

위성발사를 위한 원격측정 지상국시스템 설계에 관한 연구

이성희*, 오창열**, 이효근***

A Study on the Design of Telemetry Ground System for Space Launch Application

Sung Hee Lee*, Chang-Yul Oh**, Hyo-Keun Lee***

Abstract

The design on the Telemetry Ground System for launch of KSLV(Korea Space Launch Vehicle) in the Korean Space Center has been conducted in this study. For the optimized system design, first of all, the system deployment plan reflecting the topographic and geographic environments of the space center and launch vehicle characteristics has been developed. The RF link budget analysis for the maximum tracking range, requirement for receiving subsystem including antenna subsystem, requirement for data processing subsystem are also analyzed based on the On-Board Telemetry characteristics and launch vehicle parameters. Based on those analysis, telemetry ground system containing tracking/receiving subsystem, recording subsystem and data processing subsystem, timing subsystem, calibration subsystem and monitoring and control subsystem are designed. Furthermore, the analysis for the maximum permissible data latency and communication protocol between each telemetry station and control center are conducted and the entire system is designed so that the major telemetry parameters selected to the best quality are provided in real time to the control center(RCC, RSC) for the launch mission operation.

초 록

본 연구에서는 국내 우주센터(고흥)에서 위성발사체(KSLV ; Korea Space Launch Vehicle) 발사를 위하여 설치 운용될 원격측정(telemetry) 지상 수신국 시스템에 대한 설계를 수행하였다. 국내 환경에 맞는 최적의 시스템 설계를 위하여 먼저 우주센터의 지형 지리적 환경 및 위성발사체의 특성을 고려한 지상 수신국 시스템의 배치방안을 도출하고, 발사체에 탑재되는 송신부 특성을 고려하여 최대추적거리(RF Link Budget 요구성능) 및 수신시스템 요구 성능, 자료처리 시스템 요구 성능 등을 분석하였다. 이러한 분석을 바탕으로 발사체로부터 전송되는 원격측정 신호를 안정적으로 수신, 저장, 처리할 수 있는 수신 및 처리 시스템과 시각장비, 교정장비 및 운용통제장비를 설계하였다. 또한, 발사임무진행을 위한 주요 자료를 통제센터(RCC 및 RSC)에 실시간으로 제공하기 위하여 원격측정 자료의 최대 허용 지연시간 및 통신방식을 검토하고, 효율적인 발사임무진행이 가능하도록 양질의 자료를 실시간으로 제공하는 최적의 시스템을 설계하였다.

키워드 : 원격측정(telemetry), RF Link, 위성 발사체(KSLV)

* 우주센터 기술관리그룹/lsh@kari.re.kr

** 우주센터 기술관리그룹/ocy@kari.re.kr

*** 우주센터 기술관리그룹/hklee@kari.re.kr

1. 서 론

원격측정 기술은 계측하고자 하는 대상체에 사람이 직접 접근하기 어려운 환경에서 정보를 획득하여 한 곳에서 다른 곳으로 정보를 전달하고자 하는 요구로부터 발전되었으며, 인공위성 및 로켓발사, 항공기 및 유도무기의 비행시험 등에서 이들 대상체에 대한 정보획득 뿐만 아니라 통제를 위한 통신수단으로서 매우 중요하게 활용되고 있다. 특히 위성발사체를 이용한 위성의 발사는 막대한 예산이 소요될 뿐만 아니라 발사시 예상치 못한 위험상황이 발생할 수 있어 발사 전부터 발사임무 종료시까지 발사체 및 탑재위성의 상태를 계속하여 파악하는 것이 매우 중요하다. 발사 직전부터 발사체 및 탑재체(위성)에 대한 각종 동작상태 및 특성 등 원격측정 지상국 시스템(Telemetry Ground System)으로 전송된 제반 자료는 발사 진행의 판단자료로 사용될 뿐만 아니라, 발사 후에도 위성의 정상적인 궤도진입여부 및 동작 상태를 파악할 수 있도록 한다. 위성발사를 위한 원격측정시스템은 RF(Radio frequency)를 이용하는 일반 무선통신시스템과 같이 통신거리에 따라 시스템의 요구 성능이 다르게 되며, 비행안전상태 모니터링 등을 위한 실시간 자료처리능력이 요구된다. 또한 지상 수신국 시스템의 특성은 발사체에 탑재되는 송신부 시스템의 특성 및 통신 거리에 크게 좌우된다. 따라서 본 연구에서는 위성발사체를 국내 우주센터(고흥)에서 발사하기 위하여 우주센터에 설치, 운용하고자 하는 원격측정 지상국 시스템에 대한 운용개념 및 요구 특성을 분석하고, 위성발사체 발사운용을 위한 최적의 시스템을 설계, 검토하였다.

2. 본 론

우주센터에서 사용할 원격측정 수신장비의 주요 목적은 발사체의 발사로부터 위성분리까지 원격측정신호를 안정적으로 확보하고 주요 자료를 실시간으로 처리하여, 발사임무 진행

을 위한 판단자료를 제공하는 것이다. 원격측정 지상국시스템은 IRIG (Inter-Range Instrumentation Group) 표준을 따르며 Asynchronous Embedded 형식의 데이터를 포함한 2개의 PCM 데이터 채널과 1개의 영상신호 채널 등 3개의 RF 신호를 동시에 수신할 수 있어야 하며, 수신된 신호는 저장과 동시에 실시간으로 처리되어 임무(Mission) 진행자들에게 분배, 표시되어야 한다.

2.1 원격측정 지상국시스템 요구 성능 분석

우주센터 원격측정 지상국시스템의 요구 성능에 대한 분석은 발사체 비행특성을 고려한 통신(추적) 요구거리 및 운용환경, 발사체에 탑재될 송신 시스템 특성 등이 함께 고려되어야 한다.

