技術論文

과학기술위성 3호 대용량 메모리 유닛의 인증모델 설계 및 구현

서인호*, 오대수*

Engineering Qualification Model Design and Implementation of Mass Memory Unit for STSAT-3

In-Ho Seo* and Dae-Soo Oh*

ABSTRACT

This paper describes the design and test results of engineering qualification model(EQM) of mass memory unit(MMU) for STSAT-3. The MMU for STSAT-3 having 32Gb mass memory capacity is capable of receiving and transmitting the mission data from MIRIS(Multi-purpose IR Imaging System) and COMIS(Compact Imaging Spectrometer) at 100Mbps and 10Mbps. The performance of EQM MMU was verified by the tests of data receiving from two payloads and data transmission to the data receiving system. Moreover, the vibration and thermal vacuum test was performed to verify the launch vehicle and space environments.

초 록

본 논문에서는 개발된 과학기술위성3호 대용량 메모리 유닛의 검증모델의 성능 및 환경시험 결과를 나타내었다. 과학기술위성3호 대용량 메모리 유닛은 적외선 영상시스템(MIRIS)과 초소형 영상 분광기(COMIS)에서 최대 100Mbps로 수신한 데이터를 32Gb의 메모리에 저장한 후 지상으로 10Mbps의 속도로 전송하는 임무를 수행한다. 탑재체 데이터 수신 시험과 데이터 수신 시스템으로의 데이터 전송 시험을 통해서 성능을 검증 하였다. 또한 발사체 환경과 우주 환경에서의 성능 확인을 위해서 진동 시험과 열진공 시험을 수행 하였다.

Key Words : MMU(대용량 메모리 유닛), 열진공 시험, 진동 시험

Ⅰ. 서 론

한국과학기술원 인공위성연구센터(SaTReC, KAIST)에서는 과학기술위성3호(STSAT-3, Science Technology SATellite-3)의 검증모델을(EQM, Engineering Qualification Model) 개발하고 있다. 과학기술위성 3호에는 근적외선(1~2 um)의 파장 대역에서의 우주 관측 및 지구 관측을 위한 적외선 영상시스템(MIRIS, Multi-purpose IR Imaging System)의 주탑재체와, 부탑재체로써 다방향 분광 영상을 이용한 지구관측을 위한 초소형 영상분광기(COMIS, Compact Imaging Spectrometer)를 탑재하고 있다. 이때, 탑재체에서 관측한 데이터를 저장하고 관리하며 지상으로 전송하는 역할을 대용량 메모리 유닛(MMU, Mass Memory Unit)이 담당하고 있으며 본 논문에서는 개발된 과학기술위성3호 MMU의 EQM에 대한 기능 시험, 진동 시험과 열진공 시험 결과를 나타내었다.

그림 1과 2에 개발된 EQM MMU의 사진과 구성도를 나타내었다. 위성의 PDU(Power

† 2009년 9월 10일 접수 ~ 2009년 11월 25일 심사완료
* 정회원, 한국과학기술원 인공위성연구센터
교신저자, E-mail : inho@satrec.kaist.ac.kr
대전시 유성구 구성동 373-1

그림 1. 개발된 EQM MMU

Distribution Unit)로부터 28V를 받아서 5V로 동작 시키기 위해서 DC-DC 컨버터를 사용 하였으며 보드 내부적으로는 FPGA와 메모리등 5V보다 낮은 전압에서 동작하는 소자들의 경우에는 레귤레이터를 사용하여 전압을 낮추었다. 보드의 중앙에 FPGA가 있으며 양 옆으로 대용량 메모리가 16Gb씩 장착되어 있다. 4Gb SDRAM 8개로 32Gb를 구성 하였으며 EDAC(Error Dection And Correction) 용으로 2개의 메모리를 추가 하였다.

