

技術論文

검증위성 시스템레벨 전자기파(EMC) 시험 및 결과에 대한 분석

서민석*, 김세연*, 박석준*, 채장수*, 심은섭**

KoDSat System Level EMC(Electro Magnetic Compatibility) Test and an Analysis of the Test Results

Min-Seok Seo*, Se-yon Kim*, Suk-June Park*, Jang-Soo Chae* and Eun-Sup Sim**

ABSTRACT

In this paper, the system level EMC radiated emission test results of KoDSat(Korea Demonstration Satellite), its affects upon the Launch vehicle and H/W improving methods regarding its over exceed value of EMC specification are discussed. Regarding its over exceed value, we estimated that DAU of KoDSat generated the exceeded EMC noise source, and these test results were analyzed using the EMC2000 tool to find out how did it affect the FTS(Flight Termination Subsystem) of KSLV-1(Korea Small Launch Vehicle). To diminish the EMC noise source of UHF(430.1Mhz) band level, we redesigned the DAU power board to be applied the various schemes for EMI noise reduction such as grounding, shielding and EMI filtering, and also verified these reworks to analyze its diminishing affects in UHF band level by means of performing the DAU box level EMC test and performing the second KoDSat's system level EMC test.

초 록

본 논문에서는 검증위성(KoDSat)의 시스템 레벨 전자기파(EMC) 환경시험 및 전자기파(EMC) 규격을 초과한 시험결과에 대해서 발사체에 대한 영향성 분석 및 하드웨어 개선 방법에 대하여 논하고, EMC2000 소프트웨어 해석을 통해 KSLV-1 발사체의 비행종단시스템(FTS : Flight Termination System)에 영향을 줄 수 있는 검증위성의 전자기파 노이즈원을 도출하였다. 또한 도출된 전자기파(EMC) 노이즈원은 EMI 필터, 접지, 쉴딩(Shielding) 처리 기법을 데이터획득장치(DAU) 전력보드(Power Board)에 적용하여 미약한 값으로 제거되었다. 그리고 이와 같은 일련의 분석과정에 의해 새로 설계된 전력보드는 검증차원에서 데이터획득장치(DAU)에 장착되어 박스자체 전자기파(EMC) 시험 및 최종 2차 검증위성 시스템 레벨 전자기파 시험을 통해 확인되었고, 측정 결과는 저주파대역과 UHF 주파수대역(430Mhz)에서 만족할 만한 감쇄레벨 값을 나타내었다.

Key Words : Data Acquisition Unit(데이터 획득장치), KoDSat(검증위성), FTS Receiver(발사체 비행종단시스템)

† 2005년 10월 19일 접수~2006년 3월 15일 심사 완료

* 정회원, 한국항공우주산업(주) 우주개발연구센터

** 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : msseo@xmail.kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45번지

I. 서 론

국내 독자 개발 추진 중인 한국형 KSLV-1 발사체 개발사업 관련하여 한국항공우주산업(주)는 위성체 발사환경 및 위성체 분리영상 그리고 탑재된 위성이 원하는 궤도에 성공적으로 진입하였는지 여부를 확인케 하는 정보 수집/획득/처리 및 이러한 일련의 정보를 지상으로 다운로드 하는 임무를 가진 초도 발사체 성능 검증위성(KoDSat) 개발에 2003년 3월말에 사업을 착수하여 약 2년간의 개발기간으로 완료하였다. 본 검증위성은 100 Kg 급 저궤도 타원 궤도(300 Km x 1500 Km)를 도는 3주 임무기간을 가진 소형급 위성으로서 2009년 말경에 고흥 외나르도에서 발사될 예정에 있고 상세한 요구조건은 표 1과 같다.

표 1. 검증위성 개발요구조건

항목	요구 조건
진동/음향 레벨 측정	랜덤진동, 조화진동, 파이로충격, 준정적가속도, 음향레벨 측정
위성 궤도 위치 측정	GPS 수신기 및 안테나 사용
통신시험	위성분리 후 위성위치 추적을 위한 비콘 신호 및 P/B 데이터 지상전송
비디오 영상획득	노즈-페어링/위성체 분리 영상획득
임무수명	3주일이상
위성전력	3주일이상 전력 제공
위성구조 특성	질량(60~100kg), 외형(1m x H 1 m)
측정자료 처리, 저장 및 지상송신	발사체 환경, GPS, Video
발사체 EMI/EMC	MIL-STD 461C

본 위성은 무게와 사이즈 제한 및 3주 임무기간과 비용적인 측면을 고려하여 일부 전장 Box를 제외하곤 기본 프라이머리 측면(Primary Side)만을 고려하여 위성체를 설계하였고 부품, 서브시스템 및 시스템에는 소형화, 경량화, 광대역화 된 고효율 고집적 전자 부품 등을 이용한 전기 전자장치들을 사용하였다. 이러한 전자장치들의 신호주파수 성분 및 신호의 세기는 사용된 회로에 따라 다양하게 나타나게 되며 특히 여러 전자장치들이 밀집된 위성체 내부의 제한된 공간

에서는 상호간 간섭으로 인해 위성의 오동작을 유발시켜 위성체의 기능 수행에 지장을 초래할 수 있다. 따라서 위성체는 개발단계에서부터 전자기 환경 속에서 위성의 성능을 검증할 수 있는 전자파환경시험을 수행하여야 한다.

