

다목적실용위성 2호 위성본체의 예비설계

이주진 * · 심은섭 **

목 차

- I. 서론
- II. 위성본체종합
- III. 구조계
- IV. 열제어계
- V. 자세제어계
- VI. 추진계
- VII. 전력계
- VIII. 원격측정명령계
- IX. 탑재소프트웨어계
- X. 결론

I. 서 론

다목적실용위성2호 본체개발사업은 해상도 1 m의 고해상도카메라의 영상촬

* 한국항공우주연구원 다목적 위성사업단장

**한국항공우주연구원 책임연구원

영 임무를 수행하기 위한 위성본체를 개발하는 것이 최종 목표이다. 또한 다목적실용위성1호의 개발로부터 축적된 경험과 기술을 바탕으로 하여 위성본체개발을 국내 주도로 수행하고 이에 따른 주요 핵심부품을 국산화함으로써 향후 위성본체의 국내 독자개발 기반을 구축하려한다.

2호 개발사업은 1999년 12월 1일부터 2004년 5월 31일까지 총 5개년도(54개월)의 사업이 추진되고있다. 2000년 4월 7일에 시스템 요구사항 검토회의 개최, 2000년 11월 28일부터 30일까지 시스템설계검토회의를 개최, 예비설계심사(PDA, Preliminary Design Audit)가 2001년 5월 14일부터 18일까지 수행되었으며, 2001년 6월 25일부터 27일까지 예비설계검토(PDR, Preliminary Design Review)가 수행되었다. 위성본체 개발을 위한 예비설계에서는 위성본체 및 각 부분체의 규격, 핵심부품에 대한 규격을 검토하고 확정하였다.

위성본체의 설계검증을 위한 것으로서는 위성 자세제어 성능을 검증하기 위한 VDS(Vehicle Dynamic Simulator) 및 위성의 운용을 위한 소프트웨어의 성능을 검증하기 위한 소프트웨어테스트베드(STB: Software Test Bed)를 설계하여 제작을 추진하고 있다. 설계된 위성본체 및 부분체의 제작을 위한 준비를 점검하고 확인하기 위하여 각 부분체별로 MRR (Manufacturing Readiness Review)를 수행하여 제품보증 및 핵심부품 국산화를 위한 만반의 준비를 하였다. 위성본체의 개발에 소요되는 비국산화품목 및 부분체 제작에 필요한 구성부품 및 소요 원자재의 도입을 위하여 구매체계를 구축하여 제작일정에 따른 도입일정을 관리하고 있다. 설계된 각 부분체의 제작은 우선 구조계의 STM (Structural Thermal Model)에 대한 제작이 착수되었으며 국산화 핵심부품에 대하여는 설계검토를 거쳐 PM (Prototype Model)의 개발이 완료되어가고 있다.

제 II 절에서는 위성본체종합으로 기계적 위성형상, 전기적 구성, 위성운영방안 및 설계를 다룬다. 제 III 절에서는 구조계 예비설계결과를, 제 IV 절에서는 열 제어계 예비설계결과를, 제 V 절에서는 자세제어계 예비설계결과를, 제 VI 절에서는 추진계 예비설계결과를, 제 VII 절에서는 전력계 예비설계결과를, 제 VIII 절에서는 원격측정명령계 예비설계결과를, 제 IX 절에서는 탑재소프트웨어계 예비설계결과에 대해 서술한다.

II. 위성본체종합

가. 기계적 형상

다목적실용위성2호 위성체의 기계적 형상은 육각형 형상의 모듈라 설계를 기본으로 하여 탑재체 모듈, 본체 중앙모듈 그리고 추진계 모듈의 세 가지 모듈로

구분되도록 하였다. 탑재체 모듈에는 주 탑재체인 고해상도카메라 EOS (Electro Optical Subsystem)와 전자박스, 탑재체자료송신장비(PDTS), 그리고 탑재체 플랫폼 상단에 배치되는 자세제어 센서 및 센서의 전자제어 박스 및 지상국과의 통신에 사용되는 안테나가, 하단 플랫폼에는 별추적기가 배치된다. EOS는 탑재체 플랫폼에 구멍을 내고 이를 통하여 부분적으로 삽입 장착하여 위성체의 높이를 최소화하며, 망원경의 밑면에 설치된 접촉링을 하단 탑재체 플랫폼에 장착하고 하단 탑재체 플랫폼에는 다른 장비를 장착하지 않음으로서 하단 탑재체 플랫폼이 지지하여야 하는 구조적인 하중을 최소화하는 동시에 망원경의 위치 정렬에 영향을 미칠 수 있는 플랫폼의 열 변형 등의 영향을 최소화하도록 하였다.

위성 본체의 중앙모듈은 크게 전자박스를 탑재하는 전자장비 모듈과 태양 전지판으로 구분 되는데 중앙모듈에는 상단(Nadir) 플랫폼과 중앙 플랫폼을 설치하여 대부분의 위성체 관련 전자 박스를 장착한다. 본체 중앙모듈에 장착되는 주요 하드웨어를 살펴보면, 위성체의 각속도를 측정하는 자이로(SIRU), 3축 제어를 위한 반작용 휠(Reaction Wheel), 지구의 자기장을 측정하는 자장계, 잔류 모멘텀을 제거하는 Torque Rod, 지상국과의 통신을 위한 S-밴드 트랜스폰더, S-밴드 RF 어셈블리, 5개의 프로세서 (OBC, 2xRDU, 2xECU), 전력공급을 조절하는 PCU (Power Control Unit), 태양전지판을 전개하기 위한 신호를 발생시키는 DDC (Deployment Device Controller), 태양전지판에서 발생된 전기를 조절하는 태양전력조절기(SAR: Solar Array Regulator), 태양전지판의 구동을 제어하는 SADE (Solar Array Drive Electronics) 및 GPS 수신기 등이다. 다목적실용위성 2호의 배터리는 용량은 37Ah Super NiCd이며, 배터리를 판에 장착하여 이를 위성본체 전자모듈에 단열체를 이용하여 장착함으로써 위성본체와 단열을 하고 배터리판에 별도의 히터 및 방열판을 장착하여 독립적인 열제어를 수행한다. 배터리의 열제어를 위하여 히트파이프를 장착할 예정이다. 태양 전지판은 테이프힌지를 사용하는 전개장치와 Separation Nut와 Serrated Plate를 사용하는 고정장치를 사용하였다.

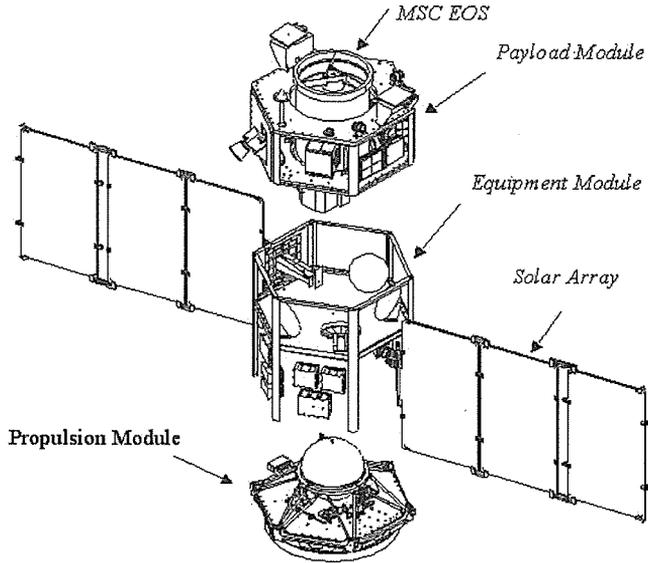
추진계모듈에는 연료를 저장하는 탱크와 이를 구조적으로 지지하는 트러스 구조물이 있으며 위성체의 가장 하단에 장착되어 있는 추진계 플랫폼에는 추진계 부분체에서 사용하는 필터 모듈, 추진계 압력 측정센서 그리고 연료를 주입하고 제거할 수 있는 Fill/Drain 모듈이 장착되어 있고 위성의 자세제어에 사용되는 추력기가 장착되어 있다. 발사체와 기계접속 설치는 발사체로 LM2C가 선정됨에 따라서 이에 대한 기계접속 설계 내용은 다음과 같다.

○ 발사체 장착공간과의 간섭 검토: LM2C 탑재공간 및 다목적 실용위성 2호를 CAD를 이용하여 모델링을 한 후 간섭여부 분석

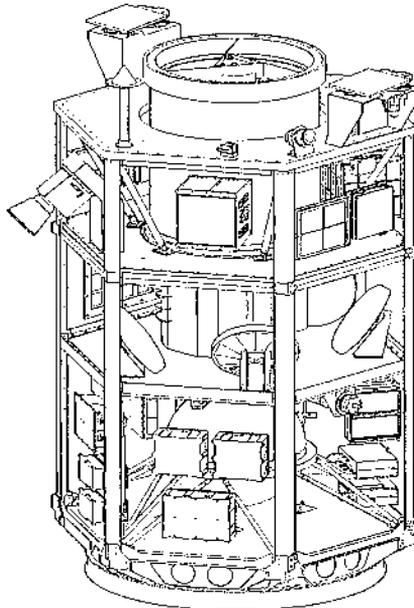
○ 발사체의 위성 분리장치의 장착성 검토

- 1194 mm 직경의 Clamp-Band 분리장치를 사용하기로 하는데 따른 장착 공간, 장착 요구조건 및 접속 구조물 설계 요구조건 검토.

