

## 원격측정명령처리기 성능검증모델 개발

김중표\*, 구철희\*\*, 최재동\*\*\*, 채종원\*\*\*\*, 김정훈\*\*\*\*\*, 구자춘\*\*\*\*\*

# Development of Command Telemetry Unit Engineering Qualification Model

Joong-Pyo Kim\*, Cheol-Hea Koo\*\*, Jae-Dong Choi\*\*\*, Jong-Won Chae\*\*\*\*,  
Jung-Hoon Kim\*\*\*\*\*, Ja-Chun Koo\*\*\*\*\*

### Abstract

This paper shows the results of design, analysis, manufacturing and test performed to develop the CTU(Command Telemetry Unit) EQM(Engineering Qualification Model). According to the key requirement specifications, the logics and circuits of each board are designed. In order to validate designs, some worst case, part stress, reliability, FMECA, radiation environment and launch environment analyses are performed. After manufacturing and assembling all boards, all functions of CTU EQM are verified through the functional test, environmental test and ETB test.

### 초 록

본 연구는 원격측정명령처리기 성능검증모델의 개발을 위해 수행된 설계, 해석, 제작 및 시험에 관한 것이다. CTU EQM의 각 보드별 주요 요구 규격에 따른 로직 설계를 수행하였으며 최악조건해석, 소자스트레스 해석, 신뢰도 해석, FMECA 해석 및 우주환경 및 발사환경 해석을 통해 설계의 타당성을 분석하였으며, 보드 제작 및 조립 후 수행된 기능 시험, 환경시험 및 ETB 시험을 통해 CTU EQM의 모든 성능을 확인하였다.

키워드 : 원격측정명령처리기(command telemetry unit, CTU), 성능검증모델(engineering qualification model, EQM), 원격측정명령시험장치(telemetry command test set, TCTS), 전기적시험장치(electrical test bed, ETB)

## 1. 서 론

통신위성 버스체의 원격측정명령계(TC&R, Telemetry, Command and Ranging)는 지상국과 통신을 통해 위성을 제어하는 통로로서 높은 신

뢰성과 가용성을 요구한다. 국내에서는 최초로 정지궤도 통신위성 전장품의 원천설계, 제작 및 인증 기술 확보를 위해 TC&R의 베이스밴드부의 핵심적인 기능인 원격측정명령처리기(CTU, Command Telemetry Unit)를 선정하고 3개년에

\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/jpkim@kari.re.kr

\*\*\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/jdchoi@kari.re.kr

\*\*\*\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/jungkim@kari.re.kr

\*\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/chkoo@kari.re.kr

\*\*\*\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/firstbel@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 통신해양기상위성사업단 체계종합그룹/jckoo@kari.re.kr

걸쳐 개발하여 왔다. 1차년도에는 CTU 상세설계 후 CCSDS 원격명령 포맷에 DES CFB[1,2]를 적용한 원격명령 암호복호기 시제품 제작 및 시험을 통한 원격명령 암호화 복호 기능검증을 완료하였으며[3], 2차년도에는 CTU 실험모델(EM, Engineering Model) 제작 및 시험을 통해 DES CFB 원격명령 암호화 복호 후 명령 수행 및 텔레메트리 처리 기능을 포함한 전체 성능을 검증하였다[4].

3차년도에는 CTU EM보다 보안 강화를 위해 3개의 키를 사용하는 3DES 암호화 알고리즘을 적용[5]하고 발사환경 및 우주환경시험을 위해 MIL-STD 부품이상을 사용한 성능검증모델(EQM, Engineering Qualification Model)을 제작하고 기능 시험, 우주환경 시험 및 ETB 연동시험을 통해 모든 성능을 검증하였다.

본 논문은 3차년도에 수행된 CTU EQM요구규격에 따른 설계, 해석, 제작, 및 시험의 과정을 통해 CTU의 성능 검증에 대한 것이다. 각 보드별 주요 요구 규격에 따른 설계를 수행하였으며 해석을 통해 설계의 타당성을 분석하였으며, 보드 제작 및 조립 후 수행된 기능 시험, 환경시험 및 ETB 시험을 통해 CTU EQM의 모든 성능을 확인하였다.