본 논문에서는 검증위성 개발단계에서 수행한 1차, 2차 시스템차원의 EMC 시험과 전자파 적합성 규격 제한치를 초과하도록 원인을 제공한 데이터획득장치(DAU)에 대한 접지, 필터, 실딩처리 등의 회로 수정 사항에 대해서 논하고, DAU 박스 레벨 EMC 시험과 2차 시스템 레벨 EMC 시험 결과에 대해 비교분석하고자 한다.

II. 검증위성 시스템 구조

2.1 검증위성 형상 및 요구조건

검증위성은 103분의 궤도주기(65분 낮구간(Sun)과 38분의 식기간(Eclipse))로 타원궤도(300km~1500km)

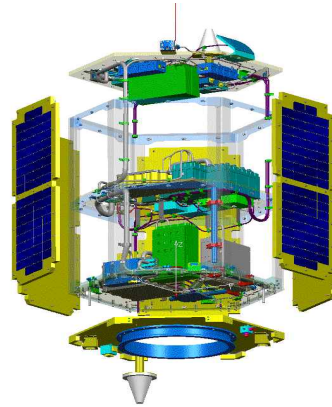


그림 1. 검증위성 형상

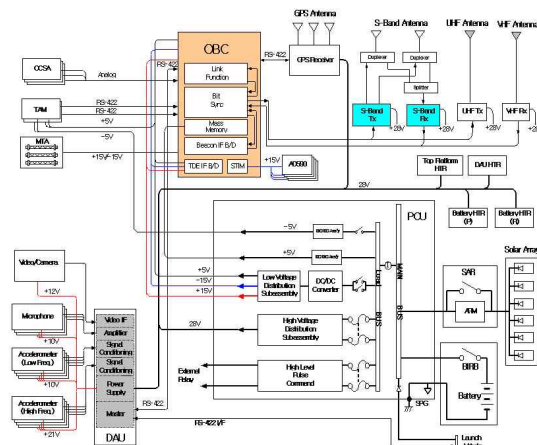


그림 2. 검증위성 전기접속도

를 비행하며 임무수행에 필요한 전력을 위성 몸체에 부착된 태양 전지판을 통해 얻는다.

낮구간동안 생성된 전력은 유닛과 배터리 충전을 위해 사용되며 이와 같은 일련의 동작으로 충전된 배터리 전력은 식기간 동안 위성체에 전력을 공급하는데 사용된다.

상기 그림 1과 그림 2는 검증위성의 설계형상 및 전기접속도를 나타내며, 표 1은 개발요구조건을 나타낸다.

III. 시스템 전자파(EMC) 시험

검증위성의 시스템레벨 전자파환경시험은 외부의 전자기적인 영향을 배제할 수 있는 무반사실(Anechoic Chamber) 및 접지저항 등 시험환경이 요구조건을 만족하는 항우연 시설에서 크게 두가지 시험 즉 복사성 방출시험(Radiated Emission)과 복사성 감응시험(Radiated Susceptibility)을 수행하였다. RE102 시험은 위성에 장착되어 각기 운용되는 하드웨어들이 발생하는 전자파가 인접 하드웨어에 영향을 주어 위성의 성능을 저하시키는 것을 규제하고자 하는 시험이며, RS103 시험은 복사성 방출시험과 반대로 하드웨어에 의도된 전자파를 인가하였을 때 성능저하 또는 오동작용 여부를 시험하기 위한 것이다.

3.1 EMC 해석 모드 및 발사

상기 검증위성의 시스템 레벨 EMC 시험은 크게 두 가지 모드 하에 각각 RE102, RS103 시험을 수행하였으며 그림 3은 검증위성 시스템레벨 EMC 시험에 적용된 해석모드 및 발사 그림을 나타낸다.

