

저궤도 위성 TC&R RF 시험 결과에 대한 분석

조승원*, 윤영수**, 권재욱***, 김영운****, 허윤구*****, 최종연*****

Assessment of TC&R RF Test Result of LEO Satellite

Seung-Won Cho*, Young-Su Youn**, Jae-Wook Kwon***, Young-Yun Kim****,
Yun-Goo Huh*****, Jong-Yeoun Choi*****

Abstract

The communication function and performance between low earth orbit satellite and ground should be verified by various TC&R RF test before the launch. In this paper, the procedure is examined from the preparation of the TC&R test to getting the results through measurement and the factors which should be measured to acquire reliable results is also described. Finally, it is verified that the results acquired through this procedure satisfy the requirement.

초 록

저궤도 위성은 발사 전에 지상에서 여러 가지의 다양한 TC&R 시험을 수행함으로써 궤도상에서 지상과의 통신 기능과 성능을 확인하게 된다. 본 논문에서는 TC&R 시험의 준비 과정에서부터 측정 후 결과를 획득하기까지의 과정들을 살펴보고 신뢰도 있는 결과를 얻어내기 위하여 측정되어야 하는 시험 항목들이 제시된다. 이를 통하여 얻어진 측정값들이 요구조건을 만족함도 보여 준다.

키워드 : 원격측정명령계(TC&R), 전기지상지원장비(EGSE),
저궤도 위성(LEO satellite), S대역(S-band)

1. 서 론

저궤도 위성이 발사되기 전에 지상에서는 여러 가지 기능과 성능 시험이 이루어진다. 저궤도 위성의 버스 시스템은 크게 전력계, 자세제어계, 원격측정명령계(Telemetry, Command, and Ranging, 이하 TC&R), 구조계, 열제어계 등으로 나누어진다. 이 중에서 원격측정명령계의 주 임

무중의 하나는 지상국과의 통신을 담당하는 것이다. 저궤도 위성의 TC&R 부분체는 설계 제작되어 단품 레벨에서 검증이 된 후에 전기지상검증장치(Engineering Test Bed, 이하 ETB)에 설치되어 시스템 레벨에서 RF 시험이 수행되면서 기능과 성능 검증이 이루어진다. 이후 비행모델(Flight Model)에 장착되어 최종적으로 검증이 된 후에 발사가 이루어진다.

위성의 TC&R RF 시험은 RF 신호의 방향에

접수일(2007년 12월 14일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재확정일 : 2008년 7월 1일)

* 위성기능시험팀/orpheous@kari.re.kr

** 위성기능시험팀/ysyoun@kari.re.kr

*** 위성기능시험팀/kjw@kari.re.kr

**** 위성기능시험팀/y2kim@kari.re.kr

***** 위성기능시험팀/perfect@kari.re.kr

***** 위성기능시험팀/jycho@kari.re.kr

따라 위성의 안테나로부터 수신기를 거쳐 IBMU 방향의 상향링크(Uplink)를 검증하는 시험과, IBMU로부터 송신기를 거쳐 위성의 안테나 방향의 하향링크(Downlink)를 검증하는 시험으로 구성된다.

본 논문에서는 저궤도 위성의 TC&R RF 시험에서 신뢰도 있는 결과들을 얻기까지의 과정과 그 결과들을 토대로 요구사항을 만족하는지의 여부도 보여줄 것이다.

2. 본 론

2.1 TC&R RF 시험 준비

2.1.1 TC&R RF 시험 구성

그림 1은 RF 신호의 처리를 담당하는 송수신기(Transponder)와 기저대역의 데이터를 처리하는 IBMU(Integrated Bus Management Unit) 그리고 전력을 제어하고 공급하는 PCDU(Power Control & Distribution Unit)가 ETB에 설치되어 있는 형상을 보여준다. 이러한 유닛들을 제어하고 필요한 측정을 하기 위해 EGSE(Electrical Ground Supporting Equipment)가 각 유닛들에 연결되어 있다.