2.1.1 시스템 배치 및 운용환경 분석

위성발사체 발사에 있어서 발사체 전체 비행궤적에 대하여 안정적인 신호를 확보할 수 있는 수신국 시스템의 위치 선정은 매우 중요하다. 특히 발사체는 비행하면서 자세가 변하기 때문에 수신 시스템은 설치 위치에 따라 발사체 기준의 상대 위치가 다르게 되며, 일부 구간에 대해서는 수신 시스템이 송신안테나 패턴의 Null 구간에 위치 할 수도 있게 된다. 그러므로 잘못된 위치 선정은 발사체로부터 송신되는 원천 신호 자체를 안정적으로 수신하지 못하는 문제를 일으킬 수 있다. 이러한 기술적 사항과 운용 관리의 편리성 측면을 고려하여 최종 2곳을 선정하였다. 원격측정 지상국 시스템 위치로 선정 한 2곳은 그림 1과 같이 발사체의 비행방향 전방 좌/우측에 배치된다. 그러나 제2추적소의 경우는 발사대(우주센터)와 약 150km 정도 떨어져 있고 지구 곡률에 의해 발사 전 및 발사초기 구간동안 가시거리(LOS: Line of Sight)가 확보되지 않는다. 이 구간에서는 제1추적소 단독으로 신호를 추적 수신하여야 한다. 이러한 점을 보완하고 발사초기구간 동안 안정적인 신호 획득을 위해

우주센터 내부에 Back-up 시스템을 설치, 운용하도록 설계하였다.

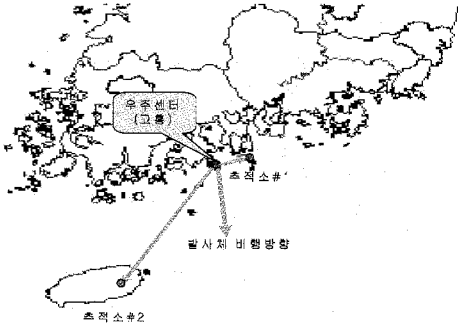


그림 1. 원격측정 지상국시스템 배치구조

제1추적소는 발사체의 발사방향 후방 좌측면 산 정상에 위치하며, 발사체의 초기 추적 방향으로 장애물이 없고, 사람의 접근이 용이하며 시설물 설치를 위한 경제적인 입지조건을 갖추고 있다. 그러나 발사장과의 고도차이로 인하여 발사 초기 구간동안 안테나 고각이 0도 이하로 낮게 형성됨으로서 전파다중경로(Multipath)에 의한 손실이 발생할 수 있으며, 두 지점간에 바다가 존재하여 해월구간에 대한 반사파의 영향이 크게 나타날 수 있다. 보통 반사면이 수면일 경우에는 거의 모든 주파수에서 반사 감쇄량은 0dB이고, 반사량은 최대 50dB 이상 될 수 있다.¹⁾ 따라서 전파 경로상의 반사파가 존재하는 구간에서는 반사면의 종류와 반사지점의 영역이 어떻게 되느냐에 따라 달라질 수 있으므로 이에 대한 영향을 충분히 고려해야 한다.

표 1. 반사지점 및 안테나 고각 변화(제1추적소)

발사대 높이(m)	거리 (m)	원격지 높이(m)	전파 반사 지역(m)	반사각 변화(°)	α 각 변화	β 각 변화
120	27547	395	6418.718	1.071	0.572	0.499
150	27547	395	7581.743	1.133	0.510	0.624
200	27547	395	9259.496	1.237	0.406	0.832
250	27547	395	10677.132	1.341	0.302	1.040
300	27547	395	11890.791	1.445	0.198	1.248
350	27547	395	12941.544	1.549	0.094	1.456
400	27547	395	13860.126	1.653	-0.010	1.663
450	27547	395	14515.784	1.736	-0.094	1.830
500	27547	395	15389.385	1.861	-0.218	2.079

표 1과 그림 2는 이러한 RF 경로(발사장파 제1추적소)상의 반사지점 및 수신 안테나 고각 변화를 분석한 결과이다. 일반적으로 해월구간에서 반사파 영향을 억제하기 위해서는 경로상의 울퉁불퉁한 섬이나 숲이 반사지점에 위치하도록 안테나 높이를 조정하는 방안이 필요하지만 여기서는 이동(비행)하는 물체에 대해 신호 추적 및 수신을 하는 특수한 상황이므로 위와 같은 방안을 적용하기 어려울 것으로 판단된다.

2.1.2 발사체 송신부 특성 분석

현재 정의되어 있는 발사체의 기본적인 송신 시스템 규격은 S-Band(2.2~2.3GHz)의 주파수 대역을 사용하고 평균 5Watt(최대 8Watt)의 출력을 사용한다. 발사체에 탑재되는 송신 안테나의 이상적인 방사패턴은 발사체 머리쪽으로는 방사가 억제되고 꼬리 방향으로는 발사체의 자세변화에 관계없이 안정적으로 신호를 수신할 수 있도록 전방향성을 갖는 것이다. 지름 2m 정도의 크기를 갖는 발사체 구조물의 경우 전 방향성 안테나 패턴을 구현하기 위하여 2개 이상의 안테나를 대칭적으로 사용하게 되는데, 일반적으로 발사체에 장착한 두 안테나의 중간부분 및 발사체의 꼬리방향으로는 안정적인 방사패턴을 얻기 어렵다. 두 안테나 사이의 간섭으로 인하여 방사패턴상의 Ripple(Null) 구간이 발생하며 일부방향(Null)에서는 이득이 감소하여 그 차이가

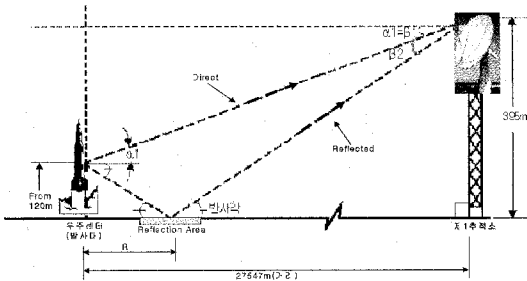


그림 2. 반사지점 및 안테나 고각(제1추적소)

매우 클(10dB 이상) 수 있다. 이러한 방사패턴 때문에 일부 방향에서는 짧은 거리에도 불구하고 통신이 되지 않는 경우가 발생한다. 송신기 출력이나 수신 안테나의 이득을 증가시켜 RF Link Budget을 증가시키는 방안을 고려할 수도 있으나, 송신 안테나 패턴상의 Ripple로 인한 손실을 최소화 하는 것이 보다 경제적인 것으로 판단된다. 즉, 송신안테나 패턴의 조절, 비행중의 발사체 자세제어 및 송신 안테나의 위치를 조절하여 수신 시스템 방향으로 송신 안테나 패턴상의 Null 구간을 피할 수 있도록 하는 것이 필요하다. 일반적인 미사일 송신 안테나의 이득은 -40 ~ +6dBi 정도이지만²⁾ 본 연구에서는 Null을 고려한 송신 안테나 이득을 -8dBi로 가정하였다.

