

통신해양기상위성의 탑재컴퓨터 설계

조영호*, 원주호*, 최재동*
한국항공우주연구원*

Space Computer Unit Design for COMS (Communication, Ocean & Meteorological Satellites)

Young-Ho Cho*, Joo-Ho Won*, Jae-Dong Choi*
Korean Aerospace Research Institute*

Abstract - 본 논문에서는 통신해양기상위성에서 사용되어지는 탑재컴퓨터 구조를 제시하였다. 제시된 구조는 2대의 동일한 탑재컴퓨터가 외장형 형태의 잉여구조로 배치되게 하였다. 또한 2대의 컴퓨터 모두 Hot Redundancy로 동작하며 Prime 탑재컴퓨터와 동일한 작업을 Redundant 탑재컴퓨터에서도 수행토록 하였다.

1. 서 론

21세기에 들어와서 세계 각국은 우주개발에 국가적 역량을 더욱 집중시키고 있으며 특히 유럽공동체와 중국의 약진이 부각되고 있다. 우리나라도 액체로케 개발의 성공에 힘입어 우주시대의 진입을 위한 국가적 우주개발 사업들이 더욱 힘을 얻고 진행되고 있다[1-3].

국내 최초 정지궤도 개발위성인 통신해양기상위성은 2008년 발사되어, 고도 36,000km 상공에서 위성통신, 해양관측 및 기상 관측서비스의 복합임무를 수행하도록 설계하고 있다. 특히 기상 분야 국내 독자 위성 확보와 세계 최초로 정지궤도 해양센서를 활용함으로써 국가 기상 재난 조기 예측체계를 구축하고, 해양자원의 관리 및 해양 환경보존을 통한 국민의 복지증대를 위하여 개발하고 있다. 통신해양기상위성은 내부적인 전기구조는 크게 6가지 시스템 블록으로 DHS(Data Handling System) 시스템, TCR(Telemetry Command and Ranging) 시스템, EPS(Electrical Power System) 시스템, AOCs(Attitude Orbit Control System) 시스템, MODCS (Meteorological and Ocean Data Communication Subsystem) 시스템 그리고 탑재(MI, GOCI, KA band) 시스템으로 구분된다[4]. 모든 시스템들은 DHS시스템 내에 위성의 탑재컴퓨터인 SCU 의하여 제어 및 모니터링되고 있는데 이는 자체 운영 소프트웨어 알고리즘과 지상국의 운영에 의하여 수행되도록 설계하였다. 탑재컴퓨터가 모든 시스템들을 제어하고 상태에 대한 정보들의 획득은 시스템 버스를 통하여 이루어지고 있다[4].

본 논문에서는 통신해양기상위성에서 사용되어지는 탑재컴퓨터 구조를 제시하였다. 제시된 구조는 2대의 동일한 탑재컴퓨터가 외장형 형태의 잉여구조로 배치되게 하였다. 또한 2대의 컴퓨터 모두 Hot Redundancy로 동작하며 Prime 탑재컴퓨터와 동일한 작업을 Redundant 탑재컴퓨터에서도 수행토록 하였다.

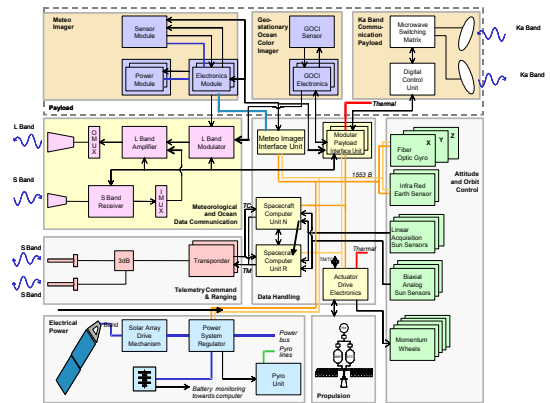
2. 통신해양기상위성 기능[4]

인공위성은 임무수행 기능을 담당하는 탑재체(payload)와 이를 지원하는 본체(bus)로 크게 분류가 된다. 이러한 통신해양기상위성은 그림 2.1과 같이 주요 기능에 따른 서브시스템으로 분류되며 각각의 요구사항에 맞게 독립적인 설계된 후 조립하여 완성되어진다. 각 서브시스템들을 간략히 요약하면 다음과 같은 기능들을 가지고 있다.

