할 수 있는 릴레이로 구성되어 있다.

탑재체 데이터 송신 시스템의 System Block Diagram은 <그림 3-43>과 같다.

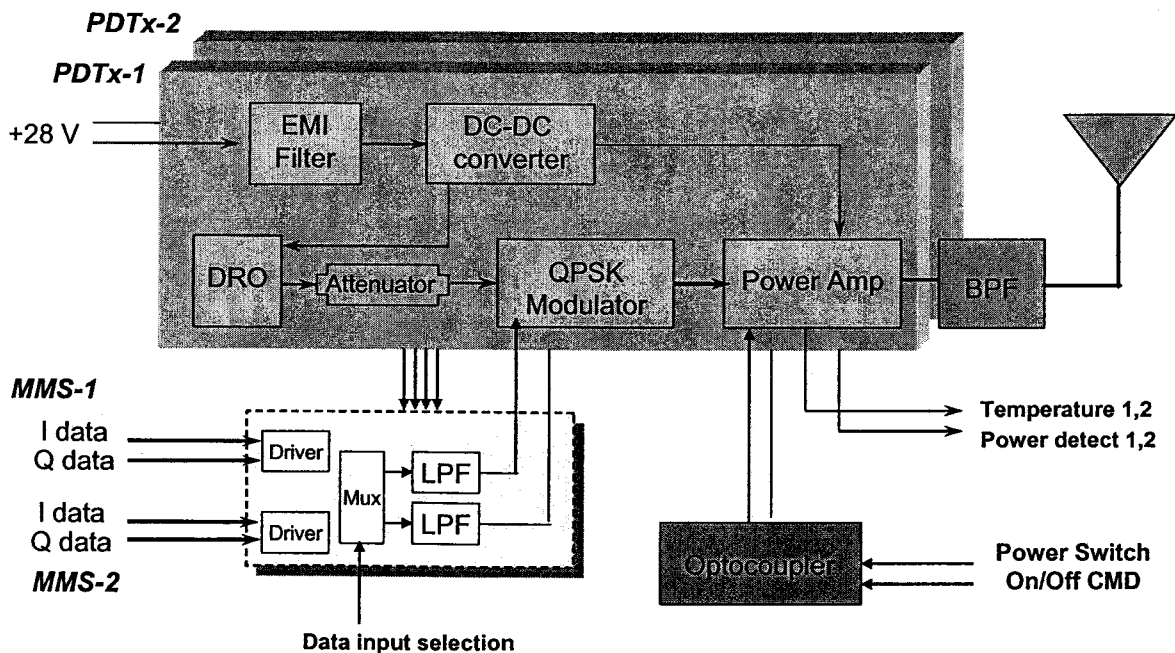


그림 3-129. Payload Data Transmitter 구성도

(4) 시스템의 구성 및 규격

시스템을 최소한의 모듈로 구성하고 높은 신뢰도를 유지하기 위해 Direct Modulated Transmitter 방식을 채택하였다. Direct Modulated Transmitter란 변조된 신호의 주파수가 Carrier와 동일한 것으로 재차 주파수를 Up-Conversion시킬 필요가 없고 이런 과정으로부터 발생하는 Amplitude와 Phase의 Degradation을 감소시킬 수 있다.

이 시스템을 구성하는 데에 필요한 주요 모듈들은 Direct Modulator, Frequency Generator, 선형 증폭기, Filter이다.

(가) QPSK Modulator

X-Band Modulator는 QPSK Modulator와 Direct Frequency Generator로 구성된다. Direct Modulator는 CFP로부터 I/Q 채널로 분리된 두 라인의 Serial Data를 QPSK Modulation방식으로 변조시켜 주는 것이다.

Parameter	Nominal Value	Units
Carrier Frequency Range	2 to 18	GHz
Carrier Input Power	+8	dBm Max
IF Modulation Input (TTL Level)	10	MHz
Insertion Loss	13	dB Max
VSWR	2.5:1	Max
Phase Balance	10	typical
Bias Voltage	+5, -12	V DC
Temperature Range	-55 to +85	C
Switching Speed	30	ns Max
Dimension	W2.5×D2.0×H0.5	in
Mass	94	g
DC Power		
@ +5V	30	mA
@ -12V	5	

(나) Direct Frequency Generator

Direct Frequency Generator로는 주파수의 Stability가 우수한 Dielectric Resonate Oscillator를 사용하였다. Pulling Effect를 최소화시키기 위하여 20dB 감쇄기를 추가하였다.

Parameter	Nominal Value	Units
Mass	41.5	g
Dimension	40×22×12	mm
Frequency	8.127 / 8.327	GHz
Carrier Input Power	+11	dBm min
DC Power Consumption @ +12 V	75	mA Max
Spurs	-90	dBc Max
Load VSWR	3.0:1	Max
Phase noise @10KHz	-85	dBc/Hz
Pushing	0.02	MHz/V Max
Pulling (3:1 VSWR)	3.33	MHz
Temperature Range	-55 to +85	C

(다) Linear Power Amplifier

선형 증폭기는 GaAs FETs를 이용한 것으로 출력이 약 5 Watt이다. 단점으로는 전력소모가 약 40 Watt로 크다는 것이다.

이 선형 증폭기의 특성은 아래의 표와 같다. 안테나와의 연결 시 손실을 줄이기 위하여 가급적 안테나와 가까운 위치에 놓이도록 한다.

Parameter	Nominal Value	Units
Dimension	W200×D85×H20	mm
Frequency Range	8 to 10	GHz
Gain at +23 C	53	dB
Gain vs. Temperature	-0.05	dB/C
Gain Flatness		
at Full Band	0.5	dB
per 20 MHz	0.2	dB
VSWR		
Input	1.35:1	
Output	1.25:1	
Noise Figure	6.0	dB
Power Output @ 1dB at +23 C	+37.5	dBm
Third Order Intercept Point	+49.0	dBm
Connector Type		
Input/Output	SMA Female	
DC Power/Detector	RFI Feedthrough	
Power Requirement		
Voltage	12	Vdc
Current	3.4	A
Mass	397	g
Operating Temperature	-40 to +70	C

(라) DC-to-DC Converter

Parameter	Nominal Value	Units
Dimension	W76.2×D38.1× H10.16	mm
Input Voltage Range	16 to 40	V
Output Voltage	12	V
Output Current	5	A
Efficiency @ full load	86	%

(마) Band-pass filter

선형 증폭기를 사용한다 하더라도 고조파는 존재한다. 이를 억제하기 위하여 combline filter를 이용하였다. 이 filter는 진동에 강하고 삽입 손실이 작으며 진공에서도 사용해본 적이 있어서 채용되었다.

Parameter	Nominal Value	Units
Carrier Frequency Range	8.2	GHz
Bandwidth	400	MHz
Insertion Loss	1	dB Max
Shock	10	G
Vibration	10	G
VSWR	1.5:1	Max
Power handling	10	W min
Dimension	W33.5×D12.5×H17.5	mm
Mass	18	g
Temperature	-55 ~ +85	C

(바) 기구 형상

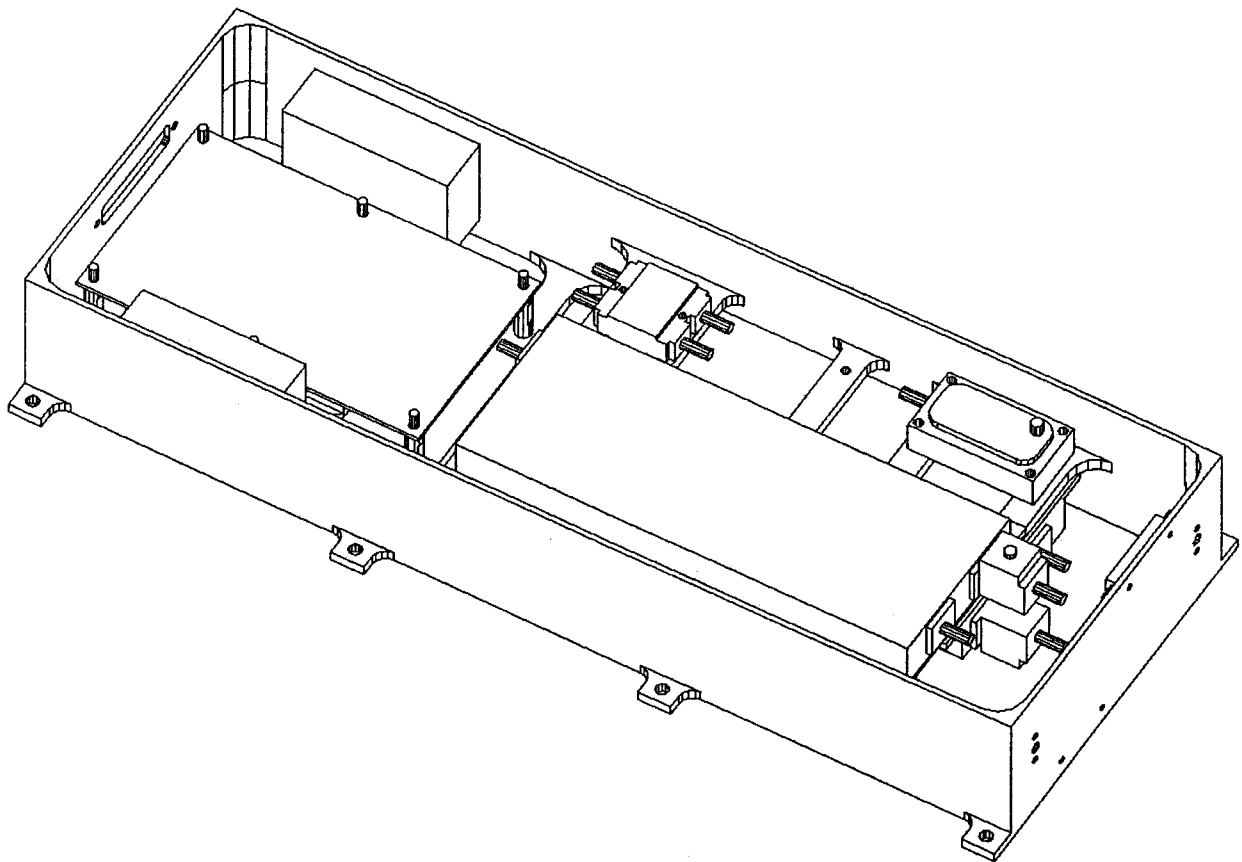


그림 3-130. 기구형상

(사) X-Band 안테나

영상 데이터 전송용 안테나의 경우 그의 운용이 원격탐사 탑재체의 운용과 함께 이루어지기 때문에 카메라가 가리키는 방향에 놓여야 할 것이다. 또한 X-Band의 경우 주파수가 높음으로 인해 공간상의 전송 손실이 크기 때문에 안테나의 이득을 어느 정도 크게 할 수 있다면 효율이 상대적으로 낮은 선형 증폭기의 출력을 줄여 전력소모를 대폭 감소시킬 수 있다.

따라서 안테나의 유효 방사각은 다소 작아질 수 있지만 카메라의 운용을 감안함과 동시에 최소 운용 경사각을 10 라고 가정할 경우 안테나의 유효 방사각은 약 120도로써 이상적인 경우 평균 0 내지 4 dBi의 이득을 얻을 수 있다. 하지만 실제적으로는 안테나의 송신 이득보다는 방사 패턴에 중점을 두어 설계하여야 한다. Microstrip Patch Antenna를 사용하되 방사패턴 및 특성 임피던스를 고려, 조정한다.

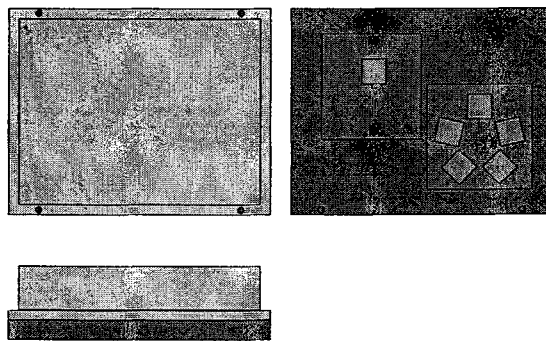


그림 3-131. 영상 데이터 송신 안테나

Center frequency	8127 MHz	8327 MHz
Frequency bandwidth	> 100 MHz	> 100 MHz
VSWR	< 1.5 over the passband	< 1.5 over the passband
Gain	+6 dBi on axis +0 dBi over 60	+6 dBi on axis +0 dBi over 60
Polarization	LHCP	
Axial Ratio	5 dB Max	
Size	< W124 X D150 X H22 mm	
Operating temperature	-25C ~ +65C	

표 3-64.

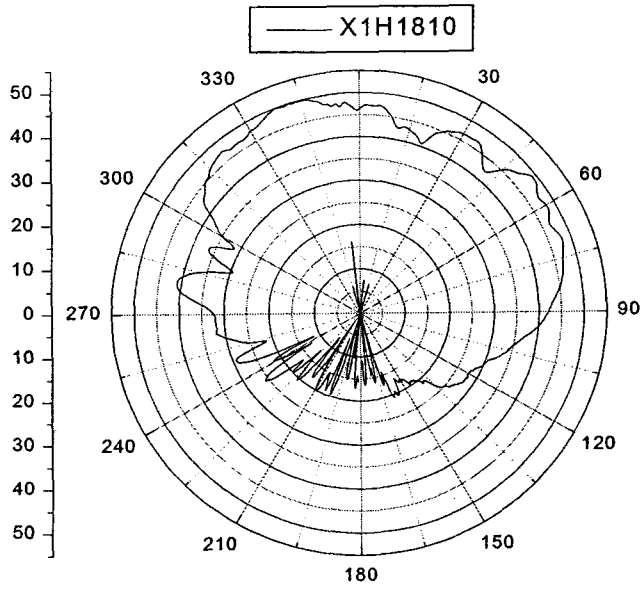


그림 3-132. 영상 데이터 송신 안테나의 beam pattern

마. 기계구조부

(1) 시스템의 목적

- 위성의 전체 시스템이 가능한 한 유지될 수 있도록 가볍고 견고한 구조를 제공한다.
- 위성이 COSMOS-3M 로켓으로 발사할 때 겪는 극심한 진동이나 충격을 이기고 안전하게 궤도에 진입할 수 있도록 한다.
- 궤도상에서 자세제어가 효율적이도록 설계한다.
- 전자 장치들이 동작하기에 충분한 전력을 공급할 수 있도록 태양전지판을 전개한다.
- 본체부와 탑재체가 독립적으로 배치될 수 있도록 하며, 탑재체가 변경되어도 기본적인 구조에 영향이 가지 않도록 한다.

(2) 시스템 요구사항 및 분석

(가) 요구사항

Req't ID	Item	Description	Remarks		
K4SE07200	무게	위성의 전체 무게는 Separation System을 제외하고 130kg 이하이어야 한다.	COSMOS와 협의 사항		
K4SE07400	Dimension	외곽의 크기가 600×700×830 mm를 넘지 않는다. (전개전 태양전지판, 탑재체 포함)	COSMOS와 협의 사항		
K4SE09210	발사환경 (정현파)	발사시 받는 정현파 진동을 견디기 위해 다음의 시험강도를 견딜 수 있어야 한다.		COSMOS ICD	
			Frequency Range(Hz)		Acceptance Levels
		Longitudinal	5 - 20		0.5g
			20 - 40		0.7 g
40 - 63	1 g				
	63 - 100	1.7 g			
Sweep Rate	4 Oct/min				

K4SE09300	발사환경 (랜덤파)	발사시 받는 Random 진동을 견디기 위해 다음의 시험강도를 견딜 수 있어야 한다.				COSMOS ICD
		Frequency (Hz)		Acceptance (g ² /Hz)		
		20 - 70		0.006		
		70 - 1000		0.040		
1000-2000		0.010				
Duration		80 sec/axis				
K4SE09500	발사환경 (충격)	발사시 받는 충격을 견디기 위해 다음의 충격시험을 통과하도록 설계 한다.				COSMOS ICD
		31.5	121	630	125	
		40	122	800	124	
		50	123	1000	123	
		63	124	1250	122	
		80	125	1600	121	
		100	155.5	2000	120	
		125	156.5	2500	119	
		160	156.7	3150	118	
		200	127	4000	117	
		250	127	5000	116	
		315	126.7	6300	115	
		400	126.5	8000	114	
		500	125.7	10000	113	
Sound Pressure Level : 138 dB						
K4SE09000	발사환경 (고유진동수)	발사체와의 공진을 피하기 위해 다음의 주파수보다 높은 고유진동수를 가져야 한다.				COSMOS ICD
		방 향	고유진동수 제한조건 (Hz)	측정 결과(Hz)		
		Longitudinal	> 20	106.5		
Lateral	> 10	45 (X축), 44.7 (Z축)				

K4SE07300	무게 중심	발사체와 분리될 때 발생하는 회전을 최소화하기 위해 무게중심이 다음의 조건을 만족해야 한다. (기준점 : Power Box 바닥면의 기하학적 중심)	COSMOS와 협의사항	
		방 향		Offset for CG Point
		Longitudinal		-
		Lateral		Dia. < 10 mm
K4MS00400	모듈러 구조	내부 모듈은 표준 규격화로 이루어져 제작과 조립이 간편해야 한다.		
K4MS00020	태양 전지판 전개	극한 환경(극심한 온도 : -70~80C, 고진공 : 10-7 Torr.)에서도 완벽하게 태양전지판 전개장치가 작동하여야 한다.		
K4MS00020	태양 전지판 충격량	태양전지판 전개시 발생하는 충격량은 최고 1000g를 넘지 않아야 한다		
K4MS00200	내열성	3축제어 방식의 사용에 따라 발생하는 위성체 내의 온도차이에 의한 기계구조의 균열이나 비틀림이 없어야 한다.		
K4SE11900	재료	구조체의 재료는 다음의 특성을 만족해야 한다. 경량의 재료 비강도, 비탄성이 큰 재료 Out-gassing이 적은 재료 재료의 피로, 취성파괴, 응력부식 균열, 수소취성 등에 강한 재료		

(나) 요구사항 분석

- 위성의 전체 무게는 분리시스템을 제외하고 106.1kg 이다.
- 정현파 및 Random 진동 시험시 PFM에는 Qualification 수준으로, FM에는 Acceptance 수준으로 시험을 진행한다.
- 과학기술위성 1호 재질 : A17075, 6061(구조체), A15052(Screen), Honeycomb Panel, PTFE, Delrin, Copper, Brass, Miscellaneous Materials
- 우리별 3호의 구조체 설계방식을 준용하되 늘어난 부피의 요구를 만족시키기 위하여 가로, 세로, 높이 방향으로 최소한 확장시킨다.
- 태양전지판의 전개는 우리별 3호의 설계 방식을 채택하여 두개의 태양전지판만을 전개하도록 한다.

(3) 기능 및 구성도

(가) 서브 시스템 기능 및 구성

과학기술위성 1호의 기계구조는 <그림 3-64>와 같다. 과학기술위성 1호는 크게 Separation System, Bus Electronics System, Payload System, Sensor System, External Panel로 이루어져 있다. 좌표의 기준점은 Battery Box의 바닥면의 기하학적 중심으로 한다.

① Separation System

Separation System은 우리별 3호에서 채택한 방식으로 설계하였으나 발사 계약과정에서 발사체 제작기관이 제공하기로 하였다.

현재 정의되어 있는 접속부의 Bolt 위치는 <그림 3-49>와 같으며 접속시 간섭을 피해야 할 부분은 UHF Antenna 접속 부위이다. 또한 중심부분의 VHF Antenna를 수용할 수 있어야 한다.

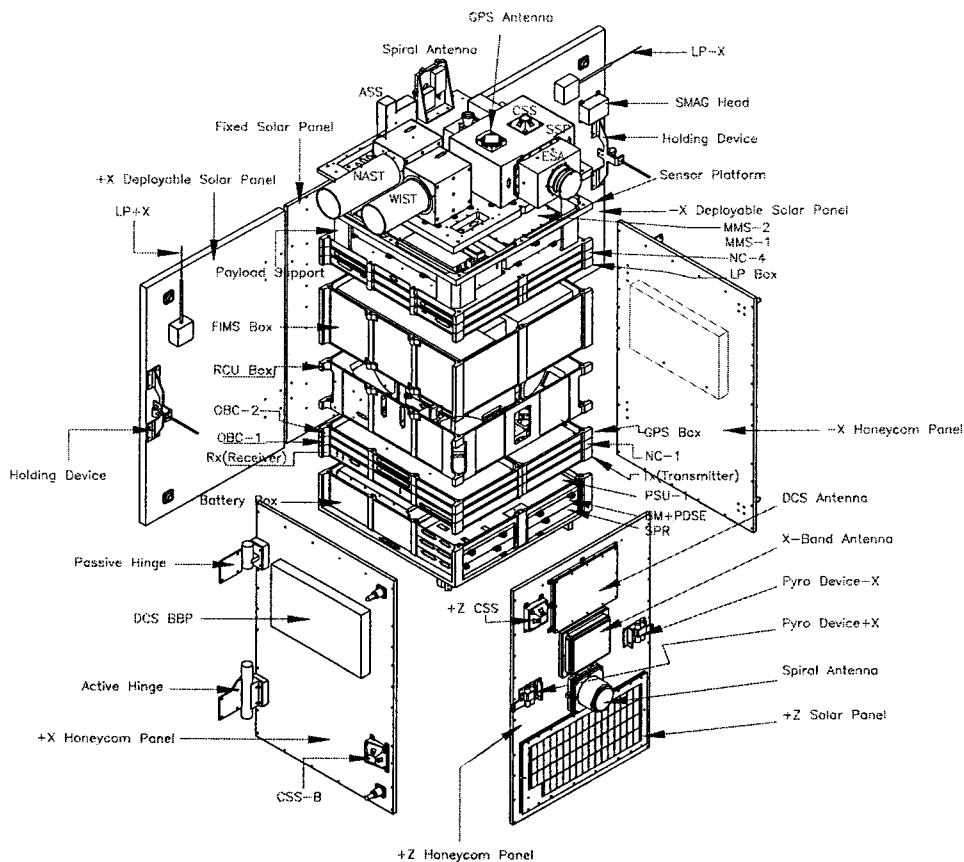


그림 3-133. 과학기술위성 1호 내부 구조

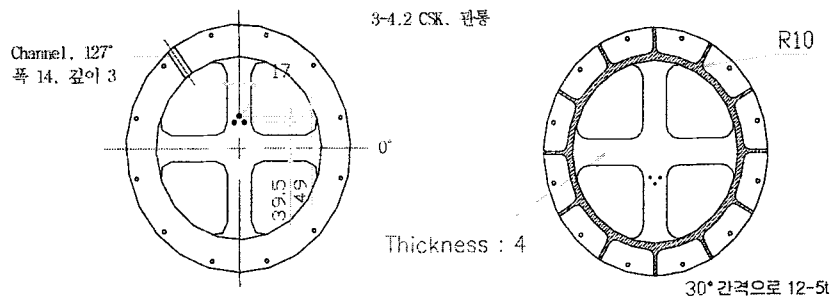


그림 3-134. Separation System 부착 부위

② Bus Electronics System

Bus Electronics System은 위성의 기본적인 운영을 위해 요구되는 시스템이 장착되는 부분으로 전력부, 통신부, 컴퓨터부, 자세제어부 등으로 이루어지며, 위성체의 아래 부분과 윗부분에 나누어져 위치한다. Bus Electronics System의 내부 구조는 <그림 3-50>과 같으며, X축 방향으로 볼 때 +X / -X 두 부분으로 나뉘어진다. 아래 표와 같은 이들 구성요소는 8개의 Tiebar와 4개의 Spirol Pin으로 체결된다.

Layers	+X Direction	-X Direction	Height(mm)
7	NC-3	NC-4	25
6	MTQR	LP	27
5	RCU	RCU	130
4	OBC-2	GPS	25
3	OBC-1	NC-1	25
2	Receivers	Transmitters	32
1	Power Box	Power Box	109

표 3-65. Bus System의 구성 요소

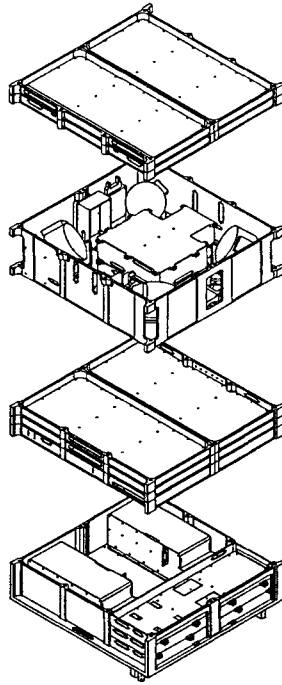


그림 3-135. Bus System의 전체 형상도

㉔ Power Box

Power Box는 과학기술위성 1호의 가장 아래 부분에 위치하며, 위성체의 기초를 이루는 중요한 부분이다. 또한 바닥 면에는 Separation System이 부착된다. <그림 3-51>은 Power Box의 내부를 보여주는 그림이다. Power Box에는 두개의 Battery Pack, SPR, BM/PD, PSU-1, Pyro Electronics, 그리고 통신 시스템용 Filter, Antenna harness 등이 위치한다.

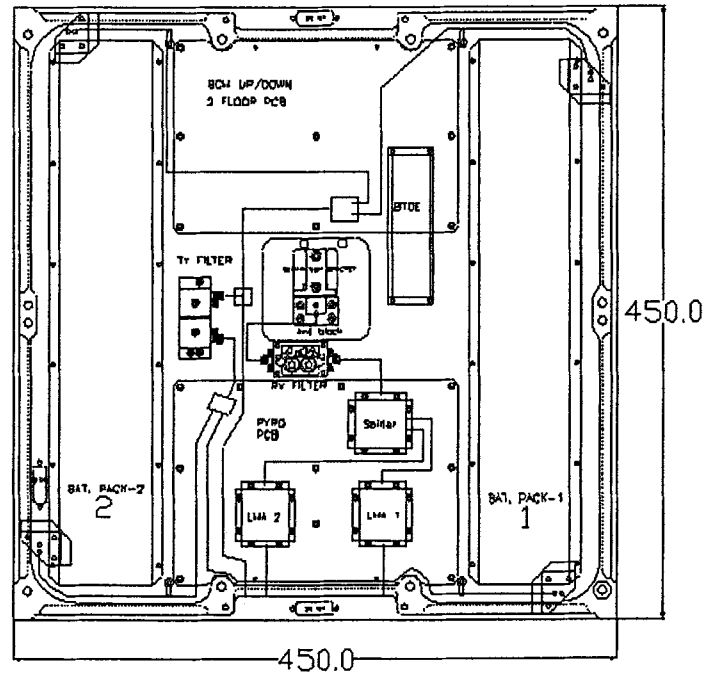


그림 3-136. Power Box

⊕ Receivers Box

Receivers Box는 +X 쪽 Bus System의 Power Box와 OBC-1 Box 사이에 위치한다. Receivers 은 위성체의 통신 시스템에서 수신기이다. <그림 3-52>는 Receivers Box의 형상을 나타낸 그림이다.

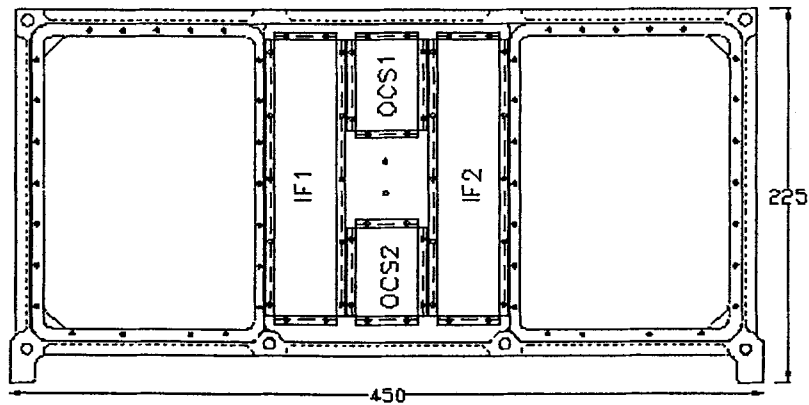


그림 3-137. Receivers Box - Height : 32 mm

㉔ Transmitters Box

Transmitters Box는 -X 쪽 Bus System의 Power Box와 NC-1 Box 사이에 위치한다. <그림 3-53>은 Transmitters Box의 형상을 나타낸 그림이다.

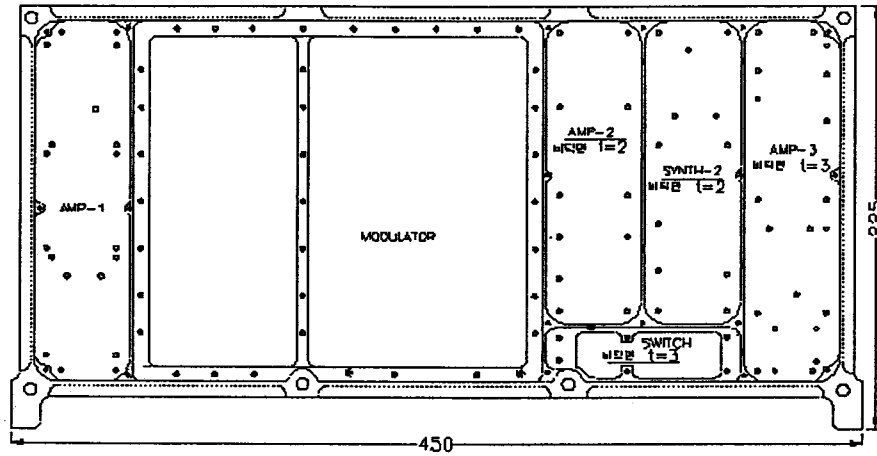


그림 3-138. Transmitters Box - Height : 32 mm

㉕ OBC-1 Box

OBC-1 Box는 -X 쪽 Bus System의 MTC-1 Box와 MTQR Box 사이에 위치한다. OBC(On Board Computer)-1은 주 컴퓨터인 KASCOM으로 위성의 자세제어, 전력제어, 탑재체 운용, 통신 등과 같은 복잡한 동작을 수행하는 부분이다. <그림 3-54>는 OBC-1의 형상을 나타내고 있다.

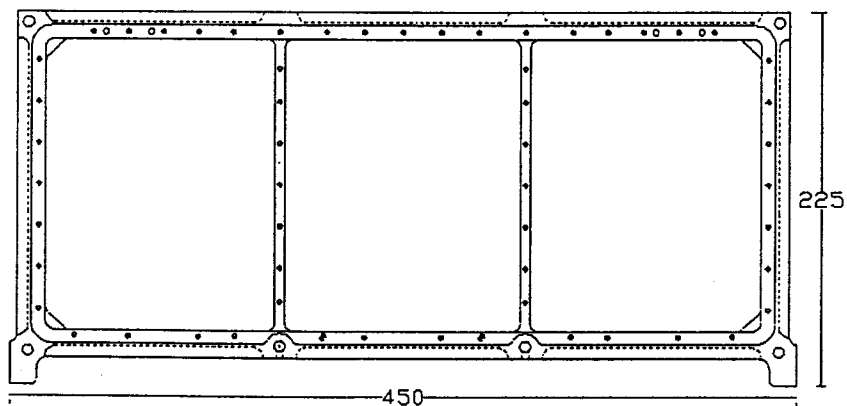


그림 3-139. OBC-1 Box - Height : 25 mm

㉓ NC-1 Box

NC-1 Box는 -X 쪽 Bus System의 GPS Box와 Transmitters 사이에 위치한다. NC(Node Controller)-1은 위성 본체부에 관련된 명령 전달과 검침 정보 수집을 위한 것이다. MTC-1 Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 25mm 이다.

㉔ OBC-2 Box

OBC-2 Box는 +X 쪽 Bus System의 OBC-1 Box와 RCU Box 사이에 위치한다. OBC(On Board Computer)-2는 부 컴퓨터인 OBC186으로 정상운영 시에도 전원이 공급되는 Warm Standby 방식으로 동작한다. 만약에 주 컴퓨터에 문제가 발견되면 부 컴퓨터를 작동시킨다. OBC-2 Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 25mm 이다.

㉕ GPS Box

GPS Box는 -X 쪽 Bus System의 NC-1 Box와 RCU Box 사이에 위치한다. GPS(Global Positioning System) Box는 위성의 위치, 진행방향 및 속도, 그리고 정밀한 시간을 제공한다. GPS Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 25mm 이다.

㉖ RCU Box

RCU Box는 Bus System의 최상단에 위치하며, 아래에는 OBC-2 Box 및 GPS Box가 있다. RCU Box는 위성의 자세제어를 위한 Actuator인 Rate Control Unit이 중앙에 위치하고 자세제어 Actuator을 통제하는 NC-2 Module이 -Z쪽에 위치한다. 또한 OBC-2 및 GPS Module과 Rate Control Unit 사이에는 +X와 -X쪽의 Harness를 연결해주기 위한 Bundled Line들이 있다. 그리고 +Z 쪽에는 통신용 부품들이 위치한다. <그림 3-55>는 RCU Box의 내부 부품 배치 및 형상을 나타낸 그림이다.

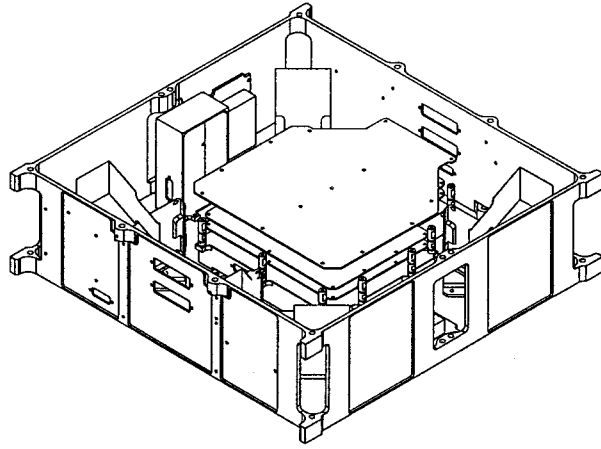


그림 3-140. R.C.U Box - Height : 130 mm

㉔ MTQR Box

MTQR Box는 -X 쪽 FIMS Box와 NC-4 Box 사이에 위치한다. MTQR(Magnetorquer) Box는 자세제어용 컴퓨터를 사용하여 센서들로부터 출력된 정보를 처리하여 자세제어 정보를 얻고 자세제어 알고리즘에 의해 토크 발생 장치들에게 명령을 주어 구동 시킨다. MTQR Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 27mm 이다.

㉕ LP Box

LP Box는 -X 쪽 FIMS Box와 NC-3 Box 사이에 위치한다. LP(Lanmire Probe)는 LP의 명령전달과 데이터 수집을 위한 것이다. LP Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 27mm 이다.

㉖ NC-3 Box

NC-3 Box는 +X 쪽 MTQR Box와 Payload Box 사이에 위치한다. NC(Node Controller)-3는 NC의 명령전달과 데이터 수집을 위한 것이다. NC-3 Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 25mm 이다.

㉔ NC-4 Box

NC-4 Box는 -X 쪽 LP Box와 Payload Box 사이에 위치한다. NC(Node Controller)-4는 NC의 명령전달과 데이터 수집을 위한 것이다. NC-3 Box는 <그림 3-54>와 동일하나 Box의 높이는 252mm 이다.

③ FIMS System

FIMS System은 우주과학 실험을 수행하기 위하여 요구되는 시스템을 장착하는 부분으로 광학부, 진공챔버, LVPS, HVPS, Charge Amplitude, Spectrograph 등으로 이루어져 있으며, RCU Box와 LP 및 MTQR Box 사이에 위치해 있다.

④ Payload System

Payload System은 우주과학 실험을 수행하기 위해 요구되는 시스템을 장착하는 부분으로 원자외선분광기, MMS(Mass Memory System) 등으로 이뤄지며, RCU 및 NC-3 & 4 상단부에 위치한다. Payload System은 Bus Electronics System과 마찬가지로 +X, -X 두 부분으로 나뉘지는데 그 구성은 아래와 같으며, <그림 3-56>은 Payload System의 전체 형상도를 나타낸 그림이다. 아래 표와 같은 이들 구성요소는 5개의 Tiebar과 3개의 Spirol Pin으로 체결된다.

Layers	+X	-X	Height(mm)
2	PDTx Box	MMS Box	60, 34
1	Sensor Platform Support		128

표 3-66. Payload System의 구성 요소

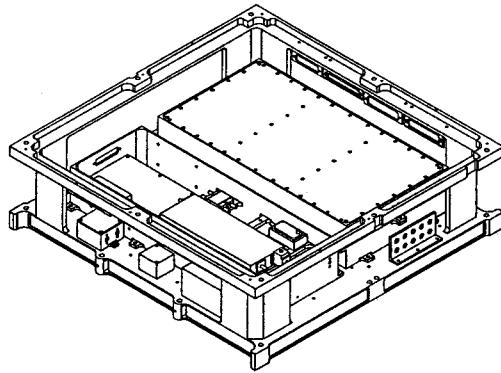


그림 3-141. Payload System의 전체 형상도

㉔ PDTx

PDTx Box는 Payload Box 내부에 +X 쪽에 위치해 있다. Payload 데이터를 전송하기 위하여 즉 주로 FIMS의 데이터와 SPP 및 DCS의 데이터를 전송하기 위하여 사용된다.

㉕ MMS Box

MMS Box는 Payload Box 내부의 -X쪽에 위치한다. MMS(Mass Memory System) Box는 FIMS Data를 Flash Memory에 저장하고 지상으로 Data를 전송한다.

㉖ Sensor Platform Support

Sensor Platform Support는 Payload System의 최상단에 위치하며, 아래에는 NC-3 & 4 Box가 위치한다. 이 모듈의 둘레에는 Magnetorquer wire가 감기며 +X 및 -X 쪽에는 Sensor Platform에서 내려오는 Harness를 처리하기 위한 D-Type Connector가 부착된다. 또한 Sensor Platform과 Sensor Platform Support 사이에는 Sensor Platform으로부터 열을 차단하기 위해 Delrin Block을 가운데 두었다.

④ Sensor System

Sensor System은 위성체의 최상단에 위치하는 시스템으로 자세제어를 위한 각종 센서들과 우주과학실험을 위한 센서들로 이루어져 있다. 각종 센서들의 배치는 <그림 3-57>에 나타나 있다.

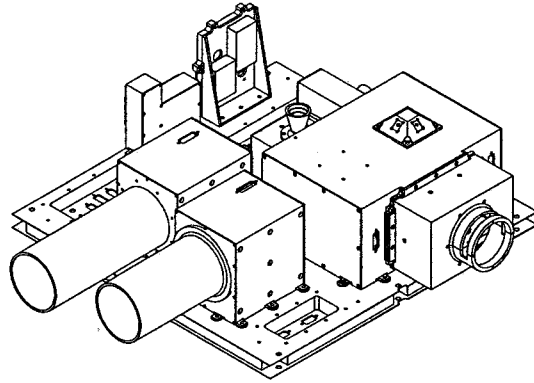


그림 3-142. Sensor System의 전체 형상도

㉞ Sensor Platform

Sensor Platform는 20mm의 Honeycomb Panel로 되어 있으며 윗면에 각종 센서들이 탑재된다. 또한 Sensor들로부터 나온 Harness를 Payload System 및 Bus Electronics System으로 연결하기 위한 4개의 Bracket 그룹이 있다. Sensor Platform의 상단부 변두리에는 Deployable Solar Panel과 Sensor 들로부터 오는 각종 Harness를 잡아 주기 위한 Bracket이 설치된다. Sensor Platform의 하단부에는 4개의 Bracket으로부터 오는 Harness를 Sensor Platform Support의 D-Type Connector로 보내기 위한 Bracket이 설치된다. 그리고 중간 부위에는 온도센서가 내장된다.

㉟ SPP(Space Physics Package)

SPP는 Eletronics 와 ESA, SST 등으로 이루어져 있다. 이는 먼 우주로부터 오는 에너지를 검출하기 위한 장치이다. SST에는 두개의 Telescope이 있으며, 내장된 2장의 Solid State Detector에서 수신된 신호를 증폭하여 입자의 종류와 입자의 에너지 크기를 구분한다.

㉔ NAST(Narrow Angle Star Tracker) & WIST(Wide Star Tracker)

과학기술위성 1호에 Star Sensor는 두개로 하나는 좁은 영역의 각을 갖고 있는 NAST와 넓은 영역의 각을 갖고 있는 WIST이다. Star Sensor는 CCD를 이용해 촬영한 별 사진으로부터 상대적인 별들의 위치 정보와 별 지도에 나와 있는 절대적인 좌표 값을 비교하여 위성의 3축에 대한 정보를 얻는다. 둘다 +X 방향을 향하도록 부착되어 있다.

㉕ ASS(Analogue Sun Sensor)

ASS는 태양각을 두 방향으로 측정하여 위성체에 대한 천구 상에서의 태양의 위치를 알아 내어 3축에 대한 정보를 얻을 수 있다. ASS는 Sensor Platform의 -Z쪽의 중간부분에 위치한다.

㉖ S-Band Antenna

S-Band의 통신을 위하여 두개의 S-Band Antenna가 센서플랫폼과 +Z Honeycomb 판넬에 부착이 되어 있다.

㉗ External Panels

External Panel 들은 3장의 태양 전지판과 위성체의 외피인 3장의 Honeycomb Panel로 구성되어 있다. 그리고 태양 전지판을 전개하기 위한 전개장치도 있다.

㉘ Solar Panel

태양 전지판은 위성체에 직접 부착되는 1장의 Fixed Panel과 전개되는 2장의Deployable Panel로 구성되어 있다. 판넬의 Substrate 제작은 인공위성연구센터에서 했으며, Solar Cell의 부착은 이탈리아의 Alenia사에서 제작하였다.

Fixed Solar Panel은 위성체의 -Z쪽에 직접 부착되며 판넬의 외곽 부위에는 Magnetoquer-wire가 감겨 있다. Deployable Solar Panel은 Hinge System을 통해 위성체에 부착된다. 이 판넬의 앞면에는 Solar Cell이 부착되어 있다. +X쪽 판넬은 LP이 부착되어 있고, -X쪽 판넬에는 LP 및 SMAG이 부착되어 있다. 또한 두 판넬 모두 전지판이 전개되기 전에 위성체에 견고한 부착을 위한 Holding Device가 부착되어 있다.

⊕ Honeycomb Panel

Honeycomb Panel은 3장으로 이루어져 있으며 판넬의 외곽 부분에는 Magnetoquer-wire가 감겨진다. +Z Honeycomb Panel에는 보조 솔라판넬이 아래쪽에 위치해 있으며, 그밖에 DCS Antenna, X&S Band Antenna, Pyro Device 등이 장착되어 있다.

⊕ Deployment Device of Solar Panel

태양전지판의 전개장치는 높은 신뢰성을 가진 것이어야 한다. 과학기술위성 1호에 사용된 전개장치의 핵심 부분은 전개시키는 힘을 제공하는 Active Hinge이다. 이 부분은 극한 우주환경에서도 원활한 작동을 보장받아야 한다. 그러므로 소형 위성에서 많이 채택하고 있는 방식을 채택하였다. <그림 3-58>은 과학기술위성 1호에 부착된 전개장치의 부착된 모습을 나타낸다.

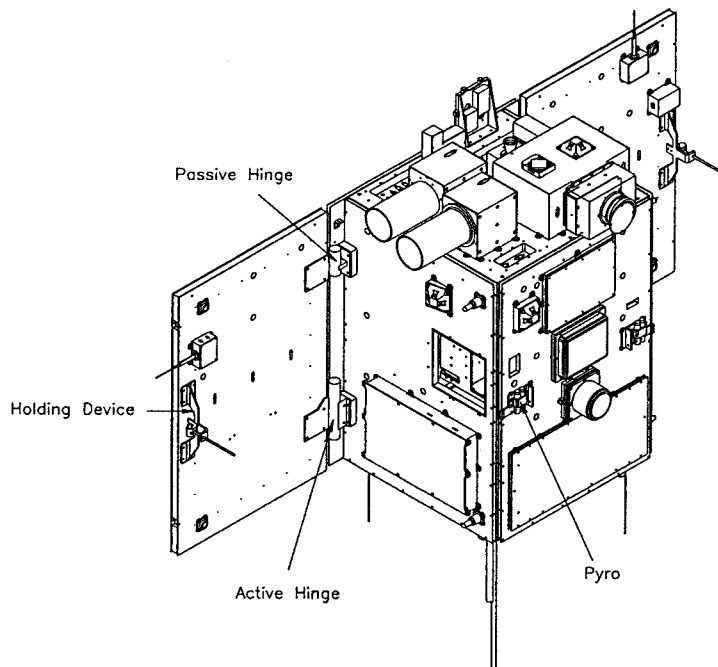


그림 3-143. 태양 전지판 전개 장치

(다) 구조 도면 체계

과학기술위성 1호에서는 위성체 구성품들의 효율적인 관리 및 제작을 위해 각 부품에 대

한 명칭 및 Part number를 부여한다. 따라서 아래의 규칙대로 모든 구성품들에 대해 Part Number를 부여하였다. 과학기술위성 1호는 성격상 크게 9부분으로 나눌 수 있다. <그림 3-59>는 과학기술위성 1호의 Part Number 부여 체계를 도시한 그림이다.

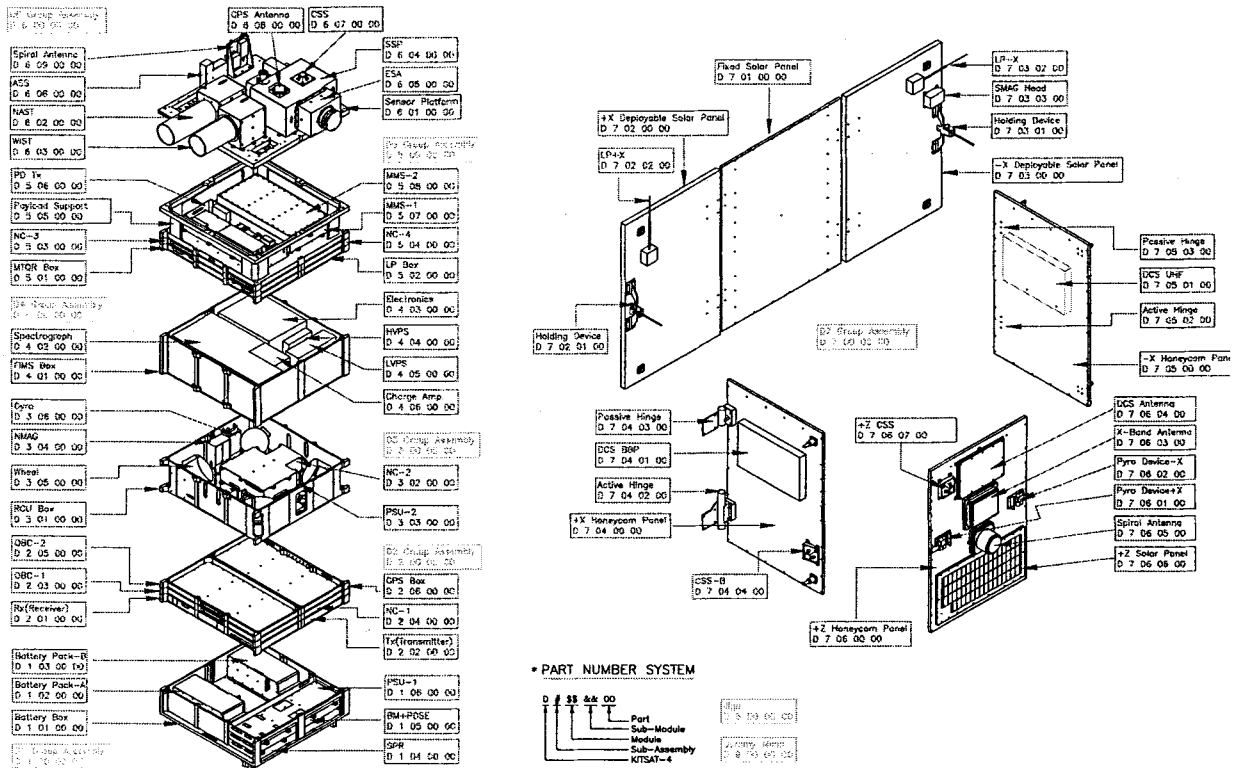


그림 3-144. 과학기술위성 1호 구조 도면 체계

① 구조체의 Part Number 부여 방법

D 0 00 00 00

Part

Sub-module

Module

Sub-assembly

Assembly(STSAT-1)

② 구조체의 Part Number

Module Number	Part Number	Module Name	Remarks
D 1 00 00 00		D1 Group Assembly	
	D 1 01 00 00	Power Box	
	D 1 02 00 00	Battery Pack-A	
	D 1 03 00 00	Battery Pack-B	
	D 1 04 00 00	SPR	
	D 1 05 00 00	BM/PDSE	
	D 1 06 00 00	PSU-1	
D 2 00 00 00		D2 Group Assembly	
	D 2 01 00 00	Rx(Receiver)	
	D 2 02 00 00	Tx(Transmitter)	
	D 2 03 00 00	OBC-1	
	D 2 04 00 00	NC-1	
	D 2 05 00 00	OBC-2	
	D 2 06 00 00	GPS	
D 3 00 00 00		D3 Group Assembly	
	D 3 01 00 00	RCU Box	
	D 3 02 00 00	NC-2	
	D 3 03 00 00	PSU-2	
	D 3 04 00 00	NMAG	
	D 3 05 00 00	Wheel	
	D 3 06 00 00	Gyro	
D 4 00 00 00		D4 Group Assembly	
	D 4 01 00 00	FIMS Box	
	D 4 02 00 00	Spectrograph	
	D 4 03 00 00	Electronics	
	D 4 04 00 00	HVPS	
	D 4 05 00 00	LVPS	
	D 4 06 00 00	Charge Amplitude	
D 5 00 00 00		D5 Group Assembly	
	D 5 01 00 00	MTQR	
	D 5 02 00 00	LP	
	D 5 03 00 00	NC-3	
	D 5 04 00 00	NC-4	
	D 5 05 00 00	Payload Support	
	D 5 06 00 00	PDTx	
	D 5 07 00 00	MMS-1	
	D 5 08 00 00	MMS-2	
D 6 00 00 00		D6 Group Assembly	
	D 6 01 00 00	Sensor Platform	
	D 6 02 00 00	NAST	
	D 6 03 00 00	WIST	
	D 6 04 00 00	SPP	
	D 6 05 00 00	ESA	
	D 6 06 00 00	ASS	
	D 6 07 00 00	CSS	
	D 6 08 00 00	GPS Antenna	
	D 6 09 00 00	Spiral Antenna	

D 7 00 00 00		D7 Group Assembly	
	D 7 01 00 00	Fixed Solar Panel	
	D 7 02 00 00	+X Deployable Solar Panel	
	D 7 03 00 00	-X Deployable Solar Panel	
	D 7 04 00 00	+X Honeycomb Panel	
	D 7 05 00 00	-X Honeycomb Panel	
	D 7 06 00 00	-Z Honeycomb Panel	
D 8 00 00 00		Jigs	
D 9 00 00 00		Dummy Mass	

(4) 발사체와의 접속

<그림 3-60>은 과학기술위성 1호가 COSMOS에 탑재되어 있는 모습이다. BiSat-1은 Primary Payload 로서 브라질 위성으로 영국 Surry 대학에서 개발하였으며, 그 밑 부분에 Secondary Payload로서 과학기술위성 1호, 러시아의 군사위성, 영국의 재난위성 2개, 총 4개의 위성이 탑재된다.

발사체의 접속과 관련된 세부적인 사항은 COSMOS 발사체와의 Interface Control Document에 따른다.

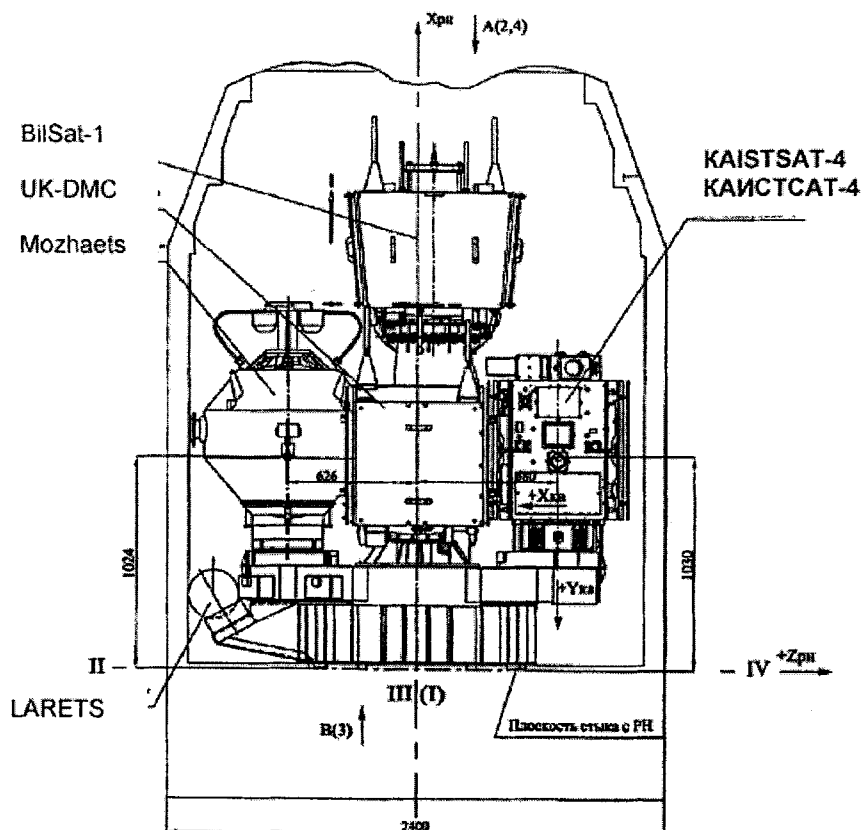


그림 3-145. 발사체 위의 모습

(5) 시스템 구성 및 규격

(가) 무게 배정표(구성 모듈별) : 아래의 무게는 제작된 FM을 실측한 결과임

Group	Subsystem	무게(g)	비 고
D1 Group	Power Box Assembly	22752.1	
	Power Box	6850.0	
	SPR	312.6	
	PSU-1	605.8	
	BM/PD	449.6	
	Separation Switch	163.6	
	RF Harness 2 Metre Uplink	94.3	
	VHF Antenna	47.0	
	UHF Antenna	218.4	
D2 Group	Bus System Assembly	7420.0	
	Rx Box	658.5	
	Tx Box	669.0	
	OBC-1	693.7	
	OBC-2	693.7	
	NC-1	684.9	
	GPS	699.3	
D3 Group	RCU Box Assembly	11928.0	
	RCU Box	4100.0	
	Main Tiebar	481.6	
	NC-2	335.8	
	PSU-2	537.7	
	NMAG	159.3	
	Wheel Bracket	617.2	
	Gyro Bracket	102.6	
	Wheel	2920.0	
	Gyro	610.2	
D4 Group	FIMS Box Assembly	2060.0	
	FIMS Box	3559.8	
	Spectrograph	7841.0	
	Electronics	6740.0	
	HVPS	850.0	
D5 Group	D5 Group Assembly	9432.8	
	MTQR	714.0	
	LP	723.6	
	NC-3	687.8	
	NC-4	687.0	
	Payload Support	3250.0	
	PDTx	1520.0	
	MMS-1&2	1076.0	

Group	Subsystem	무게(g)	비 고
D6 Group	D6 Group Assembly	8294.6	
	Sensor Platform	1432.5	
	NAST	1135.9	
	WIST	1099.6	
	SPP	2069.1	
	ESA	1071.0	
	ASS	172.4	
	CSS	109.5	
	GPS Antenna	62.6	
	Spiral Antenna	215.1	
D7 Group	D7 Group Assembly	19854.4	
	Solar Panel-Fixed	3188.3	
	Solar Panel-Deployable +X	3005.5	
	Solar Panel-Deployable -X	2922.9	
	Solar Panel + Z	752.3	
	Honeycomb Panel +X	2960.4	
	Honeycomb Panel -X	2859.2	
	Honeycomb Panel +Z	3165.8	
Others	Harness	3572.0	
	Conformal Coating, Tie, etc	1580.0	
Total (kg)		106.1	

(나) 과학기술위성 1호에 사용된 재료 및 규격

① 알루미늄 합금

알루미늄합금은 위성체의 Module Box 및 주요 부품의 구조재료로 사용되며 원자재의 상태에 따라 판재(Sheet), 면재(Plate), 봉재(Bar)로 구분된다. 알루미늄 합금의 인장강도는 다음과 같다.

Item	기계적 특성		
	밀도(g/cm ³)	인장강도(kg/mm ²)	압축항복점(kg/mm ²)
Al 7075 (판재)	2.80	53	45
Al 6061 (판재)	2.71	30	25
Al 5052 (판재)	2.69	24	16

② Delrin 및 PTFE

수지류 계통의 재질은 진공 중에서 Outgassing 문제가 유발될 가능성이 커서 Condensing 이 되지 않은 원자재를 선정해야 한다. Delrin 및 PTFE의 Outgassing 검사결과는 다음과 같다.

Item	Outgassing 량	검사 결과
Delrin	1.1x10 ⁻⁶ Torr/secm ²	Condensing 되지 않음
PTFE	3.61x10 ⁻⁷ Torr/secm ²	Condensing 되지 않음

③ Honeycomb Panel

태양전지판 및 위성체의 외피로 사용되는 Honeycomb Panel은 알루미늄 면재 및 심재로 구성되어 있으며 인공위성 설계의 중요한자 중 하나인 초경량 및 고강도 요구조건을 모두 만족한다. 이런 Honeycomb 구조물의 특성은 심재는 횡방향의 전단력(Transverse Shear Force)을 전달하고 면재는 굽힘력(Bending Force)과 막력(Membrane Force)을 전달하는 것이다. 세부규격은 다음과 같다.