MMU는 대용량 메모리에 저장된 탑재체의 데이터를 X-대역 송신기를 통해서 지상으로 전송하는 역할을 한다. 과학기술위성3호 MMU에서는 100Mbps로 수신되는 고속의 탑재체 데이터를 메모리에 저장하기 위해서 과학기술위성2호 MMU와는 달리 CPU를 제거하고 FPGA가 직접 메모리를 관리 하도록 하였다. 그리고 무손실 압축 방법으로써 구현이 비교적 쉬운 Run-Length 압축 방법을 적용 하였으며 대용량 메모리를 RS(10,8) 코드로 H/W EDAC 처리 하여 SEU로부터 보호할 수 있도록 하였다. 또한 지상국으로 데이터를 전송할 때는 RS(255,223) 코드를 사용하여 과학기술위성2호 MMU와 비교 했을 때[1] 데이터의 에러 복원율을 높였다. 마지막으로 차세대 인공위성의 통신표준으로 예상되는 Space Wire를 FPGA IP(intellectual property)형태로 개발하여 탑재 하였다. 따라서 고속의 데이터 처리를 위해서 대부분의 기능들이 FPGA에 IP형태로 개발된 것이 특징이다.

II. 본 론

2.1 시험 환경

MMU는 단독으로 성능을 검증할 수 없으며 탑재체와 X-대역 송신기 그리고 데이터 수신처리 시스템이 필요하다. 따라서 실험실에서 MMU 단독으로 성능을 검증하기 위해서 탑재체와 똑같은 역할을 하는 데이터 송신용 시뮬레이터를 제작하였으며 하향링크의 경우 X-대역 송신기 없이 직접 데이터 수신처리 컴퓨터에 연결하였다. 이렇게 MMU 단독으로 성능이 검증된 후에 탑재체와 X-대역 송신기를 연결하는 형태로 시험을 진행 하였으며 그림 3에 위에서 언급한 시험 환경에 대해서 나타내었다.

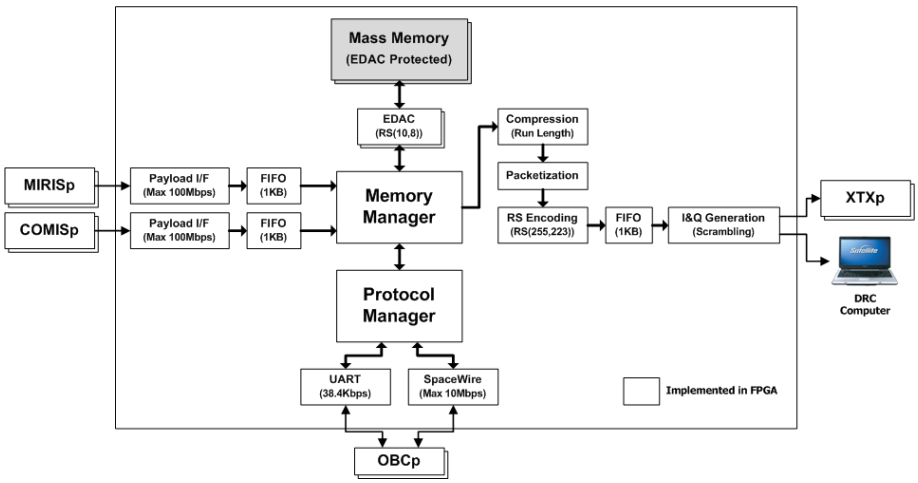

그림 2. MMU의 구성도

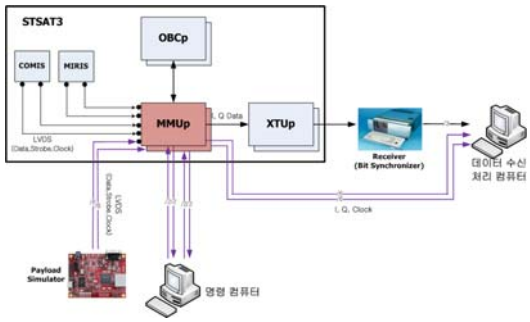

그림 3. 시험 환경

MMU의 성능은 대용량 메모리에 저장된 탑재체의 데이터를 지상국의 데이터 수신 컴퓨터로 전송한 후에 분석된 데이터의 상태에 의해서 최종적으로 결정되며 OBC(On-Board Computer)로부터 명령을 수신하기 위한 통신 채널의 시험이 추가적으로 필요하다. 위의 시험을 위한 세부적인 기능들은 추가적인 분석 작업에 의해서 실험실에서 MMU 단독으로 수행 된다.