IBMU에서 내려 보내는 텔레메트리는 송수신기에서 위상변조 후 S대역의 RF 신호로 출력 된다. 이후 이 신호는 RFDU(Radio Frequency Distribution Unit)를 거쳐 TTCE(Telemetry and TeleCommand Equipment)에 도달하게 되면 기저 대역으로 변환 처리되어 SOCE(Satellite Overall Control Equipment)가 이를 받아 최종적으로 값을 확인하게 된다. 커맨드의 경우 이와 반대의 경로로 IBMU에 도달하게 된다.

TTCE는 이 외에 송수신기의 RF 기능과 성능을 측정하는 RF 장비와 자동화 프로그램이 설치되어 TC&R RF 시험에 사용된다.

2.1.2 TC&R RF 시험 항목

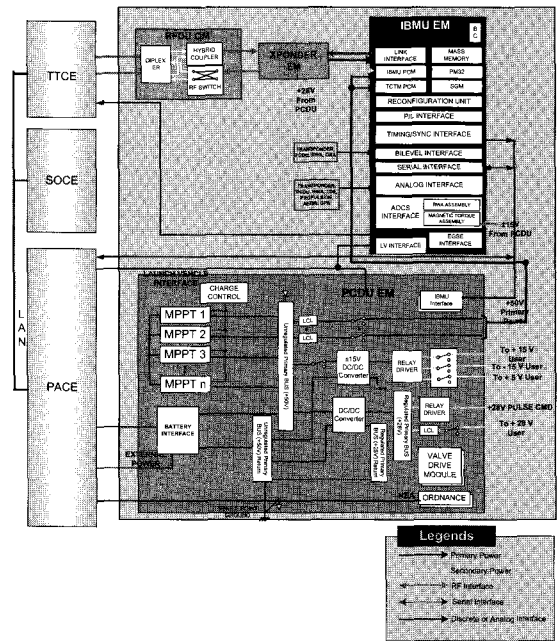


그림 1. 시험 구성도

TC&R RF 시험에서 검증해야 할 항목들은 시스템과 서브시스템의 검증 요구조건에서 시험으로써 검증해야 할 항목들을 정리하여 그에 대한 검증 방법과 함께 도출을 시켰다. 표 1은 그에 대한 결과를 보여준다.

송수신기와 안테나 그리고 IBMU는 최종 비행모델에는 각각 2개씩의 유닛들로 구성된다. 때문에 각 유닛들 사이에는 여러 가지 경로가 형성된다. 본 시험에서는 송수신기의 경우 프라이머리 유닛만 설치하였고 IBMU는 메인 모듈과 보조 모듈을 모두 설치하였다. 안테나는 위성의 +Z 방향(Nadir)에 설치되는 안테나와 -Z 방향(Zenith)에 설치되는 안테나 두 개가 있으나 본 시험에서는 +Z 방향의 안테나 경로만을 검증하였다. 표 1에서 텔레메트리 변조지수(Modulation Index) 항목은 IBMU와 송수신기의 모든 인터페이스 확인이 필요한 경우이므로 메인 모듈과 보조 모듈을 모두 사용하여 시험하였다.

2.1.3 TC&R EGSE 검증

본격적인 시험이 수행되기 전에 TC&R EGSE, 즉 TTCE에 대한 검증이 수행되어야 한다. 측정

표 1. TC&R RF 시험 항목

ID	Test	Antenna	D/L Rate	IBMU
1	Transmitter Output Power	Nadir	Low	PRI
2	Coherent/Non Frequency Ratio	Nadir	Low	PRI
3	Telemetry Modulation Index	Nadir	Low	PRI
4	Telemetry Modulation Index	Nadir	High	PRI
5	Ranging Modulation Index	Nadir	Low	PRI
6	Ranging Time Delay	Nadir	Low	PRI
7	Receiver Acquisition Probability	Nadir	Low	PRI
9	Receiver Threshold	Nadir	High	PRI
10	Command Threshold	Nadir	High	PRI
11	Telemetry Modulation Index	Nadir	Low	RED
12	Telemetry Modulation Index	Nadir	High	RED

항목들이 RF 기능과 성능을 평가하기 때문에 측정 결과에 대한 정확도와 신뢰도가 요구 된다. 그러므로 지상 지원 장비와 위성의 RF 인터페이스에 대한 교정이 정확히 수행되지 않는다면 신뢰할 만한 결과를 결코 얻을 수 없게 된다.

