

정지궤도위성 통신탑재체 접속설계

최재동, 구자춘, 박종석, 양근호  
한국항공우주연구원

COMMUNICATION PAYLOAD INTERFACE DESIGN OF GEO SATELLITE

CHOI Jae-Dong, KOO Ja-Chun, PARK Jong-Seok, Yang Koon-Ho  
KOREA AEROSPACE RESEARCH INSTITUTE

**Abstract** - This paper defines the electrical interfaces and limited items to integrate Ka-band communication payload on the satellite system, which includes the detailed interfaces such as bus voltage and data bus according to the related COMS requirements.

And the BUS Electrical Interface Simulator introduces to use during the course of validating and accepting between the KA-Band payload and their EGSE. These interface design results are fully validated through the testing with the BEIS and is compliant with the satellite interface control interface requirements.

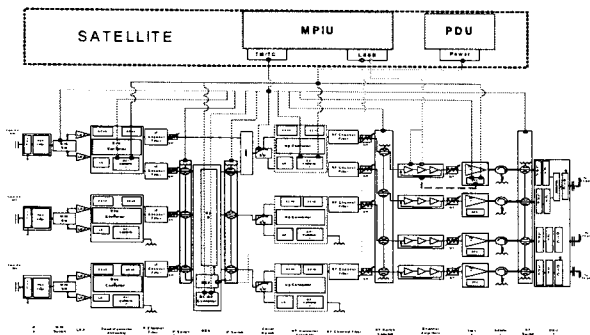
1. 서 론

인공위성은 각 기능별 임무수행에 따라 과학, 통신 방송, 지구관측, 기상, 위치정보 그리고 유인 우주선등으로 구분된다. 이와 같은 임무를 수행하기 위해서는 위성체와 별도로 각 임무별 탑재체가 개발되어 위성체에 장착된다. 각 임무별 탑재체가 동시에 위성에 탑재되기 위해서는 구조적인 안정성, 시야각 확보, 전기적 접속 및 우주방사선 영향 등 여러 가지 측면에서 안정성과 신뢰성을 확보하여야 한다. 따라서 탑재체는 위성체 시스템에서 요구되는 버스전압, 데이터 포맷, 열전도, 구조 안정성 등을 포함하는 탑재체 접속요구사항을 맞추어야 한다. 또한 위성체 내부의 제한된 공간에서 부품 상호간 간섭으로 인한 오동작을 유발하거나 위성체의 기능 수행에 지장을 초래하는 부품이 발생하지 않도록 고장 검출 및 절연방안, 최악조건 분석등을 통해 최종적으로 탑재되기 전 시스템의 안정성을 검증하여야 한다.

본 연구에서는 정지궤도 통신해양기상위성의 위성본체 시스템과 통신탑재체 사이의 정합을 위해 필요한 전기적 접속설계결과가 제시되었다. 위성체와 탑재체 사이의 전기적 접속 다이어그램을 통해 필수적인 접속항목들을 제공하였으며, 각 접속항목들에 대한 상세설계결과 및 제약항목들이 분석되었다. 또한 통신탑재체 접속 설계 및 해석결과와 검증을 위해 위성체 접속시뮬레이터와의 접속검증시험이 수행되었으며, 시험결과와 제시를 통해 설계결과와 신뢰성을 확인하였다.

2. 통신 탑재체 전기적 접속 설계

통신해양기상위성의 통신탑재체는 입력 필터 스위치 네트워크, RF 스위치 네트워크, Remote load, TWTA 그리고 비콘 어셈블리로 구성되어있다. <그림 1>은 통신탑재체의 임무기간동안 운영을 위해 필요한 위성체와 통신탑재체의 전기적 접속 다이어그램을 보여준다.

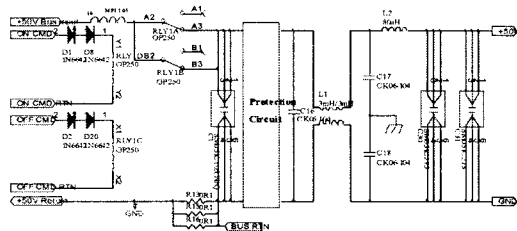


<그림 1> Ka-Band 중계기 전기적 접속 다이어그램

2.1 전력 접속설계

통신해양기상위성의 Ka-band 통신탑재체의 주전원은 위성체로부터 +50V 전원을 공급받아 탑재체 내부 DC/DC 컨버터에 제공한다. TWTA 및 비콘 DC/DC 컨버터를 제외한 모든 DC/DC 컨버터는 전류 제한기 기능을 사용한다. 5ms 이상 동안 주 버스의 부족전압(45V)이 발생 할 경우 탑재체 능동 하드웨어는 5ms 이내에 스위치 오프 된다. 이때 자동적인 복구는 수행되지 않으며 유닛의 재 동작을 수행하기 위해서는 지상 명령에 의해서만 가능하다.

