

국내 발사체 지상지원설비에서의 원격제어 및 계측시스템 연구개발 동향

김재문·김영수<연대모비스 기술연구소>
원승연<성균관대 전기전자 및 컴퓨터공학부 교수>

1 서론

최근에 발표된 우리나라 과학기술 기본계획에 따르면, 세계경제의 불황과 국내경제의 침체를 극복하고 지속적인 국가발전을 위해서는 21세기 고부가가치의 미래유망 신기술 분야를 국가전략과학기술로 지정하고, 선택적 집중 개발을 통해 국가차원의 핵심기술 확보에 대한 필요성이 제기되었다. 미래유망 기술 분야로는 정보기술(IT), 생명과학기술(BT), 나노기술(NT) 등과 함께 우주항공기술(ST)이 있는데, 이는 우주기반 핵심기술 수준이 선진국에 비해 매우 낮은 우리나라로서는 국가안전, 위상제고 등 국가 전략적 필요에 기인한 것이다[1][2].

초기 군사적 목적에서 출발한 우주개발은 선진국을 중심으로 상업성을 강조하는 방향으로 전환되고 있다. 위성체를 이용한 통신, 방송, 환경, 기상, 해양관측 및 자원탐사 등 위성의 활용목적이 확대되고 있는데 위성의 성공적인 궤도 진입을 위해서는 발사체 기술 및 발사장 제반시설 등이 필수적이다.

해외 우주산업 개발현황을 살펴보면 미국, 러시아, 유럽 등 10여개 국가만이 발사체에 대한 기술을 보유하고 있는데 이는 위성과는 달리 발사장 시설을 기본적으로 갖춰져야 하며 재정적인 비용이 뒷받침되어야

하기 때문이다. 최근에는 중국과 일본이 상업 발사체 비스 사업을 위한 체제 구축을 통해 활발한 발사체 개발이 이루어지고 있다. 또한 러시아, 미국을 중심으로 대형 저궤도 위성 등의 수요 증가에 따른 고추력 발사체에 대한 연구가 수행되고 있으며, 2세대 재사용 발사체개발(Reusable Launch Vehicle; RLV) 추진 중에 있다[2-4].

한편 국내 우주개발 현황을 살펴보면 최근 몇 년간 해외 발사체를 이용하여 위성체를 발사함으로써 발사체 개발 및 발사장 건설의 필요성이 대두되어 우주개발 중장기 기본계획에 의한 발사체에 대한 개발이 진행되고 있다. 97년 12월부터 시작하여 지난해 11월 말에 사업이 종료된 3단형 과학로켓(KSR-III)은 국내 최초의 액체추진 로켓에 대한 부품개발 및 발사운용 확보에 있었으며, 2002년 하반기에 소형위성 발사체 개발에 착수하였다. 2005년까지 소형위성 자력발사를 목적으로 우주센터 건설이 진행되고 있으며 2010년까지 우주 발사체(KSLV)를 개발하여 1톤급 실용위성을 저궤도에 진입시키고 2015년에는 우주산업 세계 10위권내 진입을 목표로 하고 있다[5][6].

본 고에서는 자력발사 목적에 따른 발사체 시스템 성능을 입증하고 발사장내에 구축된 지상지원 설비 중에 원격제어 및 계측시스템에 대해 기술하고자 한

다. 따라서 지난 수년 동안 연구개발이 진행되어 2002년 하반기에 비행시험을 성공리에 마친 3단형 과학로켓(KSR-III)에 대해 발사장내에서 원격제어 및 계측을 위해 적용되었던 통제설비 시스템에 대한 개념설계 및 기술적인 내용[7], 그리고 해외발사장에 구축되어 적용되고 있는 발사장 제어계측설비에 대한 예시를 통하여 2005년 KSLV-I에 적용될 개념설계에 대해 언급하고자 한다.

2. 본 론

발사체는 고도의 기술집약적 시스템으로 여러 단계의 지상시험을 거친다. 특히 추진계통에 대한 검증시험은 추진제를 사용해야 하므로 타 서브시스템을 검증하는 것에 비해 위험요소들이 많이 내재되어 있다.

따라서 추진계통에 대한 시험설비를 구현하기 위해서 여러 형태의 방안이 제시되었지만, 우선 원격에서 시스템을 제어하고 이에 상응하는 센서값을 모니터링할 수 있는 계측시스템을 구축해야 한다. 뿐만 아니라 발사체가 발사되기 위해 발사장에 구축되는 지상설비 중에 전체적인 네트워크망을 이루면서 발사체 발사의 전 과정을 총괄 통제하는 원격제어 시스템은 특히 중요시된다. 원격제어 시스템은 발사장 내에서 사전시나리오를 통해 발사장 지상지원 설비, 발사체 시스템 점검을 수행하고 카운트다운 및 발사체 발사시점까지 모든 발사 진행과정을 중앙 통제하는 임무를 수행하고 발사조건이 충족되었을 때 임무 통제소(Mission Control Center, 이하 MCC)로 발사가능 신호를 전달하여 발사체가 안전하게 발사될 수 있도록 한다.