2.2 탑재체 데이터 수신 시험

탑재체의 데이터는 1채널당 최대 100Mbps로 수신된다. 따라서 MMU는 COMIS와 MIRIS가 동시에 데이터를 보낼 경우 200Mbps로 수신되는 데이터를 처리할 수 있어야 한다. 따라서 대용량 메모리 32Gb를 그림 1에서 보는 바와 같이 두 부분으로 나누고 탑재체당 하나의 메모리 영역을 할당 하였다. 이 경우 독립적인 SDRAM 제어기가 두 개 있으므로 최대 200Mbps로 수신되는 데이터를 처리해야 하는 부담을 100Mbps로만 처리하면 되도록 개선하였다.

그림 4는 LVDS(Low Voltage Differential Signaling) 인터페이스를 이용한 100Mbps 탑재체 데이터 수신 결과를 나타내고 있다. 이 그림은 시뮬레이션이 아닌 실제 실험 결과로써 Xilinx의 ChipScope-Pro 소프트웨어를 이용하여 FPGA 내부의 상태를 모니터링 하였다. 그림은 탑재체에서 보내는 순차적으로 증가하는 데이터를 나타내고 있으며 값이 틀린 경우에는 에러 카운트를 표시 하도록 하였다. 16Gb를 수신하는 3분 동안

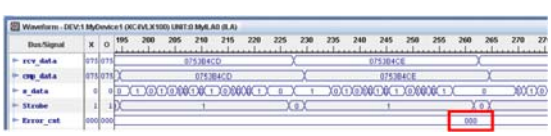

그림 4. 100Mbps 데이터 수신 결과

에러가 있으면 안되며 그림에서는 맨 마지막에 Error_Cnt가 0으로써 시험이 정상적으로 수행 되었음을 알 수 있다.

탑재체에서 데이터를 수신하는 인터페이스는 과학기술위성1호와 2호에서 사용된 방법과 동일한 방법을 사용 하였다[2]. 탑재체에서 수신하는 직렬 데이터는 16비트 단위이며 이를 구분하는 Strobe 신호가 있다. 따라서 MMU는 수신한 16비트의 직렬 데이터를 병렬 데이터로 변환해서 메모리에 저장하며 16비트마다 Strobe 신호를 확인하여 정상적인 데이터인지 확인한다.

이때 100Mbps는 고속이므로 탑재체에서 데이터를 수신하는 인터페이스에는 두 개의 전선이 하나의 쌍을 이루는 Shielded Twisted Pairs 케이블을 사용하여 LVDS 인터페이스에 사용 하였다.

2.3 SDRAM 저장/읽기 시험

탑재체에서 수신한 데이터가 SDRAM 메모리에 정상적으로 써지고 읽어지는지 확인 하였다.

그림 5는 탑재체 데이터 수신 시험을 통해서 메모리에 저장된 순차적으로 증가하는 데이터가 정상적으로 읽어지는지를 확인한 결과로써 Error_Cnt가 0 이므로 시험이 정상적으로 수행 되었음을 알 수 있다. 이 시험의 경우에도 2.2의 시험과 마찬가지로 에러가 있으면 안된다.

100Mbps로 입력되는 데이터를 16Gb의 메모리에 쓰는데 소요되는 시간은 계산에 의하면 163초이다. 또한 SDRAM을 20MHz와 64비트 데이터 버스로 동작 시켰을 때 메모리에 쓰는 시간과 읽는 시간은 각각 56초와 97초 정도 소요됨을 실험을 통해서 확인 하였다. 따라서 SDRAM을 20MHz로 동작 시켰을 때 탑재체의 데이터를 처리할 수 있음을 실험을 통해서 확인 하였다.