전력 귀환선은 위성체 구조물을 통해 수행되며 모든 통신탑재체 부품은 스위치 오프상태일 때 전력소모는 0W이다. <그림 2>는 다운컨버터, 업 컨버터 및 디지털 제어 유닛에 사용된 DC/DC컨버터의 입력보호회로를 나타낸다.



<그림 2> 주 버스전압과의 입력보호회로

2.2 명령 및 텔레메트리 데이터 접속설계

위성 버스시스템에 포함되어있는 탑재체 접속유닛(MPTU: Modular Payload Interface Unit)은 탑재체와의 접속을 위해 주 전력 컨버터, 시스템 버스 커플러 및 원격명령/텔레메트리 운영을 위한 두개의 모듈, 그리고 원격명령 컨버터 및 저속 직렬버스(LSSB: Low Speed Serial Bus)를 위한 3개의 인터페이스를 갖는 2개의 모듈을 포함한다. 이 유닛은 통신탑재체에 지시되는 명령 전송 및 통신탑재체로부터 생성된 텔레메트리를 획득하여 1553B를 통해 위성 탑재 컴퓨터에 전달한다. 이러한 MIL-STD-1553 데이터 버스는 주 및 예비의 2중구조로 구성되어있다.

통신탑재체에 적용되는 명령 형태에는 일반적으로 부품의 스위치 온-오프등을 수행하는 저전력 명령, Wave Guide 스위치를 구동하기위해 사용되는 고전력 명령, 고전력 명령과 동일하나 보다 적은 시간동안 구동되는 명령과 Coaxial 스위치를 구동하는 명령이 사용된다.

텔레메트리는 아날로그 텔레메트리, 이중 레벨 및 RF 스위치를 위해 사용되는 Contact Closure 텔레메트리 및 3가지 형태로 구성된 스위치의 위치를 나타내는 텔레메트리가 사용된다.

또한 통신탑재체와 탑재체 접속유닛사이에는 채널 증폭기와 디지털 제어 유닛사이에서 직렬데이터 전송을 위해 사용되는 LSSB 버스가 있다. 이는 버스 제어기가 보내진 명령에 대한 검증을 위해 텔레메트리 워드를 규칙적으로 요청하게 된다. 따라서 위성체 레벨에서 "LSSB IP"라고 정의된 하나의 소프트웨어 모듈이 각 포맷마다 모든 LSSB 단자들의 텔레메트리 워드에 대해 요청하게 된다.

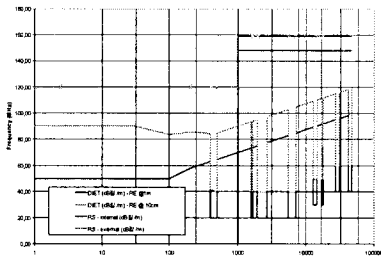
2.3 EMC/ESD 접속 설계

위성 시스템에서는 소형화되고 광대역화 된 고효율 및 고집적 전자 부품 등을 이용한 다양한 전자제품들이 사용된다. 이들 전자제품들이 사용하는 주파수 성분과 신호의 세기는 유닛에 따라 다양하게 나타난다. 이런 위성체의 전자기 환경은 대부분의 전자제품들이 위성체 내부의 제한된 공간에 밀집되어 구성되므로 상호간 간섭으로 인한 오동작을 유발시켜 위성체의 기능 수행에 지장을 초래하거나 해당 부품의 집진적인 성능 저하를 초래할 수 있다. 따라서 Ka-band 통신탑재체의 모든 유닛은 임무운영기간 동안 다 서비스 시스템의 오동작을 발생시키지 않기 위해 COMS 접속문서에서 요구되는 EMC 조건을 만족시켜야 한다.

Ka-band 통신탑재체에 포함된 모든 유닛들은 방사모드에서 COMS 접속 요구조건을 만족한다는 것을 검증하기 위해, 전계 방사와 감응 요구조건에 대해 단위부품 레벨에서 시험이 수행되었다. 각 유닛들에 적용되는 전계방사 및 방사 감응 제한조건은 <그림 3>과 같다.