TC&R EGSE에서 위성의 안테나 단까지의 RF 링크에 있어서 교정은 크게 두 부분으로 수행이 된다. 상향링크 교정과 하향링크 교정으로써 RF 케이블을 포함한 RF 장비의 삽입손실(Insertion Loss)과 시간지연(Group Delay)을 측정하게 된다. 그림 2와 3은 각각의 교정을 위한 구성도를 나타낸다.

TTCE는 RIU(Remote Interface Unit)라는 경로 변경이 가능한 장치를 사이에 두고 위성과의 연결되어 있다. 상향링크의 경우 TTCE로부터 생성된 RF신호가 RIU를 거쳐 수신기에 도달하는 모든 경로에 대한 삽입손실과 시간지연을 측정하게 되고 반대로 하향링크의 경우에는 송신기의 RF 신

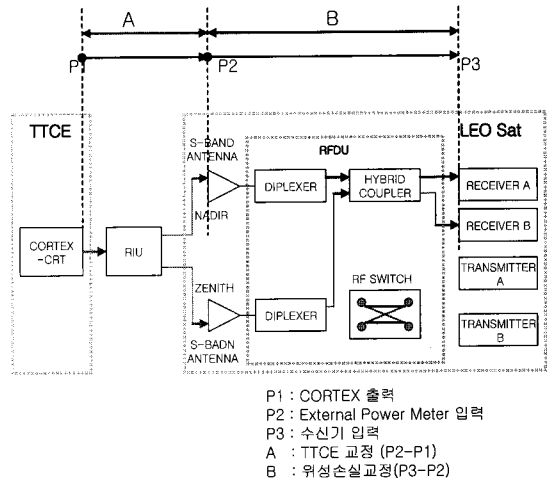


그림 2. 상향링크 RF 교정 구성도

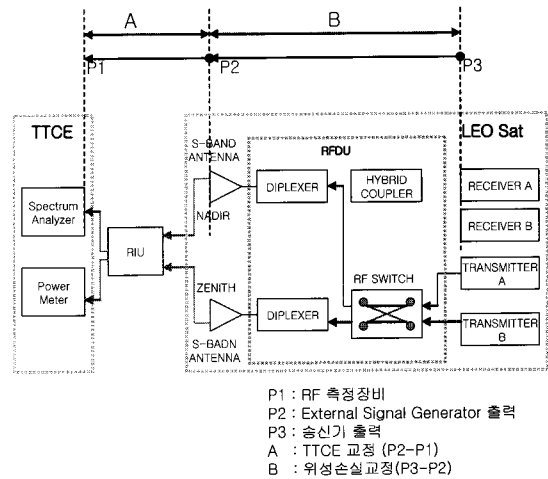


그림 3. 하향링크 RF 교정 구성도

호가 RIU를 거쳐 TTCE까지 도달하는 모든 경로에 대한 삽입손실과 시간지연을 측정하여 교정하게 된다. 이 그림에서 알 수 있듯이 교정 결과에 오차가 생긴다면 TC&R RF 시험의 측정 결과에도 그 만큼의 오차를 발생시키게 됨을 알 수 있다.

표 2와 3은 각 경로에 대한 삽입 손실과 시간 지연 측정 결과를 나타낸다. 이 결과 값들은 TC&R RF 시험 결과를 보상해주는 데 사용된다.