Item	Specification
Construction	Cellite Honeycomb Satellite Panels
Skin's	0.5/0.5mm Al 2014
Core	5.2-1/4-25p-3003
Adhesive	312 Redux

④ 구리 및 황동

구리 및 황동은 위성체에 적용하는 부품 중에서 전기적인 특성을 요구하고 있는 곳에 사용된다. 구리 및 황동에 대한 전기전도도 측정 결과는 다음과 같다.

Item	적용 규격(K.S)	시편 규격	표준치(도전률)	시험 결과
구 리	C1100S-H	두께 0.25mm	96.0 이상	102.7 ~ 103.9
	C1100S-H	두께 1.0mm	96.0 이상	96.1 ~ 96.7
	C1100S-H	두께 2.0mm	96.0 이상	96.0 ~ 97.1
황 동	C2680-H	두께 10mm	23.9 ~ 27.8	23.9 이상

⑤ 기타

구조체의 강도 또는 성능 상에 크게 영향을 끼치지 않는 재질로서 Stainless Steel, 베릴륨 동, 그리고 일반 강재가 추가적으로 사용되었다..

(다) 과학기술위성 1호에 사용된 부품 및 규격

① 태양전지판 전개 장치

Supplier : Starsys Research Corporation (미국)

구성 요소(KT-9010 Deployment Hinge System)

Spring Powered Hinge(Torsion Hinge), KT-2004

Passive Hinge, AX-1012

Shear Cones(Snubbers), AP-2004

Flight History : HETE, APEX, KITSAT-3

상세규격

Item	Specification
Minimum torque throughout deployment range	5 in-lbf
Positioning tolerance(Repeatability)	1.5
Latching tolerance	90 3
Operating environment	-40 to 60C
Rated hinge line radial load	150 lbf
Maximum hinge line radial load	250 lbf
Deployment lifetime	100 releases min.
Axial pre-load(spring driven side)	10 lbf

② Pyro Device

Supplier : QUANTIC INDUSTRIES INC. (미국)

Flight History : KITSAT-3

규격 (MODEL 5801 - 3/16 Dia 7 x 19 Cres Cable per MIL-C-5424)

Item	Specification
No-fire current	1.0AMP for 1Minute
All-fire current	4.5 Amperes
Recommended all-fire current	5.0 Amperes
Bridgewire resistance	1.0 0.1 OHM
Pin-to-Case resistance	2 M at 500VDC
Pin-to-Case no-fire	100 VAC RMS

바. 열제어 시스템

(1) 개요

과학기술위성 1호는 고도 690 km, 태양동기궤도에서 <그림 3-61>과 같이 지구 그림자에 의한 주기적인 온도변화, 태양과 지구로부터의 자외선복사, 진공환경과 같은 가혹한 우주환경에서 정상적으로 임무를 수행해야 한다. 이러한 가혹한 우주환경에서 위성 각 시스템의 온도를 허용범위 내에서 조절하고 구조적인 열변형을 최소화하기 위하여 열제어 시스템이 필요하며 위성개발과정에서 상세한 열설계 요구조건을 도출하고 반영하여 열제어 시스템을 설계하였다.

열제어 시스템은 위성의 내·외부에서 위성외부로부터의 열유입을 최소화하고 위성내부에서 발생한 열을 효과적으로 방출하는 역할을 한다. 열제어 시스템의 성능을 검증하기 위하여 다양한 임무와 궤도를 고려한 궤도열해석이 수행되었으며, 주기적인 온도변화와 진공환경을 모사하는 열진공시험을 통하여 예상되는 우주환경에서 위성 각 시스템의 정상동작 여부가 검증되었다.

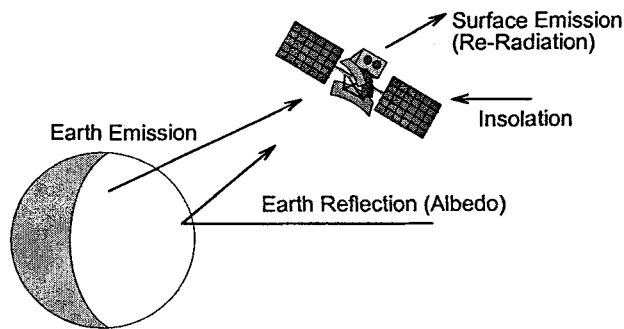


그림 3-146. 과학기술위성 1호의 열환경

지구궤도에서 나타나는 위성 내·외부의 온도는 다음과 같은 열평형 관계식으로부터 구해진다.

$$M_k C_k \frac{dT_k}{dt} = \alpha_k A_k (Q_k^i + Q_k^a) + \varepsilon_k A_k Q_k^e - \sigma \varepsilon_k A_k T_k^4 + \sum_{l \neq k} K_{kl} (T_l - T_k) \quad (1)$$

where

M_k : Mass of k th node

C_k : Heat capacity of k th node

T_k : Temperature of k th node

A_k : Area of k th node

Q_k^i : Insolation flux of k th node

Q_k^a : Albedo flux of k th node

Q_k^e : Earth radiation of k th node

K_{kl} : Heat conduction coefficient of k th node to l th node

α_k : Absorptivity of k th node

ε_k : Emissivity of k th node

σ : Boltzmann's constant

(2) 열제어 시스템의 설계요구조건

열제어시스템의 설계변수는 위성의 크기와 형상, 임무수명, 전력소모량, 온도요구조건, 열전도율 및 방사율과 같은 열제어 물성치이며 위성개발 초기에 궤도상관관계와 위성시스템의 설계조건을 도출하여 정해진다. 표 1은 과학기술위성 1호의 열제어시스템의 설계요구조건을 나타낸다.

각 시스템의 설계요구온도는 외부와의 열교환량에 의해 결정되며 일반적으로 축전지는 0~+35℃, 전자부품은 -20~+60℃, 태양전지는 -100~+100℃의 설계온도범위를 갖는다. 태양전지의 온도변화는 태양전지의 효율에 영향을 주며 일반적으로 임무초기의 태양전지 효율이 임무말기의 효율보다 약 20% 높다. 따라서 태양전지판 설계시 임무초기와 임무말기의 태양전지의 효율변화가 고려된 설계변수를 도출하고 반영해야 한다.

Req't ID	Item	Description
MS01700	Temperature Maintenance and Control	The thermal subsystem design shall maintain and control satellite temperatures and instrument interface temperatures and boundary conditions within specified limits under all potential external environment
MS01800	Temperature Distribution Control	The thermal design shall control satellite temperature distribution to minimize thermal distortion
MS01900	Passive Element	The thermal design shall rely on passive techniques as much as possible. Typical passive elements include surface finishes, multi-layer insulation and conduction insulators
MS02000	Low Outgassing Material	Materials shall be selected for low-outgassing characteristics to avoid the contamination of other satellite equipment
MS02100	Electrically Conductive Layer Grounding	All electrically conductive layers of thermal finishes shall be grounded to the structure
MS02200	Finishes and Materials with Low Degradation	Thermal finishes and materials which have low degradation in solar absorptance shall be emphasized, especially on radiator surfaces
MS02300	Analytical Thermal Model Prediction	Satellite component temperatures shall be predicted by an analytical thermal model for all operational mode
MS02400	Thermal Model Worst Case Input	The analytical thermal model shall include the effects of worst case combinations of equipment operation, internal heating, spacecraft orientation, eclipse condition, ascent heating and degradation of thermal surfaces during the life of the mission
MS02500	Thermal Margin of Uncertainty on Model Prediction	An appropriate margin for uncertainty shall be applied to the extreme component temperatures predicted by the analytical model, to obtain the maximum and minimum expected flight temperature
MS02600	Thermal Uncertainty Margin for Passive Thermal Control Component	For components which have passive thermal control, an uncertainty margin of at least 10C shall be included in all cases so that the maximum or minimum expected flight temperature can be determined
MS02700	Thermal Interface Requirement	The degree of isolation and the temperature to which the instruments interfaces are controlled shall be as specified in the interface control documents
MS02800	Operation Temperature	The battery operating temperature shall be in the range of +0C to +40C

표 3-67. 열제어 시스템의 설계 요구조건

(3) 열제어 시스템의 구성

열제어 시스템은 방열판과 위성 내부 시스템들 간의 복사 및 전도 열전달에 의한 수동적인 열제어 방법을 이용한다. <표 3-68>은 열제어에 사용된 Coating재료를 나타내며, <표 3-69>은 부착위치를 나타낸다.

Coating Material	α (Absorptivity)	ϵ (Emissivity)
3.0 mil Kapton	0.6	0.8
3.0 mil Kapton / VDA	0.4	0.81
1.0 mil VDA / Kapton	0.09	0.02
2.0 mil Teflon / AL	0.26	0.8

표 3-68. Coating 재료와 물성치

Coating 재료	부착 위치
3.0mil Kapton	태양 전지판 앞면
3.0mil Kapton/VDA	Honeycomb panel 앞면 Module box
1.0mil VDA/Kapton	Sensor module box Sensor platform
2.0 mil Teflon/AL	Battery box 바깥면

표 3-69. Coating 재료 부착위치

(4) 열제어를 위한 주요 운용시나리오

궤도상에서 과학기술위성 1호의 온도를 해석적으로 구하기 위하여 주탑재체 운용시나리오에 근거한 위성의 주요 자세를 다음과 같이 정의하였다. 1

(가) Normal Mode

: 위성의 수직축이 궤도면과 직교하는 상태에서 태양 전지판이 태양을 최대한으로 바라보는 자세

(나) SAO (South Aurora Observation) Mode

: Normal mode를 계속 유지하다가 Sub-solar point로부터 20분 후부터 47분간 earth pointing을 취하고 다시 normal mode로 돌아가는 자세

(다) NAO (North Aurora Observation) Mode

: Normal mode를 계속 유지하다가 Sub-solar point로부터 31분 후부터 51분간 earth pointing을 취하고 다시 normal mode로 돌아가는 자세

(라) NA (Night glow Observation) Mode

: Normal mode를 계속 유지하다가 Sub-solar point로부터 31분 후부터 37분간 earth pointing을 취하고 다시 normal mode로 돌아가는 자세

(마) Spin Mode

: 발사 초기에 위성이 불규칙하게 회전하는 자세

(5) 궤도 열해석

위성의 열환경은 임무궤도에 따른 태양과 지구로부터의 열복사량에 따라 결정된다. 궤도에서의 열환경은 태양에너지, 지구반사에너지, 지구방사에너지가 있으며 발사과정에서 희박한 대기와의 마찰에 의한 가열효과가 있다. <표 3-44>은 과학기술위성 2호의 주요 열환경을 나타낸다.

태양전지판과 위성본체의 극한온도를 계산하기 위하여 열해석을 수행하였다. 위성의 온도는 위성내부에서 발생하는 열과 위성 표면에서의 열교환에 의해서 결정된다. 위성에 직접 유입되는 태양 복사에너지(External heat flux)는 식 2과 같이 나타낼 수 있다. 식 2에서 유효면적계수는 태양광에 의한 위성의 투영면적을 위성의 전체 표면적으로 나눈 값이다.

$$Q_s = S\mu_i A\alpha \tag{2}$$

여기서, S : 태양 열유속, W/m^2

μ_i : 유효면적계수

A : 표면적, m^2

α : 위성표면의 열흡수율

항 목	열 환경
태양복사에너지(W/m^2)	1358±5
지구복사에너지(W/m^2)	237±7
지구반사 계수	0.35
고도(km)	690

표 3-70. 주요 열환경

위성은 열적평형상태에 도달하기 위하여 우주로 열에너지를 방사하고 태양과 지구에 의한 복사에너지를 흡수한다. 위성 표면에서 외부로 방출되는 열에너지는 식 3과 같이 나타낼 수 있다.

$$Q_R = \epsilon A \sigma T^4 \tag{3}$$

여기서, ϵ : 위성표면의 열방사율

σ : Stefan-Boltzman constant

$$= 5.67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2 \cdot \text{K}^4$$

T : 절대온도, K

일반적으로 일년 동안의 평균 지구복사량은 $237 \pm 7 \text{ W/m}^2$ 이다. 위성표면에서의 지구복사 에너지 입사량은 위성고도의 함수로 나타낼 수 있으며 위성의 형상을 구형으로 가정했을 때 식 4와 같이 나타낼 수 있다.

$$Q_E = 0.5A\phi_r \left(1 - \sqrt{\frac{R_E^2}{\delta^2}} \right) \quad (4)$$

여기서, ϕ_r : 지구복사량, W/m^2

R_E : 지구의 반경, km

δ : 위성과 지구중심사이의 거리, km

태양빛이 지구표면에 반사(Albedo)되어 위성에 유입되는 태양복사는 위성의 위치와 고도, 태양방향의 함수로 나타낼 수 있다. 구형 위성체의 지구반사 열유속(Heat flux)은 식 5와 같이 나타낼 수 있다.

$$Q_A = 0.125A G_S a \left(1 - \sqrt{\frac{R_E^2}{\delta^2}} \right) \quad (5)$$

여기서, G_S : 태양복사에너지

a : 지구반사계수

식 1~4와 위성으로 흡수된 열에너지와 방사된 열에너지 그리고 위성 내부에서 발생한 열에너지(Q_P)사이의 열평형 관계식(식 6)으로부터 위성본체와 태양전지판의 정상상태 온도를 계산할 수 있다.

$$Q_S + Q_E + Q_A + Q_P - Q_R = 0 \quad (6)$$

궤도환경에서의 위성의 온도분포를 계산하기 위하여 유한요소해석을 수행하였으며 그림 2는 유한요소 열해석 모델을 나타낸다. 이러한 궤도열해석 결과를 이용하여 식 6에 의

해 구해진 근사해의 정확성을 검증하고 위성내부의 온도분포를 계산하였다.

<표 3-71>와 <그림 3-147>은 열방사율과 열흡수율 변화에 따른 태양전지판의 고온 극한온도를 나타낸다. <표 3-71>의 경우에 대하여 식 6에 의한 근사해와 유한요소해석에 의한 수치해를 비교하였으며 태양전지판의 온도는 수동적 열제어만으로 온도요구조건 범위 내에서 조절될 수 있다. <그림 3-148>는 전력부의 정상상태 온도분포를 나타내며 축전지온도는 약 15℃내외에서 조절된다.

태양전지판의 근사해와 수치해 비교에 의해 검증된 근사해 계산방법을 이용하여 위성 본체 내·외부의 고온과 저온 극한온도를 계산하였다.

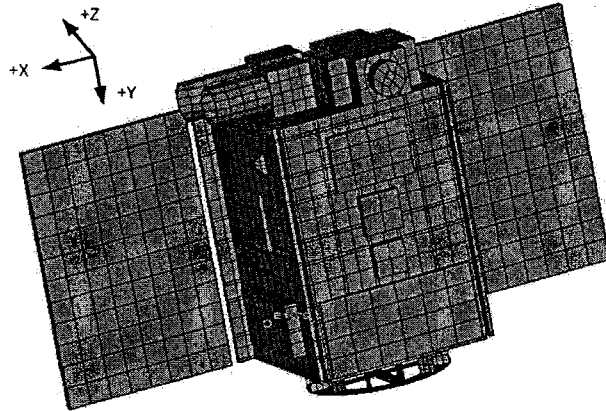


그림 3-147. 유한요소 열해석 모델

열복사 특성		근사해	수치해	설계요구
흡수율	0.4	81.04℃	83.20℃	< 90℃
방사율	0.8			

표 3-71. 태양전지판의 고온 극한온도 비교

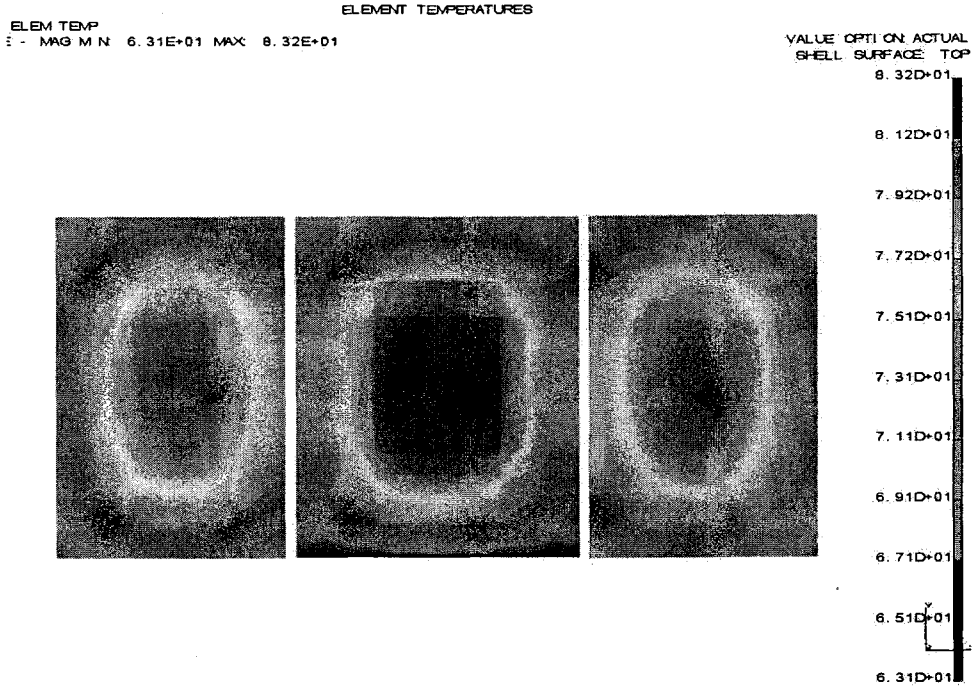


그림 3-148. 태양전지판의 고온 극한 온도분포

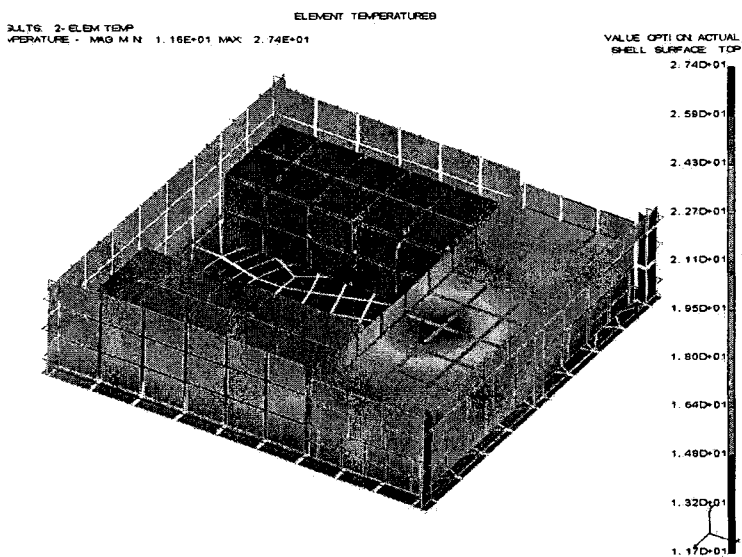


그림 3-149. 전력부의 고온 극한온도 분포

위성 각 모듈의 내부 열 발생량은 위성체의 온도 변화에 주요한 요인이 되며 운용모드에 따라 달라진다. 열해석 모델에서는 궤도평균 전력소모량으로 최소 전력소모와 최대 전력소모 두가지 경우에 대해 운용 모드에 따른 각 서브시스템의 온도를 구하였다. 내부에

서 발생한 열은 각 서브시스템들의 PCB에 직접 전달되는 것으로 가정하였으며 <표 3-46>은 Nomal mode에서의 위성의 임무초기(BOL : Begin Of Life time)와 임무말기(EOL : End Of Life time)에서의 각 서브시스템들의 전력소모량을 나타낸다.

Sub-system	BOL		EOL	
	Power (watt)		Power (watt)	
	Sunlight	Eclipse	Sunlight	Eclipse
Battery A	2.087	3.620	12.524	3.620
Battery B	2.087	3.620	12.524	3.620
SPR	9.951	0.000	12.270	0.000
PSU1	8.898	10.353	8.898	10.353
PSU2	3.460	3.460	3.460	3.460
S-Rx	3.348	3.348	3.348	3.348
VHFRx	0.578	0.578	0.578	0.578
Tx	1.145	1.145	1.145	1.145
NC1	1.487	1.487	1.487	1.487
OBC1	2.915	2.915	2.915	2.915
MTQR	2.456	2.456	2.456	2.456
OBC2	2.915	2.915	2.915	2.915
4Wheels	4.356	4.356	4.356	4.356
3 Gyros	4.770	4.770	4.770	4.770
NC2	1.060	1.060	1.060	1.060
NMAG	0.324	0.324	0.324	0.324
GPS	6.400	6.400	6.400	6.400
LP	0.000	0.000	0.000	0.000
NC3	1.487	1.487	1.487	1.487
NC4	1.487	1.487	1.487	1.487
MMS1	0.000	0.000	0.000	0.000
MMS2	0.000	0.000	0.000	0.000
PdTx	0.000	0.000	0.000	0.000
FIMS Elec.	0.000	0.000	0.000	0.000
ASS	0.048	0.048	0.048	0.048
CSS	0.048	0.048	0.048	0.048
ESA	0.000	0.000	0.000	0.000
NAST	0.000	0.000	0.000	0.000
WIST	1.484	14.840	1.484	14.840
SST	0.000	0.000	0.000	0.000
DCS BBP	0.000	0.000	0.000	0.000
DCS UHF	0.000	0.000	0.000	0.000

표 3-72. Normal operation mode에서의 전력소모량

지구그림자에 의한 위성의 온도변화를 예측하기 위하여 과도상태 열해석을 수행하였다. 과도상태 열해석은 정상상태에서 구한 온도값을 초기온도로 설정하여 4 주기 기간 동안 수행하였다. <그림 3-150> ~ <그림 3-151> 은 위성 내·외부에서의 과도상태 열해

석결과를 나타낸다. 그림 3-151는 위성 전력부의 과도상태 과도열해석 결과이며 약 2°C에서 온도가 유지되어 전력부의 설계요구조건을 만족한다.

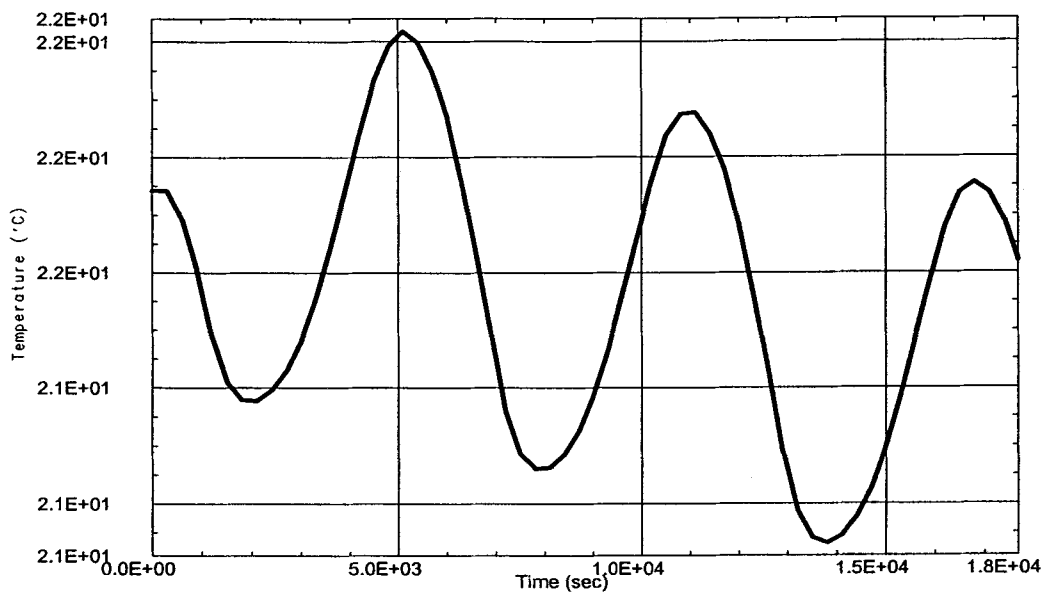


그림 3-150. 전력부의 온도변화

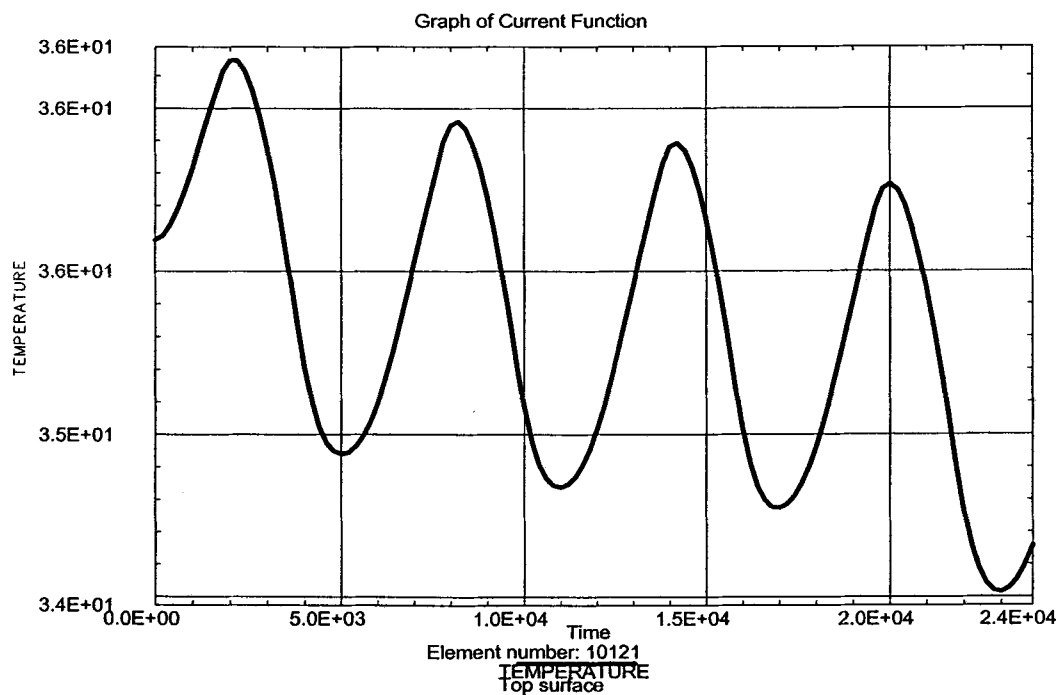


그림 3-151. 원자의선 분광기 내부 온도변화

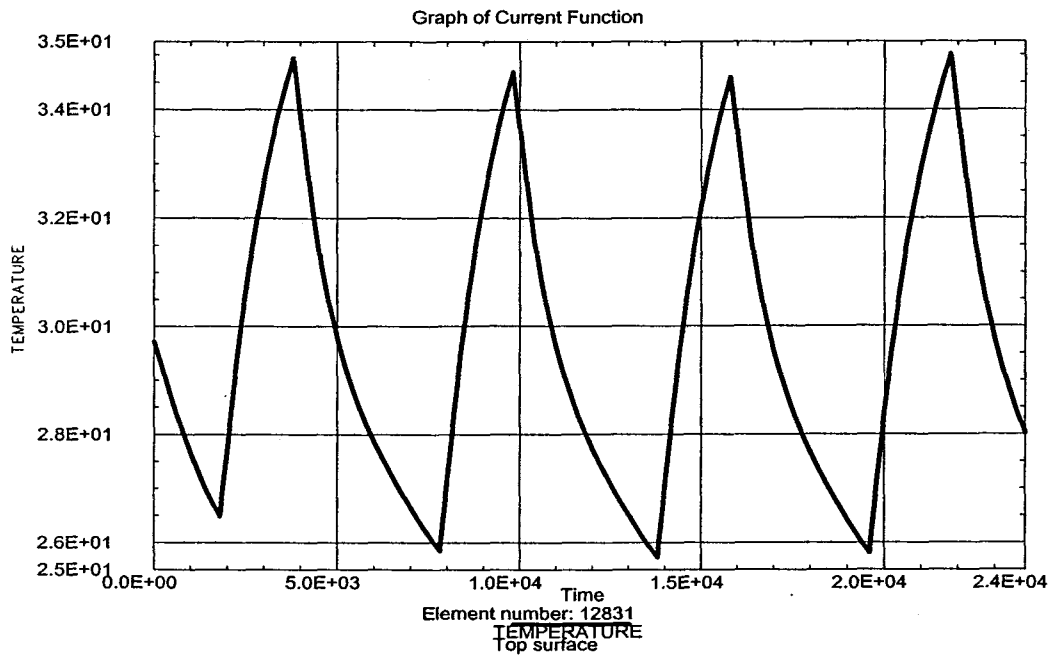


그림 3-152. 별감지기 온도변화

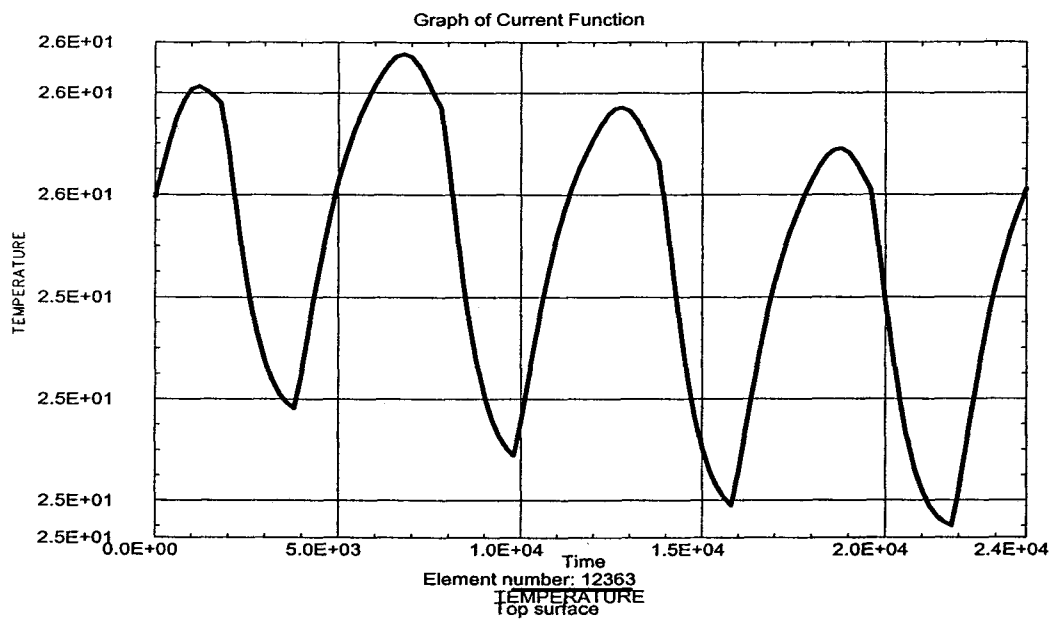


그림 3-153. Space Physics Package 온도변화

(6) 열진공 시험

과학기술위성 1호 비행모델에 대한 열진공시험은 정해진 우주궤도상에서 다양한 임무 수행 중에 겪게 될 진공과 온도변화 환경하에서 위성의 모든 시스템들이 정상적으로 동작하는 것을 확인하기 위하여 실시되었다. 다양한 임무수행 중에 발생하게 될 온도변화를 예측하기 위하여 인증모델에 대한 열평형시험(Thermal balance test)에서 검증된 유한요소 열해석 모델을 이용하여 궤도열해석이 수행되었다. 이러한 궤도열해석에서는 위성의 전체 임무기간동안의 환경 즉, 임무초기에서의 최저온도 조건과 임무말기에서의 최고온도 조건 등이 고려되었다. 비행모델 열진공시험 수준은 이러한 궤도열해석 결과와 위성의 주요 시스템의 시험온도 요구조건을 기준으로 하여 결정되었다.

열진공시험에 적용된 시험수준(Acceptance test levels)은 실제 궤도상에서 정의된 모든 동작 시나리오에 따라 계산된 온도에 모델 불확실성이 고려된 온도 여유값(Model uncertainty margin)을 가감하여 설정하였다. 이러한 온도 여유값은 일반적으로 예상되는 최고/최저 온도보다 11℃ 가혹하게 설정된다. 표 7은 주요시스템의 시험온도를 나타낸다.

열진공시험에서 가장 중요시되는 시스템은 위성 전체 시스템 동작에 큰 영향을 주면서 시험온도범위가 상대적으로 가장 작은 축전지와 주탑재체인 원자외선 분광기이다. 모든 시험과정에서 축전지와 원자외선 분광기의 시험온도는 <표 3-73>의 시험온도범위를 벗어나지 않도록 제어된다. <표 3-74>은 열진공시험 조건을 나타낸다.

모든 시스템들은 열진공시험 전에 시스템내부에서 오염을 일으키는 물질을 제거하고 출기(Out-gassing)량을 측정하기 위하여 진공상태에서 Bake-out되었다. 특히, 진공상태에서의 오염물질이 원자외선 분광기의 성능에 미치는 영향을 예측하기 위해 TQCM(Thermo-elastic Quartz Crystal Microbalance)값을 이용하여 출기량을 정량적으로

주요 시스템	시험온도 범위 (℃)	
	최소온도	최대온도
Battery	-5	35
RX	6.8	48.2
OBC	12.2	48.2
FIMS	6.5	46.5
DCS	-19.7	29.4

표 3-73. 주요 시스템의 시험온도 범위

항목	요구조건
시험주기 수	3 주기
온도변화율	0.5 ~ 3 °C/분
Chamber 압력	1×10^{-5} Torr 이하
고온 및 저온 담금 유지시간	6시간 이상

표 3-74. 열진공시험 조건

항목	요구조건
온도	80 °C
온도변화율	0.2 ~ 3 °C/분
유지시간	48시간 이상
Chamber 압력	5×10^{-5} Torr 이하

표 3-75. Bake-out 조건

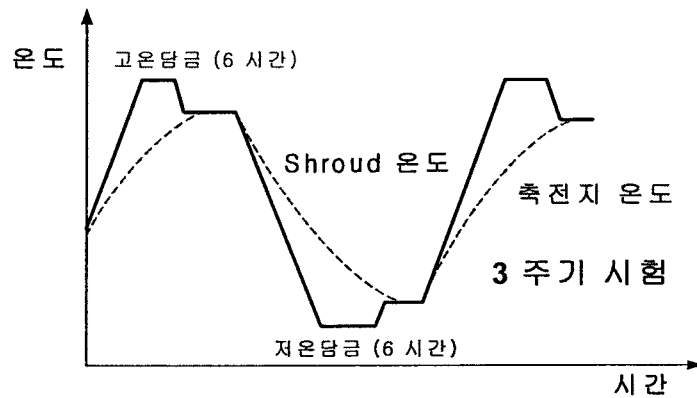


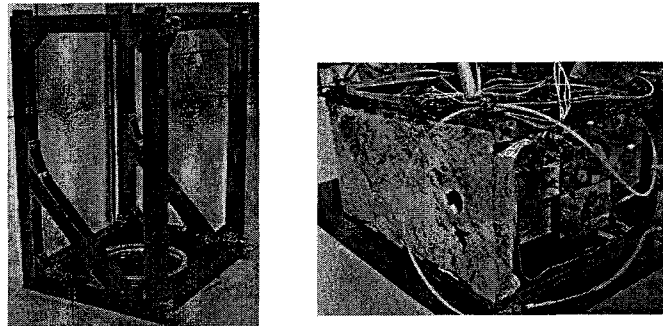
그림 3-154. 시험과정 및 조건

측정하고 잔류가스분석기(Residual gas analyzer)를 이용하여 그 성분을 분석한다. 표 9는 Bake-out조건을 나타낸다.

모든 위성 시스템에 대한 Bake-out을 수행한 후, 열진공시험은 요구조건에 따라 세 차례의 열주기 시험(Thermal cycling test)으로 수행되었다. <그림 3-154>는 열진공시험 시험과정을 나타내며 상온/상압, 상온/진공에서 기능시험을 수행한 후에 모두 세 번의 고

온 및 저온 담금상태(Cold and hot soak)에서 기능시험이 수행되었다. 위성 각 시스템의 온도 요구조건을 만족시키기 위해 시험기 내(Shroud)의 온도를 위성의 축전지와 원자외선 분광기의 온도를 기준으로 제어하였다. 위성의 여러 위치에서 온도를 검출하기 위하여

두



(가)

(나)

그림 3-155. 열진공 시험용 위성장착기

19개의 열전쌍(Thermocouple)이 위성의 내·외부에 부착되었다.

위성을 열진공 시험기에 설치하기 위하여 <그림 3-155> (가)와 같은 프레임 형상의 장착기가 사용되었다. 장착기의 표면은 복사열전달 양을 증가시키기 위하여 열방사율이 크게 되어있다. 이러한 형상의 장착기로 열진공시험을 하는 경우에는 위성 내·외부의 온도차이가 약 10℃이하이므로 시험온도가 낮은 위성 외부시스템의 온도제한으로 인해 내부 시스템의 온도를 충분히 상승시키지 못한다. 이러한 문제점을 보완하기 위하여 <그림 3-155> (나)와 같이 위성장착기의 옆면에 열방사율이 낮은 알루미늄을 부착하여 시험기로부터 시험온도가 낮은 위성의 외부 시스템으로 전달되는 복사열전달의 양을 최소화하였다.

열주기시험이 수행되는 기간동안 진공도는 시험 요구수준을 만족하는 5×10^{-6} Torr 이하로 유지되었으며(그림 3-156), 열진공시험이 수행되기 전에 모든 위성 시스템은 Bake-out되었다. <그림 3-157>는 Bake-out 기간동안 측정된 TQCM값을 나타내며, 시간의 경과에 따라 출기량이 줄어드는 것을 볼 수 있다. 정량적으로 측정된 최종 TQCM값은 $1800 \text{ng/cm}^2/\text{hour}$ 이다.

과학기술위성 1호의 모든 시스템을 시험온도 범위 내에서 기능시험하기 위하여 시험기

내(Shroud)의 온도를 고온에서 100℃까지 가열하였으며, 저온에서는 -130℃까지 냉각하였다(그림 3-156). 기능시험은 고온 및 저온을 각각 세 주기를 반복하며 수행하였으며(그림 3-157), 열주기시험 전·후에 상온/상압에서 기능시험을 수행하였다. <그림3-159>은 열진공시험 동안 측정된 시험기 내의 온도를 나타낸다.

세 주기의 열진공 시험에서 측정된 위성 내·외부의 온도변화는 <그림 3-158>와 같다. 고온과 저온 담금상태를 유지하기 위해 시험기 내의 온도를 적정수준으로 제어하였다. 위성 각 시스템들의 온도는 고온과 저온 담금상태에서 각각 여섯 시간동안 유지되었다. 축전지와 원자외선 분광기의 시험온도는 각각 +35℃~-5℃, +46℃~+4℃에서 유지되어 시험온도 요구조건을 만족하였으며 위성 내·외부 시스템의 시험온도범위 차이가 작으므로 위성 장착기 외부를 알루미늄으로 차단하여 시험온도 수준이 낮은 위성 외부시스템의 온도변화를 최소화하였다. 그 결과 고온 및 저온 담금상태에서 위성 내·외부의 온도차이가 약 6℃이내로 유지되었다.

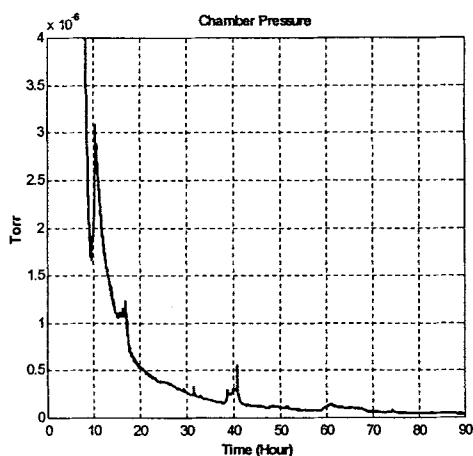


그림 3-156. 진공도 변화

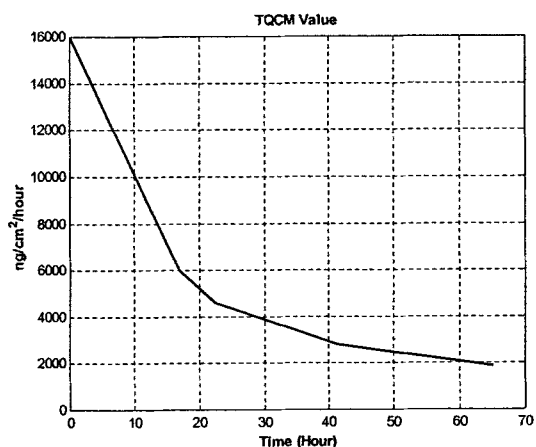


그림 3-157. TQCM 측정량 변화

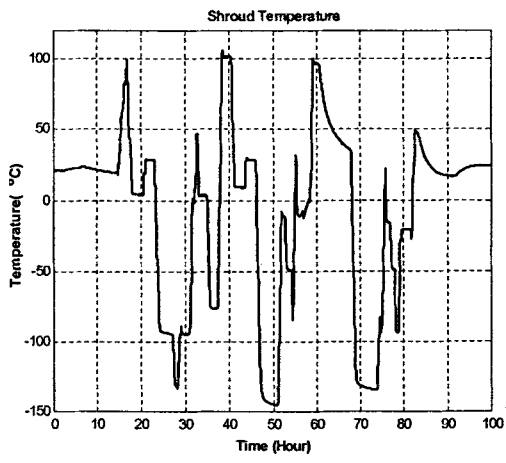


그림 3-158. Shroud 온도 변화

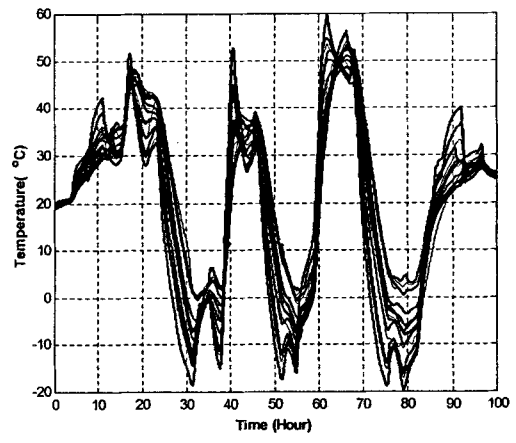


그림 3-159 .각 시스템의 시험온도변화

사. 데이터 수집 시스템 (Data Collection System, DCS)

(1) 시스템의 목적

데이터 수집 시스템(DCS)의 응용분야 및 서비스를 확대함으로써 위성을 근간으로 하는 데이터 수집 통신망 구축으로 다음과 같은 의의를 지니고 있다.

- 동일한 DCS 탑재체가 우리나라의 과학위성1호와 호주의 FedSat에 탑재됨으로써 지상 단말기에 대한 서비스 시간이 늘어남
- DCS는 UN ESCAP에서 제안한 'Simple Common Payload'에 대한 좋은 후보
- 아시아-태평양 지역에서의 환경감시를 위한 데이터 수집 시스템 구축
- 탑재체와 그 데이터는 아시아-태평양 지역의 참여 국가들이 공유

과학기술위성1호의 데이터 수집 시스템은 다음과 같은 분야에 활용될 수 있다.

- 바다, 강, 호수 등의 환경감시
- 산악, 도서지방 등의 기상정보 획득
- 선박/트레일러 등의 물류 관리
- 연근해 및 원양어선 관리
- 개인용 휴대 단말을 이용한 원격지에서의 문자/음성정보 서비스
- 야생동물 추적 / 이동단말 위치추적

(2) 시스템의 요구사항 및 분석

데이터 수집 시스템(DCS)은 다음과 같은 요구사항을 갖는다.

전력 소모

- 28 V (Primary/Secondary) for each modules
- Max. Consumption: UHF(11 W)+BBP(4W)
- 5 Volt support to I/F card (70mA)

메모리(Preferred storage capacity)

- 2 Mbyte: storage only data in MMS
Target: 10 kbyte x 200 MT/day
OBC storing function in case of MMS-PDTx failure
- Less than 1 Mbyte: Mail packets in OBC (Highly dependent on MT operation)

KAISTSAT-4 application may not require frequent use of these packets

- 100 kbyte: Code upload packets in OBC (64kbyte x 10=640kbyte);

물리적용량 (Weight & Size)

- BBP 28.4x18.4x3.5 (1.1 kg)+ UHF 24x24x3.0 (< 1 kg)

운용 지향도 loose condition

- Target distance: ~ 3000 km (Pointing angle:75 deg)
- Broad Antenna Beam pattern(120 deg beamwidth for FedSat)
- Tilted position is allowed for wide coverage
- +/- 30 from +Z is allowable(Randomly scattered targets)

(3) 기능 및 구성도

데이터 수집 시스템(DCS)의 System block Diagram은 <그림 3-160>와 같다.

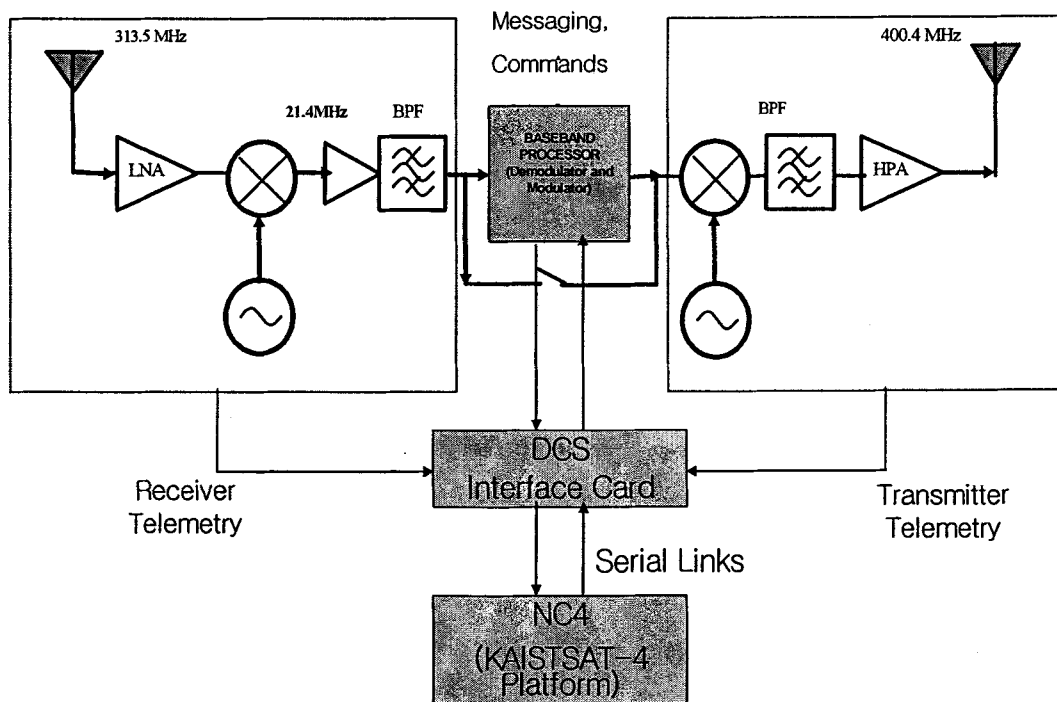


그림 3-160. 데이터 수집 시스템(DCS)의 System Block Diagram

데이터 수집 시스템(DCS)의 운용은 일단 호주의 FedSat이 운용하는 지역을 포함하고 다음 국내에서의 수요에 부합하는 대상 지역에 대해 운용하는 것으로 한다. 이는 과학위성 1호에 할당된 UHF band에서의 주파수 등록과 맞물려서 생각할 수 있는데 DCS를 위한 ITU에 신청된 주파수 대역(400.4, 313 MHz)의 운용 지역은 <그림 3-161>과 <그림 3-162>과 같다.

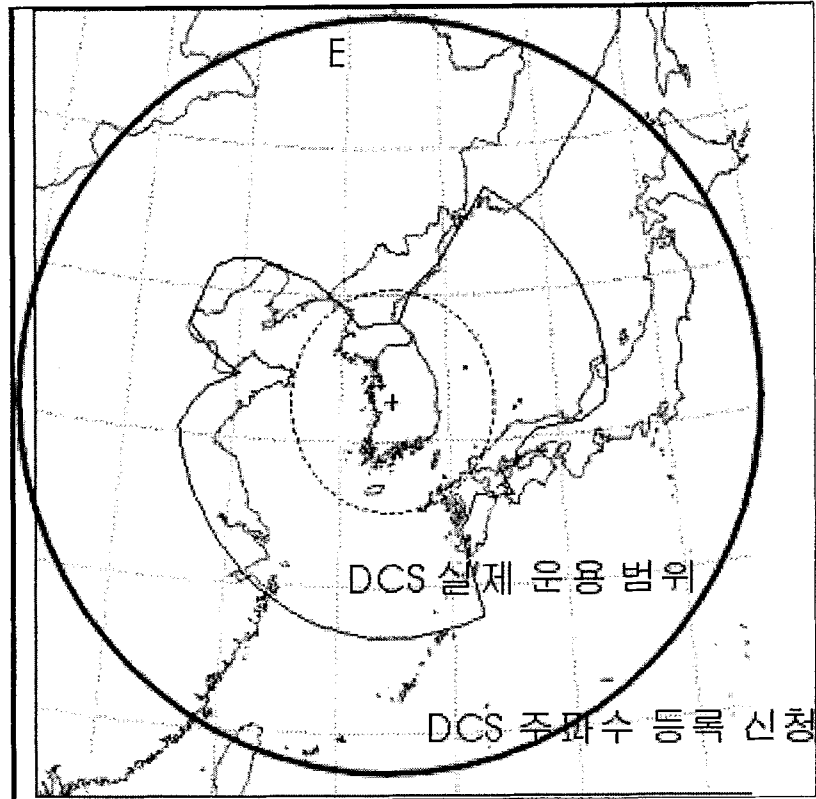


그림 3-161. 한반도 부근에서의 DCS 운용 범위

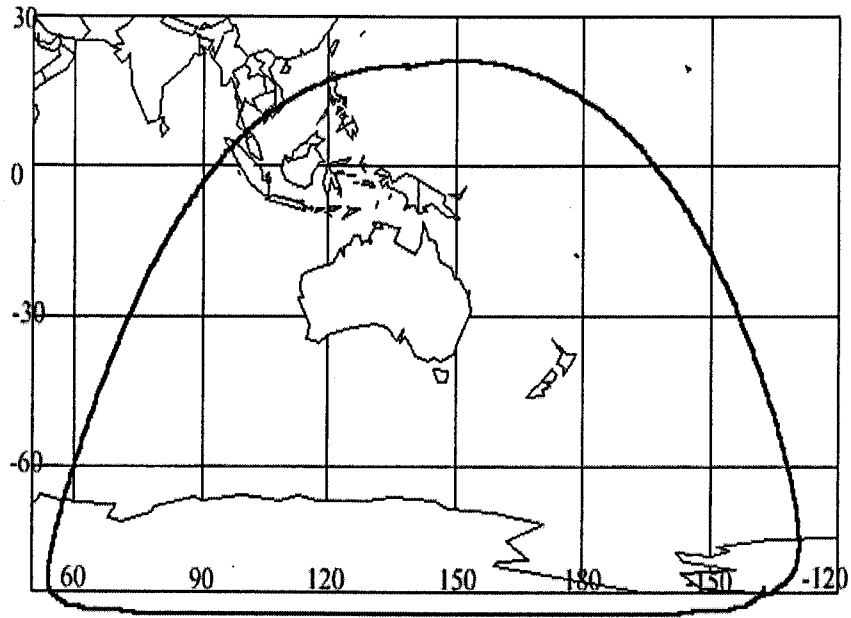


그림 3-162. 호주지역에서의 DCS 운용 범위

호주 지역에서의 동작 시간은 궤도에 따라 10~20분 정도이며, 한반도 지역의 경우도 송신 주파수가 TT&C 송신 주파수와 겹치는 시간을 배제하면 10분에서 20분정도이다. 실제 운용에 있어서는 위치가 정확하게 정의되지 않은, 분산된 MT에 대하여 운용되므로 안테나 지향각은 크게 문제가 되지 않는다. 다만 FedSat의 경우와는 달리 Microstrip Patch형 안테나가 장착되어, PDTx와의 교신때와 마찬가지로 +z 방향이 지상으로 향하도록 자세를 수정하는 것이 Link budget상으로 유리하다. DCS는 한 번에 최대 5개의 MT와 교신할 수 있도록 설계되어 있으며, uplink 데이터율은 최대 4000bps이다. <그림 3-163>과 <그림 3-164>는 해양에 있는 단말기를 통한 DCS 운용의 예이다.

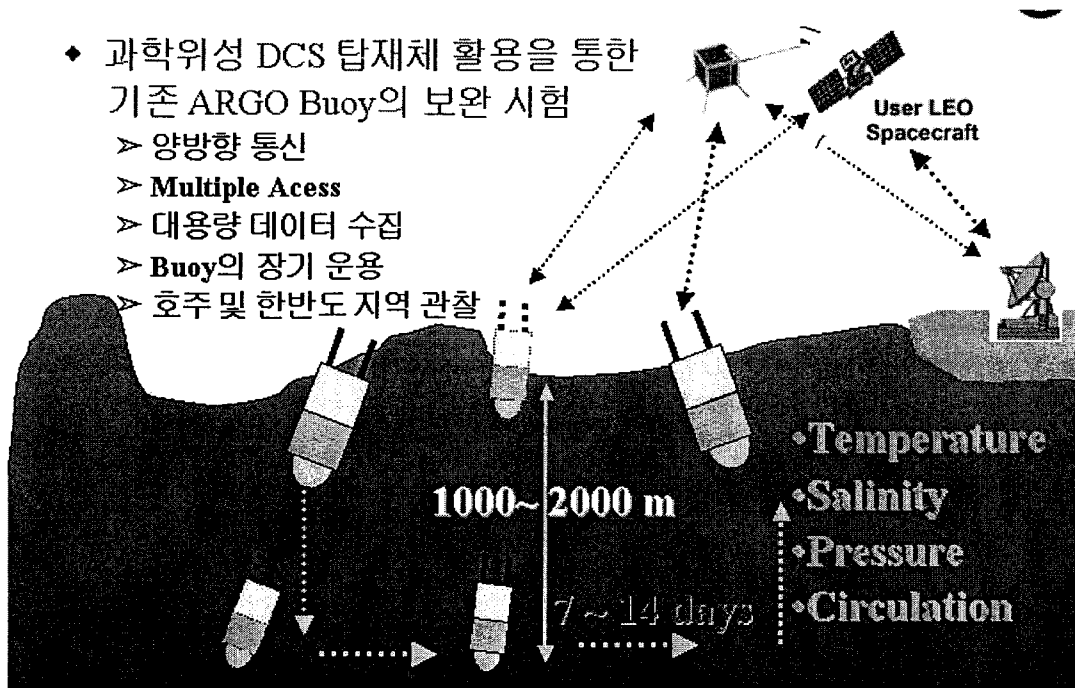


그림 3-163. 해양의 MT를 이용한 운용 개념도

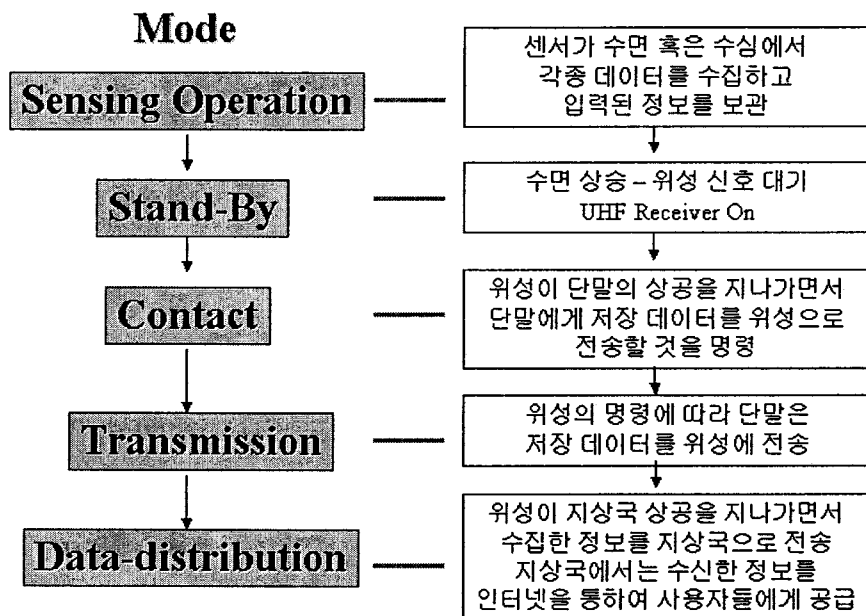


그림 3-164. 해양의 MT를 이용한 운용 개념도

(4) 운영 모드

DCS의 동작 모드는 OBC에 의해서 선택된다. 각 모드 선택은 16bit serial word에 의해 정해지고 이와 함께 각 모듈의 파워 스위치가 on 되어야 한다. 각 모드에 해당하는 word 및 파워 스위치 동작은 다음과 같다. OBC로 부터는 두개의 서로 다른 serial line 이 공급되는데 모드 선택 WORD는 이 중TTC-B-01 #2에 의해 결정된다.

번호	모드	TTC word	UHF 전원	BBP 전원
0/1	UHF store& Forward	0x03F0	On	On
2/3	Code Upload	0x03C1	Off	On
4	UHF Beacon	0x03F4	On	On

동작 순서는 다음과 같다.