## 2. CTU EQM 구성 및 주요 기능

CTU는 TC&R의 원격측정명령처리를 담당하는 베이스밴드(Baseband) 전장품으로 수신 안테나를 거쳐 명령수신기(CMR, Command Receiver)에 의해 복조되어 전달된 CCSDS 원격명령 포맷의 유효성 확인, 원격명령 암호 복호 및 명령 검증을 한 뒤, 위성체구성명령(SCC, Spacecraft Configuration Command)의 경우는 위성체 구성의 상태를 직접 제어하고 버스명령(Bus Command)의 경우는 MIL-STD-1553B 워드로 포맷된 후 MIL-STD-1553B 버스를 통해 OBC(On-board Computer)로 전달한다. 또한 OBC에 의해 수집된 SOH(State of Health) 데이터를 MIL-STD-1553B 버스를 통해 받은 후

CCSDS 텔레메트리 패킷 프레임으로 포맷한 뒤 지상국에 송신 안테나를 통해 전송하기 위해 RF 비콘송신기(BTX, Beacon Transmitter)에 전달하는 기능을 한다. 이러한 기능들을 수행하기 위해 CTU 하드웨어는 다음과 같은 보드들로 구성된다.

- a) Uplink/1553B 보드
- b) Telemetry 보드
- c) Command 보드
- d) EPC(Electrical Power Converter) 보드
- e) Backplane 보드

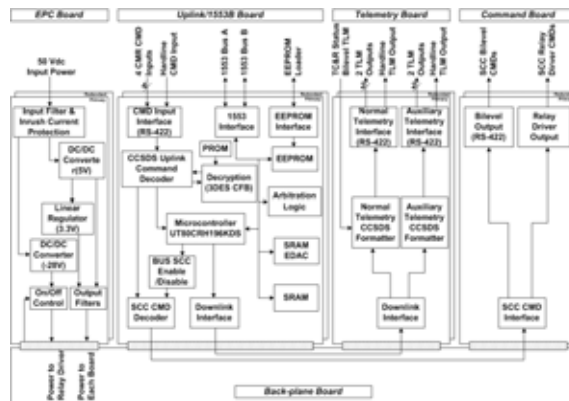


그림 1. CTU EQM의 보드 구성도

CTU EQM의 보드 구성도를 그림 1에 나타내었다. Backplane 보드를 제외한 각 보드들은 이중화를 위해 2장으로 구성되어 있다. Uplink/1553B 보드는 1,024 bps의 데이터 속도를 갖는 CCSDS 원격명령 포맷[6,7]의 데이터를 CMR부터 RS-422 인터페이스를 통해 받고 원격명령을 복호하며, 암호화된 명령이면 3DES CFB 모드를 이용하여 암호 복호화한다. 복호된 명령은 마이크로컨트롤러 UT80C196KDS에 의해 처리된다. SCC 명령의 경우는 SCC 명령 디코더에 의해 복호된 후 보드내의 내부 로직을 제어하는 Logic-Level 형태의 명령 수행과 Backplane 보드를 통해 Command 보드에 전달되어 릴레이구동(Relay Driver) 혹은 Bilevel 형태의 구동회로를 구동한다. BUS 명령의 경우는 마이크로컨트롤러,

공유메모리 및 1553B간의 중재(Arbitration) 로직에 의해 1553B 통신을 통해 OBC에 버스 명령을 전달한다. 또한 OBC로부터 1553B 버스에 의해 받은 텔레메트리를 Backplane 보드를 통해 Telemetry 보드에 전달한다.

Telemetry 보드는 Uplink/1553B 보드를 통해 받은 2 가지 종류의 텔레메트리, 즉 Normal/Auxiliary 텔레메트리를 CCSDS 텔레메트리[8] 마이너 프레임(Minor Frame) 단위로 포맷하여 마이너 프레임당 2,048 bps의 데이터 속도로 비콘송신기에 RS-422 접속을 통해 전달한다. 메이저 프레임(Major Frame)은 40개의 마이너 프레임으로 구성된다.

표 1. CTU EQM 설계 요구 규격

항 목	요 구 규 격
Uplink/1553B 보드	CCSDS 202.0-B-2 권고 CCSDS 201.0-B-1 권고 BCH(63,56) SECDED Telecommand data rate: 1,024bps SCC/ BUS Command CCSDS 350.0-G-1 권고 56-bit 3DES CFB Mode 64개의 64-bit Key 및 IV MIL-STD-1553B 통신
Telemetry 보드	CCSDS 701.0-B-2 권고 Reed-Solomon(255,223) Data rate: 2,048 bps Minor Frame: 256 Bytes/sec Major Frame: 40 Minor Frames Normal/Auxiliary Telemetry
Command 보드	Bilevel: RS-422 26F31 Driver Relay Driver: -On_level: -28±1.4Vdc -Pulse duration:22±4msec -Fall time: 2.0ms max -Rise time: 2.0ms max -Sink Current: 500mA max -Output channels: 48
EPC 보드	±2% max on 5Vdc output, 100mV ±2% max on 3.3Vdc output, 66mV ±5% max on -28Vdc output, 1.4V ±1% AC ripple p-p max of nominal 5Vdc ±2% AC ripple p-p max of nominal 3.3Vdc ±200mV AC ripple p-p max of nominal -28Vdc

Command 보드는 Uplink/1553B 보드에 의해 디코딩된 SCC 명령을 받아 Bilevel 구동 및

RD(Relay Driver) 구동을 통해 위성체의 구성을 직접제어하는 구동회로들로 구성된다.

