

KSR-III 1단 롤 자세제어 시스템 인증시험

정호탁*, 전상운**, 김지훈***

The Certification Test for the Roll-axis Attitude Control System of Korea Sounding Rocket-III

Ho-Lac Jung*, Sang-Woon Jeon**, Ji-Hun Kim***

Abstract

The function and performance test of the developed sub-system should be conducted before integrating into the total system. For the successful achievement of the flight test, the integration tests of sub-systems must be performed to eliminate and prevent abnormal conditions, which may happen due to ground problems, Electro-Magnetic Interference noises, and so on. This paper describes the certification test procedure and results for the roll axis attitude control system of Korea Sounding Rocket-III.

초 록

전체 시스템을 구성하는 각 서브시스템들은 제작 및 조립된 후 자체 기능 및 성능시험을 수행하게 된다. 이러한 각 서브시스템들이 서로 연계되어 동작할 경우에는 그라운드 및 EMI 노이즈 등 여러 가지 요인에 의해 비정상적인 동작을 유발할 수 있으며, 비행시험 전에 확인절차를 반드시 거쳐야 한다. 본 논문에서는 KSR-III 1단 롤 자세제어 시스템에 대한 인증시험 절차 및 결과에 대하여 기술하였다.

키워드 : 추력기(thruster), 인증시험(certification test), 발사통제장치(FCS ; flight control system), 제어콘솔(control console), 관성항법장치(INS ; inertial navigation system)

1. 서 론

최근 국내 우주산업의 급속한 발달과 병행하여 로켓 자세제어 시스템 연구에 많은 관심과 노력이 집중되고 있다. 액체과화로켓인 KSR-III는 2단형 중형과화로켓 KSR-II의 후속으로 개발된

로켓으로 한반도의 표준대기 상태와 궤도환경의 이온층을 탐사한다. 이러한 목적을 수행하기 위해서는 자세제어가 필수적이다. 자세제어 방식에는 추력벡터(Thrust Vector)를 이용하는 방법, 추력기를 이용하는 방법, 카나드핀(Canard Fin)을 이용하는 방법 등이 있으며, 추력벡터 방식과 더

* 유도제어그룹/hlj@kari.re.kr

*** 유도제어그룹/jihun@kari.re.kr

** 유도제어그룹/swjeon@kari.re.kr

볼러 롤 축을 제어하기 위해 추력기를 이용하는 방법이 주로 사용된다. KSR-III의 1단 롤 축 자세 제어는 시스템 구성이 간단하고 제작이 용이한 냉가스 추력기를 이용한 자세제어 방식을 사용한다.

로켓 개발에 있어서 로켓에 장착되는 추력기, PCU(Power Control Unit), 센서 등 자세제어 관련 장치들이 타 장비들 특히, DAM(Data Acquisition Module) 및 지상 지원 장비간의 신호 전달 및 명령 전달이 원활히 이루어지는 것을 확인하는 과정은 중요하다. 그리고 비행시험에 대비한 성능 평가시험을 통하여 로켓 자세제어 시스템의 성능이 확인되면 시스템을 개발/분석하는 데 있어서 개발비용 및 위험을 줄일 수 있을 뿐만 아니라 비행시험의 신뢰성을 높이는 하나의 방법이기도 하다. 추력기 자세제어 시스템 인증시험은 모든 시스템을 비행용 시스템과 동일하게 구성하여 운용함으로써 전체 시스템의 성능을 확인하는 시험이다.

본 논문에서는 KSR-III 비행용 1단 롤 추력기 자세제어 시스템을 개발하여 검증한 인증시험의 절차 및 결과에 대하여 논한다.