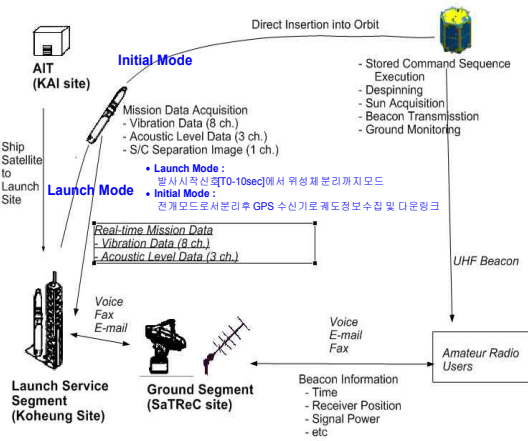


그림 3. EMC 해석 모드 및 발사

첫째 모드는 발사모드(Launch Mode)로서 발사체가 발사 시작신호[T0-10sec]를 검증위성에 전달하여 검증위성 전력공급장치(PCU)를 통해 탑재컴퓨터(OBC)에 전달됨에 따라 OBC는 발사모드 RCTS(Relative Command Time Sequence) 명령어를 실행하여 데이터획득장치(DAU)을 작동시키는 일련의 동작을 통해 발사환경 데이터를 수집하고 실시간으로 수집된 데이터를 발사체 및 검증위성에 저장하는 모드를 말하며, 두 번째 모드는 전개모드(Deployment Mode)로서 발사체와 위성체간 분리가 이루어진 후, DAU의 작동을 멈추고 GPS 수신기를 작동시켜 위성의 궤도정보를 수집하여 탑재컴퓨터 기억장치에 저장하고 앞서 모드에서 저장한 환경 데이터 및 위성 궤도정보를 위성 지상관제국에 다운로드하는 모드를 말한다.

3.2 시스템레벨 EMC 1차 시험

3.2.1 RE 및 RS 시험 셋업

검증위성은 전기장에 대한 복사성 방출시험과 복사성 감응시험을 수행하기 전, 위성에 명령을 전달하고 위성에서 나온 텔레메트리를 입력받는 지상지원장비의 영향성을 배제하여 순수 위성체에 의해 방출되는 전기장세기를 측정하기 위해 위성체와 지상지원장비사이의 인터페이스를 위한 케이블을 알루미늄 호일로 감싸 외부환경에 의한 영향을 최소화하는 상온(Ambient) 시험을 수행하였다. 전자기파(EMC)시험에는 지상지원장비의 전원이 아닌 위성체 내부의 배터리를 이용하였다.

그림 4는 검증위성 시스템 레벨 EMC 시험에 적용된 시험준비상태를 나타내며 그림에 사용된 안테나는 200Mhz~1Ghz대역에서 사용 가능한 Double Rigid Horn 안테나를 나타낸다. 그 측정을 위해 사용된 안테나는 10khz~30Mhz대역

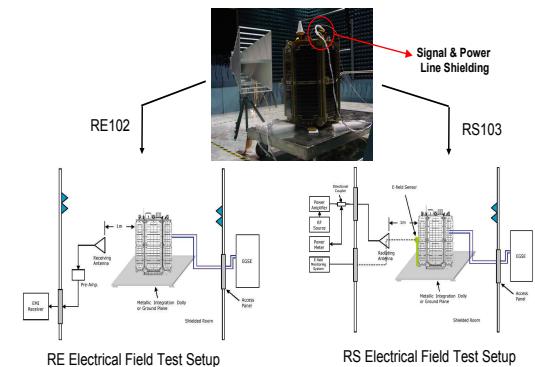


그림 4. RE 및 RS 시험 셋업

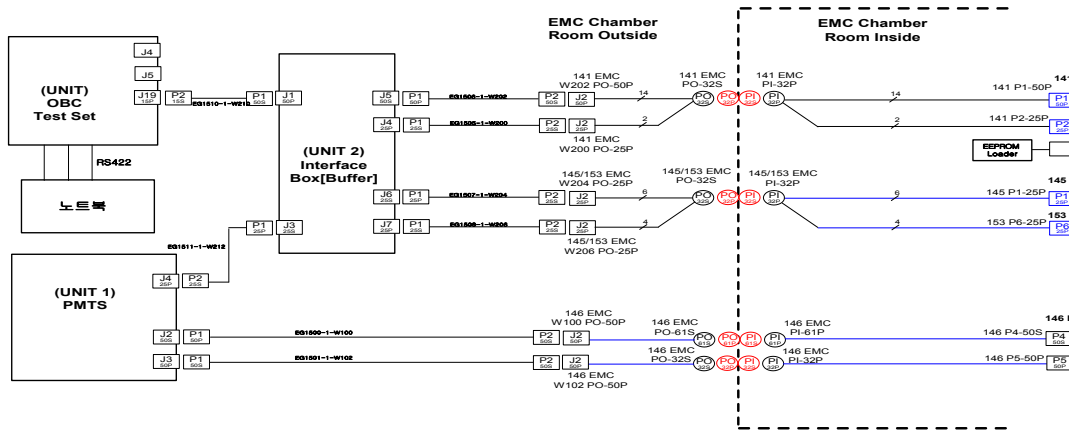


그림 5. 시험 케이블 연결도

을 위한 Vertical Rod 안테나, 30MHz~ 200MHz 대역을 위한 Biconical 안테나, 1GHz~18GHz대역을 위한 Double Rigid Horn 안테나가 있다. 상기 그림에서 알 수 있듯이, 전기장에 대한 복사성 방출시험과 복사성 감응시험은 위성체로부터 1m 떨어진 지점에 설치된 안테나를 통해 공간상에 의해 형성되어지는 전자파 방출 및 감응 레벨을 측정하는 시험을 나타낸다.