2.1 국내 발사체에 적용된 원격제어 시스템 구성도 및 기술적 내용

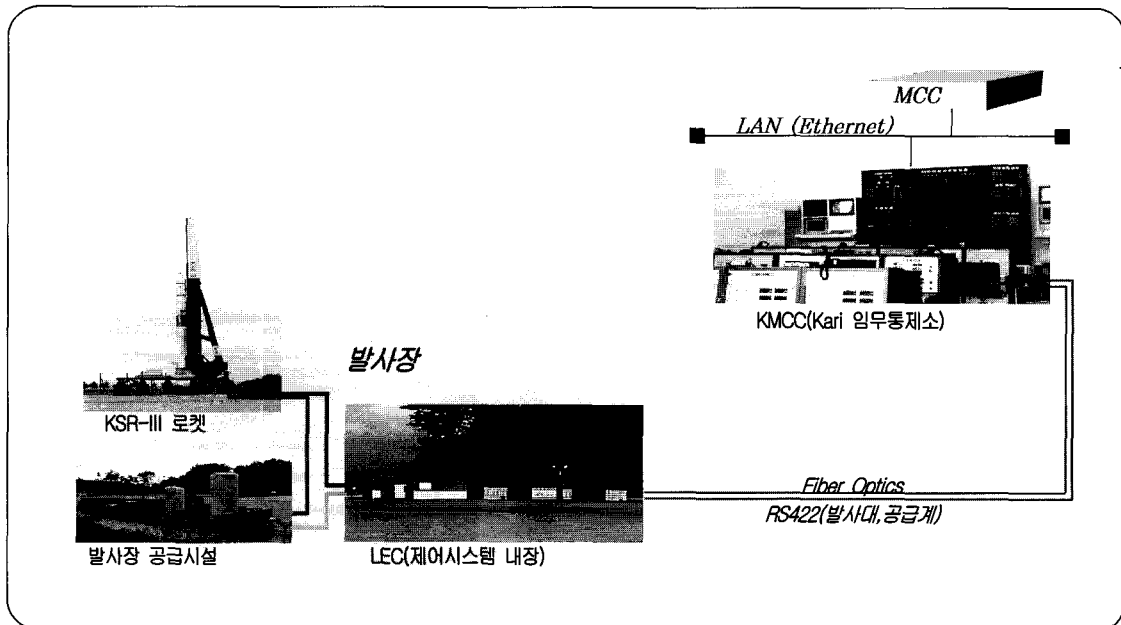


그림 1. 발사장 지상지원 설비인 원격제어계측 시스템 구성도(KSR-III)

기술해설

지금까지 국내에서 개발되었던 로켓은 크게 고체추진기관과 액체추진기관으로 나눌 수 있다. 표 1은 국내에서 발사되었던 과학용 로켓에 대한 제원을 보여 준다.

표 1. KSR-I/II, KSR-III에 대한 발사체 제원

단위:(m)

종류 \ 제원	길이	직경	총중량	비행고도
KSR-I	6.7	0.42	1.2 ton	49,400
KSR-II	11.1	0.42	2.0 ton	137,300
KSR-III	13.5	1.00	6.0 ton	42,700

KSR-I, KSR-II인 기존의 발사체는 고체추진기관을 사용함으로써 내부구조가 간단하고 소형이므로 비상 스위치, 점화 스위치, 몇 개의 밸브 동작 스위치 및 센서 신호 등으로 구성된다. 따라서 그림 1과 달리 신호선이 매우 적은 편이며 근거리 제어가 가능하였다.

KSR-III인 경우 액체 추진기관을 사용하고 있으며 항법시스템, 추력벡터 제어시스템, 자세제어 시스템 등 해외 발사체의 기본형으로써 갖추어야 할 서브 시스템들로 구성되어 있다. 따라서 발사체 시스템과 지상지원설비 시스템으로 구축된 원격제어 시스템은 매우 중요한 역할을 한다. 원격제어 시스템은 국가에 따라, 혹은 발사체 규모에 따라 LCC(Launch Control Center), B/H(Blockhouse), LCS(Launch Control System), FCS(Fire Control System) 등으로 부른다.