EPC 보드는 50V의 버스 전압을 받아 각 보드의 소자들이 필요한 동작 전원을 변환하여 제공하는 기능을 하며, Backplane 보드는 각 보드 간의 전원 및 신호전달을 담당하며 하우징의 바닥면에 장착되며 각 보드와 수직으로 결합된다.

## 2. CTU EQM 설계, 해석 및 제작

### 2.1 CTU EQM 설계

CTU EQM의 각 보드별 설계 주요 요구 규격 [9]을 표 1에 정의하였다. CTU에 사용된 소자는 MIL-STD 부품 이상이며 신뢰도 목표값은 0.99이다. 먼저 Uplink/1553B 보드의 주요 로직들은 원격명령 처리 로직, 원격명령 암호 복호화 처리 로직, MIL-STD-1553B 버스 통신 로직, 80196 프로세서 구동 로직, EDAC 로직, WDT 로직, 1시간 타이머 로직으로 크게 구성된다.

#### 1) 원격명령 처리 로직

원격명령 처리 로직은 CCSDS 원격명령 데이터 라우팅 서비스 권고 CCSDS 202.0-B-2와 원격명령 채널 서비스 권고 CCSDS 201.0-B-1에 따라 설계되었으며 시뮬레이션을 통해 로직을 검증한 뒤 MIL-STD 규격의 Actel FPGA A54SX32 칩에 구현하였다. 원격명령 포맷은 기존 논문[3]에 정의되어 있으며 데이터 56-비트에 대해 (63,56) Modified Bose-Chaudhuri-Hocquenghem(BCH) 코드[3]를 이용하여 생성된 7개의 패리티(Parity) 비트에 '0' 비트를 추가하여 구성된 8-비트의 EC(Error Control)코드를 붙여 생성되는 64-비트 코드블록들에 대해 시작 및 후미 시퀀스를 붙여 CLTU(Command Link Transmission Unit)라는 단위로 전송되고 데이터 전송처리 속도는 1,024bps로 처리된다. 명령의 종류는 위성체 구성을 직접 제어하는 SCC 명령과 복호된 후 1553 통신을 통해 OBC에 전달되어 수행되는 BUS 명령으로 나누어 처리되도록 하였다. 명령이 암호화되어 있으면 원격명령 암호화 복호 처리 로직으로 전달되어 복호화 후 처리되어진다. 그림 2에 상향링

크 SCC 및 BUS 명령 단위 포맷을 보여주고 있다. 형식(type)을 이용하여 SCC 및 BUS의 명령을 구분하도록 하였고, 실행키(Exec Key)를 이용하여 '11'이면 SCC 명령을 바로 실행하고 그렇지 않으면 실행을 보류한다. 실행이 보류된 명령은 'SCC EXEC KEY' 명령이 입수되어야 실행되도록 하였다. BUS 명령의 경우는 실행키의 유무에 관계없이 1553B 버스를 통해 OBC로 전달되고 실행여부는 비행소프트웨어(FSW)의 명령 처리 로직에 의해서 결정된다. Opcode와 Data(BUS 명령의 경우만)는 원격 명령이 실행되는 기능을 구분하고 상세화하기 위해 사용된다.

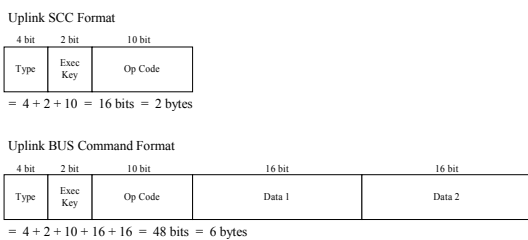


그림 2. 상향링크 원격명령 데이터 단위

2) 원격명령 암호 복호화 처리 로직

원격명령이 암호화 된 경우는 암호 복호화 처리 로직을 통해 평문으로 바꾼 후 처리된다. 원격명령의 암호화를 통한 보안 기능을 극대화하기 위해 CTU EM에서 구현된 DES CFB 모드[4] 대신에 3개의 키를 3DES CFB 모드 처리로직을 설계하고 시뮬레이션을 통해 검증한 뒤 Actel FPGA A54SX32 칩에 구현하였다. 원격명령 암호 복호화를 위해 3개의 키들을 사용하는 방법으로는 보안성도 강화하면서 메모리 사용의 최소화를 위해 Key1=Key3≠Key2를 선택하였다. CFB 모드는 IV(Initialization Vector)를 초기에 한번 사용되기에 ROM에 64개의 Key1, Key2 및 IV를 각각 저장하고 Key1/2, 및 IV 인덱스에 해당하는 키들 및 IV를 가져와서 복호화하도록 하였으며, 명령 재공격(Replay Attack)을 막기 위한 로직을 구현[4]하였다.