표 2. 상향링크 RF 교정 (삽입손실)

Calibration Path	Insertion Loss (dB)
U/L with Nadir (CRT)	61.03
U/L with Nadir (SA)	23.8
U/L with Nadir (PM)	23.3
D/L with Nadir (PM)	72.74
D/L with Nadir (SA)	72.4

표 3. 하향링크 RF 교정 (시간지연)

Calibration Path	Delay (ns)
U/L Ground Cable	83.1
D/L Ground Cable	83.1

2.2 TC&R RF 시험 결과

본 TC&R RF 시험에서 수행된 모든 시험 항목들은 사람이 직접 RF 측정 장비를 컨트롤함으로써 야기되는 실수와 측정 오차를 방지하기 위하여 자동화 프로그램으로 수행되었다. 자동화 프로그램은 최적화 되어 TTCE에 설치되었다. 이는 또한 반복적인 시험에도 일관성 있는 결과를 획득 할 수 있도록 하여 준다.

2.2.1 위성손실 교정

위성손실(On Board Loss)은 위성의 안테나 단에서부터 송수신기의 입출력 단까지의 삽입손실과 시간 지연을 말한다. 2.1.3절의 교정 결과와 함께 측정 결과에 미치는 중요한 요소이다. 측정 결과는 표 4에 나타난다. 이 값들은 표2와 3의 값들과 마찬가지로 TC&R RF 시험의 결과에 사용이 된다.

표 4. 위성손실교정

Path	S21 (dB)	S11 (dB)	S22 (dB)	Delay (ns)
Nadir to RX	-4.68	-25.5	-17.3	25.2
Tx to Nadir	-1.71	-19.6	-22.4	27.3

2.2.2 상향링크 검증 시험

상향링크 검증 시험에는 크게 4가지가 있다. Tracking Threshold 항목에서는 위성이 궤도상에서 지상국과 통신링크가 안정적으로 형성된 이후에 링크가 끊어지지 않는 수신기의 최소 RF 입력 값을 측정하게 되고 Acquisition Threshold에서는 지상국이 처음 위성과 통신을 시작할 때 통신이 가능한 수신기의 최소 RF 입력 값을 측정하게 된다. Command Threshold는 커맨드가 1.0 rad과 4 kbps로 변조 되었을 때 1×10^6 bit error rate 이하로 생성되는 수신기의 최소 RF 입력 값을 찾는 것이다. Receiver Acquisition Probability 시험 항목은 최대 도플러 주파수에서 일정 회수 동안 캐리어 스윙핑을 시도했을 때 수신기가 캐리어를 획득하는 비율을 측정하는 시험이다.

표 5. 상향링크 검증 시험 결과

Test Items	Test Result	Spec.	Accuracy
Receiver Threshold (Track) [dBm]	-125.5	≤ -123	± 0.3
Receiver Threshold (Acquisition) [dBm]	-124.6	≤ -123	± 0.3
Command Threshold [dBm]	-118.4	≤ -113	± 0.3
Receiver Acquisition [%]	100	≥ 99	0

표 5는 위에서 설명한 4가지 항목에 대한 각각의 시험 결과를 나타낸다. 각 항목의 요구조건을 모두 만족함을 알 수 있다. 정확도(Accuracy) 항목은 시험 측정결과에 영향을 미치는 RF 측정 장비의 오차, 케이블을 연결하면서 생기는 삽입

손실, 그리고 시험 환경에 따른 오차 요소들을 고려하여 계산되었다.

2.2.3 하향링크 검증 시험

송신기의 안정적인 RF 출력은 임무기간 동안 위성이 궤도상에서 지상과 통신하는데 중요한 요소이다. 또한 발사되기 전까지 장기간에 걸쳐 트렌드를 살펴야 하는 항목들 중의 하나이다. 변조된 RF 출력과 변조되지 않은 RF 출력을 각각 측정하였다. 표 6은 그 측정 결과를 보여주며 변조 유무에 상관없이 정상적으로 출력됨을 알 수 있다.