<그림 1> 다목적실용위성 2호 기계적형상



<그림 2> 다목적실용위성 2호 Layout



○ 위성발사 형상과 관련한 질량특성 요구조건:

- 최대 발사질량: 800 Kg
- 무게중심:분리면에서의 최대허용높이: 1270 mm
- 장착 면 중심에서의 오차: +/- 6.4 mm

<그림 1>과 <그림 2>에 다목적실용위성2호의 기계적형상을 나타낸다.

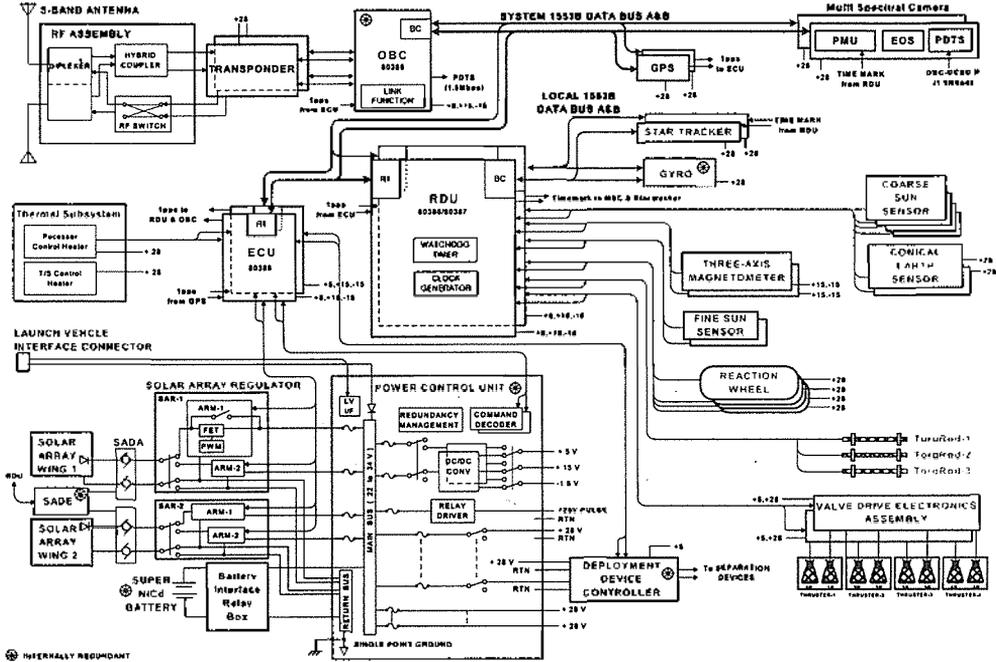
나. 전기적 형상

위성체의 전기적 형상에서는 탑재체의 개발 주체와 본체의 개발 주체가 다르기 때문에 본체와 탑재체 사이에서 발생하는 상호접속 및 호환의 문제를 최소화시킬 필요가 있으며 이는 전기적 상호접속 부분을 최소화하고 가능한 한 많은 부분을 해당 부분에서 자체적으로 해결하는 방법을 적용함으로써 가능하다. 또한 설계의 초기 단계에서부터 상호접속을 정확히 정의함으로써 설계가 진행됨에 따라서 발생할 수 있는 상호충돌을 최소화시킬 수 있다.

2호기의 가장 두드러진 전기적 구조는 2개의 1553B데이터버스의 사용이다. 시스템 1553B데이터버스는 1호와 동일한 반면에, 새로 추가된 자세제어 센서용 1553B데이터버스를 추가하여 자이로 및 별추적기를 RDU의 1553B데이터버스와 직접 연결을 하였다. 이는 데이터 버스 구조를 사용함으로써 얻어지는 장점인 모듈화 설계를 가능하게 한다. 또한 설계의 진행과 더불어 발생하는 설계 변경 요구를 소프트웨어적으로 손쉽게 해결함으로써 하드웨어의 설계 변경을 최소화하여 전체 프로그램에 끼치는 영향을 최소화할 수 있도록 한다. 데이터버스의 구조는 이중으로 구성되며 Primary 데이터버스의 오류 발생에 대하여도 Redundancy가 정상적으로 작동함으로써 전체 위성체의 성능에 전혀 영향을 끼치지 않게 설계하였다. 이러한 이중적인 구조는 위성체를 구성하는 다른 대부분의 부분품에 대하여도 동일하게 적용된다. 즉, Primary 유닛과 동일한 Redundant 유닛을 별도로 가짐으로써 Primary 유닛의 오류를 Redundant 유닛으로 보상한다. 이때 적용되는 Redundant 유닛은 박스 단위에서 완전히 동일하거나 내부적으로 이중적 설계를 하거나 혹은 다수의 유닛을 사용하는 경우 부가적으로 하나의 유닛을 더 배치함으로써 오류 방지를 구현한다. Primary와 Redundancy 구성품은 서로 십자형으로 연결된다.

지상으로부터 전송된 명령 및 텔레메트리 그리고 프로세서간의 상호 데이터 교환은 1553B데이터버스를 통해 프로세서에 의해 이루어진다. 서브시스템별로 프로세서를 따로 할당함으로써 모듈화된 설계 및 조립, 시험을 가능하게 구성하였다. 각 서브시스템에 할당된 프로세서는 OBC(On-Board Computer), RDU(Remote Drive Unit), 그리고 ECU(EPS Control Unit)로 구성된다. OBC는 지상과의 통신 및 시스템 1553B데이터버스의 컨트롤러의 기능을 가지면서 위성체의 핵심 프로세서로서의 역할을 담당한다. RDU는 구동기를 제어하기 위한 자세제

< 그림 3 > 위성체 전기블록선도



어 담당 프로세서로 구성되며, 자세제어를 위한 센서 1553B 데이터버스의 콘트롤러의 기능을 가지면서 위성체의 핵심 프로세서로서의 역할을 담당한다. 위성체의 수명과 직접적으로 연관된 전력 공급 및 분배를 제어하는 ECU를 전력계 제어용으로 구성한다. 위성체의 작동 온도를 제어하는 전력계 제어는 ECU의 부분에 포함시킨다. 위성체에 공급되는 전력은 태양전지판으로부터 공급되는 전기에너지를 근원으로 하며 이는 SAR (Solar Array Regulator)를 거쳐 PCU(Power Control Unit)로 전달된다. PCU는 28Volts를 1차 전압으로 공급하고 +5 Volts, +/-15 Volts를 2차 전압으로써 필요 구성품에 전달한다. 이때 요구되는 전체 전력량은 탑재체 및 위성체의 소모 전력량을 근거로 하여 해석하였을 때 955Watts의 태양전지 전력이 필요하고 배터리 용량은 37 Ah가 요구된다. <그림 3>에 위성체 전기블록선도가 나타나있다. 그리고 위성체 주요 요구사항 규격이 <표 1>에 있다.

다. 위성유흡방안 및 설계

1. 위성체 시스템 및 서브시스템의 운용모드

위성체 시스템의 운용은 발사 전 위성 시험부터 발사장에서 기계적, 전기적

<표1> 위성체 요구사항 규격

항 목	요구사항 규격
Mission Orbit	400-800 km
Nominal Orbit	685 km
Mission Life Time	3 years
S/C Bus Reliability	0.9
MSC Payload Duty Cycle	20 %
Payload Average Power	128 W
Satellite Total Power	955 W
S/C Bus Dry Mass	520 kg
Tilt Capability for mission	Roll Tilt: Max ± 56 deg Pitch Tilt: Max ± 30 deg
S-band up and downlink format: CCSDS Standard	CCSDS Standard
Memory Capability	1 Gbits [BOL] of Mass Memory
S-band Link Margin	3 dB at 5 deg elevation angle
S-band downlink/uplink BER	S-band downlink BER: 10^{-5} S-band uplink BER: 10^{-6}
S-band transmission rate	Real Time: Up: 2 kbps, Down: 2.048 kbps Playback: 1.5 Mbps

< 표 2> 위성 State 및 모드

Spacecraft State	Subsystem Mode			
	AOCS	TC&RS	EPS	TCS
Launch and Ascent state	Processors powered-on-reset. Spacecraft is sleeping until separation from Launch Vehicle.			
Deployment state	-Sun Pointing Submode	-Low rate	-DET/PPT -TCVL -Trickle	Safe-hold
Maneuver state	-(Backup) Earth search Submode -(Backup) Attitude Hold Submode -Del-V Submode	-Low rate	-DET/PPT -CCT -Trickle	Normal
Science state	Science Coarse Submode -Science Fine Submode	-High rate	-DET/PPT -CCT -Trickle	Normal
Contingency state	Safe Hold Submode -Backup sun pointing	-Low rate	-DET/PPT -TCVL/CCT -Trickle	Safe-hold Backup

최종 기능시험을 수행하는 동안 운용되는 pre-launch state, 발사카운트다운을 포함하여 발사 후 위성체가 발사체로부터 분리되기 전까지 운용되는 launch state, 위성체가 발사체로부터 분리 후 태양전지판전개 및 태양지향자세제어 안정화 운용을 수행하는 deployment state, 위성체가 지구지향을 위하여 또는 위성의 궤도 보정을 위하여 운용되는 maneuver state, 위성이 정상적인 임무 운용을 수행하는 science state, 위성이 이상상태의 발생으로 인하여 안전모드로 진입한 contingency state 및 위성의 복구운용인 re-acquisition (recovery) state로 구성된다. 각 각의 state에 대하여 서브시스템에서도 서브시스템 레벨의 운용 모드를 가지고 있다. 다음의 <표 2>은 State 및 모드를 나타낸다.