3) MIL-STD-1553B 버스 통신 로직

CTU는 OBC와의 명령 및 텔레메트리 접속을

위해 MIL-STD-1553B 버스 통신 접속 기능을 필요로 한다. 사용된 칩은 사용의 편의를 위해 버스송수신기(Bus Transceiver)가 내장된 UTMC사의 SuMMIT DXE 칩을 사용하였으며 1553B 버스 트랜스포머는 Pulse사의 M21038/27-26 칩이 사용되었다. SuMMIT 칩, 80196 및 공유메모리(Shared Memory)와의 중재(Arbitration)를 위한 로직을 설계한 뒤 Actel사의 FPGA A54SX32 칩에 구현하였다. 원격측정명령처리기 SOH 1553B 버스 포맷, 원격측정명령처리기 텔레메트리 1553B 버스 포맷, 상향링크 명령 플래그 1553B 버스 포맷, 상향링크 명령 플래그 버스 포맷, 상향링크 버스 명령 데이터 1553B 버스 포맷, OBC 플래그 1553B 버스 포맷, BUS SCC 1553B 버스 포맷 및 Normal/Auxiliary 텔레메트리 1553B 버스 포맷을 구성하고 C 언어로 1553B 구동 소프트웨어를 작성한 뒤 전송 확인 시험을 통해 1553B 통신 기능을 검증하였다.

4) 80196 프로세서 구동 로직

CTU에 사용된 프로세서는 개발 환경 및 사용이 편리하며 참고자료가 풍부하며 Intel의 80196KD와 호환되는 UTMC사의 UT80C196KDS 마이크로컨트롤러를 사용하였다. UT80C196KDS는 프로세서의 스택을 초기화하고 제어권을 메인 제어 프로그램으로 이동시키는 스타트업(start-up)에 의해서 시작된다. 메인 제어 프로그램은 Tasking C 196/296 컴파일러 환경에서 C 언어로 개발되었다. 메인 제어 프로그램의 구성은 크게 사용되는 제어 파라미터들의 초기화 기능, SuMMIT 칩의 초기화 및 1553B 버스 추가/읽기/쓰기/삭제 동작 수행을 하는 1553B 버스 구동 기능, FPGA에서 입수된 원격명령 데이터를 64비트 단위로 프로세서가 처리하도록 인터럽트 서비스를 요청하는 원격명령 처리 기능, 1초 단위로 OBC로부터 수집한 텔레메트리 데이터와 함께 CTU의 텔레메트리를 텔레메트리 FPGA의 버퍼에 저장하는 텔레메트리 처리 기능, 16Hz의 타이머 도움을 받아 언급된 기능들의 스케줄링을 담당하는 기능들로 구성된다.

5) EDAC 로직

CTU는 SEU 등의 원인으로 발생한 메모리 비

트 에러를 검출하고 정정하기 위해 EDAC(Error Detection and Correction)을 사용한다. 정정방법은 SECDED(Single Error Correction and Double Error Detection)을 사용하였다.

6) WDT 로직

CTU는 메모리 에러 또는 소프트웨어 자체의 버그로 인해 발생하는 멈춤을 해소하기 위해 WDT(Watch-dog Timer)를 사용하였다. 16Hz 타이머의 도움으로 메인 제어 프로그램은 초당 2회씩 WDT를 초기화한다. 만약 소프트웨어의 구동에 문제가 생겨 정지되면 1초 뒤에 CTU를 리셋시킨다.

7) 1시간 타이머 로직

암호화 모드로 동작 중에 지상국으로부터 암호화된 원격명령이 일정시간 동안 입수되지 않을 경우, 평문모드로 변경되는 기능이 절대적으로 필요하다. 16Hz 타이머를 사용하여 1시간 타이머를 생성하였고, 암호화 모드로 선택되면 1시간 타이머가 동작된다. 이 시간 동안 명령이 성공적으로 입수되면 1시간 타이머는 리셋되고 만약 그렇지 않으면 자동으로 평문 모드로 복귀한다.

