

위성발사를 위한 지상국비행종단지령장비 설계

이성희*, 배영조**, 오창열***, 이효근****

The design of Ground Flight Termination System for Space Launch Application

Sung-hee Lee*, Young-Jo Bae**, Chang-Yul Oh***, Hyo-keun Lee****

Abstract

The ground flight termination system(GFTS) could be used for the termination of launch vehicle in flight motion when the launch vehicle deviates from the designated route due to the system malfunction or failure as well as the launch vehicle can't be tracked by the ground tracking system. This paper introduces the basic concept and design of the ground flight termination system to be used for KSLV launch mission in NARO space center. In order to design the optimal ground flight termination system for KSLV launch application, the operational concept reflected on the flight trajectory and system characteristics of KSLV launch vehicle should be considered. Moreover the RF link budget analysis, and the analysis for system availability and reliability are done. Based on the analysis above, the each subsystem of ground flight termination to transmit the termination signal in stable is designed for KSLV launch mission.

초 록

지상국비행종단지령장비는 위성발사체(KSLV)발사 후 비행 중 일어날 수 있는 비상사태(안전영역을 벗어나거나 지상에서 더 이상 추적이 불가능할 경우)에 대하여 지상통제장치에서 비행종단을 명령하여 비행을 강제로 종단시키는 역할을 한다. 본 글에서는 나로우주센터에서 위성발사체(KSLV) 발사를 위하여 설치 운용될 지상국비행종단지령장비의 설계에 관한 기본사항을 서술하고 있다. 국내 환경에 맞는 최적의 시스템 설계를 위하여 위성발사체의 비행궤적 및 특성을 고려한 운용개념을 먼저 정의하였고, 발사체에 탑재되는 수신부 특성을 고려하여 RF Link Budget 분석 및 송신시스템의 RF 요구 성능, 신뢰도 및 가용도 등을 분석하였다. 본 분석을 바탕으로 위성발사체(KSLV)에 비행종단명령을 안정적으로 생성, 처리하여 전송할 수 있는 각각의 장비를 설계하였다.

키워드 : 지상국비행종단지령장비(GFTS), 위성발사체(KSLV), RF Link Budget

접수일(2007년 12월 21일), 수정일(1차 : 2008년 6월 5일, 2차 : 2008년 6월 17일, 게재 확정일 : 2008년 7월 1일)

* 기술관리팀/lsh@kari.re.kr
*** 기술관리팀/ocy@kari.re.kr

** 기술관리팀/yjbae@kari.re.kr
**** 기술관리팀/hklee@kari.re.kr

1. 서 론

지상국비행종단지령장비(GFTS: Ground Flight Termination System)는 우주발사체가 예정된 비행안전영역을 벗어나거나 지상에서 더 이상 발사체의 추적이 불가능한 긴급 상황이 발생할 경우, 지상에서 발사체에 비행종단명령을 전송하여 통제하는 통신수단으로써 중요하게 사용되고 있다. 따라서 지상국비행종단지령장비는 일반적인 무선 통신 시스템과 같이 비행종단명령을 전송하는 송신부와 전송된 명령을 수신하여 처리하는 탑재부(수신부)로 구성되며, 발사통제센터로부터 실시간으로 발사체의 위치정보(Slaving data)를 수신하여 추적하는 능력이 요구된다.

비행종단명령의 전송은 지상 비행안전통제원에 의한 판단과 조작으로 이루어진다. 비행안전통제원은 지상의 레이더 및 Telemetry로부터 획득된 위성발사체 및 탑재체의 위치 및 상태정보를 실시간으로 감시하면서 임무 진행의 지속여부를 판단하게 된다.

본 글에서는 위성발사체(KSLV)를 국내 우주센터(고홍)에서 발사하기 위하여 우주센터에 설치, 운용하고자 하는 지상국비행종단지령장비에 대한 운용개념 및 시스템 성능 요구특성을 분석하여 위성발사체의 발사운용을 위한 최적의 시스템을 설계하는 방안을 제시하고 있다.