전기장 RE102 시험은 위성의 수신주파수 밴드를 제외한 10KHz~18GHz 주파수 영역에서 EMI 수신기를 통해 위성에서 방출되는 전기장세기를 측정하는 시험이며, 전기장 RS103 시험은 설치된 안테나에 전기장을 인가하고 고전력 증폭기를 사용하여 원하는 크기의 전기장을 만들어 위성의 성능저하 또는 오동작 상태를 측정하는 것을 말한다.

3.2.2 시험 장비 및 연결도

그림 5는 검증위성의 시스템 레벨 EMC 시험에 사용된 케이블 및 시험장비 연결도를 나타낸다. 실제 사용된 케이블과 커넥터는 쉴딩(Shielding) 처리되어 제작되었지만 위성과 지상지원장비 사이의 접속에서 발생될 수 있는 외부환경에 의한 영향을 최소화하기 위해 알루미늄 호일로 감싸 순수 위성이 방출하고 감응하는 레벨을 측정하도록 하였다.

3.2.3 EMC 시험 제한 요구조건

검증위성은 MIL-STD 461C의 요구조건에 따라 아래와 같은 제한 규격을 설정하여 시험을 수행하였으며, 그림 6은 전기장에 대한 복사성 방출 시험을 위한 RE102 시험규격을 나타내고 그림 7은 전기장에 대한 복사성 감응시험을 위한 RS103 시험규격을 나타낸다.

3.2.4 1차 EMC 시험 결과(시스템레벨)

항우연 EMC 시험실에서 1차적으로 수행한 검증위성 시스템 레벨 전자기파(EMC) 시험은 그림 8과 그림 9과 같이 발사모드 10kHz~30MHz 주파수대역에서 측정된 값이 전자기파(EMC) RE102 시험규격 제한치를 초과하고 이로 인해 Inter-Modulation과 Harmonic 성분인 UHF 대역(430.1MHz)에서의 기생신호가 발생하였다. 이러한

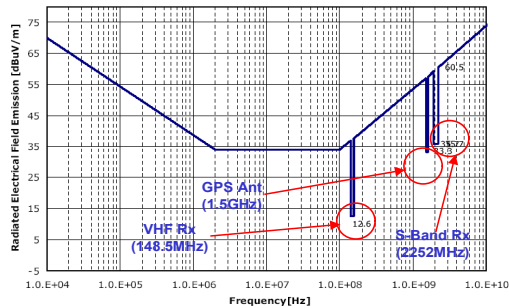


그림 6. RE102 시험 제한 규격

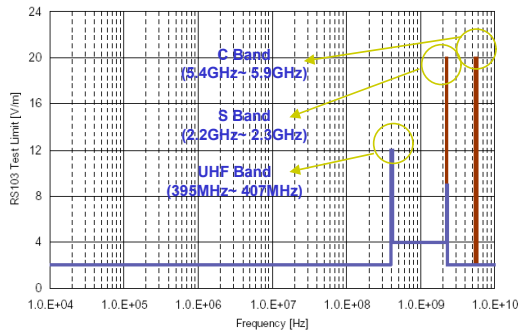


그림 7. RS103 시험 제한 규격

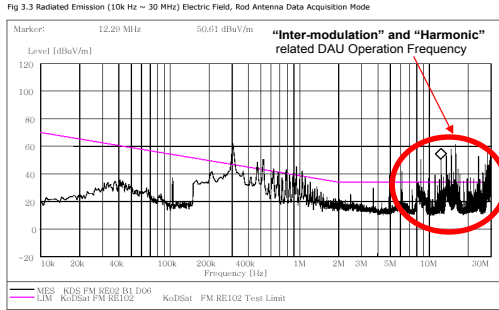


그림 8. 시스템 RE102 측정값[10KHz~30Mhz]

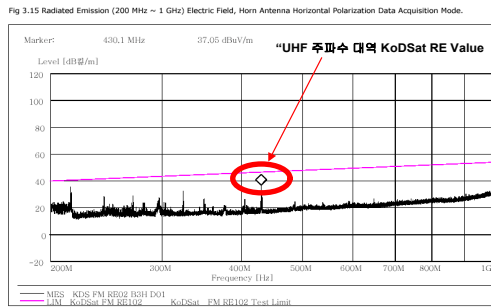


그림 9. 시스템 RE102 측정값[200Mhz~1Ghz]