텔레메트리 보드는 OBC에서 수신된 텔레메트리 데이터를 포맷하고 비콘송신기로 전송하는 기능을 담당한다. 텔레메트리 처리 로직은 CCSDS 701.0 권고안[8]을 따라 포맷 및 처리로직을 구성하였다. 텔레메트리의 포맷은 그림 3과 같다. VCDU(Virtual Channel Data Unit) 데이터 단위에 Reed-Solomon 인코더 RS(255,223)에 의해 에러 정정코드가 생성되어 추가되고 랜덤화(Randomization)된 후 동기코드인 SYNC를 붙여 전송된다. 마이너 프레임은 256 바이트로 구성되며 초당 2,048bps로 전송된다. 메이저 프레임은 40 개의 마이너 프레임으로 구성된다. Normal 및 Auxiliary 포맷으로 구성되며 독립적으로 처리된다.

Command 보드는 Uplink/1553B 보드에서 SCC 명령이 디코딩되면 Backplane 보드를 통해 Command 보드에 전달되는 Opcode에 해당되는 구동 로직을 구동하는 기능을 담당한다. 크게 Bilevl 명령과 릴레이구동(Relay Driver, RD)로 구분되며 Bilevel 명령은 RS-422 구동 회로인

26F31 IC를 사용하였으며 릴레이구동 회로는 표 1에 정의된 전기적 요구사항을 만족하도록 행(Column) 및 열(Row)로 나누어 구동하는 행열 매트릭스 구성으로 구동되도록 구현하였다[10].

EPC 보드는 상용 DC/DC 변환기(5V, 28V)에 대해 돌입전류(Inrush Current) 보호회로, 입력필터 및 출력필터 설계를 통해 표 2에 정의된 레귤레이션 및 리플 규격이 만족하도록 설계하였다.

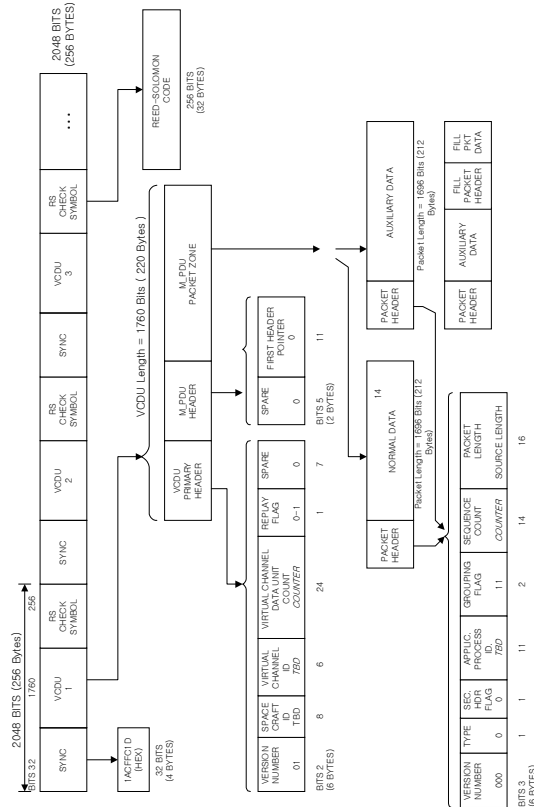


그림 3. 텔레메트리 포맷

2.2 CTU EQM 해석

CTU 회로의 소자들은 기본적인 허용오차 외에 임무기간 동안 받는 우주방사선 및 큰 온도 변화에 의한 열화로 인해 추가적인 전기적 특성의 변화를 초래할 수 있다. 이를 위해 아날로그 소자로 구성된 Command 보드에 대한 최악조건

해석(Worst Case Analysis)를 수행하여 임무기간 동안 동작을 위한 마진이 존재함을 확인하였다. 또한 디지털 신호의 경우 80196, 공유 메모리 및 SuMMIT 칩간의 타이밍이 중요하다. 이들 디지털 소자에 대해서 우주방사능 열화에 대한 소자 정보 및 MIL-STD 온도 범위(-55℃ - +125℃)에 대한 최소 및 최대 변화를 고려하여 타이밍 마진을 해석하고 충분한 타이밍 마진을 갖도록 설계하였으며 열주기 및 열진공 시험 동안 타이밍이 안정적으로 동작함을 확인하였다.