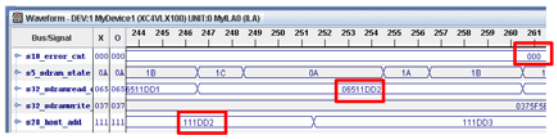

그림 5. SDRAM 읽기 결과

2.3 RS(10,8) 코드 시험

과학기술위성3호에서는 복구 불가능한 SEU (Single Event Upset)가 존재할 확률이 비교적 낮고, 패리티(parity)가 Hamming 코드보다 적게 필요한 RS(10,8) 코드가 EDAC 알로리즘으로 채택 되었다[3]. 따라서 대용량 메모리에 대해서 EDAC용으로 구현된 RS(10,8)에 대한 시험을 수행 하였다.

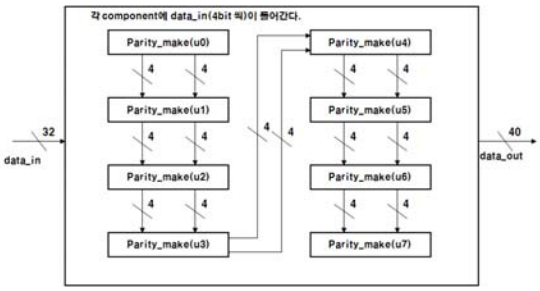

그림 6. RS(10,8) Encoder

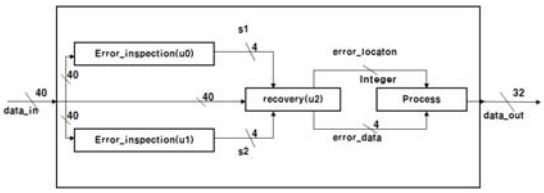

그림 7. RS(10,8) Decoder

그림 6과 7에 VHDL로 구현된 Encoder와 Decoder의 블록 다이어그램을 나타내었다. 4비트 심볼(symbol)을 사용하여 개발 하였으므로 32비트의 데이터에 대해서 8비트의 페리티(parity)가 필요하다. 또한 RS(10,8)은 에러 복원율이 1 이므로 1 심볼(4비트)에 대해서 에러 복원이 가능하다. 따라서 패리티를 포함한 40비트의 데이터에 대해서 최대 4비트까지 에러 복원이 가능하지만 서로 다른 심볼에서 각각 발생한 2비트 에러는 복원이 불가능하다.

그림 8과 9에 실험 결과를 나타내었다. 그림 8의 경우에는 40비트의 엔코딩된 데이터에 대해서 4비트 에러를 인가 하였을 때 데이터가 정상적으로 복원됨을 알 수 있다. 그러나 그림 9의 경우에는 5비트의 에러를 인가한 경우로써 2개의 심볼에서 에러가 발생 하였으므로 0x"00751E62"를 읽어야 하지만 0x"00751E7D"를 읽어서 데이터를 정상적으로 복원하지 못함을 알 수 있으며 에러 카운트가 증가함을 알 수 있다.

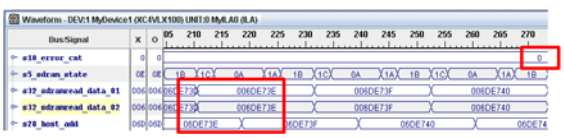

그림 8. RS(10,8) 에러 복원 결과(1)

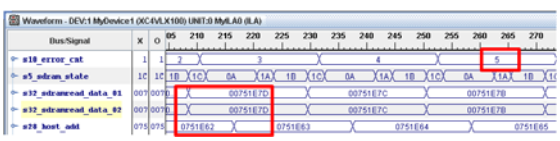

그림 9. RS(10,8) 에러 복원 결과(2)

2.4 통신 시험

MMU에는 38.4Kbps의 RS232 비동기 통신 2채널과 시험용으로 10Mbps의 SpaceWire가 1채널 있다.

그림 10에 개발된 SpaceWire의 블록 다이어그램을 나타내었다. SpaceWire는 Receiver, Transmitter, Tx. FIFO, Rx FIFO, Register, Host Interface 블록으로 구성되며 50MHz 클럭을 입력 받아서 10Mbps로 통신을 수행한다[4].