2. 위성체의 자동기능 정의

다목적실용위성 2호의 자동기능은 다음과 같은 2가지로 구분된다.

○ 태양전지판 전개 및 자세안정화 자동기능

다목적실용위성은 발사체로부터 분리 후 지상국의 간섭 없이 자동적으로 태양전지판을 전개하고 태양지향을 수행하여 태양지향의 자세를 유지하는 자동기능을 가지도록 요구된다. 주요 작업으로는 발사 후 발사체 페어링 분리, 발사체로부터의 위성체 분리, 태양전지판 전개, 위성체의 태양지향 및 배터리 충전등이다.

○ 위성체 안전모드 자동기능

다목적실용위성은 위성체에 이상상태가 발생하였을 경우 지상국의 도움 없이 자동적으로 이상상태를 감지하고 위성체를 태양지향의 안전모드로 변환을 하여야 하며 태양지향의 자세를 유지하는 자동기능을 가지도록 요구된다. 추력기 또는 반작용 휠을 이용하여 태양지향의 안전모드 기능과 지구지향의 복귀 기능을 갖는다.

3. 위성체의 이상상태관리 운용

위성의 탑재자동기능 중 위성이 임무를 수행하는 동안 위성의 안전을 위협하는 일시적인 또는 영구적인 위성 기능의 이상상태상황(anomaly situation)이 발생하였을 경우 위성은 지상국의 도움을 받을 수 없는 상황에서 스스로 이상상태를 감지하고 자신을 안전한 상태로 이동시킬 수 있는 이상상태 관리(on-board fault management) 자동기능이 요구되며, 위성체의 전 운용모드를 통하여 기능을 수행하도록 한다.

4. 위성복구운용

위성의 복구운용은 안전모드로부터 태양지향, 지구찾기 및 지구지향유지, 그리고 최종 임무모드로의 전 구간을 포함한다. 또한, 위성의 복구과정은 크게 다음의 3가지로 구분되어 수행된다.

- 지상국과의 통신 두절에 의한 문제로 부터의 복구운용
- 프로세서 Watch Dog Timeout에 의한 문제로 부터의 복구운용
- 전력계의 이차측 저전압에 의한 문제로 부터의 복구운용

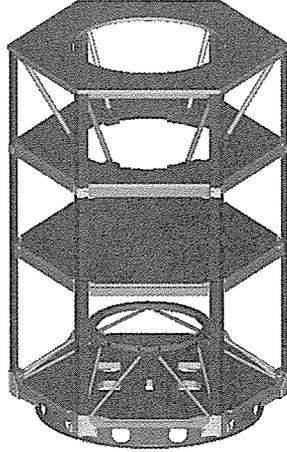
III. 구조계

다목적실용위성2호의 구조계(SMS, Structures and Mechanisms Subsystem)는 시스템 및 타 부분체의 요구조건, 탑재체 및 전자장비의 물리적지지, 위성의 발사하중지지 등을 만족하는 STM (Structure and Thermal Model) 및 FM (Flight Model) 각 1기를 설계, 해석, 제작한다. 이러한 역할을 수행하기 위하여 구조체는 위성의 제작부터 임무 완수까지 모든 주위환경을 견딜 수 있어야 하며, 발사체는 구조체의 요구조건, 형상, 중량, 강도 등을 결정하는 중요한 요소로서 작용한다. 구조체의 설계는 요구조건분석, 위성형상결정, 설계버지트 계산, 강도, 인터페이스를 고려한 설계 및 치수 결정을 반복적으로 수행하여 최종설계에 수렴하도록 한다. 구조체는 신뢰도가 높고 설계변경, 제작 및 조립 수행이 모듈화 형태의 육각형 형상으로 재질은 허니컴 샌드위치틀 포함하여 알루미늄 합금이 사용되며, 태양전지판은 복합재료패널로 제작된다.

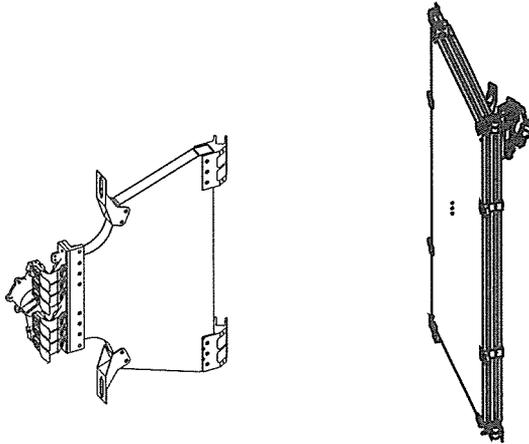
구조체 안정성 여부는 발사체의 고유진동수 요구조건, 준정적하중에 대한 안전여유, 실제 발사체의 환경을 고려한 연성하중해석(Coupled Loads Analysis) 등으로 점검되어 설계 및 제작이 수행되며, 위성체 조립 후 시스템 레벨의 환경시험이 실시된다. 태양전지판은 이외 시스템 (전력계 및 자세제어)의 요구조건을 만족하여야 하며, 전개시험 등이 실시된다. STM에 대한 시스템 레벨의 환경시험으로 설계를 확정하며, FM의 시스템 레벨 환경시험으로 설계 및 제작을 검증한다.

위성의 구조체설계 시 고려할 사항은 발사체의 발사조건, 시스템 및 타 부분체의 요구조건 이다. 발사체는 중국의 LM-2C/CST로 결정되었으나, 설계 요구조건은 Rockot, LM-2C/CST, PSLV 및 Taurus XL 발사체를 만족한다. 그리고, 구조체에 장착되어 발사될 장비들은 발사체로부터 야기되는 환경에 견디도록 설계되어야 한다. 발사체와의 접속고려사항은 LM-2C/CST 발사체 결정으로 위성체 어댑터 설계가 1194 mm (47.0 inch) LV interface to Direct Marmon 분리시스템으로 변경되었으며, 기 수행된 설계유지 및 MGSE (Mechanical Ground Supporting Equipment) 요구조건에 의하여 발사체와의 접속을 위한 Upper Marmon Ring이 추가되었다. 탑재체 접속설계는 고해상도카메라 EOS는 구조체가 지지할 탑재체 중 주요한 장비로서 3 군데 지지에 의하여 탑재모듈의 하단 탑재플랫폼에 장착된다. EOS와 별추적기간 열지향오차 (Thermal Distortion)를 줄이기 위한 방

<그림 4> 위성체 구조 형상



<그림 5> 태양전지판과 요크 형상



안으로 EOS를 지지하는 스트러트로 설계되었다.

구조체 기본형상은 육각형 형상으로 탑재모듈, 전자모듈, 추진모듈, 위성체어댑터, 태양전지판, Upper Marmon Ring으로 구성된다. 구조체의 설계에는 기본적으로 알루미늄 합금이 사용되며, 측면패널, 플랫폼은 알루미늄 허니컴샌드위치로 태양전지판 패널은 복합재료 허니컴샌드위치로 설계된다.

탑재모듈 및 전자모듈은 플랫폼, 롱저론 (Longeron), 레일(Rail)로 구성되며, 롱저론과 레일 사이, 즉, 플랫폼 사이는 측면패널로 감싸진다. 추진모듈은 추진제

탱크를 지지하는 링과 트러스구조의 스트러트, 추진플랫폼, 레일로 구성되며, 추진플랫폼을 지지하는 레일과 전자모듈의 론저론에 의하여 상호 연결된다. 위성체 어댑터는 콘모양으로 어느 발사체와도 쉽게 결합되도록 설계하며, 레일에 의하여 추진모듈과 연결된다. 위성체의 분리장치는 고신뢰성을 가지는 Clamp-band 시스템을 사용한다. 태양전지판은 2개의 날개로 구성되며, 고정 및 전개장치는 Separation Nut 어셈블리를 사용하여 고정하고, 테이프를 이용한 스트레인이 에너지형 힌지를 사용하여 전개한다. 고해상도카메라 EOS는 탑재모듈의 플랫폼에 장착되며, 이의 지지를 위하여 카메라의 하중을 탑재모듈의 플랫폼 혹은 론저론으로 분산시킬 스티프너등이 사용된다. 기타 장비들은 플랫폼 빛 측면패널에 장착된다.

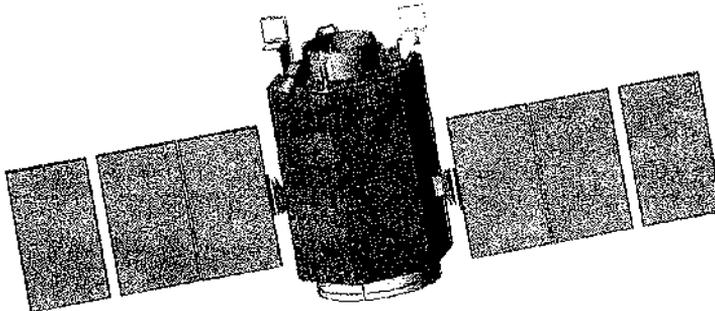
IV. 열제어계

열설계의 특성은 다음과 같다.