표 2. 소자스트레스 해석 결과

REF DES		Part Number & Description	Case Temp MAX	JCT Temp MAX	Supply Voltage (V) V+	V-	VIN (V)	Output Current (mA)	AVG Pwr (mW)
U01-U05	5982-780202MFA 2F31	Rated	125	106	6		+/-25		1000
		Derated Actual	85	92.1	6		+/-12	+/-20	800
					5.5		5.5		104.871

REF DES		Part Number & Description	Case Temp MAX	JCT Temp MAX	Supply Voltage (V) V+	V-	VIN (V)	Output Current (mA)	AVG Pwr (mW)
U008-U013	SG2815J	Rated	125	150	50		15	600	960
		Derated Actual	85	105	45		13.5	480	736
			78	77.8	28		4.1	69	110

표 3. FMECA 해석 결과

Item No.	Fault Cause	Criticality	FDR					
			D	I	R	HW	SW	
CTU 1	CTU Failure							
CTU 1.1	CTU Uplink/1553(CD480611B) Function Failure							
1.1.1	Uplink/1553 Primary & Redundant Change Circuit Fail	2R	OA	-	-	Rad	-	-
1.1.2	Uplink/1553 Bypass Capacitor Fail(CI - C60)	2	OA	-	-	Rad	-	FDR
1.1.3	1 Hz OSC Circuit Fail	2	OA	-	-	Rad	-	-
1.1.4	Power On Clear Circuit Abnormal Function	5	-	-	-	-	-	-
1.1.5	Power On Clear Circuit Fail	5	-	-	-	-	-	-
1.1.6	CMR Interface Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.7	80196 Processor Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.8	Decoder & Arbitr & EDAC FPGA Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.9	EEPROM Load Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.10	SRAM Memory Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.11	Command Validation FPGA Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.12	DES FPGA Fail	2	G	-	G	Rad	-	-
1.1.13	SCID Setting Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.1.14	1553B Interface Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
CTU 1.2	CTU Telemetry(CD480612I3) Function Failure							
1.2.1	Bus Buffer Circuit Fail	2	G	-	G	Rad	-	-
1.2.2	Status Input Circuit Fail	2	G	-	G	Rad	-	-
1.2.3	TLM FPGA Circuit Fail	2	G	-	G	Rad	-	-
1.2.4	Normal/Auxiliary Telemetry Transmitting Circuit Fail	2	G	-	G	Rad	-	-
CTU 1.3	CTU Command(CD480613I3) Function Failure							
1.3.1	Bilevel SCC Execution Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-
1.3.2	Relay SCC Execution Circuit Fail	2R	G	-	G	Rad	-	-

CTU EQM의 개별 소자에 적용된 전기적 및 열적 스트레스를 결정하고 적용된 스트레스가 신뢰할만한 동작을 위한 범위내에 있는지를 결정하기 위해 소자스트레스 해석이 수행되었다. 해석을 통해 CTU EQM 유닛 내의 각 소자에 대해

정격 파라미터에 대한 적용된 스트레스의 비를 결정하게 되며, 각 소자에 대한 실패율을 결정하기 위해 사용되는 적용 정격(applied rating)을 제공한다. 이 데이터는 신뢰도 해석을 위해 사용된다. Derating 문서[11]를 참조하였다. 표 2에 수행된 집적회로 중 일부에 대해 수행된 결과를 보여준다. 전기적 및 열적 Derating 요구 이내에 실제 사용되는 값들이 있음을 알 수 있다.

또한 위성체 혹은 위성체 임무의 전체 손실 혹은 중대한 성능 저하를 초래할 수 있는 잠재적인 위성체 장치 단일점 실패를 확인하는 것을 목표로 하여 FMECA(Failure Modes, Effects and Criticality Analysis) 해석을 수행하였다. 표 3에 각 항목에 대한 실패의 위험도(Criticality) 레벨을 정의하고 감지 및 복구에 대한 방법을 분석하였다. CTU는 기본적으로 'Active' 잉여로 동작하여 단일점 실패가 없으며 OBC에 의해서 임무설정을 받을 수 있도록 되어 있으며 지상국의 텔레메트리 정보의 공유로 결함 감지가 OBC와 함께 가능하도록 하여 결함이 발생한 쪽을 해제하고 잉여를 사용하여 복구되도록 설계되어 있다.

표 4. 신뢰도 해석 결과

보드/Side	12 년의 신뢰도(EOL)
Uplink/1553 보드	0.977199273
Command 보드	0.982226012
Telemetry 보드	0.979090672
EPC 보드	0.989172171
CTU 1 Side	0.929585561
CTU 2 Side (Hot Redundancy)	0.995041807

원격측정명령처리기의 신뢰도 해석은 소자스트레스 해석 예측에 의해서 수행되었다. 상세한 해석적인 방법들은 MIL-HDBK-217F 문서[12]를 참고해서 수행하였다. 원격측정명령처리기의 임무 기간은 12년으로 가정하며, 원격측정명령처리기 임무말기(EOL, End of Life)의 신뢰도에 대한 해석이 이루어졌다. 표 4에 최종 신뢰도 해석값이 0.995로 신뢰도 목표값 0.99를 만족함을 알 수

있다.

