

## 발사체 추력벡터제어 구동장치용 컴퓨터 하드웨어 설계

박문수\*, 이희중\*\*, 민병주\*\*\*, 최형돈\*\*\*\*

### Design of Computer Hardware for Launch Vehicle TVC Actuator

Moon-Su Park\*, Hee-Joong Lee\*\*, Byeong-Joo Min\*\*\*, Hyung-Don Choi\*\*\*\*

#### Abstract

In this research, design results of computer hardware which control solid motor movable nozzle thrust vector control(TVC) actuator for Korea Space Launch Vehicle I (KSLV-I) are described. TVC computer hardware is the equipment which has jobs for receiving control commands from Navigation Guidance Unit(NGU) and then actuating TVC actuator. Also, it has ability to communicate with other on board or ground equipments. Computer hardware has a digital signal processor as the main processor which is capable of high speed calculating ability of control algorithm, so it can have more stability, reliability and flexibility than the previous analog controller of KSR-III. Target board was designed for on board program development and then first prototype hardware was developed. Top level system design criteria, hardware configurations and ground support equipment of TVC computer system are described.

#### 초 록

본 연구에서는 소형위성발사체의 고체모터 가동노즐용 추력벡터제어 구동장치를 제어하기 위한 컴퓨터 하드웨어 설계에 관한 내용을 기술하였다. 구동장치 제어 컴퓨터는 관성항법장치로부터 제어명령을 받아 작동을 구동하는 장치로, 발사체 내외의 다른 장비들과 통신을 하는 기능도 갖추고 있다. 구동장치 제어 컴퓨터는 고속의 제어 알고리즘 연산에 적합하도록 디지털 시그널 프로세서를 주 프로세서로 채택하여 KSR-III의 아나로그 제어기와 비교할 때 안정성과 신뢰성, 유연성을 더 갖추도록 설계하였다. 설계된 제어 컴퓨터는 프로그램 개발용 타겟 보드 제작을 거쳐 1차 시제품으로 개발되었다. 여기에서는 최상위단계의 설계 요구조건과 하드웨어 구성, 지상지원장비에 대해서도 기술하였다.

키워드 : 소형위성발사체(KSLV-I), 고체모터 가동노즐(solid motor movable nozzle), 추력벡터제어(thrust vector control), 구동장치(actuator), 제어컴퓨터(control computer)

\* 유도제어그룹/mspark@kari.re.kr

\*\*\* 유도제어그룹/bjmin@kari.re.kr

\*\* 유도제어그룹/heejee@kari.re.kr

\*\*\*\* 유도제어그룹/hdchoi@kari.re.kr

## 1. 서 론

소형위성발사체 KSLV-I(Korea Space Launch Vehicle-I) 개발 사업은 100kg급 위성을 지구저궤도(300X1500km)에 진입시킬 수 있는 발사체의 개발을 목적으로 하며, 우리나라 우주개발 중장기 계획에 따른 소형위성 자력발사 능력 확보라는 목표를 실현하는데 의의가 있다.[1] 1차년도와 2차년도에 걸쳐 발사체 각 단계 대한 제어 시스템 요구규격이 도출되었으며, 추력벡터제어(Thrust Vector Control)용 구동장치의 요구조건과 형상설계를 마련하였고 이에 따라 구동장치 시스템에 대한 상세 설계도 이루어졌다.[2] 또한 3단형 발사체로 개발하는 경우에 대해서 3단 고체모터 가동노즐(Solid Motor Movable Nozzle)의 제어를 위한 구동장치 시스템의 시제 개발이 2차년도에 이루어졌다.[3][4] 구동장치 시스템을 제어하는 제어컴퓨터는 소형위성발사체 추력벡터 제어용 구동장치 시스템의 일부이며 해당 단계(Stage)에 탑재되는 전자 장비다. 이는 관성항법 유도장치(Navigation Guidance Unit)로부터의 제어 명령을 받아 적절한 제어 알고리즘을 거쳐 작동기를 구동하는 물리적인 전류신호로 바꾸어 주고, 구동장치 시스템의 동작과 상태 및 운용에 관련된 신호 즉, 공급압력, 공급전압, 작동기 피드백 신호, 제어컴퓨터 내부 상태 점검, 외부 시스템과의 통신을 주요한 임무로 수행한다. 본 연구에서는 2차년도에 개발된 고체모터 가동노즐 구동장치 시스템 시제품의 제어용 컴퓨터를 중심으로 하드웨어적인 특징과 설계 내용, 그리고 인터페이스 조건 및 지상지원장비(Ground Support Equipment)와의 연계운용사항 등을 중심으로 기술하였다.