- 각 모드별 필요 모듈에 파워 공급
- 전원 On 후 약 1.5 초 정도의 Delay
- Mode Control Word 전송
- 수 초후 DCS 모듈의 digital 및 analog status 정보 모니터 시작

(가) 기본 운용 모드 : UHF packet 모드

UHF packet 모드는 MT (Mobile Terminal)과 위성간의 패킷 통신과 관련된 모든 통신 모드를 포함한다

(나) Code upload 모드

code upload 모드는 DCS가 패킷통신을 하지 않을 때 즉, UHF 모듈이 off되어 있을 때 지상국으로부터 전송된 code를 BBP내부의 boot memory에 upload하는 모드이다.

지상국으로부터 전송된 code는 사이즈가 약 1 Kbit ~ 2 Mbits에 이르며 일단은 OBC의 메모리에 저장된다. Upload가 끝난 후에는 지상국의 telecommand 명령에 의해 BBP의 flash memory에 전송되고 DCS가 reset될 때 자동으로 부팅된다.

(다) UHF beacon 모드

UHF beacon 모드는 위성이 지상국을 통과할 때 지상국에 UHF 신호를 전송함으로써 도플러 효과를 측정할 수 있도록 한다.

(5) 시스템의 구성 및 규격

(가) DCS의 Baseband Processor(BBP)

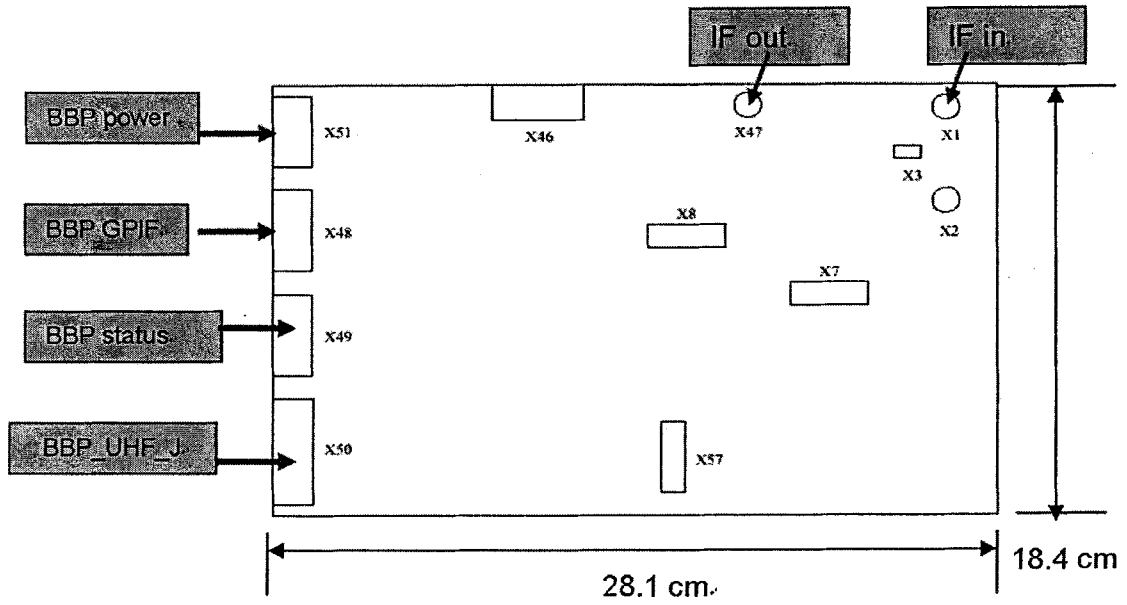


그림 3-165. 데이터 수집시스템의 BBP 구성도

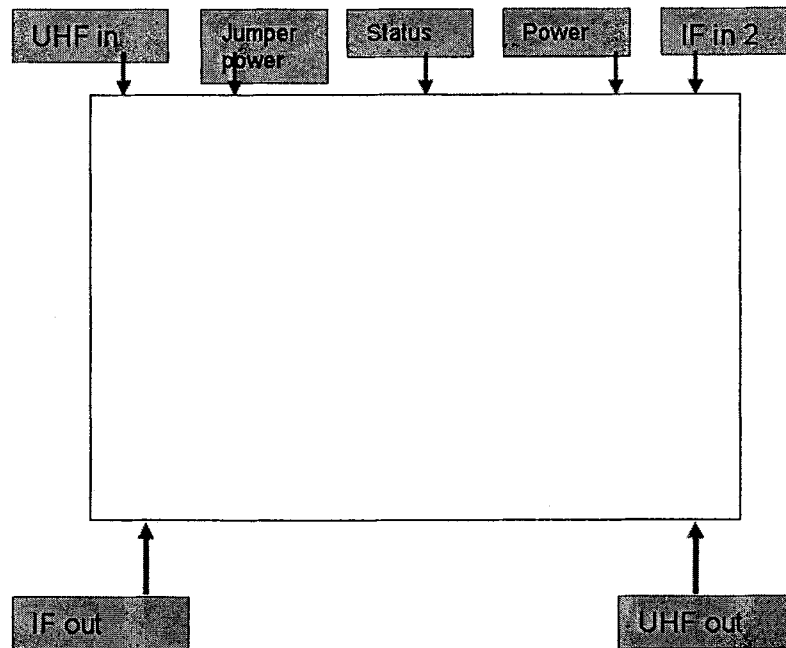


그림 3-166. 데이터 수집시스템의 UHF 구성도

	상향링크	하향링크
주파수 할당	312-315 MHz	400.15-401MHz
전송속도	4000 bps	1000 bps
Multiple Access	TDMA	TDM
변조방식	QPSK	BPSK
전력소모	최대 18W	
무게	1.8 kg	
크기	284 x 184 x 35 mm ³ (BBP) + 300 x 220 x 35 mm ³ (UHF)	

표 3-76. 데이터 수집 시스템 규격

(6) Data Format

(가) Mode Control 선택

-Mode Control Packet Frame Format

SB	16bits	16bits	1 byte	2 byte	EB
	DA	SA	FT=0x81	Command	

Mode Control Packet Frame Description

Mode 종류	Command	Description
UHF store & forward	0x00	Bank 0에서 booting
	0x10	Bank 1에서 booting
Code Upload	0x01	Bank 0에서 booting
	0x11	Bank 1에서 booting
UHF beacon	0x04	지상국과의교신확인
OBC data storage	0x05	MMS data -> OBC

DCS는 패킷 수신 후 확인 패킷을 전송한다. DCS로부터 전송된 확인 패킷이 OBC의 Command Packet과 일치할 경우 DCSIF는 ACK 프레임을 OBC로 전송한다. 만일 잘못된 패킷이 올 경우 DCSIF는 NAK 프레임을 보내며 이 때 OBC는 Mode Control bit를 재전송한다. DCS UHF store & forward모드 초기화는 약 2분 정도 소요되고 초기화가 완료된 후 초기화완료 패킷이 OBC로 전송된다. 초기화 완료 패킷은 다음과 같으며 패킷을 수신하면 DCS는 정상동작을 시작한다.

-Mode Initialization Confirm Frame Format

SB	16bits	16bits	1 byte	1 byte	EB
	DA	SA	FT=0x8A	0x07	

(나)Analog Telemetry Monitoring

각각 BBP에서 7개, UHF에서 14개의 analog telemetry data가 전송된다. 각각의 데이터는 1 byte 크기를 갖는다. 1분에 한번씩 update가 되도록 DCSIF에서 setting 되어 있다. 초기 OBC로의 전송 간격은 3분이다. 이후 변경이 필요할 경우 지상국에서 command를 전송하여 바꿀 수 있도록 한다. 이 정보는 OBC가 DCS analog telemetry request packet의 info field에 1~15 (분) 사이의 값으로서 전송한다.

- DCS Analog Telemetry Request Packet Format

SB	16bits	16bits	1 byte	1 byte	EB
	DA	SA	FT=0x82	주기값(1 ~15)	

- DCS Analog Telemetry Data Packet Format

SB	16bits	16bits	1 byte	23 byte	EB
	DA	SA	FT=0x82	Tele. Data	

(다) DCS Data Packet (MMS 전송패킷)

DCS에서 바로 MMS로 전송 되어 지상으로 down되는 정보들로서, Data Field 크기는 항상 92 byte 로 고정 시킨다.

-DCS Data Packet Frame Format

SB	16bits	16bits	1 byte	2 bytes	3 bytes	2 bytes	70 bytes	3 bytes	12 bytes	EB
	DA	SA	FT=0x83	PID	Header (FC+Size)	SA	MT Data	CRC +FD	Dummy	

UHF store & foreware 모드에서 지상단 말기에서 수집된 일반 수신 데이터 중 OBC로 전송되지 않는 모든 mail packet으로서 대부분의 자료가 이에 해당된다.

-DCS General Status Frame Format

SB	16bits	16bits	1 byte	3 bytes	2 bytes	74 bytes	3 bytes	10 bytes	EB
	DA	SA	FT=0x83	FC+Size	PID	Status info	CRC +FD	Dummy	

MT와의 통신중에 발생하는 일반적 상황을 정리하여 status 정보로 저장, 전송한다. 역시 MMS로 전송된다. DCS와의 통신 중 CRC error가 발생 했을 경우 DCS General Status Frame에서 PID=0, Status info=Received Data를 copy하여 MMS에 전송한다.

-DCS Link Statistics Frame Format

SB	16bits	16bits	1 byte	3 bytes	2 bytes	36 bytes	3 bytes	48 bytes	EB
	DA	SA	FT=0x83	FC +Size	PID	Link Statistics	CRC +FD	Dummy	

DCS와 MT와의 통신중에 발생하는 모든 정보 및 위치 탐색을 위한 Doppler Shift 정보를 전송한다.

(라) Digital Telemetry

DCS의 digital telemetry는 interface card에서만 읽어 들인다. 문제가 발생 되었다고 판단될 때 IF card에서 에러 발생 Frame을 OBC에 전송한다. OBC는 프레임 신호 수신시 에러 발생 시간 정보를 덧붙여서 수신된 info field data를 지상국에 전송한다.

- Digital Telemetry Packet Frame

SB	16bits	16bits	1 byte	2 byte	EB
	DA	SA	FT=0x84	Tele. info.	

(마) Mail Packet 데이터 관련 (OBC 패킷 전송)

DCS는 다양한 종류의 패킷을 전송하는데 대부분의 Mail packet은 MMS에 전달되지만 일부 특수한 경우 OBC에 전달되는 경우도 있다. Mail Request가 수신되면 OBC는 해당되는 메일을 찾아서 DCSIF로 전송한다. DCSIF로부터 Ack Frame이 수신되면 해당 메일을 지운다. 모든 mail packet의 보관 유효기간은 일주일이다. 메일의 재전송과 관계없이 이 시간이 경과되면 지운다.

각 지상 단말을 제어하기 위해 지상국에서 특정 메일로 command를 보낼 수 있도록 한다. 이를 위해 지상국에서 보낸 Command를 OBC는 Mail Message Type 으로 변환하여 전송할 수 있도록 한다. 이는 지상국이 마치 하나의 단말기인 것처럼 간주하는 것이다.

3. 지상국 (Ground Station)

이 장에서는 과학기술위성 1호의 운용에 필요한 명령 지상국과 수신 처리 지상국의 요구사항을 파악하고 세부적인 시스템 규격을 정의하며 위성체와의 각종 통신상에 필요한 인터페이스 사항을 정의한다.

과학기술위성 1호의 지상국 시스템은 크게 기본적인 위성의 운용에 필요한 명령 지상국과 원격탐사 탑재체의 운용을 위한 수신 처리 지상국으로 나뉜다. 명령 지상국은 위성의 상태를 확인하고 운용상에 필요한 명령 기능을 수행하여야 하며 수신 처리 지상국은 원격탐사 탑재체의 운용 계획 수립, 데이터 수신 및 처리를 통해 얻어진 영상정보를 각종 원격탐사 응용분야에서 널리 활용될 수 있도록 사용자를 지원할 수 있어야 한다.

가. 명령 지상국

(1) 시스템의 목적

과학기술위성 1호 명령 지상국은 위성에 각종 명령이나 프로그램을 송신하여 위성을 조정하고, 위성의 건강상태를 파악할 수 있는 원격검침정보와 탑재체로부터 측정된 실험 자료를 수신하며, 수신된 모든 자료를 저장, 처리 및 관리하여 위성의 상태를 점검 및 정상적으로 유지하고 수신 자료를 요구하는 사용자들에게 분배하는 역할을 한다.

(2) 시스템 요구사항 및 분석

(가) 시스템 요구사항

Req't ID	Item	Description
K4GSS41010	Function	Uplink 송신, 원격 명령 및 프로그램 Downlink 수신, 판독, 저장 및 분배
K4GSS41020	Coverage	KAIST내 명령지상국 상공
K4GSS41030	Accessibility	발사 초기운영, 정상운영, 비상운영 단계에서 계속적으로 명령 송신이 가능할 것 초기 인식단계 이후 계속적으로 Telemetry 수신 가능할 것.
K4GSS41040	BER	우리별 1/2호의 packet size에서 90% 이상의 Tx. Throughput을 낼 수 있도록 1.0 E -5
K4GSS41050	Frequency	D/L : 401 ~ 402 MHz (UHF) & 2200~ 2300 MHz (S-band) U/L : 148~149.9 MHz (VHF)
K4GSS41060	G/T	> -10 dB/K (UHF) > + 10 dB/K (S-band)

K4GSS41060	EIRP	> +25 dBW
K4GSS41070	Data rate	D/L : 1200/9600/38400 bps U/L : 1200/9600 bps

(나) 시스템 요구 사항의 분석

① Downlink Ground station G/T

위의 요구사항과 위성체의 통신 시스템의 요구사항을 만족시키기 위하여 필요한 지상국의 G/T는 400MHz 대에서 -12dB/K , 2200MHz 대에서 10dB/K 이상이다.

다음은 이미 보유하고 있는 13m Antenna를 사용하여 2250MHz를 수신하였을 때의 Link Budget이다. 3m 안테나를 사용했을 경우와는 달리, 10dB 이상의 통신이득을 가지는 것을 알 수 있다.

송신 주파수 :	2250 MHz
송신 출력 :	1 Watt
위성체 안테나 이득 :	0 dBi worst case
변조 방식 :	FSK/FM
데이터 속도 :	38400 bps
Bit Error Rate :	E-5
수신시스템 잡음 온도 :	250K
지상국 G/T :	+ 23 dB/K (13m Antenna , 5 deg El)

Items	Unit	0 Deg	10 Deg	20 Deg	30 Deg	60 Deg	90 Deg
Carrier Frequency	MHz	2250	2250	2250	2250	2250	2250
Data Rate	bps	38400	38400	38400	38400	38400	38400
RF BW Occupied (QPSK)	KHz	80	80	80	80	80	80
Transmitter Output Power	Watt	1	1	1	1	1	1
Transmit Antenna Gain	dBi	0	0	0	0	0	0
EIRP	dBW	0	0	0	0	0	0
Range at given Elevation Angle	km	3115	2198	1621	1269	817.8	720
Free Space Loss	dB	-169.4	-166.3	-163.7	-161.6	-157.7	-156.6
Polarization Loss	dB	-2	-2	-2	-2	-2	-2
Implementation & Additional Loss	dB	-2	-2	-2	-2	-2	-2
Antenna Pointing Loss	dB	-1	-1	-1	-1	-1	-1
Receive System G/T	dB/K	22	23	23	23	23	23
Boltzmann's Constant	dBW/Hz/K	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6	-228.6
C/No	dBHz	76.2	80.3	82.9	84.0	88.9	90
Eb/No	dB	30.4	34.5	37.1	38.2	43.1	44.2
Required Eb/No	dB	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8	13.8
Link Margin	dB	16.6	20.7	23.3	24.4	29.3	30.4

표 3-77. S-band Downlink Link Budget

② Uplink EIRP

위의 요구사항과 위성체의 통신 시스템의 요구사항을 만족시키기 위하여 필요한 지상국의 EIRP는 +25dBW 이상이다.

(3) 기능 및 구성도

과학기술위성 1호 명령 지상국의 하드웨어와 소프트웨어의 구성은 각각 <그림 3-167> 및 <그림 3-168>과 같다.

(가) 위성 추적

궤도요소를 바탕으로 위성의 위치를 계산하고 위성이 가시권 안에 들어오면 통신이 이루어지도록 안테나를 구동하여 위성을 지향하도록 한다. 또한 Pre-Pass메시지를 PC에 전달하여 각 PC들로 하여금 GSC를 초기화하고 송수신기를 설정하게 한다. GSC는 초기화 과정에서 PC, TNC 및 모뎀 간의 경로를 설정하고 LNA 등 통신에 필요한 장비를 동작시킨다.

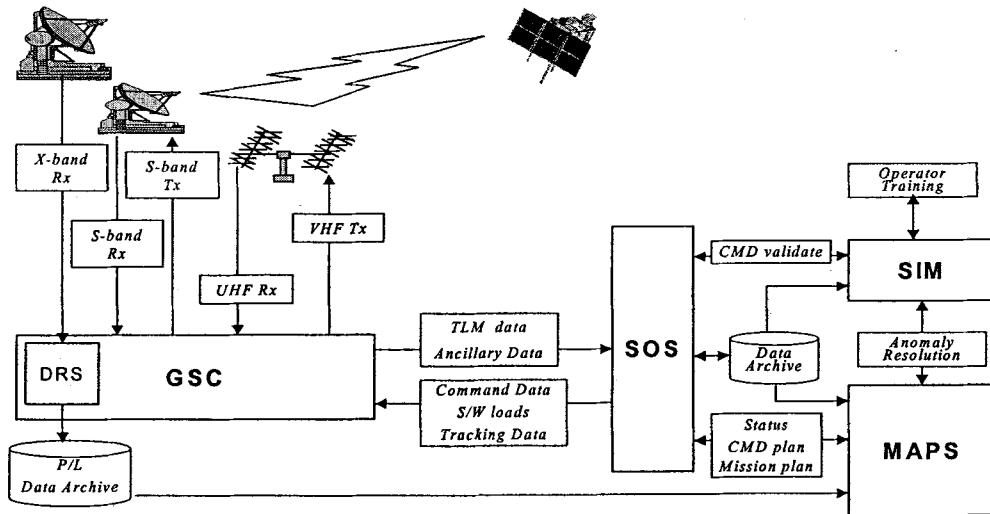


그림 3-167. 과학기술위성 1호 지상국 구성도

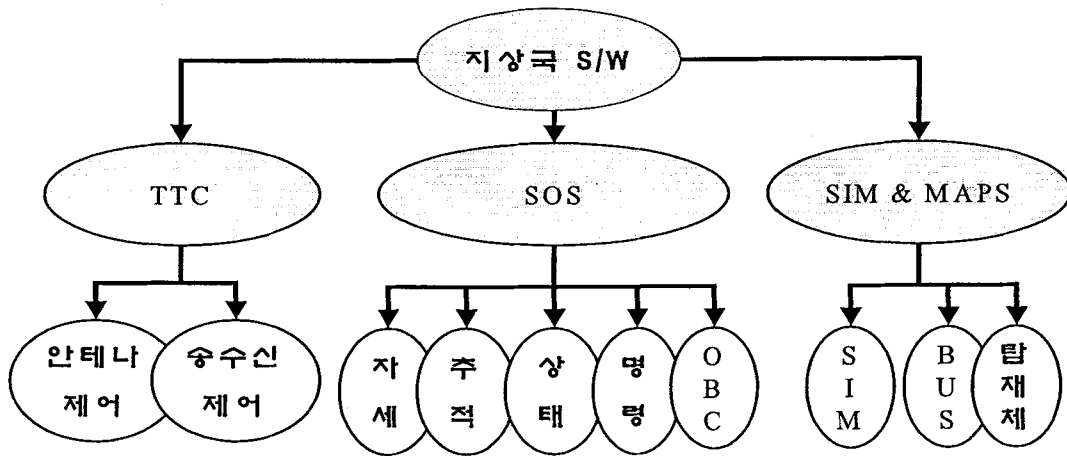


그림 3-168. 과학기술위성 1호 지상국 소프트웨어 구성도

(나) Downlink 수신

Pre-pass에서 설정된 경로를 통해 위성의 UHF 및 S-band Downlink를 통해 보내진 정보가 PC로 전달된다. UHF downlink는 UHF Antenna를 통하여 수신기로 수신하여 GSC내의 FSK modem 과 AFSK modem에서 디지털 신호로 바뀌고 TNC에서 PC로 전달 된다. S-band Downlink는 13m 안테나를 통하여 수신기로 수신되고 GSC에서 TNC를 거쳐 PC로 전달 된다.

(다) Uplink 송신

원격 명령, OBC 통신 패키지의 형태로 PC에서 생성된 정보는 GSC내의 TNC를 거쳐

Modem을 통하여 송신기에 전달된다. 송신기에서 발생된 고주파 신호는 VHF 안테나를 통하여 위성으로 방사된다.

(라) 데이터 저장

위성으로 수신된 정보나 송신된 내용은 위성의 운용에 필요한 정보가 된다. 정보의 내용에 따라 이를 분류하여 저장하고 사용자에게 편리하게 사용할 수 있는 미디어를 통하여 공급하는 역할이 필요하다. 이를 위하여 각 PC는 Post-pass기간에 생성된 자료를 분류, 저장하며 분배는 Floppy Disk, ZIP disk, CD-ROM 및 network등의 형태로 이루어지고 이를 위해 각종 미디어를 수용할 수 있도록 Archive PC를 구성한다.

(4) 시스템 운영 모드

(가) 초기 인식 모드

위성이 발사되어 지상국과의 통신을 시작하는 단계이다. 이를 위하여 VHF Uplink와 UHF Downlink가 이용이 된다. Uplink를 통하여 송신기를 켜는 명령을 보내고, 송신기가 켜지면 원격 검침 정보를 받는다.

(나) OBC Booting 모드

위성내의 OBC를 초기화시키는 단계이다. 이를 위하여 VHF Uplink와 UHF Downlink 및 S-Band Downlink가 이용된다. 위성의 자세 제어가 태양 추적 상태에 있는 상태이다. WOD(Whole Orbit Data)가 제공되지 않으므로 MTC로부터의 원격 검침 정보가 Downlink의 한 채널로 내려오고 OBC의 정보가 다른 채널로 전송이 된다. 이를 통하여 Booting과정에서 Telemetry를 볼 수 있게 된다.

(다) 정상 운용 모드

위성이 정상 상태에서 운영이 되면 VHF Uplink와 S-Band Downlink 혹은 UHF Downlink가 이용된다. 특별한 경우를 제외하고 모든 운용은 OBC를 통해 이뤄지며 Up/Downlink Data Rate은 모두 9600bps이다.

(라) 데이터 전송 모드

OBC나 탑재물로부터 많은 데이터를 한꺼번에 받을 경우 이용되는 모드이다. VHF Uplink와 S-Band Downlink 또는 UHF Downlink가 이용이 된다. S-Band Downlink는 최대 38400bps

의 속도로 통신할 수 있으며 이와 동시에 UHF Downlink를 통하여 OBC의 message를 받을 수 있다.

(마) 비상 모드

위성에 고장이 발생하여 정상적인 운용이 되지 않는 단계이다. 이를 위하여 VHF Uplink와 UHF Downlink가 이용이 된다. Downlink를 통하여 원격 점검 정보를 받는다.

(5) 시스템 구성 및 규격

(가) UHF 안테나

Frequency	395 ~ 405 MHz
Forward Gain	15.2 dBi
3dB Bandwidth	22 deg
VSWR	1.2 : 1

(나) VHF 안테나

Frequency	140 ~ 150 MHz
Forward Gain	11.5 dBi
3dB Bandwidth	41 deg
VSWR	1.5 : 1

(다) Polarization Switch

Frequency	140 ~ 150 MHz
-----------	---------------

(라) LNA(Low Noise Amplifier)

BW(1dB)	100 - 450 MHz
NF	~ 1.5 dB
Gain	30 dB
Gain Variance	+/-0.5 dB
Compression Point (1dB)	+8 dBm
Supply Voltage	15 VDC
Supply Current	50 mA
VSWR	1.5 : 1

(마) Receiver (ICOM IC-8500)

Input Frequency Range	0.1 ~ 824 MHz
Demodulation	SSB , AM ,FM , CW
Sensitivity	0.5 μ V
Frequency stability	+/- 0.0003 % (-10 ~ +50 C)
Selectivity	More than 12 kHz/-6dB
RF connection	50ohm, N-type

(바) 송수신기 (YAESU FT736 R + CAT I/F(FIF- 232C))

Operating Freq. Range	144 ~ 145.99999 MHz, 430 ~ 439.99999 MHz
Emission Types	FM (F2D FSK, F3E wice)
Operating Temperature Range	-10 ~ 60 C
Reference Oscillator Stability	1 ppm (+ 10 to + 40 C)
	5 ppm (- 10 to + 60 C) after 15 minutes warm up
Antenna Impedance	50 Ohm, unbalanced
Modulation Method	FM variable reactance (5 kHz max deviation)
Spurious Radiation	Better than -60dB
Computer Interface	Serial I/O connection
RF signal Connection	N type jack for 430 MHz band
	M type jack for 144 MHz band

(사) Antenna Rotor

Motor Voltage	24 VAC
Rotation Time	Elevation (180 deg): 58 sec
	Azimuth (360 deg): 50 sec
Rotating Torque	Elevation : 14 kg-m
	Azimuth : 15 kg-m

(아) SaTReCker

Voltage Output	24 VAC
Function	Antenna rotor control Angle readout
Interface	RS-232C

(자) GSC

Remote Control
1200bps AFSK , 9600/38400bps FSK Modem
Analogue Switch
Serial Data Switch Matrix
TNC embedded

(차) Oscilloscope

2 ch input, 20 MHz Bandwidth, External synch

(카) PC

지상국운용을 위해 요구되는 PC의 최소요구조건은 다음과 같다.

CPU	Pentium 4
Memory	256 Mbyte
HDD memory	40 Gbyte
Monitor	17 in, Multisynch

나. 수신처리 지상국

(1) 시스템의 목적

수신처리지상국의 목적은 과학기술위성 1호 지구관측 탑재체의 운용계획을 수립하고, 관측데이터를 수신, 처리하여 사용자가 실제 응용에 활용할 수 있도록 하는데 있다.

(2) 시스템 요구사항

(가) 일반 요구 사항

Req't ID	Item	Description
K4GS42010	Approach	저가 시스템으로 구축 Modular concept를 이용한 확장형 S/W로 개발 Operational level의 최대한 자동화된 시스템 개발
K4GS42020	Function	과학기술위성 1호 X-band데이터 수신 수신된 데이터를 실시간으로 PC 하드디스크에 저장
K4GS42030	Redundancy	데이터 수신, 저장 시스템은 dual redundancy를 두어 영상데이터를 잃어버리지 않도록 한다. 처리, 분배시스템은 redundancy없이 설계한다.

(나) 안테나 시스템 요구사항

Req't ID	Item	Description
K4GS42100	General	위성 관측 데이터 수신용 안테나 사용 과학기술위성 1호 영상 데이터 수신을 위한 GSC configuration modification
K4GS42110	Tracking Capability	궤도 추정을 이용한 program mode 추적 X 및 S-band 신호를 추적하는 autotrack mode 추적
K4GS42120	Frequency	X-band
K4GS42130	G/T	25dB/K 이상
K4GS42140	Bit-sync Data Rate	5Mbps이상
K4GS42150	Demodulation	QPSK

(다) 수신 시스템 요구사항

Req't ID	Item	Description
K4GS42200	General	PC에 직접 접속시킬 수 있는 카드 형태의 인터페이스로 개발
K4GS42210	Function	입력 디지털 데이터의 직-병렬 변환 병렬데이터를 실시간으로 PC 주 메모리에 전송 H/W phase detection 및 프레임 동기화 Descrambling
K4GS42220	Input data rate	3.2Mbps

(라) 저장 시스템 요구사항

Req't ID	Item	Description
K4GS42300	Platform	PC 및 external data storage device
K4GS42310	Function	수신된 병렬데이터를 PC하드디스크에 저장 S/W 프레임 동기화 데이터 formatting 영구 저장 매체 (tape or CD)로 데이터 저장
K4GS42320	Capacity	최소 3 passes를 촬영하여 수신된 데이터를 PC하드디스크에 일시 저장

(3) 기능 및 구성도

수신처리시스템은 크게 안테나시스템, 수신시스템, 저장시스템, MWD 시스템, 전처리시스템, 그리고 분배시스템의 서브시스템들로 구성되어 있으며 이 개괄적인 그림은 <그림 3-84>에서 보여준다.

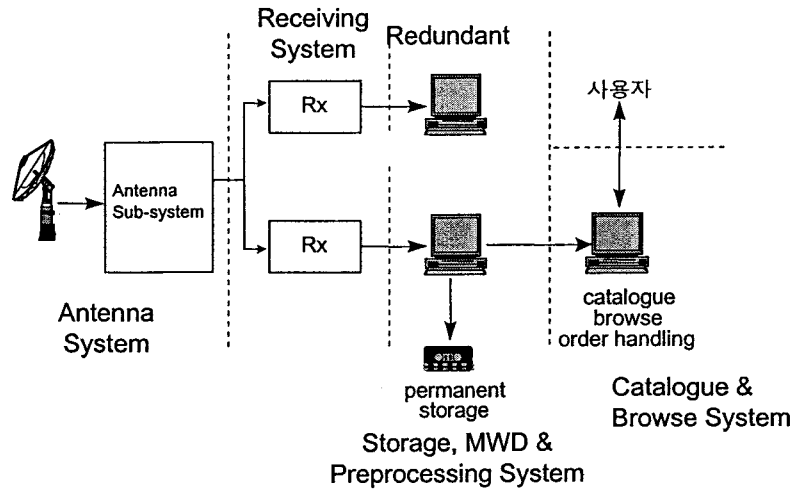


그림 3-169. 수신처리시스템 구성도

안테나로부터 수신된 신호는 복조, 비트 동기화를 거쳐 수신시스템으로 전달된다. 병렬적으로 연결된 유사한 두개의 수신카드는 직렬 디지털 데이터를 입력받아 병렬 데이터로 전환시킨 후 저장 및 MWD 시스템으로 전송시킨다. 수신된 sub-sampled영상은 MWD 시스템에서 실시간으로 화면에 디스플레이되며 full영상은 저장시스템의 PC 하드디스크에 저장된다. 저장된 데이터는 데이터 formatting을 거쳐 전처리되고 또한 카탈로그 데이터는 분배시스템의 데이터베이스에 입력되어 사용자가 검색할 수 있도록 한다.

다음은 각 서브시스템의 기능 및 구성도를 설명한다.

(가) 안테나 시스템

안테나 서브시스템은 <그림 3-85>에서 보여주는 것과 같이 크게 위성신호 추적(tracking)과 데이터 수신 두 가지 기능을 수행한다.

위성추적은 먼저 GSC가 위성의 궤도를 추정하여 추적하는 program-mode로 시작되고 S 또는 X-band신호를 획득하였을 때는 그 신호의 세기와 위상을 비교하여 auto-track mode로 신호를 추적한다.

X-band신호는 주파수 변환을 통해 microdyne receiver에서 복조된다. 입력 데이터 속도(3.2Mbps)와 같은 클럭이 발생하여 Phase Locked Loop (PLL)을 통해 데이터와 그 위상을 맞추는 비트 동기화가 이루어진다. 위상이 맞은 데이터와 클럭신호는 수신카드로 전송된다.

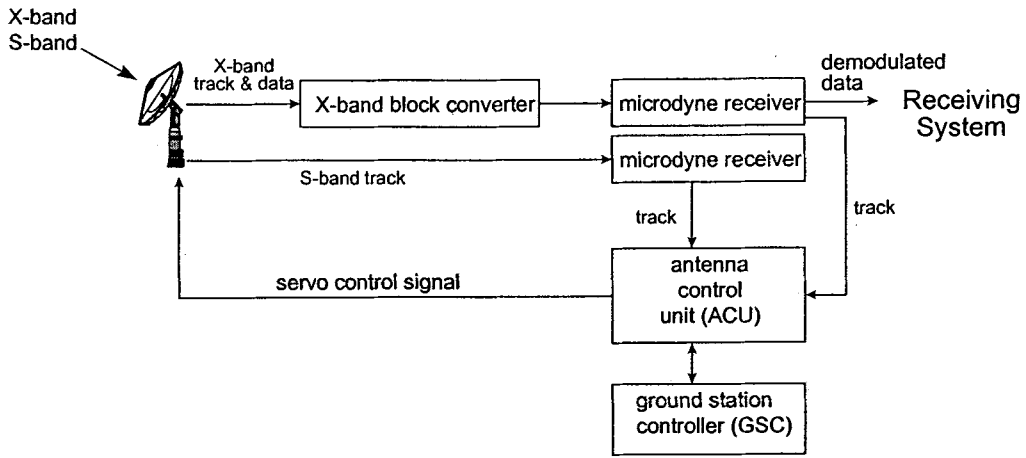


그림 3-170. 안테나 서브시스템 구성도

(나) 수신 및 저장시스템

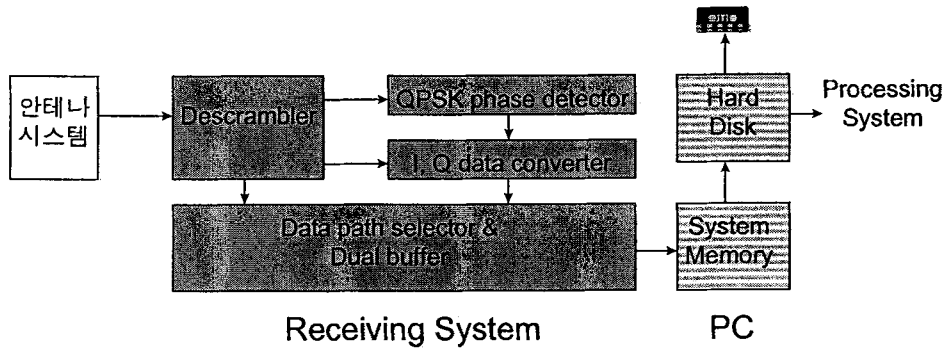


그림 3-171. 수신 및 저장시스템 구성

수신시스템은 안테나시스템에서 직렬 이진 데이터와 동기클럭을 받는다. 먼저 Descrambling을 수행한 후 H/W phase detector를 거쳐서 I, Q데이터를 분리시킨다. 이렇게 된 직렬데이터는 버퍼 (FIFO)에 연속적으로 저장되고 일정한 데이터 양 이상이 버퍼에 쌓이면 PC에서 DMA방식을 사용하여 한 프레임을 읽어 들인다. 이 데이터는 PC의 하드 디스크에 저장되며 또한 영구 저장 매체로 옮겨진다.

(4) 시스템 운용 모드

과학기술위성 1호 원격탐사 탑재체의 임무 수행, 영상데이터의 수신, 처리 및 분배를 수행하는 것은 크게 수신 및 저장 모드와 처리 및 분배 모드로 나눌 수 있으며 이는 <그림 3-171>에 나타나 있다.

(가) 수신 및 저장 모드

과학기술위성 1호 원격탐사 탑재체의 운용 계획을 수립하고 촬영된 지구 영상데이터를 수신, 저장하는 운용 모드이다. 이 모드는 먼저 Mission Control Unit(MCU)에서 지구관측 탑재체의 장기 및 단기 운용계획을 수립하여 이를 지상국으로 보낸다. 지상국은 요청된 운용계획의 기술적인 검토를 통해서 이에 따라 위성을 운용하며 이에 따른 확인된 운용 계획을 다시 MCU에게 통보한다. MCU는 탑재체의 운용 계획을 수신처리담당에게 통보하고 수신처리시스템은 이에 따라서 과학기술위성 1호 영상 데이터를 수신하여 저장한다. 이 모드에는 또한 수신, 저장된 영상 데이터의 카탈로그 생성 및 구름양 측정을 수행하는 것까지 포함한다.

(5) 시스템 구성 및 규격

(가) 안테나 시스템

Main reflector : 13m diameter

Freq. Range : 8025 - 8400 MHz (X-band), 2200 - 2300 MHz (S-band)

Polarization : RHCP / LHCP (switch selectable)

Gain : 35dB/K (X-band), 23 dB/K (S-band) at 5 deg elevation

Beam width (X-band) : 0.19 deg (nominal)

Demodulation : BPSK, QPSK, UQPSK

Input data rate (for bit-sync) : > 105 Mbps

(나) 수신시스템

Descrambler : EPROM

QPSK phase detector : EPROM

Serial-parallel buffer : FIFO IDT720X

DMA transfer interface

(다) 저장시스템

Platform : PC Pentium Pro 233 MHz (32MB RAM, 10GB HDD) 2 units

Permanent archive device : tape driver or CD-ROM writer (TBD)

LAN

나. 지상 관제 프로그램.

과학기술위성 1호는 고도 약 700Km이며, 하루 4~5회 접속 가능하며, 지상국을 지나는 시간은 약 10분 정도이다. 통신 링크로는 상향 링크로 VHF와 Sband 가능하며, 하향 링크로 UHF와 Sband가 제어용으로 사용되고, Xband는 우주 관측 데이터용으로 사용된다. 이러한 링크 조건을 바탕으로 과학 위성 1호와 지상국은 위성의 네트워크와 연결 채널, OBC와 연결 채널을 통하여 관제를 한다. 또한 이러한 관제는 관제 전 관제 계획과 관제 후 관제 및 위성 상태 분석을 바탕으로 이루어진다. 그러므로, 지상 관제 프로그램을 통신 신호 처리 시스템을 제어하는 프로그램, 지상 관제를 위한 프로그램, 지상 관제를 위한 계획 및 분석 프로그램으로 분류 할 수 있다.

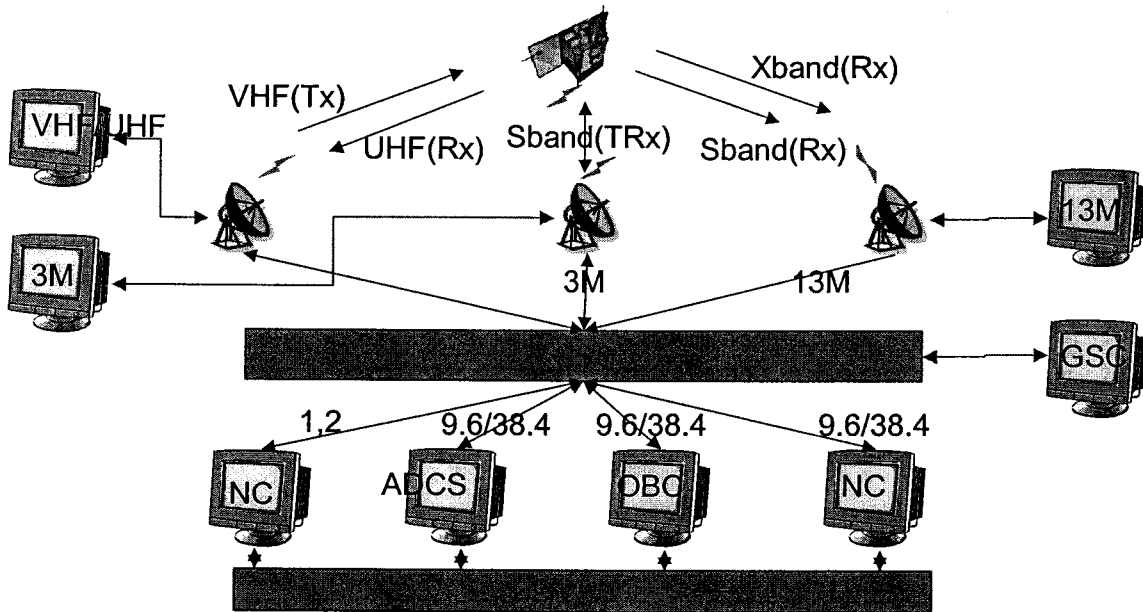


그림 3-172. 과학 기술 위성 1호 지상 관제 연결 개념도

1. 통신 신호 처리 시스템

통신 신호 처리 시스템은 위성의 네트워크 시스템 및 OBC와 지상국 제어 컴퓨터 사이에 무선 주파수 채널을 통하여 신호를 원활히 주고 받기 위한 시스템이다. 이를 위해서 상향 링크에서 측면에서 보면 지상국 제어 컴퓨터에서 발생한 RS232C 신호는 GSC 제어기를 통해 모뎀을 거치며, 이 신호는 각 안테나 제어기를 이용하여 필요한 주파수로 바뀌고 안테나를 통해 위성으로 신호를 보내게 된다. 빠르게 움직이는 위성에 대해서 주파수는 도플러 효과에 의해 변이되며, 이를 보정할 필요가 있다. 하향 링크 측면에서 보면 OBC나 NC1에서 발생한 신호는 링크 설정에 따른 모듈레이터를 거쳐서 위성 안테나를 거쳐서

무선 신호를 발생시킨다. 지상국에서는 이 무선 신호를 안테나에서 받아서 적절한 디모듈레이션을 거쳐서 GSC 제어기를 통하여 이렇게 통과된 신호는 RS232C 신호를 거쳐서 제어 컴퓨터에서 받는다. 그러므로, 통신 신호 처리 시스템의 주요 프로그램은 안테나를 제어하는 프로그램과 GSC 제어기를 제어하는 프로그램이다.

가. 안테나 제어 프로그램

관제용 과학 위성 1호 안테나는 VHF,UHF,Sband(Up),Sband(Down)으로 이루어졌다. 이러한 안테나로부터 원활한 송.수신을 위해서는 도플러 쉬프트에 의해 발생하는 주파수를 보상 프로그램, Sband 수신기 제어 프로그램, Sband 안테나 제어 프로그램 등을 이용한다.

(1) 도플러 쉬프트 보상 프로그램

기본적으로 과학 위성 1호에서는 VHF 상향 링크에 대한 도플러 쉬프트 제어, UHF 하향 링크에 대한 도플러 쉬프트 제어, Sband 상향 링크에 대한 도플러 쉬프트 제어를 하며, Sband 하향 링크에 대해서는 기기가 가지고 있는 자체 도플러 쉬프트 보상 방식을 이용한다.

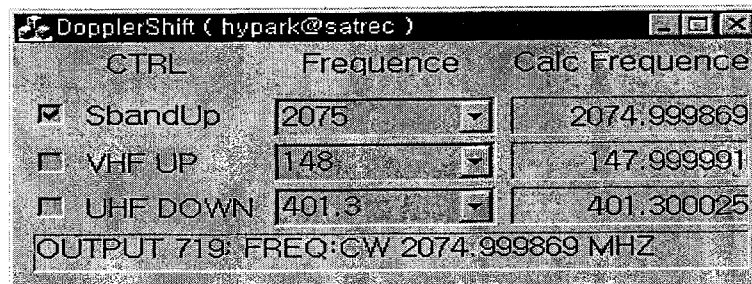


그림 3-173. 도플러 쉬프트 보상

(2) Sband 수신기 제어 프로그램

또한 하향 링크에서 Sband 수신기에 대한 제어를 컴퓨터를 통하여 제어할 수 있다. 이 프로그램을 통하여 제어 컴퓨터의 모니터를 통해서 Sband 수신기의 각 상태를 제어할 수 있으며, 주로 수신 감도를 이용하여 현재 Sband 수신 상태를 알 수 있다.

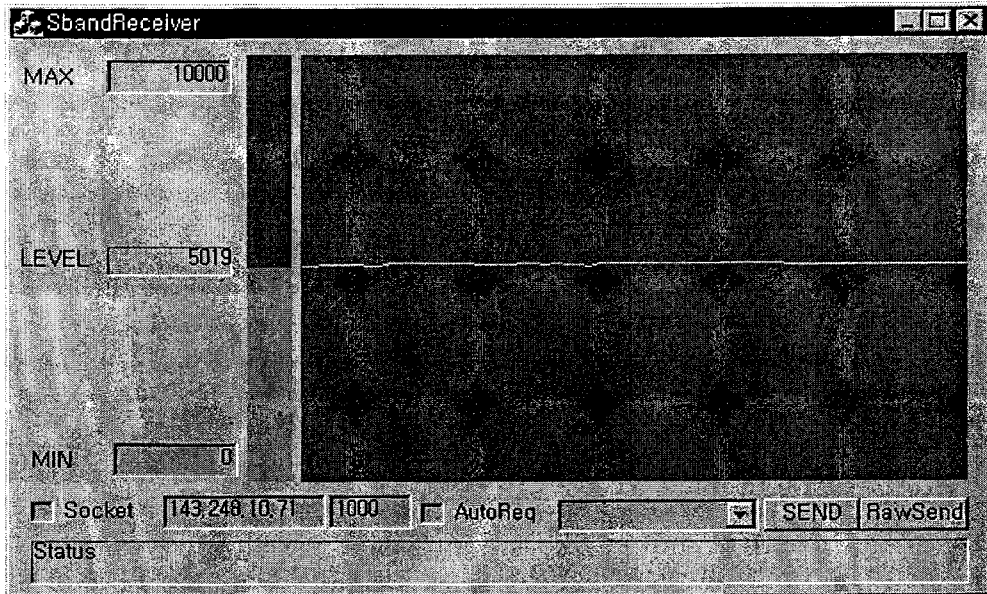


그림 3-174. Sband Receiver 제어

(3) 3.7미터 Sband 안테나 제어 프로그램

과학 기술 위성 1호의 Sband 상향 링크를 위해서 3.7미터 Sband 안테나를 이용한다. 이 안테나 시스템을 제어하기 위해 Sband 안테나 제어 프로그램을 이용한다. 이 시스템은 RS232C를 통하여 Sband 안테나 제어 컴퓨터에 명령을 송신하거나, 상태를 얻어서 표시할 수 있다. 또한 이렇게 주고 받는 명령들을 명령어로 생성하였으며, 궤도 계산을 통해서 위성과 접속 시간 전과 접속 시간 및 접속 종료 시간에 자동으로 Sband 상태를 제어할 수 있다.

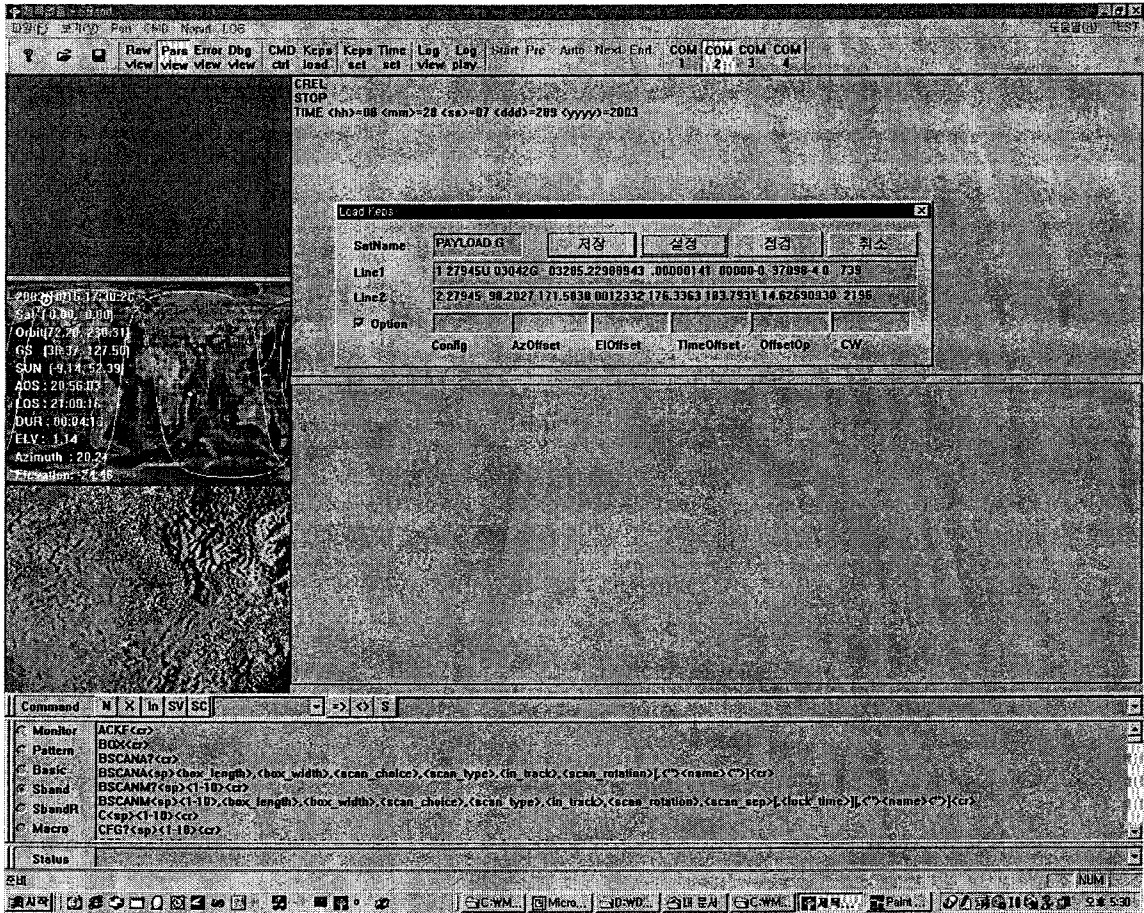


그림 3-175. Sband Antena 제어 프로그램

나. GSC 제어 프로그램

지상국 위성 제어 컴퓨터들과 지상국 안테나 시스템을 연결해 주는 시스템이 GSC 장비이다. 이 GSC 장비는 GSC 제어 프로그램에 의해서 설정을 바꾸게 된다. 이러한 설정도 다른 시스템과 마찬가지로 사용자가 생성한 명령어를 통해서 간단히 GSC를 설정한다. 과학 기술 위성1호는 기존에 사용한 우리별 3호용 GSC 와 자체적으로 새로 개발한 NewGsc를 사용하므로 각각에 대한 GSC 제어 프로그램을 사용한다.

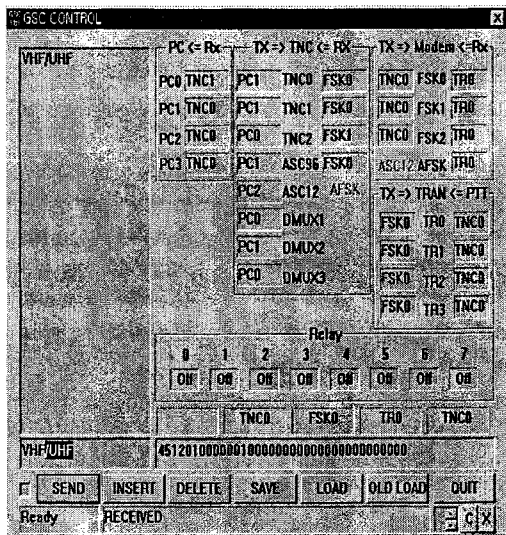


그림 3-176. GSC 제어 프로그램

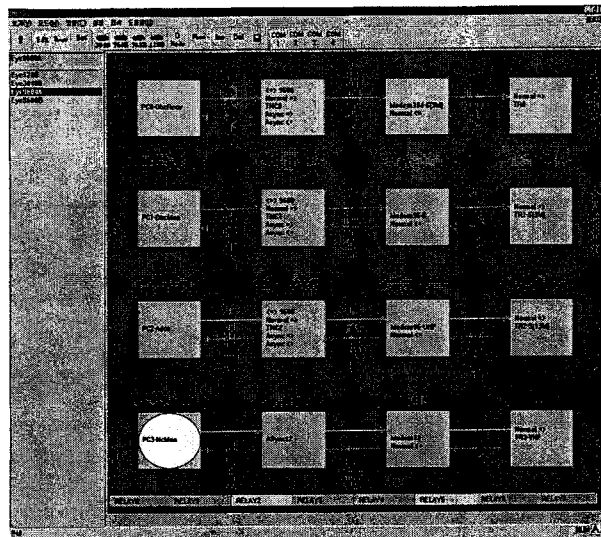


그림 3-177. NewGsc 제어 프로그램

2. 위성 제어 시스템 프로그램

위성 제어 시스템 프로그램은 짧은 시간 동안 위성의 전반적인 상태를 파악하기 쉽게 하고, 이를 기반으로 신속하고 정확히 위성을 제어할 수 있게 하여야 한다. 그러므로 위성 제어 시스템 프로그램을 기능적인 면에서 위성 상태를 감시와 위성 제어로 나누었다.

가. 위성 상태 표시

위성의 상태는 NC의 상태, NC에 의해 검출된 위성의 건강 상태, OBC의 기본 상태, OBC 타스크 상태, OBC 자세제어 타스크와 연관한 위성의 자세 상태, 각종 탑재체 상태 등의 단계로 나누어 볼 수 있다. 이러한 상태는 위성의 관제시 빠르게 파악되어야 하며, 관제하지 못하는 시점의 위성의 상태는 각 파일 형태로 저장되어 관제시 파일을 다운받아 살펴본다. 특히 위성 운용 중 위성 상태를 신속히 파악할 필요가 있으므로, 위성 상태 표시 프로그램에서는 색차에 의한 변화를 감지할 수 있게 하였으며, 단순 값 이외의 히스토리를 보여주어서 값의 변화를 알 수 있게 하였으며, 색차에 의해서 쉽게 이상 상태를 파악할 수 있게 하였으며, 필요한 경우 특정 모듈만 집중적으로 파악할 수 있게 하였으며, 온도, 전류 등 각각의 특성을 집중적으로 파악할 수 있다. 또한 실시간적인 운용 로그를 저장하여 운용 시간 이외의 시간에 위성의 상태를 파악할 수 있다.

(1) 위성의 기본 건강 정보 (NC 상태, NC TLM 상태)

위성의 기본 건강 정보는 NC의 상태, NC에 의해 검출된 위성의 건강 상태(TLM)를 표시하는 프로그램이다. 과학 위성 1호는 NC1~6 까지 6개의 NC로 구성되어 있으며, 그중

NC1~4는 주NC와 부NC로 이루어져 모두 10개의 NC로 이루어져 있다. 또한 NC1~4는 위성의 건강 상태를 아날로그와 디지털, 디지털은 명령을 줄 수 있는 원격 명령과 디지털 상태로 분류하여 가지고 있다. 이러한 기본적인 위성의 상태는 NcManager 프로그램을 파악할 수 있다. NC의 상태는 왼쪽에 나타나며, 아무런 정보가 없을 경우 검정색을 띄다가, 위성에서 주기적인 건강 점검 정보 받으면 짙은 노란색에서 점점 옅은 노란색으로 바뀐다. 또한 리셋과 같은 위급한 상황이 발생한 경우 빨간 색을 띄어 쉽게 위성의 상태를 파악 할 수 있다.

오른쪽은 NC에서 검출한 위성의 건강 점검 상태를 아날로그 정보, 디지털 명령 정보, 디지털 상태 정보로 나누어 표시한다. 각각의 필드는 이름, 값, 단위 로 이루어지며, 기본 색은 옅은 파란색이다. 위성의 NC에서 각 값들에 대한 정보를 받으면 짙은 파란색에서 시간이 지남에 따라 옅은 파란색으로 변한다. 또한 정의된 경고 범위를 넘어서면 노란색 글자로 표시되고 정의된 오류 범위를 넘어서면 빨간 색을 띄게 되어 위성에서 발생하는 상황을 색에 의해 쉽게 파악할 수 있다. 그리고 아날로그 정보는 상태 흐름 정보 (히스토리)가 초록색을 띄고, 디지털 명령 정보는 노란색, 디지털 상태 정보는 초록색을 띄어 각각을 쉽게 구분할 수 있다. 또한 디지털 정보의 값일 경우 0은 검정색, 1은 흰색으로 표시하여 상태를 쉽게 구분 할 수 있다.