2.1.3 추적(통신)거리 및 RF Link 분석

현재 위성발사체는 300km×1600km 타원궤도에 위성을 진입시킬 목적으로 운용될 예정이며, 고도 300km로 비행하는 발사체에 대하여 지상의 추적시스템이 가시선을 확보할 수 있는 최대거리는 지구곡률에 의하여 약 2000km 정도로 제한된다. 또한 추적 시스템의 정확한 추적(통신)거리 산출을 위해서는 발사체의 비행 궤적자료, 발사체 운용 및 동작 시나리오, 비행궤적에서의 중요 Event 발생지점에 대한 정보가 있어야 하며, 발사체의 송신특성 및 전파경로 손실 그리고 수신국의 안테나 특성 등을 고려한 RF Link Budget 분석이 필요하다. RF link Budget 분석은 주어진 환경에서 수신 신호의 신호 대 잡음비(SNR: Signal to Noise Ratio)를 분석함으로써 수신신호의 비트오류확률(BER: Bit Error Rate) 및 여유(Fade Margin)를 분석하여 기본적인 자료를 산출하기 위한 것이다. 즉, 가장 경제적이며 안정적으로 신호를 수신하기 위한 RF 시스템의 기본 요구 성능을 도출하기 위한 것이다. 수신신호의 신호 대 잡음비와 자유공간 손실은 다음 식에 의하여 구할 수 있다.

$$SNR(dB) = Pt - Lc + Gt - Ls - Lm - Lf - La + G/T - KB^3$$

Pt : 송신전력

Lc : 송신부 손실

Gt : 송신안테나 이득

Ls : 자유공간 전송손실 = $20 \log(4\pi D/\lambda)$

D : 송/수신안테나 사이의 거리

λ : 사용주파수 파장

Lm : Multipath에 의한 손실

Lf : 추진제 배기가스에 의한 손실

La : 대기손실

G/T : 수신시스템 이득특성

K : 볼츠만 상수

B : 신호대역폭

전파다중경로에 의한 손실(Lm)은 통신환경에 따라 큰 차이가 있으므로 여기서는 별도로 생각한다. 추진제 배기가스에 의한 손실(Lf)은 추진제 성분, 비행체 비행방향 및 안테나 배치에 따라 다르며, 액체 추진제를 사용하는 KSLV 위성발사체 1단의 경우에는 영향이 비교적 적을 것으로 예상되나, 고체를 사용하는 kick motor는 수~수십 dB의 손실을 줄 수 있다. 안테나 이득대잡음(G/T) 특성에 영향을 주는 Feed 부분의 저항손실(Ohmic Loss)은 안테나부분의 구성에 따라 달라지나, 수신전용 안테나의 경우에는 0.6dB정도를 고려하며, 송수신겸용은 약간 더 증가한다. 이 이외에도 송수신 편파(Polarization) 차이에 의한 손실, 안테나 추적오차에 의한 손실 등이 추가된다. 3dB정도의 편파 손실은 Diversity Combining 기법을 사용하여 최대 2.5dB까지 개선할 수 있다.

또한 기존의 과학로켓과 같이 RS(Reed Solomon)부호등의 다른 오류보정 알고리즘을 사용하지 않고 NRZ 부호를 사용할 경우 수신신호의 비트오류확률(BER)이 10^{-6} 이하가 되기 위한 신호 대 잡음비(SNR)는 약 13dB 정도가 요구된다. 표 2는 지금까지의 가정을 근거로 대략적인 Link Budget 분석결과이다. 약 2000km 거리에서 10^{-6} 이하의 신호오류확률을 갖는 신호를 수신하기 위해서는 약

23dB/K의 성능을 갖는 안테나가 필요하며, 그 크기는 약 11m 정도로 예상된다.

표 2. RF Link 분석

Frequency	2300MHz	
Pt(송신기전력)	5watt	37dBm
Lt(송신기 to 안테나손실)		-1.00dB
Gt(송신안테나 이득)		-8.00dBi
EIRP		28dBm
R(Range)		2000.00Km
Ls(Free space loss)		165.77dB
Loss of plume		0.00dB
Lp(Polarization loss)		3.00dB
Lm(Multipath loss)		0.00dB
Tracking loss		0.50dB
Signal level at antenna		-141.17
K(Boltzmann's const.)	1.38E-23	-198.60dBm
Bif(IF BW)	1.5MHz	61.76dB
SNR for BER of 10exp-6		13dB
Required Fade margin		6dB
Required G/T		23.43dB/K

2.1.4 자료처리 시스템 요구 성능

발사체로부터 송신되는 원격측정 신호(데이터)에는 발사체의 비행안전을 판단하는 중요한 정보(위치, 상태정보)가 포함되어 있고, 이러한 정보는 실시간으로 처리되어 중앙통제센터(RCC: Range Control Center) 및 비행안전통제센터(RSC: Range Safety Center)로 보내져 임무(Mission) 진행의 판단 자료로 사용된다. 따라서 원격측정 지상국 시스템의 자료처리 시스템은 Asynchronous Embedded 데이터 형태를 포함한 IRIG 표준의 PCM 데이터 형태를 갖는 독립적인 2개의 PCM 데이터를 실시간으로 처리, 저장하며 표시 및 분배하여야 한다. 즉, 안정된 원천신호의 획득과 더불어, 수신된 데이터의 실시간 처리 및 분배 과정은 임무 진행에 있어서 매우 중요하다.