## 2. 구동장치 제어컴퓨터 설계

### 2.1 하드웨어 구성

개발된 고체모터 가동노즐 구동장치 제어컴퓨터는 그림 1.과 같다.

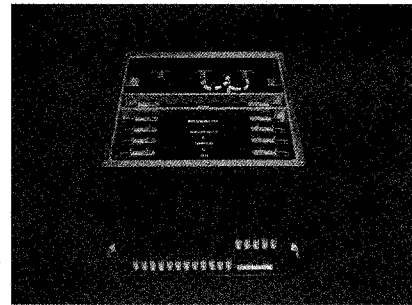


그림 1. 구동장치 제어컴퓨터

개발된 제어컴퓨터는 기능적, 전기적 특성에 따라 CPU 보드, 통신보드, 아날로그 입출력 보드, 이산 입출력 보드 및 전원보드로 구성되어 모듈화 설계가 되어 있으며, 각각의 보드는 EMI/EMC 환경을 고려한 하우징에 조립된다. 제어컴퓨터의 하드웨어적인 특징은 다음과 같다.

- 1) 프로세서
  - SMQ320C32-50(Military Grade)
  - 50MHz, 32-Bit High performance CPU
  - 32Bit Instruction and data word
  - 24bit address
  - Boot Program Loader
  - 40ns Instruction Cycle Time
- 2) 메모리
  - 32 Bit wide Flash ROM 512 kByte
  - 32 Bit wide SRAM 512 kByte
- 3) 통신 인터페이스
  - 1 Ch RS-422 Data Link for GSE
  - 1 Ch MIL-STD-1553B RT for Telemetry
- 4) 아날로그 입력
  - 센서 입력 24개 이상
  - 구동장치 Feedback 2개
  - 외부위치감지센서 2개
  - 구동명령 출력 점검용 2개
  - LPF 포함
- 5) 아날로그 출력
  - 구동장치 제어명령 2개
  - Dither 신호용 2개
- 6) 이산 입출력

- 제어기 상태 점검용 4개
- Discrete 출력 자체점검 2개
- 배터리 상태 점검 2개
- 릴레이 구동 2개

7) 크기

- 230mm X 240mm X 203mm  
(외부 체결부 포함)

8) 무게

- 6Kg 미만

9) 전원

- +28VDC, 60W 미만

제어컴퓨터의 기본 구조는 기능적, 전기적 특성을 고려하여 독립된 보드로 분할하였다. 특히 신호의 잡음을 고려하여 아나로그 입출력과 디지털 입출력을 다른 보드와 분리하여 설계하였다. 제어컴퓨터는 50MHz의 고주파수로 동작하므로 프로세서 로직 회로의 디지털 신호가 노이즈로 작용하여 아나로그 신호에 영향을 줄 수 있다. 따라서 A/D 변환회로, D/A 변환회로 등을 디지털 회로와 분리하여 별도의 보드로 제작하였다. 또한 고전류, 고전압의 릴레이를 구동하는 이산 입출력 회로 역시 별도의 보드로 분리 설계하였고, 상대적으로 고전류 특성을 가지는 디지털 회로인 1553B 관련 회로도 별도의 통신보드로 분리하여 배치하였다. 특히 전원 공급기 보드는 차폐판 개념으로 별도의 독립된 내부공간으로 분리하여 전자파 영향을 최소화 하도록 구성하였다. 각 기능별 보드들은 Wedge-lock으로 몸체 하우징에 고정하도록 하였으며, 각 보드에는 Thermal Plane을 부착하여 소자의 동작으로 인한 열을 외부로 방출하기 용이하도록 설계하였다. 이렇게 분리 설계된 제어컴퓨터는 하우징, 전원공급기 보드, CPU 보드, 아나로그 입출력(Analog I/O) 보드, 이산 입출력(Discrete I/O) 보드, 통신(Communication) 보드, 내부 보드들 사이의 전기적 인터페이스와 외부와의 전기적 인터페이스를 제공하는 모기판(Mother Board)과 MIL-C-38999 Series IV로 구성된 커넥터 및 배선들로 구성된다. 또한 하우징 전면부는 제어컴퓨터가 외부와 인터페이스하기 위한 7개의 원형커

넥터와 DSP(Digital Signal Processor) 에뮬레이터를 사용하기 위한 1개의 D-SUB 커넥터로 구성된다.