노이즈 간섭원은 발사모드에서 전개모드로 전환하면, 즉 데이터획득장치(DAU)를 OFF하고 GPS 수신기를 ON으로 하는 모드로 바뀌면 사라지는 데, 이러한 현상은 데이터획득장치(DAU)관련 하니스를 알루미늄호일로 감싸거나 그렇지 않거나 간에 데이터획득장치(DAU)를 ON하면 이러한 증상이 여전히 발생한다. 이러한 점을 본 논문에서 노이즈의 간섭원이 데이터획득장치(DAU) 자체에 의한 것이라는 결론은 타당하다고 할 수 있다.

3.3 간섭원 도출 및 해석

비행중인 발사체는 비행 안전에 위급상황이 발생 시 발사장 발사관제국에서 발사체 비행중단시스템(FTS) 수신기로 업-링크되어지는 UHF 주파수대역의 지상 명령어에 따라 공중 폭파되도록 되어 있다.

이러한 긴급 지상 명령어는 UHF 주파수 대역을 사용하기 때문에 검증위성 동작 시 발생한 UHF 주파수대역의 기생신호에 의해 영향 또는 간섭을 받을 가능성이 내재되어 있다. 따라서 검증위성은 이러한 기생신호를 제거하기 위해서 측정된 결과를 토대로 EMC2000 소프트웨어를 이용한 해석 및 위성 하드웨어 설계의 수정 작업을 수행하였다.

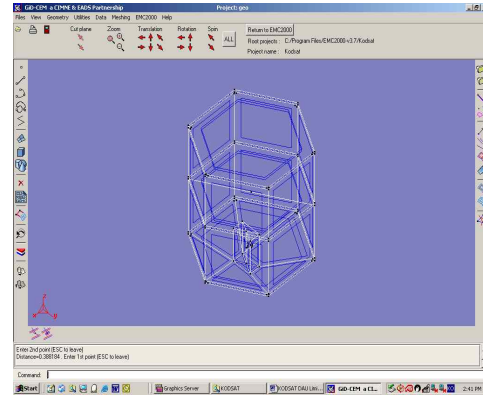


그림 10. EMC2000 해석 모델

우선 EMC2000 소프트웨어를 이용한 실제 발사체 비행중단시스템(FTS) 수신기에 가해지는 전기장(E-Field)의 세기를 측정하기 위해선 그림 10과 같이 최종 실제 검증위성 모델에서 노이즈 제공 소스인 데이터획득장치(DAU)만 남기고 이외의 유닛을 제외한 후, 모사하고자 하는 파라미터를 $\lambda/10(=0.06976)$ 로 하여 해석 모델을 얻고, 위성으로부터 1m 떨어진 지점에 위치한 안테나로부터 측정된 값 $37\text{dBuV/m}@430\text{MHz}$ 이 노이즈 소스라는 가정을 두어야 한다.

아래 그림 11a는 UHF주파수대역에서 가정된 37dBuV/m 의 전기장을 일으키는 전압원을 찾는 과정을 보이고 있다.

되풀이된 계산과정을 통해 전압원의 세기를 찾으면 8.6mV 의 값이 되며 해석 틀에 이 값을 입력한 후 E-field를 계산하고 1m 떨어진 지점의 E-field를 모사하면 그림 11b와 같다. 여기서 해석의 원동력은 위성체 반경 0.38m 과 위성체로부터 1m 떨어진 지점을 감안하여 반경 1.388m 인 원으로 하였다.

그림 11c는 상기 일련의 과정을 통해 얻은 최종 전기장(E-field)의 세기를 나타내며 그림에서 검정색 박스는 전기장 수신기의 위치를 나타낸다. 이때 해석된 전기장의 세기는 75.72E-6 에서 72.96E-6 로서 37.58dBuV/m 에서 37.26dBuV/m 의 값을 가짐을 알 수 있다. 따라서 앞서 계산한 8.6mV 전압원의 세기는 데이터획득장치(DAU)의 전기장(37dBuV/m)을 일으키는 소스로 타당하다는 것을 해석결과를 통해 알 수 있다.

그림 12는 도출된 전압원(8.6mV) 즉 검증위성에서 발생한 전기장(E-field)이 발사체 비행중단시스템(FTS) 수신기에 얼마만큼 영향을 주는지 여부를 알아 본 시뮬레이션 최종 결과를 나타낸다. 검정색 네모는 발사체 비행중단시스템(FTS)

수신기가 위치하는 지점을 나타내며, 해석된 결과는 41.6dBuV/m 이다. 이 값은 실제 검증위성 시스템레벨 복사성 전자기파시험에서 얻은 37dBuV/m@430.1Mhz 보다 더 큰 세기이며 다음절과 같이 간섭원에 대한 근본적인 레벨 감소 대책이 요구된다.