2. KSR-III 1단 롤 자세제어 시스템

일반적으로 로켓의 자세제어 추진 시스템은 주로 세 가지 목적으로 사용된다. 첫째로는 의도적으로 비행체의 비행경로나 궤적을 변경시키기 위하여 사용되며, 둘째는 비행중의 자세제어를 위하여 사용되며, 마지막으로 의도한 비행궤적이거나 비행자세의 편차를 수정하기 위하여 사용된다. KSR-III 로켓은 상승과정에서 롤 속도(Roll Rate)와 롤 각(Roll Angle)에 대한 제어가 필요하다. 피치-요 커플링과 같은 자이로 효과(Gyroscopic Effect)를 피하고, 비행체에 작용하는 구심력(Centripetal Force)을 줄이며, 다음 단(Stage)이나 탑재부에 원하지 않는 스펀이 작용하는 것을 방지하고, 안테나의 진동에 의한 전파신호의 플러터(Flutter)를 방지하며, 롤 축이 안정화되지 않은 관성항법장치를 사용하기 위해서는 롤

축 제어가 반드시 필요하다.

KSR-III의 1단 롤 자세제어 시스템은 고압의 질소가스 저장을 위한 고압용기, 고압을 일정한 저압으로 감압하는 압력조절기, 추력기의 솔레노이드 밸브를 On/Off하는 PCU(Power Control Unit) 등 대부분의 구성부품이 연료탱크와 산화제탱크 사이의 탱크연결부에 위치하며, 로켓의 편 끝단에 ±롤 방향으로 각각 22N 추력기 4개씩을 사용하고 있다. 추력기의 On/Off 명령은 관성항법장치에서 측정되는 롤 자세각 및 자세변화율을 기준으로 관성항법장치 내부에 프로그램된 롤 자세제어기에 의해 생성되며, 롤 자세제어 시스템의 PCU에서 생성된 제어명령을 수신하여 솔레노이드 밸브 구동회로를 거쳐 추력기를 On/Off하게 된다. KSR-III 비행시험에 사용된 국산화한 추력기 및 압력조절기의 외형을 그림 1과 2에 도시하였다.

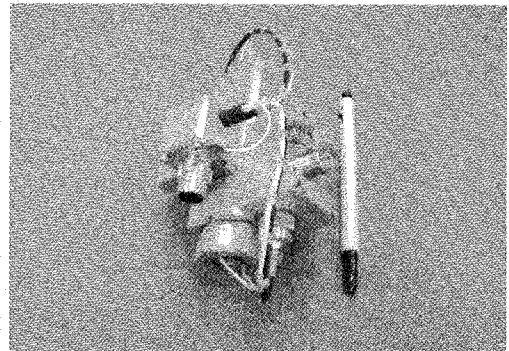


그림 1. 1단 롤 자세제어용 22N 2 Nozzle 추력기 외형

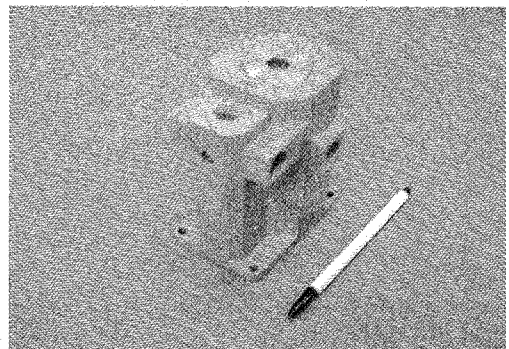


그림 2. 개발된 압력조절기 외형

2.1 PCU (Power Control Unit)

PCU는 관성항법장치에 탑재되어 있는 자세 제어기로부터 생성된 롤 추력기의 On/Off 명령에 따라 핀 끝단에 있는 롤 추력기의 솔레노이드 밸브를 구동할 수 있는 전원을 공급하고, 각 추력기의 챔버 압력, 탱크압력, Regulated 압력을 측정하기 위한 압력센서에 전원을 공급하며, 압력센서 및 온도센서들로부터 데이터 값을 읽어 들여 DAM 신호 규격에 맞게 신호 변환을 한다. 비행 전 탱크 압력을 추력기 전단까지 공급하기 위한 Pyro 밸브 구동회로 및 지상 콘솔의 명령에 따라 PCU의 전원을 내부/외부로 전환하는 회로가 포함되어 있다.