## 2.2 제어컴퓨터 임무와 기능

KSLV-I 3단 고체모터용 구동장치 제어컴퓨터는 KSR-III 구동장치용 아나로그 시스템이 아닌 디지털 방식의 제어컴퓨터 개발이 요구되었다. 아나로그 제어컴퓨터에서 디지털 제어컴퓨터로의 개발을 필요로 하는 요구조건은 다음과 같다.

- A. 디지털 데이터 통신 수행(1553B, RS422)
- B. 가동노즐 비선형 특성 보상
  - 모터 점화시 연소압으로 인한 Flexseal Joint의 압축과 관련된 노즐 중립각도 이탈 현상
  - 노즐 구동각도에 비례하여 커지는 Flexseal Joint의 회전중심 이동에 따른 비선형 특성
- C. 제어 알고리즘 구현 및 반복적인 실험을 통한 검증의 편리성
  - 하드웨어적인 제어회로 변경 작업 요인 제거
  - 소프트웨어 알고리즘 구현
  - Robust, Optimal Control 알고리즘 반영
- D. 전기식 구동장치 시스템 대체
  - Brushless Motor 구동 전기식 구동장치 개발 시 기존 컴퓨터 시스템 적용 가능성
- E. Fault Tolerant System으로의 확장성 고려

앞에서 기술한 구동장치 제어 컴퓨터의 임무를 만족하기 위한 디지털 제어컴퓨터의 핵심인 프로세서로는 DSP(Digital Signal Processor)를 선택 하였으며 그 선정 기준은 다음과 같다.

- 단종이나 시스템 성능향상과 같은 대체사유가 발생한 경우에도 해당 개발 환경에 대한 큰 변화 없이 기존 장비와 펌웨어(Firmware)를 활용할 수 있는 제품군을 형성할 것
- 폭넓은 사용자 층에 의한 검증으로 신뢰성을 확보한 바 있는 제품일 것
- 기존 발사체 혹은 비행체에 적용되어 사용되는 제품과 유사하거나 동등할 것

- 발사체의 각 단계에 위치한 개별 시스템별로 각각 별도의 제어컴퓨터를 가지고 있는 구조에서 향후 중복되는 기능을 통합하는 단일화된 제어컴퓨터 구조로의 발전 가능성을 생각하여, 그 성능에 있어서 확장성을 가질 것

제어컴퓨터 주변의 인터페이스 관계를 그림 2에 나타내었고, 각각의 보드별 기능은 표 1과 같다.

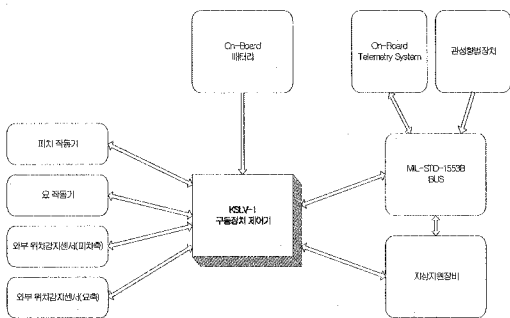


그림 2. 제어컴퓨터 인터페이스 개략도

표 1. 구동장치 제어시스템 보드별 기능

항 목	기 능
CPU 보드	제어 알고리즘 수행 자체점검 인터럽트 서비스 루틴 실행
통신보드	발사체 서브 시스템과의 1553B 통신 지상지원장비와의 시리얼 통신
아날로그 입출력 보드	구동장치 제어명령 구동장치 피드백 신호 처리 외부 위치감지센서 입력 신호 처리 구동장치 내부 센서신호 처리
이산 입출력 보드	이산 명령 출력 릴레이 구동
전원공급 보드	외부/내부 전원 공급 및 변환 전원공급

제어컴퓨터의 임무와 기능 중에서 주요한 내용을 설계내용과 함께 정리하면 다음과 같다.