2. 본 론

2.1 운용개념 정의

서론에서 언급한바와 같이, 지상국비행종단지령장비는 발사체에 긴급 상황이 발생할 경우를 대비하여 특수한 용도로 사용하는 것으로써, 송·수신 장비의 불안정에 의해 발생하는 신호 왜곡현상이나 오동작 등의 장애가 발생하여 정상적인 동작을 하지 못할 경우 예상치 못한 심각한 위험상황을 야기할 수 있다. 따라서 지상에서 요

구되는 명령을 원하는 시점에 정상적으로 전송하기 위해서는 높은 시스템 신뢰도 및 가용도가 요구된다. 이러한 특성을 고려하여 지상국비행종단지령장비의 구성은 단순하면서도 명령신호의 처리에 대한 신뢰도를 높일 수 있는 방안으로 이중화(Redundancy) 구성을 고려하였다. 또한, 발사체의 비행궤적 및 특성(추진제)을 고려하여 시스템 운용개념을 정립하였다. KSLV-1의 경우 1단 추진제로 액체연료가 사용되며 2단 추진제로 고체연료가 사용된다. 액체 추진제의 경우 화염에 의한 신호감쇠의 영향이 거의 없으나, 2단 점화 시 사용되는 고체 추진제의 경우에는 화염에 의한 신호 손실이 매우 크다. 일본 우주과학연구소의 보고에 의하면 M-V로켓의 경우, 신호 감쇠 정도가 20 ~ 40dB까지 고려되어 지는 것으로 알려져 있다. 일반적으로 고체에 의한 화염손실은 추진제의 종류, 화염의 분포, 사용주파수 및 지상국에서 발사체를 바라보는 Aspect Angle에 따라 달라진다. 이러한 조건들에 의한 화염의 영향을 정확하게 정량적으로 예측하기는 사실상 어렵다. 따라서 이러한 점을 고려하여 발사 초기구간부터 2단점화가 시작되는 시점 전까지(TBD Km)는 그림1과 같이 우주센터 내부에 이중화 구성을 가지는 지상국비행종단지령장비를 운용하는 방안을 고려하였다. 2단 점화 시점부터 최종 위성이 분리되는 시점까지는 화염에 의한 신호 손실을 피할 수 있는 위치에 선박탑재형 다운레인지(Down Range) 시스템을 운용하고자 하였으나, 서로 다른 두 곳(센터내부, 다운레인지)의 위치에서 시스템 제어 및 명령 전송이 이루어진다는 다운레인지 운용개념이 기술적, 관리적인 측면에서 매우 위험한 요소가 있다고 판단되었다. 또한 발사체 비행안전영역에 대한 기술적인 분석결과, 위성발사체 2단 부분에 대한 비행종단 기능이 사실상 불필요 한 것으로 판단되어 센터내부에만 2대의 시스템을 배치하고 2단 점화시점 전까지 임무를 수행하는 것으로 운용개념을 최종적으로 정립하였다. 아래 그림 1은 지상국비행종단지령장비의 운용개념 및 배치현황을 나타낸 것이다.