- 탑재모듈, 전자부품모듈, 추진모듈가 열적으로 독립된 모듈형태
- 신뢰도가 높은 수동형 열제어 기법 사용
- 전용 방열판, 히트파이프, 컴퓨터 조정 히터에 의한 배터리 온도 조절
- 고해상도카메라 온도 조절용 히트파이프 모듈 채택
- Meshed 타일 다층박막단열재(MLI) 사용
- Atomic Oxygen과 ESD (Electro Surface Discharge) 방지를 위한 MLI 채택
- Safe Hold 모드에서 히터 전력 감소를 위한 Survival 히터 도입

1m의 해상도를 갖는 더욱 정밀한 전자광학 카메라가 장착되므로 열변형에 대한 요구조건이 엄밀하게 된다. 따라서 이러한 요구조건을 만족시키기 위해서는 위성에 대한 열설계와 열해석이 뒷받침되어야 한다. 예비설계단계에는 위성

<그림 6> TRASYS 외부 모델



체 모델에 대한 열설계와 열해석, 위성체 부품의 온도범위 예측, 히터 전력 소비량 예측, 추진모듈 열모델 개발, 열변형 예측을 위한 대안분석, STM 시험 준비, 그리고 열제어 하드웨어 설계 등이 이루어졌다.

특별히 고해상도 카메라와 별감지기가 장착되는 곳에서의 열변형은 지향성(Pointing Accuracy)에 큰 영향을 미친다. 열변형을 최소화하고자하는 목적으로 별감지기의 최적 위치에 대한 대안분석이 진행되었으며, 이에 따른 열변형 해석이 수행되었다. 히터 설계에서는 Safe Hold 모드에서 히터 전력을 절약할 수 있도록 Survival 히터 개념을 도입하였다. 그리고 태양전지판 온도해석을 통하여 GaAs 태양전지 사용 시 태양전지판의 온도가 Si 태양전지 경우보다 섭씨 10도의 상승함을 보였다. 열제어 하드웨어에는 히트파이프 모듈, MLI, 이차면경, 히터가 있다.

<그림 6>은 외부 TRASYS 모델을 보여주고 있으며, SINDA 모델에서 사용된 노드 수는 1979개이다.

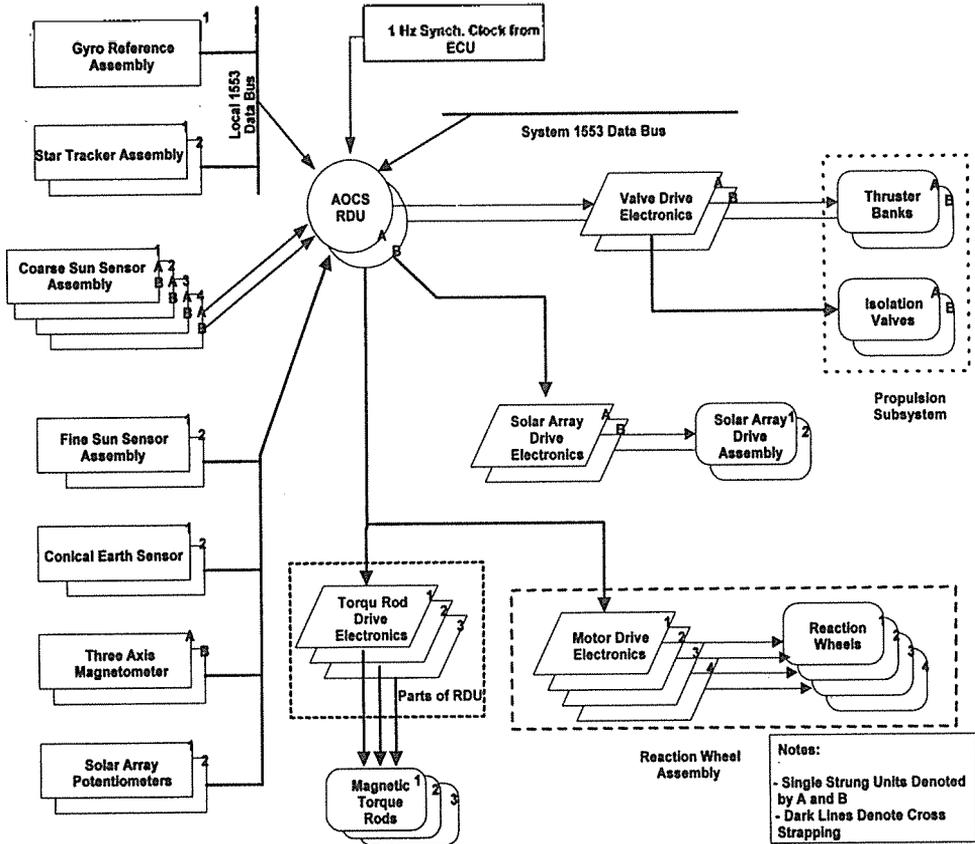
열해석 모델의 경우 외부 열유입량이 가장 많은(1420 W/m^2) 동지점을 Hot Case로 정하며, 반대로 가장 적은 열유입량을 가지는 하지점(1287 W/m^2)을 Cold Case로 정하여 해석을 수행하였다. 그리고, 각 경우에 있어서 위성체의 모든 부품이 온도범위의 허용 온도를 넘지는 않는지 검토하였다. Science 모드, Safe Hold 모드 경우의 위성체 모든 부품들이 허용온도범위에 들어있음을 확인할 수 있다.

V. 자세제어계

위성에서 자세제어계는 위성의 정밀한 자세제어 및 궤도유지를 수행하는 핵심적인 부분체로서 위성에 장착된 센서 및 구동기 그리고 우주환경에서 특유하게 존재하는 제반 자연법칙을 이용하여 필요한 구동력 및 지향력을 발생시켜서 부여된 임무를 수행할 수 있게 하는 역할을 한다. 위성의 임무가 다양화, 고도화됨에 따라 자세제어계가 제공하는 기능 및 성능도 세분화, 고성능화, 고정밀화 되었다. 또한, 위성 임무 수행의 성패는 기초설계 단계에서부터 제작, 시험, 및 발사 후 운용의 단계에 이르기까지의 전과정에 걸쳐 자세제어계가 계획하고 수행하는 모든 기능과 성능에 직결된다.

2호는 모멘텀바이어스 방식에 비하여 기동력 및 기능의 폭이 큰 3축 안정화 제로모멘텀바이어스 방식을 채택하고 있으며, 정밀한 지향 정밀도 요구조건을 만족시키기 위해 2개의 별추적기와 극소미소진동을 가진 4개의 반작용휠이 사용되었고 궤도변경 및 위성의 복구를 위해 추력기 제어방식을 채택하였다. 자세제어계 주요 설계 특성은 아래와 같다.

< 그림 7 > 자세제어계 구성도



< 표 3 > 자세제어계의 운용모드

Mode	Sensor	Actuator	Description	Function
Standby	CSSA, Star Tracker, FSSA, GRA, TAM, IR-Earth Sensor	None	-Processing sensor data -Commands to actuator disabled	-I&T
Maneuver	FSSA, GRA, CES, GPS	Thruster, SADA	-Attitude reference from GRA -Update from CES, FSSA	-Attitude Hold - ΔV
Science	Star Tracker, FSSA, GRA, CES, GPS	RWA, MTA, SADA	-Attitude reference from GRA -Update from CES, FSSA for coarse Mode and Star Tracker for fine mode -3-axis stabilized with RWA(ZMB) -continuous momentum dumping using TAM and MTA	-Science Coarse Mode -Science Fine Mode

- 1 m 고해상도카메라 요구조건 만족
- ± 56 도 롤 기동 성능
- 작동기와 센서의 완전 이중으로 설계
- 고정밀 자세 결정을 위해 별추적기와 자이로 사용
- 4개의 반작용휠을 이용한 제로모멘텀바이어시스템을 이용한 3축 안정화 제어방식
- 제어 bandwidth < 0.03 Hz (1st 구조 bending 모드가 0.6 Hz로 가정)
- 진동효과를 최소화시키기 위해 bending 필터 사용
- 자장토커를 이용한 연속적 모멘텀 덤핑
- 최소한의 하드웨어를 이용한 단순한 생존모드 유지
- science fine submode(별센서, 자이로 사용)와 반작용휠을 사용한 백업모드 추가

자세제어계의 부품구성은 <그림 7>에 나타난 것처럼 위성의 자세를 감지하는 센서부, 센서출력 데이터를 처리하여 구동기 입력신호를 발생시키는 전자장치부, 위성의 제어토크를 발생시키는 구동기로 나누어진다.

자세제어계의 운용모드는 <표 3>와 같다.

가. 태양모드 및 기동모드의 추력기제어 설계 결과

본 항에서는 위성의 강체모델 및 첫 번째 유연체 모델을 사용하여 태양모드와 기동모드에서 사용되는 추력기제어기 설계과정과 설계결과의 성능을 기술한다. 추력기 제어설계에서 사용된 요구조건은 아래와 같다.

- 이득차 > 10 dB, Rigid and Bending
- 위상차 > 30 deg.
- 페루프 Bandwidth < 0.03 Hz (0.2 rad/s)

태양모드의 성능요구조건은 요구되는 전력공급을 위해 태양전지판의 태양지향 각도는 10도 이하로 결정하였으며 위성의 안정도를 위해 위성의 롤속 각속도는 0.15 deg/sec 이하로 제한하였다. 기동 모드의 성능요구조건은 모든축에 대해 정상상태 지향오차는 1.5도 이하로 결정하였으며 위성의 안정도를 고려하여 모든축에 대한 위성의 각속도는 0.11 deg/sec 이하로 제한하여 설계되었다.