발사체가 발사대에서 이륙할 때까지 발사체 시스템과 지상지원을 하는 모든 시설물에 대해 중앙집중식 원격 통제 역할을 하는 시스템을 발사통제 시스템(Fire Control System, 이하 FCS)이라 한다.

KSR-III 발사체에 적용된 FCS에 대한 주요 설계 요구조건은 임무통제소(Mission Control Center, 이하 MCC) 내부에 제어콘솔(제어패널, 모니터링 콘솔) 설치 및 지상지원 시설과의 효과적 접속기능, 원거리에 위치한 발사대, 공급시설 등에 대한 통제기능 수행, 발사시나리오에 따른 발사체 원격 제어 및 실시간 모니터링, 안전 확보를 위한 비상정지 기능, 발사대와 근거리에 무인 발사장비 컨테이너(Launch Equipment Container, 이하 LEC) 설치 등을 들 수 있다.

2.1.1 발사장비 컨테이너(LEC)

발사장에는 발사체와 임무통제소사이의 다양한 신호에 송수신 가교역할을 하는 시스템이 필수적이다. 이는 발사체에 대한 제어명령 및 발사체 내의 각종 센서값을 원격지에 직접 케이블을 통해 보내기에는 많은 제약을 뒤따르기 때문이다. 따라서 그림 1에 보듯이 발사대 근거리에 발사장비 컨테이너가 설치한다.

LEC 내부에는 발사체 내부시스템 제어를 할 수 있는 Remote I/O Module, 각종 제어에 따른 압력, 추력, 온도, 진동 등을 측정하고 데이터를 저장할 수 있는 계측시스템(Data Acquisition System, 이하 DAS), 임의의 시간동안 발사체에 전원을 공급해 주는 외부전원 시스템, 발사체와 원격제어시스템과의 절연을 통해 신호가 전달될 수 있도록 설계된 Distributor/Isolator, 장시간 발사시나리오가 진행되는 동안 안정적인 전원을 공급해주는 무정전 전원공급시스템(UPS) 등이 있다. 또한 비상상황에 신속히 대처하고 비상 신호에 대한 보장이 필수적이므로 광케이블 및 핫라인을 통해 이중화 비상정지제어 시스템을 운용한다. 그림 3은 LEC 내부의 시스템 결선도를 보여준다.

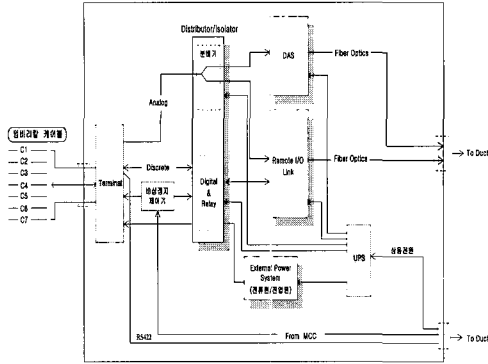


그림 2. LEC내부 시스템사이의 결선도

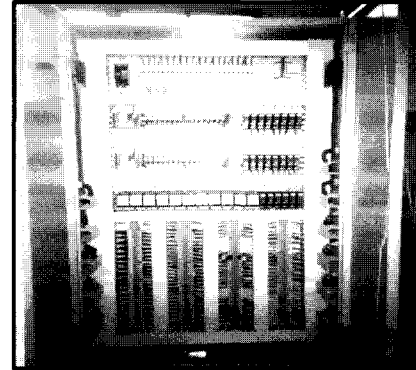


그림 3. Distributor/Isolator 내부사진

2.1.2 Distributor & Isolator

원격제어시스템과 발사체와의 전기적인 절연을 통해 상호간의 안전한 시스템을 보장하고 데이터 송수신에 대한 노이즈를 최소화해야 한다. 따라서 발사체 내부의 각종 센서로부터 아날로그 데이터가 엄비리칼 케이블을 통해 LEC 내부로 들어오게 되는데, 원격통제실(KMCC)에서는 발사 시나리오에 따라 변화되는 센서 출력값을 모니터링해야 한다. 뿐만 아니라 동시에 계측되는 값을 근간으로 제어가 이루어져야 하므로 분배기가 필수적으로 요구되고 다음과 같은 사양을 갖추어야 한다.

- 가. 입력 1 포트에 대한 절연형태의 출력 2 포트가 있어야 한다.
- 나. 입력 값에 대한 출력값의 정밀도가 좋아야 한다.
- 다. 출력측 두 개의 포트사이에서 데이터 정밀도가 좋아야 한다.
- 라. 외부환경에 대한 노이즈 차폐 효과가 있어야 한다.
- 마. 열악한 외부환경에 대해 내습성 등 강인한 특성을 갖는다.

