

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(8), 674-682(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.8.674>

저궤도 및 정지궤도위성의 TC&R RF 서브시스템 검증을 위한 RF 시험 장비 설계

조승원*, 이상정**

Design of Radio Frequency Test Set for TC&R RF Subsystem Verification of LEO and GEO Satellites

Seung-Won Cho* and Sang-Jeong Lee**

Electrical Integration & Test Department, Korea Aerospace Research Institute*

Department of Electronics Engineering, Chung-Nam National University**

ABSTRACT

Radio Frequency Test Set (RFTS) is essential to verify Telemetry, Command & Ranging (TC&R) RF subsystem of both Low Earth Orbit (LEO) and Geostationary Earth Orbit (GEO) satellite during Assembly Integration & Test (AI&T). The existing RFTS was specialized for each project and needed to be modified for each new satellite. The new design enables RFTS to be used in various projects. The hardware and software was designed considering this and therefore it could be directly used in other projects within a similar test period without modification or inconvenience. It will be also easily controlled, modified, and managed through the extension in modularization according to each function and the use of COTS (commercial on-the-self) and this will improve system reliability. A more reliable RF test measurement is also provided in this new RFTS by using an accurate reference clock signal.

초 록

RFTS(Radio Frequency Test Set)은 저궤도 위성과 정지궤도 위성의 AI&T 기간 동안 TC&R RF 서브시스템을 검증하는 필수 장비이다. 본 논문에서는 새로운 RFTS의 상세 설계 내용을 제시하는데 기존의 RFTS와 달리 위성 프로젝트 별 시험 수행 시 수정 없이 바로 적용할 수 있도록 하였다. 하드웨어와 소프트웨어는 이를 만족하도록 설계 되었고 기능 별 모듈화와 상용품 사용의 확장으로 보다 손쉬운 제어와 운용이 될 수 있도록 하였으며 시스템의 신뢰성 향상을 가져오도록 하였다. 또한 보다 정확한 기준 클럭을 채택하여 RF 측정에 대한 신뢰도를 높였다.

Key Words : RFTS(RF 시험장비), TC&R(원격측정명령계), AI&T(조립시험), Satellite(위성), LEO(저궤도 위성), GEO(정지궤도 위성)

† Received: April 3, 2014 Accepted: July 5, 2014

* Corresponding author, E-mail : orpheous@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

위성의 TC&R(Telemetry, Command, and Ranging) 서브시스템은 촬영된 영상 데이터나 통신용 데이터를 전송하는 탑재체 RF 시스템과는 달리 위성체의 상태 정보를 텔레메트리(Telemetry)를 통해 지상국으로 내려 보내고 지상국에서 전송된 커맨드(Command)를 수신하여 처리한 후 위성을 제어하도록 한다. 이와 더불어 위성의 궤도에 따른 현재 위치를 측정할 수 있는 레인징 기능을 제공한다[1].

위성의 AI&T(Assembly Integration & Test) 기간에는 시스템 수준에서 전기적 기능 및 성능 시험이 이루어지는데 EGSE(Electrical Ground Support Equipment)는 이에 필수적인 시험 시스템이다. 이 중 RFTS는 TC&R RF 서브시스템을 검증하는데 주요한 역할을 한다. RFTS가 요구되는 위성시험은 RF 통합 시험, 통합 시스템 시험, 열 진공 시험, 각종 환경 시험 후 상태 점검 시험, RF 자체 호환성 시험, 그리고 마지막으로 발사장에서 최종 상태 확인 시험 등 다양하다.

S 대역 송수신기는 위성 TC&R RF 서브시스템의 핵심 전장품으로써 이에 대한 성능 요구조건은 저궤도 위성과 정지궤도 위성에서 비록 고도는 다르지만 공통되는 부분이 많다. 또한 최근에는 다양한 위성 프로젝트를 만족시킬 수 있는 EGSE에 대한 요구가 증가되어 왔다. 기존의 RFTS는 검증 대상이 되는 특정 위성 송수신기의 특성에 맞도록 RF 설정 관련 파라미터 등이 RFTS에서 하드코딩 되어 있거나 시험에 요구되는 위성 커맨드 및 텔레메트리 DB(Database) 가 RFTS에서 고정되어 있기 때문에 다른 파라미터 및 DB를 갖는 타 위성에 사용되기 위해서는 그 위성에 적합하도록 일부 수정이 필요했다. 본 논문에서는 RFTS를 새롭게 설계함으로써 LEO, GEO를 포함한 다양한 위성 프로젝트에 사용할 수 있도록 한다. 이를 만족시키도록 새로운 하드웨어와 소프트웨어 설계안을 제시하여 기능에 따른 모듈화와 상용제품 사용의 확장을 바탕으로 제어, 수정 및 관리 등이 용이하도록 함과 동시에 시스템 신뢰도 향상을 이루어냄을 보인다 [2-3].

II. 본론

2.1 RFTS 설계

RFTS 설계는 크게 하드웨어와 소프트웨어 측

면으로 나뉜다. RFTS 하드웨어장비는 TC&R 서브시스템 검증 관련하여 RF 특성을 측정하여 시험을 통한 요구조건 만족 여부를 확인할 수 있도록 설계되었다. 소프트웨어는 RFTS가 다양한 위성 프로젝트의 시험을 수행할 수 있고 제어와 수정의 용이함에 초점을 맞추어 설계되었다.