CTU 박스 내부의 소자가 받는 총이온화선량 (TID, Total Ionization Dose)의 계산을 위해 정지궤도, 발사일 2008/1/1, 12년 임무, 2.54 mm Al 두께를 각각 임무 요소로 정하고 총 이온화선량심도선을 얻고 CTU 각 면의 두께를 고려하여 해석하였고, 그 결과 대부분의 소자가 받는 TID는 30krad 미만으로 보편적인 정지궤도 방사능 소자의 방사선 내성 100 krad 이내임을 확인하였다.

정지궤도 우주환경에서 성능요구조건 및 높은 신뢰도를 만족시킬 수 있도록 성능검증모델의 열 해석을 수행하였다. 보다 근거있는 해석을 위해 CTU의 동작모드를 고려한 열소산량을 기준으로 보드별 소모전력 시험치를 가중치로 하여 해석을 수행하였으며, 열주기 및 열진공 시험을 통해 각 채널별 고온 및 저온에서 얻은 결과와 해석 결과를 비교한 결과 모두 최대 2°C 유사한 결과를 얻었으며, 모든 부품들이 온도 Derating 요구조건 [11]을 만족함을 확인하였다. 또한 정지궤도 발사 환경 요구사항을 만족하는 지 검증하기 위해 유한요소 구조 모델 및 모드 해석을 수행하였고 해석결과(1차 모드 831 Hz) 및 시험 결과(1차모드 860 Hz)로 매우 근접함을 확인하였으며, 소자별 최소 처짐량 대략 0.35mm에 대해 최대 처짐량이 0.096mm로 1.57의 매우 큰 여유분을 가졌다. 결론적으로 소자가 어느 위치에 존재하더라도 견딜 수 있음을 알 수 있었다.

## 2.2 CTU EQM 제작

CTU EQM의 제작된 각 보드의 외관 및 조립된 박스의 외관을 그림 4에 나타내었다.



(가) Uplink/1553 보드



(나) Telemetry 보드



(다) Command 보드



(라) EPC 보드



(마) Backplane 보드



(바) 성능검증모델 유닛

그림 4. 제작된 CTU EQM 보드

최종 조립된 박스의 사이즈는 195 mm(L) x 149 mm(W) x 192 mm(H)이다. 무게는 대략 6.3kg을 나타내었다.

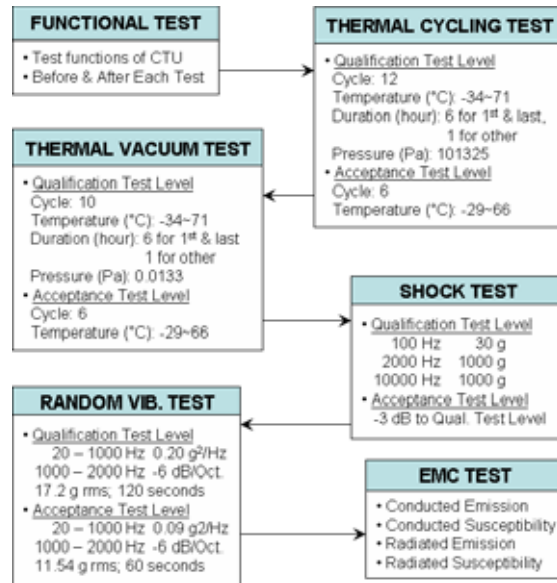


그림 5. CTU EQM 환경시험 과정 및 규격

## 3. CTU EQM 환경시험

CTU 우주인증을 위해 그림 5의 순서로 환경 시험을 수행하였다. 먼저 CTU EQM 기능 시험



절차서를 작성하고 TCTS와 연동하여 모든 기능 시험을 확인하였다. 각 환경시험별로 정의된 시험 레벨에 대해 환경시험을 수행하였다. 각각의 환경시험 시작 및 후에 기능시험을 수행하였으며 어떤 성능 열화 및 실패가 없음을 확인하였다.

#### 4. CTU EQM ETB 구축 및 연동시험

CTU EQM의 실제 전기적 접속 기능 및 다른 하드웨어와의 연동 동작을 실시간 환경에서 검증하기 위해 전기적시험장치를 구성하였다. ETB는 CTU EQM, TCTS, 전력변환장치(PCDU, Power Control and Distribution Unit), 퓨즈박스 어셈블리(FBA, Fuse Box Assembly), OBC, 위성체 동역학 시뮬레이터(VDS, Vehicle Dynamic Simulator) 및 주변장치들로 구성되어 있다. CTU EQM은 기본적으로 TCTS와 연결되어 시험되며, 퓨즈박스 어셈블리를 통해 PCDU로부터 생성된 50 V 전원을 입력 받고, 1553B 버스 커플러(Bus Coupler)를 통해 OBC 및 VDS와 인터페이스 된다. 또한 CTU는 PCDU에 있는 릴레이를 직접 구동하는 인터페이스를 제공한다. 그림 6에 CTU EQM ETB 구성도를 나타내었다.