2.1.3 외부전원 공급시스템

발사체 내부에는 서브시스템을 제어하는 제어시스템 및 각종 센서에 전원을 공급하는 배터리가 다수 존재한다. 배터리는 발사체용으로 Ni/Cd 종류이며, 25VR1,6(CE)/30(V)이다. 그림 4는 발사체 내부에 설치된 배터리 일례를 보여준다. 뿐만 아니라 배터리 전원을 이용하여 센서 및 밸브로 전원을 공급하는 승압, 강압형 컨버터들이 있는데 이러한 컨버터 등은 MIL. Spec.을 만족해야 한다. 그러나 배터리 용량은 발사체 중량과 깊은 관계를 가지므로 제한적일 수밖에 없다. 따라서 발사체가 이륙하기 전까지 일정시간 동안 발사체 외부에서 내부로 전원을 공급해주는 외부전원 공급시스템이 필요하다. 그림 5는 LEC내부에 설치된 외부전원 공급시스템을 보여준다. KSR-III의 발사체 내부의 전원용량은 5(KW) 이내이며 서브시스템에 대한 전원특성이 다르므로 0.5(KW)급 내외의 외부전원 공급장치를 여러 대 설치하였다. 외부전원시스템은 엄비리칼 케이블을 통해 안정적인 전원을 발사체 내부로 공급해야 하므로 다음과 같은 사양을 만족해야 한다.

- 가. 전압강하를 고려한 직류전원 +28(V)를 발사체로 안정적으로 공급해야 한다.

기술해설

- 나. 출력전압/전류의 리플 성분이 1%이내로 작아야 한다.
- 다. 과전압, 과전류에 따른 보호기능과 부하변동에 빠른 응답특성이 요구된다.

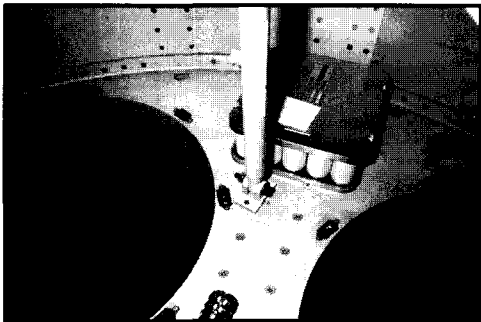


그림 4. 발사체 내부의 설치된 배터리 사진

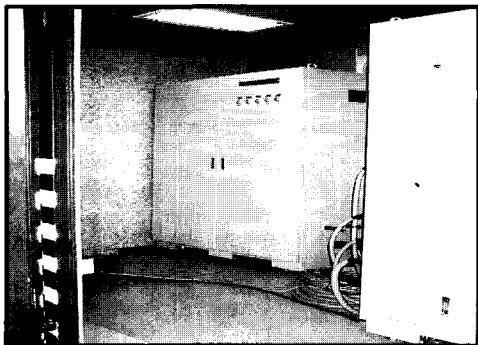


그림 5. 외부전원 공급 시스템

2.1.4 DAS(Data Acquisition System)

발사체는 매우 위험한 요소들을 내재하고 있으므로 발사체가 이륙할 때까지 발사체 내부의 시스템 제어에 따른 센서들로부터 출력되는 데이터를 실시간 모니터링하고 저장하여 문제가 발생할 경우 데이터 분석을 위한 DAS가 필수적이다. DAS는 발사체와 가까운 거리에 위치한 LEC 내부에 설치되어 엄비리칼 케이블을 통해 발사체 내부의 센서에서 출력되는 아

날로그 신호를 입력으로 받아들인다. 그러나 센서에서 출력되는 데이터는 매우 작은 전류 및 전압이므로 필터회로를 부가적으로 요구된다. 노이즈 성분은 낮은 전압의 신호원에서 치명적이고, 높은 주파수일수록 영향을 크게 받으므로 데이터 계측시스템은 다음과 같은 조건에 맞는 설계가 이루어져야 한다. 그림 6은 LEC 내부에 설치된 DAS 사진을 보여준다.

- 가. 센서 출력값인 미세전류 4-20[mA], 전압 10[V]미만의 값을 입력으로 받는다.
- 나. 쉴드 케이블을 사용하거나 Twisted -Pair 케이블을 사용한다.
- 다. 시스템 보호를 위해 신호에 대해 절연시킨다.
- 라. 아날로그 입력신호선단에 HPF/LPF 필터를 사용하여 원치 않는 주파수 대역을 제거한다.
- 마. 저장된 데이터에 대해 신뢰할 수 있어야 하며, 발사 시나리오를 감안하여 12시간 지속적으로 데이터 저장이 이루어져야 한다.
- 바. 다채널 입력을 통한 다양한 데이터를 원하는 샘플링에 맞게 받아들인다.