2.1.1 요구사항 분석

Table 1은 RFTS가 다양한 위성 프로젝트를 만족시키기 위한 상향링크 및 하향링크 신호 관련 요구사항을 나타낸다. 주파수 범위는 업링크 및 상향링크가 2.0GHz에서 2.4GHz까지 요구되는데 이는 저궤도 및 정지궤도 위성의 TC&R RF 대역이 주로 사용하는 S 대역이므로 이를 구현하면 대부분의 위성 프로젝트를 수용할 수 있음을 의미한다. 일반적으로 위성 버스시스템에 탑재되는 위성 수신기는 -50dBm부터 수신이 가능하다. 그러나 저궤도 위성이 지상국과 S 대역으로 통신을 수행할 때 보통 7.3m 안테나를 많이 사용하는데 13m 안테나를 고려하더라도 가장 궤도가 가까울 때에 -80dBm 이하에서 위성이 수신을 하게 되며 이는 정지궤도 위성도 마찬가지이다. 때문에 유닛레벨과 달리 위성의 시스템 시험에서는 보통 -80dBm부터 -140dBm까지의 동적 영역에서 수행을 하며 이에 따라 RFTS 상향링크 출력 범위는 -70dBm부터 -140dBm의 영역이 요구된다.

RFTS의 수신기 입력 범위는 일반적인 위성 송신기 출력 기준으로 어떠한 AI&T 환경에서도 수신할 수 있도록 -15dBm에서 -100dBm까지 요구되며 업링크 변조 지수는 일반적으로 위성들이 1.0 rad.에서 1.5 rad.까지 채택하는데 RFTS는 2.5 rad.까지 제공함으로 이를 충분히 만족하도록 한다. 변조, 복조 방식은 보통 BPSK, PM 방식을

Table 1. RFTS Uplink & Downlink Spec.

No.	Parameter	Specification
1	Uplink Frequency	2.0 to 2.1GHz
2	Downlink Frequency	2.3 to 2.4GHz
3	S/C Receiver Input Power	-70dBm to -140dBm
4	IFR Input Power	-15dBm to -100dBm
5	Command Modulation Index	0 to 2.5 radians
6	Modulation & Demodulation	FM, PM, BPSK, QPSK, OQPSK
7	Carrier Sweep Range	±2 to ±1,000kHz
8	Carrier Sweep Rate	1Hz/s to 170kHz/s
9	Subcarrier & Command & Telemetry	1kHz to 2MHz, 10bps to 500kbps
10	PLL Bandwidth	10Hz to 3,000Hz
11	Impedance/VSWR	50Ω / ≤1.5

Table 2. RFTS Ranging Spec.

No.	Parameter	Specification
1	Tone Frequency	Up to 500kHz
2	Number of Tones	1 major to, 1 to 8 minor tones
3	Integration Time	0.25s to 300s
4	Phase Measurement Resolution	0.0055°
5	Ranging Modulation Index	0 to 2.5 radians
6	Ranging Standards	ESA tone, ESA code, ESA-like, USB tone, INMARSAT tone
7	Distance Measurement Resolution	1ns

많이 사용하나 이외에도 FM, QPSK, OQPSK까지 처리할 수 있도록 하였으며 캐리어(Carrier) 스위프(Sweep) 대역과 레이트(Rate)는 보통 위성에서 $\pm 150\text{kHz}$ 와 32kHz/sec 이므로 이 값 이상을 제공할 수 있도록 한다. RFTS에서 제공하는 서브 캐리어와 커맨드, 텔레메트리 각각 1kHz에서 2MHz, 10bps에서 500kbps까지로 일반적으로 사용하는 위성들의 사양인 수십 kHz의 서브캐리어와 수천 bps의 커맨드, 텔레메트리 레이트 값을 상회함을 알 수 있다

레인지 측정을 위한 RFTS 요구 사양은 Table 2에서 보여준다. 레인지 정확도를 위한 메이저 톤 주파수는 일반적으로 위성에서 100kHz 및 500kHz를 많이 채택하므로 500kHz까지 가능하도록 하였고 모호성 해결을 위한 마이너 톤들의 측정에서 적분 시간은 최대 300 초까지 가능하도록 하였다. 레인지 규격은 ESA(European Space Agency) 톤 규격과 ESA-like 톤 규격을 많이 사용하나 그 외에도 다양한 규격을 만족시키도록 하였다. 레인지 변조 지수는 보통 위성에서 0.3 rad.에서 0.8 rad.을 많이 사용하므로 이 이상이 요구되며 측정 해상도는 정밀한 측정을 제공할 수 있도록 1ns 까지 가능하도록 하였다

2.1.2 하드웨어 설계

S 대역 송수신기의 성능은 통신링크의 신뢰성에 직접적인 영향을 미친다. 송수신기 RF 특성의 성능 감쇠는 링크 버짓(Link Budget)에 악영향을 끼치고 때로는 인접채널에도 간섭을 야기해 타국의 위성에서 문제 제기를 일으킬 수도 있다. 최악의 경우 송수신기 본연의 핵심 기능에 문제가 생긴다면 미션 자체가 실패하는 참사를 초래할 수도 있다. 이는 RF 시험이 발사 전까지 AI&T 기간 동안 주기적으로 수행되고 그 측정 결과가 분석되는 이유이기도 하다. 때문에 RFTS는 최대

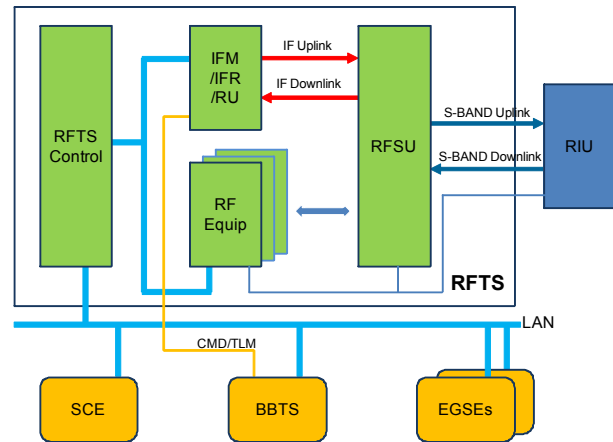


Fig. 1. RFTS System Block Diagram

한 정확한 측정 신뢰도를 제공해야 한다. 이에 영향을 미치는 RFTS를 구성하는 소자 및 장비들의 특성도 RFTS가 설계될 때부터 충분히 고려되어야 한다.