통신탑재체 전자제품의 경우 접속요구문서의 전계방사 요구사항 (80dBμV/m at 3.4GHz 그리고 40 dBμV/m at 30GHz)을 만족시켜야 하며 이때 EMC 마진은 충분하여야 한다. 전계방사 시험은 30 GHz까지 수행되며, S밴드, L밴드 및 Ka-band Tx 주파수를 포함한 모든 1GHz이상의 다른 주파수들에서 Ka-band 유닛들은 25V/m (i.e. 148dBμV/m)로 시험된다.

또한 S-band 주파수에서 Ka-band 탑재체의 방사정도는 -117dBW/4kHz 보다 적어야 하며 스파이크는 -145dBW를 초과하지 않아야 한다.



〈그림 3〉 COMS 부품에 대한 RE 및 RS 규격레벨

2.4 통신탑재체에 의한 우주방사 영향 분석

위성에 사용되는 전장박스의 설계에는 해당 전장박스가 실리는 우주 비행체의 우주환경을 정확히 규명하는 연구와 운용기간 동안 우주환경으로 인해서 받게 되는 영향의 고려가 동반되어야 한다. 우주환경의 영향으로는 총 이온화선량과 단일고장영향으로 크게 구분된다. 총 이온화선량은 양성자와 전자에 의한 장기간 누적되는 이온화 손상이다. 주요 효과는 임계 이동, 누설 전류, Timing Skew 그리고 성능고장 등이다. 단일고장영향은 고에너지 입자의 차폐 투과성이 높기 때문에 우주 방사선 차폐 해석이 차지하는 부분이 크지 않다. 우주 방사선 차폐 해석의 이유는 총 이온화선량에 대한 전장박스의 합리적인 차폐 설계여유를 가지고, 보다 신뢰도가 높은 전장박스를 만들기 위함이다.

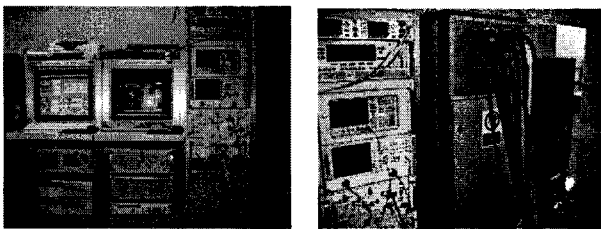
본 연구에서 개발된 통신탑재체의 설계수명은 12년으로 설정되었으며, 각 유닛들은 모든 방향에 대해 위성체에서 0.5mm의 두께를 갖는 알루미늄으로부터 기본적인 차폐 기능이 제공되는 것을 기본으로 설계되었다. 위성부품에 대한 우주 방사능 설계 마진은 최소 2이상을 갖는다.

3. 위성체 버스 전기접속 시뮬레이터

위성체 버스 전기접속 시뮬레이터는 Ka-band 통신탑재체와 위성체 버스 사이의 전기적 접속을 검증하기 위해 원격명령 및 텔레메트리를 제공하는 시뮬레이터이다. 이러한 기능들을 수행하기 위해 버스 전기접속 시뮬레이터는 탑재체 운영소프트웨어, 원격명령 및 텔레메트리 시험 시스템 및 데이터 접속을 위한 기능을 포함하며, Ka-band 통신탑재체를 제어하기 위한 탑재체 접속유닛의 기능 또한 모사되어야 한다.

먼저, 탑재체 운영소프트웨어는 탑재체 부품들을 순차적으로 동작시키며 시험 시스템 컴퓨터와의 주 접속기능을 제공한다. 이러한 접속기능은 사용자 접속, TCP/IP를 이용한 네트워크 접속, TATC 링크, 시험제어기 링크, 데이터 접속, 데이터 베이스 및 운영시스템 컴파일러 기능들을 포함하고 있다.

원격명령 및 텔레메트리 접속 시스템은 LSSB 버스제어기, 하이 레벨 원격명령 및 매트릭스 텔레메트리, 아날로그 신호등과의 접속기능을 갖는 소프트웨어와 이를 구동하기 위한 사용되는 접속 하드웨어를 포함한다. 〈그림 4〉는 Ka-band 통신탑재체 버스 시뮬레이터이다.