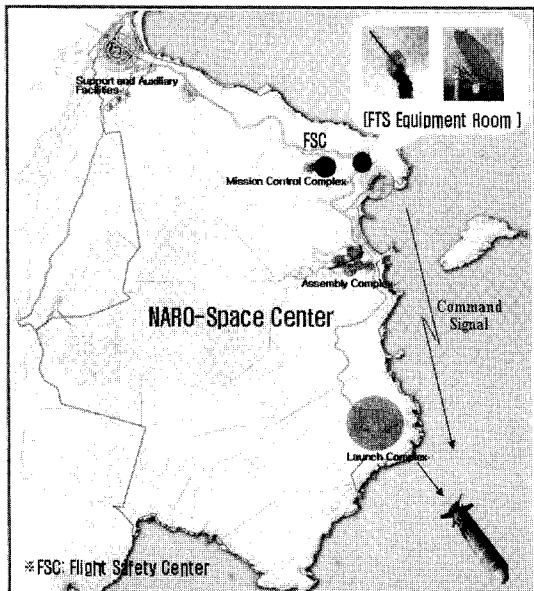


그림1. 지상국비행종단지령장비 운용개념

위 그림1과 같이, 비행안전통제원이 최종 비행종단명령을 내릴 수 있는 명령패널(MCP: Master Command Panel)은 비행안전통제센터(FSC: Flight Safety Center)내에 설치되고, 비행종단명령을 수신하여 처리하고 전송하는데 필요한 모든 제어장치는 별도의 FTS 장비실에 설치되어 운용하도록 설계하였다. FTS 장비실은 비행종단명령을 송신하기 위해 필요한 신호생성기(Encoder), 변조기(Exciter), 고출력증폭기(HPA: High Power Amplifier), 안테나 및 각 장비를 모니터링하고 제어하기 위한 감시 및 제어장치(MCS: Monitoring & Control System)등이 이중화 형태로 구성되어 설치된다. 위 그림1과 같이 접시형의 예비안테나는 발사체 주적에 필요한 위치정보(Slaving Data)를 발사통제센터내의 컴퓨터로부터 수신 받아 자동추적 임무를 수행하게 된다. 감시 및 제어장치(MCS)는 이중화로 구성된 지상국비행종단지령장비의 최종 상태정보(Final Status Information)를 비행안전통제센터로 전송할 수 있도록 설계되었다. 이러한 정보는 비행안전통제원이 지상국비행종단지령장비의 발사준비상

태 및 동작상태를 최종적으로 확인할 수 있도록 한다.

비행종단을 위한 명령신호는 명령신호의 코드화 방식에 따라 IRIG(Inter-Range Instrumentation Group) 표준에서 규정한 IRIG 표준 음성 톤(Tone)의 조합방식을 적용하여 명령신호의 신뢰도와 안정성을 확보하도록 하였다. 또한 본 시스템은 조합된 명령신호가 송신기를 통하여 안테나로 전송되고 비행안전통제원이 전송된 최초 명령신호와 동일한지를 비교할 수 있는 Fail-Safe 방식이 적용되었다. 즉, 이상(異狀)명령 신호의 오류가 감지될 경우 자동으로 명령을 중지하고 예비 장비로 절체가 이루어지는 개념이 적용되고 있다.

2.2 요구성능 분석

2.2.1 가용도 및 신뢰도

지상국비행종단지령장비의 주요 성능규격 및 요구조건은 IRIG 표준을 만족하도록 설계하였고, 특히 본 장비의 신뢰도 및 가용도 부분에 대한 정의는 IRIG 표준 뿐만 아니라 미국의 EWR(Eastern Werstern Range)과 FAA(Federal Aviation Administation) 사례를 참고하였다. 상기(上記) 표준 및 해외발사장의 사례를 바탕으로 도출된 나로우주센터 지상국비행종단지령장비를 위한 신뢰도 및 가용도의 정의 및 요구조건을 아래와 같이 정의하였다.

- 가용도(Availability): 장비가 불시(不時)에 임무를 부여 받았을 때 가용한 정도로써, 즉 임의의 시점에서 항시 가동 상태에 있을 확률로 정의할 수 있다. 이것은 일반적으로 운용환경에 따른 주장비의 가용 준비태세를 나타내는 측정치로 사용된다. 가용도는 운용환경에 따라 고유가용도 및 운용가용도등의 형태로 정의할 수 있으나, 여기서는 예방정비 소유시간 등을 고려하지 않고 이상적인 지원환경(공구, 부품, 인원, 교범, 기타 지원장비 등 필요한 모든 것들이 준비된 상태) 아래에서 언제든지 시스템을 이용할 수 있는 확률로 정의하였다. 이 값은 일반적으로 1과 0사이

의 값을 가지며 아래 식 (1)에 의해 계산된다.

$$Ai = \frac{MTBF}{(MTBF+MTTR)} \quad (1)$$

본 장비의 성능을 위해 요구되는 가용도를 RF Link 상의 무선구간 신뢰도와 동일하게 99.9% 이상으로 정의하였다.