2.2 원격측정 지상국시스템 설계

3곳의 원격측정 지상국시스템은 각각 발사체로부터 송신되는 원천신호(RF Signal)를 수

신한 후 저장하면서 실시간으로 처리하며, 3곳에서 수신처리한 자료중 양질의 신호를 선택하여 발사임무수행의 판단자료를 중앙통제센터에 제공하여야 한다. 각 수신국에서 수신한 자료의 실시간 처리를 위해서는 먼저 각 신호(데이터)에 수신시각(IRIG-B Time)이 첨부되어 데이터에 대한 시각동기화가 이루어진 후 일련의 처리과정에 따라 처리된다. 처리된 모든 데이터 또는 원시 데이터 중에 실시간 발사임무진행을 위해 사용되는 주요데이터(발사체 성능관련 데이터, 비행과정의 상태 데이터)는 통신망을 통해 센터에 있는 신호선택기에 보내지고, 신호선택기에서 선택된 데이터는 중앙통제센터의 각 통제 및 표시장치로 보내지게 된다. 이러한 시스템 구성은 우주센터내에는 소형의 안테나가 사용되고, 제2추적소의 안테나는 TT&C용으로 사용가능한 Up link 전송기능이 있는 것을 제외하고는 모두 동일하며, 안테나, 수신기, 자료처리기, 저장장치, 모니터링 및 제어장치, 전송장치 등으로 구성된다.

2.2.1 안테나(Antenna)

고도 300Km의 위성 분리 단계까지 발사체로부터 송신되는 신호를 지상 시스템이 안정적으로 추적하고 수신하기 위해서는 안테나 성능이 무엇보다 중요하게 요구된다. 발사체의 고도 및 거리에 따라 달라지는 안테나의 고각 변화는 거리 약 1000Km까지는 10degree 이상이 유지되나, 위성 분리를 위하여 고도 300Km를 유지하면서 거리 1500Km 이상까지 비행할 경우 5 degree 이하가 되며, 그에 따른 전파다중경로에 의한 영향이 매우 커질 수 있다. 따라서 3dB 빔폭(Beamwidth)이 1degree 이내로 작은 대형 안테나의 사용이 필요하며, 낮은 안테나고각(5degree이하)에서도 안정적인 신호를 수신하고, 2000Km의 추적거리에서 10^{-6} 의 BER 요구 성능을 가질 수 있는 안테나 특성이 요구된다.

RF Link Budget 분석에 맞는 안테나의 성능을 결정하는 가장 중요한 요소는 이득 대

잡음온도(G/T)이다. 일반적으로 안테나의 G/T 요구 성능은 안테나로부터 수신기까지의 잡음증가 때문에 전체 수신 시스템의 G/T 요구 성능보다 더 요구된다. 특히 제2추적소 안테나 시스템은 위성발사체 발사시 원격측정자료 수신용으로 사용할 뿐만 아니라 평상시에는 위성 지상관제 시스템(TT&C)으로 활용할 수 있도록 하기 위해서 동시에 송/수신이 가능한 구성을 갖도록 설계하였다. 따라서 Feed 부분에 송/수신용 Filter 및 Diplexer가 추가적으로 삽입되어 그에 따른 안테나 G/T 특성에서 1dB 이상의 추가적인 손실이 발생한다. 이 안테나는 수신주파수로 2200~2300Mhz를, TT&C용 송신주파수로 2015~2105Mhz를 사용한다. 안테나 G/T는 앞의 RF link budget 분석 결과에 따라서 23dB/K의 이득 대 잡음특성이 요구된다.

원격측정 지상국 안테나의 형태는 Prime Focus feed의 Parabola 안테나와 Elevation over Azimuth 형태의 Pedestal로 구성하였다. 수신 편파 특성은 동시에 두개의 원편파(RHCP, LHCP) 신호를 출력한다. 안테나 Pedestal의 구동범위는 +/-360deg(Az), -5~185deg(El)이고, 최대 구동 속도 및 가속도는 15deg/sec, 15deg/sec/sec로 정의하였다. RF신호에 대한 추적모드는 자동추적(Auto), 수동추적(Manual), 외부추적(Program 또는 Slaving) 등의 다양한 방식으로 가능하도록 하였다.

원격측정용 지상국 안테나는 지형 특성상 추적레이더와 근거리에서 설치되어 운용된다. 추적 레이더는 5.4~5.9Ghz 대역을 사용하며, 250KWatt의 최대출력을 갖는 고풍력의 펄스레이더로서 주위의 RF 시스템에 영향을 줄 수 있다. 따라서 고풍력 레이더로부터 안테나 시스템을 보호하기 위한 Filter가 추가되었다.

2.2.2 수신기(Receiver & Combiner)

무선통신에서는 주변환경에 의하여 각종 잡음신호 및 전파다중경로에 의한 페이딩으로

RF신호의 변형 및 왜곡이 발생한다. 따라서 이러한 통신선로 상에서 발생하는 신호의 왜곡 및 변형에 대처하고 안정적으로 신호를 수신하기 위해서 본 연구에서는 우편파(RHCP)와 좌편파(LHCP) 신호를 동신에 수신하여 합성하는 편파다중수신(Polarization Diversity Combining Receiving) 기법을 적용하는 수신 시스템을 설계하였다.

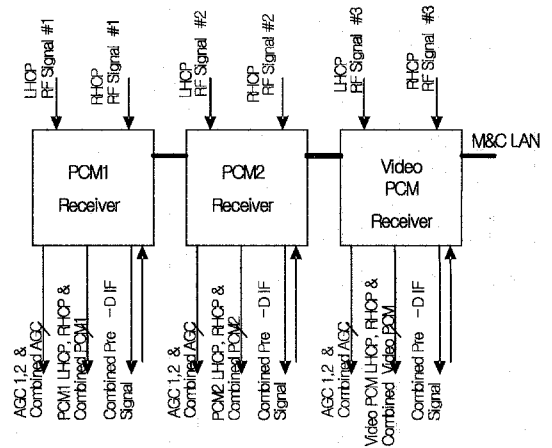


그림 3. 수신 시스템 구성

즉, 지상국 시스템의 수신부는 각각의 독립적인 2개의 PCM 데이터 신호와 비디오 데이터 신호에 대한 각각의 편파 신호를 수신하기 위해서 6개의 수신기와 3개의 결합기로 구성된다. 이러한 시스템 구성은 그림3과 같으며 입력된 신호(데이터)는 처리, 분배, 저장의 과정을 거치기 위해 개별적인 입/출력 인터페이스를 갖는다. Pre-D IF 신호는 Post-Processing을 위해 Down Conversion되어 저장 장치에 저장되고, 사후 데이터 분석을 위해 저장장치로부터 Playback 되어진다. 또한 AGC 신호는 임무 완료 후 Post Processing 과정에서 Pre-D IF 신호와 같이 원천 신호 분석에 사용하기 위해 저장장치에 저장된다.