NC Manager

도움말(F) | 관리자(A) | 설정(S) | 연결(C) | 보기(V) | 기록(Ctrl) | 종료(E) | 로그(L) | WOD | TOOL(S) | 도움말(H)

Time	FrameCount	YaccTemp	3.28	C	SPRADACT	2.30	Y	MODJAMUX_01	OFF	OBC2/1/1	OFF	3.1/1/1/0_1/1	OFF
SEV DCU RST	BAT1VCell	0.38	0		SPRADACT	0.11	Y	MODJAMUX_07	OFF	OBC2/EDAC	LOW	3.1/1/1/0_1/1	OFF
152-00-1/1/1 22:35:00	BAT1VCell	7.19	C		SPRSPN	31.31	Y	MODJAMUX_10	OFF	OBC2/NCMST	LOW	3.1/1/1/0_1/1	OFF
00000000	BMBATVCell	1.47	Y		SPRABAT/REF2	0.30	Y	MODJAMUX_01	OFF	OBC2/ROM_H_L	LOW	3.2/1/1/0_1/1	OFF
2P2-00-1/1/1 22:35:00	BMBUS420VA	0.97	A		SPRAPWMAVcc	1.58	Y	MODJAMUX_12	OFF	OBC2/RST	LOW	3.2/1/1/0_1/1	OFF
00000000	BMP5U2H	0.32	A		SPRAPWMAVcc	0.56	Y	MODJASPEED	3.6	PRC1/RST	OFF	3.2/1/1/0_1/1	OFF
00000000	BMP5U2H	32.86	C		SPRATEMP	32.24	C	MODJASYN	ASYNC	PSU1/1/2V5	OFF	3.2/1/1/0_1/1	OFF
3P2-00-1/1/1 22:35:00	OBC1/15V	0.43	A		SPRABAT/REF1	0.38	Y	MODJAMUX_03	ON	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
00000000	OBC1/TEMP	17.05	C		SPRABAT/REF1	0.38	Y	MODJAMUX_01	OFF	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
4P2-00-1/1/1 22:35:00	OBC2/15V	0.39	A		SPRABAT/REF1	0.38	Y	MODJAMUX_01	ON	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
00000000	OBC2/TEMP	23.74	C		SPRABAT/REF1	0.38	Y	MODJAMUX_14	ON	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
5P2-00-1/1/1 22:35:00	PSU1/12V5	0.23	A		T11/WVD_PWR	0.16	Y	MODJAMUX_15	ON	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
00000000	PSU1/12V5	12.21	Y		T11/WVD_PWR	0.16	Y	MODJAMUX_12	OFF	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
6P2-00-1/1/1 22:35:00	PSU1/15V	1.03	A		T22/WVD_PWR	0.45	A	MODJASPEED	3.6	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
00000000	PSU1/15V	0.59	Y		T22/WVD_PWR	0.45	A	MODJASYN	ASYNC	PSU1/1/5V5	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
13P2-00-1/1/1 22:35:00	PSU1/12V5	0.18	A		T33/TEMP	21.37	C	MODJAMUX_10	ON	SPR/SCALE	OFF	3.3/1/1/0_1/1	OFF
00000000	PSU1/12V5	11.84	Y		T33/TEMP	21.37	C	MODJAMUX_01	OFF	SPR/DACEN	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
22P2-00-1/1/1 22:35:00	PSU1/TEMP_A	27.47	C		T33/WVD_PWR	0.56	Y	MODJAMUX_11	ON	SPRAMODE/COM	ON	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
00000000	PSU1/TEMP_B	25.79	C		T33/TEMP	11.75	C	MODJAMUX_14	OFF	SPRAMODE/COM	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
32P2-00-1/1/1 22:35:00	RX/RSSE	456.0	dBm		RX/CELL_CLK	OFF		MODJAMUX_01	ON	RX/RSSE/CLK	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
00000000	RX/RSSE	14028	dBm		RX/CELL_RST	OFF		MODJAMUX_12	OFF	SPR/DACEN	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
42P2-00-1/1/1 22:35:00	RX/RSSE	677.5	dBm		DEM/RSK_AFSK	FSK		MODJASPEED	3.6	SPR/DACEN/COM	ON	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
00000000	SP/1/K	0.18	A		DEM/RSK_AFSK	FSK		MODJASYN	ASYNC	SPRAMODE/COM	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
52P2-00-1/1/1 22:35:00	SP/1/2	0.36	A		DEM/RSK_AFSK	FSK		OBC/1/5V	OFF	SPR/SV/RST	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
00000000	SP/1/2	0.36	A		SP/1/K_1/2V	OFF		OBC/EDAC	OFF	TRX/WDRCL	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
62P2-00-1/1/1 22:35:00	SPR/DAT/2M	0.02	A		SPR/DACEN	OFF		OBC/JAN/PSD	LOW	TRX/WDRCL	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
00000000	SPR/BAT/630	1.50	A		SPR/1/1	OFF		OBC/TROMP	LOW	TRX/1/2V	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK
00000000	SPR/BAT/1	28.77	Y		MODJAMUX_00	OFF		OBC/1/5V	LOW	TRX/1/2V	OFF	3.3/1/1/0_1/1	LOCK

03-10-18 22:36:04

MONITOR: BPS1P10 0822P00 7T:51-00P Channel: Info 1:ICH0-8100-007-00001 SP: 00001 DPK15_HL3311431M 0228054 SP26270 PV 4910222192 MP3205_00P316 MP2350500

RECEIVED: 18 05 06 42 30 25 3F 01 0E 1B 06 FC 17 06 77 1F 00 00 23 06 74

SEND: 00 47 10 41 24

ILM: BPS1P10 0822P00 F1:30-PTLM:14 PC:37 TH:2000/10-16 22:35:58 (27-252) CW:2477(31-168)(35-116)

0021: OBC1/ACK/RST LOW 0.000 AC 2A0 NOT CONNECT NOT CONNECT NOT CONNECT Pwr: 071381x 2 LOG OFF 200710A

그림 3-178. 위성의 상태 표시

(2) OBC 상태 정보

위성의 주 제어 컴퓨터(OBC)는 자체적으로 여러 가지 상태를 가지고 있다. 각 OBC에서 발생한 여러 오류들이라던가, 현재까지의 수행 시간, 타스크 정보, 파일 정보, 시나리오 정보 등등이 그에 해당한다. 이러한 정보들은 OBC 상태 정보 창을 통해서 확인이 가능하며, 이러한 창에는 각각의 ITEM들이 어떤 내용을 담고 있는지는 설명 보기를 통해서 확인 가능하다.

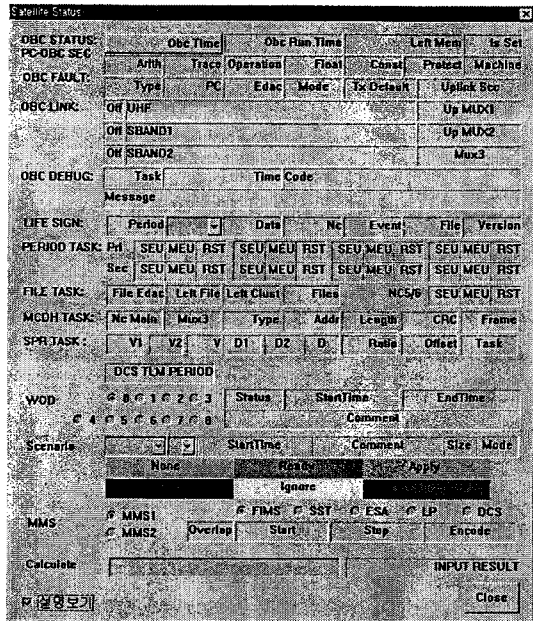


그림 3-179. OBC 상태 설명

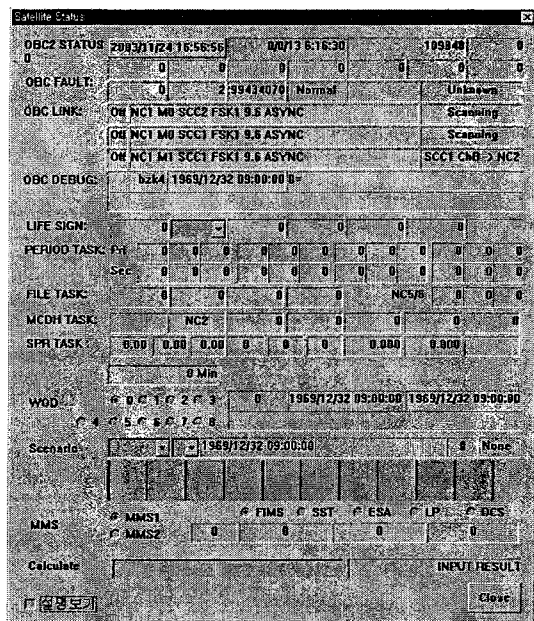


그림 3-180. OBC 상태 보기

(3) 자세 상태

과학 위성 1호 자세 제어 모니터는 위성의 실시간적인 모습을 다각도로 표현하며, 이는 실시간 운용에서 위성의 이상 상태 점검을 용이하게 한다. 또한 운용 후 로그를 통하여 운용 시간 이외의 위성의 자세를 모니터링 하게 된다.

자세 모니터링 프로그램을 통해서 현재 위성의 위치 뿐만 아니라, 위성과 교신 가능한 지역, 위성 운용 가능한 시간 등을 알 수가 있다. 또한 위성의 실제적인 위치와 계산한 위치와의 차이를 통하여 현재 위성의 자세제어 시스템의 오류 여부를 판단 할 수도 있다.

전반적으로 위성 모니터링 프로그램을 통하여 위성의 위치, 계산상 위성의 위치, 지상국 위치, 태양 위치를 기반으로 여러 각도로 모니터링 할 수 있으므로 위성의 자세 운용에 도움을 준다.

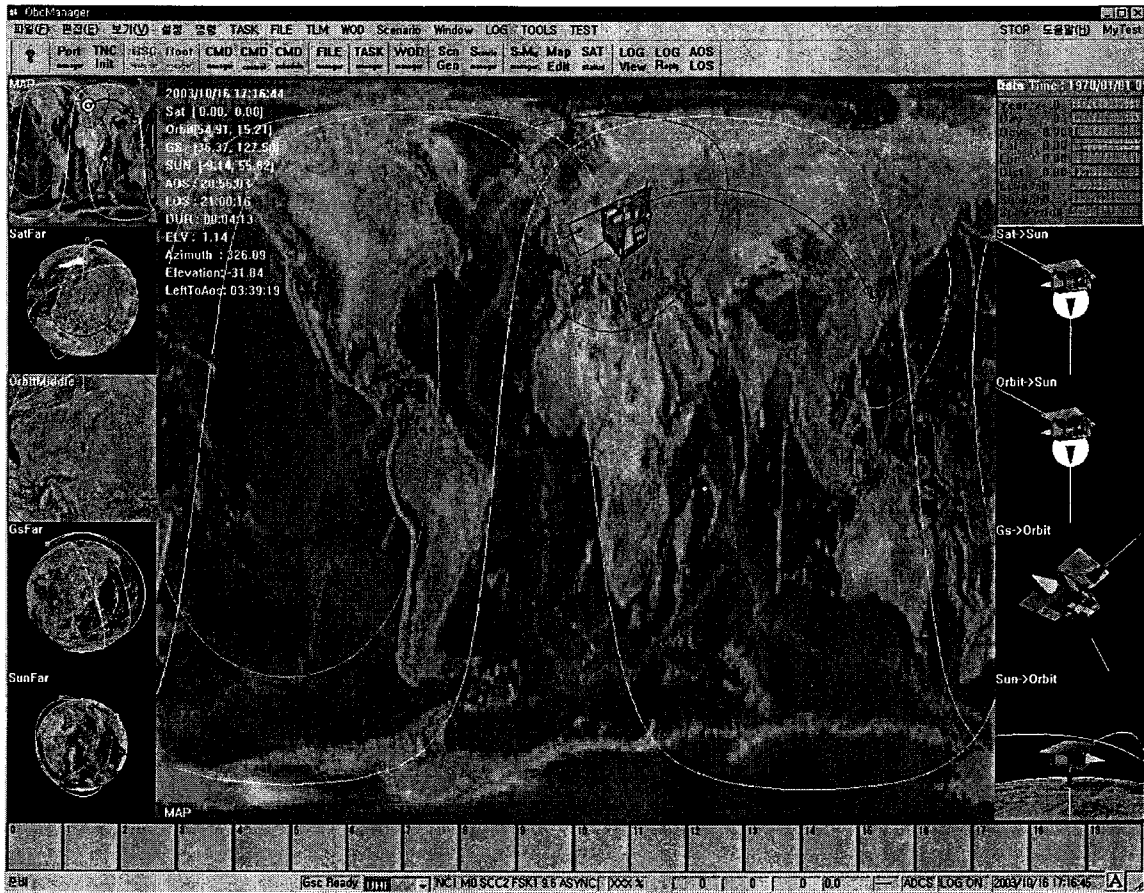


그림 3-181. 자세 모니터링 프로그램

(4) 탑재체 상태

위성 모니터링 프로그램은 간단한 탑재체 상태를 실시간으로 모니터링 하여 운용상에 실시간 모니터링 및 명령에 도움을 준다. 또한 이러한 시스템으로는 GPS와 FIMS 와 SPR 모니터링이 있다.

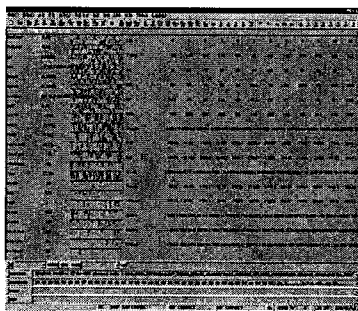


그림 3-182. GPS 모니터링 상태

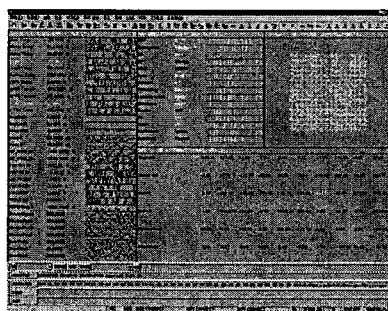


그림 3-183. FIMS 모니터링

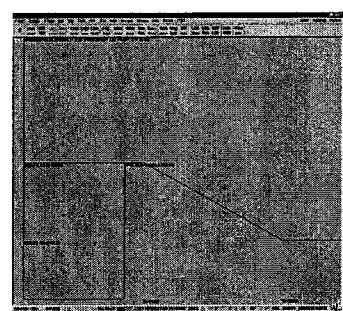


그림 3-184. SPR 모니터링

나. 위성으로 명령 송수신

위성을 제어하기 위해 운용시 위성에 제어 명령을 보낸다. 위성 제어에는 제어 명령 뿐만

아니라, WOD 설정에 NC에서 검출한 위성의 상태 정보를 얻을 수 있고, 탑재체에 대한 운용 명령을 통해서 탑재체를 제어 할 수 있으며, OBC에서 사용하는 TASK들에 대한 제어를 할 수 있으며, 위성 운용 과정에서 발생하는 파일들을 제어 할 수 있다.

(1) 위성 제어 몇 명령

운용 중 이상 상태에 따른 정확하고 신속한 복구 명령은 ObcManager의 명령 창들을 통하여 이루어 진다. 명령 창은 크게 3가지로 나누어져 있다. 첫번째는 개발 단계에서 간단한 명령을 사용하는 창이며, 두 번째는 어느 정도 개발 단계에서 만들어진 매크로 명령이나 파일 명령을 사용하는 창이며. 마지막으로는 명령들이 만들어진 상태에서 명령할 것에 대한 명령 스케줄을 만들어서 관리하는 창이다.

대부분 위성 운용에 있어서 위성의 제어 명령은 명령 스케줄 창에 의해서 이루어지며, 이러한 명령 스케줄을 통해 위성 제어 명령에 대한 실수를 줄일수 있다.

CmdNext	CmdClear	WinView 16
UserResponse=1	UserResponse=2	UserResponse=3
LoadCmd IctObcTest.cmd	LoadCmd IctObcBzTest.cmd	LoadCmd IctInitTaskRun.cmd
LoadCmd IctTxControl.cmd	LoadCmd IctTimeTest.cmd	TxInitStop
LoadCmd IctLinkU1D3Test.cmd	LoadCmd IctLinkU2D1Test.cmd	LoadCmd IctLinkU1D2Test.cmd
NormalMode	LoadCmd IctInitWodTest.cmd	LoadCmd IctWodTest.cmd
LoadCmd IctNcTest.cmd	LoadCmd IctGsTest.cmd	LoadCmd IctFileUpDownTest.cmd
LoadCmd IctTaskTest.cmd	LoadCmd IctPayloadTest.cmd	LoadCmd IctRestartTest.cmd

그림 3-185. 위성 제어 명령에 대한 스케줄 창

(2) WOD 설정

과학 기술 위성 1호는 운용 시 이외의 위성의 건강 상태를 점검하기 위해 운용시 WOD 정보를 설정할 필요가 있다. 이들에 대한 각각의 제어는 초기 WOD HEADER창을 통해 이루어지지만 어느 정도 지난 후에는 위성 명령 스케줄 창에 의해서 이루어 진다.

(3) Payload 운용 명령 설정(Scenario)

탐재체 운용 명령 설정은 탐재체에서 생성한 시나리오 파일을 위성에서 제어하도록 하는 프로그램이다. 이 프로그램은 시나리오 파일을 OBC 타스크가 인식할 수 있는 시나리오 파일로 변환 하는 것 이외에 시나리오 파일을 OBC에 등록을 하고 불필요한 시나리오 파일을 삭제 가능하며, 필요시 타스크에 등록된 시나리오 내용을 살펴 볼 수 있다.

(4) 타스크 제어

과학 기술 위성 1호의 OBC에는 최대 16개의 타스크를 수행 할 수 있다. 이들은 OBC 자체적으로 필요한 타스크 이외에 각각의 탐재체를 운용하기 위한 타스크들이 있다. 이들에 대한 제어는 타스크를 등록하고, 종료하고, ROM에 있는 타스크를 수행하는 등의 일들을 수행한다.

(5) 파일 제어

과학 기술 위성 1호의 OBC는 6메가 바이트의 메모리를 파일 시스템으로 사용하고 있다. 이러한 파일 시스템에는 과학 기술 위성 1호를 운용하면서 생성되는 제어 로그 파일들이 생성되며, 이들은 필요에 따라 운용시 내려받거나, 삭제하거나 할 필요가 있다. 이들을 관리하기 위한 프로그램이 OBC 파일 제어 프로그램이다.

(6) 위성 주 제어 상태

다음 그림은 위성의 주 제어 상태를 표시하고 있다. 각각은 ObcManager에서 위성의 자세정보 창과 시나리오 제어 창, 스케줄 명령 창, 타스크 제어 창을 표시하고 있다.

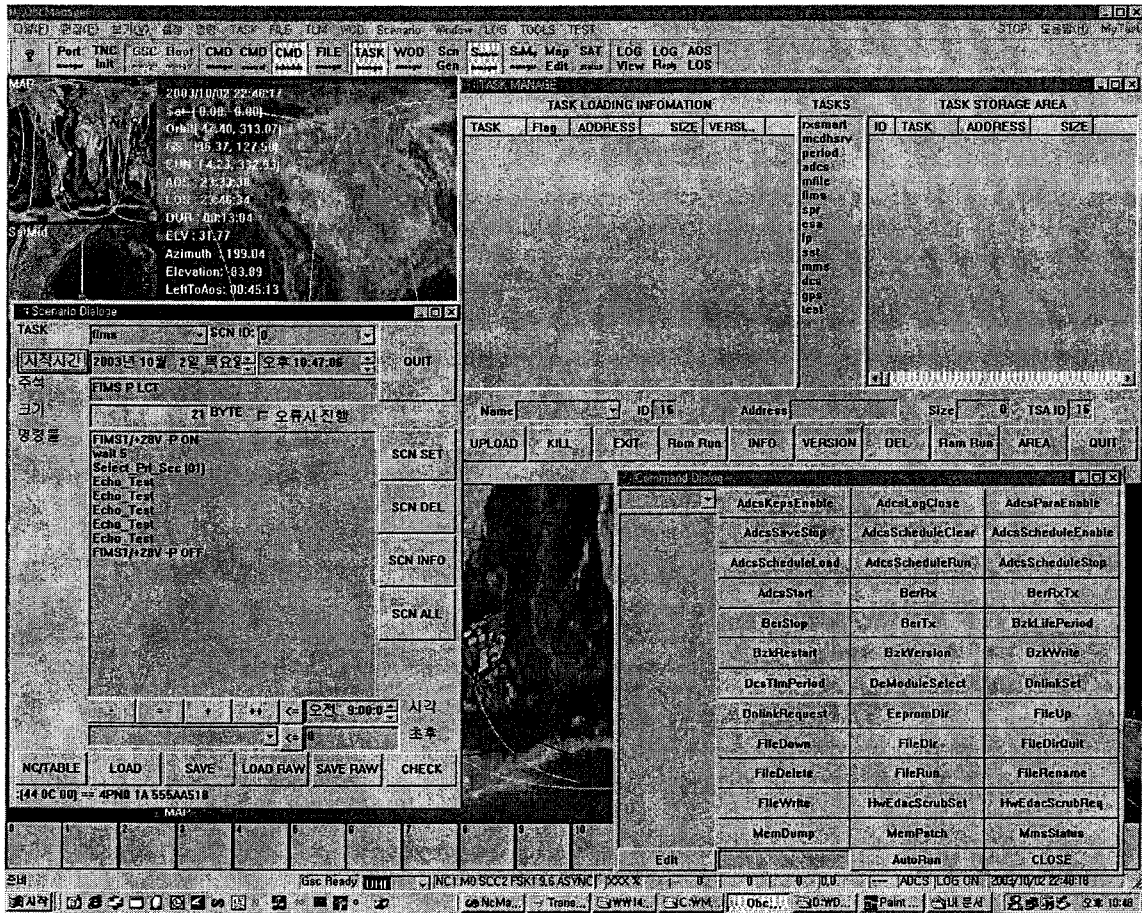


그림 3-186. 위성 운용 주 제어 상태

3. 위성 임무 분석 및 계획 시스템

과학 기술 위성의 실시간 제어를 위해서 임무를 계획하고 분석하는데 도움이 되는 프로그램으로 실제 위성 운용을 계획하는데 도움을 준다. 이러한 운용 계획을 위해서는 철저한 위성 상태의 분석을 통하여 위성의 임무를 생성하고, 실제 위성 운용을 계획하고, 탑재체 운용을 계획하며, 이러한 일들을 할 수 있도록 도움을 준다.

가. 계획

과학 위성의 운용을 위한 계획은 크게 관제 계획과 탑재체 운용 계획이 있다.

관제 계획은 임무에 따른 명령을 생성하고 편집할 수 있도록 하였으며, 이렇게 계획된 명령들을 버튼에 의해 명령이 가능하고, 명령의 전송 오류는 명령 창을 통해서 확인 할 수 있다. 이러한 명령들로 인해 계획된 관제 명령을 운용자의 오류를 최소화 하여 운용 할 수 있다.

탑재체 운용 계획은 담당 탑재체에서 운용 계획을 하게 된다. 이렇게 생성된 운용 계획은 파일로 생성되며, 이렇게 생성된 파일은 시나리오 생성기에 의해서 위성에서 사용 가능한

시나리오 파일로 변환하게 된다. 변환 시에는 간단한 구문 오류를 알려주고, 명령들의 시간 오류에 대한 것을 알려주어 잘못된 시나리오가 위성에서 수행하는 것을 간단히 차단한다.

나. 분석 시스템 프로그램

위성 관제시 분석을 위해 발생하는 로그는 지상국 프로그램 로그, OBC에서 발생한 로그, 탑재체에 의해서 발생하는 로그로 나눌 수 있다.

(1) 관제 로그 분석 S/W

위성 관제는 기본적으로 ObcManager와 NcManager에 의해서 이루어지며, 이를 통하여 송수신된 데이터는 모두 로그로 저장된다. 이들을 분석하기 위한 프로그램이 관제 로그 분석S/W 이다. 하지만, 이 프로그램을 통하여 초기 WOD, WOD, OBC Task 로그, Adcs 데이터 로그, DCS 데이터 로그등의 분석이 가능하여 종합적인 로그 분석이 가능하다.

이러한 로그 분석 S/W로는 크게 두가지 형태로 이용 가능하며, 전반적으로 운용하는 형태로 데이터들을 실제 운용하는 것과 마찬가지로 보게 해 주는 S/W가 있으며, 좀 더 전문적인 내용을 볼 수 있는 내부 분석용 S/W가 있다.

(2) WOD 분석

위성의 건강 점검 정보를 이용 위성 상태 분석하기 위한 프로그램이다. 이 분석 프로그램은 주로 NcManager의 Wod 로그 처리 부분을 통하여 이루어진다. 이 프로그램은 NC에서 검출된 위성의 건강 정보를 원하는 기간의 데이터 흐름을 통하여 위성의 전반적인 건강 상태를 점검하고 분석하는데 도움을 준다. 또한 기본적인 NcManager의 경고과 오류 범위를 적용하므로 오류가 생긴 모듈이나 점검하여야 할 모듈에 대해 쉽게 알 수 있다.

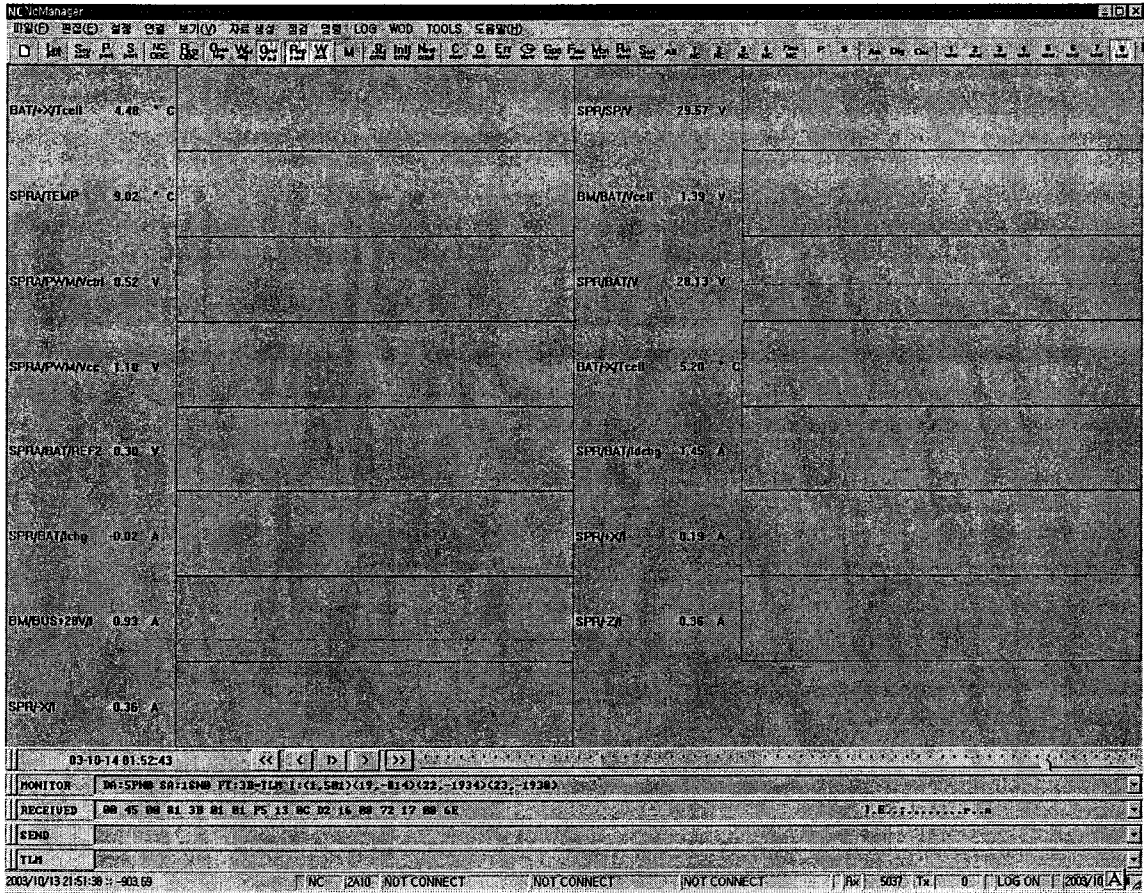


그림 3-187. 10시간 동안 전력 시스템의 WOD

(3) 탑재체 상태 분석

위성의 탑재체에 대한 상태는 ObcManager나 NcManager를 통해서 상태 분석이 가능하다. 이러한 정보는 각 탑재체에서 관측한 관측자료라기 보다는 각 탑재체에 대한 상태 자료를 기반으로 한다. 그러므로 관제 채널(Sband)를 통해 얻어진 정보를 가지고 처리하는 프로그램에 해당한다. 이 분석을 통해서 탑재체의 이상 여부를 파악 할 수 있다.

(4) 탑재체 데이터 분석

과학 위성 1호는 MMS에 저장된 탑재체 관측 자료를 Xband 시스템을 통해서 얻을 수 있다. 이 시스템에서 얻은 정보는 여러 디코딩 방식을 통해 오류를 복구한 이후 각 탑재체에서 관측한 정보를 얻게 되며, 이러한 정보는 ESA,LP,SST,FIMS,DCS등의 탑재체 정보에 해당한다.

4. 지상국 프로그램의 정리

과학 기술 위성 1호 관제 S/W는 통신 신호 처리 시스템 S/W, 위성 제어 시스템 S/W, 위성 임무 분석 및 계획 S/W 로 구성 되었다. 이들은 모두 순수하게 자체 개발 되었으며, 이러한 프로그램은 통합된 환경을 제공하여 하나의 제어 컴퓨터에서도 수행이 가능하다. 또한 TCP/IP 네트워크를 지원하여 센터내 다른 곳에서도 모니터링이 가능하다. 또한 개발 단계에서부터 운용 단계에까지 일관된 명령 체계를 가지고 있기 때문에 개발 단계에서 축적된 노하우를 그대로 가지고 운용을 할 수 있다. 또한 이러한 명령들을 기반으로 자동화된 제어 기능을 제공하여 계획된 명령에 의한 무인 시스템으로도 운용이 가능하다.

제 2 절 과학위성 1 호 발사 및 초기운용 결과

1. 발사 최종 점검(Launch Campaign)팀 일정 및 주요업무 수행 내용

가. 발사 최종점검팀 구성 및 담당업무

과학위성1호의 발사를 위한 최종 점검팀은 탑재체 연구원을 포함하여 7명으로 구성되었으며 다음과 같은 수행업무를 담당한다.

수행 업무	담당자
Launch Interface, ADCS monitoring	이현우
NC, OBC commanding	박홍영
RF monitoring	이상연
Power monitoring, trickle charge interface	신구환
FIMS monitoring	이대희
SPP monitoring	이재진
DCS, MMS monitoring, DSO interface	강경인

표 3-52. 발사 최종점검팀의 수행 업무

나. 발사 최종 점검팀 일정 (D: 예정 발사일)

Count	날짜	업 무	비고
D-19	9월 7일	과학위성1호 Launch Campaign Team 모스크바 도착	
D-18	9월 8일	발사장인 플레세츠크로 출발	
D-17	9월 9일	플레세츠크 도착	
D-16	9월10일	위성 및 장비unpacking EGSE 설치	
D-15	9월11일	탑재체를 위한 질소가스 주입 위성체에 Umbilical 라인을 연결하여 위성의 상태 점검	
D-14	9월12일	위성체 점검 및 초기 운용을 위한 기능시험	
...			
D-7	9월19일	위성체 점검 및 초기 운용을 위한 기능시험	
D-6	9월20일	과학위성1호를 로켓의 어댑터에 장착 /	

		위성을 시험한 EGSE 장비 포장, 1차 론치 캠페인팀 귀국	
D-5	9월21일	과학위성1호 Trickle charge	
D-4	9월22일	영국의 위성이 로켓의 어댑터에 장착	
D-3	9월23일	영국의 위성이 로켓의 어댑터에 장착	
D-2	9월24일	로켓의 어댑터를 로켓에 장착/ 비 비행파트 제거/ 페어링 장착	
D-1	9월25일	과학위성1호 Trickle charge/ 발사대로 이동 준비/ COSMOS 발사체를 론치패드에서 장착	
D	9월26일	발사연기(연료주입문제)	
D+1	9월27일	과학위성1호 발사	

표 3-53. 발사 최종 점검팀 일정

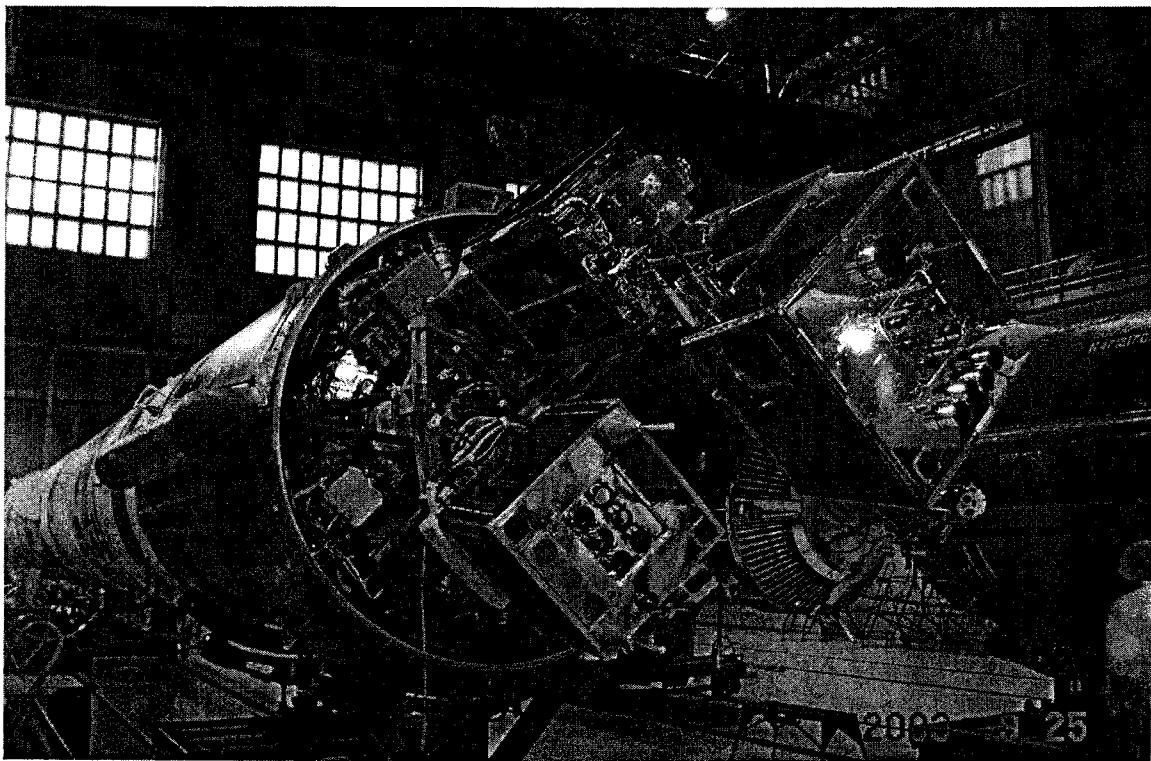


그림 3-103. 발사체에 위성체가 조립이 완료된 모습(좌상이 과학위성1호)

다. 수행업무

발사장에 도착이후부터 발사를 위한 위성체의 최종점검과 발사체 접속 등을 위한 각각의 세부업무는 고유의 업무와 별도의 절차서에 따라 수행되었으며 모든 시험결과는 운용에 사

용된 컴퓨터에 로그가 기록 되도록 하여, 필요한 시점의 데이터를 재확인 할 수 있도록 하였다.

라. 위성체 및 시험장비 운송 일정

과학위성1호 및 시험장비의 운송 일정은 다음과 같이 진행되었으며, 러시아의 현지 상황상 국내 통관까지만 동행하여 운송하였다.

(현지 시각 기준)

일 시	일 정
	서류 준비 및 국내 통관-대전 세관 (동서해외수출포장)
2003년 9월 1일	과학위성1호 및 시험 장비 포장완료
2003년 9월 2일	과학위성1호 및 시험 장비 과기원에서 서울 이송 (무진동 차량)
	16:00까지 인천국제공항 도착
	통관서류 처리

표 3-54. 시험장비 운송일정

2. 과학위성1호 발사

가. 개요

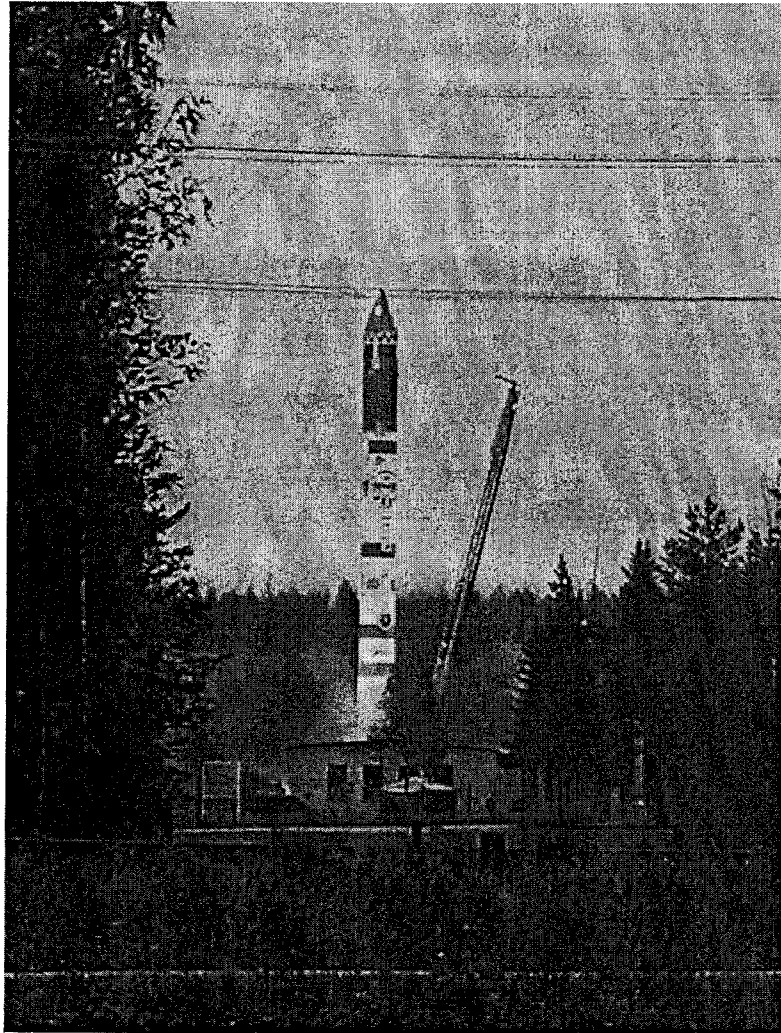


그림 3-104. 과학기술위성 1호 발사 장면

과학위성1호는 러시아의 COSMOS3M 발사체에 탑재되어 지난 9월 27일 오후 3시 11분(한국시간) 모스크바에서 북동쪽으로 약 800km떨어진 플레세츠크 발사장에서 발사된 후 34분여만에 발사체로부터 정상적으로 분리되어 고도 약 691 km의 원형궤도에 성공적으로 진입되었다.

나. 발사 및 단계별 진행과정

예정된 발사일인 9월26일 오전 8시경(현지시간) 발사체의 연료주입문제로 인하여 하루가

연기된 27일 오전 10시 11분에 정상적으로 발사가 이루어졌다. 발사후 COSMOS-3M 발사체에 탑재된 러시아위성, NIGERIASAT-1, BILSAT-1, UK-DMC와 과학위성1호, 5개의 위성이 모두 성공적으로 분리되었음을 발사장 현지에서 통보받고 발사의 모든 과정이 종료되었다. 다음은 COSMOS-3M 발사체의 단계별 진행상황을 표와 그림으로 나타낸 것이다.

과정	시간(초)	속도(m/s)	고도(m)
발사	0.0 (0)	-	-
최대 출력 지점	62.0 (0)	484.7	11,075
1단 엔진 정지	130.3 (2.17분)	2661.7	62,015
1단 분리	131.7 (2.19분)	2672.8	63,744
페어링분리	146.6 (2.44분)	2701.9	81,219
1차 2단 엔진 정지	450.7 (7.51분)	7807.5	236,842
2차 2단 엔진 가동	2058.4 (34.30분)	7401.3	691,497
2차 2단 엔진 정지	2063.6 (34.39분)	7552.0	691,450
과학위성1호 아답타 회전	2081.1 (34.69분)	7597.2	691,405
과학위성1호 분리	2093.5 (34.89분)	7598.4	691,383

표 3-55. COSMOS-3M 발사체의 단계별 진행상황

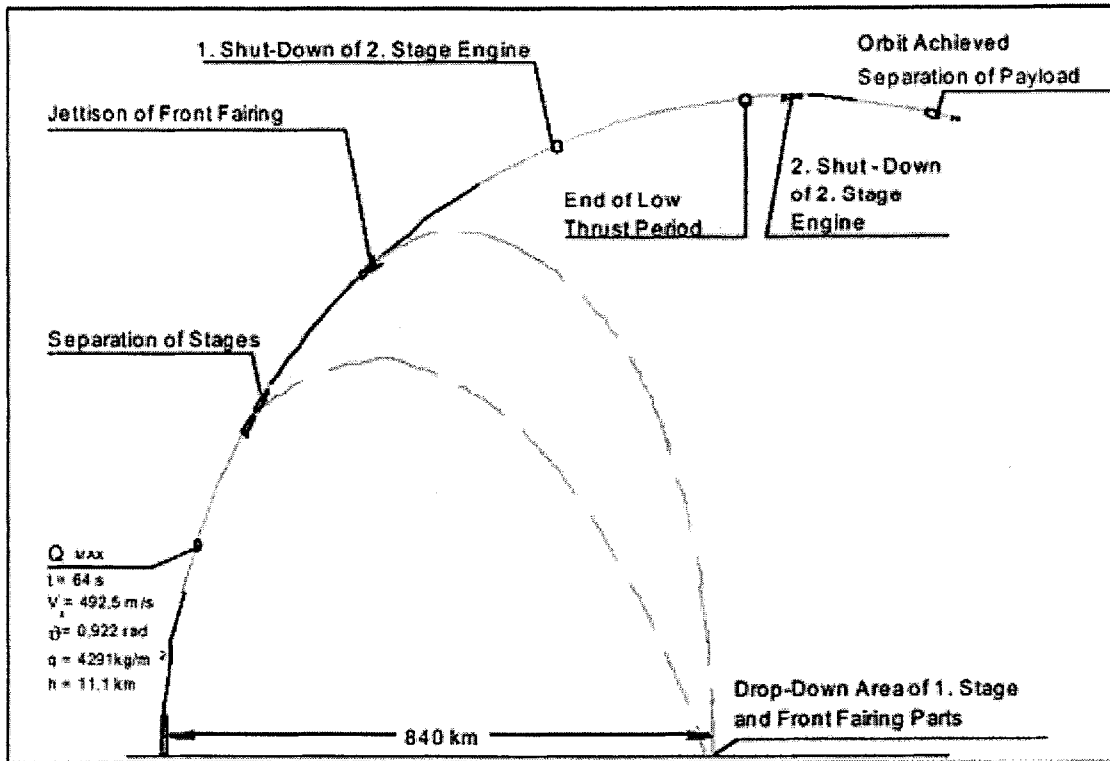


그림 3-105. COSMOS-3M 발사체의 단계별 진행상황

다. 궤도정보

발사업체 측으로부터 통보받은 발사시각은 2003년 9월 27일 10시 11분 42.626초 이며, 예정된 궤도정보와 분리시의 궤도정보는 다음과 같다.

구분	예정 궤도정보	분리 시의 궤도정보
Epoch Time		
Semi-Major Axis (km)	7068.478	7070.578
Eccentricity	0.000114	0.000713
Inclination (deg)	98.2057	98.193

표 3-56. 궤도 정보

라. 과학위성1호 궤도의 특성

과학위성1호는 발사 후 궤도보정을 위한 자체적인 추진시스템을 갖추고 있지 않기 때문에 발사 후 진입되는 궤도의 특성에 따라 운용되며, 현재 북미우주사령부(NORAD)의 자료를 이용하여 위성의 궤도를 분석하고 있다.

3. 초기운용 결과

가. 초기교신실패시 상황 정리

과학기술위성1호는 9월27일한국시각 오후 3시 3분에 발사된 이후, 9월 29일 오후 11시 20분 까지 약 56시간동 지상국과의 교신이 두절된 상태였다. 다음은 이와 관련된 원인분석 및 운용상황을 정리한 것이다.

(1) 과학기술위성1호 초기교신 지연 원인분석

다음의 두 가지 원인에 기인함.

① UHF 송신기 고장

- 지상과 통신하기에는 송신출력이 미약하게 나오는 것으로 파악.
- 전방향성 안테나를 사용하므로, 초기 운용에서 사용되도록 설계됨.
- 발사 후, 7번째 교신까지 UHF 송신기를 사용한 교신 시도.

② 잘못된 궤도정보를 사용하여 지상S-band 안테나 지향.

- 10월 28일 오후에 7개 위성(2단로켓포함)의 NORAD 궤도정보를 수신.
- 7개의 위성이 세개의 그룹으로 나뉘어져 돌고 있는 것으로 파악됨.
- 분리순서에 의거하여, 두 번째 그룹 중에서 하나의 궤도정보를 이용하여 안테나 지향. => 교신 실패.
- 10월29일 오후 10 번째 교신시도 후에 영국 서리대학에서 자신들의 위성이 어느 NORAD 정보를 사용하는지 알려줌. 모두 두 번째 그룹에 속함을 알게 됨.
- 10월29일 오후 11 번째 교신시도에서 첫 번째 그룹 중에서 하나를 선정하여 안테나 지향에 사용. 과학기술위성의 S-band 송신기 신호 확인.

(2) UHF 송신기 문제 발생 원인 분석

① UHF 송신기 출력의 감쇄를 지상에서 사전에 발견하지 못함.

- 지상에서 수행하는 End-to-End 시험에서는 교신이 가능하나, 실제 궤도 상에서는 교신이 안될 정도 만큼 감쇄 발생.
- UHF 송신기 자체의 특성상, 지상에서 실제 발사 후 상황을 만들어서 시험하

는 것이 용이하지 않음.

- 전방향성 안테나 사용에 따른 누수 신호 발생.
- Cable 감쇄에 의한 영향이 S-band, X-band 보다 매우 작음.
- 지상에서 UHF시험 수행시, End-to-End 시험 절차의 보완이 필요.

② 추정되는 직접적인 고장원인

- 열진공, 진동시험을 거친 후에 송신기 내부의 보정 저항값 및 커패시터값의 변화 => 송신기 내부의 특성변화.
- 납땜불량으로인한 접촉저항값 변화.

(3) UHF 송신기 문제로 인한 향후 운용 상의 영향

- ① UHF 송신기의 최대 데이터 송신 속도는 9600 bps 이고, S-band 송신기의 경우에는 38400 bps 이므로, 실제 정상 운용시, UHF 송신기는 사용되지 않음.
- ② S-band 송신기 안테나도 UHF 송신기 안테나와 마찬가지로 전방향성을 가지고 있으므로, 정상운용모드이외의 안전모드에서도 UHF 송신기는 사용되지않음.

나. 일자별 주요 운용내용 (초기교신 실패시 운용 내용)

(1) 9월 27일 첫번째 교신 시도 : 9/27 22:04:52 ~ 22:18:06

① 최대 고도각 : 30.18 도

② 운용 계획 :

- 위성의 전원이 들어오고, 주컴퓨터부가 제대로 동작하면 내려보내야 하는 UHF 401.375MHz 의 AFSK 1200 신호의 수신을 기다림.
- 2분동안 off되고 1분동안 on되도록 설계됨.
- 신호가 수신되고, 원격검침정보를 받으면 위성상태점검.
- VHF uplink 시험.

③ 운용 결과 :

- UHF 신호를 받지 못함.
- 패스 후반에 방위각을 돌려보면서 스캔해보아도 같은 결과를 얻음.

(2) 9월 27일 두번째 교신 시도 : 9/27 23:42:21 ~ 23:55:01

① 최대 고도각 : 24.04 도

② 운용 계획 :

- 교신 초기부터 VHF AFSK 1200 uplink를 통해 위성의 UHF 송신기 전원을 켜라는 명령을 보냄.

③ 운용 결과 :

- UHF 신호를 받지 못함.

(3) 9월 28일 세번째 교신 시도 : 9/28 9:06:27 ~ 9:19:01

① 최대 고도각 : 22.46도

② 운용계획 :

- 옥상에 설치된 보조 수신기를 이용하여 수신시도.

③ 운용결과:

- UHF 신호를 받지 못함.

(4) 9월 28일 네번째 교신 시도 : 9/28 10:43:15 ~ 10:56:38

① 최대 고도각 : 32.91도

② 운용계획 :

- VHF FSK 9600 uplink를 통해 UHF 송신기를 켜라는 명령을 보냄.
- VHF FSK 9600 uplink를 통해 S-band 송신기1을 켜라는 명령을 보냄.

③ 운용결과:

- UHF 신호를 받지 못함.
- S-band 신호를 받지못함.

(5) 9월 28일 다섯번째 교신 시도 : 9/28 21:7:15 ~ 21:14:51

① 최대 고도각 : 4.2 도

② 운용계획:

- 주컴퓨터(OBC) reset 명령 송신
- 주컴퓨터(OBC) run 명령 송신

③ 운용결과:

- 주컴퓨터 재동작후, 송신하게될 UHF 신호를 받지 못함.

(6) 9월 28일 여섯번째 교신시도 : 9/28 22:42:13 ~ 22:55:59

① 최대 고도각 : 71.17도

② 운용계획:

- VHF FSK 9600 uplink 로 S-band 송신기1을 켜라는 명령을 보냄.
- S-band FSK 9600 uplink로 S-band 송신기1을 켜라는 명령을 보냄.

③ 운용결과:

- 위성의 S-band 송신기로부터 신호를 수신하지못함.

(7) 9월 29일 일곱번째 교신시도 : 9/29 00:20:39 ~ 00:31:07

① 최대 고도각 : 10.82도

② 운용계획:

- VHF AFSK 1200 uplink를 통해 UHF 송신기를 켜라는 명령을 NC Primary, secondary 에 모두 보냄.

③ 운용결과:

- 위성으로부터 UHF 신호를 받지못함.

(8) 9월 29일 여덟번째 교신시도: 9/29 9:42:58 ~ 9:56:41

① 최대 고도각 : 53.96도

② 운용계획:

- S-band FSK 9600 uplink를 통해 S-band 송신기1을 켜라는 명령을 보냄.
- NORAD에서 받은 최신 궤도 요소를 사용.

③ 운용결과:

- 위성으로부터 S-band 신호를 받지못함.

(9) 9월 29일 아홉번째 교신시도 : 9/29 11:21:49 ~ 11:33:9

① 최대 고도각 : 13도

② 운용계획:

- S-band FSK 9600 uplink를 통해 위성의 S-band 송신기1과 송신기2의 전원을 켜라는 명령을 보냄.

③ 운용결과 :

- 위성으로부터 신호를 받지못함.

(10) 9월 29일 열번째 교신시도 : 9/29 21:42:32 ~ 21:54:14

① 최대 고도각 : 15도

② 운용계획:

- VHF FSK 9600 uplink와 S-band FSK 9600 uplink 동시에 위성의 S-band 송신기1과 송신기2의 전원을 켜라는 명령을 보냄.

③ 운용결과 :

- 위성으로부터 신호를 받지못함.

(11) 9월 29일 열한번째 교신시도 : 9/29 23:19:14 ~ 23:32:41

① 최대 고도각 : 45도

② 운용계획:

- 영국서리대로부터 자신들의 위성위치정보를 보내움. 이를 근거로 기존에 사용하였던 위성추적용 NORAD 번호를 27944로 변경하여 S-band 신호를 추적하기로 함.
- VHF FSK 9600 uplink와 S-band FSK 9600 uplink 동시에 위성의 S-band 송신기1과 송신기2의 전원을 켜라는 명령을 보냄.S-band FSK 9600 uplink를 통해 위성의 S-band 송신기1과 송신기2의 전원을 켜라는 명령을 보냄.

③ 운용결과 :

- 과학기술위성1호가 송신하는 것으로 판단되는 S-band 2252.0 MHz 신호를 수신함.

다. 일자별 주요 운용내용 (초기교신 성공이후의 운용 내용)

(1) 9월 30일 운용내용

- S-band 송신기1의 신호를 13m 안테나를 통해서 수신.
- AutoTrack 대신 NORAD track을 사용하여 13m 안테나 추적
- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- 원격검침정보 분석결과, 초기 로켓분리때부터 동작하고 있었음을 확인. 온도,
- 배터리 등도 정상적인 범위 내에 있음을 확인.
- 과학기술위성1호의 NORAD 궤도정보는 27945로 확인됨.

(2) 10월 1일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- 원격검침정보 분석결과, 위성은 현재 대략 33분 주기로 회전하고 있으며, 발사 후 3일동안의 자세제어를 통해 충분히 회전속도를 줄였음이 확인됨.

- 배터리, 온도 범위 모두 양호한 것으로 판단.

(3) 10월 2일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- 9600bps에서 38400 bps 로 데이터 수신

(4) 10월 3일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- 현재까지 위성의 OBC에 저장된 WOD 파일 내려 받음. (약 50% 정도 수신)
- 자세제어에서 태양획득모드 시험. => 원격검침정보로 분석한 결과 태양획득이 된 것으로 판단.
- 현재는 휠,자이로를 off 시키고, 원래의 초기 자세를 유지시킴.

(5) 10월 4일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- 현재까지 저장된 WOD 파일을 모두 내려 받음.
- 어제와 마찬가지로 자세제어에서 태양획득모드 시험. => 원격검침정보로 분석한 결과 태양획득이 제대로 된 것으로 확인.
- 현재는 휠,자이로를 off 시키고, 원래의 초기 자세를 유지시킴.

(6) 10월 5일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- 현재까지 저장된 WOD 파일을 모두 내려 받음.
- S-band 수신기2를 전원을 켜서 동작 확인.
- UHF 송신기 시험

(7) 10월 6일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 위성 원격검침정보 및 WOD 수신.
- GPS 수신기 시험. => GPS 신호 수신 양호. GPS time 제공하는 것을 확인.

(8) 10월 7일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 NC(Node Controller) direct 원격검침정보 수신.

- NC 를 통한 Up/Downlink 통신 시험. => OBC를 거치지 않고 NC로부터 직접 원격검 정보를 수신.

(9) 10월 8일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- OBC2 를 통한 Up/Downlink 통신 시험. => OBC1의 전원을 끄고, OBC2로 전환 하여 원격검침정보 및 파일을 수신.

(10) 10월 9일 운용내용

- OBC2 시험후 다시 OBC1으로 전환하여, 원격검침정보 및 파일을 수신.
- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- 태양지향자세획득모드로 전환하여 운용. -Z축과 +X 축이 지속적으로 태양을 바라보도록 자세를 제어.

(11) 10월 10일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- NC2에 있는 네번째 SCC(Serial Communication Controller)의 내부 register에 SEU(Single Event Upset)로 추정되는 에러 발생. >> 복구함.

(12) 10월 11일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- 태양지향자세로 운용.
- SCC 칩 내부의 SEU 에러를 자동보정하는 프로그램을 위성에 업로드하여 실행.
- 새로운 Period task를 위성에 업로드하여, 실행.

(13) 10월 12일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신

(14) 10월 13일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- momentum unloading이 제대로 수행되지 않는 것으로 확인.
=> 지자기구동기를 제어하는 부분 수정.

- 안전 모드로 자세 운용.

(15) 10월 14일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- 수정된 자세제어프로그램을 위성에 업로드하고 실행.
- 위성의 momentum을 줄이는 모드로 자세제어운용.

(16) 10월 15일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- 지상국 3m 안테나를 점검 => 신호수신 양호함. S band Uplink 송신신호와의 간섭을 줄이기 위한 필터 필요.
- 자동 지상국 지향모드 시험 수행 => 정상 동작.
- 전력제어 task 위성에 업로드 후, 시험 수행. => 정상 동작.

(17) 10월 18일 운용 내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- Period, ADCS task 업로드, 실행
- 최대태양전력입력자세제어, FIMS 정상운용자세제어 시험.
- S/W 전력제어모드에서 충방전 셋팅값의 수정.
- 현재 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, S/W 전력제어 모드로 운용되고 있음.

(18) 10월 19일 운용 내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- WIST, NAST 별센서 시험.
- S/W 전력제어모드에서 충방전 셋팅값의 수정.
- 현재 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, S/W 전력제어 모드로 운용되고 있음.

(19) 10월 20일 운용 내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.

- WIST, NAST 별센서 이미지 촬영 계속. => 별이미지 획득함. 셋팅값의 보정필요.
- S/W 전력제어모드에서 충방전 셋팅값의 수정.
- 현재 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용 자세모드, S/W 전력제어모드로 운용되고 있음.

(20) 10월 21일 운용 내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- 자세제어 task 변경 => FIMS의 RAM avoidance, Sun avoidance requirement 관련되어 수정.
- WIST, NAST 별센서 이미지 촬영 계속.
- S/W 전력제어모드에서 충방전 셋팅값의 수정. => 과충전으로 인한 배터리 온도 상승을 억제하는데 성공.
- UHF 송신기 시험을 위해 22일까지 전원을 켜기로 함. => 고이득안테나를 이용한 신호 수신 시도.
- 현재 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용 자세모드, S/W 전력제어모드로 운용되고 있음.

(21) 10월 22일 운용내용

- 지상국 13m 안테나를 통해 원격검침정보 수신.
- X-band를 통한 고속데이터전송시험 수행 => 수신신호레벨을 양호하나, 데이터 복원에는 보정이 필요.
- SEU로 추정되는 Gyro internal Error 발생 => Gyro off/on으로 해결.
- WIST, NAST 별센서 이미지 촬영 계속.
- 현재 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용 자세모드, S/W 전력제어모드로 운용되고 있음.

(22) 10월 23일 운용내용

- FIMS용 자세제어로그파일 다운로드
- UHF 송신기 Off
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세 모드, S/W 전력제어모드로 운용되고 있음.

(23) 10월 24일 운용내용

- 무인 자동 지상국 운용시험 => 자동으로 위성의 온보드 컴퓨터에 저장된 파일 다운로드.
- X-band를 통한 고속데이터전송시험 수행 => 시험용 데이터 수신확인.
- X-band 송신기1과 2를 모두 시험.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세 모드, S/W 전력제어모드로 운용중임.
- 지상국은 자동파일다운로드 모드로 운용되고 있음.

(24) 10월 25일 운용내용

- NC를 통한 명령으로 원자의선 분광기(FIMS) 동작시험. => 원자의선 분광기(FIMS) 원격검침정보 수신.
- X-band를 통한 고속데이터전송시험 수행.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세 모드, S/W 전력제어모드로 운용중임.
- 지상국은 자동파일다운로드 모드로 운용되고 있음.

(25) 10월 26일 운용내용

- X-band를 통한 고속데이터전송시험 수행.
- 자세제어 task 교체. => SEU 발생시, 자동복원기능추가
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세 모드, S/W 전력제어모드로 운용중임.
- 지상국은 자동파일다운로드 모드로 운용되고 있음.