- 신뢰도(Reliability) : 신뢰도란 어떤 체계가 주어진 환경 아래에서 규정된 일정기간 동안 고장 없이 만족하게 의도된 기능을 수행할 수 있는 정도(확률)를 말하는 것으로써, 일정 시간동안 발생된 고장 횟수를 나타내는 고장률로 정의 할 수 있다. 본 시스템에서 요구되는 비행종단 명령이 오류나 에러 없이 정상적으로 의도된 명령을 수행할 수 있는 확률로 아래 표1과 같이 정의하였다. 아래 표1은 지상국비행종단지령장비의 각 서브장치와 시스템 구성 및 설계를 위해 요구되는 고유 신뢰도를 분석한 것이다.

표 1. 신뢰도 정의

구 분	설 명
Order Masking (전송실패)	의도된 명령이 정상적으로 전송되지 않아 고유의 기능을 수행할 수 없을 확률: 10^{-5} @4 hour duration
Advanced Failure (전송명령 에러)	의도하지 않은 명령이 시스템 오류로 인해 자동적으로 실행되어 전송될 확률: 10^{-7} @4 hour duration
False Command (오류명령 전송)	의도된 명령과 다른 명령이 생성되어 전송될 확률: 10^{-7} @4 hour duration

2.2.2 RF 장비설계

일반 무선통신장비와 같이 지상국비행종단지령장비에 대한 성능 요구특성은 위성발사체에 탑재된 수신 장비의 성능 및 특성, 요구되는 통신 거리에 따라 크게 달라진다. 위성발사에 적합한

지상국비행종단지령장비의 RF 장치 설계를 위해 서는 다음과 같은 사항이 고려되어야 한다.

- 1) 사용주파수: 420~450MHz 대역
- 2) 탑재체 수신기 감도: +13dBm~-107dBm
- 3) 수신 안테나 이득

위성발사체에 탑재되는 수신안테나의 방사패턴은 전방향성패턴을 유지해야 하고 99.9% 이상의 커버리지를 확보하기 위하여 이득은 일반적으로 0dBi이하가 된다. 직경 2m 이상의 크기를 갖는 발사체 구조물 특성상 전방향성 안테나 수신 패턴을 구현하기 위해 2개 이상의 안테나가 대칭적으로 사용된다. 따라서 발사체와 같은 구조물에서 전방향성 방사패턴을 유지하고 99.9% 이상의 커버리지 확보를 위해서는 -12dBi 정도의 안테나이득이 요구된다. 또한, 발사체의 비행궤적은 유동적이기 때문에 발사체 수신 안테나의 지상국 방향으로의 이득은 항상 일정하지 않다.

4) 통신거리

지상국 비행종단지령장비는 위성발사체의 비행 및 상태정보가 정상적으로 동작하고 비행위험지역을 벗어나 안정적인 비행을 유지할 수 있는 시점까지(2단 접화: TBD Km) 발사체를 추적할 수 있는 성능을 가져야 한다. 일반적인 해외 운용사례에서와 같이 본 장비도 위성발사체의 비행 위험지역까지만 추적 임무를 수행하고 모든 임무를 종료하게 된다. 이러한 발사체의 추적시점까지 요구되는 통신링크상의 신뢰도는 99.9% 이상을 요구하고 있으며 이는 약 14dB의 신호 대 잡음비로 나타날 수 있다.