Figure 1은 RFTS의 전체 시스템 구성을 보여준다. RFTS는 RFTS 제어기, 중간주파수 변조기(Intermediate Frequency Modulator, IFM), 중간주파수 수신기(Intermediate Frequency Receiver, IFR), 레인지 유닛(Ranging Unit, RU), RF 스위칭 유닛(RF Switching Unit, RFSU), RF 장비들, 그리고 외부 인터페이스 유닛(Remote Interface Unit, RIU)으로 구성하도록 하였다. RFTS 제어기는 윈도우 운영체제 기반의 컴퓨터로써 RFTS 제어 소프트웨어와 데이터베이스, 시험 알고리즘 등이 설치되어 모든 하드웨어를 통제하게 되는 곳이다. IFM은 위성 통제 장치(Satellite Control Equipment, SCE)로부터 커맨드를 받아서 이를 중간주파수 대역으로 변조해주며 IFR은 반대의 과정을 거쳐 위성의 텔레메트리를 처리한다. RU는 위성의 레인지 지연 시간 측정을 수행한다. IFM, IFR 과 RU 는 기존의 기능별 카드와 보드로 이루어진 형태가 아닌 소형화 및 통합을 이루어낸 상용 장비를 사용하도록 하여 개발 시간을 단축하였다.

RFSU는 RFTS 내부의 상향링크와 하향링크 관련하여 RF 경로를 설정해주는 역할을 한다. 이와 더불어 상향링크의 출력 레벨을 조절하고 RIU의 스위치를 제어한다. RFSU의 내부 구성은 Fig. 2에서 나타난다. 측정 포인트는 상향링크와 하향링크 그리고 RF 대역과 IF 대역 모두에 할당되도록 하였고 측정 신호는 각각의 커플러에서 분기되어 스펙트럼 애널라이저와 파워 미터로 입력되게 구성하였다. RFSU 내부의 케이블 삽입 손실, 감쇄 레벨, 커플러 분기 비율 등은 AI&T 환

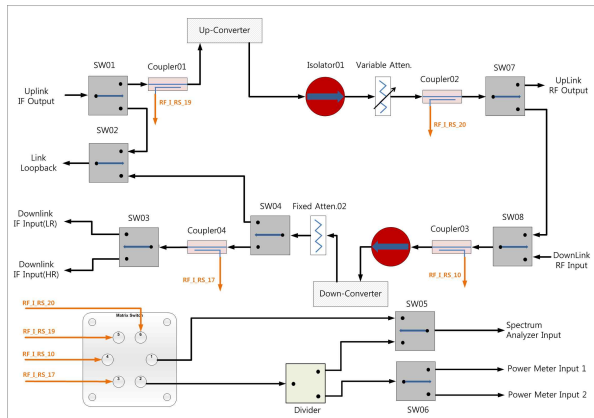


Fig. 2. RFSU Internal Configuration

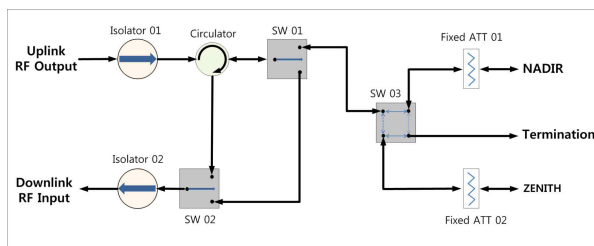


Fig. 3. RIU Block Diagram

경의 RF 링크 버짓을 만족하도록 고려되었다.

RIU는 위성체와 RFTS 사이에 위치하여 RFTS의 상향링크와 하향링크 인터페이스를 제공하며 위성체쪽으로는 나디아(Nadir) 안테나와 제니스(Zenith) 안테나 쪽으로 연결된다. RIU에 별도의 포트를 두어 평소에는 종단(Termination)을 시키다가 감쇠되지 않은 고출력 신호 측정이 필요할 때 이를 활용하도록 하였다. Fig. 3은 RIU 내부 구성도를 보여준다.

Figure 4와 Table 3은 RFTS IFM으로부터 신호가 출력이 되었을 때 S 대역으로 변환되어 RFSU, RIU 및 각종 RF 케이블(C1, C2, C3)들을 거쳐 위성에 도달하는 상향링크 버짓을 보여준다.

각각의 구간에서 이득(Gain) 값과 출력 값(Po) 들을 계산하였으며 RFSU의 업컨버터 이득은

5dB로 하였고 변환 감쇠기의 감쇠 값은 0dB를 기준으로 하였다. 위성 안테나로부터 수신기까지 경로손실을 5dB로 가정한 결과 링크 상의 총 손실 값은 -69dB를 제공하여 Table 1의 위성 수신기 입력의 범위를 충분히 만족시킴을 알 수 있다.

Figure 5와 Table 4는 위성에서 RF 신호가 출력될 때 RF 케이블(C4, C5, C6)들과 RFSU 및 RIU를 거쳐 RFTS 내부의 IFR 입력에 도달하는 하향링크 버짓을 나타낸다. 위성 송신기의 출력 값은 저궤도 위성과 정지궤도 위성이 지상국과의 링크 버짓을 만족시키기 위하여 보통 약 36dBm에서 38dBm에 분포되는데 본 논문에서는 38dBm을 가정하였다. RFSU의 다운컨버터 이득과 위성 송신기에서 안테나까지의 손실을 각각 5dB를 고려한 결과 총 -84.9dB의 경로 손실 값을 얻어 IFR 입력 값이 -46.9dBm으로 Table 1의 사양을 충분히 만족시킴을 보여준다.

