

국내 발사체에 적용한 원격 제어시스템 연구개발 동향

김재문

현대모비스(주) 기술연구소

I. 서 론

최근 몇 년간 우리 나라에서는 선진국이 전유물로만 여겨져 왔던 우주개발에 대한 관심이 고조되고 있다. 이는 초기 군사적 목적에서 출발한 우주개발이 점차 상업성을 강조하는 방향으로 전환되고 있기 때문이다. 위성체와 발사체의 기술 발달은 우주공간의 위성체를 이용한 통신방송, 기상예보, 자원탐사, 군사목적 등 실생활에 직접적인 영향을 주고 있으며, 우주공간에서의 재료처리와 의약품 제조 등을 비롯한 우주의 상업화가 이루어지고 있다^[1].

해외 우주산업의 현황을 살펴보면 러시아, 미국 등 10여개 국가만이 발사체에 대한 기술을 보유하고 있는데 발사체는 위성과 달리 발사장 시설을 기본적으로 갖추어야 하며 재정적인 비용이 뒷받침되어야 한다. 위성의 성공적인 궤도 진입을 위해서는 발사체 기술이 필수적이고, 발사체의 생산대수는 인공위성의 수와 비례하기 때문에 미국 등 선진국에서는 정보 수요 등의 필요에 의해 많은 위성을 발사하고 있으나, 발사비용의 과다로 인해 큰 부담을 느끼고 있다. 따라서 세계 각국은 저비용 발사체 개발 추진 및 발사비용을 낮출 수 있는 적도 부근의 신규 발사장 확보에 심혈을 기울이고 있다.

한편 국내 우주개발 현황을 살펴보면 최근 몇 년간 위성발사를 통해 발사체 개발 및 발사장 건설의 필요성이 대두되어 중장기 계획속에 발사체에 대한 개발이 진행되고 있다. 대중매체를 통해 이미 알려진 바와 같이 2005년 저궤도위성 자체

발사를 목적으로 우주센터 건설이 진행되고 있으며 2010년까지 우주 발사체(KSLV)를 개발하여 1톤급 실용위성을 지구궤도에 진입시키고 위성발사 서비스 시장진출을 위해 3단형 과학용 발사체(KSR-III)에 대한 개발이 국내에서 활발히 진행되고 있다^{[2][3]}.

본 고에서는 발사체를 이루는 서브시스템 중에 광케이블을 사용하여 원격제어 시스템 개념으로 개발되어야 하는 발사통제시스템(Fire Control System, 이하 FCS)에 국한하여 기술하고자 한다. FCS는 발사장내에 구축되어지는 지상 지원 시스템의 일부분으로 발사체가 위험요소를 내포하기 있기 때문에 원거리에서 내부를 실시간 모니터링하고 제어해야 한다. 따라서 국내에서 이미 개발되었던 기존 발사체(KSR-I, KSR-II)에 대한 적용사례와 현재 개발되어 2002년 하반기 발사예정인 KSR-III에 적용되고 있는 시스템에 대한 설계개념 및 기술적인 내용, 그리고 향후 2005년 KSLV에 적용될 개념설계에 대해 언급하고자 한다.

II. 본 론

발사통제시스템(FCS)은 발사체 발사에 필요한 지상 발사통제소로서의 역할을 지니게 되며 발사체의 전 비행 과정을 총괄 통제한다. 발사장 내에서 발사체에 대한 발사전 점검, 발사준비, Count Down 및 발사체 발사시점까지의 모든 발사 진행과정을 통제하는 임무를 수행하고, 발

사 조건이 충족되었을 때 임무 통제소(Mission Control Center, 이하 MCC)로 발사가능 신호를 전달하여 발사체가 안전하게 발사될 수 있도록 한다.

고체 추진기관을 사용하는 경우 FCS의 기능은 간단한 제어로 구현될 수 있지만 액체 추진기관을 사용하는 경우 발사체 내부 시스템의 구조가 복잡해지기 때문에 고도의 제어성능을 지닌 시스템을 필요로 한다. 그러므로 안전한 발사체 발사를 위하여 발사시점까지 임무 통제소 내부의 제어콘솔들은 탑재체 내부의 각종 시스템 제어에 따른 모든 상황의 모니터링과 비상시 시스템에 대한 통제가 가능하도록 해야 한다.