나. 반작용휠을 이용한 위성복구계획의 설계결과

반작용휠 제어를 설계할 복구계획의 Submode는 태양모드, 지구찾기모드, 그리고 Attitude-hold Submode로 구성된다. 태양모드의 임무는 위성의 자세를 제어하여 태양전지판의 Normal 벡터가 태양을 지향하도록 하는 것이다. 이때 사용할 수 있는 센서로서 CSS (Coarse sun sensor)는 태양벡터 성분 중에서 피치와

< 표 4> 자세제어계의 운용모드 (계속)

Sun	CSSA, GRA, CES	Thruster	-Attitude and rate from CSSA and GRA -Hold S/H perpendicular to sun line -Earth acquisition using CES and GRA	-Safe Hold -Sun Pointing -Earth Acquisition
Back-up Sun point	CSSA, GRA	RWA	-Point the solar array normal to the sun - During eclipse: fixed inertially using integrated gyro information	-Point the solar array normal to the sun
Back-up Earth Search	CSSA, GRA, CES	RWA	-Earth acquisition using CES and GRA	
Back-up Attitude Hold	GRA, CES	RWA	- CES and gyro 3-axis attitude control in LVLH reference Control both roll and pitch axes using CES -Control yaw axis using gyro compassing	

요각의 오차 정보를 측정하고 자이로는 위성의 자세 각속도를 측정한다. 따라서, 설계할 반작용휠 제어기는 CSS로부터 측정되는 자세정보를 이용하여 위성의 피치와 요 자세 오차를 줄이도록 설계해야 한다. 따라서, 반작용휠 제어기는 CSS정보를 이용한 Proportional-Integral 항과 자이로정보를 이용한 미분항이 필요하므로 기본적으로는 PID제어기 형태를 취한다. 단, 추력기를 사용하는 경우에는 토크제어를 위한 PD 형태를 취하고 있으나, 반작용휠인 경우는 휠모멘텀 제어를 사용하기 때문에 페루프 시스템을 안정화하기 위해서는 적분항이 추가되어야 한다. 태양모드와 지구찾기모드는 CSS와 자이로를 이용하여 PID 제어기를 구성하여 관성좌표계에서 피치와 요축의 2축자세를 제어하고 Attitude-hold Submode는 CES와 자이로를 이용하여 LVLH 좌표계에서 자세를 제어한다. 참고로, KOMPSIM에 사용될 제어기는 각축 모두 PID 제어기를 사용하는데, 그 이유는 태양전지판이 위성 본체와 17.5 deg의 각을 이루기 때문에 태양전지판의 오차가 위성 본체의 롤과 피치축으로 변환되는 자세 오차각 때문이다.

지구찾기모드 경우의 반작용휠 제어기는 태양모드와 대동소이하나 단지 CES (conical earth sensor)가 지구를 찾기 위해서 위성의 롤 각속도를 1 deg/sec로 제어하는 차이가 있다. 즉, PID 형태의 반작용휠 제어가 태양전지판이 태양으로 지향하며 위성의 롤축을 일정한 속도로 회전시키는 제어를 수행한다.

Attitude-hold Submode는 CES에서 자세 정보를 측정할 수 있기 때문에 기본적으로는 Science Mode의 Nadir-pointing과 유사한 개념의 운영을 수행한다. 따라서, 이때 반작용휠 제어기는 Science Mode의 PI 제어기를 그대로 사용한다. 즉, 위성의 롤과 피치축은 CES의 자세정보를 이용하며 요축은 Gyro-compassing을 이용하여 요축 자세정보를 계산하여 3축 자세제어를 수행한다.

다. 자세지향제어 및 인식 설계 결과

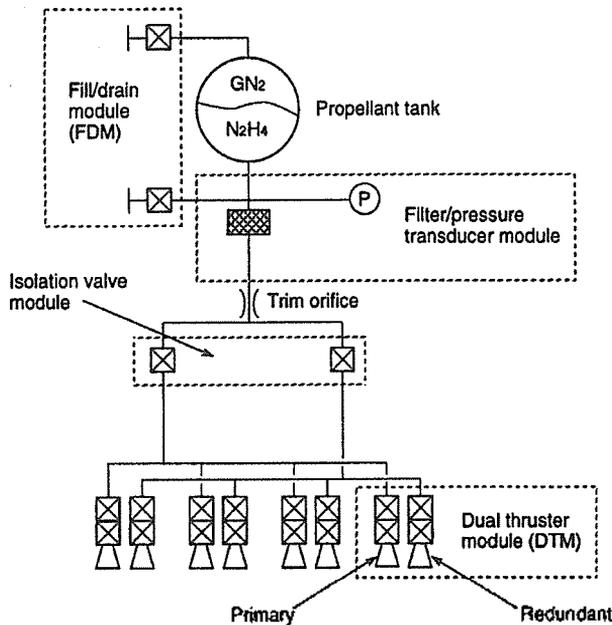
지향정밀도에 대한 자세제어 서브시스템 요구사항은 정밀과학서브모드 (Science Fine Submode)에서 이차적기를 가진 PID제어기를 사용하여 요구사항을 만족하도록 자세결정알고리즘을 설계하였다.

VI. 추진계

위성의 임무를 성공적으로 수행하기 위해 추진계에 요구되는 주요 설계사항들은 다음과 같다. 위성이 발사체에서 분리되어 임무궤도로 안착될 때 위성의 고도 및 기울기 오차를 교정하기 위한 추력임펄스를 제공한다. 또한 임무 궤도 상에서의 항력 보상과 자세 제어 및 유지에 필요한 제어 모멘트를 제공한다.

추진계의 설계는 저궤도 경량위성에 적합한 설계를 가진다. 즉 프로젝트 위험도를 최소화하기 위해 비행 검증된 저비용의 하드웨어를 채택하며, 설계변경과 제작, 조립 및 시험을 용이하게 하기 위하여 모듈 단위로 설계를 한다. 추력기는 추진제의 사용을 최소화할 수 있고 추력기 플룸의 위성체로의 충돌과 플

<그림 8> 추진계 구성도



름에 의한 오염을 최소화할 수 있는 위치에 선정한다. Primary와 Redundant의 추력기 조합으로 단일실패허용(Single Fault Tolerance) 추력기 시스템을 구축하며, 추진제 공급방식은 위험성이 낮은 압력공급방식으로 격막(Diaphragm)을 갖는 추진제 탱크를 사용하여 밀어내기(Blowdown) 방식으로 추진제를 공급한다. 모든 추진제 공급 계통은 용접을 하여 누설 방지를 하고 단기추진제(Monopropellant)인 하이드라진(Hydrazine)의 촉매 반응을 통해 필요한 추력임펄스를 제공한다.

추진계 구성품은 다음과 같다.

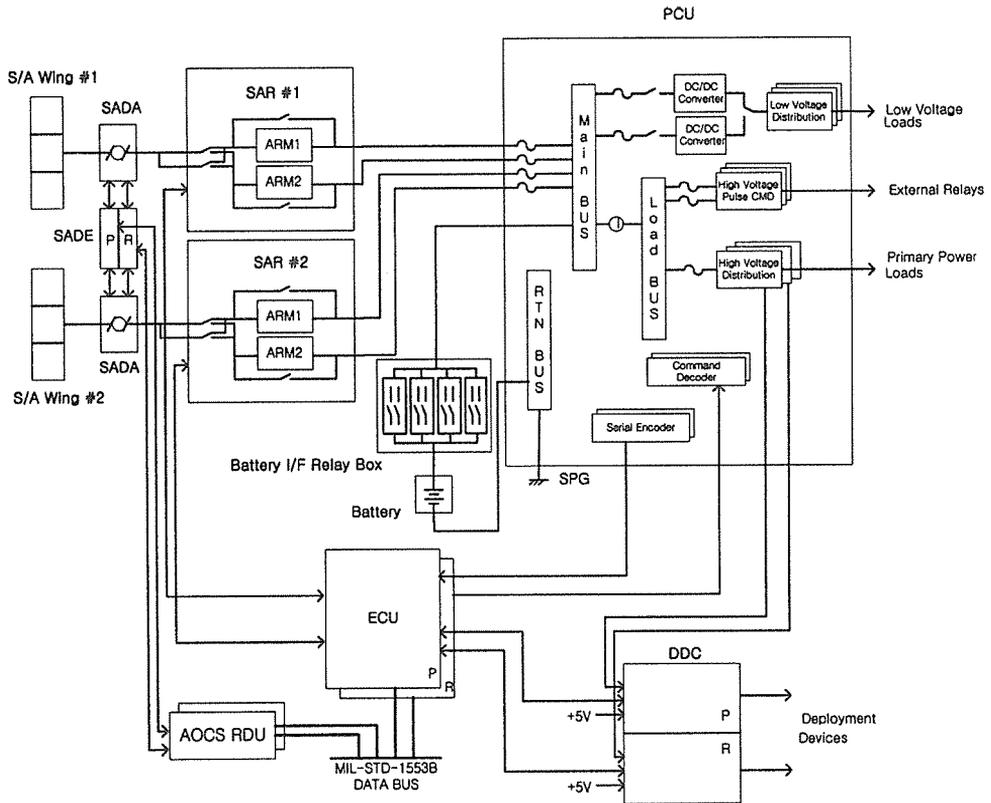
- 한쌍이 주와 잉여의 MRE-1 추력기로 구성된 총 4쌍의 1.0 lbf 이중추력기 모듈(DTM)
- 격막형 추진제 탱크
- 2개의 추진제/가압제 충전/배출 밸브
- 추진제 필터와 압력변환기
- 2개의 래칭밸브
- 오리피스가 있는 추진제 공급 라인
- 히터 시스템
- 추진 플랫폼을 포함하는 추진계 구조 모듈

추진계 예비설계를 마침으로 부품에 대한 규격설정을 완료하고, 추력기 위치 선정 및 배치와 다른 모듈 및 연료탱크 위치선정, 추진제배관설계를 완료하였다. <그림 8>은 추진계 구성도이다.