상향링크의 경우 위성 수신기 검증을 위하여 수신기 입력 신호의 동적 영역을 만족시켜야 한다. Fig. 6은 RFTS IFM 출력과 가변 감쇠기를 조절하였을 때 위성에 도달하는 값을 보여준다. IFM 출력신호가 0dBm부터 -60dBm까지 변하고 가변 감쇠기의 감쇠 값을 0.1dB부터 64.5dB까지 조절을 할 때 위성 수신기 입력에 도달하는 값을 Fig. 4와 Table 3의 내용을 바탕으로 산출한 값이다. 이를 통해 일반적인 위성 수신기 입력 신호의 동적 영역인 -70dBm에서 -140dBm까지 충분히 만족시킴을 알 수 있다.

RFTS 설계 시 고려되어야 할 파라미터 중 하나는 측정 정확도이다. 스펙트럼 애널라이저 입력신호의 측정 정확도는 RFTS 자체 교정 후 RF 케이블의 컨넥터 접속 손실을 고려해서 95%의 신뢰도로 ±0.3dB 이내에 들어오도록 하였고 파워미터에 의한 입력신호 정확도는 ±0.2dB 이내로 들어오도록 하였다.

RFTS의 측정 정확도를 향상시키기 위하여



Fig. 4. RFTS Uplink Budget Flow



Fig. 5. RFTS Downlink Budget Flow

Table 3. RFTS Uplink Budget

	IFM	C1	RFSU	C2	RIU	C3
Gain(dB)	0	-0.4	-15.1	-7	-32.8	-13.7
Po(dBm)	0	-0.4	-15.5	-22.5	-55.3	-69

Table 4. RFTS Downlink Budget

	S/C	C4	RIU	C5	RFSU	C6
Gain(dB)	0	-13.7	-28	-7	-35.8	-0.4
Po(dBm)	38	24.3	-3.7	-46.5	-46.9	-46.9

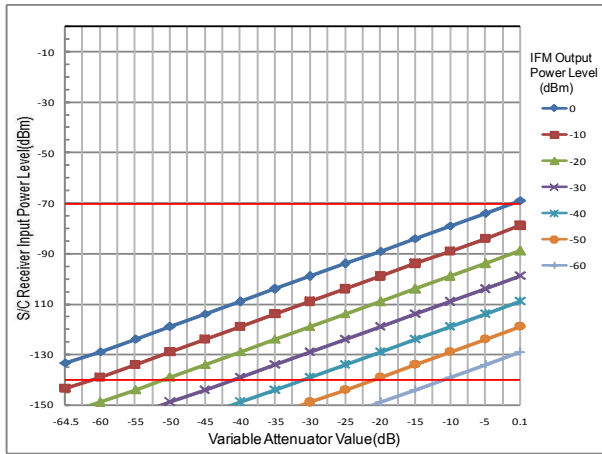


Fig. 6. RFTS Uplink Dynamic Range

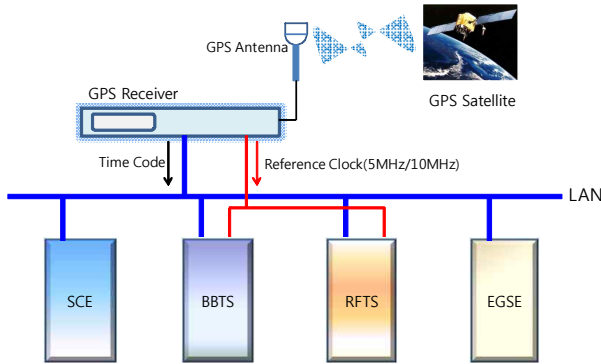


Fig. 7. RFTS clock synch. configuration

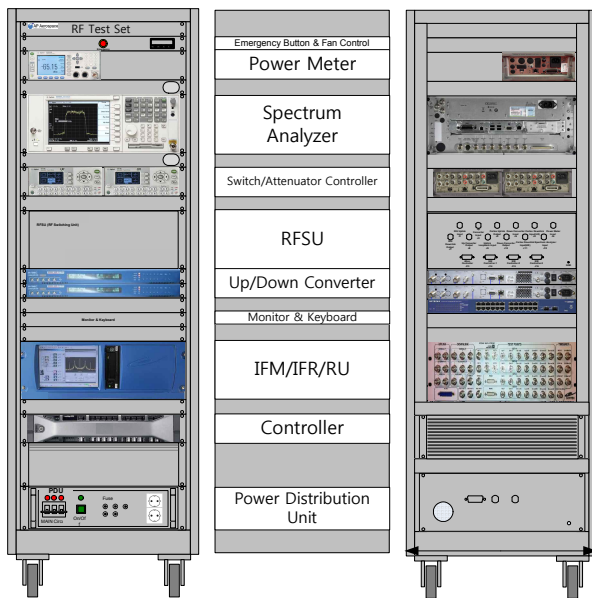


Fig. 8. RFTS Rack Configuration

Fig. 7에서 보여주는 것처럼 구성 RF 장비들의 기준 클럭을 1×10^{-12} 보다 좋은 정확도를 갖는

Table 5. RFTS Main COTS

No.	Name	Model	Manufacture	Spec.
1	IFM/IFU/RU	CORTEX-CRT	INSNEC	-PM, BPSK -Ranging -0~-80dBm output -70MHz IF
2	Up Converter	U-9849-4-1K	MITEQ	-2.0~2.4GHz
3	Down Converter	SM01026636A	INSNEC	-2.2~2.3GHz
5	Spectrum Analyzer	9030A-526	Agilent	-3Hz~26.5GHz -Input:-170~+30dBm
5	Power Meter	N-1914A	Agilent	-0.01~18GHz -Input:-70~20dBm

GPS(Global Positioning System) 신호를 사용하도록 하였다. 이는 레인징 측정에서도 이점을 가져오는데 RU의 레인징 지연 시간 측정 시 1×10^{-12} 이하의 정확도를 갖는 10MHz 기준 클럭 신호를 사용하고 교정된 톤 주파수 신호를 사용하면 RFTS의 레인징 모듈의 측정 정확도는 1 ns 를 만족하게 된다. 이러한 동기시스템은 장비들 간의 기준 시간 동기도 가능하게 하여 RF 시험 수행의 능력을 향상시키고 결과 분석에 걸리는 시간을 감소시킨다.