2.2.3 실시간 자료처리시스템 (DPS : Data Processing System)

우주센터의 원격측정 지상 수신국 시스템에서 수신하는 3개의 RF신호 중에 2개의 PCM 데이터 신호에 대해서 저장 및 실시간 자료처리 기능을 갖는다. 영상신호에 대해서는 통신방식 및 데이터에 대한 구체적인 규격이 정해지지 않았으므로 현재는 신호수신기능만 확보하기로 한다. 발사체로부터 전송되는 2개의 독립적인 PCM 신호에 대한 처리를 위해 자료처리시스템은 2개의 Bit Synchronizer와 Dual Frame Synchronizer 그리고 일련의 데이터 처리 및 저장을 위한 Main Processor 및 저장장치(Data Disk)로 구성된다. 비트 동기화기(Bit synchronizer)는 IRIG 표준의 PCM 코드에 대해 초당 10bit~10Mbits의 데이터 양을 처리할 수 있고, 입력된 2개의 PCM bit stream에 다양한 동기 클럭(0, 90, 180, 270°)을 제공할 수 있어야 한다. 프레임 동기화기(Frame Synchronizer)는 표준 PCM 코드 입력에 대해 초당 10bit~20Mbits까지 데이터를 처리할 수 있으며 프레임 동기 워드(FS word) 및 서브 프레임 동기 워드(SFS word)는 4~64bit의 길이를 가질 수 있는 구조로 정의하였다. 이렇게 정의된 데이터들은 응용 S/W를 통해 처리, 저장, 분배의 과정을 거치게 된다.

실시간으로 처리된 데이터를 저장하는 저장장치는 시스템 저장 오류에 대비해 어떠한 데이터의 손실도 없이 복구가 가능한 Disk Mirroring 구조로 구성하였으며, 데이터 분배의 과정은 실시간 데이터 전송의 속도를 보장하기 위해 Fast Ethernet망을 고려하였다. 그림 4는 원격지와 센터 내부에서 운용되어질 실시간 자료처리시스템의 내부 구성도이다. 그림4와 같이 Frame Synchronizer만을 통과한 데이터는 원천데이터(Raw data)라 하고, Frame Synchronizer를 통과한 후 응용 S/W

에 의해 공학적 단위까지 변환 처리된 데이터를 처리데이터(Processed data)라 정의하였다. 각 원격지의 자료처리시스템은 필요에 따라 2 종류의 데이터를 모두 전송할 수도 있고, 선택적으로 전송할 수 있는 개념으로 설계하였다. 또한 실제 운용 전에 자료처리 프로그램의 점검을 위한 PCM 데이터의 Simulation 및 시스템 점검(BERT: Bit Error Test)을 위해서 Simulator를 삽입하였다.

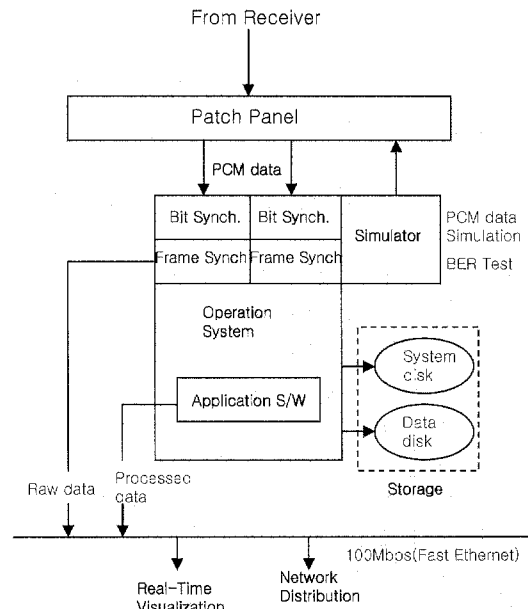


그림 4. 실시간 자료처리시스템 구성

이러한 자료처리시스템은 각 원격지 및 센터 내부에서 모두 동일한 성능 및 구조로 운용된다. 각 원격지에서 수신 처리된 신호를 비행 통제 자료로 사용하기 위해서, 3곳에서 수신하는 신호 중 최상의 신호만을 선택하여 실시간으로 통제 컴퓨터 및 기타 운용자에게 제공하는 신호선택기(B.S.S ; Best Source Selector)를 센터 내부에 두었다. 데이터 처리를 위한 일련의 과정 및 흐름은 그림 5와 같다.

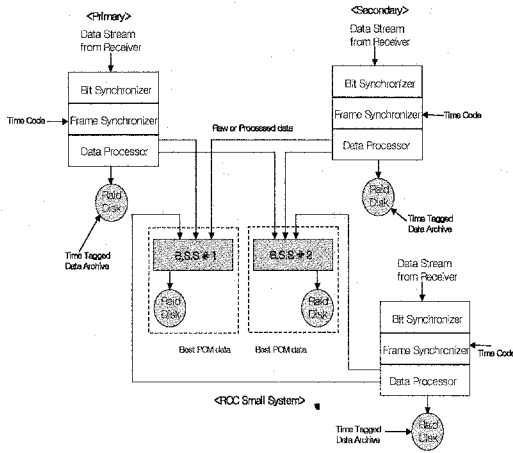


그림 5. 자료처리시스템 전체 구성도

2.2.4 신호선택기(Best Source Selector)

효율적인 발사임무수행을 위해서는 각 원격지의 시스템에서 중복하여 수신한 신호들 중, 양질의 신호만을 선택하여 실시간 임무에 사용할 수 있도록 하는 최상의 신호원 선택기능(BSS: Best Source Selection)이 필요하다. 신호선택기는 각 수신국에서 획득된 신호(데이터)의 시간정보(Time stamp : 1ms resolution)를 먼저 확인하고, 동일한 신호수신시간(time tag)을 가진 데이터 프레임의 Frame Synchronization Pattern 및 AGC 신호를 검사하여 가장 양질의 데이터를 선택하게 된다. 이렇게 선택된 최상의 PCM 데이터는 비행안전통제센터(RSC), 데이터센터(Data Center) 그리고 발사중앙통제센터(RCC)내에 있는 중앙자료처리 시스템(CDPS: Central Data Processing System)으로 전송되어 실시간 미션 진행을 위한 판단 자료로 활용된다. 또한 필요에 따라서는 신호선택기에 의한 최상의 데이터 선택과정 없이 모든 PCM 데이터(6 PCM)를 Bypass 시킬 수 있는 기능도 가질 수 있게 구성하였다. 그림 6은 이러한 처리과정에 대한 데이터 흐름을 나타낸 것이다. 신호선택기는 위성발사체 발사의 실시간 진행에 있어서 매우 중요한 역할을 하며, 각