5) 송신안테나

지상국비행종단지령장비는 높은 신뢰도 확보를 위해 이중화된 시스템 구성을 기본으로 한다. 안테나의 경우, 발사체의 발사 진행방향(Nominal Trajectory) 좌, 우측으로 15도의 비행한계선을 고려한 3dB 범폭을 적절하게 설계하는 것을 우선

하였다. 위성발사체가 비행한계선을 벗어나기 전에 비행종단 명령을 전송하므로 3dB 범폭이 30도 이상이 되는 주 안테나(Wide-Beam)의 이득이 요구된다. 이는 특히 추적기능 없이 발사초기구간에서 발사체의 예측 불가능한 비행안전영역 이탈이 발생하더라도 이를 넓게 커버할 수 있도록 하였다. 예비 안테나(Narrow-Beam)는 주 안테나에 비해 원거리까지 위성발사체를 추적할 수 있도록 하기 위해 고 이득 및 추적기능을 갖춘 시스템이 되도록 설계하였다. 따라서 발사초기부터 위성발사체의 2단 점화 시점 전까지 두 대의 시스템이 주, 예비 개념으로 동일하게 사용되며 장애 발생 시 언제든지 상호 절체가 가능하도록 구성되어 있다. 또한, 시스템은 초기 설정한 모드나 운용자의 명령에 의하여 수동으로 주 시스템에서 예비 시스템으로 즉각 전환 운용이 가능하다. 예비시스템의 Narrow-Beam 안테나의 경우, 발사통제센터내의 컴퓨터로부터 수신한 위치정보를 토대로 실시간으로 발사체를 향하여 안테나를 지향시킬 수 있는 ACU(Antenna Control Unit)를 갖추게 된다.

6) 고출력증폭기(HPA)

고출력증폭기의 최대출력은 위성발사체와의 통신거리, 수신기의 수신감도, 송, 수신 안테나의 이득을 고려하여 RF Link Budget을 통해 결정되었다. 또한, 높은 시스템 신뢰도를 고려하여 모듈 형태의 소출력 증폭기가 결합되어 최종출력을 생성해 낼 수 있는 고체상태 고출력증폭기(SSPA: Solid State Power Amplifier) 구조가 요구되었다. 즉, 소출력 증폭기중 일부 모듈에 장애가 발생하여 원하는 최종출력을 생성해내지 못하더라도 Isolation에 의해 나머지 모듈에서 생성되는 출력전력으로 명령신호를 전송할 수 있도록 설계하였다. 이러한 송신기 구조는 높은 시스템 신뢰성을 유지할 수 있어 지상국비행종단지령장비의 송신장치로 적합하다.

7) 신호생성부 및 변조기(Encoder/Exciter)

RF단으로 신호를 전송하기 전 Baseband단의 신

호생성부에서는 비행종단명령에 필요한 톤을 생성하여 조합한다. IRIG 표준에서 규정하는 20개의 톤 중에서 정의된 TBD(To be defined)개의 톤을 조합하게 되며 이 조합된 신호는 변조기(Exciter)로 전송되어 FM 변조되고 0dBm 정도의 여진전력을 출력하게 된다. 신호생성부는 비행종단지령장비의 가장 핵심부분이라고 생각할 수 있으며 본 장비에서 비행종단에 필요한 톤 조합뿐만 아니라 수신된 명령과 다른 조합의 명령톤이 생성될 경우 이를 감지하고 절체하는 모든 기능을 담당하게 된다.

2.2.3 RF Link Budget

위성발사체(KSLV)는 2,000km 이상의 장거리 비행을 목표로 설계되어 있고 탑재체 수신장비가 발사체의 최상단에 위치하여 RF 링크가 약해지는 비행 후반부까지 안정적인 동작을 유지해야 한다. 따라서 탑재체 수신장비는 지상국 비행종단지령장비와 연계되어 충분한 RF Link 여유(Margin)가 확보되어야 한다. 발사체 수신장비가 지상국에서 송신되는 신호를 감지하기 위한 최소 수신신호 레벨은 수신감도(Sensitivity)로 정의되며, 이 정의(요구조건)를 바탕으로 지상국비행종단지령장비의 성능을 결정하기 위한 기본조건이 정해졌다. 표2는 설계된 탑재체 수신장비의 규격을 근거로 식 (2), (3)에 의해 도출된 RF Link 해석 결과 및 도출된 지상국비행종단지령장비의 RF 규격이다.