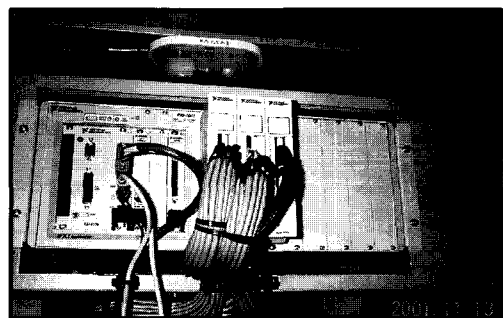


그림 6. Data Acquisition System(DAS) 사진

2.1.5 Remote I/O Link

발사체와 LEC사이에는 50[m] 이내로 매우 근접해 있다. 따라서 발사당일 LEC내부에 시스템을 제어하

는 운영자가 없으며 LEC내부의 Remote I/O Link Module과 광케이블로 연결된 KMCC내부의 각 콘솔 운영자가 발사 시나리오에 따라 발사체 내부 서버 시스템을 제어한다. LEC내부의 Remote I/O Link Module은 경제성을 고려하여 CPU 모듈이 없고 입출력 I/O 모듈, I/O 전원 모듈과 광통신 변환컨버터 모듈 등으로 이루어진다. 그림 7은 Remote I/O Link Module 사진을 보여준다. 발사체 서브시스템에 대해 외부 전원공급 및 제어, 모니터링을 하기 위해 Remote I/O Link Module은 다음과 같은 사양을 만족하여야 한다.

- 가. 422/485 통신 및 이더넷통신 등 원격통신 가능하다. Relay Contact로 외부/내부 전원공급 절환이 이루어지며 외부 신호선을 통해 전달되는 노이즈를 줄이기 위해 포토커플러와 같은 방식으로 신호가 절연되어야 한다.
- 다. 입력되는 아날로그 신호를 스케일링하기 위한 컨버터가 존재해야 한다.
- 라. 발사체에 공급되는 외부전원이 MIL. Spec. 이므로 절연형태의 디지털 출력이 요구된다.

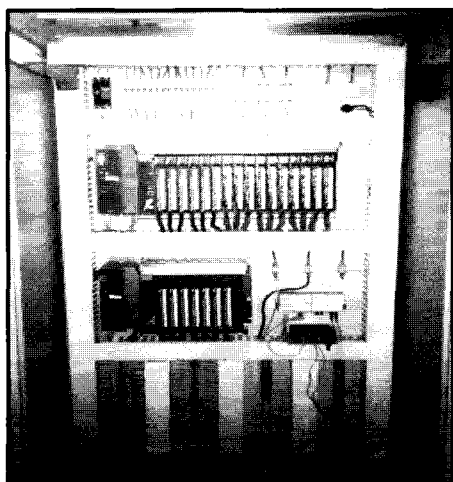


그림 7. Remote I/O Link Module 사진

2.1.6 임무통제소

임무통제소는 크게 발사장 및 발사체 비행에 따른 공역, 낙하지점 안전확보 등 전체를 통제하는 통제소(MCC)와 발사체가 안전하게 이륙할 수 있도록 발사장내에서 LEC 내부의 시스템을 제어하고 발사체에 대한 발사시나리오를 진행하는 통제소(KMCC)로 나눌 수 있다.

KMCC 내부에는 원격지 Remote I/O Link와 통신을 하기 위해 마이크로프로세서에 기반을 두고 다수의 채널을 포함한 원격제어 시스템, 네트워크를 통하여 각종 호스트 컴퓨터 및 산업용 컨트롤러 등과 접속하여 5[Mbps] 이상의 통신속도가 가능하도록 통신 시스템, 원격지 발사체 내부 시스템을 제어하기 위한 제어콘솔 등을 필요로 한다. 뿐만 아니라 발사체가 이륙하기 전까지 주변상황을 전시하고 발사체 비행위치에 대한 정보를 전시해주는 발사상황판이 필요하다. 그림 8은 KMCC내부의 시스템들 사이의 네트워크 구성도를, 그림 9는 KMCC 내부 사진을 보여준다.