VII. 전력계

다목적실용위성2호의 전력계(EPS: Electrical Power Subsystem)는 3년의 임무기간동안, 위성본체와 탑재체의 임무수행을 위한 요구전력을 공급하는 기능을 갖는다. 구성품은 낮 기간동안 전력을 생성하는 태양전지배열기(Solar Array), 식(Eclipse) 기간 동안 요구전력을 공급하고 지표면 촬영 시 최대 룰 또는 피치 기동을 수행하기 위해 필요한 에너지 저장장치인 배터리, 태양전지배열기에서 생성된 전력을 적절한 전력으로 변환시켜 위성의 일차측 전원과 배터리로 전달하는 태양전력조절기(SAR: Solar Array Regulator), 각 위성체 부하와 탑재체에 필요한 전력을 분배하고 조절하기 위한 전력제어기(Power Control Unit), 위성체도 진입 후 태양전지배열기를 전개하기 위한 전개장치제어기(Deployment Device Controller), 위성본체와 탑재체의 전기적 접속과 GSE(Ground Support Equipment)의 인터페이스, 발사 및 비행운용 동안 발사체와의 신호 및 전력을 공급하는 기능을 갖는 하니스, 그리고 탑재 컴퓨터(OBC), 지상국에서 전력계의 상태를 모니터하고 제어할 수 있도록 원격 측정 및 명령을 갖도록 설계된 전력계제어장치

< 그림 9 > 전력계 구성도



(EPS Control Unit) 등의 전장품으로 구성되어 있다. 전력계 구성도는 <그림 9>와 같다.

가. 태양전지배열기(Solar Array)

가격 대 성능의 장점이 있으며 많은 우주비행 헤리티지를 가지고 있는 단결합 GaAs/Ge 태양전지의 적용이 고려되었으며 이를 기본으로 예비설계가 진행되었다. 실제 태양전지의 설계변수를 사용하여 계산된 전력은 임무말기에서 957 W이며, 이는 전력 요구조건을 만족한다.

나. 배터리

2차 전력원으로서 선정된 슈퍼 니켈-카드뮴 배터리는 식구간, 최대 부하의 운

용, 그리고 월식과 위성의 발사에 따른 1차 전력을 이용할 수 없을 경우에 위성에서 필요한 전력을 공급한다. 배터리의 방전량은 정상운용에서 25% 가량이 예상되며, 최대 36%의 방전량을 넘지 않도록 설계되었다. 그리고 3년 동안의 임무수행에 요구되는 총방전 횟수는 대략 16,100 cycles이며, 25%의 방전량으로 운용될 경우, 배터리의 수명은 충분한 마진이 있는 것으로 분석되었다. 그리고 배터리의 수명은 온도와 매우 밀접한 관계를 가지고 있으며, 궤도에서의 배터리 운용온도를 평균 10°C로 유지하기 위하여 파이프, 히터 및 라디에이터를 이용한다.

다. 전력제어기 (PCU: Power Control Unit)

전력제어기는 위성의 전력원으로 공급받은 전력을 릴레이나 퓨즈로 각각의 전장품에 1차 전력(28V±6 V)을 공급하고, 내부에 포함된 DC/DC 컨버터를 이용하여 적절하게 변경한 2차 전력원(5V, ±15 V)을 공급한다. 그리고 각 부하의 릴레이 상태와 조절은 전력계 제어장치인 ECU로 모니터하고 조절한다. 1차 및 2차 부하전력에 맞추어 퓨즈, 릴레이 및 2차 전원 DC/DC 컨버터 용량을 설계하였다.

마. 태양전력조절기(SAR: Solar Array Regulator)

태양전력조절기는 S/A에서 발생된 전력을 벽형태 콘버터를 사용하여 배터리의 충전상태에 따라 Pulse Width Modulation 방식의 듀티비의 조절을 통하여 위성체의 일차전력으로 변환하는 역할을 한다. 필요전력을 수용하기 위하여 증가된 용량의 태양전력조절기가 설계되었다.

바. 전력계제어장치(ECU: EPS Control Unit)

전력계제어장치는 전력계 구성품(SAR, DDC, PCU)의 제어 기능을 제공하기 위해 마이크로프로세서 및 메모리 등의 하드웨어와 운용을 위한 탑재 소프트웨어를 내장하고 있으며 특히 타 프로세스(OBC, RDU)와의 통신을 위해 1553B 데이터버스 인터페이스 기능을 가지고 있다.

사. 전개장치제어기(DDC: Deployment Device Controller)

전개장치제어기는 위성의 발사 후 일차전원으로 사용되는 태양전지배열기를 전개하기 위한 장치로써 Primary와 Redundant 각각 8채널씩 총 16채널의 전개장치를 제어할 수 있다. 전개장치 제어기는 전력 제어기로부터 +28 V 및 +5 V 전원을 공급받으며 전력계 제어장치로부터 각 채널에 대한 Arm/Safe 명령 및 Fire

명령을 받아 한번에 Primary 및 Redundant 한 채널씩 구동한다.

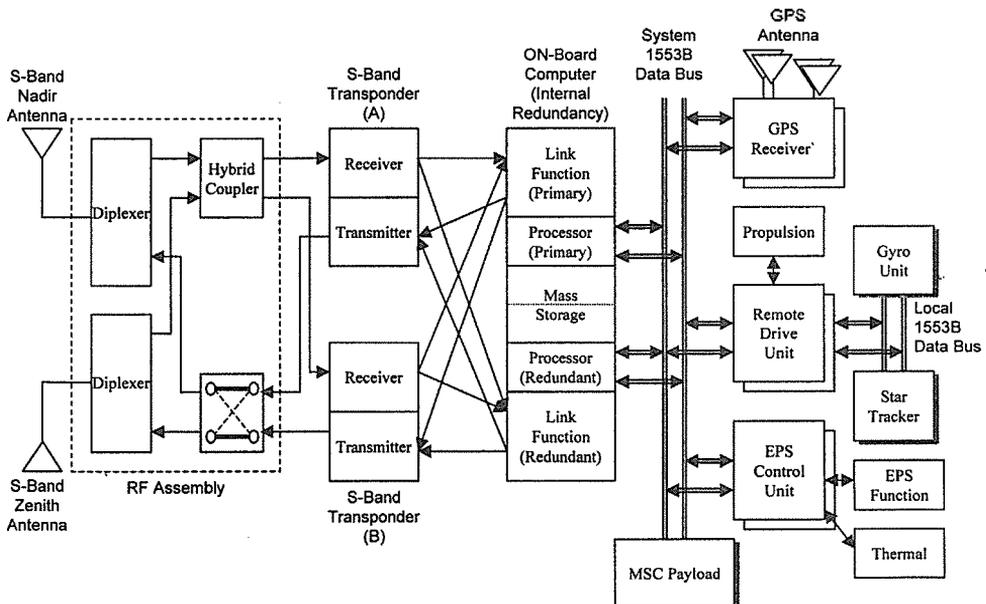
아. 하니스(Harness)

하니스는 위성체의 모든 전력과 신호의 인터페이스를 전기적으로 연결해주며, 또한 위성체의 온도 조절을 위한 히터와 써머스타트의 작동에 연결선을 제공한다. 또한 조립 과정에서의 시험을 위한 EGSE와의 연결 커넥터를 제공하며, 위성의 오작동에 의한 사고를 막기 위한 In-Flight Jumper를 제공한다. 트랜스포머 커플링방식의 1553B 데이터버스를 사용하여 프로세서와 탑재체간의 데이터를 전달하며, 유연타일의 RG400 또는 Gortex RF 케이블을 이용 안테나시스템과 주된 전자 박스간에 텔레메트리 추적, 제어 및 통신을 담당한다.

VII. 원격측정명령계

원격측정명령계의 임무는 크게 지상 관제국과 위성 사이의 통신 기능과 지상의 명령에 따라 위성 전체의 동작 제어 및 감시 기능, 그리고 위성 전체의 시간

< 그림 10> 원격측정명령계 서브시스템 구성도



동기 기능 등이다. 이러한 기능을 수행함으로써 위성의 정상적인 임무 수행을 보장하는 기능을 수행하도록 하였다. 요구 사항을 분석하여 이를 서브시스템 설계에 반영하는 함으로서 임무를 달성하고자 한다. 또한 추가 설계 변경 요소를 검토하고 이들에 대한 국산화 타당성을 분석함으로써 향후 국내 위성 개발 수준을 높일 수 있도록 한다.

가. 서브시스템 구성

예비 설계 분석은 링크성에 대한 분석, PFD 요구사항에 대한 분석, RF 상호 간섭분석 등을 수행하였다. 1초 신호동기를 위한 FEP/DPLL 구성 및 운용 개념에 대한 상세설계를 완료하였으며, CPU Throughput을 향상을 위한 386 CPU 기반의 향상된 프로세서모듈 개발을 완료하였다. 이와 함께 새로운 PFD 권고안이 ITU에서 마련되었으나 이를 적용할 수 있는지에 대한 분석을 수행하여 각각에 맞는 RF 어셈블리 구성안을 마련하였다.