$$P_R = \frac{P_T \cdot G_T \cdot G_R \cdot \lambda^2}{(4\pi R)^2 \cdot L} \quad (2)$$

$$R^2 = \frac{P_T \cdot G_T \cdot G_R \cdot \lambda^2}{(4\pi)^2 \cdot Pr(min) \cdot L} \quad (3)$$

P_R : 최소 수신전력(W)

P_T : 송신출력(W)

G_T : 송신안테나 이득

G_R : 수신안테나 이득 (-12dBi)

λ : 0.7m (430MHz 기준)

R : 추적거리(TBD Km)

L : 전체손실 (다중경로손실(Lm), 추적손실(Lt), 송/수신부 경로손실 등)

전파다중경로에 의한 손실은 통신환경에 따른 차이가 있으므로 여기서는 별도로 생각한다. 추진제 배기ガ스에 의한 손실은 추진제 성분, 발사체 비행방향 및 안테나 배치에 따라 다르나, 액체 추진제를 사용하는 KSLV-I 위성발사체의 경우에는 손실이 비교적 적을 것으로 예상된다. 그밖에 송수신 편파(Polarization) 차이로 인한 손실은 3dB를 고려하였고, 추적기능을 가진 안테나의 추적오차에 의한 손실을 고려할 수 있으나 이는 안테나 3dB 빔폭이 20도 이상으로 크기 때문에 거의 무시할 수 있다. 따라서 무선링크 구간에서 99.9%의 RF Link 신뢰도를 유지하기 위해서는 최소한 14dB 이상의 신호 대 잡음비(SNR)가 요구되며, 이를 만족시키기 위해서는 아래 표 2와 같이 예상되는 손실부분과 수신부 특성을 정확하게 분석하여 요구되는 송신부의 특성을 정의하는 것이 무엇보다 중요하다.

표 2. RF Link Budget 분석

항 목	특 성	
Frequency	420~450	
Gr(수신안테나 이득)	-12dBi	
추적 거리	TBD Km	
Total Loss	Ltx(송신부 손실)	2dB
	Lrx(수신부 손실)	2dB
	Lp(편파손실)	3dB
	Lm(멀티패스)	0dB
	Lt(추적손실)	0dB
	Lf(추진제 배기ガ스 손실)	0dB
	La(대기손실)	0dB
G _T	주 안테나	12dBi
	예비 안테나	18dBi
P _T	주 송신기	2000Watt
	예비 송신기	1000Watt
入(파장) ²	-3.10dB	
4πR ² (자유공간 손실)@TBDKm	TBD dB	

Required RF Link Reliability		>99.9%
(수신감도)	주 장비	-92.59
	예비 장비	-89.60
Fade Margin	주 장비	14.41
	예비 장비	17.40

추적거리는 현 시점에서 정확하게 정의할 수 없으며, 거리에 따른 자유공간 손실을 고려하여 수신감도와 SNR비를 아래 그래프와 같이 도출해 낼 수 있다. 아래 그림 2, 3은 추적거리에 따라 변화하는 지상국비행종단지령장비(주, 예비 시스템)의 수신감도 및 신호 대 잡음비 특성을 나타낸 것이다.

[Distance Vs Sensitivity/Fade Margin]

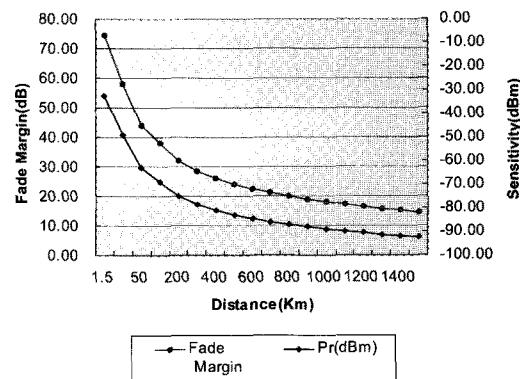


그림 2. 거리에 따른 수신감도 및 잡음여유 (주 장비)