수신국에서 수신 처리한 원격측정 데이터가 집중되고, 선택하여 분배하게 된다. 따라서 안정적인 데이터의 확보를 위해서는 이중화된 신호선택기(Dual BSS)를 구성하는 것이 필요하다. 그림 6과 같이 이중화된 신호선택기는 모두 활성화 상태(Active mode)로 동작하며, 센터내부의 각 데이터 수신 컴퓨터에서 선택하여 사용하도록 설계하였다. 이러한 구성 방안은 각 시스템을 Master, Slave로 설정하는 방법보다 높은 신뢰성을 확보할 수 있고, 장애 발생시 질체 지연 시간을 없앨 수 있기 때문에 실시간 데이터 전송이 요구되는 시스템에서는 매우 효율적인 방안이다.

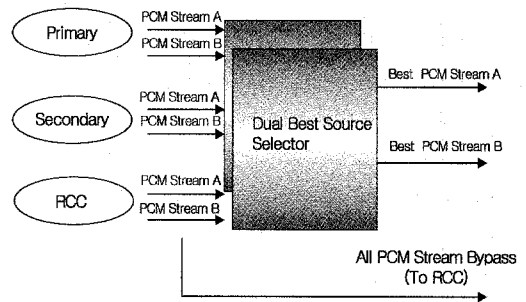


그림 6. 신호선택기의 데이터 흐름

또한 각 원격지에서 처리된 데이터는 각각의 통신망을 통해서 서로 다른 지연 시간을 갖고 신호선택기에 도달하게 된다. 신호선택기는 서로 다른 지연 시간을 갖고 도착한 동일한 데이터를 비교하기 하기 위해서, 이들을 버퍼에 잠시 저장한 후 각 데이터의 시각을 동기시켜서 비교, 선택한다. 따라서 신호선택기 내의 버퍼용량선택은 실시간 전송 데이터 속도 및 지연 시간을 고려하여 설계하여야 한다. 이러한 시간 지연은 원격지와 센터간 구성된 통신망의 차이와 거리에 따라 달라지며 현재까지 분석된 최대 시간 지연은 최대 200ms 이내 일 것으로 판단된다. 이러한 구성은 아래 그림 7과 같으며 자세한 통신망 구성에 대한 설명은 뒤에서 다시 언급될 것이다.

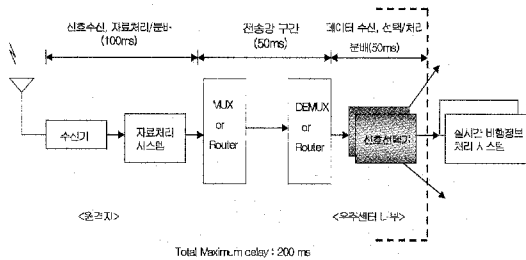


그림 7. PCM 데이터 Time Latency

2.2.5 기록(저장) 장치(Recording System)

우주센터의 발사체 발사과정에서 신호의 수신 및 자료의 기록시간은 발사전 약 5분부터 위성이 분리되기까지 발사체의 비행시간 약 10분을 포함하여 전체적으로 약 15분 정도로 예상된다. 확보하고자 하는 시스템은 다음의 수신 및 처리 데이터에 대하여 이중기록방식(RAID방식)으로 비상사태를 고려하여 약 30분 이상 기록할 수 있도록 한다. 발사체로부터 송신되어 저장장치에 기록되어야 할 신호의 종류 및 채널수를 다음과 같이 정의하였다.

- IRIG-B 기준시각 및 음성기록
- PCM 신호에 대한 2개의 Pre-D IF 신호 (대역폭 2MHz 이내)
- 2개의 Bit synchronizer outputs(디지털)
- 8개의 AGC(Auto Gain Control) 신호
 - 각 수신기 AGC 6개와 Combiner AGC 2개
- Slaving 운용을 위한 RCC와의 통신자료

기록장치의 저장 용량은 기록되어질 데이터의 종류와 양 그리고 기록시간(최소30분)에 따라 결정되는데 저장되는 신호(데이터)의 종류마다 Bit rate와 Sampling rate가 다르며 Sampling Resolution에 따라 최종 기록되는 비트 속도가 결정되므로 이러한 점을 충분히 고려하여 Disk 용량을 산정하였다.

기록장치는 실시간 기록되는 데이터를 안전

하게 보존하기 위해서 데이터 Mirroring이 가능한 RAID 기록방식을 사용하였다. 이 RAID 방식은 Format의 종류에 따라 데이터를 기록하는 방식과 사용할 수 있는 기록 용량이 다르며 기록 중 일부 데이터 디스크의 Fault가 발생하더라도 데이터는 안전하게 복구되어진다. 또한 Parity 데이터가 기록장치 각 섹션에 복사되어 언제든지 안전하게 데이터를 재생할 수 있다. 이러한 RAID 방식은 그 준위(Level)에 따라 데이터 기록 용량이 다르며, 상위 레벨일수록 데이터를 안전하게 기록할 수 있지만 한정된 Disk 용량에 따른 기록용량이 매우 낮다. 또한 이러한 데이터의 영구 보존을 위해 Storage Back-up 시스템으로 테이프를 함께 사용하도록 기록장치를 구성하였다.