두 통신채널 모두 그림 11의 시뮬레이션 프로그램에서 확인 하였다. 시뮬레이션 프로그램이 컴퓨터에서 동작 하므로 SpaceWire 인터페이스의 경우, 시뮬레이션 프로그램에서는 RS232로 데이터를 전송한 후 MMU에서는 수신한 데이터를 Space Wire 인터페이스를 통해서 Loopback 형태로 전송해서 다시 받은 다음 RS232로 다시 PC의 통신 프로그램에 전송하는 형태로 시험을 수행 하였다. 그림 11은 에코시험(Echo Request/ Reply)시험을 수행한 결과를 나타내고 있으며 2.5에서 수행하게 될 X-대역 하향링크 시험의 경우에도 이 프로그램을 이용해서 전송 명령을 MMU에 전달하게 된다.

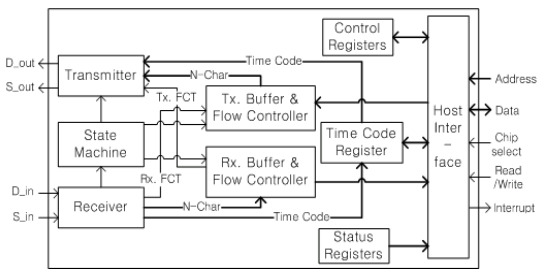

그림 10. SpaceWire 블록 다이어그램

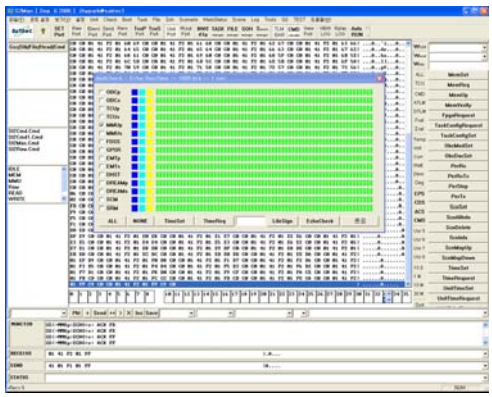

그림 11. 통신 시험용 시뮬레이터

2.5 X-대역 하향링크 시험

대용량 메모리에 저장된 데이터는 최종적으로 16Mbps의 속도로 X-대역 송신기를 통해서 무선으로 지상국으로 전송된다.

그림 12는 하향링크와 관련된 소프트웨어 구성도를 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 하향링크시에는 MIRIS, COMIS 또는 시험용 데이터 패턴(순차적으로 증가 또는 감소하는 데이터)을 선택할 수 있으며 FIFO(First In First Out)가 버퍼 역할을 한다. FIFO에 쌓인 데이터는 압축된 후 RS(255,223) Encoding되며 마지막으로 I&Q의 직렬 신호로 변환되어 X-대역 송신기로 전송된다. 이때 압축은 Run-Length 무손실 압축 기법을 사용 하였으며 압축 기능에 문제가 있는 경우를 대비하여 무압축도 가능하도록 하였다.

그림 13에 그림 3에서 설명한 MMU-XTU-Receiver-DRS(Data Receiving System) 간의 X-대역 하향링크 시험 환경을 나타내었다. 오른쪽 그림은 X-대역 송신기의 최종 RF(Radio Frequency) 출력을 스펙트럼 분석기로 측정한 결과로써 QPSK(Quadrature Phase Shift Keying) 변조된 신호가 캐리어에 실려서 정상적으로 출력됨을 보여주고 있다. 본 시험의 경우 대용량 메모리 32Gb에 대해서 10^{-6}의 BER(Bit Error Rate) 요구조건을 가지고 있으며 2048초 동안 X-대역 하향링크 시험에서 에러가 없음을 확인 하였다.