◆ Power On Reset of System

제어컴퓨터에서는 리셋이 발생할 수 있는 조건으로 제어기에 전원을 인가할 때 발생하는 Power On 리셋과 지상지원장비에서 발생시키는 리셋, 예를레이터에서 발생할 수 있는 리셋이 있다. 리셋이 발생되면 CPU와 주변소자인 하드웨

어들을 초기화 하며, 이를 위하여 제어기에서는 각 리셋 신호발생시 해당 하드웨어에 필요한 리셋 신호를 발생시킬 수 있도록 구성하였다. DSP는 최소 10개의 H1 사이클(Clock 사이클의 2분주) 이상동안 신호가 L 상태로 입력되면 리셋 된다. 이때 어드레스 신호, 데이터 버스, 리드/라이트 신호, DSP Serial 통신 Port들을 하이 임피던스 상태로 한다. DSP가 리셋에서 해제되면 프로그램은 리셋 벡터에서 지정된 위치로부터 실행된다.[5] DSP 리셋 회로는 글리치(Glitch)등의 신호가 발생되면 오동작 할 수 있는 특성을 가지고 있으므로 제어컴퓨터에서 설계한 Power On 리셋 회로는 고정밀도의 리셋 기능을 가지는 리셋 소자를 사용하여 회로를 구성하였다.

◆ Boot Loading Operation

DSP의 모드 중에서 마이크로컴퓨터/부트로더 모드(Microcomputer/Boot Loader Mode)를 사용하였으며, 이를 통해 사용자 프로그램의 부팅 기능을 가능하게 하여 실행 프로그램을 느린 ROM 소자로부터 고속의 SRAM으로 옮겨 놓고 제로 웨이트(Zero Wait)로 실행할 수 있도록 하였다. 이렇게 함으로써 실행할 프로그램을 직렬 포트를 통하여 호스트 컴퓨터로부터 다운로드 할 경우에는 언제나 호스트 컴퓨터 측에서 프로그램의 변경이 가능한 유연성을 갖게 되었다. 구동장치 제어컴퓨터에서는 부트로더 모드를 위한 외부 DSP 인터럽트 설정은 표 2와 같이 구성하여 900000H번지에 프로그램 메모리를 위치하도록 설계하였다.

표 2. 제어컴퓨터 부트로더 모드

INT 0	INT 1	INT 2	INT 3	Boot Loader Mode	Source program Location
0	1	1	1	Ext. memory	1000H
1	0	1	1	Ext. memory	810000H
1	1	0	1	Ext. memory	900000H
1	1	1	0	32bit serial	serial port
0	1	1	0	Ext. with h/s	1000H with h/s
1	0	1	0	Ext. with h/s	810000H with h/s
1	1	0	0	Ext. with h/s	900000H with h/s

h/s : Hand Shake

◆ System Initialization

DSP와 기타 I/O들은 초기화 과정이 필요하게 된다. 시스템 초기화 과정에서는 각 I/O들의 해당 레지스터들을 원하는 값으로 셋업하는 과정을 거치게 된다.

◆ Built In Test/System Monitoring

구동장치 자체점검 기능으로 해당 점검신호의 상태를 1 bit의 디지털 신호로 표현하고 각각의 Bit를 Bitfield를 형성시켜 지상지원장비에서 구동장치 제어컴퓨터의 초기동작상태를 확인하고 정상유무를 판별하도록 한다.

◆ Digital Data Up/Down Link

지상지원장비와 RS422 통신을 통해 데이터를 전송하고, On-Board 텔레메트리 시스템과는 1553B 통신을 통해 구동장치 상태신호를 전송하는 기능이다. 제어컴퓨터와 지상지원장비간의 Data Frame은 25Hz마다 갱신되며 4개의 Sub Frame으로 구성되어 있다. 각각의 Sub Frame은 16bit 데이터와 8bit 데이터를 포함하고 있으며, 이는 80byte 크기에 해당한다. 여기에 CRC error check 신호를 추가해서 기본적인 Data Frame을 84byte로 구성하였으며, 갱신되는 주기를 고려하여 통신속도를 결정하였다. 결정된 RS-422 통신속도는 19.2Kbit/sec이다.