서브시스템을 구성하는 구성품은 S-밴드 안테나, S-밴드 RF 어셈블리, S-밴드 트랜스폰더, 탑재컴퓨터 및 GPS 수신기로 정의되었다. 서브시스템 구성도는 <그림 10>과 같다.

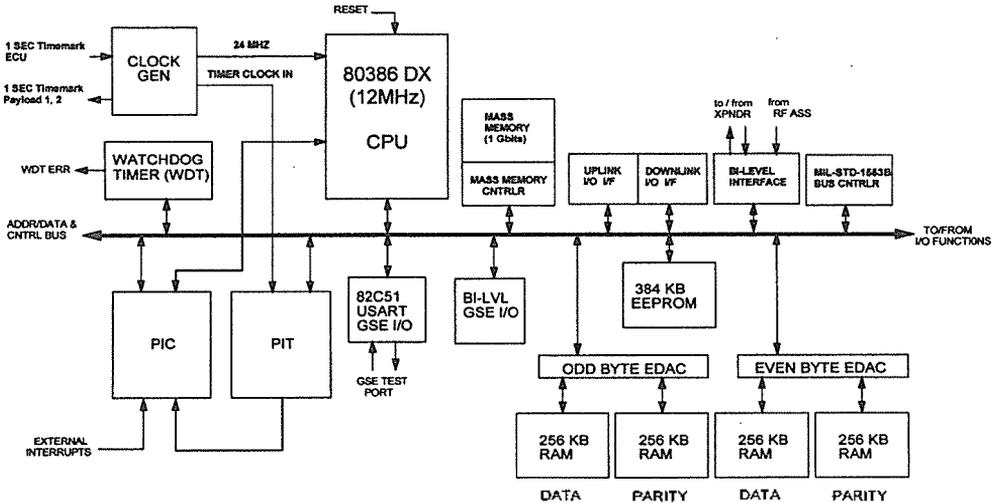
나. S-밴드 트랜스폰더

트랜스폰더는 수신기와 송신기로 구성되어 있으며, 수신주파수대역이 2025~2120 MHz이며, 송신주파수대역은 2200~2300 MHz이다. 수신기의 주요 규격은 2 kbps의 데이터를 수신하고, -125 dBm의 수신감도, 1.5 kHz~1.2 MHz의 레인징 채널을 가지고 있다. 송신기는 5W의 RF출력하고, 240/221의 코히어런트반환율, 1.024 MHz의 서브캐리어 주파수, 128 kbps의 서브캐리어 BPSK처리, 5 Mbps까지의 직접캐리어변조방식으로 데이터를 송신할 수 있게 설계되었다.

다. 탑재 컴퓨터

탑재컴퓨터 CPU로는 80386DX (12 MHz)를 사용하며, 각종 프로그램의 실행과 데이터의 일시저장을 위한 512kByte의 SRAM이 장착되어 있으며, 384 kByte의 EEPROM, 그리고 1Gbit의 대용량메모리를 갖는다. <그림 11>에 탑재컴퓨터 내부 구성도를 도시하였다. SRAM과 대용량메모리에는 일비트에러교정과 두비트에러탐지를 수행할 수 있는 EDAC 기능을 갖고 있으며, EEPROM은 비휘발성 메모리로서, 위성의 소프트웨어의 영구적인 저장을 위해 사용되며, CPU가 재시동 될 때 EEPROM 영역의 소프트웨어가 RAM 영역으로 전달되게 된다. 대용량 메모리는 1 Gbit의 DRAM과 메모리 컨트롤러로 구성되어 있으며, 블록처리 단

< 그림 11 > 탑재컴퓨터 내부 구성도



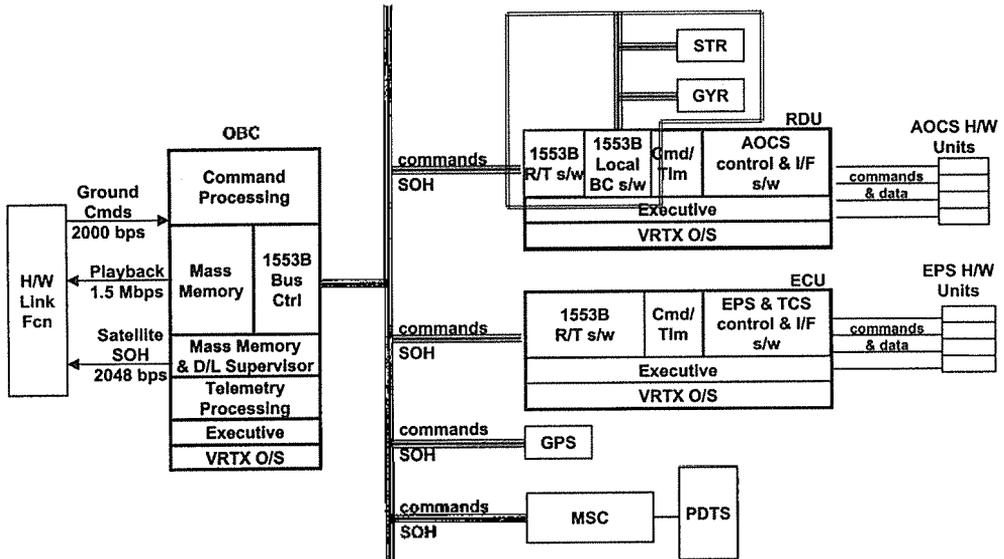
위는 64 kByte이며, EDAC기능을 갖고 있다.

그리고, CPU는 16개의 인터럽트에 반응할 수 있으며, 이들 인터럽트들은 PIC (Programmable Interrupt Controller)에 의해 제어된다. PIT (Programmable Interrupt Timer)에 입력되는 클럭으로는 Timer0, Timer1을 사용한다. Timer0 는 6 bit 크기를 가지며, Timer1은 5비트의 크기를 갖는다(Timer0 Clock Input 1125 kHz, Timer1 Clock Input 100 Hz). 링크 기능에는 명령처리기능과 텔레메트리 처리기능이 있어, 탑재컴퓨터는 위성체의 SOH (Status of Health) 데이터 및 탑재체 데이터를 MIL-STD-1553B 데이터버스를 통해서 수집하며, 이를 포맷 및 대용량메모리에 저장하거나 링크 기능을 통해서 트랜스폰더로 전달하게 된다. 하향전송 되는 텔레메트리 데이터는 위성체 소프트웨어에 의해서 실시간 데이터인 경우는 1초에 한번, 저장데이터인 경우는 0.25 초에 한번씩 핑퐁버퍼에 보내지며, 버퍼가 채워지는 즉시 지상에 전달한다. 핑퐁버퍼의 크기는 최소 183 VCDU (40,260 Byte)를 저장할 수 있다. 시간기능은 탑재컴퓨터의 시각발생기 보드에서 수행된다.

IX. 탑재 소프트웨어

고해상도카메라의 접속, 32비트로 향상된 탑재컴퓨터 (80386+80387), 정밀 자세제어를 위한 자세제어 센서 및 구동장치에 대한 인터페이스, 증가된 전력량의 제어, 열제어 등 다목적실용위성2호 고유의 임무를 위해 부여된 요구사항을

< 그림 12 > 탑재 소프트웨어 인터페이스



만족시킬 수 있도록 설계되었다. 그리고 다목적실용위성 2호를 위한 소프트웨어 개발환경을 구축하였다. 변경된 프로세서에 맞는 소프트웨어 개발 도구를 갖추었으며, 소프트웨어 테스트베드를 설계 제작하였다. 주요 설계 내용은 다음과 같다.

- 향상된 탑재컴퓨터 (32-bit 80386 CPU의 사용)
- RDU에 80387 연산 Coprocessor의 사용
- AOCS 유닛인터페이스(별감지기,자이로)-RDU local 1553 B데이터버스
- SEU mitigation 설계의 추가
- 수정된 DPPLL(Digital Phase Lock Loop)을 위한 전단처리기능 추가
- 탑재체 명령 접속의 변경
- 정밀궤도결정(POD) 및 정밀자세결정(PAD)을 기능

가. 원격측정명령계 소프트웨어

OBC, RDU 그리고 ECU가 1553 B데이터버스를 통해 연결된 분산구조로 구성되어 분산시스템을 지원하는 소프트웨어의 기능을 갖는다. 원격측정명령계 소프트웨어는, 응용프로그램을 효율적으로 사용할 수 있게 다양한 기능을 제공하는 실행관리자와 원격측정명령 처리를 담당하는 소프트웨어로 구성되며 세 개의 프로세서(OBC, RDU, ECU)에 모두 구현되어서 분산처리를 위한 필수적인 기능을 제공해야 한다. 원격측정명령계 소프트웨어의 기능은 다음과 같다.

1. 소프트웨어 실행관리자 (Software Executive)

탑재소프트웨어의 실행을 관리하는 부분으로 응용프로그램이 하드웨어 자원을 효율적으로 사용할 수 있도록 다양한 기능을 제공한다. 소프트웨어 실행관리자는 Bootstrap Loader, 인터럽트처리루틴, 태스크관리자, 기억장소검증, 1553B 버스제어기능, SEU(Single Event upset)처리 등으로 구성되어 있다.

2. 원격측정명령 처리

프로세서는 분산시스템구조를 가지며 원격측정명령 처리소프트웨어도 각각의 프로세서에 분산되어서 원격측정명령 처리의 기능을 수행한다. 세 개의 프로세서에서 처리의 기능을 수행하지만 다음과 같이 약간 다른 기능을 가진다.