Figure 8은 RFTS가 모두 조립이 되었을 때 랙의 앞면과 뒷면 그리고 그 구성장비들을 보여준다. RFTS는 싱글 베이 랙 형태로 설계되었고 높이도 35U를 넘지 않아 사용자가 운용하는데 불편하지 않도록 고려하였다.

Table 5는 RFTS를 구성하는 주요 상용품에 대한 내용을 보여준다. 이는 RFTS의 측정 장비인 스펙트럼 애널라이저와 파워미터를 포함한다.

2.1.3 소프트웨어 설계

다양한 위성 프로젝트를 시험하기 위해서는 각 위성별로 위성송수신기 특성에 맞도록 시험 관련 파라미터를 사용자가 손쉽게 변환 할 수 있어야 하고 시험 시 발생한 이벤트 및 측정 결과들이 프로젝트별로 별도로 저장될 수 있어야 한다. Fig. 9는 전체 소프트웨어의 구성도를 보여준다. 각각의 소프트웨어 모듈은 기능별로 분류되었고 이로 인해 쉽게 수정이 가능하다.

메인 메뉴는 GUI(Graphic User Interface) 환경을 통해 RFTS를 제어하는 모든 키(Key)들을 제공한다. 미션 메뉴(Mission Menu)는 시험되는 다양한 위성 프로젝트 관련 데이터베이스나 파일들을 선택하거나 생성할 수 있게 하고 관리 메뉴(Admin Menu)는 각 장비들과의 통신을 위한 IP 주소 설정과 사용자에 따른 데이터베이스와 시험

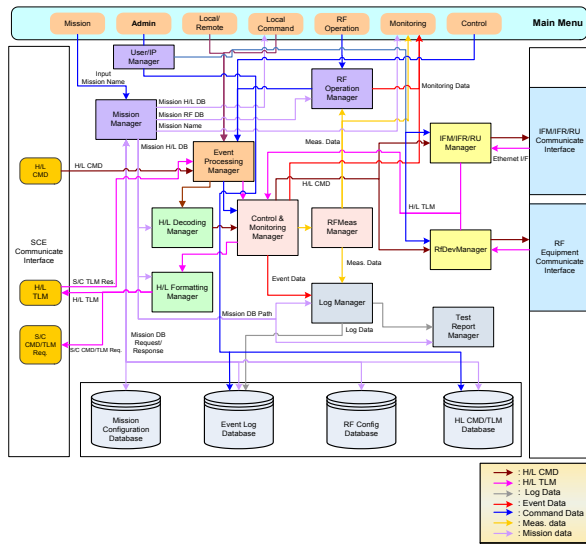


Fig. 9. RFTS Software Block Diagram

보고서 접근에 대한 권한을 부여한다. 로컬/리모트 메뉴는 RFTS를 제어할 호스트를 결정하고 RF 운용 메뉴에서는 RF 시험을 수행하여 그에 따른 시험 결과들이 실시간으로 화면에 나타나도록 한다.

이벤트 처리 관리자는 RFTS의 모든 이벤트들을 메모리에 순차적으로 기록하여 중복 처리를 방지하고 시험 알고리즘 수행 시 순차적으로 진행 될 수 있도록 처리하는 역할을 한다. 또한 멀티-스레드 구조로 설계하여 동작이 중지되거나 실패할 때 즉각 시험을 중단할 수 있는 이벤트를 발생시킨다. 각각의 통신 인터페이스(Communicate Interface)는 SCE, RFTS 장비들과의 제어 명령 및 상태 정보를 전송 및 수신하는 역할을 한다. 시험 성적서 관리자는 각 시험의 수행 과정이 시간 순으로 기록된 로그 파일과 시험 성적서를 처리한다.

새로운 RFTS의 뚜렷한 특징 중의 하나는 다양한 위성 프로젝트에 대한 시험을 수행할 수 있다는 것이다. 기존의 RFTS에서는 해당 위성 프로젝트가 종료된 후 다른 신규 프로젝트에 재사용이 될 때 기존의 설정 파일과 관련 데이터들을 지우거나 수정이 된다. 이러한 이유로 사용자들은 시험 결과들을 주의롭게 다뤄야 했다. 새로운 RFTS는 유연성 있게 설계되어 많은 프로젝트에 수정 없이 사용될 수 있도록 한다. 더 나아가 두 대의 프로젝트가 동시에 수행되는 경우에도 데이터를 그대로 유지하면서 교대로 수행할 수도 있게 된다. 이와 관련하여 특히 Fig. 10의 RFTS 복합임무(Multi-mission) 수행에 관한 블록 다이어그램은 주요한 역할을 수행한다. LEO 위성이나