◆ Neutral Positioning Mechanism Operation

3단 고체모터 구동장치는 발사전 대기시간부터 비행중 모터 점화직전 구동장치 시스템에 유압이 공급되어 작동기가 구동되기까지 제어컴퓨터의 동작에 의해서 중립을 유지하도록 하기 위해서, 작동기 내부에 솔레노이드 밸브가 내장되어 있다. 유압생성원인 EMDP 구동용 배터리의 용량을 감소시키기 위해서 작동기 필요시점까지 유압공급을 하지 않기 때문에, 솔레노이드 밸브에 의한 유압폐회로 구성이 필요하며 제어컴퓨터가 이를 제어한다. 이를 위해서 기존의 코일 구동방식의 릴레이를 모두 제거하고 Solid State Relay 소자를 이용해서 제어를 하도록 설계하였

다. Solid State Relay는 제어컴퓨터 전원 공급시에 OFF 상태로 초기화 되어 있다가 TVC Start 명령과 Supply Pressure 값을 조합한 판단과정을 거쳐 출력되는 DSP의 Data에 의해 솔레노이드 밸브를 구동하도록 스위칭 된다. 기본 회로구성 개념을 그림 3.에 나타내었다.

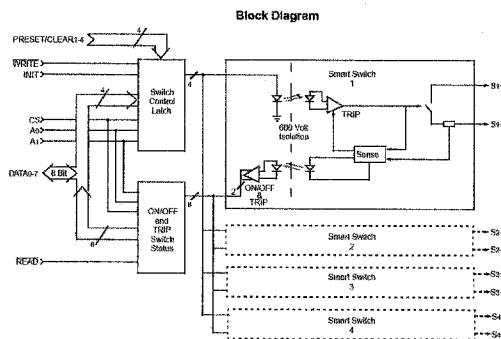


그림 3. SSR의 인터페이스 구성 개념도

◆ TVC Start/Stop Command Interpretation

관성항법장치로부터 구동장치 시스템 유압 구동/중지명령을 받아 처리하는 기능이다. 유압 구동/중지 명령 입력단은 Power Optocoupler를 이용하였고, Optocoupler 출력은 10A급의 래치 릴레이를 구동하게 되며, 래치 릴레이의 출력이 최종적으로 대용량의 Power 릴레이를 구동시키는 과정으로 설계되었다. 대용량 Power 릴레이는 전류 400A를 Nominal 동작전압 28Vdc에서 전달할 수 있으므로 전기모터 구동에 문제가 없다. 그림 4.에 TVC Start/Stop Command 처리 회로의 일부를 나타내었다.

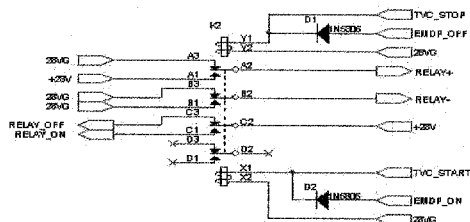


그림 4. Start/Stop 구동 릴레이 회로

### ◆ Control Algorithm/Compensator

고체모터의 가동노즐을 구동하기 위한 구동장치 제어알고리즘은 기본적인 PID 타입의 제어기와 구조 공진 모드를 보상하기 위한 필터 이외에도 노즐의 비선형성에 대한 추가적인 보상이 필수적이다. 가동노즐의 비선형 특성으로는 가동노즐의 전화충격 및 연소압에 의한 기축방향 후퇴 운동 때문에 발생하는 노즐의 초기 중립각 이탈 현상이 있으며, 또한 노즐 구동각도에 비례하여 커지는 Flexseal Joint의 회전중심 이동에 따른 비선형 특성 등이 있다.[6] 이를 보상하기 위하여 KSLV-1 고체모터 구동장치 시스템에는 작동기 내부에 내장되어 있는 포텐시오미터 이외에 피치, 요 작동기의 각각 180도 방향의 반대편에 카운터 포텐시오미터를 장착하고, 가동노즐의 절대적인 변위값을 측정하여 보상신호로 사용하는 제어기 구조를 사용한다. 카운터 포텐시오미터 신호를 부계환시키는 방법으로 노즐의 평형점을 이동시켜 Offset 보정의 효과를 얻을 수 있으며, 이는 일본 Mu 시리즈 로켓에서도 사용한 방법으로 가동노즐의 비선형성 특성을 효과적으로 보상해 줄 수 있다. 일본 M-3SII의 경우 카운터 포텐시오미터를 사용하지 않은 경우에 Offset Angle이 0.6deg 인 것에 반해 카운터 포텐시오미터를