(26) 10월 27일 운용내용

- X-band를 통한 고속데이터전송시험 계속 => 지상국 장비 보정.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(27) 10월 28일 운용내용

- 대용량메모리 시스템 시험.

- 원자외선 분광기 시험.
- GPS task 수행.
- 오전 교신에서 주컴퓨터가 리셋됨을 발견. => 프로그램의 오류 수정 계획
- 주컴퓨터는 리셋 후, 자동 복구됨.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세 모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(28) 10월 29일 운용내용

- 태양풍이 지구에 영향을 크게 미치는 29일 오전부터 31일 오전까지, 위성의 기본적인 기능 이외에는 수행하지 않기로 함.
- 원자외선 분광기 전원 OFF
- 위성 상태 점검 => 정상적으로 운용.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(29) 10월 30일 운용내용

- 위성 상태 점검 => 우주방사선에 의한 SEU (Single Event Upset)이 많이 발생함을 발견하였으나, 주컴퓨터를 비롯한 기타 위성 시스템에는 영향을 받지 않는 것으로 확인
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(30) 10월 31일 운용내용

- 오전 교신에서 탑재체에 전원을 넣고 위성상태를 다시 확인하기 시작함.
- 원자외선분광기(FIMS) 시험 재개 => Heater on, Shutter test 수행.
- X-band 고속탑재체 데이터 전송시험 => FIMS 데이터 수신.
- FIMS 운용에 따른 S/W 충방전 셋팅 변경.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(31) 11월 1일 운용내용

- 자동으로 위성 데이터 수신.

- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(32) 11월 2일 운용내용

- 자세제어 및 NAST, WIST프로그램 변경 => 이미지의 다운속도 향상
- 배터리가 저충전됨을 발견 => 충전전류를 증가하도록 S/W 충방전 셋팅 조정.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(33) 11월 3일 운용내용

- 태양지향모드에서의 배터리 충방전 상태 점검. => S/W 셋팅값에 따른 충,방전전류량 측정.
- 시나리오에 의한 원자의선 분광기(FIMS) 시험.
- 우주과학탐재체(SPP) 시험 시작. => 전력공급 후, 상태점검 (동작 메시지 수신).
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(34) 11월 4일 운용내용

- 태양지향모드에서의 배터리 충방전 상태 점검. => 정상적인 S/W 셋팅값 확인 => 배터리의 저충전/과충전 문제 해결.
- 시나리오에 의한 원자의선 분광기(FIMS) 시험 계속.
- NAST 이미지 촬영변수 변경.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(35) 11월 5일 운용내용

- DCS(Data Collection System) 시험 수행. => DCS디지털신호처리부의 동작확인.
- 배터리충전제어 프로그램의 버그 발견 => 버그 수정후, 프로그램 교체 예정.
- 시나리오에 의한 원자의선 분광기(FIMS) 시험 계속.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(36) 11월 6일 운용내용

- 파일 처리속도를 높이기위해, RxSmart task 교체 => 파일 지우는 속도를 대폭 향상.
- FIMS door를 열기 전에 검증이 필요한 부분(자세제어, 탑재체데이터 전송)에 대한 시험 수행.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(37) 11월 7일 운용내용

- 자세제어 로그 파일수신 => FIMS의 운용계획대로 수행되었음을 확인.
- X-band를 통한 탑재체 데이터 수신 시험 => 원하는 FIMS 및 SPP 데이터 수신.
- 밧데리충전제어프로그램 교체. => 제대로 동작함을 확인.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(38) 11월 8일 운용내용

- FIMS door를 여는데 성공. => 원격검침정보로 확인.
- FIMS 시험용 시나리오 수행.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(39) 11월 9일 운용내용

- FIMS 고전압발생기 및 감지기의 전원을 켜고, 데이터를 수신하는 시나리오 수행.==> 감지기로부터 정상적인 데이터 수신됨을 확인.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(40) 11월 10일 운용내용

- FIMS 고전압발생기 및 감지기의 전원을 켜고, 데이터를 수신하는 시나리오 수행. => Air glow 에 대한 Quick look data 수신.
- 별센서 프로그램 교체

- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(41) 11월 11일 운용내용

- 별센서를 이용한 정밀자세제어를 위한 자세제어프로그램 교체.
- X-band를 이용한 FIMS 데이터 수신.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(42) 11월 12일 운용내용

- 별센서를 이용한 정밀자세제어를 위한 자세제어프로그램 교체. => 모멘텀덤핑부분에 오류 발견. => 수정후, 교체 예정.
- X-band를 이용한 FIMS 데이터 수신. => FIMS를 이용한 별정보 획득에 성공.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(43) 11월 13일 운용내용

- 모멘텀덤핑부분의 오류 수정후, 자세제어프로그램 교체. => 모멘텀 덩핑과 별센서를 이용한 정밀자세제어에 성공.
- X-band를 이용한 FIMS 데이터 수신. => SPP 를 이용한 관측자료 수신 성공.
- 위성은 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용중임

(44) 11월 15일 운용내용

- 위성의 주탑재체인 FIMS와 SPP가 정상적으로 동작하며, 최초의 영상및 데이터를 수신하는데 성공.

(45) 11월 14일 운용내용

- 지상국 프로그램 기능 추가 => 자동 시나리오 수행기능.
- 시나리오에 의한 FIMS 관측
- 현재 위성은 정밀자세제어모드, 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향 모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용 되고

있음.

(46) 11월 15일 ~ 19일 운용내용

- 시나리오에 의한 FIMS 관측
- 시나리오에 의한 SPP 관측
- X-band를 이용한 FIMS 데이터 수신.
- 현재 위성은 정밀자세제어모드, 최대태양전력입력지향모드, 자동지상국 지향 모드, FIMS 정상운용자세모드, S/W 전력제어모드, 자동파일다운로드 모드로 운용되고 있음.

라. 초기운용기간 동안의 시험결과

(1) 초기운용팀의 구성 및 운영

과학기술위성 1호의 초기운용을 위해 9명의 연구원으로 초기운용팀이 구성되었으며 초기운용팀은 발사 전 2개월 전부터 지상국 점검과 세부운용계획 수립을 비롯하여 과학기술위성 1호가 발사된 이후 지상에서 이뤄져야되는 모든 제반 사항을 준비하였다.

9월 27일부터 시작된 초기운용은 11월말까지 진행할 예정이며, 이 동안 탑재체의 정상운용을 위한 모든 위성본체의 시험 및 점검이 이루어지게 된다. 과학기술위성 1호와의 교신은 매일오전 9시부터 12시 사이에 두, 세차례, 오후 9시부터 12시까지 두, 세차례, 총 하루에 최소 4회, 최대 6회 교신이 가능하다. 과학기술위성 1호와의 교신은 매 패스 당 약 10분에서 최대 15분 동안 가능하다.

(2) 전력제어 관련

발사 후, 태양전지판이 전개되기 이전까지의 초기자세 안정화 상태에서 태양전지판으로부터 발생하는 궤도평균전력은 약 40 Watt였으며 이는 초기운용 기간동안 위성의 버스가 소모하고 있는 30 Watt 정도의 전력소모를 만족하고 있는 상태이다. 하지만, 태양지향자세를 유지하지 못하는 상태에서 월과 자이로를 켜게되면, 전력소모량이 40W를 넘게되므로, 배터리 전압은 지속적으로 저하되어 위성의 shut-down을 초래하게된다. 따라서, 월과 자이로는 태양지향자세 획득시에만 켜져있도록 하는 것이 중요하다. 과학기술위성 1호의 전력 시스템은 우리별 3호때 발생하였던 과충전문제 및 배터리 팩간의 온도 격차문제를 모두 해결하였으며, 초기운용 기간동안 일체의 문제를 발생시킨 적이 없는 상태이다.

과학기술위성 1호의 태양전지판에 대한 전개는 태양지향자세 획득이 성공한 이후에 수행되었으며, 우리별 3호때와 같이 +X면의 전개가 지연되는 현상이 없이 정상적으로 전개되었다. 원격점검정보에 대한 통해 두 개의 태양전지판에 대한 완전전개를 확인할 수 있었다.

(가) Solar Array Voltage and Current

<그림 3-106>은 Solar Array 전압과 +X 패널에서 생성되는 전류를 나타내고 있다. Eclipse에서 Sunlit구간으로 전환될 때 순간적으로 Solar Array 전압이 상승후 제어기에 의해 제어되므로써 줄어듦을 알수있다. 순간 최대점이 50V는 전압Drop및 패널 온도에 의한 것으로서 지상시험시에서도 확인된 Telemetry이다.

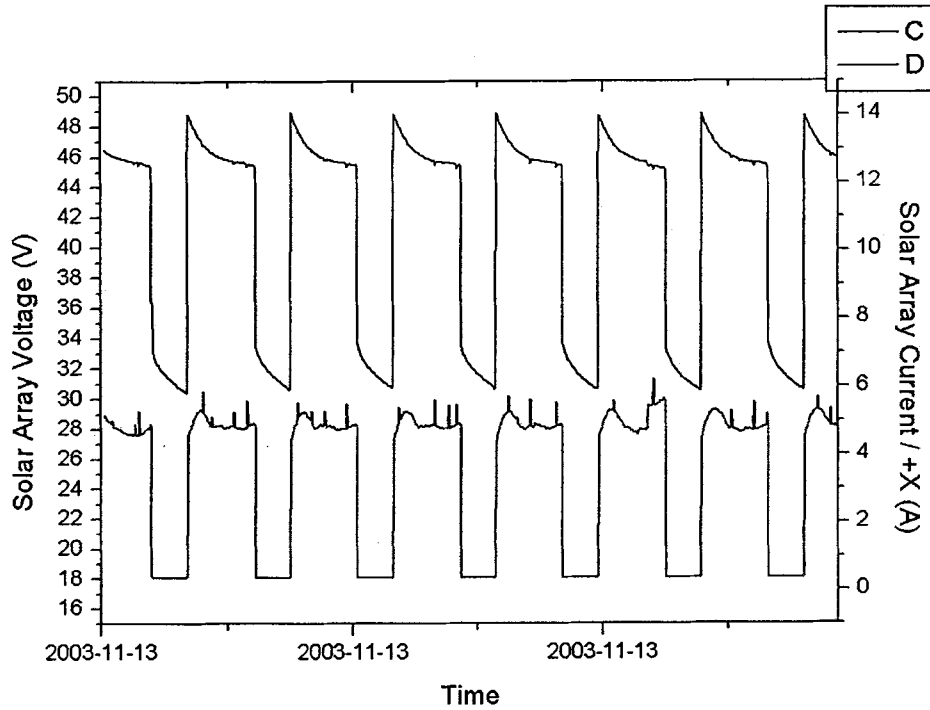


그림 3-106. Solar Array Voltage

(나) 초기 Battery Cell Voltage

<그림 3-107>은 랜덤 추출한 22개의 Battery중 한 개의 전압 및 그때의 Bus Current를 나타내고 있다. 그림에서는 약 1.45V~1.70V 로 표시되나, 이는 Tlm의 오차에 의해 원하는 값보다 높게 나타나는 것으로 판단되며, 오차에 대한값은 오프셋을 주어 지상에서 Tlm을 판단한다. 만약 이 오차값이 선형이 아니면 OBC S/W Control시 문제가 되지만, 일정한 오차를 가지고 있으므로 OBC S/W Control시 오프셋을 감안하여 Control 및 파라미터 값을 설정한다.

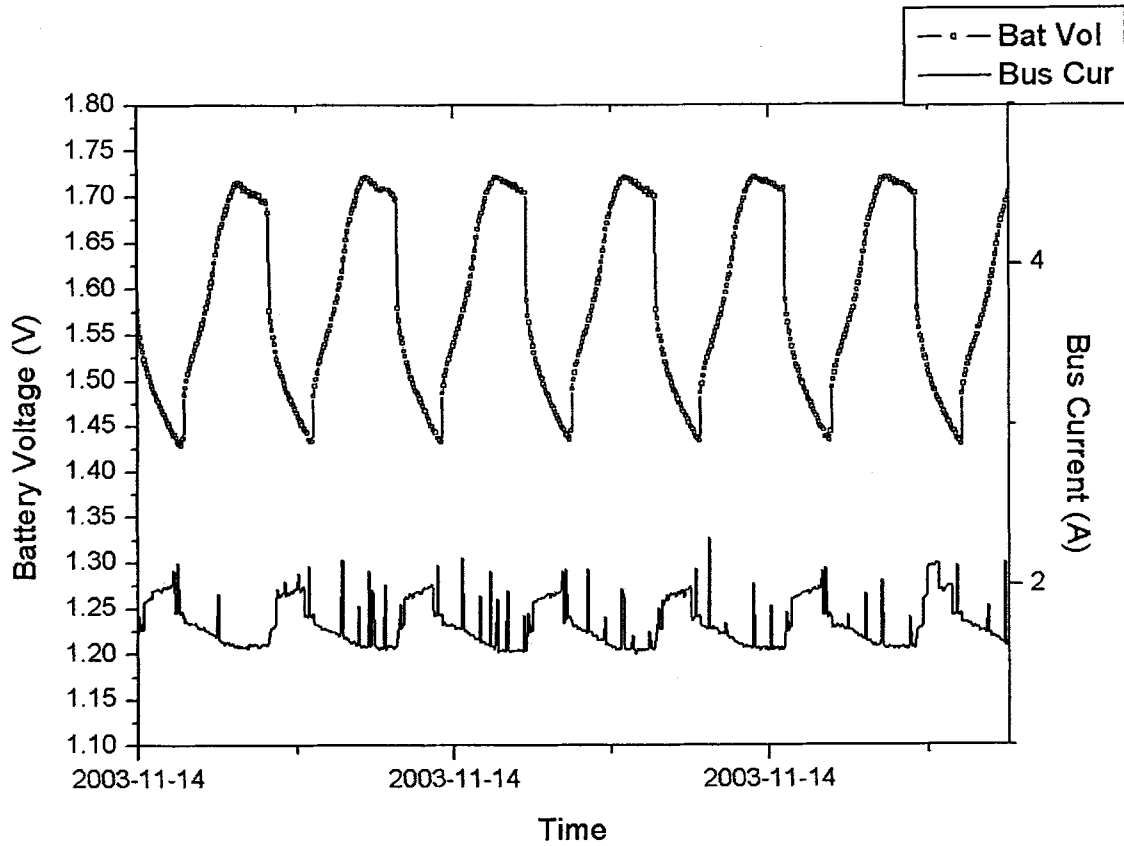


그림 3-107. Battery Voltage

(다) Software Control Mode

<그림 3-108>은 Software Control 시에 Battery 전압, 전류 특성을 나타낸 것이다. Battery 전압은 29V~35V를 유지하고 있고, Eclipse에서 Sunlit구간으로 전환될 때, OBC S/W Control에 의해 대략 2A의 전류가 충전되다가 Battery 전압이 올라가면서 충전 전류는 서서히 줄어들다가 S/W Control Limit값에 도달하면 더 이상 Battery의 Overcharge 및 이로인한 온도 상승을 막기위해 일정전류가 충전됨을 보여주고,OBC S/W Control의 동작이 잘됨을 알수있다.

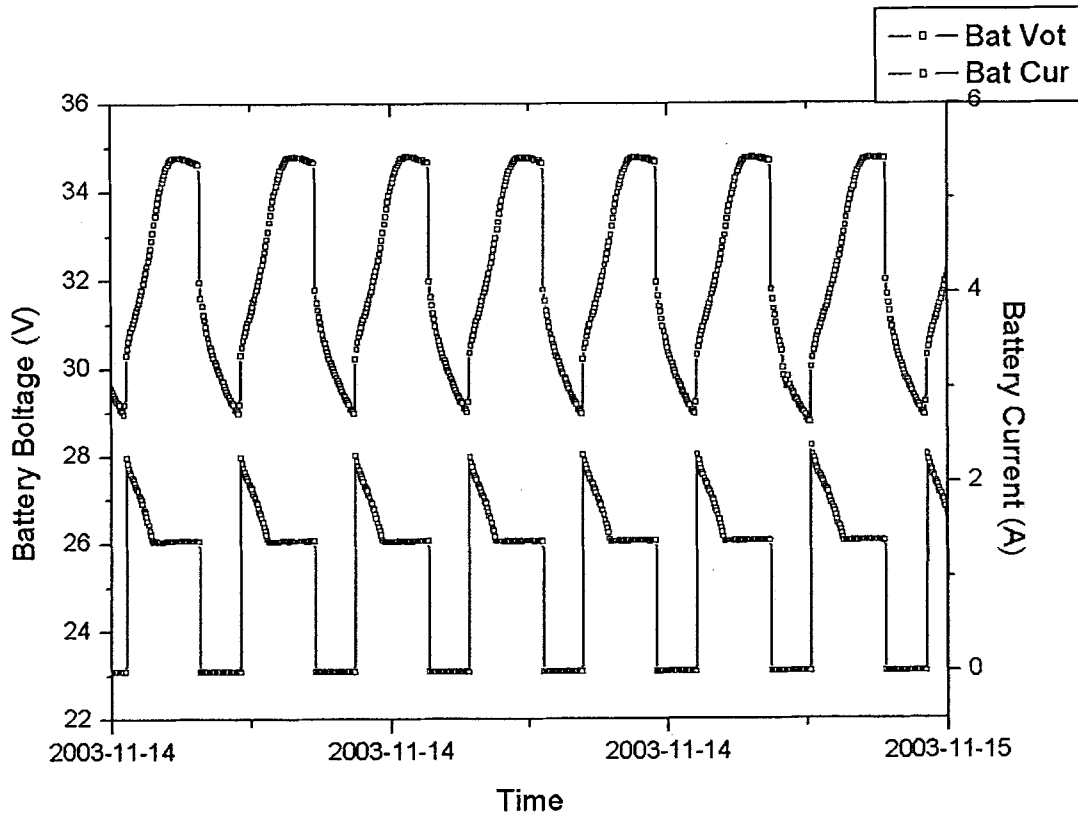


그림 3-108. Software Control Mode

(3) 자세제어 관련

(가) 분리 후부터 초기자세 획득(Initial Attitude Capture) 직전까지의 자세제어

9월 29일 오후 첫 교신이 이루어진 다음 날, 위성에 저장된 자세제어관련 로그 파일을 내려 볼 수 있었다. 이 로그 파일을 분석해본 결과, 과학기술위성1호는 로켓으로부터 분리된 이후, 회전 속도를 지속적으로 줄여나가 3일 후인 는 분당 약 10도로서 회전하고 있었다. 우선적으로 수행한 업무는 지자기센서의 데이터를 수신받아 궤도 상에서의 보정을 수행하고, 태양센서정보와 함께 사용하여 위성의 3축정보를 알아내는 일이었다. 10월 3일까지 이러한 작업을 수행한 후, 휠과 자이로를 하나씩 전원을 켜고 동작시험을 수행하였다. 태양지향자세획득을 위해선, 휠과 자이로의 정상동작이 보장되어야 하므로, 태양획득명령을 주기 전 이 반드시 확인해야할 업무들이다. 전력부에 소개되었듯이, 휠과 자이로가 켜진 상태에서 태양지향자세획득에 실패하면 위성이 shut down 될 수 있으므로, 주의하여야할 부분이었다. 10월 8일까지 휠과 자이로 시험을 마친 후에, 10월 9일 태양지향자세획득을 시도하였다.

(나) 초기자세 획득모드에서의 자세제어

초기자세 획득 모드에서는 반동휠(Reaction Wheel) 자이로에 전력을 공급한 다음, 회전하고 있는 위성을 정지시키면서 동시에 위성의 Z면(고정된 태양전지판)이 태양을 향하도록 제어하는 모드이다. 이 모드가 제대로 수행되기 위해선 반동바퀴, 자이로, 지자기 센서, 그리고 태양 센서의 하드웨어가 제대로 동작해야 함은 물론 주컴퓨터(OBC)와 MTC 등의 컴퓨터, 그리고 통신 모듈 또한 이상이 없어야 한다. 더불어 새로이 Uploading한 자세제어 Task에 오류가 없어야 한다. 반동휠과 자이로의 동작여부를 확인한 후에는 위성의 회전모멘텀을 위성 내부의 휠이 흡수하여 위성의 움직임을 정지시키고, 곧바로 태양센서, 지자기 센서, 자이로등을 이용하여 태양지향자세획득모드로 동작시키게 된다. 10월 9일 태양지향자세획득을 시도하여 정상적으로 태양지향자세를 유지함을 실시간으로 내려오는 태양전지판의 전류와 온도로서 확인할 수 있었다. 첫 자세 획득 시도의 결과는 제대로 자세 획득이 되어가고 있다는 것이었다. 약 10분 동안 수신된 자세제어 메시지와 원격검침 정보가 모두 그 것을 증명해주고 있었다. 우선 자세제어 메시지는 점차로 위성의 Z면이 위성을 향해감을 보여주고 있었고, 원격검침정보는 Z면의 온도가 급격히 상승하고 있었다는 것을 보여주고 있었다.

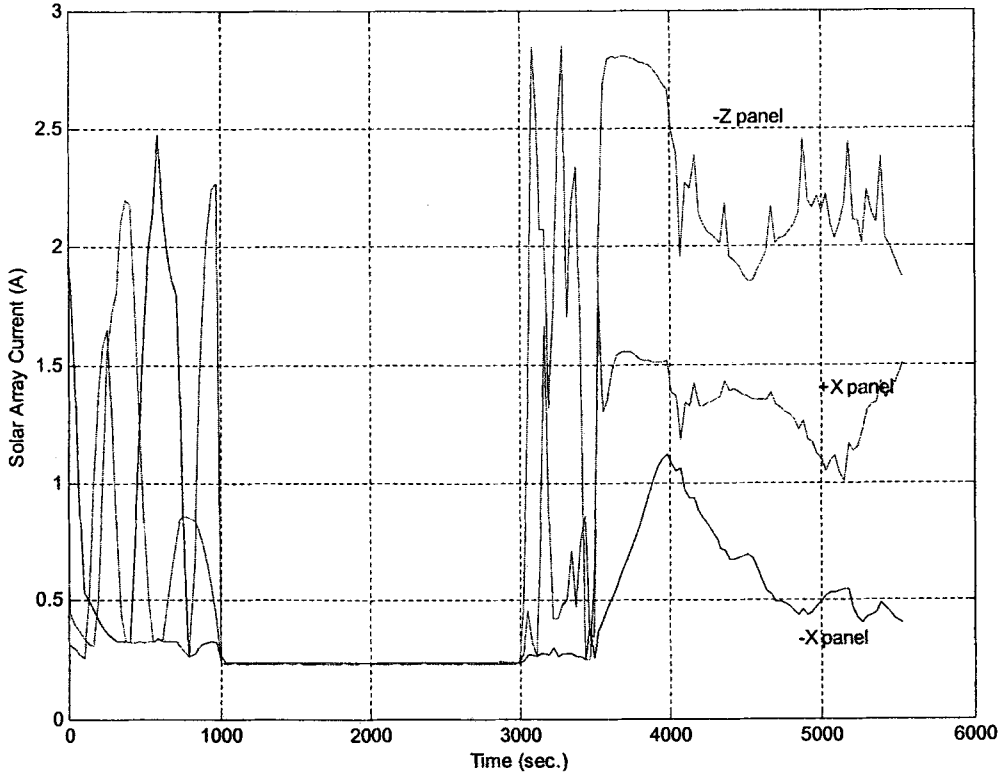


그림 3-109. 태양지향자세획득시의 태양전지판 전류

<그림 3-109>는 2003년 10월 9일 처음으로 태양지향자세획득을 시도하였을 때의 태양전지판에 흐르는 전류량을 보여주고 있다. 10월 9일은 태양전지판을 전개하기 전이므로, 태양획득자세를 획득하게 되면, -Z와 +X 패널이 태양을 바라보도록 제어된다. 위의 그림에서 볼 수 있듯이 랜덤 회전하는 자세에서 태양지향자세로 변화함을 알 수 있다. 그래프 가운데에 전류량이 변하지 않는 부분은 위성이 지구 그림자로 들어가는 eclipse 영역이다.

<그림 3-110>은 태양지향자세획득시에 태양전지판의 온도를 보여주고 있다. <그림3-109>과 마찬가지로 eclipse 내에서 온도가 감소하다가 태양지향자세획득 후, -Z 패널의 온도가 가장 빨리 증가함을 알 수 있다. 즉 -Z 패널이 지속적으로 태양을 지향함을 의미하게 된다.

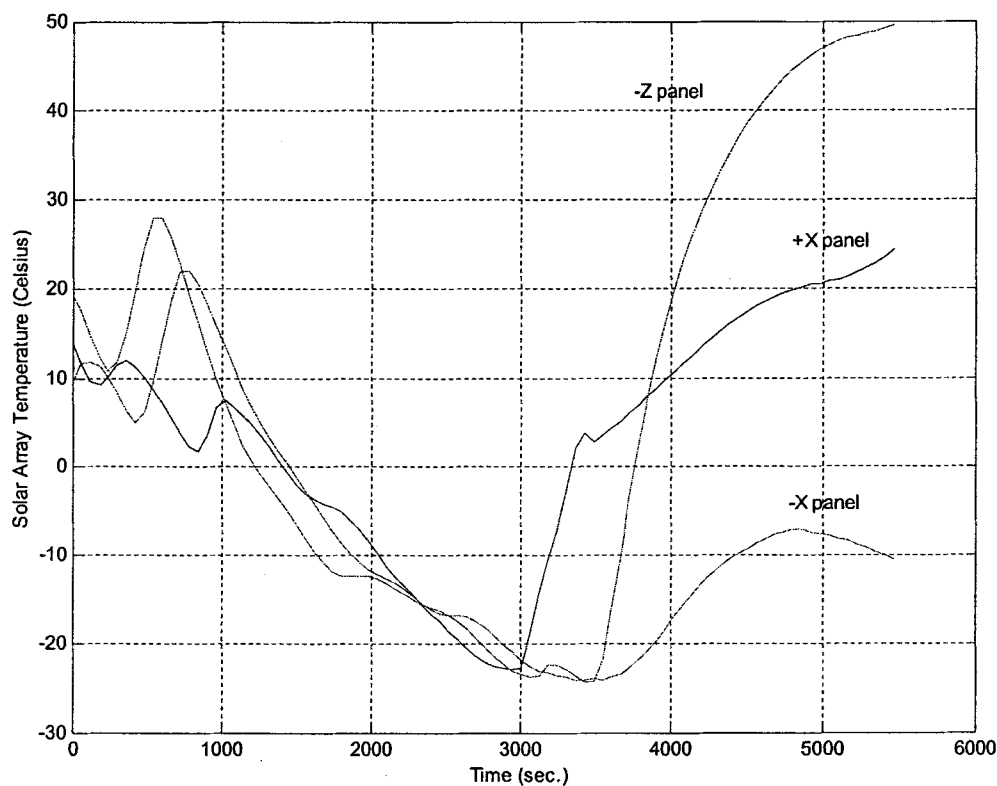


그림 3-110. 태양지향자세획득시의 태양전지판 온도

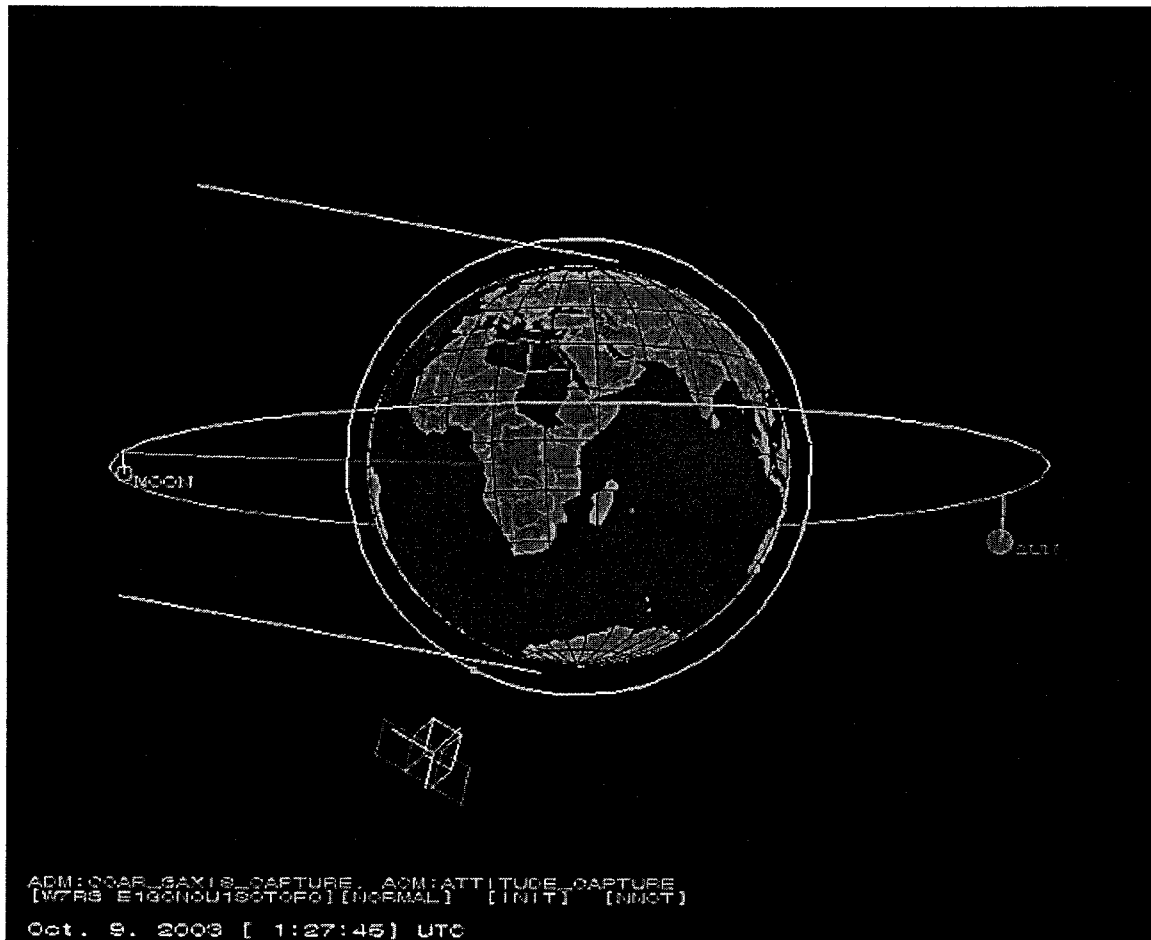


그림 3-111. 태양지향자세획득 전의 위성자세상태

<그림 3-111>은 태양지향자세획득 전의 자세를 로그파일로부터 읽어서 표시한 그림이다. Eclipse를 벗어나서 태양지향자세획득을 시도하고 있는 중으로, 일단 태양지향자세획득모드가 되면, 반동휠을 이용하여 태양센서가 태양을 볼 수 있도록 자세를 변화시키게된다. 태양센서가 태양을 바라보고 3축의 자세를 결정하게되면, 그 때부터는 자이로와 태양센서등을 이용하여 태양전지판이 태양을 바라보는 자세로 제어하게 된다. <그림 112>은 태양지향자세획득 후에 위성의 자세를 나타내고 있다.

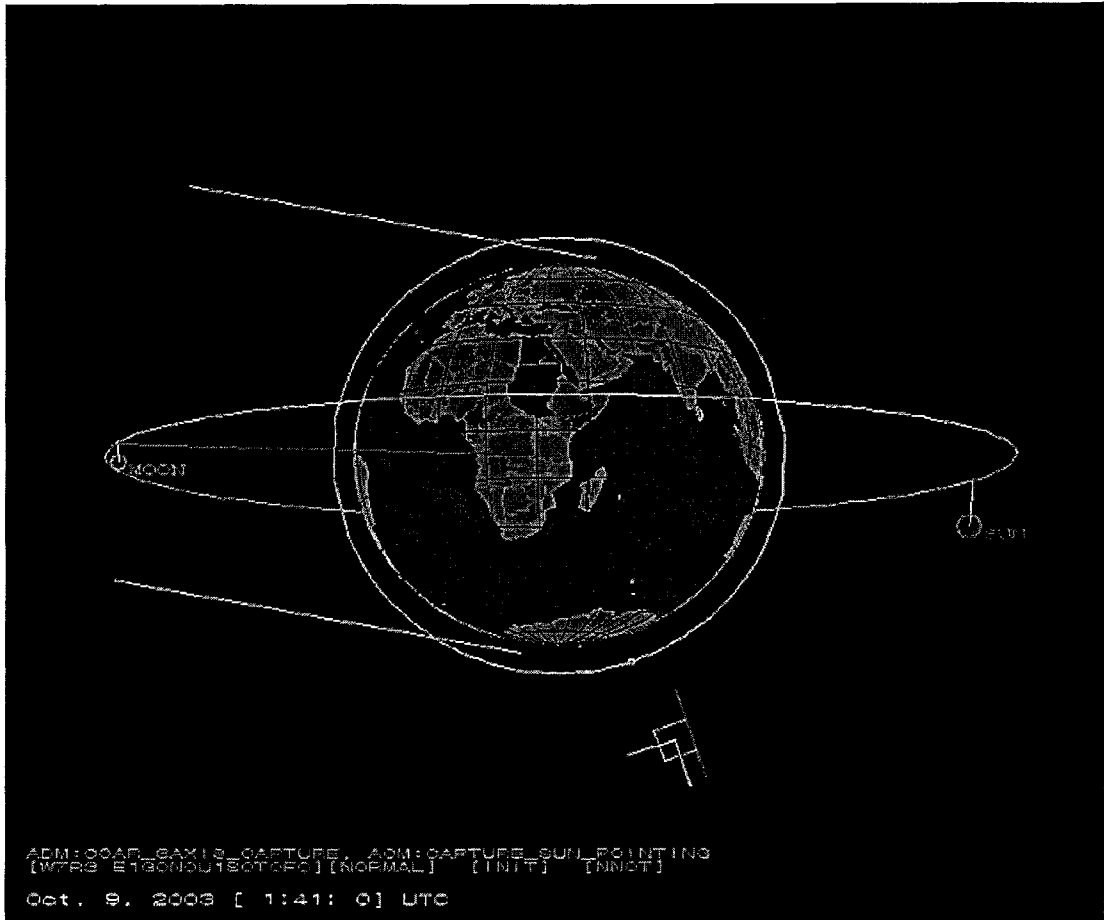


그림 3-112. 태양지향자세획득 후의 위성자세상태

(다) 태양지향자세획득 후, 정상운용모드에서의 자세제어

과학기술위성1호의 정상운용모드는 우리별 3호에 비해 많은 자세변화를 요구하고 있다. KAIST 지상국과 교신 전에 지구지향자세로 자동으로 변경하는 것은 기본이고, 매 궤도의 eclipse 기간동안 원자외선분광기가 진행방향을 바라보지 않도록 하기위한 자세변화를 해주어야 한다. 또한 낮 패스동안의 지구지향자세는 eclipse 동안의 지구지향자세와 서로 다르게 설정되어야 한다. 탑재체의 운용모드는 이것보다 더 복잡한 자세변화를 요구한다. 현재까지 탑재체의 모든 운용모드를 시험하고, 동작을 확인한 상황이며, 아직까지 동작상의 문제점이 발견되지 않고 있다.

(라) 별감지기의 동작시험

별감지기는 CCD 카메라로부터 얻은 별 사진을 분석해 3축 자세 정보를 계산하는 자세센서로서는 가장 정밀한 것 중에 하나이다. 이 별감지기의 동작 여부를 확인하기 위해 가장 좋은 방법은 별감지기가 찍은 별 사진을 내려보는 일이다. 센서의 감도, threshold 등이 알맞게 설정되어 있는지 확인할 수 있고, 또한 자세 계산 여부도 확인할 수 있기 때문이다. 별 사진은 10월 18일 저녁 패스부터 촬영하여 얻을 수 있었다. 우선 압축 전의 별 사진의 크기는 약 200 ~ 1000 Kbytes 정도 되나 압축하면 1~2 Kbytes로 줄어들기 때문에 별 사진을 수신할 때 매우 유용하게 사용할 수 있었다. 불행히도 처음으로 내려 받은 별 사진에서는 두, 세 개의 별만이 촬영되어 있었다. 이것으로는 자세 계산이 어렵다. 별 사진을 분석해본 결과 노출시간과 증폭기 이득값이 너무 낮게 설정된 것으로 확인되었다. <그림 3-113>부터 <그림 3-116>는 별센서의 노출시간, 이득값등을 조절한 후 수신된 별사진들이다. 일단 4개 이상의 별들이 촬영되면, 별인식하는 프로그램을 이용하여 촬영된 각각의 별이미지가

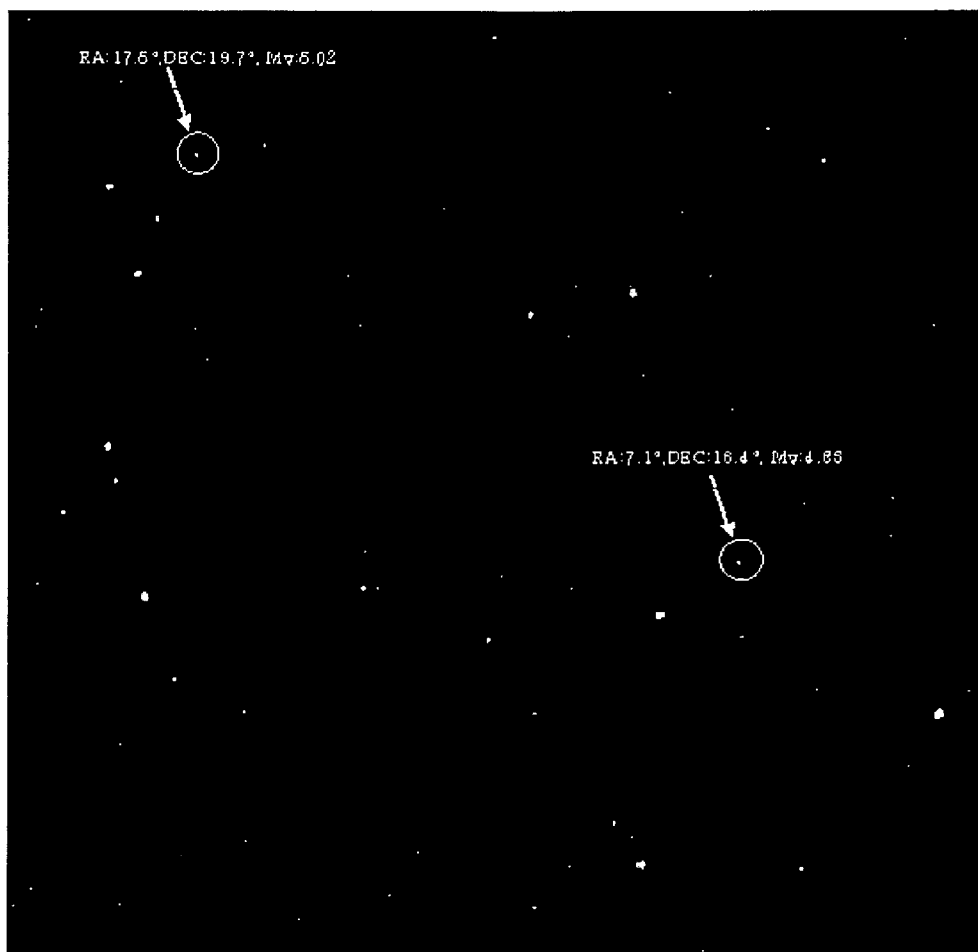


그림 3-113. 광각별센서로 촬영한 별사진

어느 별인지를 확인할 수 있게 된다. <그림 3-113>에는 표시된 별의 위치와 밝기정보는

이러한 별인식을 통해 알 수 있다. 만일 위의 별사진을 가지고 육안으로 어느 별인지를 확인하고자하면 매우 긴 시간이 소요될 것이다. <그림 3-114>는 협각별센서로 촬영한 별사진으로 <그림 3-113>의 별사진과 같은 방향에서 촬영한 것이다.

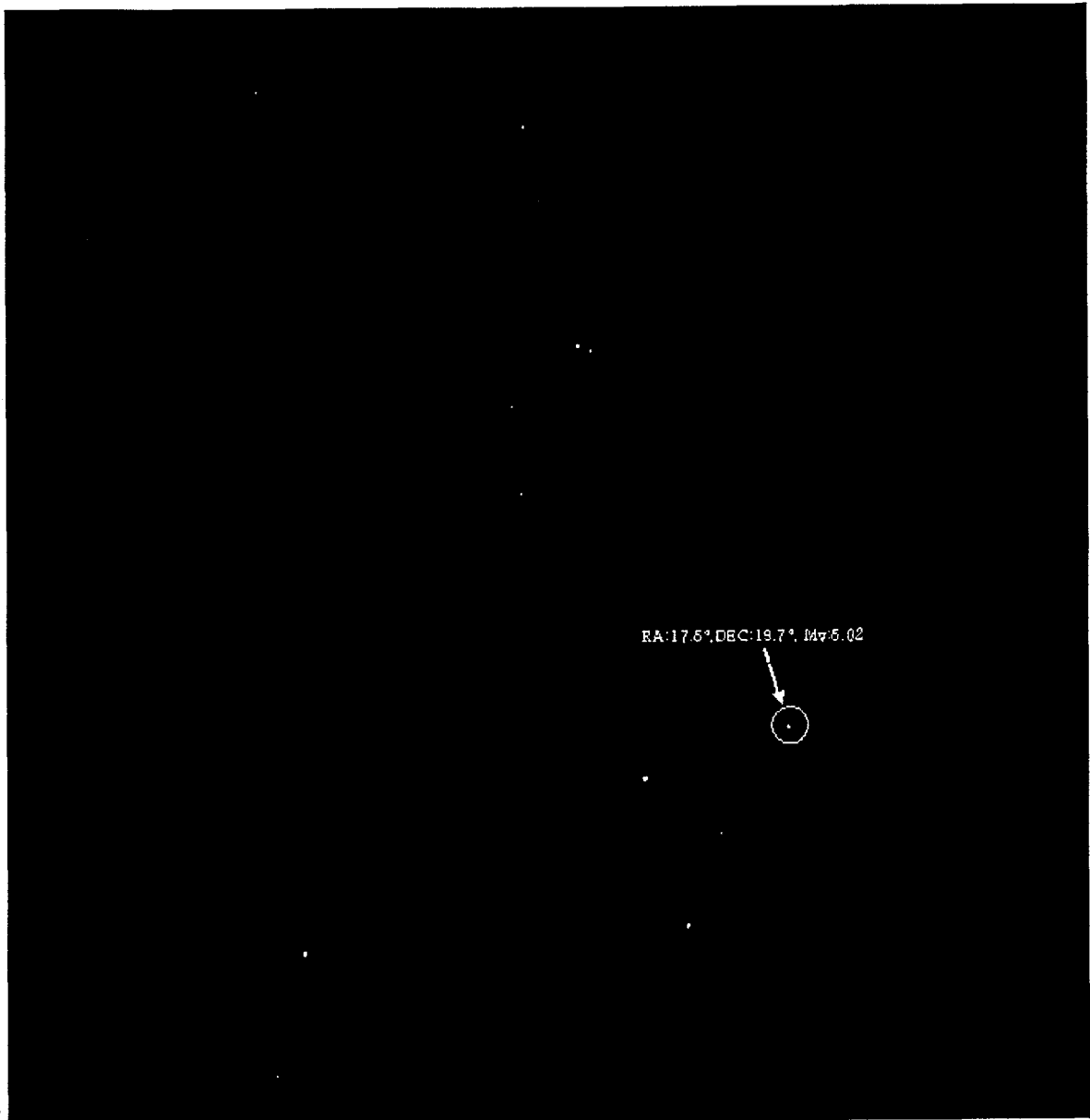


그림 3-114. 협각별센서로 촬영한 별사진

<그림 3-115>는 매우 유명한 플레이아데스 성단을 촬영한 별사진이다. <그림 3-116>은 <그림3-115>의 별사진을 별인식 프로그램에 입력하여 얻은 결과를 보여주고 있다.

(마) GSN 시험

GPSR(Global Positioning System Receiver)에 대한 시험은 두 가지의 모드로 수행되었다. 첫 번째는 OBC에 의하여 예정된 시간에 GPSR이 동작하도록 하고 초기 시각정보와 위치 정보에 대한 자료를 저장하도록 하였다. 본 시험은 GPSR의 성능중 TTFF를 측정하기 위한 것으로 지상시험시, 과학위성1호의 GPSR의 TTFF가 작게는 20분에서 위성이 궤도에 있도록 시뮬레이션 하여 수행할 경우 위성의 자세에 따라, GPS위성을 바라보지 못하게 되는 경우 2시간 이상 걸리는 현상이 있었다. 최초의 GPSR 시험시 실시간 telemetry정보에 의하면 1분 이내에 2개의 GPS위성으로부터 신호를 분석하여 정확한 시각정보를 얻을 수 있었다.

두 번째 시험은 OBC에서 수행되는 GPS TASK 프로그램과 다른 탑재체의 TASK가 동시에 수행될 경우 OBC의 주 프로그램이 정상적으로 수행되지 못하는 현상으로 인하여, 지상에서 직접 GPSR을 제어하여 시각정보와 위성의 궤도정보를 얻었다. 과학위성1호에 탑재된 GPSR의 시각정보는 지상에서 사용하고 있는 표준시각과 일치함을 알 수 있으며, 이는 GPSR의 시각정보를 위성의 표준시로 사용할 수 있음을 보여준다. 자세 정보중 과학위성1호의 고도는 690,993m로 검출되었으며, 향후 OBC에서 수행되는 GPS TASK 프로그램을 보완하여 보다 정밀한 자세정보를 획득할 수 있도록 할 계획이다. 앞으로 얻어질 시험 결과를 바탕으로 위성의 안전모드등 비상 운용시 GPSR 시스템을 적절히 활용할 수 있도록 할 계획이다.

(4) 통신 관련

과학기술위성 1호의 통신 시스템은 크게 VHF, S-band 대역의 원격명령용 수신기와 UHF, S대역, 그리고 X대역 송신기로 구성되어 있다. VHF 수신기와 S-band 송,수신기는 분리 후 현재까지 계속적으로 사용 중에 있다. 두 개의 독립적인 체인으로 구성된 S대역의 송신기는 5월 31일부터 인공위성연구센터와의 교신이 가능한 범위 내에서 운용되고 있으며 현재까지 특이한 문제를 발생한 적이 없는 상태이다.

X대역의 송신기는 두 개의 독립적인 체인으로 구성되어 있는데 주로 위성영상의 송신 시에 사용되고 있으며 주파수 발생기에서 발생하는 신호의 안정화를 위해 증폭기가 동작되기 10분전부터 미리 작동시키고 있으며 현재까지 문제가 발생된 적이 없는 상태이다.

(5) 컴퓨터 및 데이터 처리관련

초기운용 기간동안 컴퓨터 및 데이터 처리관련 서브시스템은 단 한차례의 오류도 발생한 적이 없었다. 모든 원격검침정보(Telemetry)가 정상적이었으며 이제까지 수행된 원격명령

(Telecommand) 또한 오류없이 정상적으로 동작되었다. 네트워크 상의 통신도 우리별 3호와 같은 문제가 발생하지 않았다. 10월말과 11월 초, 강력한 태양풍이 불어왔을 때도 컴퓨터가 리셋되는 현상은 발견되지 않았다.

탑재운용을 위해 모든 명령은 시나리오에 의해 수행되며, 시나리오는 지상에서의 검증을 통해 확인, 위성에 올려지게 된다. 한차례 잘못된 시나리오가 위성에서 실행되어 문제가 된 적이 있으나, 이것도 위성 스스로 잘못된 시나리오는 수행하지 않도록 프로그램을 수정함으로써 만약의 경우에 대처할 수 있게 변경하였다.

제 3 절 주요 연구결과 (논문, 특허, 프로그램 등록 등)

1. 논문 및 학회 발표 목록

연번	발표자	논문 제목	발표지명	발표 시기
1	S.M Park	Observation of Density Fluctuations in Earth's Magnetosheath with Geotail and Wind Spacecraft	Geophysical Research Letters	1999
2	J. Seon	Preliminary results from mission analysis on KAISTSAT-4	APC-MCSTA	1999
3	민경옥	Overview of Far-ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	한국우주과학회보	1999
4	J. Seon	Preliminary Analysis of the Development and Operation of the Space Science Payloads aboard KAISTSAT-4	한국우주과학회보	1999
5	U.M.Nam	Conceptual Electronics Design of Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	한국우주과학회보	1999
6	J.H.Park	Science Goals of Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	한국우주과학회보	1999
7	이재진	Thermal Electron Diagnosis with Langmuir Probe on KAISTSAT-4(과학위성 1호)	한국우주과학회보	1999
8	신영훈	Solid State Telescope on KAISTSAT-4	한국우주과학회보	1999
9	유광선	Tolerance Study of FIMS Optical System and its Environmental Consideration	한국우주과학회보	1999
10	J.G.Rhee	A Study on the MCP Detection System for FIMS	한국우주과학회보	1999
11	K.I.Seon	Science Objectives of Far-ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	한국우주과학회보	1999
12	이준호	Active Optics for Space-borne Cameras	한민족학술대회	1999
13	김용민	소형 인공위성용 별감지기의 광학계 설계	한국물리학회	1999
14	김용민	인공위성용 고해상도 광학계 설계	한국물리학회	1999
15	성단근	우리나라 소형위성기술의 개발 및 전망	전자공학회지	1999
16	이준호	Why Adaptive Secondary Mirrors?	PASP	2000
17	유광선	ORFEUS II Echelle Observations of Molecular Hydrogen in the Galactic Halo	The Astrophysical Journal	2000
18	이준호	Computer Studies of the three-dimensional magnetic reconnection with the superimposed by component	Journal of Geophysical Research	2000
19	이준호	Adaptive Secondary Mirror Developments at UCL	Astronomical Telescopes and Instrument	2000
20	이준호	Adaptive Secondary Mirror Demonstrator: Construction and Preliminary Evaluation	Optical Engineering	2000
21	유광선	Observation of Molecular Hydrogen in the Carina Nebula	Journal of Astronomy and Space Sciences	2000

22	이우경	A new waveform Design Technique to Reduce Sidelobe Effects in radar imagery	Proceeding of International Symposium on Remote Sensing	2000
23	유광선	Testing Method of Of-axis Parabolic Cylinder Mirror for FIMS	Proceeding of SPIE	2000
24	이준호	An optical design of a high resolution earth observation camera for small satellite	한국광학회지	2000
25	이준호	Simulation of Pupil plane wavefront sensing with a static pyramidal prism	Optical Society of Korea conference	2000
26	유광선	Tolerance Analysis of FIMS Optical System	한국우주과학회지	2000
27	유광선	OVI Emission Line Detection Limit of Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph	한국우주과학회지	2000
28	이준호	Development of an assembly procedure of deformable mirrors for adaptive optics	The Korean Physical Society Conference	2000
29	이준호	Optomechanical analysis of a high-resolution camera for earth observation and development	The Korean Physical Society Conference	2000
30	김일송	Power system design of kitsat-4 satellite	전력전자학회 논문지	2000
31	유광선	과학위성1호의 우주 플라즈마 관측 장비 개발	천문학회 우주환경분과 워크샵 발표	2000
32	유광선	Solid State Telescope on KAISTSAT-4	한국우주과학회 봄 학술대회 발표	2000
33	유광선	Design and Computer Optimisation of a Top-hat Electrostatic Analyser For KAISTSAT-4	춘계 우주과학회	2000
34	유광선	A study on the Plasma Generated by Thermionic Low-pressure Discharge to Simulate the Space Environment	춘계 우주과학회	2000
35	유광선	ESA(Electro-Static Analyzer) on the KAISTSAT-4	춘계 우주과학회	2000
36	유광선	Detection Observation of CO to H2 conversion Factor in the Orion B Molecular Cloud: an Analysis of CO Absorption Line in the FUV Region	춘계 우주과학회	2000
37	유광선	Detection Criteria of OVI Doublet and Opto-mechanical Error Budget of FIMS	춘계 우주과학회	2000
38	유광선	다목적 실용위성의 과학 탑재체, IMS 의 초기 운용 결과	추계 우주과학회	2000
39	유광선	Space Plasma Instrumentation on KAISTSAT-4	추계 우주과학회	2000
40	이현우	피라미드형 2축 아날로그 태양센서의 개발	추계 우주과학회	2000
41	유광선	다목적 실용위성(KOMPSAT-1)을 이용한 이온층 관측	우주환경 works shop 발표	2000
42	유광선	과학위성1호의 우주 플라즈마 관측 장비 개발	우주환경 works shop 발표	2000
43	유광선	과학위성1호의 고에너지 입자검출기(SST) 개발	천문학 논총	2000

44	김일송	과학위성1호 전력계 설계	2000년도 전력전자 학술대회	2000
45	임철우	고전압 플라이백 변압기의 과도 특성	2000년도 전력전자 학술대회	2000
46	유광선	과학위성1호의 원자외선 분광기로 관측 가능한 수소분자의 Lyman-Werner Band 방출선	한국 천문학회 2000년 가을	2000

	명 칭	저널·학회명	발표일	비 고
47	Thermal and Structural Analysis of FIMS Grating	J. of Astronomy and Space Science	2001, vol. 18 pp. 81-93	저널
48	Torque and Force measurement of a Prototype HAU Reaction Wheel and the Effect of Disturbance of the Attitude Stability of Spacecraft	KSME International Journal	2001.6	
49	Intelligent schemes for improving interpolation using distribution parameters and segmentation	Computer Vision and Image Understanding	2001.8 submitted	
50	Effective methods for the estimation and interpretation of oceanic meridional heat flux	Journal of Physical Oceanography	2001.8 submitted	
51	Mixed layer heat balance and net surface heat flux error estimate. Part I: horizontal geostrophic heat advection and its error	Journal of Geophysical Research	2001.8 submitted	
52	Operational Generation of a Digital Elevation Model Along the Coast from satellite images	Proceedings of American Geophysical Union Spring Meeting	2001, 5	국제학회
53	음향가진에 의한 과학위성 1호 태양전지판의 진동해석	한국항공우주학회	2001.6	
54	Development of KAISTSAT-4 Expanding the Role of Small Satellite for Scientific Research	Proc. of 15th Annual/USU Conference on Small Satellite	2001 CD-ROM Proceeding	국제학회
55	Orbit and Attitude Control Requirement Analysis of KAISTSAT-4	Proc. of 2nd Symposium on Microsatellite Applications for Asia and the Pacific	2001 SSC01-III-6	국제학회
56	Development of the Far-ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	IAU ASP conference	2001	국제학회
57	Adaptive Beam Divergence Algorithm for High Reliable Inter-Satellite Optical Communications	Photocics	2001.10	국내학회
58	과학위성1호 원자외선 분광기 광학설계	제11회 광 기술 워크샵	2001. 3	국내학회
59	Test Result of Off-Axis Parabolic Cylinder Mirror for FIMS	Proc. of the Optical Society of Korea Annual Meeting 2001	2001. 2 TD- II 5 pp.86-87	국내학회
60	과학위성 1호용 원자외선 분광기 내의 컨트 롤 및 모니터링 시스템	한국천문학회보 제26권 1호	2001. 4 pp.54	국내학회

61	원자의선 분광기 FIMS 광학부 개발	한국천문학회보 제26권 1호	2001. 4 pp.41	국내학회
62	원자의선 분광기 FIMS 기계 구조	한국천문학회보 제26권 1호	2001. 4	국내학회
63	FIMS Software and Hardware Control for Operation Scenario	한국천문학회보 제26권 1호	2001. 4 pp.55	국내학회
64	Preliminary Test Results of Detection Electronics for FIMS XDL Anode	한국천문학회보 제26권 1호	2001.4 pp.55	국내학회
65	원자의선 분광기 FIMS의 기계구조 유한요소 해석	한국천문학회보 제26권 1호	2001. 4 pp.40	국내학회
66	Electronics Systems of Far-Ultra Violet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	한국우주과학회보 제10권 1호	2001. 4 pp.49	국내학회
67	The Operation Scenario of FIMS for Mission Requirements	한국우주과학회보 제10권 1호	2001. 4 pp.47	국내학회
68	원자의선 분광기 FIMS의 광학 및 기계 구조	한국우주과학회보 제10권 1호	2001. 4 pp.48	국내학회
69	과학위성1호 원자의선 분광기의 회절격자 열 해석	한국우주과학회보 제10권 1호	2001. 4 pp.50	국내학회
70	과학위성1호용 원자의선 분광기 내의 Spectrograph Electronics	한국우주과학회보 제10권 1호	2001. 4 pp.59	국내학회
71	원자의선 분광기 FIMS 회절격자의 열 및 구 조 해석	한국우주과학회지	2001.6	
72	과학위성1호의 입자 검출기 개발	한국우주과학회	2001. 4	
73	과학위성1호의 Langmuir Probe 개발	한국우주과학회	2001. 4	
74	Low Crosstalk Muti-Channel Trasimpedance Amplifier Array using SiGe HBT Technology for Optical Interconnect Applications	반도체 학술대회	2001.2	
75	Operation Scenario of FIMS for Mission Requirements	한국우주과학회	2001.4	
76	원자의선 분광기 FIMS의 광학 및 기계구조	한국우주과학회	2001.4	
77	과학위성1호의 고에너지 입자검출기 개발	한국우주과학회	2001.4	
78	Development of KAISTSAT-4 Expanding the Role of Small Satellite for Scientific Research	AIAA Small satellite conference	2001.8	
79	FIMS : Project Progress Report	천문학회	2001.10 전북대학교	
80	FIMS : Mechanics Progress Report	천문학회	2001.10 전북대학교	
81	FIMS : Electronics Progress Report	천문학회	2001.10 전북대학교	
82	MCP based 2-D Position Sensitive Detection System with pico-second Time Resolution	우주과학회	2001.11 세종대학교	
83	원자의선분광기 LVPS 및 TDC의 열해석	우주과학회	2001.11 세종대학교	
84	Physical Conditions of the Molecular Cloud toward HD 37903	우주과학회	2001.11 세종대학교	
85	Seasonal Variations of the Electron	우주과학회	2001.11	