PCDU 실험모델은 배터리 시뮬레이터 및 태양 전지어레이 시뮬레이터와 인터페이스 되어 있다. 또한 PCDU는 VDS의 데이터 획득 보드와 텔레메트리 및 원격명령으로 인터페이스 된다.

FBA는 PCDU로부터 생성된 50 V 전원을 CTU에 분배하며, VDS와 PCDU 사이에서 RS-422 시리얼 디지털 인터페이스를 제공한다. 또한 PCDU의 배터리 충-방전기(BPC, Battery Power Converter)의 릴레이 구동회로를 내장하여 VDS로부터 구동명령을 받는다.

OBC는 비행 소프트웨어를 내장하고 있고, 1553 버스 커플러를 통해 CTU, 탑재컴퓨터 모니터(OBC Mon) 및 VDS와 인터페이스 된다.

VDS는 직접적으로 PCDU 및 FBA와 인터페이스 된다. 또한 1553 버스 커플러를 통해 OBC, CTU 및 OBC Mon과 인터페이스 된다.

그림 7과 같이 실제 구축된 ETB 환경하에서 CTU의 SCC 원격명령 수행 확인, BUS 명령의 1553B 통신을 통한 OBC 전달 및 수행 확인, OBC에서 수집된 텔레메트리의 1553B 통신을 통한 수집 및 모니터링 시험을 통해 CTU EQM의 모든 성능을 검증하였다.

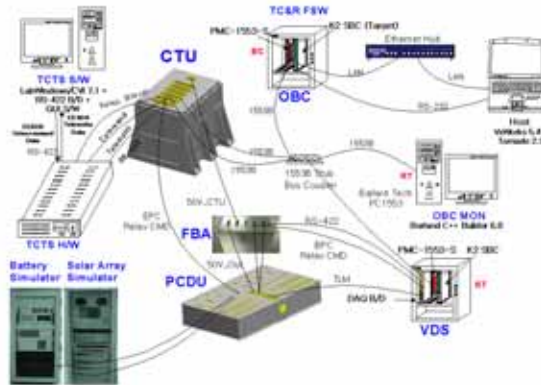


그림 6. CTU EQM ETB 구성도



그림 7. 실제 ETB 환경

#### 5. 결 론

본 논문에서는 원격측정명령처리기 성능검증 모델의 개발 및 검증을 위해 수행된 설계, 해석, 제작 및 시험에 관한 것이다. CTU EQM의 각 보드별 주요 요구 규격에 따른 로직 및 회로 설계를 수행하였으며 설계의 마진 및 안정성 및 신뢰성을 분석하기 위해 최악조건해석, 소자스트레



스 해석, 신뢰도 해석, FMECA 해석 및 우주환경 및 발사환경 해석을 광범위하게 수행하였다. 또한 각 보드를 제작하고 및 박스 조립 후 수행된 기능 시험, 환경시험 및 ETB 연동시험을 통해 CTU EQM의 모든 성능이 만족됨을 최종 확인하였다.

## 참 고 문 헌

1. FIPS PUB 81, DES Modes of Operation, Dec. 1980.
2. CCSDS 350.0-G-1, The Application of CCSDS Protocols to Secure Systems, March 1992.
3. 김중표, 구철회, 최재동, “정지궤도 통신위성의 CCSDS 원격명령 암호복호기 구현”, 한국항공우주학회지, 제 31권, 제 10호, 2003, pp. 89-96.
4. 김중표, 구철회, “통신위성 원격측정명령처리 실험모델 암호화 연구”, 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2004, pp.980-983.
5. 김중표, 구철회, “통신위성 원격측정명령처리 성능검증모델 암호화 연구”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2004, pp.225-228.
6. CCSDS 202.0-B-2, Telecommand Part 1 - Data Routing Service, Nov. 1992.
7. CCSDS 201.0-B-1, Consultative Committee for Space Data Systems Telecommand Part 1 - Channel Service, Jan. 1987.
8. CCSDS 701.0-B-2, Advanced Orbiting Systems, Networks and Data Links: Architectural Specification, Nov. 1992.
9. CD-02-47300-008, "CTU EQM Equipment Specification, KARI, 2004.
10. 최성봉 외, 통신위성 원격측정명령처리 및 시각동기 기술개발, 정보통신부, 2004.
11. CD-03-48112, Parts Derating Requirement, 2003.
12. MIL-HDBK-217F, Reliability Prediction of Electronic Equipment.