표 6. 하향링크 검증 및 레인징 시험 결과

Test Items	Test Results	Spec.	Accuracy
Transmitter Modulated Output Power [dBm]	36.16	Min. 34.77dBm	±0.3dB
Transmitter Modulated Output Power [W]	4.130475	Min. 3W	
Transmitter Carrier Power [dBm]	36.15	Min. 34.77dBm	±0.3dB
Transmitter Carrier Power [W]	4.1209752	Min. 3W	
Telemetry Mod Index [rad]	1.02	1.0rad ± 12%	0.05rad
D/L Non-Coho Freq [MHz]	2231.9954	±25ppm	±250 Hz
U/L Freq [MHz]	2055.3	±25ppm	±250 Hz
Coho & Non-coho Deviation [kHz]	-4.573249	±25ppm	±250 Hz
RNG Mod Index [rad]	0.42	0.4rad ± 12%	0.05rad
PB Mod Index [rad]	1.51	1.57rad ± 7%	0.05rad

변조 지수(Modulation Index)의 경우에는 크게 세 가지를 측정한다. Realtime 모드와 Playback 모드에서의 텔레메트리 변조지수와 레인징 모드의 레인징 변조 지수가 그것이다. 변조지수의 불안정한 변화는 송수신기 성능의 다른 요소에도 영향을 주기 때문에 장시간이 지나도 요구조건을 만족하는 범위 내에서 변조지수가 안정적으로 유지가 되어야 한다. 변조지수는 하향링크 신호의 위상 변조 손실을 측정함으로써 계산이 될 수 있다. Realtime 모드의 텔레메트리 변조지수와 레인징 변조지수는 다음과 같이 정의 할 수 있다.

$$\frac{P_{TM}}{P_T} = 2J_1^2(m_{TM})J_0^2(\tau_1)J_0^2(\tau_2)e^{-\tau_3^2} \quad (1)$$

$$\frac{P_R}{P_T} = 2J_1^2(m_R)J_0^2(\tau_1)J_0^2(\tau_2)e^{-\tau_3^2} \quad (2)$$

여기서 레인징 톤(Tone)과 커맨드, 텔레메트리를 독립적으로 구현을 하면 $\tau_1, \tau_2, \tau_3 \approx 0$ 이 된다. 그러면 위 두 식은 다음과 같이 요약 될 수 있다.

$$\frac{P_{TM}}{P_T} = 2J_1^2(m_{TM}) \quad (3)$$

$$\frac{P_R}{P_T} = 2J_1^2(m_R) \quad (4)$$

Playback 모드에서의 텔레메트리 변조 지수도 이와 같은 방식으로 요약하면 다음과 같이 정리 된다.

$$\frac{P_C}{P_T} = \cos^2(m_{PBTM}) \quad (5)$$

여기서,
 P_{TM} = Power of Low Rate Telemetry
 P_T = Total Downlink Signal Power
 P_R = Power of Ranging Tone
 P_T = Downlink Carrier Power
 m_{TM} = Low Rate Telemetry Modulation Index
 m_R = Ranging Modulation Index

m_{PBTM} = High Rate Telemetry Modulation Index

τ_1 = Actual Feed-Through Command MI

τ_2 = Actual Ranging noise-modified MI

τ_3 = Actual Noise MI

위 식들을 이용하여 측정된 변조 지수의 결과들은 표 6에 나타난다.

위성의 송신기에는 동기(Coherent) 모드와 비동기(Non-Coherent) 모드가 있는데 비동기 모드인 경우 송신기 내부의 오실레이터를 사용하기 때문에 오실레이터의 주파수 정확도를 확인해야 한다. 오실레이터의 오차를 측정하여 동기 모드와의 편차를 역시 표 6에 나타내었다.

레인징 톤은 발사 후 위성의 위치를 파악하기 위해 사용된다. 지상에서 특정의 레인징 톤을 위성으로 전송하여 위성에서 선회(Turnaround)하여 다시 지상으로 내려온 레인징 톤의 위상차로써 거리를 측정하게 된다. 이를 위해서는 위성 발사 전 위성 내부에서 소요되는 순수한 레인징 톤의 지연 시간을 미리 알고 있어야 한다. 표 7은 각 레인징 톤별로 측정된 결과들을 보여준다.