[DHS(Data Handling System) 서브시스템]

DHS 서브시스템의 주요 기능은 첫째로 지상국으로부터 온 TC를 받아 디코딩해서 각 해당 서브시스템에 분배하여 위성이 정상동작을 할 수 있도록 제어하는 것이다. 이러한 커맨드 프로세싱은 CCSDS 프로토콜을 따르며 프레임 길이와 구조는 커맨드 링크를 최적화 할 수 있도록 설계하였다. 둘째로 위성이 얻은 여러 가지 상태 데이터를 포맷팅하여 지상국에 전달하는 것이다. 마지막으로 위성에 문제가 발생 시 빠른 위성 시스템의 재구성을 위한 FDIR(Failure Detection Isolation and Recovery) 기능

을 갖도록 설계하였다.



〈그림 1〉 통신해양기상위성 기능 구조 블록도

[EPS(Electrical Power System) 서브시스템]

EPS 서브시스템은 태양의 빛이 있는 동안 태양전지판에 의하여 전력을 공급하며, 이 전력은 전력 공급 레귤레이터(PSR)에 2중 절연된 완전조절 방식으로 버스 전압이 50[Vdc]±1% 내에 유지하도록 조절된다. 또한 태양의 빛이 없는 동안에는 배터리에서 공급되면 이 전력은 배터리 방전 레귤레이터에 의하여 조절되어 원하는 조건을 만족하도록 설계하였다.

[AOCs(Attitude Orbit Control System) 서브시스템]

AOCs 시스템은 비행 자세 안정성을 유지하면서 위성의 임무를 최적으로 수행할 수 있게 하는 시스템이다. 통신해양기상위성의 AOCs는 전이궤도와 정지궤도에서 요구된 자세를 제공하기 위해 다양한 센서로부터 자세를 결정하고 휠이나 추력을 이용하여 자세를 제어할 수 있도록 적절한 마진을 포함한 안정도를 확보한 제어명령을 생성하는 시스템이다. 특히, 태양전지판이 남쪽패널에만 장착된 비대칭 구조로 인해 발생하는 모멘텀으로 인해 하루에 두번씩 휠모멘텀을 제거하는 임무를 수행하며, 기상/해양/통신 탑재체도 동시 운영을 지원하기 위한 요구사항을 만족하기 위해 고성능광학자이로 센서, 태양전지판구동모터의 운용방식, 휠의 재료영역 특성들을 고려하여 설계된 시스템이다.

[TCR/MODCS 서브시스템]

TCR은 통신해양기상위성과 지상의 통신을 담당하는 부분으로써 2개의 S밴드 안테나와 2개의 S밴드 트랜폰더로 구성하였다. 주 임무는 지상국에서 보낸 명령어를 받아서 복조기를 거쳐 위성의 탑재컴퓨터인 SCU에 전해주는 것과 SCU로 받은 데이터를 변조기를 거쳐 지상으로 내려 보내는 역할을 한다. MODCS는 통신해양기상위성의 두 탑재체인 GOCI/MI와 지상국과의 통신을 담당한다. S밴드 안테나와 L밴드 안테나 그리고 수신기 단과 복조기 등으로 구성되어 있다. 주 임무는 GOCI와 MI의 미가공 데이터를 L밴드에 실어서 지상국으로 내려 보내는 역할과 지상국으로부터 가공된 MI 데이터를 S밴드 안테나를 통하여 받아서 지상의 최종 사용자에게 전달해주는 역할을 한다.

[탑재체(Payload System) 서브시스템]

COMS는 기상, 해양 관측 및 Ka Band 위성 통신으로 구성된

3가지 주요 임무를 수행하는 위성이다. 이러한 임무를 만족시키기 위해 통신해양기상위성은 3개의 탑재체가 있는 각각의 주요 임무는 다음과 같다.

〈표 2〉 탑재체 수행 임무

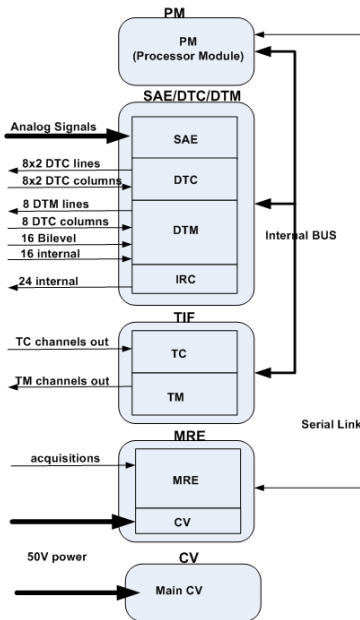
탑재체	수행 임무
기상 임무 (Meteo Imager)	√ 연속적인 기상데이터 추출 √ 폭풍, 홍수, 황사등과 같은 특별한 기상의 조기 발견 √ 해수면 온도 및 구름의 장기적인 변화에 대한 데이터 추출
해양 임무 (Geostationary Ocean Color Imager)	√ 한반도 주변 해양환경관측 √ 어장정보 생성(Chlorophyll등) √ 해양 생태계의 장/단기 변화 관측
통신 임무 (Ka band)	√ 최신 위성통신기술의 궤도상 성능검증 √ 광대역 멀티미디어 통신서비스의 실험