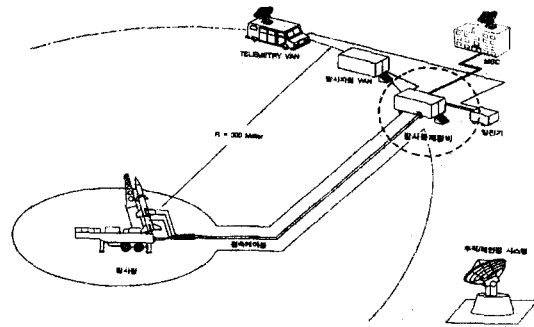
1. 기존 발사체(KSR-I, KSR-II)에 적용된 FCS 역할 및 개념도

KSR-I은 1단형 과학관측 로켓으로 한반도 상공의 성층권 오존량의 고도 분포를 측정하기 위해 개발되었다. 한국항공우주연구원(KARI)에서 1987년 소형 과학로켓 개념 연구를 시작으로 1990년부터 KSR-I의 연구개발 프로그램이 착수되어 풍동시험, 연소시험, 구조시험 등의 일련의 개발과정을 거친 뒤 1993년 성공적으로 발사되었다.

KSR-II는 2단형 과학관측 로켓으로 중형과학로켓의 국산화 개발과 과학관측 실험이 목표였다. 1993년 11월부터 1998년 6월까지 계속된 사업으로 150kg의 과학탑재물을 150km 고도까지 올릴 수 있는 것으로, 2단형 고체 추진기관, 1·2단 능동 단분리 및 탑재부 보호 덮개 개방, 조종 날개에 의한 자세제어 시스템의 특징을 보유하고 있다. KSR-I, KSR-II의 발사체 제원은 <표 1>과 같다⁴⁾.

<표 1> KSR-I, KSR-II에 대한 발사체 제원
단위 : (m)

종류 \ 제원	길이	직경	총중량	비행고도
KSR-I	6.7	0.42	1.2ton	49400
KSR-II	11.1	0.42	2.0ton	137300



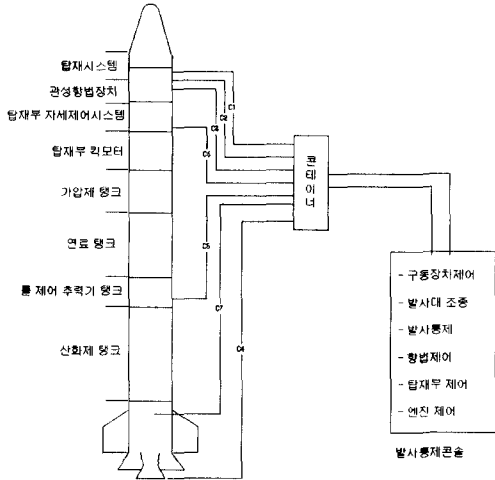
<그림 1> KSR-I/II에 적용된 FCS 개념도

기존의 발사체는 고체추진기관을 사용함으로써 내부구조가 간단하고 <표 1>에서 보듯이 소형 로켓이므로 비상 스위치, 점화 스위치, 몇 개의 밸브 동작 스위치 및 센서 신호 등으로 구성된다. 발사체와 FCS 사이의 신호선은 일반적인 로켓에 비해 매우 적은 편이다. <그림 1>은 발사장내에 구축되어 KSR-I, KSR-II에 적용된 FCS의 개념도를 보여준다.

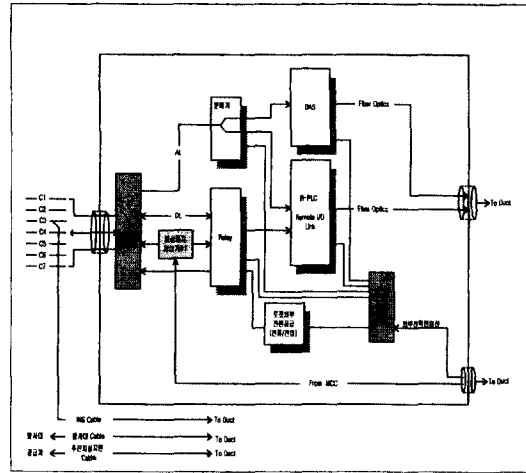
2. KSR-III에서의 FCS 주요 기술분석

KSR-III 발사체는 상기에 언급하였듯이 2002년 하반기 발사목표로 개발이 진행되고 있으며 현재 성능시험, 환경시험, 시스템간 연동시험 등이 이루어지고 있다. 기존의 발사체와 달리 액체 추진기관을 이용하고 있으며 항법시스템, 구동장치, 추력시스템 등 해외 발사체의 기본형으로써 갖추어야 할 시스템들로 이루어져 있다. 따라서 발사체 내부 시스템과 지상지원 시스템으로 구축된 FCS의 연계시험은 필수적이며, 그만큼 중요하다고 할 수 있다.