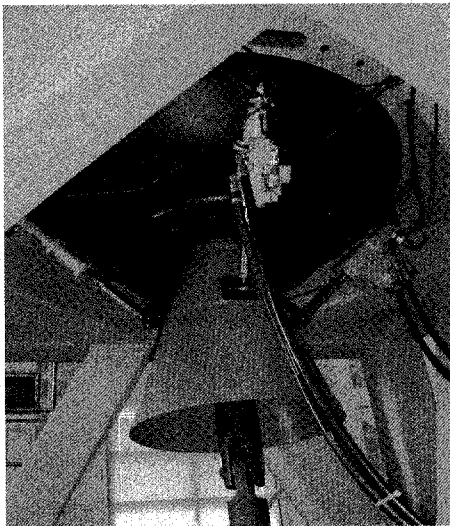


그림 5. 작동기와 카운터 포텐시오미터

사용한 경우에는 0.1deg 범위 내에서 제어할 수 있었다.[7] 카운터 포텐시오미터가 장착된 구동장치 시스템 구조를 그림 5.에 나타내었다.

### ◆ Actuating Operation/

#### Sensor Feedback Interpretation

작동기를 구동하고 구동장치 시스템의 센서들에 대한 정보를 처리하기 위한 아날로그 입출력 보드는 A/D 변환부와 D/A 변환부 그리고 작동기의 서보밸브를 구동하기 위한 구동부로 이루어져 있다. A/D 변환부는 센서신호를 선택하기 위한 아날로그 MUX 회로와 버퍼를 포함한 A/D 변환기, 그리고 Low Pass Filter를 포함한 Signal Conditioning 회로 등으로 이루어져 있다. D/A 변환부는 제어 알고리즘으로부터 연산된 제어출력을 전압신호로 변환하여 작동기를 구동하기 위한 아날로그 구동부로 전달하는 역할을 하며, D/A 변환기와 버퍼 등으로 구성되어 있다. 표 3. 은 아날로그 입출력 보드의 기능별 특성이다.

A/D 변환회로는 그림 6.에서 보는 회로와 유사하다. A/D 변환기는 AD1674TD를 사용하였다.

사용한 A/D 변환기의 주요 사양은 아래와 같다.

- 분해능(Resolution) : 12bit
- A/D 변환시간 : 10us
- 입력전압 범위 :  $\pm 10V$
- Sample and Hold Amplifier(SHA) 내장

A/D 변환회로는 CE를 +5V에 연결하고 /CS을 DGND에 연결해서 R/C(Read/ Convert)와

표 3. 아날로그 입출력보드의 채널별 기능

항목	채널	기능	특성
A/D 변환	4	센서 입력	12bit resolution $\pm 10V$ range Single ended signal LPF
	2	작동기 위치 피드백	
	2	외부 위치감지용 센서 피드백	
	2	구동명령 출력 점검용	
	22	기타	
D/A 변환	2	제어명령 출력	12bit resolution $\pm 10V$ range Single ended signal Power Op AMP
	2	Dither 신호	

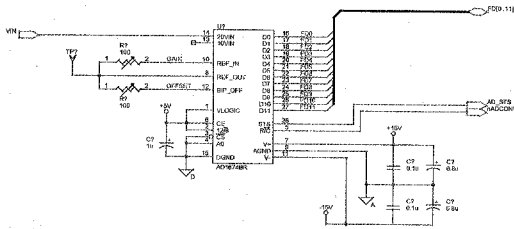


그림 6. A/D 변환회로 일부

STS에 의하여 AD1674TD를 제어하도록 설계하였으며, 12/8을 +5V에 연결하고 A0를 DGND에 연결하여 A/D 변환을 12bit로 하도록 고정하였다. 제어로직은 MUX 선택신호에 의하여 아날로그 입력 채널을 먼저 선택하고 R/C와 STS 제어 신호에 의하여 A/D 변환한다.