3. 탑재컴퓨터 설계

COMS의 탑재컴퓨터는 상향링크 명령 정보를 수신 및 분배하고, 탑재체 및 센서로부터 획득된 원격측정 정보를 수집 및 처리하여 정해진 규격 하에 트랜스폰더로 전송하는 기능을 제공한다.

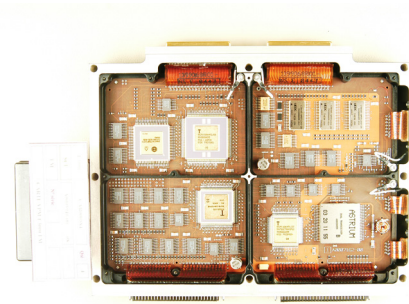
2대의 동일한 탑재컴퓨터가 외장형 형태의 잉여구조로 배치된다. 2대의 컴퓨터 모두 Hot Redundancy로 동작하며 Prime 탑재컴퓨터와 동일한 작업을 Redundant 탑재컴퓨터에서도 수행토록 하였다. 2대의 탑재컴퓨터는 IPL(Inter Processor Link)을 공유하여 상대방의 상태를 감시하고 만일 사용 중인 탑재컴퓨터에서 이상이 발생할 경우 내장된 하드웨어 관리 방안(FDIR)에 따라 자동적으로 잉여(redundancy) 유닛으로 전환된다.

BASS 와 LIASS 등의 태양센서를 위한 직렬 인터페이스 기능을 제공한다. 각 컴퓨터의 상태를 감시하고 그 결과에 따라 위성의 동작모드를 관리하는 MRE 모듈은 해당 탑재컴퓨터와 독립적인 인터페이스를 갖도록 설계하였다. 자세제어계의 IRES 출력 및 전력계의 배터리 상태를 감시하여 이상 발견시 해당 유닛 또는 위성의 동작 모드를 전환하게 된다.



〈그림 2〉 탑재컴퓨터 구조

[Processor Module(PM)]

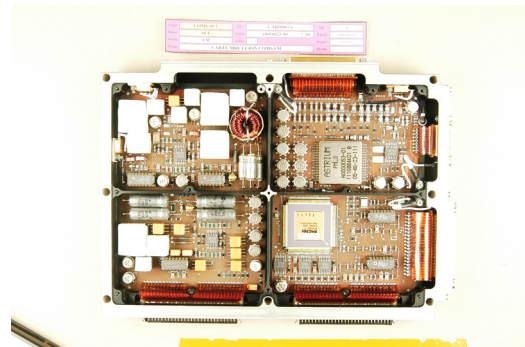


〈그림 3〉 PM 보드

IMA31750 마이크로프로세서로 구현되며 512Kword 크기의 RAM과 128Kwords 의 EEPROM 및 ASIC으로 설계된 제어기로 구성된다. MMU를 채택하여 프로세서 고유의 어드레스 처리 기능을 확장시킬 수 있도록 함과 아울러 메모리 scrubbing 및 majority voting 과 같은 protection mechanisms 을 고려하여 안전한 비행소프트웨어의 운용을 지원토록 설계되었다.

[Monitoring and Reconfiguration Electronics(MRE)]

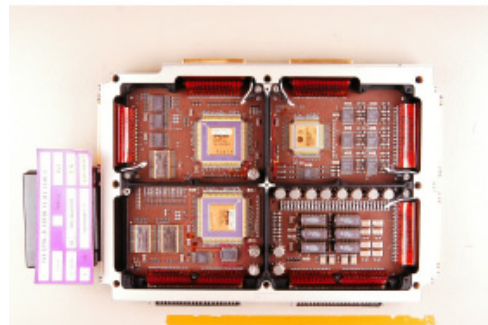
Hot redundancy 로 동작하는 2 기의 SCU 상태를 감시하고 감시된 결과에 따라 운영 모드를 제어하는 기능을 수행한다. 이 장치는 별도의 컨버터가 설계되어 있으며 이로부터 전력을 공급 받게 함으로 외부의 외란에 대한 영향으로부터 차단되도록 설계되었다. 선택된 운영 모드 즉, OPM 또는 SUM criteria 를 기준으로 감시된 상태 정보가 상이할 경우 DHS 및 위성의 운용 모드를 변환시킨다.