발사체가 발사대에서 이륙할 때까지 발사체 내부뿐만 아니라 지상지원을 하는 모든 시설물에 대해 인터페이스 역할을 하며 안전하게 이륙할 수 있도록 한다. 특히 액체 추진기관을 사용함으로써 발사체에 취부되어 있는 각종 센서를 모니터링, 저장, 제어할 수 있는 기능을 갖도록 해야 한다. FCS에 대한 주요 설계요구조건은 MCC 내부에 제어콘솔(제어패널, 모니터링 콘솔) 설치



<그림 2> KSR-III에서의 FCS 개념도



<그림 3> LEC 내부 시스템 사이의 결선도

및 지상지원 시설과의 효과적 접속기능, 소정의 발사 준비 및 신호 상태의 효과적 전시, 원거리 (500M)에 위치한 발사체 및 발사대 등에 대한 정확한 통제기능 수행, 발사통제 시퀀스의 원격 제어 및 실시간 모니터링, 안전 확보를 위한 비상 정지 기능 설정, 발사장 모니터 및 방송통제 장비의 설치공간 제공, 발사대와 근거리에 무인 발사 장비 컨테이너 (Launch Equipment Container, 이하 LEC) 설치를 들 수 있다.

따라서 크게 무인 발사장비 컨테이너 (LEC)와 유인 임무통제소 (MCC), 발사체와 지상지원 시설물과 연계시켜주는 케이블에 대해 설계하였다. <그림 2>는 KSR-III에서 발사장에 구현될 발사체와 지상지원 시스템의 일부분인 FCS 개념도를 보여준다^[5].

1) 무인 발사장비 컨테이너 (LEC)

LEC 내부의 발사장비는 원격지에 위치한 유인 임무통제소의 제어를 받는다. 따라서 내부시스템들은 발사체가 이륙할 때까지 매우 중요한 역할을 한다. 내부시스템에 발사체의 내부동작을 모니터링하고 제어할 수 있도록 설계된 Remote I/O Link (로켓 PLC), 발사체 내부의 수십 Hz에서 수 kHz의 대역폭을 갖는 압력, 추력, 온도, 진동 등을 측정하고 데이터를 저장할 수 있도록

설계된 계측시스템 (Data Acquisition System, 이하 DAS), 발사체가 이륙할 때까지 임의의 시간동안 전원을 공급해주는 직류전원장치와 외부에서 공급되는 전원이 차단되더라도 일정시간동안 연속적으로 공급할 수 있는 무정전 전원공급장치 (UPS), 발사체와 지상지원시스템과의 절연을 통해 신호가 전달될 수 있도록 설계된 Distributor/Isolator 등이 있다. 또한 발사체와 발사장비 컨테이너내부 시스템을 연결해 주는 입출력 단자대가 있으며, 발사시퀀스에 의해 발사 시나리오가 진행되는 동안 비상정지를 하고자 할 경우 통신단절에 대비하여 핫라인 비상정지제어기를 통해 비상정지를 수행한다. <그림 3>은 LEC 내부의 시스템 결선도를 보여준다.

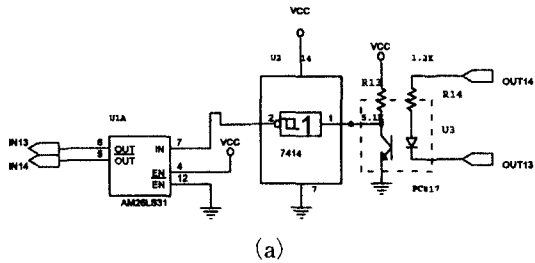
2) Distributor & Isolator

발사체 내부의 각종 센서로부터 아날로그 데이터가 임베디칼 케이블을 통해 LEC 내부로 들어오게 되는데, 발사 시나리오에 따라 연속적으로 변화되는 센서 출력값은 LEC 내부에서 분기가 이루어지는데 분배기가 이 역할을 한다. 즉, MCC 내부의 콘솔운영자가 감시 및 제어가 이루어지도록 LEC 내부의 PLC I/O 모듈로 입력되는 동시에 발사시나리오에 따른 이벤트를 저장하기 위한 DAS I/O 모듈에도 동일한 값이 입력된다.