AD1674TD의 R/C와 STS 타이밍은 아나로그 입력을 A/D 변환하기 위하여 제어로직에서 R/C를 min 50ns 폭(Convert : 논리 '0')을 유지하면, AD1674TD는 A/D 변환중임을 알리기 위하여 최대 200ns 이내에 STS를 논리 '1'로 천이한다. A/D 변환이 완료되면 STS는 논리 '0'로 천이되고 A/D 변환된 유효한 디지털 데이터(12bit)는 STS Falling Edge를 기준으로 max 1.2  $\mu$ s 이전에 발생한다. 최종적으로 설계된 제어컴퓨터의 한 채널당 변환 시간은 20 $\mu$ s이다.

D/A 변환회로는 그림 7과 유사하며, D/A 변환기는 AD390TD를 사용하였다. 사용한 D/A 변환기의 특징은 아래와 같다.

- D/A 변환기 채널수 : 4 채널
- 분해능(Resolution) : 12bit
- Settling Time : 8 $\mu$ s
- 출력전압 :  $\pm 10$ V

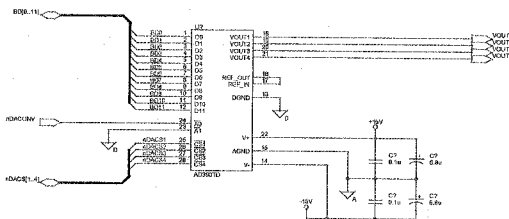


그림 7. D/A 변환회로 일부

프로세서가 구동명령을 출력하고자 할 때, D/A 변환기 제어로직은 nDACONV와 nDACS 같은 제어신호를 발생하여야 한다. 구현한 제어로직의 시뮬레이션 결과는 그림 8과 같으며 해당 bus 신호를 아래에 정리하였다.

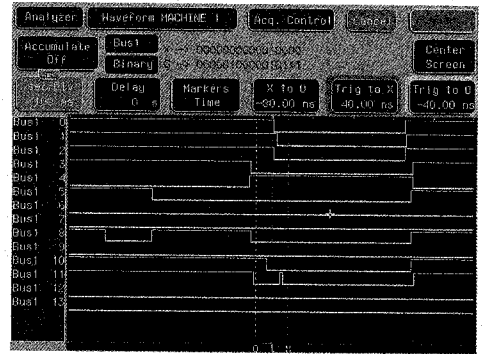


그림 8. D/A 변환기 제어로직 파형

- bit 0 : IOWR : 외부 I/O Write
- bit 1 : IODAEN : D/A I/O Enable
- bit 2 : IOEN : CPU I/O Control Enable
- bit 3 : DAC\_CS : D/A 선택
- bit 4, 5, 6, 7 : AA11, AA8, AA9, AA10
- bit 8, 9 : AA2, AA3 : Latch Enable
- bit 10 : R/W : DATA Read/Write
- bit 11 : pitch\_cs : Pitch Command 선택

D/A 채널 1(Pitch)과 D/A 채널 2(Yaw)에 동시에 아나로그 구형파 데이터를 출력하는 조건을 시험한 결과는 그림 9와 같다.