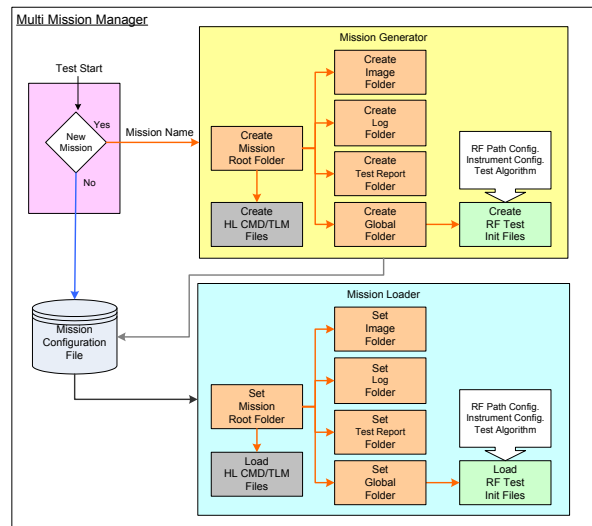


Fig. 10. Multi-mission Operation Block Diagram

GEO 위성 등 새로운 프로젝트의 RF 시험이 시작될 때 미션관리자 소프트웨어 모듈은 새로운 그룹을 생성하고 시스템 구성 데이터베이스, 이벤트로그 데이터베이스, RF 구성 데이터베이스, 하드라인 커맨드/텔레메트리 데이터베이스를 만든다. 이는 기본적으로 위성 RF 시스템 특성에 따라 변할 수 있는 모든 변수들이 하드코딩하지 않고 소프트웨어코딩되도록 하여 RFTS가 새로운 위성 프로젝트에 맞는 시험 구성으로 사용자가 관련 파라미터들을 손쉽게 설정하여 시험을 수행하고 그에 따른 결과 및 각종 로그들을 저장할 수 있음을 의미한다.

2.2 RFTS 검증과 RF 측정

위성체 RF 서브시스템의 측정이 원활하게 이루어지기 위해서는 RFTS의 자체 검증에서 하드웨어와 소프트웨어에 대한 기능 이상 유무가 확인이 되어야 하고 이후 각 AI&T 시험 기간 별로 RF 경로 교정이 수행 되어야 한다.

2.2.1 RF 경로 교정

RFTS로부터 측정 대상인 위성 송수신기까지의 RF 링크는 RF 시험 수행 전에 교정이 이루어져야 한다. RFTS와 위성 사이의 경로 손실과 지연 시간을 측정하여 RF 시험에서 지상 손실과 위성 내 손실(on board loss)을 보상해 준다. 이러한 일련의 과정들은 자동화 된 소프트웨어로 수행된다. RFTS에서 위성까지의 연결되는 RF 케이블은 열진공 시험과 EMI/EMC 시험을 고려하여 두 부분으로 나누어지도록 하였으며 일반적인 시스템 시험에서는 두 부분을 연결하여 시험하고 환경 시험에서는 케이블을 분리하여 챔버의 안쪽과

바깥쪽에 연결하여 사용할 수 있도록 하였다. 이와는 별도로 RFTS가 여러 가지 위성 시험에 따라 위성으로부터 분리 및 이동되어 RF 케이블이 다시 위성에 연결될 때에는 일반 시험의 경우에는 위성에 연결되는 RF 케이블 끝 그리고 환경 시험의 경우에는 챔버를 통하여 위성에 연결되는 케이블 끝단에서 경로 손실과 지연시간을 측정하여 항상 이를 반영하여 보상해 줄 수 있도록 하였다.

2.2.2 자체 검증을 위한 위성 RF 모사기

RFTS 제작 후 RFTS의 기능과 건전성은 위성에 연결하여 사용되기 전에 검증이 이루어져야 한다. 그러나 RF 시험 알고리즘을 포함한 소프트웨어의 일부는 동작이 되기 위해서는 실제 위성의 상태와 RF 신호를 요구하기 때문에 위성 없이 완전한 검증이 어렵다. 그러므로 일반적으로 일부 기능들은 RFTS 제작 후 위성에 연결해서야 비로소 확인 할 수 있다. 이는 시험 수행 동안 문제가 발생 할 시 위성으로부터 RFTS를 분리하여 수리 및 수정을 하여야 하므로 일정 지연을 야기할 수 있다.

Figure 11은 위성 RF 모사기를 사용한 RFTS 시험 알고리즘의 자체검증을 보여 준다. 위성 RF 모사기는 RFTS 시험 알고리즘에서 보내는 커맨드를 처리하고 이에 해당하는 위성의 상태 정보를 제공한다. 또한 RFTS에 장착되어 있는 RF 장비들을 제어하여 RFTS 시험 알고리즘의 검증에 요구되는 상황을 구성할 수 있도록 한다. 때문에 이를 RFTS 자체 검증에 사용한다면 AI&T에서 생길 수 있는 문제들을 미연에 방지할 수 있게 된다.

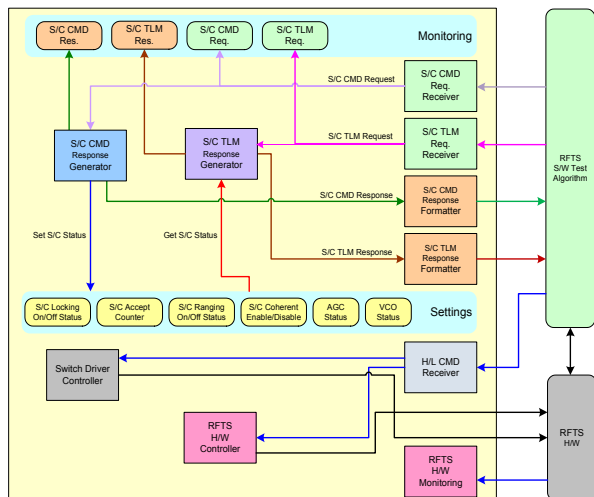


Fig. 11. Satellite RF Simulator Block Diagram

2.2.3 RF 측정 항목

RFTS의 주목적은 위성 송수신기의 RF 특성을 시스템 수준에서 측정하는 것이다. 시험 항목들은 저궤도 위성과 정지궤도 위성의 요구조건을 만족시킬 수 있도록 선정되었고 전체 시험은 자동화된 소프트웨어로 수행이 된다. RF 성능관련 소프트웨어로 구현된 모든 측정 항목들은 다음과 같다.