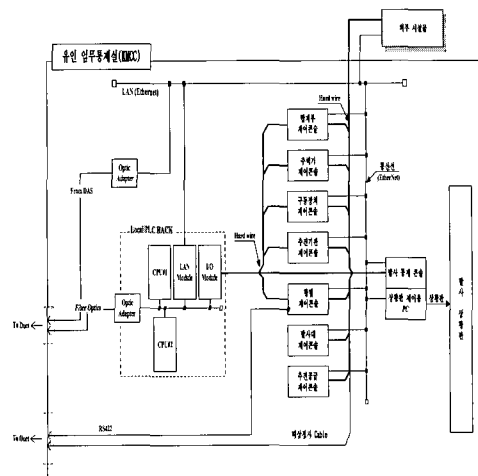


그림 8. 임무통제실(KMCC) 결선도

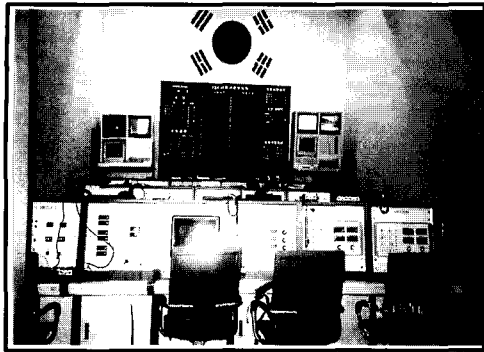


그림 9. KMCC 내부 사진

KMCC 내부에 위치한 원격제어 시스템은 CPU 및 CPU 전원 이중화로 구현된다. CPU 이중화를 통해 주 프로세서에 문제가 발생할 경우라도 자동적으로 수 ms 이내에 다른 프로세서로 전이가 이루어지도록 프로세서 백업 시스템이 존재한다. 콘솔별 운영자는 제어패널에 부착된 수동 스위치로 I/O 모듈을 제어할 수 있도록 기능을 부여받는다. 이를 위해 원격제어 시스템은 다음과 같은 사양을 만족하여야 한다.

- 가. 시리얼 통신 및 Ethernet 통신 기능
- 나. 자동전이용 프로세서 백업 시스템 내장
- 다. CPU 및 CPU 전원 이중화
- 라. 전도성 노이즈를 줄이기 위해 필터회로를 삽입하거나 입출력신호가 절연되어야 한다.

2.2 해외 발사장에 구축된 제어계측설비의 사례

해외 발사장에 구축된 제어계측설비는 발사시나리오에 따른 대형 발사체에 대한 원격제어 및 모니터링을 주 임무로 하며, 발사체 서브 조립 및 발사체 총조립 이후 이동에 따른 데이터를 모니터링을 한다. 그림 10은 러시아 발사장에 대한 모델이다[8]. 발사체를 제어하고 모니터링하기 위해 기본적으로 유무선 통신을 사용하고 있다. RF link는 움직이는 발사패드 위

에 발사체를 설치한 상태에서 원거리에 위치해 있는 벙커(Bunker) 내의 시스템과 데이터 송수신을 한다. 벙커 내에 있는 운영자는 RF통신을 통해 발사패드의 움직임에 따른 발사체의 이상 유무 및 발사체가 이륙하기 전 발사시나리오에 따른 유선통신을 통한 원격제어를 할 경우 서브시스템에 대한 모니터링을 한다.

한편 발사대와 근거리에 지하벙커(Underground Vault)를 설치하여 원격지 지상벙커(Bunker)내의 운영자가 발사시나리오에 따른 발사체 서브시스템 데이터를 모니터링하고 원격제어 명령이 이루어지도록 한다.

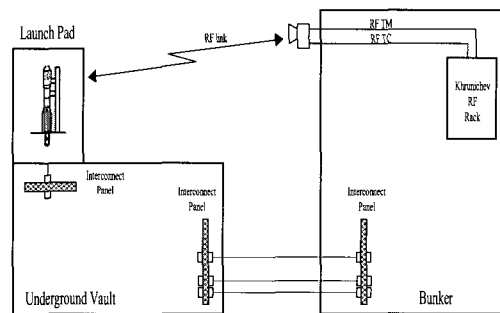


그림 10. SC to Bunker RF/Electrical Interface Block Diagram(러시아)

그림 11은 미국의 케네디 우주센터(KSC)의 발사 통제시스템(Launch Control System, 이하 LCS)에 대한 개념도를 보여준다[9]. 발사체와 지상지원 설비(GSE) 사이의 데이터는 실시간처리 시스템(RTPS)로 네트워크가 이루어져 있으며, RTPS는 COF와 중앙 운용설비(COF)와 연결되어 있다. 또한 SDC는 BASIS와 외부시스템과 연결되는 네트워크 시스템을 통해 COF와 연결된 구조로 그림 10에 비해 시스템들 사이에 네트워크망 구조가 유기적으로 구축되어 있다.