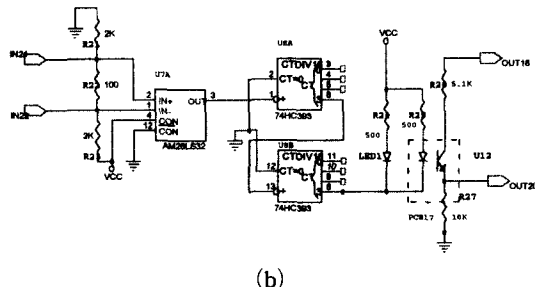
따라서 분배기는 다음과 같은 사양을 갖추어야 한다.

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

발사체와 FCS는 시스템 보호를 위해 절연형태로 신호를 송수신해야 한다. <그림 4>는 PLC 시스템과 발사체 사이의 인터페이스 회로도이다. Diff. TTL 신호 형태로 명령을 주거나(a), Diff. TTL 신호에 대해 분주회로(b)를 거쳐 가시적으로 볼 수 있도록 설계된 회로의 일례를 보여준다.



(a)



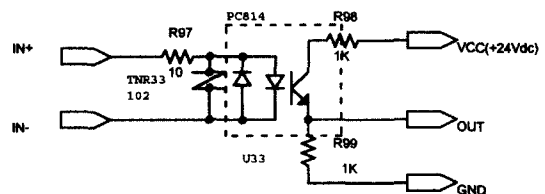
(b)

<그림 4> Diff. TTL 신호에 대한 Isolator 회로

3) UPS 및 직류전원장치

무정전 전원공급장치(UPS)는 발사체와 50m 떨어진 컨테이너 내부에 위치한다. 발사체 이륙 직전까지 순간적인 정전으로 사고 및 입력전원의 장애로 인해 직접적인 전원사용이 어려운 경우 등 비상상황에 대비하기 위하여 사용되는데 LEC 내부에 있는 PLC 등 시스템 전원과 발사체의 발사 전 일정 시간동안 공급되는 외부전원을 안정되게 공급하게 된다. LEC 내부에 설치되는 무정전 전원장치는 KSR-III의 원활한 발사진행을 위해 전원이 끊어짐이 없는 ON-LINE 방식을 사용한 약 10(KVA)급 용량이 필요하다. 또한 정전시 전원발생을 위해 축전지가 필수적으로 요구되는데 양호한 성능을 갖는 ES형 30분 백업 시스템으로 구축되었다.

한편 발사체 내부에는 발사체가 비행하는 동안 서브별 시스템을 제어하는 제어시스템과 시스템에 공급되는 배터리가 다수 존재한다. 뿐만 아니라 배터리 전원을 이용하여 센서 및 밸브로 전원을 공급하는 승압, 강압형 컨버터들이 있는데 이러한 컨버터 등은 MiL. Spec.을 만족해야 한다. 그러나 배터리는 시간에 대해 사용할 수 있는 용량이 제한적이므로 발사체가 지상을 이륙하기 전까지 일정시간 동안 발사체 외부에서 내부로 직류전원을 공급해 주어야 한다. 총 용량은 전체적인 제어시스템을 고려하여 5KW 이내로 하며 직류전원장치의 무게, 크기 등을 감안하여 0.5KW급 여러 대를 설치한다. 뿐만 아니라 발사체 내부에 Pyro 밸브 및 Solenoid 밸브 등이 배관사이에 취부되어 있으며 Pyro 밸브 등 밸브에 대한 초기 상태를 점검하기 위해 점검회로가 필요하다. <그림 5>는 Pyro 밸브에 미세한 전류(10mA



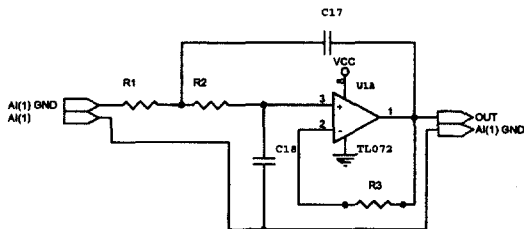
<그림 5> Pyro Valve에 대한 점검회로도

이내)를 흘려 정상여부를 점검하기 위한 회로를 보여준다. 직류전원장치는 발사체와 근거리에서 위치한 LEC 내부에 위치하게 되며 엄비리칼 케이블을 통해 안정적인 전원을 발사체 내부로 공급해야 하므로 다음과 같은 사양을 만족해야 한다.