표 7. 시간지연 시험 결과

Ranging Tone	Total Delay	GND Delay	On Board Delay	TP Delay	Spec.
20 kHz(ns)	539	166	53	320	≤ 2500
40kHz(ns)	786	166	53	567	≤ 2500
60kHz(ns)	993	166	53	774	≤ 2500
80kHz(ns)	1155	166	53	936	≤ 2500
100kHz(ns)	1264	166	53	1045	≤ 2500
500kHz(ns)	1447	166	53	1228	≤ 2500

표를 보게 되면 총 지연 시간에서 2.1.3절과 2.2.1절에서 측정된 교정 값을 뺀 송수신기 지연시간(Transponder Delay)이 요구조건을 만족시킴을

알 수 있다. 송수신기 지연시간은 레인징 톤의 주파수에 따라 서로 다를 수 있다. 더욱이 이 값들은 향후 지상국에서 위성 운영 시에 기준 값으로도 쓰이는 만큼 정확한 측정과 데이터 확보가 필요하다. 그림 4를 보면 100 kHz 레인징 톤까지 비슷한 기울기로 증가하다가 100 kHz부터 500 kHz까지는 소폭으로 감소하는 양상을 보이고 있음을 알 수 있다. 이번 시험에 사용된 송수신기의 경우 단품 레벨에서는 500 kHz 레인징 톤에 대해서만 신뢰할 수 있는 결과를 갖고 있기 때문에 시스템 레벨에서 100 kHz 이하의 톤들에 대한 장기적인 시험 결과 확보가 필요하다.

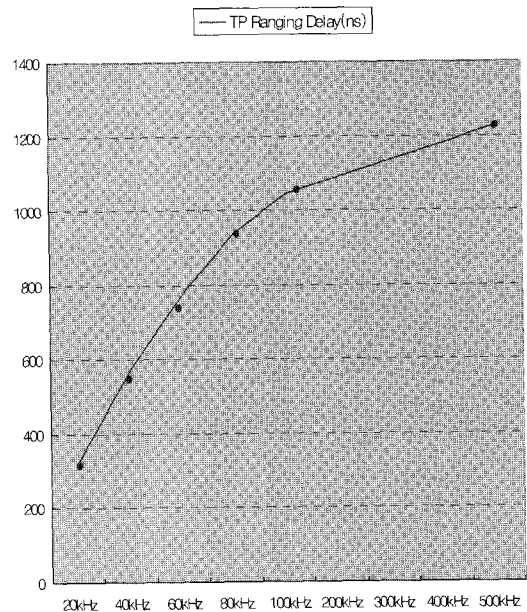


그림 4. 송수신기 시간지연 결과

3. 결 론

본 논문에서는 저궤도 위성의 TC&R RF 시험 측정 결과들을 살펴봤다. 또한 정확하고 신뢰성 있는 결과를 얻기 위해서 필요한 부분을 분석하였다. 이를 바탕으로 하여 모든 측정 결과들이

요구 조건을 만족함을 확인하였다. 이와 더불어 향후 시간에 따른 RF 특성의 변화 정도를 측정하여 원격측정명령계의 검증을 최종 확인하게 될 것이다.

참 고 문 헌

1. 조승원, 권재욱, 최종연, 최석원, " 저궤도 위성 Receiver의 Threshold 측정 시험 결과에 대한 분석", 항공우주기술지, 제5권, 제2호, 2006, pp.77-84.
2. CCSDS, Radio Frequency and Modulation Systems-CCSDS 401.0-B-18, Washington,D.C, BLUE Book, 2007, pp.1-228.
3. Francois Vadot, Benoit Gobillot, "Improvement of AIT sequence through Automation of Spacebus Satellite Avionics Tests", 21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit, 2003, pp.1-8.