2.2.6 시각장치(Timing System)

원격지로 분산되어 신호를 수신할 경우, 수신신호의 상호비교 분석을 위해서는 각 수신 시스템은 동일한 기준시각으로 동기화 되어야 한다. 일반적으로 발사장 및 시험장에서는 기준시각으로 미국 시험장 표준인 IRIG 표준을 사용한다. 우주센터에서는 1 millisecond의 분해능을 갖는 IRIG-B 기준시각을 표준으로 사용하며, 이를 위하여 각 추적소의 시스템은 각각의 GPS 장비 및 IRIG-B 시각 발생장비로 구성된 기준시각 발생장치를 사용한다. 또한 최종 발사를 위한 Count Down 시각이 모든 시스템에서 동일하게 동기화 되어져야 한다. 이를 위해서 정해진 발사시각에 대한 정보는 각 원격지의 모니터링/제어장치(MCS: Monitoring and Control System)에 동일하게 프로그램 되어져 시각장치로 전송되며 시각장치에서는 이러한 Count Down 시각을 모니터링 장치에 표시하고 모든 각 서브시스템으로 분배하여 임무 수행을 위한 동기화가 이루어질 수 있도록 하였다.

2.2.7 보정장치(Boresight System)

각 수신국에는 발사체 발사 전에 추적안테나 및 수신시스템, 자료처리 시스템 등에 대한 전반적인 점검 및 교정이 필요하며, 이를 위한 Calibration 및 시스템 점검 장비로는 안테나 및 송신기 등으로 구성된 calibration boresight 장비와 CCTV camera 등이 사용된다. 안테나 시스템에 설치되는 CCTV camera는 추적 안테나 시스템의 성능 검증을 광학적으로 할 수 있는 편리함을 제공한다. 안테나 보정을 효과적으로 수행하기 위해서는 송신기 및 안테나 등의 RF장비로 구성된 Boresight 장비를 적절한 위치에 설치하여야 한다. 즉 안테나 보정을 위한 타워 높이와 안테나 사이의 거리 그리고 RF 신호의 안정적인 수신을 위해서는 주위환경이 적합하여야 한다. 일반적으로 원격측정 지상국 시스템의 이상적인 보정시설의 설치 위치는 안테나 방사패턴을 기준으로 이루어지며 보정시설을 위한 타워는 아래 식의 Fraunhofer (Far-field) 영역내에 존재해야 한다.

$$R > 2D^2 / \lambda$$

D : 안테나 직경
λ : 파장

제 2추적소의 경우에는 앞에서 기술한 거리에 교정용 송신장비의 설치가 가능하나, 제1추적소의 경우에는 적당한 위치가 없는 환경이며, 11m 크기의 Aperture 안테나의 경우 시스템 레벨 테스트 등을 적당하게 수행할 수 있는 보정장치와 안테나간의 거리는 $0.5D^2/\lambda \sim 2D^2/\lambda$ 범위도 허용할 수 있는 것으로 분석되어 $D^2/\lambda \sim 2D^2/\lambda$ 범위의 거리에 설치할 예정이다.

2.2.8 모니터링 및 제어장치 (MCS : Monitoring and Control System)

각 원격지 및 센터내부에는 각 수신국 시스템의 설정, 구성, 감시하고 제어하기 위한 중

앙제어장치를 두어 시스템 운용 및 관리의 효율성을 높이도록 하였다. 이 시스템(MCS)은 각 수신국에 있는 모든 시스템을 자동적으로 Polling하여 감시하고 테스트 할 수 있는 기능과 보정 장비, 안테나 Controller, 수신기-Combiner, 자료처리 시스템 등의 구성 및 설정 기능을 갖는다. MCS와 다른 모든 구성 시스템간의 통신은 LAN(100Mbps)을 통해 이루어져 원격지에서 지상수신국 시스템을 설정 제어할 수 있도록 하여 원격지에서의 NORAD TLE 모드로 운용이 가능하도록 한다. 이 시스템이 갖추어야 할 기본적인 기능을 아래와 같이 정의하였다.

- 시스템 구성
- 시스템 감시 및 제어
- 데이터 저장
- Log 데이터 저장 및 Book
- Log 데이터 분석
- 시스템 테스트
- Event 및 알람 체크기능
- 데이터 분석 및 처리기능
- 데이터 표시기능
- 데이터 분배기능

2.2.9 통신망 구성 (Communication Architecture)

각 수신국 내부에서의 시스템 설정 및 실시간 자료전송을 위한 통신은 LAN(100Mbps Ethernet)을 이용하며, 원격지 수신국과 중앙통제소(RCC) 시스템간의 외부 통신은 초고속 정보통신망(DLL: Digital Leased Lines)을 임대하거나 전용 무선통신망(Microwave)을 이용한다. 수신국 내부 및 외부의 자료통신 및 시스템 설정/제어를 위한 통신 방법은 주로 LAN (100Mbps Ethernet)을 사용하며, 기준시각(IRIG-B), 음성통신 및 안테나 추적자료(발사체 위치) 등 LAN이 불가능 할 경우에는 시리얼 통신방식을 이용한다.

소요대역폭은 센터내부의 경우는 100Mbps 또는 Gbps LAN의 사용이 문제가 되지 않으나, 추적소간의 원격지 통신에 있어서 대역폭은 민감한 문제가 된다. 즉, 임대망을 사용하는 경우는 향후 망 관리 및 유지를 위해 소요되는 비용을 고려하여 가능한 요구대역폭을 줄이도록 설계하여야 한다. TCP/IP 프로토콜을 사용하여 2 PCM 신호에 대한 원시자료(Raw data)를 모두 실시간으로 전송하는 것은 약 4.5Mbps (3 x T1 link) 정도의 대역폭이 필요하며, 이중화 시스템(Redundant Back up)을 고려하면 약 9Mbps정도의 대역폭이 필요하게 된다. 이는 매우 비효율적이며 따라서 실시간 임무수행에 필수적인 수십~수백 Kbps 정도의 주요 자료(Quick Look Message)만을 선택하여 실시간으로 전송하며, 전체 원시자료는 사후 자료 처리과정(Post-Mission Data Analysis)으로 처리하도록 구성하여야 한다. 또한 TCP/IP 방식보다 소요 대역폭을 반으로 줄일 수 있는 UDP/IP 방식을 사용하였다.