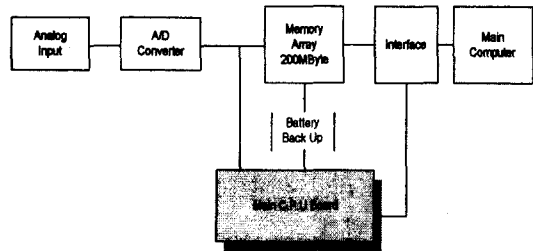
- 가. 직류전원 +28 V를 발사체 내부로 안정적으로 공급해야 한다.
- 나. 출력전압/전류의 리플 성분이 1% 이내로 작아야 한다.
- 다. 입력전원 220 V, 주파수 60 Hz에서 동작되어야 한다.
- 라. 자체적으로 과전압, 과전류 보호기능을 내장하고 있어야 한다.
- 마. 부하변동에 빠른 응답특성이 요구된다.

4) DAS(Data Acquisition System)

FCS의 일부분으로 KSR-III 발사체가 이륙하기 전까지 발사체 내부의 시스템 제어에 따라 각종 센서로부터 출력되는 데이터를 저장하여 문제가 발생할 경우 데이터분석을 위한 계측시스템은 필수적으로 요구된다. 따라서 신호계측 시스템은 발사체와 가까운 거리에 위치한 LEC 내부에 설치되어 엄비리칼 케이블을 통해 발사체 내부의 센서에서 출력되는 아날로그 신호를 입력으로 받아들인다. 발사체와 컨테이너 사이의 거리는 50 m 정도이므로 외부노이즈에 강인한 엄비리칼 케이블을 사용한다. 그러나 발사체 내부의 센서에서 출력되는 데이터는 매우 작은 전류 및 전압이므로 노이즈 성분이 측정값에 포함되므로 계측시스템 입력단에 <그림 6>과 같이 필터회로를 설계하였다^[6]. 노이즈 성분은 낮은 전압의 신호원에



<그림 6> 2차 저주파 필터회로



<그림 7> Data Acquisition System 구성도

서 치명적이고, 높은 주파수일수록 영향을 크게 받으므로 신호계측 시스템은 다음과 같은 조건에 맞는 설계 및 사양을 만족해야 한다. <그림 7>은 DAS 구성도를 보여준다.

- 가. '전류제어방식'(4-20 mA)을 사용한 아날로그 신호전송방식을 이용하거나 10 V 미만의 전압 값을 입력으로 받는다.
- 나. 쉴드 케이블을 사용해서 신호를 전송하거나 Twisted-pair 케이블을 사용한다.
- 다. 시스템 보호를 위해 신호에 대해 절연시킨다.
- 라. 아날로그 입력신호선단에 HPF/LPF 필터를 사용하여 원치 않는 주파수 대역을 제거하고 전원부에 필터를 사용하여 전원의 노이즈를 제거한다.
- 마. 발사장내의 원활한 이동배치를 위해 견고해야 한다.
- 바. 열악한 외부환경에 강인해야 한다.
- 사. 저장된 데이터에 대해 신뢰할 수 있어야 한다.
- 아. 데이터 저장은 발사 시나리오를 감안하여 12시간 지속되어야 한다.
- 자. 약 80개의 센서로부터 출력되는 데이터를 약 5(ms) 단위로 받아들인다.

5) Remote I/O Link(로켓 PLC)

발사체와 LEC 사이는 50m 이내로 매우 근접해 있다. 따라서 발사당일 발사체가 이륙하기 전까지 LEC 내부에 PLC를 제어하는 운영자가 없으며 LEC 내부의 PLC와 연결된 MCC 내부의

각 콘솔 운영자가 발사 시나리오에 따라 운영한다. LEC 내부의 PLC는 경제성을 고려하여 CPU 모듈 및 CPU 전원 모듈이 없고 엄비리칼 케이블을 통해 입출력되는 I/O 모듈, I/O 전원 모듈과 광통신 변환 모듈 등으로 이루어진다. LEC 내에서 발사체내부의 각종 시스템에 대해 이륙직전까지 외부 전원공급 및 모니터링을 하기 위해 다음과 같은 사양을 만족하여야 한다^[7].