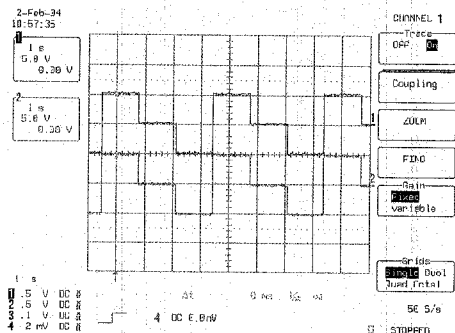


그림 9. D/A 출력 시험 파형

### 2.3 제어컴퓨터 지상지원장비

제어컴퓨터를 운용하기 위한 지상지원장비로는 전원 공급 및 아날로그 신호 모니터를 위한 Control Console과 On-Board 텔레메트리 시스템을 모사하기 위한 MIL-STD-1553B BC용 Console, 그리고 RS422 통신으로 구동장치 동작 상태를 모니터하고 데이터 처리 및 저장 기능을 가지는 Console 등이 있다. 1553B와 RS422 신호 처리를 위한 Console은 노트북을 사용하였으며 PCMCIA 카드를 사용하였고 Windows XP 환경에서 사용자 인터페이스를 구현하였다. 그림 10.에 지상지원장비 구성도를 나타내었다. 개발된 전원 공급용 Control Console의 외형은 그림 11.과 같다.

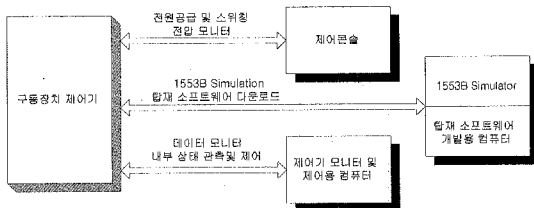


그림 10. 지상지원장비 구성도

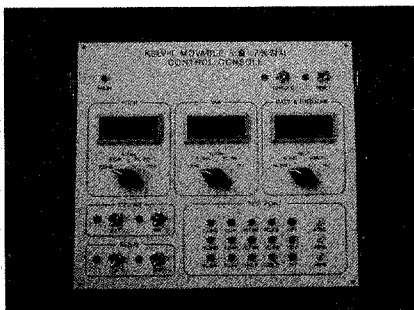


그림 11. 제어 콘솔

## 3. 결 론

본 논문에서는 KSLV-I 고체모터용 구동장치 시스템의 제어컴퓨터 설계와 개발내용을 기술하였다. 설계된 제어컴퓨터는 기능적, 전기적 특성

에 따라 보드별로 분리 설계하였고, 정해진 인터페이스 규약에 따라 설계한 메인 버스 와 제어 로직에 의해 보드들을 연결하는 구조를 갖는다. 제어컴퓨터는 관성항법유도장치로부터의 제어 명령에 따라 고속으로 작동기를 구동하기 위한 목적을 만족하는 시스템이 될 수 있도록, 빠른 연산 능력을 가지는 DSP를 이용한 디지털 시스템으로 설계하였다. 개발된 제어컴퓨터의 성능은 현재 세부적인 기능시험을 통해 확인하고 있으며, 이를 위해서 Test용 프로그램과 On-Board 프로그램, 지상지원장비 프로그램 등의 시험 및 수정이 병행되고 있다.

환경시험 또한 기능시험 후 수행될 예정으로 있으며 온도시험 범위는 QT 범위로서  $-34^{\circ}\text{C} \sim +71^{\circ}\text{C}$  범위에서 수행할 예정으로 있고, 진동시험과 관련해서는 평균 20Grms 범위의 3축 진동시험 과정을 거치도록 할 예정이다. 이밖에 EMI/EMC 시험과 가속도 시험, 열진공시험, Burn-in 시험 등을 거쳐 안정성을 확인할 예정으로 있다.

## 참 고 문 헌

1. 조광래 외, "소형위성발사체(KSLV-1) 개발 사업 (I)," 2003.
2. System Requirements Review of KSLV-I, 2003.
3. 민병주, 김상범, 이희중, 박문수, 최형돈, "고체모터 가동노즐용 시제품 구동장치 시스템 설계," 한국항공우주학회 추계학술발표회, pp. 1267-1271, 2003.
4. Preliminary Design Review of KSLV-I (3-staged LV) Vol. 2., 2004.
5. TMS320C3x user's Guide, Texas Instruments, 1997.
6. M. Kohno, J. Kawaguchi, Y. Morita, S. Kinai, S. Okaya, H. Ohtsuka, "Development Status of The M-V Attitude Control Systems." Proceedings of The 19th international Symposium of Space Technology and Science, 1994.



7. M. Kohno, Y. Morita, "Historical Review on The MU Attitude Control Systems," ISAS Research Note, PP. 107-120, 1991.