표 3. 통신방식에 따른 소요대역폭 분석

요 구 대 역 폭		
Data 종류	TCP/IP	UDP/IP
1Mbps PCM 1 to B.S.S #1	2.0Mbps	2.0Mbps
1Mbps PCM 1 to B.S.S #2	2.0Mbps	
1Mbps PCM 2 to B.S.S #1	2.0Mbps	2.0Mbps
1Mbps PCM 2 to B.S.S #2	2.0Mbps	
Tracking & Serial Data	128Kbps	128Kbps
Voice & Countdown	64Kbps	64Kbps
Monitoring & Control	128Kbps	128Kbps
전체 요구 대역폭	8.32Mbps	4.32Mbps
이용 가능한 대역폭	9.26Mbps (6T1)	4.63Mbps (3T1)

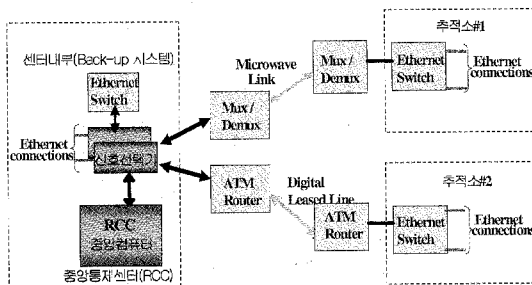


그림 8. 통신망 구성

표 3은 원격지와 센터간의 데이터 전송에 소요되는 통신망 용량을 통신 방식에 따라 나타낸 비교 자료이다. 그림 8은 원격지와 중앙 통제센터간의 통신망 구성을 나타낸 것으로 실시간 데이터 전송의 안정성을 유지하기 위해 모두 이중화하는 방안을 고려하였다.

2.2.10 TT&C용 Up-Link 전송

고가의 원격측정 시스템의 활용도를 생각할 때, 위성발사체 발사에만 사용하는 것은 우리나라의 경우 1회/년 정도로 사용횟수가 낮아 활용도 측면에서 비효율적이다. 일반적으로 원격측정용 지상국 안테나 시스템은 자동추적, 수동추적, 외부추적(Slaving, Program) 등 여러 가지의 운용모드가 있으며, 이러한 다양한 추적모드를 활용하면 위성관제시스템(TT&C)용으로 사용할 수 있다. 즉, 안테나 시스템의 일부를 개조함으로써 위성발사체 발사뿐만 아니라 평상시에 위성지상관제 시스템으로 운용할 수 있도록 신호의 수신뿐만 아니라 동시에 Up-link 신호를 송신할 수 있도록 RF 채널을 구성하였다.

3. 결 론

앞에서 언급한 내용을 바탕으로 설계된 각 추적소의 원격측정 지상국시스템 구성은 아래 그림 9와 같다. 단지 센터내부의 소형 수신국 시스템은 대형 안테나 대신에 빔폭이 넓으며, 이득이 적고 추적기능이 없는 소형안테나를 사용하며, 제2 추적소 시스템의 경우 송/수신 겸용이 가능한 안테나를 사용하여 위성 관제용(TT&C)으로 활용이 가능하도록 한 것이 차이다. 위성 발사체용 원격측정 수신시스템은 발사장 주위뿐만 아니라 지구 곡률에 의해 통신이 두절되는 수평선 너머에서의 신호수신을 위한 Down Range System이 필요하며, 앞으로 Down Range System에 대한 설계와 기존 시스템과의 통합을 위한 연구가 진행되어야 한다.

참 고 문 헌

1. Gerard Maral, Satellite Communication Systems, John Wiley & Sons Ltd, 1998.
2. Stephen Horan, PCM Telemetry Systems, CRC Press, 1933, P129 ~ 183.
3. Telemetry Application Handbook document 119-88, Range Commanders Council, 1998, P3.9-1 ~ 5.3-3.
4. 이강영, 이동통신과 마이크로파 통신의 실무와 이론, 기다리, 1993, P96~98.

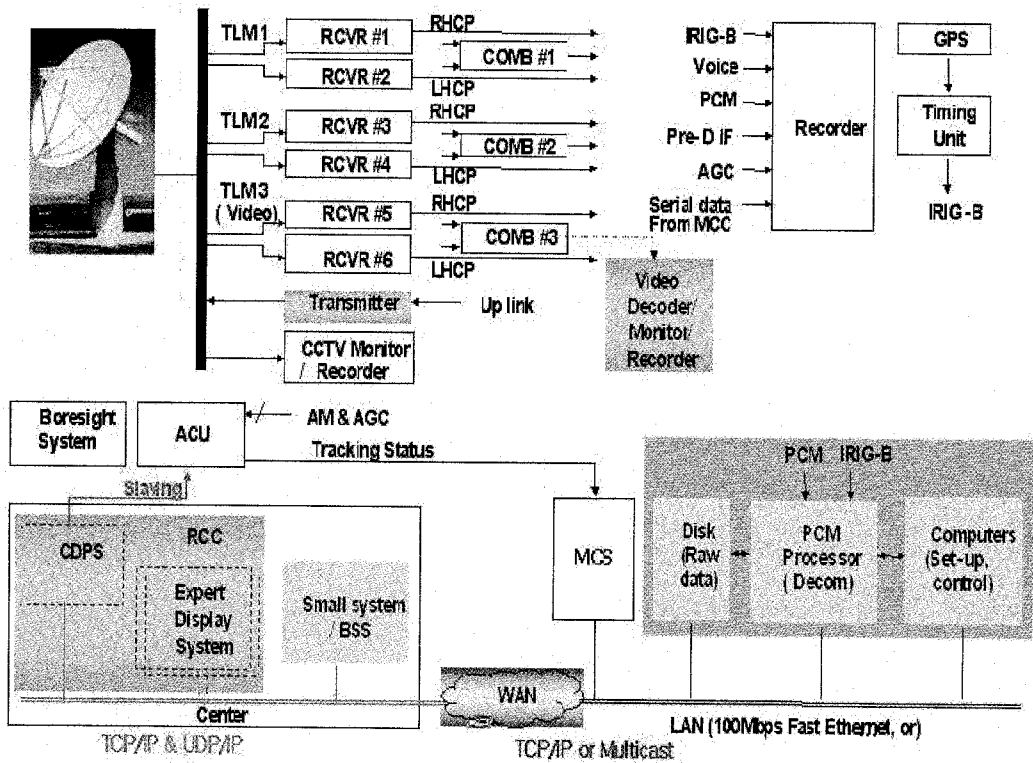


그림 9. 원격측정 지상국시스템 구성도(각 수신국)