[Distance Vs Sensitivity/Fade Margin]

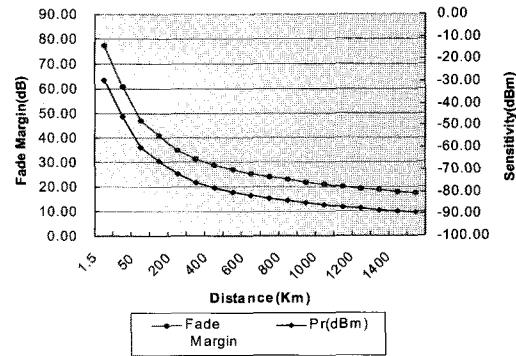


그림 3. 거리에 따른 수신감도 및 잡음여유 (예비 장비)

3. 결 론

본 글에서는 위성발사체(KSLV)의 발사에 필요한 지상국비행종단지령장비의 운용개념 및 시스템 구성, RF 장비의 요구사항에 대한 분석을 수행하였다. RF 장비의 설계를 위해서 실시한 RF Link Budget 분석은 송, 수신 장치의 특성 및 성능 외에 화염손실, 다중경로손실 및 추적손실 등의 양을 정확히 예측하기 어려운 부가적인 손실에 대해서 더욱더 크게 좌우됨을 알 수 있다. 본 해석에서는 액체 추진제에 의한 손실을 고려하지 않았지만, 실제 비행 시에 그 손실 값이 어느 정도 발생할지 정확히 예측하기 어렵다. 본 글을 통해 나로우주센터 지상국비행종단지령장비의 운용개념 및 주요 요구특성을 살펴보았으며, 추가적인 문제점 및 개선사항에 대해서는 자체시험, 탑재체(수신기)와의 호환성 시험 및 나로우주센터 내부 장비와의 연동시험을 통해 보완해 나갈 예정이다. 아래 그림4는 나로우주센터 지상국비행종단지령장비의 전체구성도이다.

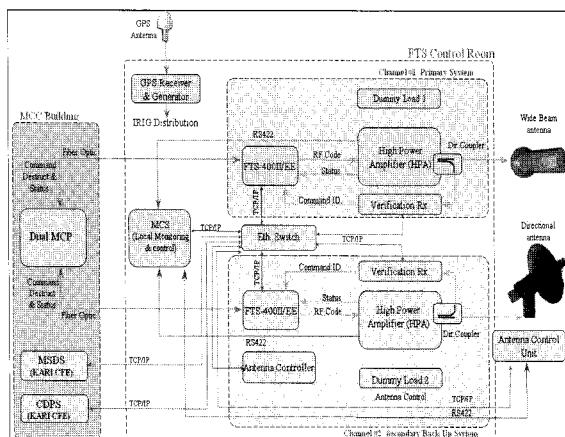


그림4. 나로우주센터 지상국비행종단지령장비 구성도

참 고 문 헌

1. "IRIG Standard for UHF Command Systems," IRIG Standard 208-85, Range Safety Group, Range Commanders Council, 1985.
2. "Test Stand for Flight Termination Receiver/Decoder," IRIG Standard 313-01, Range Safety Group, Range Commanders Council, 2001.
3. "Enhanced Flight Termination System Study Phase I-IV Reports", Special Report RS-38, Range Safety Group, Range Commanders Council, November 2002.
4. "Chapter 6. Ground Support Personnel, Equipment, Systems, and Material Operations Safety Requirement," Eastern and Western Range 127-1, 1997.
5. 한국항공우주연구원, "로켓발사 직후의 초기단계 위성 추적·통제운용시스템 구축에 관한 연구", 2003.5
6. NASA, Wallops Station Handbook General Information, 1964, 2
7. 황수설 외, "외국발사체의 FTS(Flight Termination System) 명령방식 검토", 한국항공우주학회, 2004.8