가. 422/485 통신 및 이더넷통신 등 원격통신 가능

나. Relay Contact로 외부/내부 전원공급 절환이 이루어지며 외부 신호선을 통해 전달되는 노이즈를 줄이기 위해 포토 커플러와 같은 방식으로 신호가 절연되어야 한다.

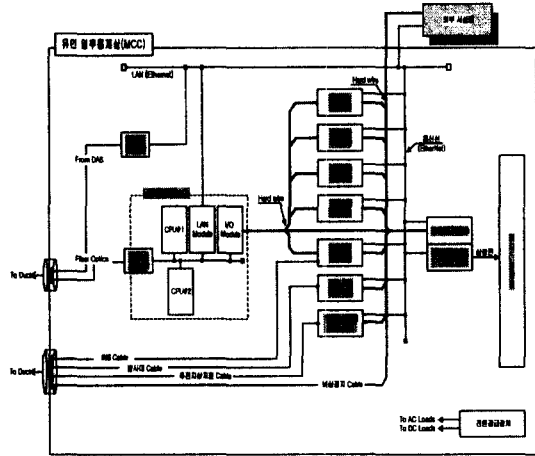
다. PLC 내부로 입력되는 아날로그 신호를 스케일링하기 위한 컨버터가 존재해야 한다.

라. 발사체에 공급되는 외부전원이 PLC가 처리하기 위한 전압범위를 벗어나므로 이를 위해 절연형태의 디지털 출력이 요구된다.

6) 임무통제소

원거리에 위치한 LEC 내부의 시스템을 제어하기 위한 유인 통제소로 발사체가 이륙하기 전 전체적인 상황을 통제하기 위해서는 네트워크를 통한 통신시스템 구축이 필수적이다. 따라서 임무통제소 내부에는 원격지 발사체 PLC와 통신을 하기 위해 마이크로프로세서에 기반을 두고 다수의 채널을 포함한 사통 PLC 시스템, 네트워크를 통하여 각종 호스트 컴퓨터 및 산업용 컨트롤러 등과 접속하여 5Mbps 이상의 통신속도가 가능하도록 통신 시스템, 원격지 발사체 내부 시스템을 제어하기 위한 제어콘솔 등을 필요로 한다. 뿐만 아니라 발사체가 이륙하기 전까지 주변 상황을 전시하고 발사체 비행위치에 대한 정보를 전시해주는 발사상황판이 필요하다. <그림 8>은 MCC 내부의 시스템간 네트워크 구성도를 보여준다.

MCC 내부에 위치한 사통 PLC는 로켓 PLC 시스템과는 달리 CPU 및 CPU 전원 이중화가



<그림 8> 임무통제실 결선도

수반된다. CPU 이중화를 통해 프로세서에 문제가 발생할 경우라도 또 다른 프로세서로 자동적으로 전이가 이루어지도록 프로세서 백업 시스템이 존재한다. 즉 두 개의 프로세서가 동시에 네트워크 통신과 프로그램 스캐닝을 유지하고 한쪽의 프로세서에서 이상이 감지되는 경우 수 ms 이내로 다른 프로세서로 전이되어 연속적인 제어 및 모니터링이 이루어지도록 한다. 이밖에 I/O 모듈은 공유되어 어느 프로세서에서 운영하든지 항상 I/O가 제어된다. 시스템 제어는 I/O 모듈의 디지털 입출력을 통해 램프 및 ON/OFF 스위치가 부착된 제어패널과 직접 연결되어 있다. 콘솔별 운영자는 수동으로 I/O 모듈을 제어할 수 있도록 기능을 부여받는다. 이를 위해 PLC는 다음과 같은 사양을 만족하여야 한다.

가. RS-232/422/485 통신 및 이더넷통신 가능

나. 자동전이용 프로세서 백업 시스템 내장

다. CPU 및 CPU 전원 이중화

라. Relay Contact로 외부/내부 전원공급 절환이 이루어지며 외부 신호선을 통해 전달되는 노이즈를 줄이기 위해 포토 커플러와 같은 방식으로 신호가 절연되어야 한다.

7) 엄비리칼 및 광케이블

엄비리칼(Umbilical) 케이블은 발사체와 LEC

사이에서 전원 공급 및 신호 송수신용으로 인터페이스 역할을 한다. 즉, 발사체가 이륙하기 전까지 일정시간동안 외부에서 직류전원을 공급하거나 외부의 명령에 의해 발사체 내부의 시스템을 제어하고 각종 센서로부터 4-20mA의 전류 값과 0-10V 범위의 전압 값을 받아들인다. 엄비리칼 케이블은 전기적인 저항성분이 작고 외부 노이즈 환경에 강인한 특성을 가져야 한다. 따라서 KSR-III의 원활한 발사를 위해 MIL. Spec.급의 케이블이 요구된다. 케이블을 선정하는데 다음과 같은 사양이 만족되어야 한다.