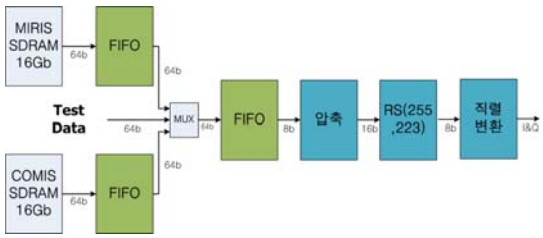

그림 12. Downlink S/W 구성도

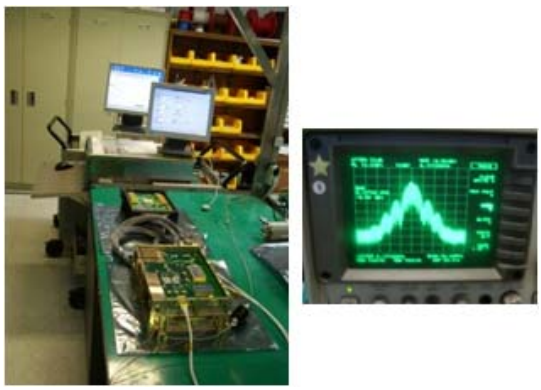

그림 13. Downlink 시험 결과

2.6 환경시험

열진공시험은 우주궤도 상에서의 진공(10^{-5} Torr 이하), 극심한 온도변화 등의 환경 하에서 위성의 모든 서브시스템들이 정상적으로 동작하는 것을 확인하고, 시험결과를 이용하여 열해석 모델의 정확성을 검증하는데 그 목적이 있다[5].

열진공 시험은 2009년 4월 27일부터 7일 동안 한국과학기술원 인공위성 연구센터의 열진공 챔버를 이용하여 수행하였다. 그림 14에 열진공 챔버 내부의 시험 셋업을 나타내었으며 그림 15는 열진공 시험을 수행 했을 때의 온도와 압력 그래프를 나타내고 있다. 과학기술위성3호가 운용될 저궤도에 대한 열해석 결과, MMU와 OBC를 포함하고 있는 CDS(Command and Data Subsystem)는 -25~45℃ 범위에서 동작하게 되며 시험은 그림 15에 보는 바와 같이 저온과 고온 담금 상태에서만 MMU의 전원을 켜서 정상 동작 유무를 확인 하였으며 나머지 구간에서는 전원을 끈 상태에서 온도를 변화 시켰다. 열진공 시험에서 앞에서 수행한 MMU의 기능이 적상적으로 동작하는 것을 확인 하였다.