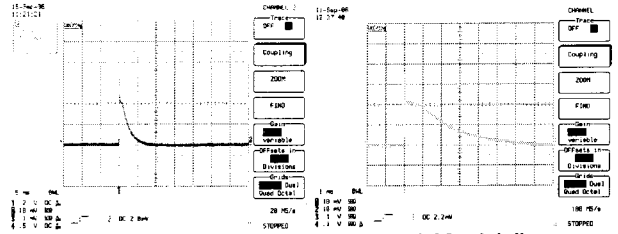
〈그림 4〉 Ka-band 통신탑재체 버스 시뮬레이터

4. 실험 결과

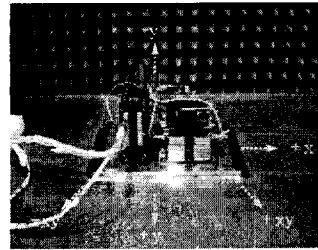
주 버스전압과의 입력보호회로의 설계결과에 대한 신뢰성을 확인하기 위해 돌입피크전류가 측정되었다. 〈그림 5〉는 업/다운 컨버터의 돌입 피크전류 값을 나타낸다. 최대피크 전류값은 COMS 접속문서에 제시된 값을 만족함을 알았다.

〈그림 6〉은 통신탑재체 다운 컨버터 어셈블리의 전자파 환경에 대한 최악조건을 구성하기 위해 서로 다른 5가지의 방향에 대해 시험이 수행되었으며, 그 결과 -Y방향에 대해 최악조건임을 확인하였다. 위성체의 영향을 미칠 수 있는 -Y방향에 대해 1.9GHz ~ 2.7GHz 주파수 대역에서의 전계방사 시험이 수행되었으며 그 결과가 〈그림 7〉에 제시되었다.

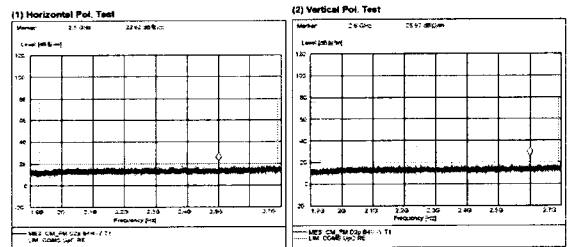
업 컨버터 어셈블리의 경우 +XY방향이 최악조건임을 최종시험결과 확인되었다. 업 컨버터 어셈블리에 대한 최종 시험 결과가 〈그림 8〉에 제시되었다.



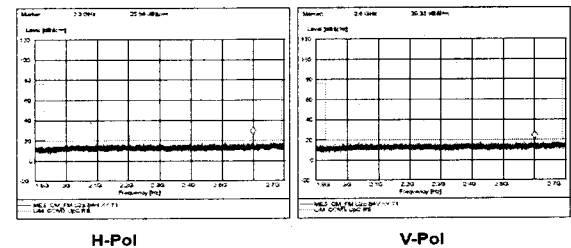
(Up 컨버터) (Down 컨버터)  
〈그림 5〉 업/다운 컨버터에 대한 돌입 피크 전류



〈그림 6〉 다운컨버터 어셈블리 최악조건 구성시험



〈그림 7〉 다운컨버터 어셈블리 최악조건 전계방사 시험결과



〈그림 8〉 업컨버터 어셈블리 최악조건 전계방사 시험결과

4. 결 론

본 연구에서는 위성본체와 통신탑재체 사이의 전기적 접속 설계 결과가 제공되었다. 먼저, 위성체와의 전력접속을 위한 입력보호회로의 피크전류 실험결과 확인을 통한 신뢰성을 확인하였으며, 위성 버스시스템에 포함되어 있는 탑재체 접속유닛과의 원격명령 및 텔레메트리 접속시험 수행을 통해 데이터 접속결과가 검증되었다.

또한 통신탑재체 각 유닛들이 모든 방향에 대해 위성체에서 0.5mm의 두께를 갖는 알루미늄으로부터 기본적인 차폐 기능이 제공되는 것으로 한 설계가 수행되었으며, 전장부품레벨의 전계방사 요구사항에 만족함을 각 유닛의 실험결과를 통해 확인하였다.

〔참 고 문 헌〕

[1] J. D. Choi, "Conceptual Design of Electrical Power System for Communication Satellite", Aerospace Engineering and Technology, Vol.1, No.1, pp84-96, 2002.  
 [2] 최재동, "통신위성 전력제어 및 분배장치 설계 및 해석", 항공우주기술 논문지, 제2권 제1호, pp108-116, 2003.  
 [3] European Space Agency, "Power Standard", ESA PSS-02-10 Vol. 1-2 Issue 1, 1992  
 [4] Decker D.K., and Cassinelli, J., "High Power Solar Array Switching Regulation", Proceeding of the 16rd Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, pp224-231, 1981.