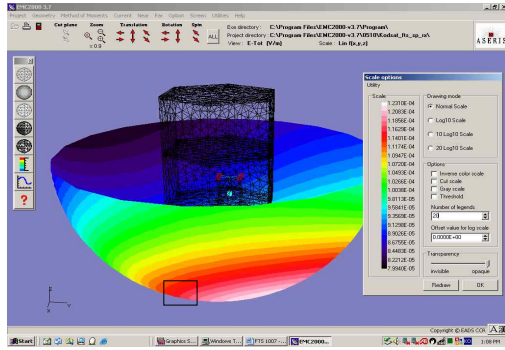


그림 12. EMC2000 해석 결과

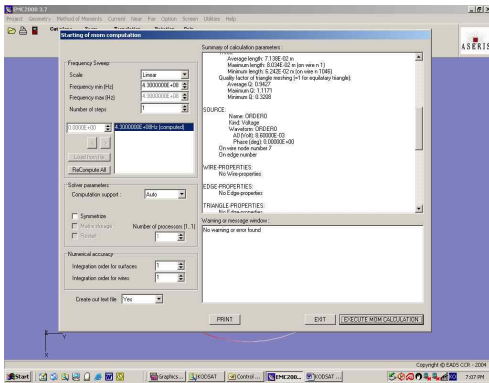


그림 11a. E-Field 계산과정(1)

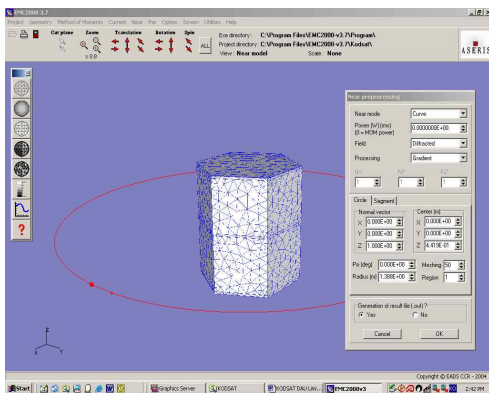


그림 11b. E-Field 계산과정(2)

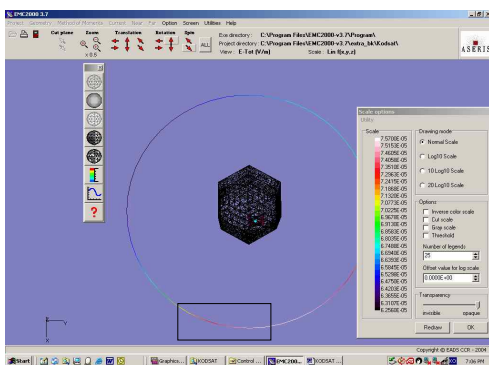


그림 11c. E-Field 계산과정(3)

3.4 간섭원 문제 대책

3.3절에서 분석한 결과는 검증위성의 실제적인 하드웨어 변경을 통해 1차 시스템 레벨 전자기파 시험의 노이즈 소스를 제거 또는 감쇄시켜야 함을 시사한다. 따라서 한국항공우주산업(주)는 검증위성 데이터획득장치(DAU)의 전력보드에 대한 하드웨어 변경을 수행하고 대책방법으로서 배선수법, 접지수법, 쉴딩수법, 필터링수법과 같은 방법을 적용하여 부품의 배치, 패턴, 묶는 선, 쉴딩을 최적화하고 전력접지, 신호접지, 아날로그접지를 각각 분리하여 접지의 저 임피던스화를 구현하고, 또한 새시(Chassis) 및 쉴딩재료를 사용하여 외래 잡음을 쉴딩하고 패라이트 비드(Ferrite Bead) 및 커패시터, 저항, 전원라인 EMI 필터를 사용하여 잡음소스를 새시(Chassis)로 빠지도록 조치를 취하였다.

그림 13과 14는 상기 조치사항을 반영하여 재설계한 데이터획득장치에 대해서 10kHz~30MHz 및 200MHz~1GHz사이의 주파수대역에서 측정된 데이터획득장치(DAU) 박스 레벨 복사성 방출 시험 결과를 나타낸다. 그림 13의 결과를 보면 10kHz~30MHz 주파수 대역에서 측정된 노이즈는 데이터획득장치(DAU) 동작 주파수인 7.3728MHz, 8MHz, 13.440MHz, 19.353MHz, 27MHz와 일부 하모닉 성분들이 여전히 존재하고 있지만 레벨이 1차 시스템 레벨 전자기파 시험에 비해 많이 감쇄되고 양이 많이 줄어 든 것을 알 수 있다.