(1) OBC에서의 기능

- Uplink Subcommand에 대한 검증기능
- 각 유닛에 1553 B데이터버스를 통하여 명령어를 분배시킬 수 있는 기능
- 저장된 명령어를 저장하고 활성화시킬 수 있는 기능
- 해당 명령어를 수행시킬 수 있는 기능(Command Dispatch)
- 고해상도카메라의 대용량 데이터를 즉시 1553B데이터버스를 통해 전송

(2) RDU 및 ECU에서의 기능

RDU/ECU는 1553 B데이터버스로부터 명령이 도착되었는지를 주기적으로 확인하여 명령이 도착되었으면 그 명령을 수신하여 분석한다. 그 명령이 실시간 명령어이면 받는 즉시 처리하고, Stored Command이면 기억장소에 저장 후 규정된 시간에 처리한다. RDU/ECU에서의 명령처리기능은 다음과 같다.

- 1553B데이터버스를 통해 명령어를 수신하여 기억장소에 저장하는 기능
- Uplink Subcommand에 대한 검증기능
- Stored Command를 저장하고 활성화시킬 수 있는 기능
- 해당 명령어를 수행시킬 수 있는 기능(Command Dispatch)

또한 RDU/ECU는 내부의 데이터를 수집하는 기능과 수집된 데이터를 1553B 데이터버스를 통하여 OBC로 전송하는 기능을 가진다. 그리고 RDU의 경우, GPS수신기에서 수신된 시간 정보를 1553 B데이터버스를 통하여 타 장치로 전송하는 역할도 담당한다. RDU에는 Local 1553 B데이터버스로 별감지기와 자이로가 연결되어 RDU가 Local BC로서 별감지기와 자이로가 RT로서 동작을 한다. 별감지기와 자이로로부터 받은 PAD 데이터는 지상으로의 전송을 위해 CCSDS 포매팅과 대용량메모리 저장을 위해서 시스템 1553 데이터를 통해 OBC로 전송되어진다.

나. 자세제어계 소프트웨어

자세제어계의 센서로부터 받은 데이터를 바탕으로 위성체의 자세와 위치를 결정하고, 위성체의 무게중심에 대하여 토크를 발생시켜 위성체를 제어하기 위

하여 구동기에 정확한 순서로 전기적인 신호를 발생시키며, 자세와 위치정보를 이용하여 위성의 임부수행을 위해 위성체에 장착된 여러 구동기를 사용하여 위성의 자세와 위치를 제어하는 역할을 수행한다. 자세제어 소프트웨어는 크게 나누어 다음과 같다.

- 센서데이터처리: 자세제어 센서로부터 데이터를 읽어서 적절하게 처리하고 제어로직에서 사용되는 물리적인 유닛으로 변환하는 작업을 수행한다.
- 자세제어 명령 및 에러 프로세싱: 자세 정보(Rate 및 자세 오차)를 갱신하고, 궤도 정보를 처리한다.
- 제어로직: 해당 서브모드에 맞는 제어로직을 수행하고 구동기 명령을 생성시킨다. 모멘텀 제기와 같은 역할도 수행한다.
- 구동기 동작: 제어로직으로부터 생성된 명령을 이용하여 직접 구동기를 동작시키며 태양전지판 구동 명령도 포함된다.
- 기타 기능: 태양 전지판의 전개 여부를 검사하는 루틴 및 자세제어 소프트웨어에 의한 자동적으로 일어나는 모드 변환을 수행한다

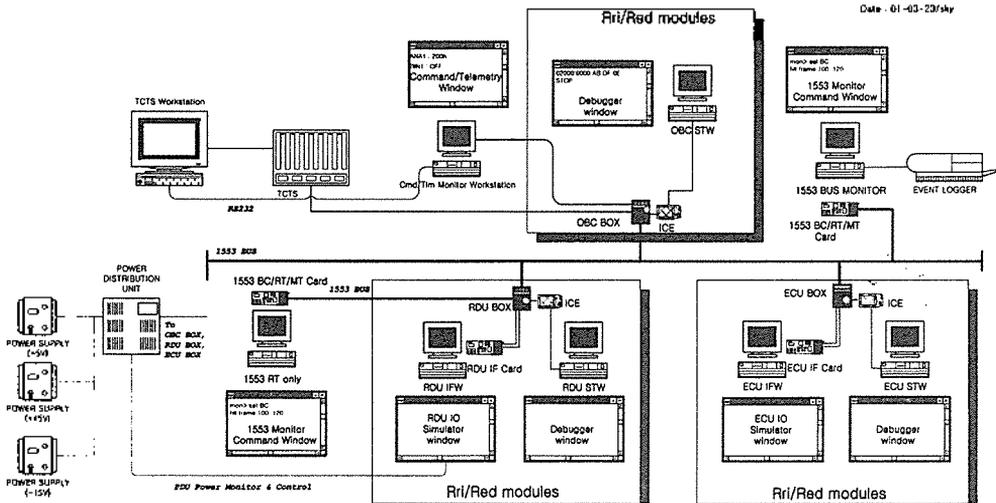
다. 전력계 소프트웨어

전력계 탑재 소프트웨어의 기능은 전력계에서 요구하는 일식/DET/PPF/전류 제한/전류 taper/서류 충전/온도 보상 전압제한/태양전지 자료수집 모드 등 8가지의 운용 방식을 구현 수행하는 역할을 한다. 이를 위해 1초 마다 실행되는 부분과 16초마다 실행되는 부분으로 크게 나누어진다. 1초 마다 실행되는 모듈에는 크게 시작모듈, 센서처리모듈, Ahr 적분계산모듈, 전력계 제어실행모듈, 상태워드작성모듈로 구분 지을 수 있다. 시작모듈의 경우 ECU 프로세서가 초기화 될 경우에만 실행되는 모듈로서 전력계 소프트웨어의 각 운용에 필요한 환경 설정, 변수 등의 초기화 등을 하는 모듈이다. 센서처리모듈은 전력계 관련 센서에서 읽은 측정 자료들을 처리하는 모듈이다. Ahr 적분계산모듈은 위성 배터리에 들어가는 충전 전류 및 방전전류를 계산하여 배터리의 상태를 감시하는 모듈이다. 전력계 제어실행모듈은 16초마다 실행되는 전력계 제어 선택 모듈에서 결정된 위성 배터리의 제어 방식에 따라 실제 전력계 운용을 실시하는 모듈이다. 상태워드작성모듈은 위성전력계 운용에 관련한 플랙들을 2개의 워드로 만드는 기능을 수행한다.

라. 열제어 소프트웨어

프로세서에 의해 제어되는 히터의 수가 16개이며, 히터 제어소프트웨어의 실행주기를 32초로 하였다.

< 그림 13> 소프트웨어 테스트베드의 구성도



마. 탑재소프트웨어 개발환경 구축

탑재소프트웨어를 개발하기 위해 사용될 소프트웨어 테스트베드의 구성도가 <그림 13>에 나타나 있으며, 위성이 Intel80386 CPU를 탑재하고 있고, RDU의 경우에는 FPU (Floating Point Unit)로써 Intel80387을 탑재하고 있다. 80386 CPU의 모드 중 리얼 모드를 사용하기 때문에 이에 적합한 코드를 생성시킬 수 있는 개발 도구를 선택해야 하고 RDU의 경우 80387 FPU의 기능을 활용할 수 있도록 코드를 생성시킬 수 있는 개발 도구를 선택해야 한다. 스텝, 트레이스 등과 같은 ICE (In Circuit Emulator)의 기능을 이용하여 탑재소프트웨어를 시험하고 디버깅하기 위해서는 이에 적절한 디버깅 정보를 생성시킬 수 있는 LINK/LOCATE를 선택해야 하며, ICE도 수행시간 측정, 코드 커버리지(Code Coverage)와 같은 디버깅 이외의 기능을 제공해야 한다.

X. 결 론

본 논문에서는 다목적실용위성 2호 본체의 예비설계 결과를 각 서브시스템별로 서술하였다. 향후 상세설계가 모두 완료되고 주요부품에 대한 국산화 제작이 추진될 예정이다. 위성본체의 성능 검증을 위한 VDS, STB 및 ETB에 대한 제작도 완료되어 운용될 것이다. 탑재소프트웨어 개발 및 검증을 위하여 소프

트웨어 도구를 새로이 갖추었으며, 소프트웨어 테스트베드의 설계 및 제작이 진행되었다. 이를 바탕으로 탑재소프트웨어 상세설계, 코딩 및 유닛 테스트, 통합 및 시험이 이루어지고, 소프트웨어 테스트베드가 완성되어 ETB 시험용 초기 원격측정명령 소프트웨어가 개발될 것이다. 구조계 및 열제어계의 성능은 STM 시험을 통해 완료될 예정이다. 이러한 개발일정이 예정대로 추진되기 위하여는 위성본체 및 각 부분체 간의 유기적인 협조와 설계 내용에 대한 지속적이고 반복적인 확인이 필요하다. 아울러 국산화 제작을 위한 자재, 공정 및 절차에 대한 완벽한 준비과정이 선행되어야 하며 이는 CDR (Critical Design Reviw) 및 TRR (Test Result Review)등을 통해 확인, 검증될 것이다.

[참고문헌]

- 김진철외 6인(2000), 「아리랑1호위성의 개발기술」, 한국항공우주학회, 제28권,제 4호
- 한국항공우주연구원(2001), *Preliminary Design Review Data Package*