- 송신기 RF 출력 파워
- 텔레메트리 변조 지수
- 레인징 변조 지수
- 레인징 지연 시간
- 레인징 위상 오차
- 동기 및 비동기 주파수 비
- 수신기 로킹(Locking) 스톱시홀드(Threshold)
- 커맨드 스톱시홀드
- 스푸리어스 출력 신호
- 수신기 자동이득제어 텔레메트리
- 수신기 전압제어 오실레이터 텔레메트리
- 수신기 로킹 획득률
- 송신기 RF 출력 파워 연속 저장

위 항목들은 CCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems)에서 제시한 테스트 항목 중 텔레메트리 비트 에러 레이트를 제외한 거의 모든 항목들을 포함한다[4].

송신기 RF 출력 파워 항목은 위성 송신기의 RF 출력을 측정하고 그 결과를 저장하도록 구현되었고 텔레메트리의 모드와 위성 안테나의 경로 별로 스펙트럼 애널라이저와 파워미터에서 측정을 수행한다.

텔레메트리와 레인징 변조 지수는 RFTS에 장착되어 있는 스펙트럼 애널라이저로 측정이 되는데 저궤도 위성과 정지궤도 위성에서 일반적으로 사용하는 변조 방식은 크게 PCM/PSK/PM (Pulse-Coded Modulation/Phase-Shift Keyed/Phase Modulated) 방식과 PCM/PM 방식이 있다. 두 방식에서 텔레메트리 신호 및 레인징 신호는 다음과 같이 나타낼 수 있다[5].

$$s(t) = \sqrt{2P_T} \sin[\omega_c t + mP(t)d(t)] \tag{1}$$

여기에서 P_T 는 총 신호 전력이고 ω_c 는 반송파 각주파수이며 m 과 $d(t)$ 는 각각 변조 지수와 데이터이다. $P(t)$ 는 PCM/PM 직접 변조(Direct Modulation) 방식의 경우에는 1이고 PCM/PSK/PM의 경우에는 변조된 구형파 형태의 부반송파 또는 정현파 형태의 부반송파가 된다.

텔레메트리 변조 지수와 레인징 변조지수는 하향링크 신호의 위상 변조 손실로부터 계산이 되는데 흔히 사용되고 있는 정현파형태의 반송파를 갖는 텔레메트리와 톤 레인징이 기본적으로 고려되었고 고속데이터 통신을 사용하는 위성을 위하여 직접변조방식도 이에 반영하였다.

변조 손실 계산은 반송파 변조 손실, 텔레메트리 변조 손실, 레인징 변조 손실 등 모든 신호 손실을 분석하였고 각각의 피드스루(Feed-through) 신호와 관련된 파라미터들은 AI&T 환경임을 감안해 계산상에서는 무시하였다. 반송파 변조 손실은 식 (1)로부터 정현파와 직접변조 방식에 대해 각각 다음과 같이 도출할 수 있다[4].

$$\frac{P_c}{P_t} = J_0^2(M_{tm}) \text{ for Sine Wave} \quad (2)$$

$$\frac{P_c}{P_t} = \cos^2(M_{tm}) \text{ for Direct Modulation} \quad (3)$$

P_c : 하향링크 반송파 신호 전력
 P_t : 하향링크 총 신호 전력
 M_{tm} : 텔레메트리 변조 지수

텔레메트리 및 레인징 변조 지수는 다음의 식으로부터 구할 수 있다. 레인징은 보편적으로 사용되고 있는 정현파 톤 레인징을 고려하였다.

$$J_1^2(M_{tm}) = \frac{P_{tm}}{2P_t} \text{ for Sine Wave} \quad (4)$$

$$\sin^2(M_{tm}) = \frac{P_{tm}}{P_t} \text{ for Direct Modulation} \quad (5)$$

$$2J_1^2(M_{rg}) = \frac{P_r}{P_t} \quad (6)$$

P_{tm} : 텔레메트리 신호 전력
 P_r : 하향링크 레인징 신호 전력
 M_{rg} : 하향링크 레인징 변조 지수

이와 함께 다양한 텔레메트리 및 레인징 신호 스펙트럼의 특성에 따른 측정 신뢰도를 높이기 위하여 베셀 함수의 2차수와 3차수까지 고려하였다.

위성의 레인징 지연 시간을 측정하기 위한 방법에는 여러 가지가 존재한다. 그 중 하나는 의사 잡음(Pseudo Noise, PN) 코드를 이용하여 위성까지의 거리를 측정하는 레인징이다[6]. 다른 또 하나의 방법은 특정의 톤 신호를 사용하는 톤 레인징 방법이다. PN 레인징의 경우 아직까지는 심해 우주용으로 연구되고 있고 저궤도 위성파 정지궤도 위성의 경우는 여전히 톤 레인징이 주

로 사용되고 있다. 톤 레인징 방법은 1개의 메이저 톤과 거리 모호성 해결을 위한 여러 개의 마이너 톤들을 위성으로 전송하여 되돌아 왔을 때의 위상 차이를 측정하여 거리를 계산하는 방식이다[7]. 식 (7)은 이를 나타낸다. 여기서 $\Delta\phi$ 는 측정된 위상차이고 f 는 메이저 톤 주파수이며 R_g 는 RFTS에서 위성까지의 RF 장비와 지상 RF 케이블로 인한 단방향 거리이며 D_s 는 위성에서 지연되는 총 거리를 나타낸다[8].

$$\Delta\phi = 2\pi f(2R_g + D_s) \quad (7)$$

톤 레인징을 이용한 거리 측정 절차는 다음과 같다. 먼저, RFTS와 위성까지의 지상 RF 케이블을 포함한 지상지원 장비부분에 대한 거리 교정을 수행한다. 이 때 측정된 위상차는 본 레인징 측정 시험에서 보상이 된다. 두 번째로, 위성의 송수신기를 거쳐 RFTS에 로킹이 되도록 교정된 주파수와 같은 메이저 톤을 전송한다. 세 번째로, 복제된 마이너 톤과 위성을 거쳐 수신된 마이너 톤을 상관시키기에 충분한 시간 동안 메이저 톤과 마이너 톤을 함께 전송한다. 이후 나머지 마이너 톤들을 차례로 전송한다. 마지막으로 메이저 톤만을 전송하여 측정을 완료한다[9].