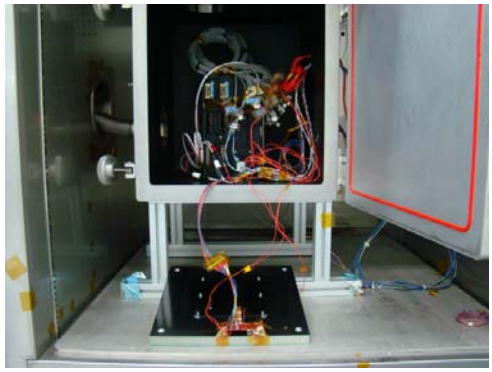

그림 14. 열진공 챔버 내부의 시험 셋업

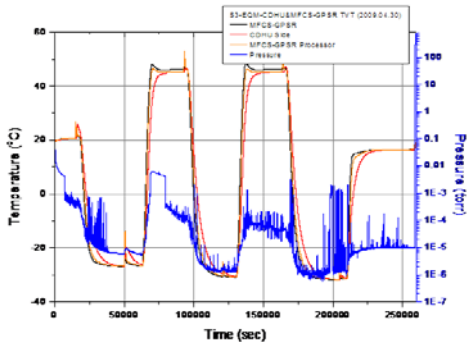

그림 15. 열진공 챔버의 온도와 압력

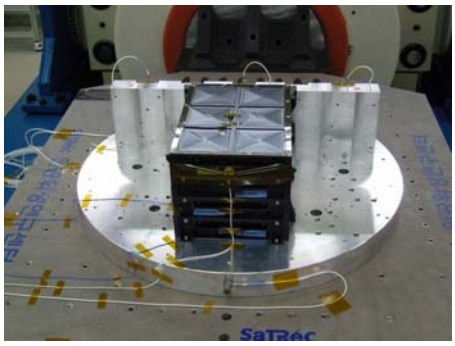

그림 16. 진동시험 사진

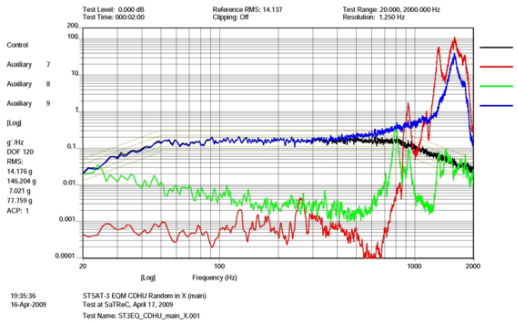

그림 17. 진동 시험 결과

인공위성의 발사환경은 일반적으로 발사체 이륙직후부터 정상운영 궤도 진입 시점까지의 과정에서, 추진력, 공력학적 가진력에 의해 위성체에 전달되는 극심한 준정적 하중 및 진동 음향 충격 하중을 의미한다. 발사체 환경시험은 이러한 발사환경에 대하여 위성 구조체, 탑재된 광학 전자 유닛이 충분한 내구성과 안전성을 갖추었는지를 평가하는 것을 목적으로 한다[6].

따라서 개발된 EQM MMU로 세축에 대해서 각각 정현파 및 랜덤 진동 시험을 2009년 4월 17일 인공위성 연구센터에서 수행 하였다. 그림 16은 진동시험 수행 전의 사진을 나타내며 그림 17은 세축에 대한 시험 결과 중에서 X축에 대한 대한 진동시험 결과를 나타낸다. 15G의 가진에 대해서 진동 시험 전후로 외관상 이상이 없었으며 모든 기능이 적상적으로 동작하는 것을 확인 하였다. 환경 시험은 FM(Flight Model)에서 요구하는 수준보다 진동 시험의 경우 3dB 높으며 열진공 시험의 경우 +/- 5도 더하여 시험을 진행 하였다. 따라서 본 시험의 결과를 통해서 FM을 개발하는데 문제가 없음을 확인 하였다.

Ⅲ. 결 론

본 논문에서는 과학기술위성 3호 대용량 메모링 유닛의 검증 모델의 기능시험과 환경시험 결과를 나타내었다.

최대 100Mbps로 입력되는 MIRIS와 COMIS의 데이터를 정상적으로 수신하기 위해서 FPGA가 직접 메모리를 관리 하도록 하였다. 탑재체 데이터 수신시험, 메모리 동작 시험, 통신 시험 및 X-대역 하향링크 시험의 기능 시험과 열진공 시험과 진동 시험의 환경시험을 통해서 MMU의 성능을 검증 하였다.

후 기

본 연구논문은 교육과학기술부 과학기술위성 3호 개발사업의 예산지원을 받아 작성되었습니다.

참고문헌

1) 서인호, 이종주, 박홍영, 오대수, 최명진, 유상문, 방효충, 유영호, “과학기술위성 2호 대용량 메모리 유닛 준비행모델 설계 및 구현”, 한국항공우주학회지, 제36권 제2호, pp. 195-201, 2008.

2) 서인호, 유창완, 남명룡, 방효충, “과학기술위성 2호 대용량 메모리 유닛 시험모델 설계 및 구현”, 한국항공우주학회지, 제33권 제11호, pp. 115-120, 2005.

3) 김병준, 곽성우, 유상문, 김형신, “과학기술위성 3호 탑재 컴퓨터와 대용량 메모리에 적용될 EDAC 알고리즘의 비교 및 분석”, 2008년도 한국항공우주학회 추계학술발표회, pp. 1586-1589.

4) 유상문, 이승우, “FPGA를 이용한 스페이스와이어 링크 인터페이스 개발 방안”, 2007년도 한국항공우주학회 추계학술발표회, pp. 1667-1670.

5) 김도형, 정연황, 탁경모, 이준호, 차원호, 이상현, 최석원, 문귀원, “과학기술위성 1호 인증모델 열진공 시험”, 한국항공우주학회지, 제31권 제1호, pp. 120-124, 2002.

6) 장태성, 차원호, 서정기, 이상현, “과학기술위성2호 준비행모델 인수수준 진동시험”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2006, pp. 871-875.