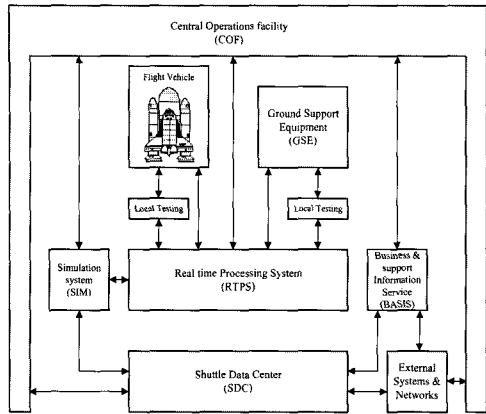


그림 11. 케네디 우주센터(KSC)의 LCS(Launch Control System) 개념도

그림 12는 일본의 발사장에 제어시스템에 대한 일례를 보여준다[10]. 발사체 조립장(VAB)에서 완성된 발사체가 움직이는 발사패드(ML) 위에 설치한 후 발사패드가 이동하는 동안 S-band 영역에서 RF통신을 통해 발사체 내부 시스템을 모니터링을 한다. 또한 원격지에 위치한 통제소에서는 광케이블을 통해 발사패드 위에 설치된 발사체를 제어하고 발사체 내부의 센서값을 통해 계측한다.

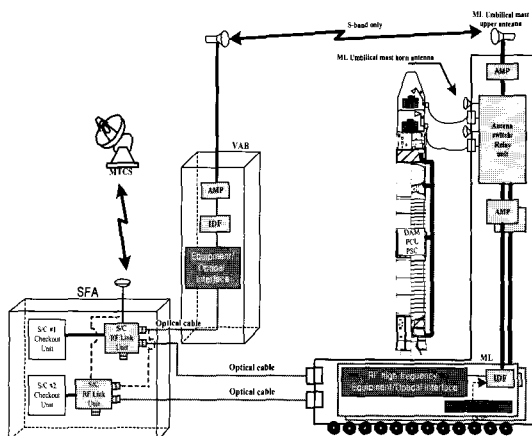


그림 12. RF link/Optical cable를 이용한 발사체 제어 및 모니터링의 일례

2.3 우주센터내에 구축될 원격제어시스템에 대한 개념설계

2002년 말까지 우리나라는 중형과학용 로켓 (KSR-III) 개발을 수행해 왔으며, 2.1절에서 언급하였듯이 경제성을 고려하여 순수 국산기술로 원격제어시스템 개발하여 KSR-III에 적용하여 발사성공을 하였다. 그러나 2005년을 목표로 한 소형위성용 발사체(KSLV-I)는 표 2에서 보듯이 기존에 국내에서 개발되었던 로켓에 비해 규모면에서 매우 크고 이에 따른 위험요소가 많이 내재되어 있다.

표 2. KSLV-I 발사체 개념도 및 규격(안)

특징 및 제원		
추진기관	1단: 액체엔진 2단: 고체 킥모터	
총 길이	32m	
직경	2.9m	
총 중량	최대 140톤	
추진제량	최대 130톤	
추력	150-170톤급	

KSR-III에 적용했던 원격제어시스템 개념도는 2.2절에서 살펴보았듯이 해외 발사장내에 구축된 시스템과 유사성을 갖는다. 해외 발사장에 구축된 제어 계측시스템은 대형 발사체의 발사를 위해 운용되는데, 단지 차이점은 조립된 발사체를 움직이는 발사패드 위에 설치된 상태에서도 유무선 통신을 모니터링을 한다. 따라서 향후 국내의 우주센터에 구축될 원격제어 시스템은 네트워크망 기반위에 RF통신으로 탑재체 내부의 서브시스템들을 모니터링하고, 광케이블을 통해 원격지에서 발사체를 제어 및 모니터링하는 개념

기술해설

념이 될 것이다[11]. 뿐만 아니라 다양한 형태의 시험이 진행될 것이므로 이에 대한 데이터 저장 및 처리를 위해 서버가 구축된다. 그림 13은 국내 우주센터

에 구축될 KSLV-I에 대한 원격제어시스템 초기개념(안)을 보여준다.