레인징 위상 오차는 메이저 톤과 각 마이너 톤들의 위상을 각각 측정하여 최대 오차를 확인한다.

동기 및 비동기 주파수 측정은 스펙트럼 애널라이저에서 수행되는데 먼저 위성 송수신기를 동기모드에 놓고 다운링크 캐리어 주파수를 측정한 후 비동기 모드로 전환 후 다운링크 캐리어 주파수와 업링크 캐리어 주파수를 측정하여 221/240 비에 부합한지를 확인한다.

수신기 로킹 스톱시홀드 및 커맨드 스톱시홀드는 위성 수신기로 업링크 신호를 전송하면서 변환감쇠기로 신호레벨을 조절하여 위성 수신기의 로킹 스톱시홀드 지점을 찾아내고 또한 마찬가지로 커맨드를 계속적으로 전송하면서 위성이 커맨드 수신처리에 실패하는 지점을 확인한다.

스푸어리스 출력신호는 위성 송신기의 출력파형을 스펙트럼 애널라이저로 측정하여 기준 값 이상의 스푸어리스 신호가 있는지를 확인한다.

수신기 자동이득제어 텔레메트리 및 전압제어 오실레이터 텔레메트리는 수신기에 입력하는 RF 신호 레벨과 주파수를 조정할 때 이에 대하여 위성 텔레메트리로 내려오는 수신기의 관련 텔레메트리 정보를 획득하여 그 차이를 확인하는 항목이다.

수신기 로킹 획득률은 위성 수신기의 신호 획득

등 관련하여 정의된 수신 대역 및 스윙핑 레이 트로 신호를 전송할 때 로킹이 되는 비율을 확인한다.

송신기 RF 출력 파워 연속 저장은 정지궤도 위성의 열진공 환경 시험에서 RF 서브시스템의 코로나 방전과 멀티팩터(Multipactor) 효과를 관측하기 위하여 수행된다[10]. 코로나 방전과 멀티팩터 효과로 인해 일시적인 이상 현상을 확인할 수 있도록 일정 시간 동안 수 밀리초 샘플링 레이트 이내로 측정 및 저장하여 데이터를 제공할 수 있도록 하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 저궤도 위성과 정지궤도 위성의 TC&R RF 서브시스템을 검증할 수 있는 RFTS 설계에 대해 다뤘다. RFTS는 AI&T 전 기간 동안 그리고 전기 검증 모델(Engineering Test Bed, ETB)과 발사장에서도 사용된다. 하드웨어와 소프트웨어는 이러한 조건을 충족할 수 있도록 설계되었고 다양한 RF 시험 시나리오를 수행하면서 높은 정확도로 측정할 수 있도록 하였다. 또한 RFTS는 다양한 위성 프로젝트의 RF 시험을 만족할 수 있도록 설계 되어 결과적으로 개발 시간과 비용의 감소 및 RF 시험 운영 능력 향상에 기여할 것으로 보인다.

References

- 1) Jin-Ho Jo, Yong-Gil Jeong, Wan-Sik Choi, Jeon-Heung Park, Seong-Pal Lee, "Design and Implementation of Electrical Ground Support Equipment(EGSE) for the Communication and Broadcasting Satellite(CBS) Transponder Testing", 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, 2003.
- 2) Francois Vadot and Benoit Gobillot, "Improvement of AIT sequence through

Automation of Spacebus Satellite Avionics Tests", 21st International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, 2003.

- 3) D. Nicklaussen, F. -P. Zappen, L Gunther, "The ABRIXAS EGSE Architecture and EGSE Software Development Approach", DASIA 97 Conference on 'Data Systems in Aerospace', 1997.

- 4) Recommendation for Space Data Systems Standards, CCSDS 401.0-B, "Radio Frequency and Modulation Systems-Part 1: Earth Station and Spacecraft", Washington DC, 2005.

- 5) Mazen M. Shihabi, Tien Manh Nguyen, and Sami M. Hinedi "A Comparison of Telemetry Signals in the Presence and Absence of a Subcarrier", IEEE Transactions on Electromagnetic Compatability, Vol. 36, No. 1, February 1993.

- 6) J. B. Berner, J. M. Layland, P. W. Kinman, and J. R. Smith, "Regenerative Pseudo-Noise Ranging for Deep-Space Applications", TMO Progress Report 42-137, 1999.

- 7) Gary D. Gordon and Walter L. Morgan, "Principles of Communications Satellites", John Wiley & Sons, INC.,1993.

- 8) Gerard Maral and Michel Bousquet, "Satellite Communications Systems", John Wiley & Sons, LTD., 2002.

- 9) ESA, "Ranging Standard volume 1: Direct Ground to Spacecraft Ranging", Paris Cedex, 1991.

- 10) Perry M. Malouf, "Analysis and Testing for Assessing Risk of Occurrence of Multipactor in Two Telecommunications Components of the STEREO Spacecraft", 4th International Workshop on Multipactor, Corona and Passive Intermodulation in Space RF Hardware, 2003.