- 가. 도선 저항 값이 MIL. Spec.을 만족하도록 매우 작은 값이어야 한다.
- 나. 엄비리칼 케이블과 발사체 접속부 사이에 AWG22 결선용 커넥터를 사용함으로써 커넥터를 연결하여 이상이 없어야 한다.
- 다. 노이즈 차폐를 위해 케이블 내부의 연선들이 Twisted-Pair로 이루어져야 한다.
- 라. 외부환경에 케이블이 노출되므로 설치될 공간에 대한 내온성을 갖추어야 한다.

한편 LEC와 MCC 사이의 통신매체로 사용되는 Fiber-Optic은 동축케이블에 비해 반영구적이고 전송품질도 우수한 편이다. 또한 외부의 환경에 강인하며 특히 낙뢰시 중앙시스템에는 아무런 피해도 입히지 않아 신뢰도가 높다.

광케이블은 5Km 이하에 존재하는 장비시스템에 많이 사용되며 Single-mode에 비해 1/2-1/3 정도 비용이 감소되는 Multi-mode Fiber를 선

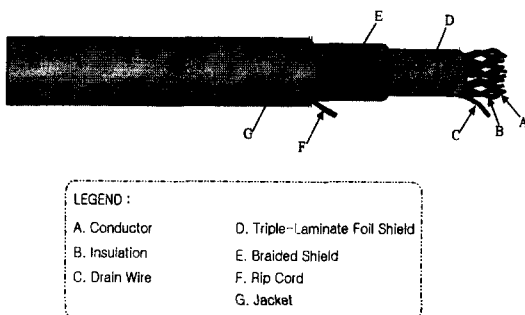
정하였다. 또한 예비 코어를 감안하여 한 개의 광케이블에 4 core를 가진 케이블이 타당하며 DAS 용과 PLC용으로 각각 1개의 케이블로 독립적으로 존재해야 하며 다음과 같은 사양에 만족해야 한다.

- 가. 발사장내의 원활한 이동배치를 위해 견고해야 한다.
- 나. 열악한 외부환경, 즉 항균성, 내수성 등에 강인해야 한다.
- 다. 데이터 송수신을 위해 신뢰할 수 있어야 한다.
- 라. 표준 커넥터를 사용하여 쉽게 설치되고 직접 접속할 수 있게 설계되어야 한다.