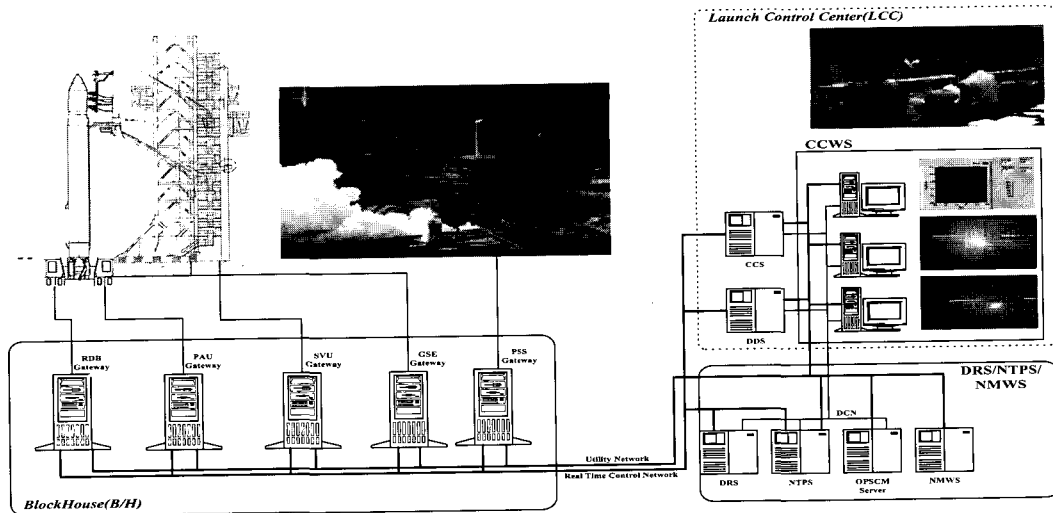


그림 13. 국내 우주센터에 구축될 KSLV-I에 대한 원격제어시스템 초기개념(안)

3. 결론

본 고에서는 발사장내에서 발사체에 대한 성능 입증과 발사체가 임무수행을 할 수 있도록 발사체로부터 멀리 떨어져 있는 통제실에서 발사체를 제어하고 모니터링하는 원격제어 시스템에 대해 기술하였다. 기존에 국내 발사체에 대해 적용했던 원격제어 시스템에 대한 개념설계와 이에 따른 기술적인 내용을 언급하였다. 또한 대형 발사체에 대한 원격제어 및 계측을 하기 위해 해외 발사장에 구축된 원격제어설비에 대해 살펴보았다. 국가 중장기 우주개발 계획에 따라 2005년까지 우주센터내 네트워크 인프라가 구축될 예정이다. 따라서 KSLV-I 발사체에 대한 원격제어 시스템의 개념설계는 네트워크 인프라의 일부분으로 해외 발사장의 모델을 기본으로 개발될 것으로 사료된다.

참고 문헌

- [1] “우리나라 항공우주기술의 발전방향과 전략”, 항공우주연구소, 1992.
- [2] “과학기술기본계획(2002~2006)”, 과학기술부, 2001
- [3] 홍용식, “인공위성과 우주발사체”, 청문각, 1987.
- [4] 노규환, 이종수, 유장수, “宇宙開發과 設計技術” 문우사, 1989.
- [5] “2000년도 예비타당성 조사보고서(우주센터 개발사업)”, 한국개발연구원, 2000.
- [6] “Fundamental Research on Launching Site” 최종 연구보고서, 한국항공우주연구소, 1991.
- [7] 김재문, “국내 발사체에 적용한 원격 제어시스템 연구개발 동향”, 전자공학회지, Vol. 29 No. 4, 2002.4.
- [8] “Proton Launch System Mission Planner’s Guide”, Rev. 3, International launch Services, 2001. 12.

- [9] "System Level Specification [Checkout and Launch Control System(CLCS)]" Rev. C, NASA, 2000. 11.
- [10] "H-IIA Brief Description", NASDA, 2000.3.
- [11] "KSLV Launch Control System and Avionics Systems" KARI, 2003. 1.

◇ 저 자 소 개 ◇



김 재 문(金才文)

1967년 9월 6일생. 1994년 2월 성균관대학교 공과대학 전기공학과 졸업(학사). 1996년 2월 성균관대학교 일반대학원 전력전자 전공(석사). 2000년 2월 성균관대학교 일반대학원 전력전자 전공(박사). 2000년 3월 ~ 현재 : 현대모비스(주) 기술연구소 선임연구원 <주관심 분야 : 전력변환기 설계 및 개발, 역률제어, 원격제어 시스템 개발, 실시간 계측시스템 개발>



김 영 수(金永洙)

1961년 6월 18일생. 1987년 2월 인하대학교 기계공학과(학사). 1991년 3월 일본 토호쿠대학교 정밀공학과(석사). 1994년 3월 일본 토호쿠대학교 정밀공학과(박사), 1994년 5월 ~ 현재 : 현대모비스 기술연구소 우주기술연구부(수석연구원) <주관심 분야 : 액체추진로켓, 우주발사체 및 발사시설>



원 충 연(元忠淵)

1955년 5월 10일생. 1978년 성균관대 공대 전기공학과 졸업. 1980년 서울대 공대 대학원 전기공학과(석사). 1987년 동 대학원 전기공학과 졸업(박사). 1991년 12월~1992년 12월 미국 테네시 주립대학 전기공학과 방문교수. 현재 성균관대 전기전자 및 컴퓨터 공학과 교수, 전력전자학회 부회장, 본 학회 편수위원.