여기서 8~10MHz의 광대역 노이즈는 지상지원 장비에 의한 영향 즉 데이터획득장치(DAU)에 전원을 공급하는 Power Supply에 의한 노이즈로서 실제 하드웨어와 관련이 없는 성분이기 때문에 해석에선 제외된다.

그림 14는 데이터획득장치(DAU) 동작 주파수의 하모닉 성분에 의해 발생된 UHF 주파수 대역(430.1Mhz)에서의 노이즈를 나타내며 약 23.5

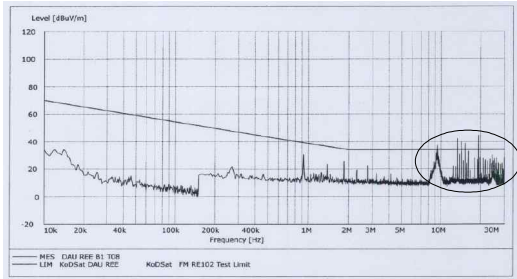


그림 13. DAU RE102 측정값 [10kHz~30MHz]

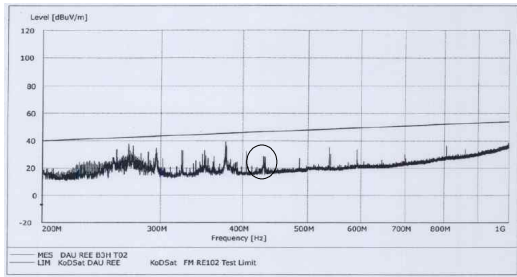


그림 14. DAU RE102 측정값 [200MHz~1GHz]

[dBuV/m]로서 아주 미약한 값을 알 수 있다. 이러한 노이즈 소스는 실제 3.1.4절에서 제시한 시스템 레벨 복사성 2차 방출시험에서 최종 검증되었으며, 데이터획득장치(DAU)의 노이즈 소스는 검증위성 시스템 레벨에 극히 미미하게 영향을 줄 수 있다.

상기 제시된 결과들은 위성 개발에 중요한 몇 가지 사항들을 알려준다. 우선 전자기파(EMC) 통제가 미흡한 유닛들이 위성체의 제한된 내부공간에 밀집되면 상호간섭을 받아 위성 내·외부에 영향을 주고 이로 인해 오동작 횟수가 늘어나고 결국 원하는 인공위성 임무 수행에 제약을 받을 수 있음을 시사해 준다. 따라서 이러한 제약 사항들을 없애기 위해선 인공위성 개발 초기 단계부터 통제 가능한 전자기파(EMC) 규격을 명확히 정하여 1차, 2차 직류전원 접지, 새시접지, 신호 접지를 구분하고 접지는 가능한 짧고 넓고 굵게 처리하고, 회로 설계 시 전원회로와 디지털회로 사이를 구획화하고 쉴딩(Shielding)판을 사용하여 각각 분리시킴과 동시에 CPU와 I/O 포트는 가능한 멀리 배치하고 전원선으로 사용되는 일반선은 자체가 서로 상쇄되도록 트위스트 배선처리를 하고 신호라인은 쉴드 와이어선을 사용하도록 통제하여야 한다는 점이다.

특히 DC 하니스를 설계 시에는 와이어 번들 및 브라켓 설계가 신호간 상호간섭 및 분포용량

이 감소될 수 있도록 하고, 가능하면 전자장 근처에는 배치되지 않도록 하는 것이 중요하다. 만약 이러한 사항들이 미흡하게 설계되면 위성체는 전자기파(EMC) 측면에서 아주 취약한 결과를 초래하여 결국 인공위성의 기능을 상실하게 된다.

그림 15는 UHF 주파수 대역(430.1Mhz)에서의 노이즈를 감쇄시키기 위해 상기에 언급된 전자기파(EMC) 대책사항들을 고려하여 새로 설계된 전력보드(Power Board)에 대한 것을 나타낸다.

기존 설계된 데이터획득장치(DAU)의 Power Board PCB의 경우엔 +28V를 받아 센서류에 전원을 공급 시 +12V, +10V, +21V의 패턴 상에서 많은 안테나 루프를 형성되고 +28V 입력에서의 EMI 필터의 부재로 인해 불필요한 Radiated Emission(RE)이 발생될 가능성이 높은 구조였다. 또한 신호접지와 전력접지가 완벽히 분리되지 않아 전력에서 발생된 노이즈가 신호에 영향을 줄 수 있는 취약한 구조를 가지고 있었다. 따라서 새로 설계한 Power Board는 전력전달 Path를 단순화하고 안테나루프가 형성되지 않도록 PCB 패턴 상에 입력과 출력의 전달이 겹쳐지지 않도록 하고 신호와 전력접지를 완전히 분리함과 동시에 +28V 입력단에 EMI 필터와 비드 사용하여 노이즈 성분이 제거되도록 하였다. 이렇게 새로 설계된 Power Board는 기존보드를 대체하여 데이터 획득장치(DAU)에 장착된 후, 박스레벨 전자기파(EMC)시험이 수행되었고, 만족할 만한 UHF 주파수 대역(430.1Mhz)에서의 노이즈 감쇄 효과를 얻을 수 있었다. 다음 절은 이렇게 반영된 데이터 획득장치(DAU)를 검증위성에 재장착하여 최종적으로 시스템 레벨 전자기파(EMC)시험을 수행하여 시스템레벨의 만족할 만한 감쇄 결과를 획득한 것을 보여 준다.