	Density and Temperature in the Low-latitude Topside Ionosphere Observed by KOMPSAT-1		세종대학교	
86	과학위성 1호의 고에너지 입자 검출기 개발 Solid-State Telescope on KAISTSAT-4	우주과학회	2001.11 세종대학교	
87	The Qualification Model Development of ESA(Electro-Static Analyzer) on the KAISTSAT-4	우주과학회	2001.11 세종대학교	
88	과학위성 1호의 Langmuir Probe 개발	우주과학회	2001.11 세종대학교	
89	원자외선 분광기의 전자부 진도 보고	우주과학회	2001.11 세종대학교	
90	원자외선 분광기 FIMS의 기계 구조 진행 상황	우주과학회	2001.11 세종대학교	
91	위성용 대구경 반사경의 광기계 변형 연구	한국광학회지	2001 진행중	
92	The Zeeko/UCL Process for Polishing Large Lenses and Prisms	SPIE Conference on Large lenses and prisms	2001 in press	
93	Adaptive Optics Systems	Proceedings of the 10th International Aerospace Symposium	2001 pp. 43-66	
94	Ultra-precision single point diamond turning (SPDT) on an aspheric metal secondary mirror	Twelfth annual meeting of Optical Society of Korea	2001	
95	Automatic Satellite Image Registration by Combination of Stereo Matching and Random Sample Consensus	IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing	2002 .7	국제저널
96	Fast Capture Algorithm of Initial Attitude for Spacecraft Using Reaction Wheels	IEICE Trans. Vol.E85-A, No.10	2002.10	국제저널
97	An Improved Gaussian Jet Model for deriving absolute geostrophic velocity form satellite altimetry	Journal of Atmospheric and Oceanic Technology	2002 in press	국제저널
98	First Order analysis of thin plate deformable mirrors	Journal of the International societies for Precision Engineering and Nanotechnology	2002 in process	국제저널
99	A Study on the Fault Diagnosis of Roller-Shape Using Frequency Analysis of Tension Signals and Artificial Neural Networks Based Approach in a Web Transport System	KSME International Journal, Vol.16, No.12	2002.12	국제저널
100	Spear Science Payload	Proceedings of SPIE	2002.8	국제저널
101	ORFEUS Observations of the Foreground Gas Toward HD 37903	The Astrophysical Journal, pp.575, 234	2002.8	국제저널

102	Optics development for the SPEAR mission	SPIE, Astronomical Telescopes and Instrumentation pp.22-28	2002.8	국제저널
103	과학위성1호 인증모델에 대한 발사 환경시험 결과	한국항공우주학회지 제30권, 6호	2002.9 pp.124~129	국내저널
104	Space Optics 특집을 맞이하여	광학과 기술 제6권 4호	2002	국내저널
105	인공위성 광학계	광학과 기술 제6권 4호	2002	국내저널
106	과학위성1호 인증모델 열진공 시험	한국항공우주학회지 제31권 1호	2003.2 pp.120-123	국내저널
107	원자외선 분광기의 2차원 위치검출을 위한 고분해능 지연선 검출회로	한국우주과학회지 제30권, 1호	2002.2	국내저널
108	A Global Multi-Purpose Data Collection System Based on the KAISTSAT-4 small satellite and Mobile Terminals	JC-SAT 2002	2002	국제학회
109	Automatic Satellite Image Registration by GCP Chips and RANSAC	Proc. of the 6th World MultiConference on systemics, Cybernetics and Informatics Vol.IX, pp.134-139	2002.7 Orlando, Florida, U.S.A	국제학회
110	KAISTSAT Series : Space Science Missions Developed by SaTReC	한국한민족학술대회	2002.6	국제학회
111	Satellite Orbit and Attitude Modeling for Geometric Correction of Linear Puchbroom Images	Proc. of International Symposium on Remote Sensing pp.523-547	2002.10 Sok-Cho	국제학회
112	Automated Image Receiving and Processing System for Landsat-7	Proc. of International Symposium on Remote Sensing pp.573-577	2002.10 Sok-Cho	국제학회
113	First Order analysis of thin plate deformable mirrors	SPIE: Astronomical Telescopes and Instrumentation pp.22-28	2002.8 Hawaii Waikoloa	국제학회
114	Physical conditions of the molecular cloud toward HD37903	American Astronomical Society 199th meeting 6-10	2002.1 Washington, DC	국제학회
115	Spinning compliant tool of Precessions Polishing Technique for polishing aspheric optics, Optical Fabrication & Testing	OSA Topical Meeting	2002 Tucson, AZ	국제학회
116	선형 푸시브룸 센서의 에피폴라 특성을 이용한 DEM 생성알고리즘의 성능분석	대한 전자공학회 pp.19-24	2002.1 제주	국내학회
117	다양한 해상도의 위성영상을 이용한 도심지	대한원격탐사학회	2002.3	국내학회

	역 DEM 생성결과 비교분석	pp.193-198	서울	
118	EOC 영상 전처리 알고리즘의 성능분석 및 향상	대한원격탐사학회 pp.212-217	2002.3 서울	국내학회
119	An optomechanical study of large mirrors for satellites	한국광학회지 Vol.13, No.1, pp.1-8	2002.6	국내학회
120	An optomechanical study of large mirrors for satellites	Proceedings of the Optical Society of Korea Annual Meeting pp.26-45	2002.9	국내학회
121	적응광학계 변형 거울의 구동기 배열에 따른 성능 변화 연구	광학회지 제13권, 제5호	2002.11 pp.442-448	국내학회
122	Large Optics for Space Applications	제12회 광기술 워크샵 논문집 한국 광기술의 현황과 전망	2002 pp.26-45	국내학회
123	Development of Functional Test Model of Magnetic-Bearing Reaction Wheel	창원대학교	2002.11	국내학회
124	우주환경인 고진공하에서의 인공위성 부품의 TML방법에 의한 탈기체 특성에 관한 연구	표준과학연구원	2002 (미정)	국내학회
125	Adaptive Optics (General Review)	제12회 광기술 워크샵 논문집 한국 광기술의 현황과 전망	2002 pp.60-80	국내학회
126	FIMS Electronics Flight Model Integration Test and Calibration	한국우주과학회 추계학술대회	2002.10 이화여대	국내학회
127	Performance analysis and development of an satellite image preprocessing algorithm	응용수학포럼	2002.6	국내학회
128	적응 광학계 변형 거울의 성능 해석	한국광학회 2002년도 하계학술대회, 논문집 pp.30-31	2002.7 안면도	국내학회
129	과학위성1호 비행모델에 대한 구조 해석	한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집 pp.489 ~ 493	2002.11	국내학회
130	과학위성1호 종합 조립시험 구성	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
131	과학위성1호 원자의선 분광기 비행 모형 발사 및 초기 운용	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
132	과학위성1호 지상국 시스템	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
133	과학위성1호 관제 시스템 프로그램	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
134	과학위성1호 GSC(Ground Station Controller)개발	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
135	과학위성1호 Network System 개발	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
136	우리별3호의 이상현상 분석 및 과학위성1호 개발 시 문제점 보완	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
137	과학위성1호 컴퓨터 시스템	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회
138	과학위성1호 MMS(Mass Memory System)	한국우주과학회	2003.10.17	국내학회

	개발	추계학술대회		
139	과학위성1호 전력부	한국우주과학회 추계학술대회	2003.10.17	국내학회

2. 특허 출원 목록

연번	문서번호	제목	국명	출원일	등록일	비고
1	K4-PAT-001	CCD 소자를 이용한 별감지기	한국			
2	K4-PAT-002	동적토크측정저울	한국	99.7.30		반작용 휠의 발생 토크 측정
3	K4-PAT-003	선형 푸시브룸 센서에서 촬영한 스테레오 영상의 에피폴라 특성 곡선 추출 방법	미국	2001.02		09/785,291
4	K4-PAT-004	플래쉬 메모리를 이용한 데이터 저장장치 및 방법	한국		2001.1.9	285967
5	K4-PAT-005	아날로그태양센서	한국		2001.5.2	295605
6	K4-PAT-006	능동잡음제거회로를 포함하고 있는 발진장치	한국		2001.6.28	301946
7	K4-PAT-007	템플릿 정합을 이용한 영상에서 도로 추출방법	한국	02.07.23		제2002-0043231
8	K4-PAT-008	템플릿 정합을 이용한 영상에서 도로 추출방법	미국	출원중		제2002-0043231
9	K4-PAT-009	자동영상 등록 및 보정을 위한 영상 처리 방법	한국	02.08.22		제2002-0049753
10	K4-PAT-010	자동영상 등록 및 보정을 위한 영상 처리 방법	미국	출원중		제2002-0049753
11	K4-PAT-011	정확한 3차원 좌표계상의 지상점을 이용하여 기하학적으로 왜곡된 위성 영상을 정밀하게 보정하는 기술	한국	02.12.18		제2002-0081171
12	K4-PAT-012	Image Processing Method for Automatic Image Registration and Correction	미국	출원		심사중
13	K4-PAT-013	씨씨디 소자를 이용한 별 감지기 및 그의 별 인식/추적방법	한국		2002.1.23	0323333
14	K4-PAT-014	2축 광역 아날로그 태양센서	한국		2002.6.11	0341819

3. End Item Data Package 목록

연번	문서 번호	제목	작성자	작성일
1	K4-AC-EDH-201	RCU/NC2	김세일	03-03-31
2	K4-AC-EDH-211	Analog Sun Sensor(ASS)	이성호	03-03-31
3	K4-AC-EDH-221	Magnetorquer(MTQR)	이성호	03-03-31
4	K4-AC-EDH-231	Navigational Magnetometer(NMAG)	이성호	03-03-31
5	K4-AC-EDH-241	NAST/WIST	이현우	03-03-31
6	K4-AC-EDH-251	CSS	이성호	03-03-31
7	K4-AC-EDH-331	GPS	강경인	03-03-31
8	K4-AC-EDS-211	RCU/NC2 S/W	김세일	03-03-31
9	K4-AC-EDS-212	Magnetorquer(MTQR) S/W	이성호	03-03-31
10	K4-AC-EDS-213	Star Sensor ROM S/W	이현우	03-03-31
11	K4-AC-EDS-214	GPS ROM S/W	강경인	03-03-31
12	K4-AC-EDS-304	ADCS S/W	이현우	03-03-31
13	K4-CD-EDG-301	NC G/S S/W	박홍영	03-03-31
14	K4-CD-EDG-321	OBC G/S S/W	박홍영	03-03-31
15	K4-CD-EDH-301	NC H/W	오대수	03-03-31
16	K4-CD-EDH-311	UP H/W	오대수	03-03-31
17	K4-CD-EDH-321	OBC H/W	곽성우	03-03-31
18	K4-CD-EDH-331	MMS H/W	서인호	03-03-31
19	K4-CD-EDS-301	NC S/W	박성수	03-03-31
20	K4-CD-EDS-311	UP S/W	박성수	03-03-31
21	K4-CD-EDS-321	OBC System S/W	유상문	03-03-31
22	K4-CD-EDS-323	OBC Payload S/W	유상문	03-03-31
23	K4-CD-EDS-331	MMS S/W	서인호	03-03-31
24	K4-GS-EDG-701	과학위성1호 지상국 규격서	김경희	03-03-31
25	K4-GS-EDG-703	과학위성1호 지상국 운용매뉴얼	김경희(지상국 관련자참여예 정)	03-03-31
26	K4-GS-EDH-711	과학위성1호 지상국 GSC H/W	김경희,곽성 우,박성수,오 대수,오치욱, 김일송,정성인	03-03-31
27	K4-GS-EDS-711	과학위성1호 지상국 GSC S/W	김경희,곽성 우,박홍영,박 성수	03-03-31
28	K4-MS-EDH-601	Mechanical Structure : Mechanical System	이준호/김도형 /탁경모/차원 호/이상현	03-03-31
29	K4-MS-EDH-602	Mechanical Structure : Environmental Test	김도형/탁경모	03-03-31
30	K4-PW-EDH-111	Solar Panels(SP)	김일송	03-03-31
31	K4-PW-EDH-121	Battery	하나텍	03-03-31
32	K4-PW-EDH-131	SPR	김일송	03-03-31
33	K4-PW-EDH-141	PSU1	임철우	03-03-31
34	K4-PW-EDH-151	PDU	임철우	03-03-31
35	K4-PW-EDH-161	BM/Pyro	김진규	03-03-31
36	K4-SS-EDH-501	Optics & Mechanics	유광선	03-03-31
37	K4-SS-EDH-511	Electronics (DSP, HK, DET)	이대희	03-03-31

38	K4-SS-EDH-521	SST	이재진/박재홍 /황정아	03-03-31
39	K4-SS-EDH-531	ESA	이재진	03-03-31
40	K4-SS-EDH-541	LP	이재진/김희준	03-03-31
41	K4-SS-EDH-551	SMAG	이재진/김희준	03-03-31
42	K4-TS-EDH-411	UHF Tx	박경빈	03-03-31
43	K4-TS-EDH-421	VHF Receivers	오치욱	03-03-31
44	K4-TS-EDH-431	S-Band Transmitter (Tx-2 & 3)	이상연	03-03-31
45	K4-TS-EDH-441	S-Band Receiver	이상연	03-03-31
46	K4-TS-EDH-451	X-Tx	박경빈	03-03-31
47	K4-TS-EDH-461	Antenna	박경빈	03-03-31
48	K4-TS-EDH-471	Modulator 1	오치욱	03-03-31
49	K4-TS-EDH-472	Modulator 2	오치욱	03-03-31
50	K4-TS-EDH-403	Demodulator	오치욱	03-03-31
51	K4-TS-EDH-481	DCS	이우경	03-03-31

4. 내부 기술문서 목록

가. 자세제어 시스템

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-AC-INM-801	연구개발 분야 제안	1998-10-26	김병진
K4-AC-INM-802	자세제어부 추진전략	1998-11-10	김병진
K4-AC-INM-803	자세제어부 개발 추진 안	1998-11-26	김병진
K4-AC-INM-901	D1 개발내용 및 일정	1999-01-12	김병진
K4-AC-INM-902	과학위성 추진계 개발 동향	1999-01-28	남명룡
K4-AC-INM-903	국의출장(학회 출석) 신청	1999-02-23	남명룡
K4-AC-INM-904	공기반파제(Star Sensor) 회의	1999-02-26	김병진
K4-AC-INM-905	D1 개발 일정 점검	1999-03-02	김병진
K4-AC-INM-906	Harness 방식 변경안	1999-04-13	김병진
K4-AC-INM-907	GPS Data to Keps Conversion	1999-04-26	김병진
K4-AC-INM-908	PPT 지상실험모델 개발관련 회의록	1999-05-24	남명룡
K4-AC-INM-909	전기아크 추진기 개발회의	1999-06-17	김병진
K4-AC-INM-2000-001	과학위성1호 3차년도 AC팀 재료비 내역	2000-05-18	남명룡
K4-AC-TEM-901	추진계 검토	1999-01-06	김병진
K4-AC-TEM-902	Mission Overview of NAST(Narrow Angle Star Sensor)	1999-01-13	이현우
K4-AC-TEM-903	Payload Description - NAST(Narrow angle Star Sensor)	1999-01-13	이현우
K4-AC-TEM-904	ETB NMAG PCB Design	1999-01-26	이성호
K4-AC-TEM-905	우리별 1호의 자세를 고려한 eclipse 주기의 계산	1999-01-28	이현우
K4-AC-TEM-906	위성용 추진계	1999-01-28	남명룡
K4-AC-TEM-907	구조형상과 ADCS 관계	1999-02-01	김병진
K4-AC-TEM-908	CSS 기본 설계	1999-02-01	이성호

K4-AC-TEM-909	구조체 형상에 대한 ADCS Review	1999-02-12	김병진
K4-AC-TEM-910	구조체 형상에 대한 ADCS Review II	1999-02-19	김병진
K4-AC-TEM-911	ADCS Architecture 제안	1999-02-26	김병진
K4-AC-TEM-912	관성제어계 배제 안	1999-03-15	김병진
K4-AC-TEM-913	Orbit Transfer from LEO to GEO by EP	1999-03-23	남명룡
K4-AC-TEM-914	ADCS Architecture 수정 안	1999-04-19	김병진
K4-AC-TEM-916	ADCS Top Level Requirement List	1999-05-03	김병진
K4-AC-TEM-917	ADCS Thermal Requirement List	1999-05-04	김병진
K4-AC-TEM-918	RFA 결과 요약	1999-05-18	김병진
K4-AC-TEM-919	RFA 결과 RFA-1	1999-06-02	김병진
K4-AC-TEM-920	K4SDR-A1-064 처리결과 (MTQR Telemetry)	1999-06-28	김병진
K4-AC-TEM-921	K4SDR-AI-066 처리결과 (NC2 PCM)	1999-06-28	김병진
K4-AC-TEM-922	K4SDR-AI-067 처리결과 (스타센서 재검토)	1999-01-20	이현우
K4-AC-TEM-923	K4SDR-AI-063 처리결과 (K3 문제)	1999-06-30	김병진
K4-AC-TEM-924	카메라 탑재에 따른 변화 분석	1999-07-15	김병진
K4-AC-TEM-925	Harness 예상 배치도	1999-08-27	김병진
K4-AC-TEM-926	RCU Kick-off Meeting Questions	1999-12-14	김병진
K4-AC-TEM-2000-001	K3 MTQR 87C51 ROM Software Found	2000-01-26	남명룡
K4-AC-TEM-2001-001	K-4 자세어팀 소모전력 조사	2001-01-16	이현우
K4-AC-TEM-2001-002	MTQR Program 작성	2001-02-13	이성호
K4-AC-TEM-2001-003	NMAG 위치 변경에 따른 회로 수정	2001-02-12	이성호
K4-AC-TEM-2001-004	EM용 모듈박스 점검결과	2001-02-14	이성호
K4-AC-TEM-2001-005	MTQR 전원 ON_OF 와 극성전환 목록표	2001-02-15	이성호
K4-AC-TEM-2001-006	과학위성1호의 NC2 RCU Command Protocol(V1.0)	2001-02-15	이현우
K4-AC-TEM-2001-007	과학위성1호의 MTQR Command Protocol	2001-02-15	이현우
K4-AC-TEM-2001-008	우리별 3호의 운영 상에서 발견된 문제점에 대한 과학위성 1호에 반영된 사항	2001-02-17	이현우
K4-AC-TEM-2001-010	K4 EM 수행 결과표	2001-02-20	이성호
K4-AC-TEM-2001-011	CSS, NMAG, MTQR Module QM 설계시 반영되어야 할 사항	2001-03-12	이성호
K4-AC-TEM-2001-012	RCU, NC2, PSU2 Module Box QM 설계시 반영되어야 할 사항	2001-03-14	김세일
K4-AC-TEM-2001-013	NC2 S/W Description	2001-03-19	김세일
K4-AC-TEM-2001-014	자세제어 타이머 인터럽트 운용 방식	2001-04-13	이현우
K4-AC-TEM-2001-015	NC 관련 형상 변경 요청	2001-04-20	이현우
K4-AC-TEM-2001-016	NC2와 PSU2의 그라운드 분리에 관한 형상 변경 요청	2001-04-20	이현우
K4-AC-TEM-2001-017	GPS와 MTQR 위치 변경 요청에 대한 결과 보고서	2001-04-20	이현우
K4-AC-TEM-2001-018	별센서의 S/N비 예제	2001-04-24	이현우
K4-AC-TEM-2001-019	NAST, WIST, MTQR, GPS 28V Inrush Current 검토	2001-05-25	이현우
K4-AC-TEM-2001-020	CSS for QFM 설계시 반영되어야 할 사항	2001-05-28	이성호
K4-AC-TEM-2001-021	CSS, NMAG, MTQR Module QM 설계시 반영되어야 할 사항	2001-03-12	이성호
K4-AC-TEM-2001-022	Star sensor 에 대한 엔지니어링 해석 계획 제출	2001-06-04	이현우
K4-AC-TEM-2001-023	NC2, RCU 및 PSU2의 GND 연결상태 변경시험	2001-06-07	김세일

K4-AC-TEM-2001-024	GPS Module Box 변경사항	2001-06-08	권영현
K4-AC-TEM-2001-025	NC2 모듈박스 제거 관련 형상 변경 요청	2001-04-20	이현우
K4-AC-TEM-2001-026	별감지기 Baffle 설계 방법	2001-06-11	이현우
K4-AC-TEM-2001-027	CSS Calibration Jig 제작	2001-06-14	이성호
K4-AC-TEM-2001-028	RCU, NC2, PSU2 Module Box QM 설계 회의록	2001-06-18	김세일
K4-AC-TEM-2001-029	CSS QM 제작에 따른 고려사항	2001-06-28	이성호
K4-AC-TEM-2001-030	PSU2 QM Module Box 설계 변경 요청	2001-07-04	김세일
K4-AC-TEM-2001-031	CSS module name 변경 정리	2001-07-12	이성호
K4-AC-TEM-2001-032	Gyro Reset 회로 변경과 운용	2001-07-19	김세일
K4-AC-TEM-2001-033	RCU/NC2 Command Protocol 보완요청	2001-07-19	김세일
K4-AC-TEM-2001-034	Gyro Communication Line 회로 변경	2001-07-19	김세일
K4-AC-TEM-2001-035	RCU Rx Line 회로 변경	2001-07-20	김세일
K4-AC-TEM-2001-037	PSU2 회로 변경 및 Test Result	2001-08-28	김세일
K4-AC-TEM-2001-038	NC2/Up 회로 변경 요청	2001-09-11	김세일
K4-AC-TEM-2001-039	NC2/down 회로 변경 요청	2001-09-12	김세일
K4-AC-TEM-2001-040	NC2/Up 회로 변경 요청, NC2/Down PCB Placement 보완	2001-09-18	김세일
K4-AC-TEM-2001-041	CSS 구조변경 For QM PCB	2001-10-05	이성호
K4-AC-TEM-2001-042	MTQR 회로 변경 For QM PCB	2001-10-05	이성호
K4-AC-TEM-2001-043	SMAG DATA FORMAT 정의	2001-10-06	이현우
K4-AC-TEM-2001-044	ADCS COMPONENT TRAFFIC 조사	2001-10-11	이현우
K4-AC-TEM-2001-045	RCU/NC2 Communication Protocol	2001-10-16	김세일
K4-AC-TEM-2001-046	MTQR Coil Specification for K4	2001-12-11	이성호
K4-AC-TEM-2002-001	NC2 Down 회로 변경 요청	2002-01-24	김세일
K4-AC-TEM-2002-002	NC2, PSU2 PCB 변경 요청	2002-01-24	김세일
K4-AC-TEM-2002-003	NAST, WIST 관련 형상 변경 요청	2002-01-30	이현우
K4-AC-TEM-2002-004	NC2 Down 회로 변경 CCB 회의 결과	2002-02-07	김세일
K4-AC-TEM-2002-005	NAST, WIST 구조 변경	2002-02-07	김세일
K4-AC-TEM-2002-006	과학위성1호의 NC2 RCU Command Protocol (V2.0)	2002-11-21	이현우, 김세일
K4-AC-TEM-2002-007	과학위성1호의 NC2 RCU Command Protocol (V2.1)	2002-11-21	이현우, 김세일
K4-AC-TEM-001	EM용 ASS 제작결과 보고	2000-01-22	이성호
K4-AC-TEM-003	ASS 효율 측정	2000-02-02	이성호
K4-AC-TEM-003	ASS 효율 측정	2000-02-02	이성호
K4-AC-TEM-017	고정밀도 ASS 제작을 위한 측정실 구조 제안	2000-07-15	이성호
K4-AC-TEM-026	CSS Program 작성	2000-09-02	이성호
K4-AC-TEM-033	CSS의 FOV 및 반사경 각도 계산	2000-10-21	이성호
K4-AC-TEM-034	NMAG CDR 자료	2000-11-06	이성호
K4-AC-TEM-035	CSS CDR 자료	2000-11-06	이성호
K4-AC-TEM-036	ASS CDR 자료	2000-11-06	이성호
K4-AC-EMT-004	ASS 측정 결과	2000-03-18	이성호
K4-AC-EMT-005	EM용 ASS 제작 결과	2000-04-03	이성호
K4-AC-EMT-006	AIT용 ASS Test Procedure	2000-05-09	이성호
K4-AC-TEM-043	PDR 준비 자료 VI (Sun Sensor)	2002-09-11	이성호

K4-AC-TEM-050	PDR 보고 자료 (Sun Sensor)	2002-10-01	이성호
K4-AC-EMT-010	EM AIT용 CSS Test Procedure	2000-10-23	이성호
K4-AC-EMT-011	EM AIT용 NMAG Test Procedure	2000-10-31	이성호
K4-AC-TEM-702	PFM용 CSS	2001-04-10	이성호
K4-AC-TEM-767	NMAG FM PART LIST	2001-11-07	이성호
K4-AC-TEM-768	NMAG FM CALIBRATION DATA	2001-12-24	이성호
K4-AC-TEM-802	ASS FM CALIBRATION DATA 정리	2002-02-26	이성호
K4-AC-TEM-806	NMAG Resolution 측정	2002-04-03	이성호
K4-AC-TEM-807	MTQR On-Board S/W	2002-04-29	이성호
K4-AC-TEM-809	MTQR Wire Size	2002-05-15	이성호
K4-AC-TEM-810	NMAG 좌표 변경	2002-06-22	이성호
K4-AC-TEM-811	MTQR Polarity Check Procedure	2002-07-16	이성호
K4-AC-TEM-812	열진공 시험 AIT 결과 (FA204)	2002-07-24	이성호
K4-AC-TEM-813	열진공 시험 AIT 결과 (FA205)	2002-07-24	이성호
K4-AC-TEM-814	MTQR/NMAG Polarity Check Procedure	2002-09-11	이성호
K4-AC-TEM-815	FM Spare 활용	2002-09-22	이성호
K4-AC-TEM-817	FM Spare Module 활용 여부 조사	2002-09-22	이성호
K4-AC-TEM-819	SES 감지 소자 진동 시험 관련 협조	2002-10-15	이성호
K4-AC-TEM-820	우리별4호 자세제어부 센서연구개발분야	2002-10-22	이성호
K4-AC-TEM-821	ASS EFT Final Review	2002-11-12	이성호
K4-AC-TEM-822	CSS EFT Final Review	2002-11-12	이성호
K4-AC-TEM-823	NMAG EFT Final Review	2002-11-12	이성호
K4-AC-TEM-826	Final EFT Review - Star Sensor(ADCS S/W)	2002-11-12	이현우
K4-AC-TEM-827	Final EFT Review (MTQR S/W)	2002-11-12	이성호
K4-AC-TEM-828	Final EFT Review (NC4)	2002-11-12	이성호
K4-AC-TEM-901	ASS 시험설명서	2002-01-04	이성호
K4-AC-TEM-902	NMAG 시험설명서	2002-01-05	이성호
K4-AC-TEM-903	CSS 시험설명서	2002-01-06	이성호
K4-AC-TEM-904	ADCS Test Program 사용법	2002-01-14	이성호
K4-AC-TEM-905	MTQR 발사장 시험	2002-01-20	이성호
K4-AC-TEM-906	초기 궤도 및 운용	2002-03-05	이성호
K4-AC-TEM-907	자세제어부 FRR 준비자료	2002-03-06	이성호
K4-AC-TEM-908	FRR 결과 처리 계획 (FR140)	2002-04-03	이성호
K4-AC-TEM-910	K4 Back-up Redundancy Module	2002-04-06	이성호

나. 컴퓨터 및 데이터 처리 시스템

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-CD-INM-901	소형화 Item에 대한 FPGA 등 신기술 사용 가능성 분석 업무 계획	1999-01-11	정성근
K4-CD-INM-902	Telemetry/Telecommand 수량 파악 및 간략화에 대한 업무계획서	1999-01-12	성난현
K4-CD-INM-903	Integrated Avionics Unit 개발계획	1999-01-13	박강민
K4-CD-INM-904	OBC2 S/W : S/W Requirement for OBC186	1999-02-02	정태진
K4-CD-INM-905	OBC186 S/W 개발 업무 요청서	1999-02-06	정태진
K4-CD-INM-906	K4 OBC&NC Interface line	1999-08-20	성낙현
K4-CD-INM-908	Test Serial line Interface with Separate Ground	1999-10-16	성낙현
K4-CD-INM-909	K-4 Interface Recommendation	1999-09-16	성낙현
K4-CD-INM-2000-001	MTC Debugging Schedule	2000-02-23	배상규

K4-CD-INM-2000-002	K4PDR-A5에 대한 해결	2000-02-26	전홍준
K4-CD-INM-2000-003	과학위성 1호의 CD팀 QM, FM 재료비 예산(안)	2000-05-18	강경인
K4-CD-INM-2000-004	K4PDR-A3에 대한 해결	2000-02-26	전홍준
K4-CD-INM-2000-005	K4PDR-A44에 대한 해결	2000-02-26	전홍준
K4-CD-INM-2000-006	K4PDR-A45에 대한 해결	2000-02-26	전홍준
K4-CD-INM-2001-001	NC 1, 2, 3 QM 설계 회의록	2001-05-22	유상문
K4-CD-INM-2001-002	과학위성 1호용 Z85C3010MB 공동 구매 신청	2001-06-22	유상문
K4-CD-TEM-901	ACTEL FPGA Radiation 특성	1999-01-28	정성근
K4-CD-TEM-902	우리별 4호 OBC Processor 선정 Trade-off	1999-04-15	정성근
K4-CD-TEM-903	Action for RFA-22	1999-05-21	성낙현
K4-CD-TEM-904	K4SDR-AI-047	1999-06-29	성낙현
K4-CD-TEM-905	K4SDR-AL-055	1999-06-29	성낙현
K4-CD-TEM-906	K4SDR-AI-056의 해결	1999-06-29	성낙현
K4-CD-TEM-907	K4SDR-AI-057의 해결	1999-06-29	성낙현
K4-CD-TEM-908	K4SDR-AI-058의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-909	K4SDR-AI-059의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-910	K4SDR-AI-060의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-911	K4SDR-AI-061의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-912	K4SDR-AI-062의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-913	K4SDR-AI-069의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-914	K4SDR-AI-070의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-915	K4SDR-AI-071의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-916	K4SDR-AI-072의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-917	K4SDR-AI-073의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-918	K4SDR-AI-074의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-919	K4SDR-AI-075의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-920	K4SDR-AI-076의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-921	K4SDR-AI-077의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-922	K4SDR-AI-078의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-923	K4SDR-AI-079의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-924	K4SDR-AI-080의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-925	K4SDR-AI-081의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-926	K4SDR-AI-082의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-927	K4SDR-AI-083의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-928	K4SDR-AI-084의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-929	K4SDR-AI-085의 해결	1999-07-01	정성근
K4-CD-TEM-2000-005	K4PDR-A17에 대한 해결	2000-02-29	정성근
K4-CD-TEM-2000-006			
K4-CD-TEM-2000-007	K4PDR-Acrion Item-30 처리	2000-02-28	강경인
K4-CD-TEM-2000-008	K4-PDR Acrion Item-40 처리	2000-02-28	강경인
K4-CD-TEM-2000-009	K4-PDR-Acrion Item-42 처리	2000-02-28	강경인
K4-CD-TEM-2000-010	K4-PDR-Action Item-2 처리	2000-03-06	성낙현

K4-CD-TEM-2000-011	K4-PDR Acrion Item-35 처리	2000-03-06	성낙현
K4-CD-TEM-2000-012	K4-PDR-A15에 대한 해결	2000-03-15	정성근
K4-CD-TEM-2000-013	K4PDR-A39	2000-03-17	배상규
K4-CD-TEM-2000-016	과학위성1호와 아리랑1호의 대용량 메모리 시스템 비교	2000-03-24	정성근
K4-CD-TEM-2000-017	OBC and Communication Protocol	2000-03-28	정성근
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Allocation for KAISTSAT-4 (Ver 1.5)	2001-06-16	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Allocation for KAISTSAT-4 (Ver 1.6)	2001-07-06	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Allocation for KAISTSAT-4 (Ver 1.7)	2001-07-10	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4	2001-05-08	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4 (Ver 1.0)	2001-05-08	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4 (Ver 1.1)	2001-05-11	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4 (Ver 1.2)	2001-05-24	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4 (Ver 1.3)	2001-05-29	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4 (Ver 1.4)	2001-05-29	오대수
K4-CD-TEM-2001-001	Telecomand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4 (Ver 1.5)	2001-06-13	오대수
K4-CD-TEM-2001-002	FPGA Pin Assignment for KAISTSAT-4 NC	2001-04-27	오대수
K4-CD-TEM-2001-003	NC Module의 Power Switch Name의 표준화	2001-05-08	오대수
K4-CD-TEM-2001-004	NC 1, 3, 4 Power Line 수 증가 필요성	2001-05-21	오대수
K4-CD-TEM-2001-005	모듈명 Power Line 정리	2001-05-22	유상문
K4-CD-TEM-2001-006	NC와 Subsystem 간 Power Line 배치도	2001-05-23	오대수
K4-CD-TEM-2001-007	OBC Board 소비전류	2001-05-24	유상문
K4-CD-TEM-2001-008	PSU1-NC, BM-NC 간 Power Line 배치	2001-06-26	오대수
K4-CD-TEM-2001-009	지상국을 통한 OBC 시간 설정	2001-05-31	박홍영
K4-CD-TEM-2001-010	타스크 올리는 방식	2001-05-31	박홍영
K4-CD-TEM-2001-011	NC Module Analog Telemetry Sampling 회로 분석	2001-06-02	오대수
K4-CD-TEM-2001-012	NC Performance 측정	2001-06-04	박성수
K4-CD-TEM-2001-013	OBC Up/Down I/O Congiguration	2001-06-08	유상문
K4-CD-TEM-2001-014	NC interrupt 루틴 및 Frame 생성 루틴 처리시간 분석	2001-06-28	박성수
K4-CD-TEM-2001-015	NC-Subsystem 통신 Protocol (Ver 1.41)	2001-09-14	유상문
K4-CD-TEM-2001-016	NC Network Token의 관리 방안 토의 결정 내용	2001-07-05	박성수
K4-CD-TEM-2001-017	OBC Uplink 측 MUX 운용 방안	2001-07-23	유상문
K4-CD-TEM-2001-018	XON/XOFF Test 프로그램 사용 설명서	2001-07-11	박성수
K4-CD-TEM-2001-019	NC Software Timer 지정	2001-07-11	박성수
K4-CD-TEM-2001-020	NC1 Uplink/Downlink Configuration	2001-09-05	오대수
K4-CD-TEM-2001-021	OBC-NC2 Link Configuration 수정 건의안	2001-09-05	유상문
K4-CD-TEM-2002-001	NC Software Specification Document	2002-01-21	박성수
K4-CD-TEM-2002-002	NC Module FM 개발을 위한 CCB 안건	2002-01-25	오대수

K4-CD-TEM-2002-003	CCB 결과 - Reset Circuit	2002-02-28	오대수
K4-CD-TEM-2002-004	CCB 결과 - FPGA Code 변경	2002-02-08	오대수
K4-CD-TEM-2002-005	CCB 결과 - Serial Interface Resistor 조정	2002-02-18	오대수
K4-CD-TEM-2002-006	CCB 결과 - Uplink Processor PCB Layout 조정	2002-02-08	오대수
K4-CD-TEM-2002-007	CCB 결과 - EDAC, Memory Switch 변경	2002-02-21	오대수
K4-CD-TEM-2002-008	NC5 Token Manager Backup 기능 구현 검토	2002-02-26	박성수
K4-CD-TEM-2002-009	NC S/W의 Internal memory External memory 사용 시 성능 비교	2002-02-26	박성수
K4-CD-TEM-2002-010	Subsystem 간 Serial 통신 Interface	2002-02-19	유상문
K4-CD-TEM-2002-011	FM 로의 회로 변경 - 통신 라인에 직렬저항 추가	2002-02-20	곽성우
K4-CD-TEM-2002-012	FM 로의 회로 변경 - 전원 입력단 50 uF를 위한 Space 확보	2002-02-20	곽성우
K4-CD-TEM-2002-013	FM 로의 회로 변경 -OBC Reset 회로 검토	2002-02-20	곽성우
K4-CD-TEM-2002-014	FM 로의 회로 변경 - Watchdog Enable/Disable 회로 검토	2002-02-20	곽성우
K4-CD-TEM-2002-015	FM 로의 회로 변경 - EDAC Enable/Disable	2002-02-20	곽성우
K4-CD-TEM-2002-016	과학위성 1호 MMS QM CCB 회의 결과	2002-02-20	서인호
K4-CD-TEM-2002-017	OBC & MMU S/W Interface	2002-03-04	서인호
K4-CD-TEM-2002-018	OBC - Subsystem Code Uploading Protocol	2002-09-02	유상문
K4-CD-TEM-2002-019	Primary NC1의 OBC 감시 기능 정리	2002-04-08	유상문
K4-CD-TEM-2002-020	NC - Subsystem 통신 Protocol (Ver. 1.51)	2002-03-27	유상문
K4-CD-TEM-2002-021	과학위성 1호 QM CCB 회의 안건 (OBC H/W)	2002-01-22	곽성우
K4-CD-TEM-2002-022	NC VHDL Code Review	2002-03-29	오대수
K4-CD-TEM-2002-023	Uplink Processor 수정 회의록	2002-04-01	오대수
K4-CD-TEM-2002-024	NC Network 통신 Error 발생시 상태 확인 방법	2002-04-04	박성수
K4-CD-TEM-2002-025	NC5 80C251 Radiation Test Result	2002-04-10	박성수
K4-CD-TEM-2002-026	OBC1, OBC2, NC1, 3, 4, Uplink Processor 수정 회의록	2002-04-24	오대수
K4-CD-TEM-2002-027	OBC Downlink Configuration	2002-05-15	유상문
K4-CD-TEM-2002-028	NC S/W Nwtwork 루틴을 통한 CRC19과 Check sum의 계산량 비교	2002-05-15	박성수
K4-CD-TEM-2002-029	OBC 초기 WOD 저장 형식	2002-06-25	유상문
K4-CD-TEM-2002-030	Telecommand & Telemetry Port Allocation for KAISTSAT-4 (Ver 2.0)	2002-11-25	오대수
K4-CD-TEM-2002-031	OBC 송/수신 NC Frame Log File 형식	2002-09-02	유상문
K4-CD-TEM-2002-032	NC Network의 OBC 주소	2002-09-03	유상문
K4-CD-TEM-2002-033	Payload Data of MMS OBC Protocol	2002-09-27	서인호
K4-ICDR-AL-001	과학위성 1호 Action Item ICDR-001에 대한 해결	2001-04-12	신구환, 오대수
K4-ICDR-AL-002	과학위성 1호 Action Item ICDR-002에 대한 해결	2001-05-29	오대수
K4-ICDR-AL-003	과학위성 1호 Action Item ICDR-003에 대한 해결	2001-06-16	오대수
K4-ICDR-AL-004	과학위성 1호 Action Item ICDR-004에 대한 해결	2001-05-29	오대수
K4-ICDR-AL-005	과학위성 1호 ICDR Action Item 005에 대한 처리 결과	2001-06-02	오대수
K4-ICDR-AL-006	과학위성 1호 Action Item ICDR-006에 대한 해결	2001-06-02	유상문
K4-ICDR-AL-007	과학위성 1호 ICDR Action Item 007에 대한 처리 결과	2001-06-02	박성수
K4-ICDR-AL-008	과학위성 1호 ICDR Action Item 008에 대한 처리 결과	2001-06-08	유상문

K4-ICDR-AL-009	과학위성 1호 ICDR Action Item 009에 대한 처리 결과	2001-05-31	곽성우
K4-ICDR-AL-010	과학위성 1호 ICDR Action Item 010에 대한 처리 결과	2001-04-13	곽성우
K4-ICDR-AL-011	과학위성 1호 ICDR Action Item 011에 대한 처리 결과	2001-05-09	유상문
K4-ICDR-AL-012	과학위성 1호 ICDR Action Item 012에 대한 처리 결과	2001-04-13	유상문
K4-ICDR-AL-013	과학위성 1호 ICDR Action Item 013에 대한 처리 결과	2001-04-13	곽성우
K4-ICDR-AL-014	과학위성 1호 ICDR Action Item 014에 대한 처리 결과	2001-06-11	유상문
K4-ICDR-AL-015	과학위성 1호 ICDR Action Item 015에 대한 처리 결과	2001-05-04	유상문
K4-ICDR-AL-016	과학위성 1호 ICDR Action Item 016에 대한 처리 결과	2001-04-13	곽성우
K4-ICDR-AL-017	과학위성 1호 ICDR Action Item 017에 대한 처리 결과	2001-05-14	곽성우
K4-ICDR-AL-018	과학위성 1호 ICDR Action Item 018에 대한 처리 결과	2001-04-16	곽성우
K4-ICDR-AL-019	과학위성 1호 ICDR Action Item 019에 대한 처리 결과	2001-04-17	유상문

다. DS

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-DS-BTR-2001-001	호주 ITR 방문 결과 보고서	2001-07-03	이우경
K4-DS-BTR-2001-002	Utah small satellite 학회 참석 보고서	2001-08-23	이우경
K4-DS-INM-901	VeriBest PCB 교육	1999-01-25	정성인
K4-DS-INM-902	PCB 업체 선정 및 직구매 절차	1999-03-25	정성인
K4-DS-INM-903	The Requirement of Using Veribest	1999-08-16	정성인
K4-DS-INM-2001-001	호주 ITR 방문 일정	2001-07-06	이우경
K4-DS-INM-2001-002	호주 ITR 방문 결과 보고서	2001-07-23	이우경
K4-DS-INM-2001-003	DCS 개발일정	2001-09-28	이우경
K4-DS-INM-2001-004	DCS 개발일정	2001-09-07	이우경
K4-DS-INM-2002-001	호주 ITR 방문 경과 보고서	2002-09-10	이우경
K4-DS-TEM-901	단기개발업무(Data Sheet Collection)의 수행 결과	1999-01-05	정성인
K4-DS-TEM-902	NMAG PCB Design(Proto-type)	1999-02-04	정성인
K4-DS-TEM-903	PTU(Primary Telemetry Unit) PCB Design(Proto-type)	1999-04-23	정성인
K4-DS-TEM-905	PTI PCB Design/Prototype	1999-06-08	정성인
K4-DS-TEM-2001-001	DCS Action item	2001-03-31	이우경
K4-DS-TEM-2001-002	DCS Inruch Current 조사	2001-05-22	이우경
K4-DS-TEM-2001-003	DCS I/F card power supply 요구안	2001-05-28	이우경
K4-DS-TEM-2001-004	DCS와 과학위성1호의 interface specification Ver 2.1	2001-03-19	이우경
K4-DS-TEM-2001-005	과학위성1호에서의 DCS operation		이우경
K4-DS-TEM-2001-006	DCS 사업 추진 현황 보고	2001-03-27	이우경
K4-DS-TEM-2001-007	DCS 인터페이스 카드 제작 부품	2001-03-31	이우경
K4-DS-TEM-2001-008	DCS OBC 인터페이스 통신 정의	2001-06-07	이우경
K4-DS-TEM-2001-010	DCS Harness 정의	2001-06-08	이우경

K4-DS-TEM-2001-011	DCS Code Upload 프로토콜 설명	2001-06-14	이우경
K4-DS-TEM-2001-012	DCS-MMS 데이터 통신 프로토콜 설명	2001-06-20	이우경
K4-DS-TEM-2001-013	DCS mechanical interface	2001-06-22	이우경
K4-DS-TEM-2001-014	A review of DCS development for KAISTSAT-4	2001-07-24	이우경
K4-DS-TEM-2001-016	DCS 개발안 준비	2001-11-09	이우경
K4-DS-TEM-2002-001	DSSIF 와 과학위성과의 interface FRAME Definition - Ver 1.5	2002-06-20	이우경
K4-DS-TEM-2002-002	DSSIF와 과학위성과의 Code Upload Protocol	2002-08-05	이우경
K4-DS-TEM-2002-003	DSSIF 와 과학위성과의 interface FRAME Definition - Ver 2.0	2002-08-12	이우경
K4-DS-TEM-2002-004	DCS Mission Operation Description - CONOPS	2002-08-26	이우경
K4-DS-TEM-2002-005	DCS harness 수정	2002-09-10	이우경
K4-DS-TEM-2002-006	DSSIF 와 과학위성과의 interface FRAME Definition - Ver 2.2	2002-09-11	이우경
K4-DS-TEM-2002-007	DSSIF 와 과학위성과의 interface FRAME Definition - Ver 2.3	2002-10-14	이우경
K4-DS-TEM-2002-008	과학위성1호 DCS 탑재체의 운용 manual	2002-10-18	이우경
K4-DS-TEM-2002-009	DCS MT Test Report	2002-11-25	이우경

라. 기계구조 및 열제어 시스템

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-MS-BTR-902	현대우주항공㈜ 출장 보고서	1999-05-26	이상현
K4-MS-BTR-903	13th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite 출장보고	1999-09-01	정연황
K4-MS-INM-700	과학-실험위성 1호(K4)의 크기 및 질량 추정	1997-06-21	장영순
K4-MS-INM-801	구조 및 열제어팀 조직도	1998-11-09	장영순
K4-MS-INM-802	K4 WBS-구조 및 열제어팀	1998-11-09	장영순
K4-MS-INM-803	K4 예산-구조 및 열제어팀	1998-11-09	장영순
K4-MS-INM-804	5팀 컴퓨터 Upgrade 요청사항	1998-11-12	장영순
K4-MS-INM-805	컴퓨터 구매 요청	1998-12-30	장영순
K4-MS-INM-901	과학위성 1호의 업무계획 : 연구 5팀	1999-01-13	장영순
K4-MS-INM-902	K4 Subsystem에 대한 정보요청	1999-03-10	장영순
K4-MS-INM-903	K4 서브시스템 온도 조건 및 소모 전력에 대한 정보 요청	1999-05-04	정연황
K4-MS-TEM-901	과학위성1호의 초기 설계에서 요구되는 사항들	1999-01-22	배정석
K4-MS-TEM-902	과학위성 1호의 구조체 형상제안(안)	1999-01-30	배정석
K4-MS-TEM-903	The Specification Survey of ARIAN5 and PSLV for K4	1999-03-09	정연황
K4-MS-TEM-904	발사체의 Envelope에 따른 K4의 크기 검토	1999-03-10	배정석
K4-MS-TEM-905	K4 RFA에 대한 검토 : 구조 및 열제어계	1999-05-18	장영순
K4-MS-TEM-906	Action for RFA-3, 14, 17, 18, 21, 24	1999-05-21	장영순
K4-MS-TEM-907	Action for RFA-18	1999-05-21	정연황
K4-MS-TEM-908	Action for RFA-24	1999-06-04	장영순

K4-MS-TEM-909	K4 Requirements 수정 요구사항	1999-06-21	장영순
K4-MS-TEM-910	K4 SDR-AI-048 처리 결과	1999-07-01	배정석
K4-MS-TEM-911	K4 SDR-AI-089 처리 결과	1999-07-01	배정석
K4-MS-TEM-912	Harness Routing을 위한 정보요청 1	1999-06-28	배정석
K4-MS-TEM-913	Harness Routing을 위한 정보요청 2	1999-06-28	배정석
K4-MS-TEM-914	Action Item 처리결과	1999-07-05	장영순
K4-MS-TEM-915	카메라를 탑재한 과학위성1호의 초기 설계	1999-07-15	장영순
K4-MS-TEM-916	Requirements 수정 요구사항 2차	1999-08-13	장영순
K4-MS-TEM-917	과학위성1호 발사체 조사 현황	1999-10-07	장영순
K4-MS-TEM-2001-001	K4 EM Battery Selection Test Procedure	2001-02-07	이상현
K4-MS-TEM-2001-002	KAISTSAT-4 EM Vibration Test Procedure	2001-02-07	이상현
K4-MS-TEM-2001-003	KAISTSAT-4 EM Vibration Test Procedure	2001-02-19	탁경모
K4-MS-TEM-2001-004	KAISTSAT-4 EM MOI Test Procedure	2001-02-15	이상현
K4-MS-TEM-2001-005	과학위성1호 EM 조립 Torque	2001-02-12	차원호
K4-MS-TEM-2001-006	과학위성1호 EM 제작사 문제점 점검	2001-02-12	차원호
K4-MS-TEM-2001-007	태양전지판 Hinge Bracket 의 설계 변경	2001-02-17	김대래
K4-MS-TEM-2001-008	과학위성1호 EM의 유한요소모델 작성 및 고유진동수 해석	2001-02-15	연정흠
K4-MS-TEM-2001-009	Visual C++ 를 사용한 K4 EM 의 열해석	2001-02-17	소민관
K4-MS-TEM-2001-010	AL Stress Relief	2001-02-21	차원호
K4-MS-TEM-2001-011	HONEYCOMB PANEL 레진 충전작업	2001-02-12	차원호
K4-MS-TEM-2001-012	FIMS Structure Design 상황 파악	2001-03-30	이상현
K4-MS-TEM-2001-013	과학위성1호 EM 질량특성 측정실험 결과	2001-03-13	탁경모
K4-MS-TEM-2001-014	과학위성1호의 각 모듈별 온도 요구 조건	2001-06-13	탁경모
K4-MS-TEM-2001-015	각 모듈별 Connector 정보 조사 결과	2001-04-23	탁경모
K4-MS-TEM-2001-016	과학위성1호 모듈별 개발현황	2001-05-02	탁경모
K4-MS-TEM-2001-017	과학위성1호 QM 개발 일정표	2001-06-08	탁경모
K4-MS-TEM-2001-018	OBC 1,2 QM 설계회의 결과 및 조치 사항	2001-05-16	탁경모
K4-MS-TEM-2001-019	NC 1, 3, 4 QM 설계 회의결과 및 조치사항	2001-05-22	탁경모
K4-MS-TEM-2001-020	Technical memo: : AI alloy 7075의 부식 문제	2001-05-22	김도형
K4-MS-TEM-2001-021	CSS, ASS, MTQR, NMAG QM 설계 회의결과 및 조치사항	2001-06-04	차원호
K4-MS-TEM-2001-022	LP Box QM 설계 회의 결과 및 조치 사항	2001-06-04	차원호
K4-MS-TEM-2001-025	FIMS /과학위성1호 기계 Interface 회의 결과 V1.0	2001-06-08	이준호
K4-MS-TEM-2001-026	Alodine coating 의 효용	2001-06-15	김도형
K4-MS-TEM-2001-027	MMS 1, 2 QM 설계 변경 조치사항	2001-06-22	탁경모
K4-MS-TEM-2001-028	PDTx Box 설계 회의결과 및 조치사항	2001-06-29	탁경모
K4-MS-TEM-2001-029	RCU, NC2, PSU2 Module Box QM 설계 변경 조치 사항	2001-07-04	차원호
K4-MS-TEM-2001-030	Battery Box QM 설계변경 및 조치 사항	2001-07-04	차원호
K4-MS-TEM-2001-031	SPR, BM+PDSE, PSU1 Box QM 설계 변경 및 조치 사항	2001-07-09	차원호
K4-MS-TEM-2001-032	K4 Sensor platform harness information	2001-07-10	탁경모
K4-MS-TEM-2001-033	KAISTSAT-4 Thermal Analysis	2001-07-18	소민관

K4-MS-TEM-2001-034	과학위성1호 QM-ver.1의 유한요소모델 작성 및 구조 해석	2001-08-25	연정흠
K4-MS-TEM-2001-035	KAISTSAT-4 Thermal Analysis with operation mode Ver.1	2001-08-30	소민관
K4-MS-TEM-2001-036	KAISTSAT-4 Thermal Analysis with operation mode Ver.2	2001-09-04	소민관
K4-MS-TEM-2001-037	Thermal Analysis		소민관
K4-MS-TEM-2001-039	General Review about Shock	2001-10-24	연정흠
K4-MS-TEM-2001-040	Composite Material in Space	2001-11-02	김도형
K4-MS-TEM-2001-041	K4 Thermal Analysis Progress	2001-11-08	김도형
K4-MS-TEM-2001-042	KAISTSAT-4 QM Vibration Test Procedure	2001-11-12	탁경모
K4-MS-TEM-2001-043	KAISTSAT-4 QM MOI Test Procedure	2001-11-12	탁경모
K4-MS-TEM-2001-044	KAISTSAT-4 QM Thermal Vacuum Test Procedure	2001-11-12	김도형
K4-MS-TEM-2002-001	Sensor ID Table	2002-01-07	탁경모
K4-MS-TEM-2002-002	K4 Thermal Coating Tape Application Procedure Ver 1.0	2002-01-02	김도형
K4-MS-TEM-2002-003	K4 QM 조립시 발생 문제 및 조치 방안 V1.0	2002-01-23	이준호
K4-MS-TEM-2002-004	KAISTSAT-4 M Solar panel deployment test procedure	2002-01-23	탁경모
K4-MS-TEM-2002-005	과학위성1호 QM 열 해석 결과 보고서	2002-01-19	
K4-MS-TEM-2002-006	K4 QM 진동시험 후 분해 시 발견 문제점	2002-02-04	김도형
K4-MS-TEM-2002-007	K4 QM Thermal Analysis Progress Report 2	2002-02-08	김도형
K4-MS-TEM-2002-008	KAISTSAT-4 QM 진동시험 결과 보고서	2002-03-06	탁경모
K4-MS-TEM-2002-009	FIMS 진동시험 결과 비교	2002-02-14	탁경모
K4-MS-TEM-2002-010	KAISTSAT-4 QM TVT Check Log	2002-02-18	김도형
K4-MS-TEM-2002-011	KAISTSAT-4 QM Protechnic shock test 결과 보고서	2002-03-27	탁경모
K4-MS-TEM-2002-012	KAISTSAT-4 태양전지판 전개시험 결과 보고서	2002-03-28	탁경모
K4-MS-TEM-2002-013	KAISTSAT-4 QM 질량특성 측정 결과 보고서	2002-03-23	탁경모
K4-MS-TEM-2002-014	K4 QM TVT 조립 시 발생 문제 및 조치 방안	2002-03-12	탁경모
K4-MS-TEM-2002-015	K4 QM 진동 및 충격시험 후 나타난 문제점 요약	2002-02-04	김도형
K4-MS-TEM-2002-016	Rx FM Design 변경사항	2002-04-08	탁경모
K4-MS-TEM-2002-017	FM GPS box Design 변경 결과 문서	2002-04-10	차원호
K4-MS-TEM-2002-018	K4 FM Design 변경회의 결과	2002-04-18	탁경모
K4-MS-TEM-2002-020	K4 FM 기계팀 개발 일정	2002-04-19	이준호
K4-MS-TEM-2002-021	과학위성1호 QM 열 해석 결과 보고서	2002-02-06	
K4-MS-TEM-2002-022	과학위성1호 QM 열 해석 결과 보고서	2002-01-19	
K4-MS-TEM-2002-023	K4 QM Thermal Analysis by NNM		소민관
K4-MS-TEM-2002-024	K4 QM Thermal Analysis Progress Report 3	2002-04-03	김도형
K4-MS-TEM-2002-025	과학위성1호 QM 열진공 시험	2002-03-14	김도형
K4-MS-TEM-2002-026	K4 QM 기계팀 개발회의 일정	2002-04-22	탁경모
K4-MS-TEM-2002-027	FM MTQR BOX Design 변경 결과 문서	2002-04-22	차원호
K4-MS-TEM-2002-028	FM CSS Design 변경 결과 문서	2002-04-22	차원호
K4-MS-TEM-2002-029	FM SMAG Design 변경 결과 문서	2002-04-29	차원호

K4-MS-TEM-2002-030	K4 ADCS FM Design 회의 결과	2002-04-29	탁경모
K4-MS-TEM-2002-031	K4 DCS FM Design 회의 결과	2002-05-03	탁경모
K4-MS-TEM-2002-032	PDTx FM 모듈박스 설계 변경 사항	2003-05-20	박경빈, 탁경모
K4-MS-TEM-2002-033	MMS 1, 2 FM 모듈 박스 설계 변경 사항	2003-05-20	탁경모, 서인호
K4-MS-TEM-2002-034	Tx FM 모듈 박스 설계 변경 사항	2003-05-21	박경빈, 탁경모
K4-MS-TEM-2002-035	Rx FM 모듈 박스 설계 변경 사항	2003-05-21	탁경모, 오치욱
K4-MS-TEM-2002-036	OBC 1, 2 FM 설계 변경 사항	2003-05-27	차원호, 박성우
K4-MS-TEM-2002-037	NC1 FM 설계 변경 사항	2003-05-27	차원호, 오대수
K4-MS-TEM-2002-038	GPS FM 설계 변경 사항	2003-05-27	차원호, 오대수
K4-MS-TEM-2002-039	RCU, PSU2, NC2, Wheel bracket FM 설계 변경 사항	2003-05-27	차원호, 강경인
K4-MS-TEM-2002-040	MTQR FM 설계변경사항	2003-05-27	차원호, 김세일
K4-MS-TEM-2002-041	LP FM 설계변경사항	2003-05-27	차원호, 이재진
K4-MS-TEM-2002-042	NMAG FM 설계변경사항	2003-05-27	차원호, 이성호
K4-MS-TEM-2002-043	ASS, CSS FM 설계변경사항	2003-05-27	차원호, 이성호
K4-MS-TEM-2002-044	NC-3 BOX 모듈박스 설계변경사항	2003-05-27	차원호, 오대수
K4-MS-TEM-2002-045	NC-4 BOX 모듈박스 설계변경사항	2003-05-27	차원호, 오대수
K4-MS-TEM-2002-046	S-Rx BOX 모듈박스 FM 설계변경사항	2003-05-28	탁경모, 이상연
K4-MS-TEM-2002-047	S-Tx BOX 모듈박스 FM 설계변경사항	2002-06-03	탁경모, 이상연
K4-MS-TEM-2002-048	과학위성1호 비행모델 구조해석 결과	2002-07-26	탁경모
K4-MS-TEM-2002-049	Overview about "CLA"	2002-08-14	연정흠
K4-MS-TEM-2002-050	과학위성1호 열해석 결과	2002-11-11	탁경모, 김도형
K4-MS-TEM-2002-051	Mass Property of KAISTSAT-4		
K4-MS-TEM-2002-052	KAISTSAT-4 FM Bake-Out procedure	2002-10-29	김도형