〈그림 4〉 MRE 보드

[Transponder Interface Function(TIF)]

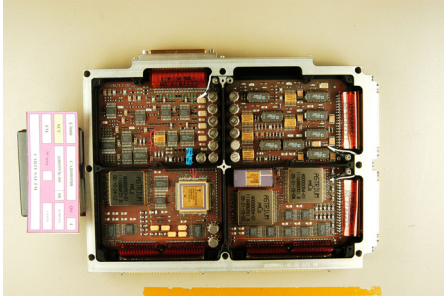
2개의 수신기로부터의 TC 신호 수신 기능 TM 송신 기능을 제공한다. Packet Telecommand Decoder(PTD) 는 TC 수신 및 확인 기능을 수행한다. TM의 경우 비행소프트웨어를 통해 처리된 후 BIM 제어기에 의해 PM에서 TIF로 전달된다. TM 신호는 TIF 부에서 NRZ-1/BPSK 변조되어 출력된다.



〈그림 5〉 TIF 보드

[Sensor Acquisition Electronics & Direct Telecommand and Telemetry (SAE/DTC)]

태양센서(BASS7 & LIASS) 및 추진계 탱크의 pressure transducers의 아날로그 출력을 디지털로 변환하는 기능을 제공한다. 또한 TC/TM matrix driver의 구현을 통해 관련 1553 RT들의 On/Off 명령신호를 제공하고 이에 대한 TM 정보를 획득한다.



<그림 6> DTC/DTM/SAE 보드

[Main Power Converter (CV MAIN)]

PSR로부터 공급되는 +50V 전원에 직접 연결되며 SCU 내부 회로를 동작시키기 위한 2차 전력을 제공한다(단 MRE는 제외). 특별히, 비행소프트웨어가 동작되는 PM RAM의 안전한 운용을 지원하기 위하여 최대 100ms의 전원 전압 저하 현상에서도 동작 가능하도록 설계되었으며 최소22V의 입력 전원에서 그 성능을 유지할 수 있도록 설계되었다.

4. 결 론

앞으로 있을 우주공간의 선점을 대비하여 각국마다 장기 우주 개발 계획을 발표하고 있다. 국내에서도 우주인 탄생부터 달 탐사선 발사계획 등의 많은 우주 프로그램이 있다. 특히 2009년에는 국내 최초 정지궤도 위성인 통신해양기상위성의 발사를 위한 개발이 한국항공우주연구원에서 활발히 진행되고 있다. 본 논문은 통신해양기상위성에서 사용되어지는 탑재컴퓨터의 기본 구성과 안전성을 향상하기 위한 2중 구조의 개념을 소개하였다. 본 기술은 향후 정지궤도 위성의 탑재컴퓨터 개발에 기초 기술이 될 것으로 사료된다.

감사의 글

본 연구는 “통신해양기상위성 시스템 및 본체 개발사업” 개발과제로 교육과학기술부지원에 의하여 이루어진 연구로서, 관계부처에 감사드립니다.

[참 고 문 헌]

- [1] 장영근 외, “인공위성 시스템”, 동문사, 1999.
- [2] 조영호 외, “KOMPSAT2 탑재컴퓨터 설계, 성능 분석 및 시험”, 대한전기학회 논문지, 2000-2003, 2004.
- [3] 조영호 외, “다목적 실용위성의 전력계 제어장치를 위한 프로세서 모듈 개발”, 대한 전기학회 하계학술대회 논문집, 용평, D. 2999 - 2222, 2003.
- [4] “COMS System CDR presentation materials”, Astrium 2007.
- [5] “COMS TMTc Allocation” COMS.BG.00018.DP.T.ASTR, KARI, 2006
- [6] "EUROSTAR 3000 SCU DESIGN REPORT", EUR3-NT-SCU-0077-MMV, Astrium, 2005.
- [7] Wiley J. Larson and James R. Wertz, Space Mission Analysis and Design Second Edition, Kluwer Academic Publishers, 1992.
- [8] Vincent R. Lalli, Robert E, Kastner and Henry N. Hart, Trainin Manual for Elements of Interface Definition and Control, NASA reference publication, 1997