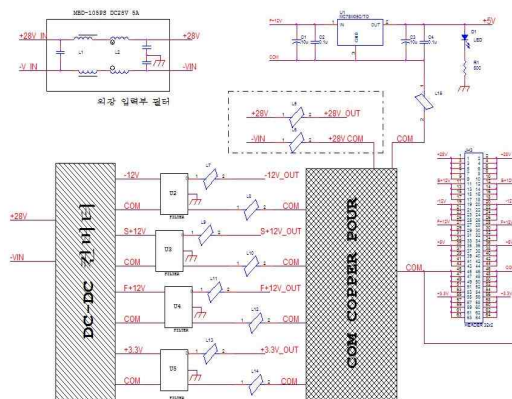


그림 15. 데이터획득장치(DAU) 전력보드

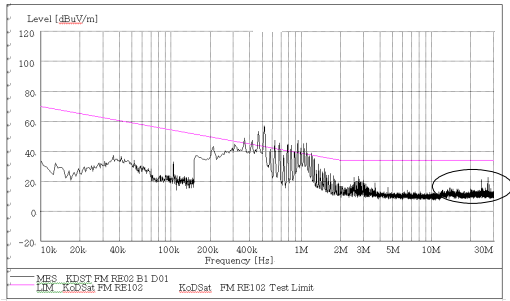


그림 16a. 시스템 RE102 측정값[10KHz~30Mhz]

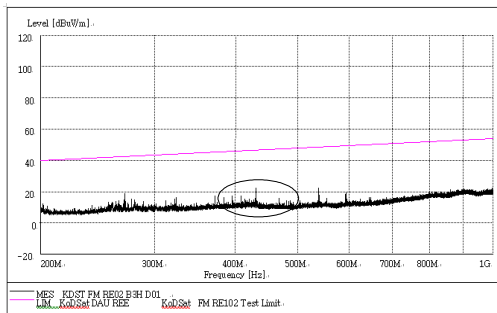


그림 16b. 시스템 RE102 측정값[200Mhz~1Ghz]

3.5 2차 EMC 시험 결과(시스템레벨)

그림 16은 앞서 논의된 사항들을 모두 반영하여 검증위성에 대한 시스템레벨 EMC 시험(2차)을 통해 최종적으로 얻은 결과물을 나타낸다. 결과에서 알 수 있듯이 레벨이 많은 부분 개선되었음을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 검증위성 개발단계에서 수행한 시스템차원의 EMC 시험을 수행한 결과, 전자파 적합성 규격 제한치를 초과함으로 인해 이것에 대한 원인을 찾고, 원인 제공 유닛, 즉 데이터 획득장치에 대한 접지, 필터, 쉴딩처리 등의 기법을 사용하여 전력보드를 재설계하여 DAU 박스 레벨 EMC 시험과 2차 시스템 레벨 전자파 환경시험을 통해 원하는 시스템 결과 값을 산출하는 과정을 논하였다. 또한 시스템 레벨 EMC 시험을 통해 얻은 결과물(37dBuV/m)에 대해 EMC2000 소프트웨어를 통해 검증위성이 발사체 비행중단 시스템 수신기에 어느 정도 영향을 줄 것인지의 분석을 수행하였다.

본 논문에서 제시된 분석 자료들은 여러 가지 신호의 주파수 성분 및 신호 세기를 가진 전자장치가 밀집된 공간 내에 탑재되는 인공위성 개발 시, 유의한 개발 자료로 활용될 수 있을 것으로 사료되며 전자파 환경시험에서 발생된 문제점에 대해서 이것을 해결해가는 과정은 향후 추진 개발될 인공위성 개발에 많은 도움을 주리라 기대한다.

참고문헌

- 1) Electromagnetic Interface Characteristic, Requirement for Equipment Doc.-No. MIL-STD-461E.
- 2) Kim, Se-yon, KoDSat Data Acquisition Unit EMC Test Procedure, E1-D0-410-006, 2004.
- 3) Seo, Min-Seok, KoDSat FM EMI/EMC Test Procedure, AIT-DC-430-002, 2004.
- 4) 한국산업기술지원센터, "EMI/EMC/ESD 문제에 대한 대책 및 사례", 2004.