마. PA

문서번호	제목	작성일	작성자
K4-PA-INM-2001-001	과학위성1호 부품 Master DB Ver 1.3 발행	2001-05-10	신구환
K4-PA-INM-2001-002	과학위성1호 부품 구매 팀별코드 update	2001-05-23	신구환
K4-PA-INM-2001-003	과학위성1호 부품 Master DB Ver 1.4 발행	2001-06-01	신구환
K4-PA-INM-2001-004	France astrium Soldering 교육자료 제출	2001-06-02	신구환
K4-PA-INM-2001-005	과학위성1호 FM 개발을 위한 Soldering 교육일정 수립	2001-06-12	신구환
K4-PA-INM-2001-006	과학위성1호 PA팀 부품구매 업무추진 현황	2001-06-07	신구환
K4-PA-INM-2001-007	과학위성1호 Soldering 교육 이론/실기 평가	2001-06-11	신구환
K4-PA-INM-2001-008	과학위성1호 QM/FM 개발 조립자 명단 파악	2001-06-11	신구환
K4-PA-INM-2001-009	과학위성1호 부품사양 변경확인서	2001-06-12	신구환
K4-PA-INM-2001-010	과학위성1호 Master DB Ver 1.5 발행	2001-06-12	신구환
K4-PA-INM-2001-011	Soldering 교육 대상자 통보	2001-06-14	신구환
K4-PA-INM-2001-012	과학위성1호 Soldering 교육 이론문제	2001-06-15	신구환
K4-PA-INM-2001-013	과학위성1호 Soldering 교육 실습평가	2001-06-15	신구환
K4-PA-INM-2001-014	과학위성1호 Soldering 교육용 자료 제본	2001-06-16	신구환
K4-PA-INM-2001-015	과학위성1호용 Z85C3010CMB 구매물량 재확인	2001-06-20	신구환

K4-PA-INM-2001-016	과학위성1호 Soldering 교육 실습 내용	2001-06-20	신구환
K4-PA-INM-2001-018	과학위성1호 FM 개발용 장비 구매 목록 (1차)	2001-06-22	신구환
K4-PA-INM-2001-019	과학위성1호 FM 조립자격 인증서	2001-06-22	신구환
K4-PA-INM-2001-020	과학위성1호 FM 개발용 SCC 구매물량 확인	2001-06-22	신구환
K4-PA-INM-2001-021	과학위성1호 FM 개발용 SCC 구매물량 확정	2001-06-26	신구환
K4-PA-INM-2001-022	과학위성1호 Verification Test Report	2001-06-29	신구환
K4-PA-INM-2001-023	과학위성1호 Failure Report	2001-06-29	신구환
K4-PA-INM-2001-024	과학위성1호 FIMS 용 부품 구매 발주 변경서	2001-07-03	신구환
K4-PA-INM-2001-025	과학위성1호 Verification Test Plan 제출 요청	2001-07-03	신구환
K4-PA-INM-2001-026	과학위성1호 QM 조립 및 취급과 관련하여	2001-07-03	신구환
K4-PA-INM-2001-027	과학위성1호 FM 개발을 위한 Soldering 추가 교육일정 수립	2001-07-03	신구환
K4-PA-INM-2001-028	과학위성1호 Master DB ver 1.6 발행	2001-07-04	신구환
K4-PA-INM-2001-029	과학위성1호 QM 및 HPF Connector 수량 파악	2001-07-05	신구환
K4-PA-INM-2001-030	과학위성1호 QM용 Harness 제작관련 지원 요청	2001-07-05	신구환
K4-PA-INM-2001-031	과학위성1호 부품 구매 텀별코드 update 이름 등록	2001-05-23	신구환
K4-PA-INM-2001-032	과학위성1호 재료비 증액요인 분석 보고서	2001-07-07	신구환
K4-PA-INM-2001-033	과학위성1호 QM FT용 Harness 제작 착수	2001-07-10	신구환
K4-PA-INM-2001-034	과학위성1호 QM FT용 Harness 제작 일지	2001-07-10	신구환
K4-PA-INM-2001-035	과학위성1호 3차 미건적분 추정가격	2001-07-10	신구환
K4-PA-INM-2001-036	과학위성1호 Master DB ver 1.7 발행	2001-07-16	신구환
K4-PA-INM-2001-037	우리별 시리즈 Mock-up 전시위치	2001-07-18	신구환
K4-PA-INM-2001-038	과학위성1 QM용 PCB 관련 주의사항	2001-07-21	신구환
K4-PA-INM-2001-039	과학위성1호 Temoerature sensor 부착위치 조사	2001-07-23	신구환
K4-PA-INM-2001-040	과학위성1호 QM/FM D-Sub Connector 수량 조사	2001-07-25	신구환
K4-PA-INM-2001-041	과학위성1호 Master DB ver 1.8 발행	2001-07-27	신구환
K4-PA-INM-2001-042	과학위성1호 적용 부품 구매 보류 품목	2001-07-31	신구환
K4-PA-INM-2001-043	과학위성1호 QMFT-AIT 문서작성 지침	2001-07-31	신구환
K4-PA-INM-2001-044	과학위성1호 QMFT-AIT ITG 문서배부	2001-07-31	신구환
K4-PA-INM-2001-045	과학위성1호 QMFT-AIT EFT 문서배부	2001-07-31	신구환
K4-PA-INM-2001-046	과학위성1호 QMFT-AIT Readiness Report 시행	2001-07-31	신구환
K4-PA-INM-2001-047	과학위성1호 QMFT-AIT failure List	2001-08-08	신구환
K4-PA-INM-2001-048	과학위성1호 QMFT-AIT 작업진행 절차서	2001-08-10	신구환
K4-PA-INM-2001-049	과학위성1호 Master DB ver 1.9 발행	2001-08-17	신구환
K4-PA-INM-2001-050	과학위성1호 QMFT-AIT 문서제출 요구	2001-08-23	신구환
K4-PA-INM-2001-051	과학위성1호 QM 및 FM 제작 총별 담당자 지정	2001-10-08	신구환
K4-PA-INM-2001-052	과학위성1호 QM 및 FM 품질관리계획 교육자료	2001-10-12	신구환
K4-PA-INM-2001-053	과학위성1호 QM 및 FM 품질관리계획 교육일정	2001-10-15	신구환
K4-PA-INM-2001-054	과학위성1호 QMFT-AIT Failure Report 결과 보고	2001-10-25	신구환
K4-PA-INM-2001-055	과학위성1호 QM 및 FM 용 D-sub Connector 고정용 부품	2001-11-16	신구환
K4-PA-INM-2002-001	과학위성1호 FM용 D-Sub connector 추가 구매 수량 조사	2002-01-29	신근수
K4-PA-INM-2002-002	과학위성1호 부품구매 및 관리업무 분리	2002-02-20	신근수, 김진규
K4-PA-INM-2002-003	과학위성1호 FM 전자부분 제작 담당자	2002-04-18	신구환
K4-PA-INM-2002-004	과학위성1호 FM 제작관련 추가사항	2002-04-24	신구환
K4-PA-INM-2002-005	과학위성1호 FM 하니스 설계	2002-04-24	신근수
K4-PA-INM-2002-006	과학위성1호 FM 하니스 설계	2002.04.29	신근수

K4-PA-INM-2002-007	과학위성1호 FM 제작용 Spacer 사용 방법	2002.05.24	신구환
K4-PA-INM-2002-008	과학위성1호 "ooo" FM-AIT ITG	2002.08.07	신구환
K4-PA-INM-2002-009	과학위성1호 "ooo" FM-AIT EFT	2002-08-08	신구환
K4-PA-INM-2002-010	과학위성1호 FM-AIT 모듈별 Serial Code	2002-08-08	신구환
K4-PA-INM-2002-011	과학위성1호 FM Conformal Coating 일정 수립	2002-10-24	신구환
K4-PA-INM-2002-012	과학위성1호 FM Conformal Coating 일정 재수립	2002-10-30	신구환
K4-PA-TEM-2002-001	ESD Control Program Schedule for KAISTSAT-4's FM	2002-02-05	신구환
K4-PA-TEM-2002-002	전기추진시스템의 대전류 측정 로고스키 회로 해석	2002-02-05	신구환
K4-PA-TEM-2002-003	과학위성1호 FM 하니스 설계	2002-05-03	신구환
K4-PA-TEM-2002-004	전기추진시스템의 특성임펄스 계산	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-005	위성의 추진시스템	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-006	전기추진시스템의 축전기의 종류에 따른 성능비교	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-007	전기추진시스템의 트성임펄스 비교	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-008	Discharge Current Measurement of PPT Using Rogowski	2002-07-03	신구환
K4-PA-TEM-2002-009	Rogowski Coil Analysis	2002-07-04	신구환
K4-PA-TEM-2002-010	과학위성1호 FM 하니스 설계 수정	2002-07-04	신근수
K4-PA-TEM-2002-011	PPU Simulation for Pulsed Plasma Thruster	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-012	Specific Impules calculation Using Target Pendulum	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-013	A Study on the Displacement Measuring System	2002-07-11	신구환
K4-PA-TEM-2002-014	A Study on the Displacement Detection Systems	2002-06-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-015	An Analysis on the Current Measuring Circuit	2002-07-16	신구환
K4-PA-TEM-2002-016	An Analysis on the Current Measuring Circuit Using OP-AMP	2002-07-30	신구환
K4-PA-TEM-2002-017	Electrical Propulsion System	2002-08-01	신구환
K4-PA-TEM-2002-018	Propellant and Combusion	2002-08-01	신구환
K4-PA-TEM-2002-019	Major Items in PPT Design	2002-08-03	신구환
K4-PA-TEM-2002-020	전기추진시스템의 거리 측정기 설계안	2002-08-19	신구환
K4-PA-TEM-2002-021	과학위성1호 비행모델 Telemetry 보정방안 연구	2002-08-23	신구환
K4-PA-TEM-2002-022	과학위성1호 비행모델 Telemetry 보정방안 협의 결과	2002-08-26	신구환
K4-PA-TEM-2002-023	과학위성1호 FMFT-AIT 진행결과 중간보고	2002-08-26	신구환
K4-PA-TEM-2002-024	과학위성1호 UHF Tx FM 모듈 검사 결과	2002-08-28	신구환
K4-PA-TEM-2002-025	과학위성1호 PDTx FM 모듈 검사 결과	2002-09-07	신구환
K4-PA-TEM-2002-026	전기추진시스템 개발현황 보고	2002-09-09	신구환
K4-PA-TEM-2002-027	과학위성1호 개발용 EPS 주요 부품	2002-09-11	신구환
K4-PA-TEM-2002-028	과학위성1호 NC3-NAST FM Interface 관련	2002-09-11	신구환
K4-PA-TEM-2002-029	전기추진시스템 연구현황 보고	2002-09-13	신구환
K4-PA-TEM-2002-030	전기추진시스템 연구현황 보고	2002-09-19	신구환
K4-PA-TEM-2002-031	전기추진시스템의 거리측정기 설계 수정안	2002-09-25	신구환
K4-PA-TEM-2002-032	전기추진시스템 연구현황 보고	2002-09-30	신구환
K4-PA-TEM-2002-033	전기추진시스템 연구현황 보고	2002-10-05	신구환

바. 전력 시스템

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-PW-INM-801	전력부 추진전략	1998-11-12	민승현
K4-PW-INM-802	PC 구매/업그레이드 신청	1998-11-17	김현구
K4-PW-INM-803	SaTReC Standard DC-DC Converter 구현계획	1998-11-17	김진중
K4-PW-INM-804	SaTReC Standard DC-DC Converter 구격 정의	1998-11-25	김진중
K4-PW-INM-805	SaTReC Standard DC-DC Converter 구현계획 중간결과	1998-12-31	김진중
K4-PW-INM-901	PC 구매/업그레이드 신청	1999-01-04	박인석
K4-PW-INM-902	PC 구매/업그레이드 신청	1999-01-05	김일송
K4-PW-INM-903	Schedule of KITSAT-4 Battery Trade-off Study	1999-01-22	구자춘, 박인석
K4-PW-INM-904	WBS for EMI/EMC 표준 설정	1999-01-19	이임평
K4-PW-INM-904-2	Schedule of KITSAT-4 Technology (Power System HW Test Bed)	1999-01-20	구자춘
K4-PW-INM-905	DC-DC Converter 2차 개발 계획서	1999-01-20	박인석
K4-PW-INM-906	K-4 예상 소모전력 조사	1999-02-23	김일송
K4-PW-INM-907	EMI/EMC TEST EQUIPMENT	1999-05-20	박인석
K4-PW-INM-908	박인석 연구원 수습 관련	99-05-54	민승현
K4-PW-INM-909	김일송 연구원 수습 관련	1999-05-24	민승현
K4-PW-INM-910	Error Amplifier Compensation Network Design Guide	1999-05-18	김일송
K4-PW-INM-911	Design of Current Reference Generator	1999-06-30	김일송
K4-PW-INM-912	K4 전력계 위탁과제 관련 출장보고서	1999-04-21	김일송
K4-PW-INM-050	SPR ETB AIT Power Up Procedure	2000-11-03	김일송
K4-PW-INM-100	Solar Panel 구매 진행상황-(1)	2000-12-12	김일송
K4-PW-INM-2001-001	K-4 소모 전력 조사-2	2001-01-03	김일송
K4-PW-INM-2001-002	Power Budget after ETB	2001-01-17	김일송
K4-PW-INM-2001-003	Power-NC Interface 수정사항	2001-02-07	김일송
K4-PW-TEM-801	회로 균형화 기법을 사용한 DC-DC Converter Modelling	1998-11-20	이임평
K4-PW-TEM-901	Key Development Items During Mission Analysis	1999-01-12	이임평
K4-PW-TEM-902	DC-DC Converter 개발 중간보고서 (Rev. 1.0)	1999-01-13	박인석
K4-PW-TEM-903	PWM 회로 Test	1999-01-14	김현구
K4-PW-TEM-904	K4 형상 관련 연구	1999-02-19	이임평
K4-PW-TEM-905	Comparison of Aerospace with Commercial Grade Cells	1999-03-06	구자춘
K4-PW-TEM-906	과학위성 1호의 Power System 제안(v1.0)	1999-03-10	구자춘
K4-PW-TEM-907	Ground 구조	1999-03-08	구자춘, 박인석
K4-PW-TEM-910	K4 SRR Electrical Power System Action Item Summary	1999-05-18	김일송
K4-PW-TEM-911	Electrical Power System Requirements	1999-05-07	김일송
K4-PW-TEM-912	K4 RFA Action Item #20-battery cell	1999-05-28	김일송
K4-PW-TEM-913	K-4SRR Action Item #25 한주기에 FIMS의 두가지 운용	1999-05-28	김일송

K4-PW-TEM-914	Inductor Current sensing을 이용한 Peak Power Trcking scheme	1999-06-03	김일송
K4-PW-TEM-915-1	K4 SDR-AI-004 처리결과	1999-06-26	박인석
K4-PW-TEM-915-2	K4 SDR AI-002 처리결과	1999-06-30	김일송
K4-PW-TEM-915-3	K4 SDR-AI-003 처리결과	1999-06-30	박인석
K4-PW-TEM-916-1	K4 SDR-AI-001 처리결과	1999-06-30	김일송
K4-PW-TEM-916-2	K4 SDR-AI-006의 처리 결과	1999-07-01	김현구
K4-PW-TEM-916-3	DC-DC Converter 2차개발 보고서	1999-07-19	박인석
K4-PW-TEM-917-1	K4 SDR- AI-005 처리결과	1999-06-30	김일송
K4-PW-TEM-917-2	K4 SDR-AI-006의 처리 결과	1999-07-01	김현구
K4-PW-TEM-917-3	K3 BCR Software Control의 문제점 분석 및 k4 spr에서의 설계	1999-11-08	구자춘
K4-PW-TEM-918-1	K4 SDR-AI-002 처리결과	1999-06-30	박인석
K4-PW-TEM-918-2	K4 SDR-AI-053 처리결과	1999-06-30	김일송
K4-PW-TEM-919-1	K4 SDR-AI-004 처리결과	1999-06-26	박인석
K4-PW-TEM-919-2	K4 SDR-AI-054 처리결과	1999-06-30	김일송
K4-PW-TEM-920	K4 SDR-AI-024 처리결과	1999-06-26	박인석
K4-PW-TEM-921	K3 BCR 오동작 문제점 분석 및 K4 SPR에서의 설계 보완	1999-12-24	구자춘, 박인석
K4-PW-TEM-922	K3 BCR Fault Change 문제점 분석 및 k4 spr에서의 설계 보완	1999-12-24	구자춘, 박인석
K4-PW-TEM-923	우리별 3호에서의 Fixed Solar Array 전류의 문제점 분석	1999-12-27	구자춘, 박인석
K4-PW-TEM-924	K3 Battery의 문제점 분석 및 K4 Battery에서의 설계 보완	1999-12-27	구자춘, 박인석
K4-PW-TEM-925	다른 위성에서의 Battery System과 Charging Method	1999-12-28	구자춘, 박인석
K4-PW-TEM-2000-001	K4 SDR Dsign Note	2000-01-29	김일송
K4-PW-TEM-2000-002	K4 PDR Action Item-26 처리	2000-03-14	박인석
K4-PW-TEM-2000-003	K4 PDR Action Item-29 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-004	K4 PDR Action Item-32 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-005	K4 PDR Action Item-33 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-006	K4 PDR Action Item-34 처리	2000-03-14	박인석
K4-PW-TEM-2000-007	K4 PDR Action Item-36 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-008	K4 PDR Action Item-53 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-009	K4 PDR Action Item-54 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-010	K4 PDR Action Item-55 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2000-011	K4 PDR Action Item-56 처리	2000-03-14	김일송
K4-PW-TEM-2001-201	K4 CDR-AI-21 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-202	K4 CDR-AI-22 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-203	K4 CDR-AI-23 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-204	K4 CDR-AI-25 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-206	K4 CDR-AI-26 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-207	K4 CDR-AI-27 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-208	K4 CDR-AI-28 처리결과	2001-02-12	김일송

K4-PW-TEM-2001-209	K4 CDR-AI-29 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-211	K4 CDR-AI-31 처리결과	2001-02-12	김일송
K4-PW-TEM-2001-212	K4 CDR-AI-32 처리결과	2001-02-12	김일송

사. PM

K4-PM-INM-700	개념설계 준비자료	1997-01-08	김병진
K4-PM-INM-701	현대전자와 K4 협력 관련 회의 결과	1997-01-13	김병진
K4-PM-INM-702	ISAS 과학위성의 역사 및 기술적 검토	1997-02-28	남명룡
K4-PM-INM-703	과학/실험 위성 1호 제안 관련 과기처 방문 결과	1997-05-03	김병진
K4-PM-INM-704	과학/실험 위성 1호 제안서 보충자료	1997-05-12	김병진
K4-PM-INM-705	한반도 연속 cover 위성 Constellation 안	1997-05-22	김병진/이현우
K4-PM-INM-706	임무 분석 일정과 조직 안	1997-05-28	김병진
K4-PM-INM-707	K4 Kick-off Meeting 요약	1997-06-13	김병진
K4-PM-INM-708	WBS 및 문서체계	1997-06-13	김병진
K4-PM-INM-709	내부 설명회 질문 및 제안 사항	1997-09-12	김병진
K4-PM-INM-710	singapore 프로젝트 참여	1997-09-26	김병진
K4-PM-PRP-701	97 연구 계획서 (1)	1997-01-24	김병진
K4-PM-PRP-702	과학/실험 위성 1호 개발 연구과제(요약)	1997-02-19	김병진
K4-PM-PRP-703	고해상도 우주 광학 카메라 제안	1997-03-26	김병진
K4-PM-PRP-704	추진체 관련 위탁연구 제안서	1997-04-03	김병진
K4-PM-PRP-705	임무 결정을 위한 제안서	1997-04-28	김병진
K4-PM-PRP-706	통신 탑재체 Project Overview	1997-07-01	김병진
K4-PM-PRP-707	2위성 이용 이동통신 실험 예산	1997-09-10	김병진
K4-PM-PRP-708	Mission Candidates	1997-11-29	김병진

아. 시스템 엔지니어링

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-SE-BTR-001	NASA FIMS (SPERA) MO Phase A Review 출장 보고서		
K4-SE-INM-801	KITSAT-4 Mission Overview	1998-08-24	KI SEON, JH SEON
K4-SE-INM-802	Payload Operation and Requirements (draft)	1998-08-25	KI SEON, JH SEON
K4-SE-INM-803	KITSAT-4 Attitude Control Requirements	1998-09-02	K.Seon, R.Chiun, B.Kim
K4-SE-INM-804	A Study on Payload Data Rates	1998-09-02	HJ Chun, JH Seon, F L Loo
K4-SE-INM-805	Data ID Allocation	1998-09-02	SHKIM
K4-SE-INM-806	Orbit Analysis I	1998-09-04	SRLee, RCChiun,

			BJKim
K4-SE-INM-807	Payload Power Consumption and Thermal Requirement	1998-09-04	JH Seon, FL Loo
K4-SE-INM-808	A study on Payload Data Rates (V.1)	1998-09-04	H J Chun, J H Seon, F L Loo
K4-SE-INM-809	Telemetry Frequency Band Selection	1998-09-08	FL Loo, HJ Chun
K4-SE-INM-810	Payload Description-FUS	1998-09-09	KISEON
K4-SE-INM-811	Paqyload Functional Description-ESA	1998-09-09	Y. W. Choi, J. Seon
K4-SE-INM-812	Payload Description-B spectrograph	1998-09-09	JJLEE
K4-SE-INM-813	Payload Description-SST	1998-09-09	THSHIN
K4-SE-INM-814	Payload Description-Boom	1998-09-09	JJLEE
K4-SE-INM-815	Payload Description-Magnetometer	1998-09-09	DHLEE
K4-SE-INM-816	Payload Description-Langmuir Probe	1998-09-09	JJLEE
K4-SE-INM-817	Payload Description-ENA	1998-09-09	YHSHIN
K4-SE-INM-818	Payload Description-Solar EUV	1998-09-09	KISEON, DHLEE
K4-SE-INM-819	Orbit Analysis II	1998-09-14	SRLee, RCChiun, BJKim
K4-SE-INM-820	Satellite System Specification Document Template (vs. II)	1998-09-16	HJC, HSC
K4-SE-INM-821	Downlink budget estimation	1998-09-17	FL Loo, HJ Chun
K4-SE-INM-822	Eclipse Pattern Requirement for Sky Survey	1998-09-17	BJ Kim, R Chiun
K4-SE-INM-823	KITSAT-4 Observation requirements based on Orbital Scenarios	1998-09-20	R. Chiun, BJKIM, JHSeon, KISeon
K4-SE-INM-824	Verification Matrix between functions and requirements	1998-09-22	FL Loo, SH Kim
K4-SE-INM-825	A Study on Payload Data Rates(v.2)	1998-09-22	HJ Chun, JH Seon, FL Loo
K4-SE-INM-826	List of Power Requirements	1998-09-28	SHKIM
K4-SE-INM-827	Work Plan for electrical Power system Specification	1998-09-28	SHKIM
K4-SE-INM-828	List of C&DH Requirements	1998-09-29	HSC, HJC, YWC
K4-SE-INM-829	List of C&DH Requirements	1998-09-29	HSC, HJC, YWC
K4-SE-INM-830	ADCS Mission Requirements List	1998-09-29	BJ Kim, KI Seon
K4-SE-INM-831	ADCS work Plan	1998-09-29	BJ Kim
K4-SE-INM-832	List of Structural & Thermal Requirements	1998-09-29	FL Loo
K4-SE-INM-833	Work Plan for Structural and Thermal System	1998-09-30	JSBAE
K4-SE-INM-834	Preliminary Power System Design	1998-09-30	SHKIM
K4-SE-INM-835	ADCS Architecture Preliminary Proposal	1998-10-01	BJ Kim
K4-SE-INM-836	Communication System Specifications	1998-10-01	HJC, HSC, YWC

K4-SE-INM-837	Power subsystem Requirement & EMC/EMI Consideration	1998-10-01	FL Loo
K4-SE-INM-838	Launcher specification Survey	1998-10-01	FL Loo
K4-SE-INM-839	Launch Environment Survey	1998-10-01	FL Loo
K4-SE-INM-840	ADCS H/W Specifications (Tentative)	1998-10-07	BJ Kim
K4-SE-INM-841	Conceptual Design of Mechanical Structure	1998-10-08	KISEON, JSBAE
K4-SE-INM-842	ADCS H/W Operation	1998-10-08	BJ Kim
K4-SE-INM-843	C&DH Block Daigram	1998-10-09	Hschang
K4-SE-INM-844	Telemetry and Telecommand Estimation for KITSAT-4	1998-10-09	Y. W. Choi
K4-SE-INM-845	General Configuration and Mass Properties for KITSAT-4	1998-10-09	JSBAE
K4-SE-INM-846	Hazard and operation plan of HV system	1998-10-09	Y. W. Choi
K4-SE-INM-847	Battery Depth of Discharge Prediction	1998-10-09	FL Loo, SHKIM
K4-SE-INM-848	Plan for Final Report	1998-10-10	SHKIM
K4-SE-INM-849	Gyroscopic Stability Requirements Analysis	1998-10-08	R Chiun
K4-SE-INM-850	Momentum Storage Capacity Estimation	1998-10-09	R Chiun
K4-SE-INM-901	과학실험위성 1호 탑재체 선정 회의록	1999-01-06	김성현
K4-SE-INM-902	과학실험위성 1호 버스개발 전략 회의록	1999-01-06	김성현
K4-SE-INM-903	Key Technology 개발계획 수립에 관한 지침 (Action Item)	1999-02-07	김성현
K4-SE-INM-904	K4 모델 정의	1999-02-24	김형신
K4-SE-INM-2001-001	KAISTSAT-4 Environmental Test Plans	2001-01-02	SHIN Goo-Hwan
K4-SE-INM-2001-002	1차 서류심사 결과	2001-01-03	신구환
K4-SE-INM-2001-002	2001년도 연구원 신규채용자 심사평가 및 평가자 선임	2001-01-06	신구환
K4-SE-INM-2001-003	QM CAD Work Schedule	2001-01-02	정성인
K4-SE-INM-2001-004	2001년 1월~3월 토요일전체 근무계획 수립	2001-01-04	신구환
K4-SE-INM-2001-005	2층 연구실 재배치안	2001-01-04	신구환
K4-SE-INM-2001-006	발사체 선정을 위한 과학위성의 발사조건	2001-01-04	신구환
K4-SE-INM-2001-007	1차 서류심사 결과	2001-01-05	신구환
K4-SE-INM-2001-008	2001년 연구원 신규채용자 심사평가 및 평가자 선임	2001-01-06	신구환
K4-SE-INM-2001-009	2001년 연구원 신규채용자 심사평가 및 평가자 선임	2001-01-06	신구환
K4-SE-INM-2001-010	2001년 연구원 신규채용자 최종 합격자	2001-01-09	신구환
K4-SE-INM-2001-011	2001년 상반기 모범 연구원 선정	2001-01-10	신구환
K4-SE-INM-2001-012	2001년 연구원 신규채용자 최종합격자	2001-01-26	신구환
K4-SE-INM-2001-013	과학위성 1호 발사체 계약 및 추진일정	2001-02-03	신구환
K4-SE-INM-2001-014	Parts List Code Define for KAISTSAT-4's QM/FM	2001-02-02	신구환
K4-SE-INM-2001-015	과학위성 1호 발사체 협상 추진반 구성	2001-02-03	신구환
K4-SE-INM-2001-015	과학위성 1호 발사체 협상 추진반 구성	2001-02-03	신구환
K4-SE-INM-2001-016	과학위성 1호 2차 중간점검회의 준비 일정수립	2001-02-07	신구환
K4-SE-INM-2001-017	과학위성 1호 2차 중간점검 회의준비 일정수립	2001-02-09	신구환
K4-SE-INM-2001-018	과학위성 1호 CDR Action Item 보완	2001-02-09	신구환

K4-SE-INM-2001-019	과학위성 1호 3차년도 중간점검 시행계획	2001-02-16	신구환
K4-SE-INM-2001-020	과학위성 1호 3차년도 중간점검 시행결과 요약	2001-02-22	신구환
K4-SE-INM-2001-021	SE team 업무 인계	2001-03-02	신구환
K4-SE-INM-2001-101	Internal Critical Design Review Plan	2001-03-13	김형신
K4-SE-INM-2001-022	Internal Critical Design Review Plan	2001-03-13	김형신
K4-SE-INM-2001-023	Internal Design Review 계획 수정	2001-03-13	김형신
K4-SE-INM-2001-024	ICDR Action Item List	2001-04-02	김형신
K4-SE-INM-2001-025	ICDR 검토 의견	2001-04-07	ICDR 점검위원
K4-SE-INM-2001-026	K4 System Review for DSO	2001-11-17	강경인
K4-SE-INM-2001-027	Schedule for K4 QM AIT & Environments Test	2001-11-22	강경인
K4-SE-INM-2001-028	K4 QM 열진공 시험중 인원 배치	2001-12-10	강경인
K4-SE-INM-2002-001	싱가폴 연구원을 위한 QM AIT 자료 목록	2002-01-18	강경인
K4-SE-INM-2002-002	싱가폴 연구원을 위한 QM AIT 자료 목록	2002-01-18	강경인
K4-SE-INM-2002-003	삼성전기주식회사 대전 사업장 지역 위성영상 공급	2002-02-26	강경인
K4-SE-INM-2002-004	K4 QM 2차 열진공 시험 중 팀구성	2002-02-27	강경인
K4-SE-PRP-2001-001	과학위성 AIT 팀	2001-09-03	민승현
K4-SE-TEM-901	K3-BUS System Optimization (안)-최종보고서	1999-01-05	김성현,선종호,배정석
K4-SE-TEM-902	Proposal on Development of Integrated Avionics Assembly	1999-01-26	SH KIM
K4-SE-TEM-903	Materials for Case Study on Spacecraft Configurations	1999-02-09	SH KIM
K4-SE-TEM-904	Preliminary System Configuration for KAISTSAT-4	1999-03-05	SH KIM
K4-SE-TEM-2001-001	Configuration Control Plan	2001-04-19	김형신
K4-SE-TEM-2001-002	형상관리 문서체계	2001-04-23	김형신
K4-SE-TEM-2001-003	팀별 문서관리 상황	2001-06-08	김형신
K4-SE-TEM-2001-004	Configuration Issues - 2001/06/08	2001-06-08	김형신
K4-SE-TEM-2001-005	하니스 설계	2001-08-15	김형신
K4-SE-TEM-2001-006	Random Spin 상태에서의 태양전력 입력	2001-07-05	남명룡
K4-SE-TEM-2001-007	과학위성 1호 Temperature Sensor Interface & allocation	2001-07-12	박강민, 신구환
K4-SE-TEM-2001-008	Chamber Harness Definition for K4 QM TBTV Test	2001-11-22	강경인, 박성우
K4-SE-TEM-2002-001	과학위성 1호 FM PCB 제작 절차서	2002-01-18	강경인
K4-SE-TEM-2002-002	과학위성 1호 FM AIT 스케줄	2002-08-12	강경인
K4-SE-TEM-2002-003	과학위성 1호 탑재체 자료 수신 지상국 개발	2002-02-22	강경인
K4-SE-TEM-2002-004	과학위성 1호 QM 2차 열진공 시험 결과	2002-02-22	강경인
K4-SE-TEM-2002-005	과학위성 1호 FM 센서 플랫폼 하니스 설계	2002-02-22	강경인
K4-SE-TEM-2002-006	과학위성 1호 QM 3차 열시험 중 기능 시험 FT Log	2002-02-22	강경인
K4-SE-TEM-2002-007	과학위성 1호 탑재체 자료 전송을 위한 송수신 프로토콜	2002-05-09	강경인
K4-SE-TEM-2002-008	과학위성 1호 수신 지상국 소프트웨어	2002-09-19	강경인
K4-SE-TEM-2002-009	과학위성 1호 탑재체 자료 전송을 위한 송수신 프로토콜 (update)	002-10-15	강경인

자. 우주과학 탑재체

--	--	--	--

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-SS-BTR-901	UCB 방문 출장 보고서	1999-04-09	전홍준, 김형신
K4-SS-BTR-902	UCB 출장 보고서	1999-08-12	전홍준
K4-SS-BTR-903	K4 FIMS 관련 Berkeley 출장 보고서	1999-08-16	이대희
K4-SS-BTR-904	99 NSREC 참가 보고서	1999-08-18	신영훈
K4-SS-BTR-905	University of Washington 출장 보고	1999-08-30	신영훈
K4-SS-BTR-2000-001			
K4-SS-BTR-2000-002			
K4-SS-BTR-2000-003			
K4-SS-BTR-2000-004	K4 FIMS 관련 Berkeley 출장 보고서	2000-12-28	유광선
K4-SS-INM-700	우주관측 위원회 회의록	1997-06-23	선종호
K4-SS-INM-701	우주과학 탑재체 침무정의 및 요약기술	1997-06-23	민경욱
K4-SS-INM-702	원자외선 분광기의 과학 임무 분석 및 구성	1997-07-01	이대희
K4-SS-INM-703	자력계의 과학 임무 분석 및 구성	1997-07-10	황승현
K4-SS-INM-704	저 에너지 플라즈마 검출기 요약	1997-07-10	선종호
K4-SS-INM-705	Langmuir Probe 제안	1997-07-10	신영훈
K4-SS-INM-706	과학 탑재체 추가 요구 사항	1997-07-16	선종호
K4-SS-INM-707	과학 탑재체 연계 활용안	1997-07-26	선종호
K4-SS-INM-708	Langmuir Probe의 구조	1997-08-07	이재진
K4-SS-INM-709	FUS Optics를 이해하기 위한 사전 지식	1997-08-08	류광선
K4-SS-INM-800 S	Vaccum Chamber 활용 방안	1998-02-12	이재진
K4-SS-INM-801	과학탑재체부 추진 전략	1998-11-10	선종호
K4-SS-INM-802	AGU 학회 논문 발표 및 SPS 데이터 활용 협의용 위한 U. Washington 방문	1998-11-19	선종호
K4-SS-INM-803	K4 과학 위성 1호 우주과학 탑재체 개발안	1998-12-04	선종호
K4-SS-INM-804	K4 과학 위성 1호 우주과학 탑재체 개발안	1998-12-04	선종호
K4-SS-INM-901	UCB 국외 출장 신청	1999-01-21	전홍준
K4-SS-INM-902	해외파견비 지급안	1999-01-26	선종호
K4-SS-INM-903	연구 논문 게재안	1999-02-01	선종호
K4-SS-INM-904	SaTReC-천문대 원자외선 분광기 공동 개발 회의록	1999-02-24	선종호
K4-SS-INM-905	천문대 협력안(MOU) Draft	1999-03-02	선종호
K4-SS-INM-906	UCB 국외 출장 신청	1999-03-10	전홍준
K4-SS-INM-907	Meeting Agenda (at UCB)	1999-03-11	전홍준
K4-SS-INM-908	FIMS 주요 개발 기술	1999-03-02	전홍준
K4-SS-INM-909	University of Washington 국외 출장 신청서	1999-03-15	이재진
K4-SS-INM-910 H/S			
K4-SS-INM-911	FIMS 개발을 위한 Berkeley와의 협력안	1999-03-18	선종호
K4-SS-INM-912	Memorandum of Understanding between SaTReC and	1999-03-22	

	SSL		
K4-SS-INM-913	Temperature Range for Space Science Payloads	1999-05-06	전홍준
K4-SS-INM-914	천문대 협력안(MOU) Draft	1999-05-17	선종호
K4-SS-INM-915	University of Washington 출장 계획	1999-06-21	신영훈
K4-SS-INM-916	36th IEEE NSREC 학회 참석 계획	1999-06-21	신영훈
K4-SS-INM-918	UCB 국외 출장 신청	1999-07-01	전홍준
K4-SS-INM-2000-002	NTU (Singapore) 출장 신청	2000-01-19	선종호
K4-SS-INM-2000-003	UCB 국외 출장 신청	2000-03-02	유광선
K4-SS-INM-2000-005	K4 FIMS 관련 U. C. Berkeley 출장 계획서	2000-04-19	이대희
K4-SS-INM-2000-007	K4 FIMS 관련 Payload 개발 계획	2000-02-14	강경인
K4-SS-TEM-901	위성 FIMS Interface	1999-01-24	전홍준
K4-SS-TEM-902	과학위성1호 우주 플라스마 관측기 개념 설계	1999-02-10	선종호
K4-SS-TEM-903	FIMS 과학임무 및 개념 설계	1999-02-20	선광일
K4-SS-TEM-9014	Science Mission of POLAR	1999-02-20	신영훈
K4-SS-TEM-905	SST의 과학적 목적과 요구 사항	1999-02-24	신영훈
K4-SS-TEM-906	과학탑재체 탑의 위성 형상 Review	1999-02-27	선종호
K4-SS-TEM-907	우주 과학 탑재체팀 중간보고	1999-03-02	선종호
K4-SS-TEM-908	FIMS 주요 개발 기술	1999-03-02	전홍준
K4-SS-TEM-909	Payload Configurations	1999-03-03	전홍준
K4-SS-TEM-910	LP (Langmuir Probe) 개념 설계	1999-03-03	이재진
K4-SS-TEM-911	탑재체 System Driver List	1999-03-05	선종호외
K4-SS-TEM-912	FIMS Data Rate 및 Detector Life Time	1999-03-10	선광일
K4-SS-TEM-913	UCB와의 회의록	1999-04-07	전홍준
K4-SS-TEM-914	Tolerance study of FIMS optical system	1999-04-25	유광선
K4-SS-TEM-915	Satellite System Requirement Review (Space Science Payload Team)	1999-05-03	선종호
K4-SS-TEM-916	FIMS Command, Telemetry, and Science Data Packetizing	1999-05-06	이대희
K4-SS-TEM-917	FIMS In-Flight Calibration Procedure	1999-05-06	선광일
K4-SS-TEM-918	FIMS Sky Survey Maneuver and Exposure Time	1999-05-10	선광일
K4-SS-TEM-919	FIMS DataRate and Detector Life Time v2.0	1999-05-11	선광일
K4-SS-TEM-920	Effects of space exposure on reflectance coating	1999-05-11	선종호, 류광선, 선광일
K4-SS-TEM-921	Request for Action Clearance	1999-05-19	선종호
K4-SS-TEM-922	Request for Action(#9) Clearance	1999-05-26	선종호
K4-SS-TEM-923	Literature Survey FUV Spectrophotometric Calibration	1999-05-26	선광일
K4-SS-TEM-924	FIMS collecting mirror dimension specifications	1999-06-04	유광선
K4-SS-TEM-925	FIMS Data Display Adaptor	1999-06-22	전홍준
K4-SS-TEM-926	FIMS Detector Simulator Specification	1999-06-22	전홍준
K4-SS-TEM-927	FIMS Data Interface Simulator Specification	1999-06-22	전홍준
K4-SS-TEM-928	FIMS Command, Telemetry, and Data Packet Requirements	1999-06-22	이대희

K4-SS-TEM-929	K4SDR AI-015 처리결과	1999-06-28	신영훈
K4-SS-TEM-930	K4SDR AI-016 처리결과	1999-06-30	신영훈
K4-SS-TEM-931	K4SDR-AI-017 처리결과	1999-06-30	신영훈
K4-SS-TEM-932	K4SDR-AI-020 처리결과	1999-06-30	신영훈
K4-SS-TEM-933	K4SDR-AI-021 처리결과	1999-06-30	신영훈
K4-SS-TEM-934	K4SDR-AI-022 처리결과	1999-06-30	신영훈
K4-SS-TEM-935	K4SDR-AI-023 처리결과	1999-06-30	신영훈
K4-SS-TEM-937	K4SDR-AI-025 처리결과	1999-06-28	선종호
K4-SS-TEM-938	K4SDR-AI-026 처리결과	1999-06-28	신영훈
K4-SS-TEM-940	K4SDR-AI-028 처리결과	1999-06-25	유광선, 선광일
K4-SS-TEM-941	K4SDR-AI-029 처리결과	1999-06-25	선종호
K4-SS-TEM-942	K4SDR-AI-30 처리결과	1999-07-01	선종호
K4-SS-TEM-943	K4SDR-AI-031 처리결과	1999-06-25	유광선
K4-SS-TEM-944	K4SDR-AI-032 처리결과	1999-06-29	이대회
K4-SS-TEM-945	K4SDR-AI-033 처리결과	1999-06-25	유광선, 선광일
K4-SS-TEM-947	K4SDR-AI-035 처리결과	1999-06-25	전홍준
K4-SS-TEM-948	K4SDR-AI-036 처리결과	1999-06-29	이대회
K4-SS-TEM-949	K4SDR-AI-037 처리결과	1999-06-25	전홍준
K4-SS-TEM-950	K4SDR-AI-038 처리결과	1999-06-28	이진근
K4-SS-TEM-951	K4SDR-AI-039 처리결과	1999-06-29	이대회
K4-SS-TEM-952	K4SDR-AI-040 처리결과	1999-06-25	전홍준
K4-SS-TEM-953	K4SDR0AI0041 처리결과	1999-06-25	전홍준
K4-SS-TEM-954	K4SDR-AI-042 처리결과	1999-06-25	전홍준
K4-SS-TEM-955	K4SDR-AI-043 처리결과	1999-06-29	이대회
K4-SS-TEM-956	K4SDR-AI-044 처리결과	1999-06-29	이대회
K4-SS-TEM-957	Housekeeping and Telemetry Riview	1999-06-30	이진근
K4-SS-TEM-959	FIMS-MMS간 S/I Protocol 및 Data Packet Format	1999-06-28	이대회
K4-SS-TEM-961	FIMS Requirements about Commands and Telemetry per Operation	1999-06-29	이대회
K4-SS-TEM-962	K4SDR-AI-065 처리결과	1999-06-25	유광선
K4-SS-TEM-963	Search for Ellipse as a substitute for parabolic mirror	1999-07-29	선광일
K4-SS-TEM-964	우주 과학 탑재체 Harness	1999-08-30	선종호
K4-SS-TEM-965	Agenda of meeting during Edelstein's Visit	1999-09-06	선종호
K4-SS-TEM-968	Tolerance study of FIMS optical system Ver.2	1999-09-06	유광선
K4-SS-TEM-969	FIMS Ray Trace-Comparison between Parabolic and Elliptical Mirrors	1999-09-08	선광일
K4-SS-TEM-972	Development Plane for K-4 FIMS ETB (Draft)	1999-10-15	선종호
K4-SS-TEM-973	FIMS Deigital Electronics Discussion Items	1999-09-19	이대회
K4-SS-TEM-974	DSP & Software Work Flow Chart	1999-10-04	이대회
K4-SS-TEM-975	Requirements and Specifications of GSE for DSP ETB Test	1999-10-18	이대회
K4-SS-TEM-976	Backplane & Connector Interface Definition	1999-10-25	이대회

K4-SS-TEM-977	Ov1 doublet detectability	1999-11-25	선광일
K4-SS-TEM-2000-001	Compensation of Toroidal Curvature Tolerance v1.5	2000-01-10	선광일
K4-SS-TEM-2000-002	Dispatch plan for SaTReC and KAO engineers to UC, Berkeley	2000-01-12	선종호
K4-SS-TEM-2000-003	FIMS Optical Test Mirror (OTM) Specification	2000-01-31	유광선
K4-SS-TEM-2000-004	과학탐재체팀 3차년도 예산안	2000-12-02	선종호
K4-SS-TEM-2000-005	K4PDR-A1 처리결과	2000-02-25	선종호
K4-SS-TEM-2000-006	K4PDR-A3 처리결과	2000-02-29	신영훈
K4-SS-TEM-2000-007	K4PDR-A4 처리결과	2000-02-29	이재진
K4-SS-TEM-2000-008	K4PDR-A7 처리결과	2000-02-25	선종호
K4-SS-TEM-2000-009	K4PDR-A13 처리결과	2000-02-25	선종호
K4-SS-TEM-2000-010	K4PDR-A47 처리결과	2000-02-29	이대희
K4-SS-TEM-2000-011	K4PDR-A51 처리결과	2000-02-28	이진근
K4-SS-TEM-2000-012	K4PDR-A52 처리결과	2000-02-28	이진근
K4-SS-TEM-2000-013	Selecting a vendor for optical test mirror	2000-05-02	유광선
K4-SS-TEM-2000-014	K-4 FIMS Inter in Review	2000-12-05	선종호
K4-SS-TEM-2000-015	Mechanical design change due to inclusion of NC2 into RCU	2000-06-23	유광선
K4-SS-TEM-2000-018	FIMSS Mass Budget	2000-09-18	선종호
K4-SS-TEM-2000-020	FIMS Commands List	2000-08-14	이대희
K4-SS-TEM-2000-021	Data Interface between FIMS and OBC	2000-03-22	이대희
K4-SS-TEM-2000-022	Initial Result of Parabolic Cylinder Mirror for FIMS	2000-06-26	유광선
K4-SS-TEM-2000-023	FIMS Drawing Control Procedure	2001-01-02	선종호
K4-SS-TEM-2000-024	FIMS Document List	2000-11-01	선종호
K4-SS-TEM-2000-025	업무 인수 인계 Verification List	2000-11-06	선종호
K4-SS-TEM-2000-026	FIMS Flight Software Specifications	2000-11-22	이대희
K4-SS-TEM-2001-001	FIMS, SPP Power Budget	2001-01-06	강경인
K4-SS-TEM-2001-004	FIMS, Internal AIT Report	2001-01-19	이대희
K4-SS-TEM-2001-005	FIMS ETB Commands	2001-01-29	이대희
K4-SS-TEM-2001-006	GPS synchronization requirements for FIMS	2001-03-06	이대희
K4-SS-TEM-2001-007	SPP Internal Design Review 결과	2001-03-05	이재진
K4-SS-TEM-2001-008	SPP and OBC Communication	2001-03-12	이재진, 김희준, 황정아
K4-SS-TEM-2001-009	Action Item Result	2001-03-27	서인호
K4-SS-TEM-2001-010	OBC and MMS Communication Protocol	2001-04-24	서인호
K4-SS-TEM-2001-012	SPP and OBC Interface in QM AIT	2001-04-07	이재진
K4-SS-TEM-2001-013	OBC and MMS Communication Protocol	2001-04-24	서인호
K4-SS-TEM-2001-014	Inrush Current Limiter	2001-05-22	서인호
K4-SS-TEM-2001-015	SPP Inrush Current limiter	2001-05-22	이재진
K4-SS-TEM-2001-016	FIMS Power conditions	2001-05-22	강경인
K4-SS-TEM-2001-017	SPP Inrush Current limiter	2001-05-22	이재진

K4-SS-TEM-2001-018	LP Box 설계 회의록	2001-06-04	이재진
K4-SS-TEM-2001-019	Action Item Result	2001-04-30	서인호
K4-SS-TEM-2001-020	Action Item Result	2001-04-30	서인호
K4-SS-TEM-2001-021	FIMS ICDR-AI033 FIMS Power 변화	2001-06-07	강경인
K4-SS-TEM-2001-022	FIMS ICDR-AI034 FIMS Power 변화	2001-06-07	강경인
K4-SS-TEM-2001-023	FIMS 관련 인터페이스 도면 전달	2001-06-13	유광선
K4-SS-TEM-2001-024	MMS 1, 2 Box QM 설계 회의록	2001-06-12	서인호
K4-SS-TEM-2001-025	Action Item Result	2001-06-13	서인호
K4-SS-TEM-2001-026	Action Item Result	2001-06-13	서인호
K4-SS-TEM-2001-029	MMS ICDR-AI037 Radition 계획 수립	2001-06-25	강경인

자. 통신 시스템

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-TS-BTR-2000-002	호주 ITR 방문 - 기술 회의 및 협정서 조인식 관련 보고서	2000	이우경
K4-TS-INM-700	FM Demodulator 변경 사항	1998-11-18	민승현
K4-TS-INM-701	W-CDMA용 위성 탑재체 임무 분석 및 구성	1997-07-15	장현석, 이서립
K3-TS-INM-801	통신부 추진전략	1998-11-12	민승현
K4-TS-INM-901	통신부 Key Technology Development Item	1999-01-13	민승현
K4-TS-INM-902	PCB 가공기 사용 계획	1999-01-25	김진중
K4-TS-INM-903	S-Band 수신기 개발계획	1999-01-21	김진중
K4-TS-INM-904	Antenna Servo PCB Repair 결과	1999-02-02	김진중
K4-TS-INM-905	Utah Small Sat 논문 발표 일정 (안)	1999-07-12	민승현
K4-TS-INM-2000-001	S-BAND Tx PA Prototype TEST 결과	2000-04-18	민승현
K4-TS-INM-2001-001	S-BAND Tx PCB 수정 목록	2001-10-09	박경빈
K4-TS-INM-2002-001	통신팀 현황 파악 및 역할 분담	2002-01-14	이우경
K4-TS-INM-2002-002	과학위성1호 통신시스템 추가 구매 부품 LIST	2002-01-21	이우경
K4-TS-INM-2002-003	통신팀 CCB 문서	2002-02-01	이우경
K4-TS-INM-2002-004	통신팀 작업스케줄	2002-02-08	이우경
K4-TS-INM-2002-005	Modulation Analyzer 구매관련	2002-02-04	이상연
K4-TS-INM-2002-006	과학위성1호 Tx-1 PCB 수정 목록	2002-04-09	박경빈
K4-TS-INM-2002-007	과학위성1호 PDTx PCB 수정 목록	2002-04-09	박경빈
K4-TS-INM-2002-008	과학위성1호 UHF TX-1 FM 제작 작업 일지	2002-07-04	박경빈
K4-TS-INM-2002-009	과학위성1호 UHF TX-1 FM 제작 작업 일지(PA)	2002-07-04	박경빈
K4-TS-INM-2002-010	작업일지	2002-07-09	박경빈
K4-TS-INM-2002-011	과학위성1호 Rx FM Harness 및 Command 변경 내용	2002-08-01	오치욱
K4-TS-TEM-901	Conical Log-Spiral Antenna Design 1	1999-02-05	권재용
K4-TS-TEM-902	S-band 수신기 FM IF단 구성	1999-03-02	김진중
K4-TS-TEM-903	RF System Architecture 제안	1999-04-20	김진중

K4-TS-TEM-904	Action Item 처리 결과	1999-06-23	김진중
K4-TS-TEM-905	K2SDR-AI-051	1999-06-25	민승현
K4-TS-TEM-906	K2SDR-AI-045	1999-07-02	민승현
K4-TS-TEM-907	Downlink 속도에 따른 PDTx 설계	1999-07-15	민승현
K4-TS-TEM-908	K4SDR-AI-046	1999-08-02	민승현
K4-TS-TEM-909	TT&C Transponders	1999-08-21	FMY
K4-TS-TEM-910	Satellite Visibility Computation	1999-08-16	FMY
K4-TS-TEM-911	Free Soace Loss Ex1	1999-08-13	FMY
K4-TS-TEM-912	Wikinson Power Divider Report	1999-09-14	FMY
K4-TS-TEM-913	Balun Report	1999-10-15	FMY
K4-TS-TEM-2000-001	S-BAND Tx PA Prototype TEST 결과	2000-04-18	민승현
K4-TS-TEM-2000-002	S-BAND Tx PA Prototype TEST 결과	2000-04-18	민승현
K4-TS-TEM-2000-003	S-BAND Tx 2 Test Report	2000-09-26	이상연
K4-TS-TEM-2000-004	DCS와 과학위성1호의 interface specification	2002-12-02	이우경
K4-TS-TEM-2001-002	DCS delivery 에 따른 대책	2001-03-05	이우경
K4-TS-TEM-2001-003	X-band antenna 위치 변화에 따른 특성 변화 해석	2001-06-01	박경빈
K4-TS-TEM-2001-004	S-band Doppler Shift 량 계산	2001-05-21	이상연
K4-TS-TEM-2001-005	ICDR Action Item 021 처리결과	2001-05-21	이상연
K4-TS-TEM-2001-006	S-band Rx 온도 Test	2001-06-14	이상연
K4-TS-TEM-2001-007	S-band antenna 위치 변화에 따른 특성 변화 해석	2001-06-22	박경빈
K4-TS-TEM-2001-008	S-band Rx PCB 수정사항	2001-09-19	이상연
K4-TS-TEM-2001-009	PDTx DRO Radiation Test 실험 결과	2001-10-29	박경빈
K4-TS-TEM-2002-001	과학위성1호 통신시스템 QM AIT check list	2002-01-21	박경빈
K4-TS-TEM-2002-002	2-Element 2GHx BPF 제작경과 보고	2002-01-29	박경빈
K4-TS-TEM-2002-003	2-Element 2GHx BPF 및 Duplexer 측정 결과	2002-02-06	박경빈
K4-TS-TEM-2002-004	S-Band Rx CCB 안건 결과	2002-02-20	박경빈
K4-TS-TEM-2002-006	과학위성1호 X-band SSPA 테스트 결과	2002-03-19	박경빈
K4-TS-TEM-2002-007	과학위성1호 X-band PA verification 테스트 결과	2002-03-19	박경빈
K4-TS-TEM-2002-008	Tx-1 FM 모듈박스 제작 설계회의록	2002-04-08	박경빈
K4-TS-TEM-2002-009	PDTx FM 모듈박스 제작 설계회의록	2002-04-08	박경빈
K4-TS-TEM-2002-010	Antenna FM 기계 구조물 제작 설계회의록	2002-04-08	박경빈
K4-TS-TEM-2002-011	과학위성1호 PDTx FM negative voltage regulator Part 교체	2002-04-09	박경빈
K4-TS-TEM-2002-012	과학위성1호 PDTx QM CCB 회의 안건	2002-04-10	박경빈
K4-TS-TEM-2002-013	과학위성1호 PDTx Thermal Chamber 테스트 결과	2002-04-23	박경빈
K4-TS-TEM-2002-014	과학위성1호 S-band microstrip antenna 위탁 제작 결과 검토	2002-05-03	박경빈
K4-TS-TEM-2002-015	과학위성1호 Rx-1 FM 기구배치안	2002-04-19	민승현, 오치욱
K4-TS-TEM-2002-016	과학위성1호 Rx-1 FM PCB 변경사항 - MOD	2002-04-08	오치욱
K4-TS-TEM-2002-017	과학위성1호 Rx-1 FM PCB 변경사항 - DEMOD	2002-04-08	오치욱
K4-TS-TEM-2002-018	과학위성1호 Demodulator 시험절차서	2002-05-03	오치욱
K4-TS-TEM-2002-019	과학위성1호 Rx-1 & Demod(QM) 온도시험 절차/결과 보고서	2002-04-29	오치욱

K4-TS-TEM-2002-020	과학위성1호 Demodulator 시험절차서	2002-05-03	오치욱
K4-TS-TEM-2002-021	Duplexer Test Report(Telwave 제품)	2003-05-10	홍승수
K4-TS-TEM-2002-022	과학위성1호 PDTx TVT 결과	2003-05-20	박경빈
K4-TS-TEM-2002-023	과학위성1호 PDTx TVT 모듈 온도 측정 결과	2002-05-24	박경빈
K4-TS-TEM-2002-024	과학위성1호 PDTx TVT-2 모듈 온도 측정 결과	2002-05-24	박경빈
K4-TS-TEM-2002-025	과학위성1호 X-band antenna PFM 테스트 결과	2002-07-04	박경빈
K4-TS-TEM-2002-026	과학위성1호 PDTx용 SSPA FM 테스트 결과	2002-07-05	박경빈
K4-TS-TEM-2002-027	과학위성1호 DCS 자체 개발 UHF 313.55Mhz 수신기 제작 경과	2002-07-21	홍승수
K4-TS-TEM-2002-028	과학위성1호 FM Modulator Interface Definition	2002-08-06	오치욱
K4-TS-TEM-2002-029	과학위성1호 FM Demodulator Interface Definition	2002-08-07	오치욱