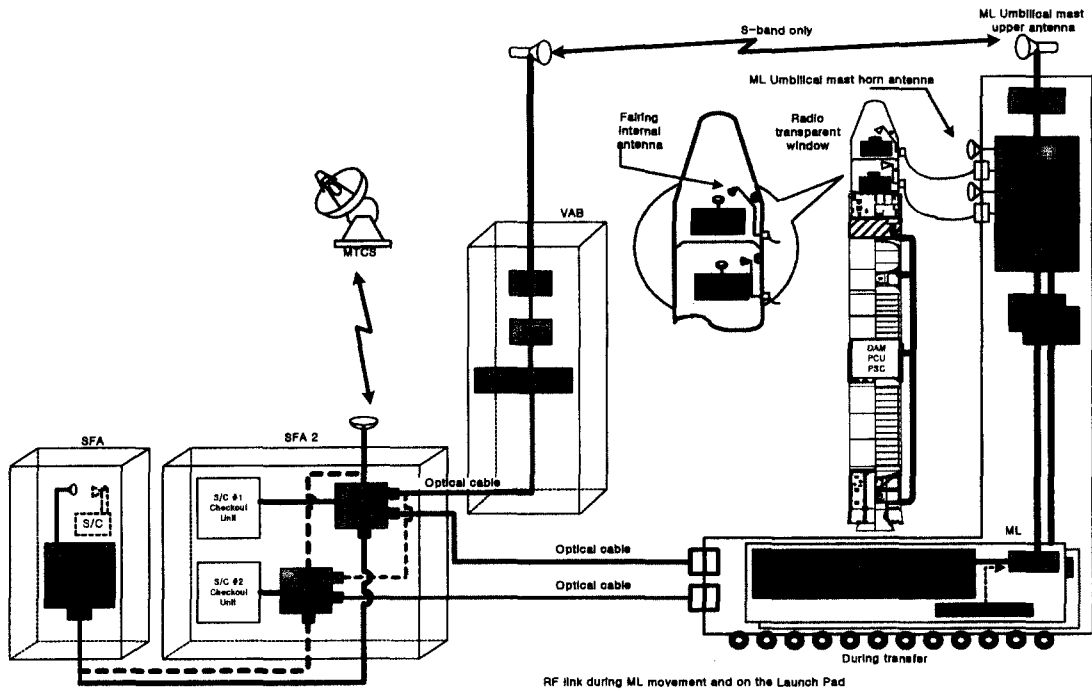
III. 결 론

본 고에서는 국내 발사체 연구개발 현황을 간략히 언급하고 지상지원시스템의 일부인 발사통제시스템에 대해 기술하였다. 특히 2002년 하반기에 발사 예정인 KSR-III 발사체에 적용될 FCS에 적용되는 기술적인 부분에 대해 많이 다뤘다. 간략히 요약하면, PLC 기반의 원격제어시스템에 대해 시스템 선정시 고려해야 할 부분에 항목을 열거하였다. 원격제어를 위해 열악한 발사장 환경에서 노이즈 성분을 최소화하고 원거리 통신에 대한 데이터 송수신의 신뢰성을 보장받기 위해 광케이블을 이용하였으며, 원격지에서 실시간 모니터링 및 제어가 가능하도록 5Mbps 통신속도를 갖는 ControlNet 방식을 사용하였다. 또한 발사체와 근거리에 있는 발사장비 컨테이너에 데이터 저장시스템을 구축하여 장시간동안 실시간 아날로그 데이터를 저장하도록 하였다. 그리고 유인 임무통제소에서 네트워크를 통해 데이터를 분석할 수 있도록 통신시스템을 구축하였다.

향후 2005년 KSLV사업의 1단계에 적용될 FCS는 KSR-III의 기본구조를 갖추면서 발사체



〈그림 9〉 Umbilical Cable Terminal



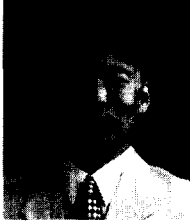
〈그림 10〉 해외 발사체에 적용되고 있는 FCS 개념도의 일례

와 지상시스템간의 케이블을 최소화하는 방향으로 개념설계가 이루어지고 있다. 〈그림 10〉은 해외 발사체에서 구축되어 사용되고 있는 FCS의 일례를 보여준다^[8]. 〈그림 10〉에서 보듯이 무선 통신 개념으로 설계된 경우로 KSR-III에 비해 발사체와 지상지원시스템간에 신호선이 상당히 축소된 개념이다. 2002년 하반기부터 차기사업인 FCS에 대한 개념설계를 시작으로 본격적인 연구 개발이 진행될 예정이다.

참 고 문 헌

- (1) 홍용식, “인공위성과 우주발사체”, 청문각, 1987.
- (2) 노규환, 이종수, 유장수, “宇宙開發과 設計技術” 문우사, 1989.
- (3) “2000년도 예비타당성 조사보고서(우주센터 개발사업)”, 한국개발연구원, 2000.
- (4) “제 6차 우주기술 단기강좌(인공위성과 우주 발사체 유도, 항법, 제어)”, 한국항공우주학회, 2001.
- (5) 김재문, “PLC 기반의 광통신을 이용한 원격 제어시스템 개발”, 2001년 대한전기학회/대한전자공학회 시스템 및 제어분야 합동 추계 학술대회 논문집, pp.327-330, 2001.
- (6) Robert G. Irvine, “Operational Amplifier Characteristics and Applications”, Prentice-Hall, Inc. 1994.
- (7) Rockwell Automation, “Automation Systems”, 2000.
- (8) “H-IIA Brief Description”, NASDA, 2000. 3.

저 자 소개



金才文

1994년 2월 성균관대학교 공과대학 전기공학과 졸업(학사), 1996년 2월 성균관대학교 일반대학원 전력전자 전공(석사), 2000년 2월 성균관대학교 일반대학원 전력전자 전공(공학박사), 2000년

3월~현재 : 현대모비스(주) 기술연구소 선임연구원, 현재 KSR-III 제어계측시스템 개발팀장, <주관심 분야 : 전력변환기 설계 및 개발, 역률제어, 원격제어 시스템 개발, 실시간 계측시스템 개발>