차. NC

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-NC-TEM-2000-001	Protocol, Telecommand & Telemetry Data Frame Format for KAISTSAT-4 (Ver 1.0)	2000-10-09	신구환
K4-NC-TEM-2000-002	Protocol, Telecommand & Telemetry Data Frame Format for KAISTSAT-4 (Ver 1.1)	2000-10-09	신구환
K4-NC-TEM-2000-004	Delivery of K4VNC.EXE Utility Software for KAISTSAT-4 (Verseion 1.0)	2000-10-23	신구환
K4-NC-TEM-2000-005	NC2 Data Communication Protocol for KAISTSAT-4 (Ver 1.0)	2000-10-24	신구환
K4-NC-TEM-2000-006	Linear Equation Value Request for KAISTSAT-4 Telemetry	2000-10-24	신구환
K4-NC-TEM-2000-007	NC2 Data Communication Protocol for KAISTSAT-4 (Ver 1.1)	2000-10-25	신구환
K4-NC-TEM-2000-008	Delivery of K4VNC.EXE Utility Software for KAISTSAT-4 (Verseion 1.1)	2000-10-25	신구환
K4-NC-TEM-2000-009	Telecommand & Telemetry Port Define for KAISTSAT-4	2000-11-29	신구환
K4-NC-TEM-2000-010	NC2 Data Communication Protocol Updated Versein Deliveru for KAISTSAT-4 (Ver 1.1)	2000-12-05	신구환
K4-NC-TEM-2000-011	NC2 Data Communication Protocol Updated Versein Deliveru for KAISTSAT-4 (Ver 1.2)	2000-12-07	신구환
K4-NC-TEM-2000-012	NC2 Data Communication Protocol Updated Version Delivery for KAISTSAT-4 (Ver 1.3)	2000-12-11	신구환
K4-NC-TEM-2001-001	NC2 Data Communication Protocol for KAISTSAT-4 (Ver 1.2)	2001-02-09	신구환
K4-NC-TEM-2001-002	우리별 3호 문제점의 과학위성 1호 반영	2001-02-16	신구환

카. CP

문서번호	제 목	작성일	작성자
K4-CP-INM-2000-004	OBC S/W 개발계획	2000-12-26	유상문
K4-CP-INM-2000-005	OBC1 & H/W Verification Procedure)	2000-12-26	곽성우
K4-CP-INM-2000-006	OBC1 & H/W 제작 및 테스트 일정	2000-12-26	곽성우

K4-CP-INM-2001-002	KITSAT3 문제점 해결 방안	2001-02-12	유상문
K4-CP-INM-2001-003	OBC1 & 2 Standby 운용방안	2001-02-12	곽성우

내용누락

374~377

제 4장 연구개발목표 달성도 및 대외기여도

제 1 절 연구개발 목표의 달성도

1. 과학기술위성 1호 개발 관련 일정별 주요 경과내용

- 1997. 2 : 과기부(당시 과기처)에 과학위성1호 연구개발사업 제안
- 1998. 5. 7 ~ 1998. 8.31 : 과학위성 1호기 개발을 위한 연구기획사업 수행
 - 주관연구기관 : 서울대학교
 - 연구책임자 : 김승조 교수
 - 연구기간 : 1998.5.7 - 1998.8.31 (약 4개월)
 - 연구비 : 25,000,000원
 - 기획사업내용 :
 - 탑재체로서 FIMS, SPP 추천.
 - 추진체계로서 과학위성연구개발단(가칭)을 중심을 진행.
 - 개발기간을 1998. 10 ~ 2001년 9월까지 3년
 - 총연구비 : 111억원
- 1998.10.17.: 과학위성1호 개발사업 시작 (1차년도)
 - 주관연구기관 : 한국과학기술원 인공위성연구센터
 - 연구책임자 : 성단근 교수
 - 연구기간 : 1998. 10 ~ 2002. 8 (3년 10개월)
 - 연구비 : 100억원]
 - 탑재체 : FIMS, SPP, DCS, NAST
- 1999. 5. 13 : 과학위성 1 호 시스템 요구사항 점검회의 (System Requirement Review, SRR)
- 1999. 8. 20 : 과학위성 1 호 시스템 설계 점검회의 (System Design Review, SDR)
- 1999.11.1 : 과학위성1호 개발사업 (2 차년도)
 - 연구책임자 : 민경욱 교수
- 2000. 2. : 과학위성 1 호 초기설계 점검회의 (Preliminary Design Review PDR)

- 2000. 9. 1. : 과학위성1호 개발사업 (3 차년도)
 - 연구책임자 : 박동조 교수
- 2000.12.21.-23. : 과학위성 1 호 1 차 상세 설계 점검회의 (Critical Design Review, CDR)
- 2001. 2.19.-21. : 과학위성 1 호 3 차년도 중간점검 (과기부)
- 2001. 4. 6. : 과학위성 1 호 2 차 상세 설계 점검회의 (Critical Design Review, CDR)
- 2001. 5. : QM 설계 및 제작 시작
- 2001. 6. : Mission Status Review (미국 탑재체 팀 주관)
- 2001. 8.10. : 과학위성 1 호 개발 사업 진도 관리 평가(KISTEP)
- 2001. 9.1 : 과학위성1호 개발사업 (4 차년도)
 - 연구책임자 : 박동조 교수 >> 임종태 교수
- 2001. 11.15. : 과학위성1 호 발사체 선정관련 자문회의(1 차)
- 2002. 1.21.- 1. 31. : 인증모델(QM) 1 차 환경시험
- 2002. 3. 4.- 3. 8. : 인증모델(QM) 2 차 환경시험
- 2002. 3.14. : 인증모델(QM) 2 차 환경시험 결과 발표회
- 2002. 4. 6. : 인증모델(QM) 3 차 환경시험 준비 회의
- 2002. 4. 8.- 6.10. : 인증모델(QM) 3 차 환경시험
- 2002. 4.12. : 인증모델(QM) 3 차 환경시험 결과 발표회
- 2002. 4.16. : 발사체 계약 (COSMOS International GmbH)
- 2002. 5. : 과학위성 1 호 FM 제작 시작
- 2002. 7. : 러시아 정부의 발사체 승인서 수신
- 2002. 9. 1. : 과학위성1호 개발사업 (5 차년도)
 - 연구책임자 : 임종태 교수
- 2002.10. : 발사체에 대한 미국 행정부의 승인을 얻음.
- 2002.10. : 발사체에 대한 과기부의 승인을 얻음.
- 2002.11. : 과학위성1 호 부탑재체(DCS) FM 도착
- 2002.11.29. : 과학위성1 호 주탑재체(FIMS) FM 도착
- 2002.12. : 과학위성1 호 FM 제작 완료
- 2002.12. : 연구개발기간 연장 (2003 년 12 월까지)
- 2003. 2.10.- 2.11. : 발사체 인터페이스 회의 (ICD Meeting), 독일 브레멘
- 2003. 2. 16. : FM 1차 환경시험(열진공 시험)

- 2003. 6. 9.- 6.13. : 발사체 인터페이스 점검 회의 (Fit check Meeting), 러시아
음스크
- 2003. 6.13. : FM 2차 환경시험 준비 회의 (FM TRR) 및 시연회
- 2003. 6.16.- 6.23. : FM 2차 환경시험
- 2003. 6.30. : FM 2차 환경시험 결과 발표회
- 2003. 8.28. : 과학위성 1호 공개 발표회
- 2003. 8.29.-9. 1. : 위성체 및 지상시험장비 포장
- 2003. 9. 2.- 9. 8. : 위성체 운반
- 2003. 9. 8.- 9.26. : Launch Campaign - 위성체 최종점검 및 발사체에 탑재
- 2003. 9.27. : 과학위성 1호 발사 (COSMOS-3M), 러시아 플레셋스크
(현지시간 오전 10시 03분, 한국시간 오후 4시 03분)

2. 평가의 착안점 및 척도 대비 달성도

구 분	평가의 착안점 및 척도	목표의 달성도
1차 년도	<ul style="list-style-type: none"> -임무분석 보고서 작성여부 -개념설계 보고서 작성여부 -위성체 개념설계 보고서 작성 여부 -초기설계 점검(PDR) 보고서 작성여부 	<ul style="list-style-type: none"> -임무정의 및 다수의 임무분석 보고서를 작성하였음 -임무분석에 의거하여 요구조건들을 도출하였으며, 시스템 요구조건 점검회의를 외부전문가들과 함께 진행하였고, 그 결과를 보고서로 작성하였음. -작성된 개념설계 보고서를 근거로, 위성체의 규격을 정하고 시스템 설계 점검회의를 수행하였으며, 그 결과를 보고서 작성하였음. -초기설계 점검회의는 9월 말에 계획되어 있음.
2차 년도	<ul style="list-style-type: none"> -시험모델 제작 여부 -시험모델 종합시험 보고서 작성 여부 -상세설계 점검(CDR) 보고서 작성 여부 	<ul style="list-style-type: none"> - 과학기술위성1호 시험모델제작완료함. - 시험모델 종합기능시험보고서 작성완료함. - 상세설계점검(CDR)은 3차년도에 수행하기로 함.
3차 년도	<ul style="list-style-type: none"> -시험모델 종합시험 완료 여부 - 기계구조모델 제작 및 성능 시험 성공 여부 - 상세설계 점검회의 개최 및 발견된 문제점 해결방안 도출 여부 - 인증모델 (QM) 하드웨어/소프트웨어 제작 완료 여부 - 인증모델 종합시험 진행 여부 - 지상관제 시스템 설계 여부 - 과학위성을 통해 개발된 기술의 다목적 실용위성에의 접목 방안 제시 여부 	<ul style="list-style-type: none"> - 본체 및 탑재체 시험모델의 종합 시험이 완료되었음 - 상세설계를 바탕으로 기계구조의 설계 및 1차적인 구조해석과 열해석을 완료 - 기계구조 모델의 제작 완료 - 성능시험은 항공우주연구소의 시설을 이용하여 수행함 - 2000년 12월과 2001년4월 2차에 걸친 점검회의 개최 - 도출된 문제점에 대한 해결 방안 제시 - 본체 부문의 각 구성품 제작 완료 - 우주과학 탑재체의 경우, 일부 광학계를 제외한 모듈을 제출 예정 - 본체 부문 조립 완료 - 지상관제 시스템에 대한 상세 설계 완료 - S-band 안테나 규격 작성 및 제작업체 선정 - 송수신기 및 관제장비 규격 작성 - 접목가능 기술 확인 - 차기 위성 기획 단계에서 부탑재체 및 Back-up 모듈로 활용 제안 예정

4차 년도	<ul style="list-style-type: none"> - 인증모델 종합시험 완료 여부 - 인증모델 환경시험 완료 여부 - 인증시험 결과 점검회의 개최 여부 - 비행모델 하드웨어/소프트웨어 제작 완료 여부 - 지상관제 시스템 구축 발사체 선정 및 발사 계약 체결 여부 - 발사체 접속부 설계 확정 및 접속 확인 여부 	<ul style="list-style-type: none"> - 본체 및 탑재체 인증모델의 종합 시험이 완료되었음. - 인증모델의 1차 환경시험에서는 예기치 않은 문제로 인하여 중단하였으나, 그 이후 모든 문제점 수정 후 2차 환경시험을 수행하여 인증레벨에서의 시험을 완료함. - 2002년 4월 12일 점검회의 개최. - 인증시험을 통해 비행모델제작에 문제가 P없음을 확인함. - S-band 안테나 설치 완료. - S-band 지상 관제용 장비 구매 완료. - 발사체 선정 및 계약 협상 완료. - 계약서 서명 및 교환 완료. - 발사체 접속부 설계 진행 중. - 2002년 8월 중 접속부 회의를 거쳐 접속부 확정할 예정.
5차 년도	<ul style="list-style-type: none"> - 비행모델 전자모듈제작 완료 여부 - 비행모델 기계구조물 제작완료 여부 - 비행모델용 소프트웨어 작성 완료 여부 - 비행모델 벤치시험 완료 여부 - 비행모델 종합기능시험 완료 여부 - 비행모델 발사환경시험통과 여부 - 비행모델 궤도환경시험통과 여부 - 발사체 접속부 점검회의 개최 - 발사체 접속부 설계상황점검 여부 - 발사준비 점검회의 개최 및 준비 상황 확인 여부 - 비행모델 납품 완료 여부 - 조립, 환경시험 통과 여부 	<ul style="list-style-type: none"> - 비행모델 전자부, 기계구조부 제작 완료함. - 비행모델용 소프트웨어 작성완료함. - 비행모델용 벤치시험 및 종합기능시험 완료함. - 비행모델용 발사환경시험 및 궤도환경 시험 완료함. - 2003년 2월, 발사체접속부점검회의 개최하고, 접속부 설계상황 점검함. - 2003년 6월, 발사준비점검회의 개최하고 준비상황점검함. - 비행모델의 보관 및 동작상태 확인, 점검함. - 발사장까지의 비행모델운송 완료함. - 발사장 준비 및 최종발사 전의 상황점검 완료함. - 발사 후, 초기운용 완료함.

	<ul style="list-style-type: none"> - 비행모델 제작 완료 여부 - 기능시험 통과 여부 - 비행모델 보관상황 점검 - 비행모델 동작상태 점검 - 비행모델 운송 - Launch Campaign - 최종 발사 전의 상황 점검 수행 	
<p style="text-align: center;">총 합</p>	<ul style="list-style-type: none"> - 핵심기술의 확보 및 자체 기술 개발 여부 - 기술 문서 작성 및 관리 - 탑재장치 운용 및 데이터의 관리 	<ul style="list-style-type: none"> - 과학기술위성 1호의 시스템 및 서버 시스템 설계를 독자적으로 수행함으로써 위성체 시스템 개발을 위한 핵심기술을 확보하였음 - 과학기술위성 1호 개발 전과정 동안, 시스템 및 서버 시스템별로 기술문서를 작성하여 관리하고 있음. - 우주과학 탑재장치로부터 측정된 데이터는 데이터 서버에 저장되고, 분석용 프로그램 및 Web 기반 분배 시스템을 통해 상호공유하도록 구축하였음.
<p style="text-align: center;">기 타</p>	<ul style="list-style-type: none"> - 연구개발 사업에 대한 홍보 - 홈페이지 구축여부 - 논문발표, 특허 및 프로그램 등록 등의 출원 여부 	<ul style="list-style-type: none"> - 과학기술위성 1호 공개발표회를 비롯하여, 적극적인 홍보활동으로 인해 약 30회 이상 TV 및 일간지에 보도됨 - 과학기술위성 1호의 발사 및 초기운용결과를 홍보하기 위한 수단으로 홈페이지를 개편하였으며 초기운용상황을 지속적으로 업로드하고 있음.

제 2 절 관련분야 기술발전의 기여도

1. 관련분야 기술발전의 기여도

분 야	내 용
인력양성	<ul style="list-style-type: none"> - 본 과제를 통해 주관연구기관의 참여인력들 중에서 기존의 우리별 1, 2 ,3호 개발에 참여하지 않았던 30명 이상의 인원이 위성 시스템 개발 및 운용에 실무경험을 쌓을 수 있었음 - 삼성전자를 비롯해 9개 국내기업으로 하여금 과학기술위성 1호의 부품개발 등에 참여하게 함으로써 관련분야 인력들에게 위성용 부품의 개발경험을 쌓게 함. - 이밖에 위성용 부품 및 재료 시험을 위해 항공우주연구소, 표준연구원, 원자력연구소 등이 참여함으로써 우주용 부품에 대한 인증기술 확보에 기여.
시스템 엔지니어링 기술	<ul style="list-style-type: none"> - 위성 시스템이라는 거대 복합기술에 대한 독자적인 설계 및 검증을 통해 자체적인 기술확보능력 검증
우주용 부품 및 고 신뢰도 부품 개발 기술	<ul style="list-style-type: none"> - 과학기술위성 1호에 사용된 거의 대부분의 부품은 자체적인 시험을 거쳐, 우주환경 하에서의 동작을 입증시킴으로써 향후 고 신뢰도 부품의 개발에 기여할 것으로 판단됨 - 과학기술위성 1호에 사용된 부품들 중에서 기계구조용 부품, 인쇄회로기판, 수정진동자 및 주파수 공진기, 반도체 메모리 등은 거의 전량 국내 업체가 생산, 제공한 것으로 국내 산업체의 우주용 부품 생산능력 입증 및 신뢰성 제고에 기여
프로젝트 관리기술	<ul style="list-style-type: none"> - 비상대책(Contingency Plan), 인력관리, 외국기관과의 협력 등 우주시스템 개발이 갖고 있는 특수성을 고려한 프로젝트 관리기법의 향상에 기여

분 야	내 용
지상국	- 위성관제용 지상국 시스템, 위성영상 수신처리 지상국 시스템의 독자적인 개발 및 성공적인 운용을 통해 향후 관련분야의 기술력 증진에 기여
위성운용	- 위성운용과 관련된 경험과 관련데이터, 운용상의 문제점 등을 관련분야 전문인력과 공유 (홈페이지 이용)
Autonomous Control	- Autonomous Control 분야에 있어 가장 첨단분야라고 할 수 있는 위성운용 시스템의 자체적인 개발과 운용경험을 통해 관련분야 기술의 발전에 기여

2. 연구성과의 우수성

과학기술위성 1호에서 개발된 기술과 기존 우리별 1, 2, 3호에서의 기술간의 차이는 3장 2절에 요약되어 있다. 과학기술위성 1호는 우리별 3호의 단점을 보완하여 신뢰성과 안정성을 크게 향상 되었는데, 특히 향상된 점으로

- 안정적인 전력공급시스템
- 고정밀의 3축 자세제어시스템
- 안정적인 S-band 송수신장치
- 고신뢰성을 갖는 위성네트워크 및 컴퓨터
- 반도체 소자를 이용한 대용량 기억장치

등을 들 수 있는데 상기 기술의 대부분은 실용급 위성에서 사용하고 있는 기술로서 독자적인 실용위성의 개발을 위해 원천적인 기술확보가 필요한 것들이다.

특히 과학기술위성 1호의 개발에는 위성과 지상국 시스템을 비롯한 모든 소프트웨어를 자체적으로 개발하였다.

3. 연구결과의 파급효과

가. 경제적 파급효과

구분		2003	2004	2005	2006	2007	예측근거
국내 시장		해당기간동안 국내에서는 과학기술위성 2호 및 다목적 실용위성 2호가 이뤄질 전망이다. 과학기술위성 2호의 경우에는 과학기술위성 1호의 기술을 바탕으로 핵심우주기술위주로 개발되며, 국산로켓 KSLV로 2005년에 발사될 예정이다. 다목적 실용위성 2호의 경우에도 부분적인 파급효과가 있을 것으로 예상된다.					
해외 시장	창출규모 (백만불)	20	20	30	30	30	초소형위성 개발동향 분석결과, 연간 초소형위성 세계시장 규모를 약 2~3천만 불로 예상
	점유 비율 (%)	10	10	10	10	10	
	점유 규모 (백만불)	2	2	3	3	3	

나. 기술적 파급효과

참여기관/업체	참여형태	기술축적내용	참여인원
항공우주연구소	기술 및 시설지원	기계구조 특성시험, 진동 및 충격시험, 열진공시험, EMI 시험	5
표준연구원	기술 및 시설지원	안테나 방사특성 시험 및 우주용 부품에 대한 Outgassing 특성 시험	5
원자력병원/연구소	기술 및 시설지원	우주용 부품에 대한 내방사선 특성검사	5
삼성전자	국산 부품 지원	반도체 소자를 이용한 대용량 기억장치 개발을 위한 특수 Packaging 기술 및 내방사선 특성	10
SM Tech.	부품공급	위성용 기계구조 가공기술	15
삼성전기	부품공급	위성용 인쇄회로기판 제작, 고신뢰성 유지기술	10
하나텍	기술용역	위성용 축전지 시험	2

제 5 장 연구개발결과의 활용계획

제 1 절 추가연구의 필요성

- 소형 과학실험 및 기술시험위성 개발의 필요성에 대해서는 이미 2장의 소형위성 분야 연구개발 동향에서 언급한 바 있다.
- 실용위성은 대부분 중대형 위성 시스템으로 고가의 개발비가 소요되고 고도의 신뢰성을 요구한다. 보다 진보된 실용위성의 개발을 위해서는 새로운 기술의 적용과 고도로 정밀한 탑재장치 및 자세제어를 필요로 하게 되는데 이처럼 새로이 시도되는 기술과 제어알고리즘, 그리고 새로운 탑재장치는 매우 복잡한 우주 인증 과정을 거쳐야 한다. 하지만 지상에서의 우주 인증 과정은 우주에서의 정상적인 동작을 보장할 수 없다 따라서 우주개발의 선진국에서는 초소형 위성을 이용한 기술시험을 지속적으로 수행해 오고 있고 이와 같은 방법으로 대규모 예산과 오랜 시간이 소요되는 실용위성 개발의 성공 가능성을 보다 증대시킬 수 있게 된다.
- 이와 더불어 과학/기술시험위성을 지속적으로 개발하여야 할 중요한 이유는 고정밀 위성개발을 위해 필요한 핵심기술과 주요부품에 대해 미국을 비롯한 대부분의 우주개발 선진국이 기술이전 및 해당부품의 판매를 극도로 제한하고 있다는 것이다. 그것은 결국 우리나라가 필요로 하는 수준의 정밀위성을 독자적으로 개발하기 위해서는 그와 같은 기술장벽을 넘어서지 않으면 불가능할 수밖에 없고 이를 위한 유일한 수단이 기술개발을 위한 도구를 확보하는 것이다. 우주기술의 경우, 대부분의 핵심기술에 대해 각 국가가 기술이전을 제한하고 있으며 특정수준 이상의 부품에 대해서는 구입마저 불가능한 실정이다. 따라서 조기에 독자적인 실용위성의 개발을 위해서는 원천적인 기술확보가 불가피하며 이를 위해서는 단계적으로 기술확보를 위한 노력이 요구된다. 이와 같은 측면에서 우리별 위성과 같은 소형위성은 충분한 효용가치가 있다고 할 수 있다.

제 2 절 타 연구에의 응용 및 기업화 추진방안

1. 타 연구에의 활용방안

연구내용	사업수행결과	응용분야	활용방안
자세안정화	0.2도 이내의 정밀도를 갖는 3축 자세제어 시스템 개발	정밀위성 제어 로켓, 유도제어	차세대 과학위성 및 실용위성에 적용
정밀 자세제어용 센서	별감지기, 태양감지기, 지자기 감지기, 지구 감지기 등 개발	위성용 센서	차세대 과학위성 및 실용위성을 위한 정밀 자세제어용 센서로 활용 및 초정밀 센서 개발을 위한 기반기술로 활용
위성용 컴퓨터 및 운용체계	독자적인 위성용 컴퓨터 및 운용체계 개발	위성, 발사체	차세대 과학위성 및 실용위성의 표준 컴퓨터 시스템으로 적용
X 대역 영상전송장치	3.3 Mbps 급 X 대역 전송장치 개발 (30 Mbps 까지 기존 설계 활용가능)	위성, 발사체, 고속 데이터 전송 시스템	차세대 과학위성 및 실용위성의 데이터 전송장치로 활용 또는 초고속 전송장치 개발을 위한 기반기술로 활용
대용량 기억장치	국산 반도체 소자를 이용한 4 Gbit 용량의 대용량 기억장치 개발	지구관측 및 우주과학 위성용 데이터 기억장치	차세대 과학위성 및 실용위성의 데이터 기억장치 또는 초고속 전송장치 개발을 위한 기반기술로 활용
위성데이터 수신처리용 지상 시스템	과학기술위성 1호 데이터 수신 및 처리를 위한 하드웨어/소프트웨어 개발	원격탐사 응용 연구, 위성영상 수신처리 지상국	위성데이터 수신처리 지상 시스템 개발을 위한 기반기술로 활용

2. 기업화 추진방안

과학기술위성 1호 시스템 또는 특정 장치에 대해 산업화를 원하는 기업이 있을 경우, 특정 연구개발사업 처리규정에 따라 추진할 예정이다. 과학기술위성 1호 전체 시스템에 대한 세계시장 진출의 가능성은 상당히 높은 것으로 예상되며 기업화가 가능한 세부 분야로는 다음과 같은 것들이 예상된다.

- 과학기술위성 1호 시스템 : 천문우주과학실험용으로 해외시장개척 가능.
- 자세제어용 센서 및 통신시스템 : 단품 레벨로 산업화할 수 있을 것으로 판단됨
- 축전지 : 저가의 우주용 축전지 및 충방전 제어장치에 대한 산업화가 가능할 것으로 판단됨.

6 장 참고문헌

- [1]. 이서림, “초소형위성 개발동향 및 추진전략”, 인공위성연구센터 자체 기술보고서(ST-SE-TER-801), 1998.
- [2]. Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) Homepage (<http://www.sstl.co.uk>)
- [3]. Wiley Larson and James Wertz, “Space Mission Analysis and Design”, 2nd Ed., Kluwer Academic Publisher, 1992.
- [4]. US Department of State, “International Traffic in Arms Regulation : 22 CFR 120-130”, 1998.
- [5]. US White House, “National Space Policy : NSTC-8”, 1996.
- [6]. Janes Space Directory, 1997-1998.
D. Baldini, et al. 1993, Eliezer Gai, et al. 1985 Hans J. Knigsmann, et al. 1992, R.H. Stanton and R.E. Hill, 1980
Burton Boxenhorn, 1983, John D. Vedder, 1993
Christian Buil, 1989
- [7]. “과학위성1호 비행모델에 대한 구조 해석”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [8]. “과학위성1호 종합 조립시험 구성”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [9]. “과학위성1호 원자외선 분광기 비행 모형 발사 및 초기 운용”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [10]. “과학위성1호 지상국 시스템”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [11]. “과학위성1호 관제 시스템 프로그램”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [12]. “과학위성1호 GSC(Ground Station Controller)개발”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [13]. “과학위성1호 Network System 개발”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [14]. “우리별3호의 이상현상 분석 및 과학위성1호 개발 시 문제점 보완”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [15]. “과학위성1호 컴퓨터 시스템”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [16]. “과학위성1호 MMS(Mass Memory System) 개발”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.
- [17]. “과학위성1호 전력부”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2003.

7 장 영문약어 및 용어집

ACU	안테나 제어 유닛	Antenna Control Unit
ADCS	자세제어 시스템	Attitude Determination and Control System
AFC	주파수 보상 기능	Automatic Frequency Control
AIT	조립, 시험	Assembly, Integration and Test
AM	진폭변조	Amplitude Modulation
AMUX	아날로그 다중화기	Analog Multiplexer
ASS	아날로그 태양감지기	Analog Sun Sensor
BCM	배터리 충전 모니터부	Battery Charge Monitor
BCR	배터리 충전부	Battery Charge Regulator
BER	데이터 전송 에러율	Bit Error Rate
BOL	발사후 위성운용 초기	Beginning Of Life
BPF	대역통과 필터	Band Pass Filter
BW	대역폭	Bandwidth
C&DH	명령 및 데이터 처리부	Command & Data Handling
CCD	촬상소자	Charge Coupled Device
CDMA	코드 다분할 방식	Code Division Multiple Access
CDR	상세설계 점검회의	Critical Design Review
CEIS	CCD를 이용한 카메라	CCD Earth Imaging System
CFP	카메라 제어부	Camera Flight Processor
CMD	원격명령	Command
COTS	상용부품 또는 장치	Commercial Off The Shelf
CRE	우주방사선 측정실험	Cosmic Ray Experiment
CSE	카메라 보조 전자회로부	Camera Support Electronics
DMA	직접 메모리 액세스	Direct Memory Access
DMUX	디지털 다중화기	Digital Multiplexer
DOD	충전지 방전율	Depth Of Discharge
DSFCE	축적 및 전송실험	Digital Store and Forward Communication Experiment
DSPE	디지털 신호처리실험	Digital Signal Processing Experiment

EDAC	에러확인 및 보정	Error Detection and Correction
EDR	엔지니어링모델 설계 점검	Engineering Model Design Review
EHS	지평선 감지센서	Earth Horizon Sensor
EIRP	유효방사출력	Effective Isotropic Radiated Power
EM	엔지니어링 모델	Engineering Model
EOL	예정수명 종료시점	End Of Life
ETP	전자온도 감지기	Electron Temperature Probe
FIFO	선입선출 방식	First In First Out
FM	비행모델	Flight Model
FM	주파수 변조	Frequency Modulation
FOG	광자이로	Fiber Optic Gyro
FOV	관측범위	Field Of View
FRR	발사준비 최종점검회의	Flight Readiness Review
FSK	주파수 편이 키잉	Frequency Shift Keying
GPS	항법위성	Global Positioning System
GSC	지상국 제어장치	Ground Station Controller
GSN	항법위성이용 위성항행장치	GPS-based Satellite Navigator
GSS	시스템 규격서	General System Specifications
HEPT	고에너지 입자검출기	High Energy Particle Telescope
HIT	내부시스템 종합시험	Housekeeping Integrated Test
HPA	고출력증폭기	High Power Amplifier
IDT	영상정보 전송용 송신기	Image Data Transmitter
IEHS	적외선 지구감지센서	Infrared Earth Horizon Sensor
IF	중간주파수	Intermediate Frequency
IFOV	픽셀당 관측폭	Instantaneous Field Of View
IR	적외선	Infrared
IREX	적외선 센서 실험장치	Infrared Sensor Experiment
KASCOM	KAIST위성용 컴퓨터	KAIST Satellite Computer
KEPS	궤도요소	Keplerian Elements
KIT	한국과학기술대학	Korea Institute of Technology
KITSAT	우리별 위성	KIT Satellite
LEED	저에너지 전자검출기	Low Energy Electron Detector

LEO	저궤도 지구위성	Low Earth Orbit
LEOP	발사 및 초기운용	Launch and Early Operation
LNA	저잡음 증폭기	Low Noise Amplifier
MCDH	원격명령 및 데이터 처리기	Modular Command & Data Handling
MEIS	다채널 지구영상 촬영장치	Multispectral Earth Imaging System
MTC	원격검침 및 명령부	Modular Telemetry & Command
MTF		Modulation Transfer Function
MTQR	지구자기장 구동기	Magnetorquer
MUX	다중화기	Multiplexer
MWD	동적 영상 표시기	Moving Window Display
NA	가용하지 않음	Not Available
NIR	근적외선대역	Near Infrared
NMAG	지구자기장 감지기	Navigational Magnetometer
OBC	위성용 주컴퓨터	On Board Computer
OBDH	데이터 처리 시스템	On Board Data Handling
PCB	인쇄회로기판	Printed Circuit Board
PCM	전력제어부	Power Conditioning Module
PDR	초기설계 점검회의	Preliminary Design Review
PFM	준 비행모델	Proto-Flight Model
PM	프로토타입 모델	Prototype Model
PPT	최고출력 추적모드	Peak Power Tracking
QPSK	4상 편이 키잉	Quadrature Phase Shift Keying
RCU	회전제어 유닛	Rate Control Unit
REME	반도체 방사능 영향측정기	Radiation Effects on Micro-Electronics
RF	초고주파	Radio Frequency
RW	반동바퀴	Reaction Wheel
Rx	수신기	Receiver
SAA	남미지역 방사능 특이점	South Atlantic Anomaly
SaTReC	인공위성연구센터	Satellite Technology Research Center
SDR	시스템 설계점검회의	System Design Review
SENSE	우주과학 실험장치	Space Environment Scientific Experiment
SEU	메모리 정보 변경현상	Single Event Upset

SMAG	우주과학용 지자기 감지기	Scientific Magnetometer
SOS		Silicon On Sapphire
SRAM		Static Random Access Memory
SRF	플래쉬 메모리 기억장치	Solid State Recorder with Flash Memory
SRS	SRAM 기억장치	Solid State Recorder with SRAM
STS	별감지기	Star Sensor
TBD	추후결정	To Be Decided
TDE	총조사량 측정기	Total Dose Experiment
TDMA	시분할 다중접속	Time Division Multiple Access
TLM	원격검침정보	Telemetry
TNC	패킷 제어기	Terminal Node Controller
TT&C	원격검침, 추적 및 원격명령	Telemetry, Tracking & Command
Tx	송신기	Transmitter
UHF	극초단파	Ultra High Frequency
VHF	초단파	Very High Frequency
WBS	작업분류 구조도	Work Breakdown Structure
WOD	위성의 전궤도 데이터	Whole Orbit Data

특정연구개발사업 연구결과 활용계획서

사업명	중사업명	우주기술 개발사업		
	세부사업명	과학기술위성1호 개발사업		
과제명		저궤도 과학실험용 과학기술위성1호 개발		
연구기관	한국과학기술원	연구책임자	임 종 태	
총연구기간		1998년. 10월. 17일. ~ 2003년. 12월. 31일. (62개월)		
총 연구비 (단위 : 천원)	정부출연금	민간부담금	합계	
	10,854,000	0	10,854,000	
기술분야		대형복합기술/위성체기술		
참여기업				
공동연구기관				
위탁연구기관				
연구결과활용 (해당항목에(√) 표시)	1. 기업화 ()	2. 기술이전()	3. 후속연구추진()	4. 타사업에 활용()
	5. 선행 및 기초연구 (√)	6. 기타목적 활용 (교육,연구) (√)	7. 활용중단(미활용)()	8. 기타()

특정연구개발사업 처리규정 제 31조(연구개발결과의 보고) 제 2항에 의거
연구결과 활용계획서를 제출합니다.

첨부 : 1. 연구결과 활용계획서 1부.
2. 기술요약서 1부

2003 년 11 월 22 일

연구책임자 : 임 종 태 (인)

연구기관장 : 한국과학기술원
총장 홍 창 선 (직인)

과학기술부장관 귀하

[첨부1]

연구결과 활용계획서

1. 연구목표 및 내용

- 고 성능, 고 신뢰도의 소형 위성버스 개발
- 첨단 우주과학 탑재체 및 기술시험 탑재체의 개발 및 운용
- 핵심기술의 선행연구를 통한 미래 지향적인 기술개발 선도

2. 연구수행결과 현황(연구종료시점까지)

가. 특허(실용신안) 등 자료목록

발명명칭	특허공고번호 출원(등록)번호	공고일자 출원(등록)일자	발명자 (출원인)	출원국	비고
동적토크측정저울		99.7.30		한국	
플래쉬 메모리를 이용한 데이터 저장장치 및 방법	285967	2001.1.9		한국	
아날로그태양센서	295605	2001.5.2		한국	
능동잡음제거회로를 포함하고 있는 발진장치	301946	2001.6.28		한국	
씨씨디 소자를 이용한 별 감지기 및 그의 별 인식/추적방법	0323333	2002.1.23		한국	
2축 광역 아날로그 태양센서	0341819	2002.6.11		한국	

나. 프로그램 등록목록

프로그램 명칭	등록번호	등록일자	개발자	비고

다. 노하우 내역

- 과학기술위성 1호 본체의 설계, 제작, 시험, 운용 노하우
- 과학기술위성 1호 소프트웨어 및 지상국운용 소프트웨어 설계 및 시험 노하우
- 과학기술위성1호 발사접속설계 및 지상국 설계 노하우

라. 발생품 및 시작품 내역

- 과학기술위성 1호 본체 및 관제지상국시스템
- 과학기술위성 1호 소프트웨어 및 지상국운용 소프트웨어

마. 논문게재 및 발표 실적

○ 논문게재 실적(필요시 별지사용)

번호	학술지 명칭	제목	게재 연도	국명	SCI 게재 여부
1	Geophysical Research Letters	Observation of Density Fluctuations in Earth's Magnetosheath with Geotail and Wind Spacecraft	1999		
2	APC-MCSTA	Preliminary results from mission analysis on KAISTSAT-4	1999		
3	한국우주과학회보	Overview of Far-ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	1999	한국	
4	한국우주과학회보	Preliminary Analysis of the Development and Operation of the Space Science Payloads aboard KAISTSAT-4	1999	한국	
5	한국우주과학회보	Conceptual Electronics Design of Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	1999	한국	
6	한국우주과학회보	Science Goals of Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	1999	한국	
7	한국우주과학회보	Thermal Electron Diagnosis with Langmuir Probe on KAISTSAT-4(과학위성 1호)	1999	한국	
8	한국우주과학회보	Solid State Telescope on KAISTSAT-4	1999	한국	
9	한국우주과학회보	Tolerance Study of FIMS Optical System and its Environmental Consideration	1999	한국	
10	한국우주과학회보	A Study on the MCP Detection System for FIMS	1999	한국	
11	한국우주과학회보	Science Objectives of Far-ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	1999	한국	
12	전자공학회지	우리나라 소형위성기술의 개발 및 전망	1999	한국	
13	Journal of Geophysical Research	Computer Studies of the three-dimensional magnetic reconnection with the superimposed by component	2000	미국	
14	Astronomical Telescopes and Instrument	Adaptive Secondary Mirror Developments at UCL	2000	미국	
15	Optical Engineering	Adaptive Secondary Mirror Demonstrator: Construction and Preliminary Evaluation	2000	미국	
16	Journal of Astronomy and Space Sciences	Observation of Molecular Hydrogen in the Carina Nebula	2000	미국	
17	한국광학회지	An optical design of a high resolution earth observation camera for small satellite	2000	한국	
18	한국우주과학회지	Tolerance Analysis of FIMS Optical System	2000	한국	
19	한국우주과학회지	OVI Emission Line Detection Limit of Far-Ultraviolet Imaging Spectrograph	2000	한국	
20	전력전자학회 논문지	Power system design of kitsat-4 satellite	2000	한국	
21	KSME International	Torque and Force measurement of a Prototype HAU	2001.6	한국	

	Journal	Reaction Wheel and the Effect of Disturbance of the Attitude Stability of Spacecraft			.
22	Computer Vision and Image Understanding	Intelligent schemes for improving interpolation using distribution parameters and segmentation	2001.8 submitted	미국	
23	J. of Astronomy and Space Science	Thermal and Structural Analysis of FIMS Grating	2001, vol. 18 pp. 81-93	미국	
24	Journal of Physical Oceanography	Effective methods for the estimation and interpretation of oceanic meridional heat flux	2001.8 submitted	미국	
25	Journal of Geophysical Research	Mixed layer heat balance and net surface heat flux error estimate. Part I: horizontal geostrophic heat advection and its error	2001.8 submitted	미국	
26	IEEE Trans. on Geoscience and Remote Sensing	Automatic Satellite Image Registration by Combination of Stereo Matching and Random Sample Consensus	2002 .7	미국	
27	IEICE Trans. Vol.E85-A, No.10	Fast Capture Algorithm of Initial Attitude for Spacecraft Using Reaction Wheels	2002.10	일본	
28	Journal of Atmospheric and Oceanic Technology	An Improved Gaussian Jet Model for deriving absolute geostrophic velocity form satellite altimetry	2002	미국	
29	한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집 pp.489~493	과학위성1호 비행모델에 대한 구조 해석	2002.11	한국	.
30	Journal of the International societies for Precision Engineering and Nanotechnology	First Order analysis of thin plate deformable mirrors	2002	미국	
31	KSME International Journal, Vol.16, No.12	A Study on the Fault Diagnosis of Roller-Shape Using Frequency Analysis of Tension Signals and Artificial Neural Networks Based Approach in a Web Transport System	2002.12	한국	
32	The Astrophysical Journal, pp.575, 234	ORFEUS Observations of the Foreground Gas Toward HD 37903	2002.8	미국	
33	SPIE, Astronomical Telescopes and Instrumentation pp.22-28	Optics development for the SPEAR mission	2002.8	미국	
34	한국항공우주학회지 제30권, 6호	과학위성1호 인증모델에 대한 발사 환경시험 결과	2002.9 pp.124~129	한국	
35	광학과 기술 제6권 4호	Space Optics 특집을 맞이하여	2002	한국	.
36	광학과 기술 제6권 4호	인공위성 광학계	2002	한국	
37	한국항공우주학회 제31권 1호	과학위성1호 인증모델 열진공 시험	2003.2 pp.120-123	한국	

○ 학술회의 발표 실적(필요시 별지사용)

번호	학술회의 명칭	제목	계재연월일	국명
1	한민족학술대회	Active Optics for Space-borne Cameras	1999	한국
2	한국물리학회	소형 인공위성용 별감지기의 광학계 설계	1999	한국
3	한국물리학회	인공위성용 고해상도 광학계 설계	1999	한국
4	PASP	Why Adaptive Secondary Mirrors?	2000	한국
5	The Astrophysical Journal	ORFEUS II Echelle Observations of Molecular Hydrogen in the Galactic Halo	2000	미국
6	Proceeding of International Symposium on Remote Sensing	A new waveform Design Technique to Reduce Sidelobe Effects in radar imagery	2000	미국
7	Proceeding of SPIE	Testing Method of Of-axis Parabolic Cylinder Mirror for FIMS	2000	미국
8	Optical Society of Korea conference	Simulation of Pupil plane wavefront sensing with a static pyramidal prism	2000	한국
9	The Korean Physical Society Conference	Development of an assembly procedure of deformable mirrors for adaptive optics	2000	한국
10	The Korean Physical Society Conference	Optomechanical analysis of a high-resolution camera for earth observation and development	2000	한국
11	천문학회 우주환경분과 워크샵 발표	과학위성1호의 우주 플라즈마 관측 장비 개발	2000	한국
12	한국우주과학회 봄 학술대회 발표	Solid State Telescope on KAISTSAT-4	2000	한국
13	춘계 우주과학회	Design and Computer Optimisation of a Top-hat Electrostatic Analyser For KAISTSAT-4	2000	한국
14	춘계 우주과학회	A study on the Plasma Generated by Thermionic Low-pressure Discharge to Simulate the Space Environment	2000	한국
15	춘계 우주과학회	ESA(Electro-Static Analyzer) on the KAISTSAT-4	2000	한국
16	춘계 우주과학회	Detection Observation of CO to H ₂ conversion Factor in the Orion B Molecular Cloud: an Analysis of CO Absorbption Line in the FUV Region	2000	한국
17	춘계 우주과학회	Detection Criterias of OVI Doublet and Opto-mechanical Error Budget of FIMS	2000	한국
18	추계 우주과학회	다목적 실용위성의 과학 탑재체, IMS 의 초기 운용 결과	2000	한국
19	추계 우주과학회	Space Plasma Instrumentation on KAISTSAT-4	2000	한국
20	추계 우주과학회	피라미드형 2축 아날로그 태양센서의 개발	2000	한국
21	우주환경 works shop 발표	다목적 실용위성(KOMPSAT-1)을 이용한 이온층 관측	2000	한국

22	2000년도 전력전자 학술대회	고전압 플라이백 변압기의 과도 특성	2000	한국
23	한국 천문학회 2000년 가을	과학위성1호의 원자외선 분광기로 관측 가능한 수소분자의 Lyman-Werner Band 방출선	2000	한국
24	우주환경works shop 발표	과학위성1호의 우주 플라즈마 관측 장비 개발	2000	한국
25	천문학 논총	과학위성1호의 고에너지 입자검출기(SST) 개발	2000	한국
26	2000년도 전력전자 학술대회	과학위성1호 전력계 설계	2000	한국
27	Proceedings of American Geophysical Union Spring Meeting	Operational Generation of a Digital Elevation Model Along the Coast from satellite images	2001, 5	미국
28	한국항공우주학회	음향가진에 의한 과학위성 1호 태양전지판의 진동 해석	2001.6	한국
29	Proc. of 15th Annual/USU Conference on Small Satellite	Development of KAISTSAT-4 Expanding the Role of Small Satellite for Scientific Research	2001 CD-ROM Proceeding	미국
30	Proc. of 2nd Symposium on Microsatellite Applications for Asia and the Pacific	Orbit and Attitude Control Requirement Analysis of KAISTSAT-4	2001 SSC01-III-6	미국
31	IAU ASP conference	Development of the Far-ultraviolet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	2001	한국
32	Phototics	Adaptive Beam Divergence Algorithm for High Reliable Inter-Satellite Optical Communications	2001.10	한국
33	제11회 광 기술 워크샵	과학위성1호 원자외선 분광기 광학설계	2001. 3	한국
34	Proc. of the Optical Society of Korea Annual Meeting 2001	Test Result of Off-Axis Parabolic Cylinder Mirror for FIMS	2001. 2 TD- II5 pp.86-87	한국
35	한국천문학회보 제26권 1호	과학위성 1호용 원자외선 분광기 내의 컨트롤 및 모니터링 시스템	2001. 4 pp.54	한국
36	한국천문학회보 제26권 1호	원자외선 분광기 FIMS 광학부 개발	2001. 4 pp.41	한국
37	한국천문학회보 제26권 1호	원자외선 분광기 FIMS 기계 구조	2001. 4	한국
38	한국천문학회보 제26권 1호	FIMS Software and Hardware Control for Operation Scenario	2001. 4 pp.55	한국
39	한국천문학회보 제26권 1호	Preliminary Test Results of Detection Electronics for FIMS XDL Anode	2001.4 pp.55	한국
40	한국천문학회보 제26권 1호	원자외선 분광기 FIMS의 기계구조 유한요소 해석	2001. 4 pp.40	한국
41	한국우주과학회보 제10권 1호	Electronics Systems of Far-Ultra Violet Imaging Spectrograph on KAISTSAT-4	2001. 4 pp.49	한국
42	한국우주과학회보 제10권 1호	The Operation Scenario of FIMS for Mission Requirements	2001. 4 pp.47	한국
43	한국우주과학회보 제10권 1호	원자외선 분광기 FIMS의 광학 및 기계 구조	2001. 4 pp.48	한국
44	한국우주과학회보 제10권	과학위성1호 원자외선 분광기의 회절격자 열해석	2001. 4	한국

	1호		pp.50	
45	한국우주과학회보 제10권 1호	과학위성1호용 원자외선 분광기 내의 Spectrograph Electronics	2001. 4 pp.59	한국
46	한국우주과학회지	원자외선 분광기 FIMS 회절격자의 열 및 구조 해석	2001.6	한국
47	한국우주과학회	과학위성1호의 입자 검출기 개발	2001. 4	한국
48	한국우주과학회	과학위성1호의 Langmuir Probe 개발	2001. 4	한국
49	반도체 학술대회	Low Crosstalk Muti-Channel Trasimpedance Amplifier Array using SiGe HBT Technology for Optical Interconnect Applications	2001.2	한국
50	한국우주과학회	Operation Scenario of FIMS for Mission Requirements	2001.4	한국
51	한국우주과학회	원자외선 분광기 FIMS의 광학 및 기계구조	2001.4	한국
52	한국우주과학회	과학위성1호의 고에너지 입자검출기 개발	2001.4	한국
53	AIAA Small satellite conference	Development of KAISTSAT-4 Expanding the Role of Small Satellite for Scientific Research	2001.8	미국
54	Proceedings of the 10th International Aerospace Symposium	Adaptive Optics Systems	2001 pp. 43-66	미국
55	Twelfth annual meeting of Optical Society of Korea	Ultra-precision single point diamond turning (SPDT) on an aspheric metal secondary mirror	2001	한국
56	광학과 기술 제6권 4호	Space Optics 특집을 맞이하여	2002	한국
57	광학과 기술 제6권 4호	인공위성 광학계	2002	한국
58	한국항공우주학회 제31권 1호	과학위성1호 인증모델 열진공 시험	2003.2 pp.120-123	한국
59	JC-SAT 2002	A Global Multi-Purpose Data Collection System Based on the KAISTSAT-4 small satellite and Mobile Terminals	2002	호주
60	Proc. of the 6th World MultiConference on systemics, Cybernetics and Informatics Vol.IX, pp.134-139	Automatic Satellite Image Registration by GCP Chips and RANSAC	2002.7 Orlando, Florida, U.S.A	미국
61	한국한민족학술대회	KAISTSAT Series : Space Science Missions Developed by SaTReC	2002.6	한국
62	Proc. of International Symposium on Remote Sensing pp.523-547	Satellite Orbit and Attitude Modeling for Geometric Correction of Linear Puchbroom Images	2002.10 Sok-Cho	한국
63	Proc. of International Symposium on Remote Sensing pp.573-577	Automated Image Receiving and Processing System for Landsat-7	2002.10 Sok-Cho	한국
64	SPIE: Astronomical Telescopes and Instrumentation pp.22-28	First Order analysis of thin plate deformable mirrors	2002.8 Hawaii Waikoloa	미국
65	American Astronomical	Physical conditions of the molecular cloud toward	2002.1	한국

	Society 199th meeting 6-10	HD37903	Washington, DC	
66	OSA Topical Meeting	Spinning compliant tool of Precessions Polishing Technique for polishing aspheric optics, Optical Fabrication & Testing	2002 Tucson, AZ	미국
67	한국광학회지 Vol.13, No.1, pp.1-8	An optomechanical study of large mirrors for satellites	2002.6	한국
68	Proceedings of the Optical Society of Korea Annual Meeting pp.26-45	An optomechanical study of large mirrors for satellites	2002.9	한국
69	광학회지 제13권, 제5호	적용광학계 변형 거울의 구동기 배열에 따른 성능 변화 연구	2002.11 pp.442-448	한국
70	제12회 광기술 워크샵 논문집 한국 광기술의 현황과 전망	Large Optics for Space Applications	2002 pp.26-45	한국
71	창원대학교	Development of Functional Test Model of Magnetic-Bearing Reaction Wheel	2002.11	한국
72	표준과학연구원	우주환경인 고진공하에서의 인공위성 부품의 TML 방법에 의한 탈기체 특성에 관한 연구	2002	한국
73	제12회 광기술 워크샵 논문집 한국 광기술의 현황과 전망	Adaptive Optics (General Review)	2002 pp.60-80	한국
74	응용수학포럼	Performance analysis and development of an satellite image preprocessing algorithm	2002.6	한국
75	한국광학회 2002년도 하계학술대회, 논문집 pp.30-31	적용 광학계 변형 거울의 성능 해석	2002.7 안면도	한국
76	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 종합 조립시험 구성	2003.10.17	한국
77	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 원자외선 분광기 비행 모형 발사 및 초기 운용	2003.10.17	한국
78	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 지상국 시스템	2003.10.17	한국
79	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 관제 시스템 프로그램	2003.10.17	한국
80	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 GSC(Ground Station Controller)개발	2003.10.17	한국
81	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 Network System 개발	2003.10.17	한국
82	한국우주과학회 추계학술대회	우리별3호의 이상현상 분석 및 과학위성1호 개발 시 문제점 보완	2003.10.17	한국
83	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 컴퓨터 시스템	2003.10.17	한국
84	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 MMS(Mass Memory System) 개발	2003.10.17	한국
85	한국우주과학회 추계학술대회	과학위성1호 전력부	2003.10.17	한국

3. 연구성과

- 독자적인 천문우주과학실험용 소형위성버스 시스템의 개발
 - 안정적인 전력공급시스템
 - 고정밀의 3축 자세제어시스템
 - 안정적인 S-band 송수신장치
 - 고신뢰성을 갖는 위성네트워크 및 컴퓨터
 - 반도체 소자를 이용한 대용량 기억장치
 - 위성용 소프트웨어 개발 및 검증
- 위성제작 및 시험 운용 경험이 있는 인력양성
- 습득된 기술의 산업체 파급 기대

4. 기술이전 및 연구결과 활용계획

- 과학기술위성1호 개발을 통해 습득된 기술의 차세대 과학기술위성 및 실용위성에 활용
- 과학기술위성1호 시스템 또는 특정 장치에 대한 산업화 추진
- 우주 환경에서의 위성시스템 영향 연구

5. 기대효과

- 독자적인 천문우주실험용 본체시스템의 확보를 발판으로 국내 자체적인 천문우주실험의 계기 마련
- 과학기술위성1호의 성공적인 발사와 운용을 통해, 해외에 우리나라 우주개발사업의 위상을 높이는 계기가 될것으로 기대

6. 문제점 및 건의사항

[첨부2]

기술 요약서

■ 기술의 명칭

고 성능, 고 신뢰도의 소형 위성버스 개발 기술
관제 및 데이터 수신 지상국 개발 기술

■ 기술을 도출한 과제현황

과제관리번호	98-LB-01-01-A-01			
과제명	저궤도 과학실험용 과학기술위성 1호 개발			
사업명	우주기술 개발사업			
세부사업명	과학기술위성1호 개발사업			
연구기관	한국과학기술원	기관유형	대학	
참여기관(기업)				
총연구기간	1998. 10. 17 - 2003. 12. 31.			
총연구비	정부(10,854,000)천원 민간()천원 합계(10,854,000)천원			
연구책임자 1	성명	임 종 태	주민번호	
	근무기관 부서	전기및전자공학과	E-mail	jtlim@ee.kaist.ac.kr
	직위/직급	교수	전화번호	(042) 869 -3441
연구책임자 2	성명		주민번호	
	근무기관 부서		E-mail	
	직위/직급		전화번호	
실무연락책임자	성명	이 현 우	소속/부서	인공위성연구센터
	직위/직급	연구교수	E-mail	hwlee@satrec.kaist.ac.kr
	전화번호	(042) 869 - 8646	FAX	(042) 861 - 0064
	주소	대전시 유성구 어은동 한빛 Apt. 118-1506		

■ 기술의 주요내용

[기술의 개요]

1) 고 성능, 고 신뢰도의 소형 위성버스 개발 기술

위성 탑재 컴퓨터 기술

하드웨어 및 소프트웨어 신뢰도 기술

FPGA를 이용한 전자부분채 축소기술

정밀자세결정 및 제어기술

3축 정밀자세결정 및 제어 소프트웨어기술

정밀 별센서기술

태양센서기술

GPS 기술

정밀 궤도 해석 및 추적 기술

고신뢰도 전력시스템기술

태양전지 (Solar Cells)

축전지 제어 기술

대용량 메모리 기술

위성 통신 기술

고출력 증폭기 설계

안테나 기술

저잡음 증폭기

고속 모뎀 기술

위성구조체설계기술

위성열제어설계기술

2) 관제 및 데이터 수신 지상국 개발 기술

지상국 데이터 처리기술

관제용 송수신 통신 기술

고출력 증폭기 설계

안테나 기술

저잡음 증폭기

<기술적 특징>

(1) 경량, 소형, 저전력 소모의 시스템 구현

(2) 극한의 열 환경에서 안정된 성능 구현

(3) 방사능 환경에서의 안정된 성능 구현

(4) 진동 및 충격의 환경 아래서 안정된 성능 구현

[용도·이용분야]

- (1) 다양한 목적의 소형위성 본체
- (2) 위성 관제 및 데이터 수신
- (3) 위성개발에 경험있는 인력양성

■ 기술이전 조건

이전형태	<input checked="" type="checkbox"/> 유상 <input type="checkbox"/> 무상	최저기술료	천원
이전방식	<input type="checkbox"/> 소유권이전 <input type="checkbox"/> 전용실시권 <input type="checkbox"/> 통상실시권 <input checked="" type="checkbox"/> 협의결정 <input type="checkbox"/> 기타()		
이전 소요기간	2 년 개월	실용화예상시기	2005 년도
기술이전시 선행요건	위성제작 및 시험이 가능한 실험실 설비 완료 최소한한 위성 경험 인력 확보		

* 기술이전시 선행요건 : 기술이전을 위한 사전준비사항(필수 설비 및 장비, 전문가 확보 등)을 기술

* 실용화예상시기 : 기술을 활용한 대표적인 제품이 최초로 생산이 시작되는 시기를 기재

■ 기술의 개발단계 및 수준

[기술의 완성도] (1개만 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

	① 기초, 탐색연구단계 : 특정용도를 위해 필요한 신 지식을 얻거나 기술적 가능성을 탐색하는 단계
	② 응용연구단계 : 기술적 가능성의 실증, 잠재적 실용화 가능성의 입증 등 실험실적 확인 단계
	③ 개발연구단계 : Prototype의 제작, Pilot Plant Test 등을 행하는 단계
✓	④ 기업화 준비단계 : 기업화에 필요한 양산화 기술 및 주변 기술까지도 확보하는 단계
	⑤ 상품화 완료단계

[기술의 수명주기] (1개만 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

	① 기술개념 정립기 : 기술의 잠재적 가능성만 있는 단계
	② 기술실험기 : 기술개발에 성공했으나 아직 실용성, 경제성 등이 확실치 않은 단계
	③ 기술적용 시작기: 최초의 기술개발국에서만 활용되고 있는 단계
✓	④ 기술적용 성장기: 기술개발국 및 일부 선진국에서 활용되고 있는단계
	⑤ 기술적용 성숙기: 선진국사이에서 활발한 기술이전이 일어나며, 기술의 표준화가 되어가는 단계
	⑥ 기술적용 쇠퇴기: 선진국에서 개도국으로 기술이전이 활발하게 일어나고, 선진국에서는 기술의 가치가 저하되나, 개도국에서는 아직 시장의 가치가 높은 기술

[기술발전 과정상의 기술수준] (1개만 선택(✓로 표시)하여 주십시오)

	① 외국기술의 모방단계 : 이미 외국에서 개발된 기술의 복제, reverse Eng.
	② 외국기술의 소화·흡수단계 : 국내시장구조나 특성에 적합하게 적응시킴
✓	③ 외국기술의 개선·개발단계 : 성능이나 기능을 개선시킴
	④ 신기술의 혁신·발명단계 : 국내 최초로 개발

■ 본 기술과 관련하여 추가로 확보되었거나 개발중인 기술

[기술개요]

기술명	과학기술위성2호 위성본체 및 지상국 개발
개발단계	<input type="checkbox"/> 연구개발 계획 <input checked="" type="checkbox"/> 연구개발 중 <input type="checkbox"/> 연구개발 완료
기술개요	

[기술을 도출한 과제현황]

과제관리번호				
과제명	과학기술위성2호 위성본체 및 지상국 개발			
사업명	우주기술개발사업			
세부사업명				
연구기관	한국과학기술원	기관유형	대학	
참여기관(기업)				
총연구기간	2002. 10. 1 ~ 2005. 12. 31			
총연구비	합계 : (9,650)백만원 - 정부 : (9,650)백만원 민간 : ()백만원			
연구책임자	소속	한국과학기술원	성명	임종태
	전화번호	042-869-3441	E-mail	jtlim@ee.kaist.ac.kr
연구개발 주요내용				