PCU는 DC-DC Converter, 내부/외부 전원 전환회로 및 파이로 구동회로가 포함된 Power 보드, DAM용 신호 처리 회로가 포함된 Voltage Linear Converter 보드, 추력기 솔레노이드 밸브에 구동과위를 공급해주는 Valve Driver 보드, 전체 신호를 외부와 인터페이스를 편리하게 만들어 주는 Mother 보드로 구성되어 있다. PCU 외형은 그림 3과 같다.

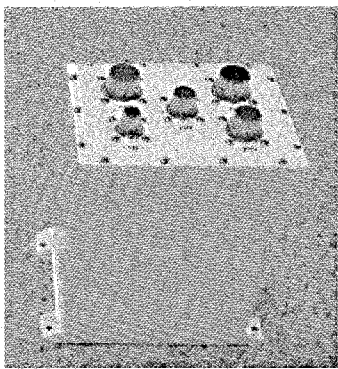


그림 3. PCU 외형

2.2 Control Console

추력기 콘솔은 항우연 임무 통제소(Kari Mission Control Center ; KMCC)에 위치하고 있으며, 발사대와 약 500m 거리에 있다. 따라서 발사대에 장착된 로켓을 원격으로 조종하기 위하

여 발사대 근처에 발사장비 컨테이너(Launch Equipment Container ; LEC)를 두고, KMCC와 LEC 사이에는 광케이블을 이용해 광통신을 한다. Control Console의 임무는 다음과 같다.

- 1단 롤 제어기에 외부전원 공급 및 내부 전원으로 전환
- 배터리 상태 점검
- 중요신호 모니터
 - 내/외부 공급전압 상태
 - PCU 출력 전압 (+15V, -15V, +5V)
 - Regulator 전/후단 압력
 - 질소탱크 온도
 - Pyro 점검
 - Pyro Safe/Arm Connector 연결상태
- 발사통제장치 콘솔과 인터페이스

Control Console은 전원 제어부, Pyro 모듈부, LED 확인부, Battery 전원 확인부, 압력 표시부, 아날로그 신호 모니터부로 나누어져 있다. 전원 부는 로켓 PLC에 있는 외부전원을 PCU로 공급하는 명령 스위치 및 내부/외부 전원 전환스위치로 구성되어 있다. Pyro 모듈부는 로켓 PLC(Programmable Logic Controller)에 있는 Pyro 구동전류를 PCU의 Pyro 구동회로 전단까지 공급하는 Pyro 전원 스위치, Pyro 구동 상태를 모니터 하는 LED 및 Pyro 도통 테스트를 위한 Pyro 도통 스위치로 구성되어 있다. LED 확인부는 +28V 공급상태 확인, Safe 및 Arm Connector 연결 확인, 탱크 압력 및 Regulated 압력을 PLC에서 기준값과 비교한 결과를 LED로 확인한다. 압력 표시부는 탱크 압력과 Regulated 압력 출력값을 psi 단위의 압력값으로 모니터 하게 되어 있다. Battery 전원 확인부는 비행 시험 전 탱크연결부에 있는 배터리의 전원을 확인할 수 있게 되어 있다. 아날로그 신호 모니터부는 2개의 DVM(Digital Voltage Meter) 및 2개의 로터리 스위치를 이용하여 지상에서 PCU의 주요 아날로그 신호를 모니터 한다. 그림 4는 제작된 콘솔의 외형이다.

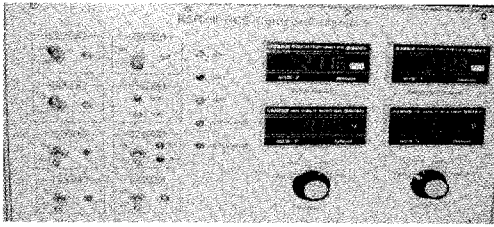


그림 4. Control Console 외형

3. Control Console-사통 연계시험

3.1 시험 항목

- Control Console에서 PCU로의 명령 신호 확인
- 엠티리칼 케이블을 통한 명령 모니터 신호 확인
- 엠티리칼 케이블을 통한 Digital 신호 확인
- 엠티리칼 케이블을 통한 Analog 신호 확인

3.2 시험 방법

Control Console과 사통 제어콘솔은 사통 PLC와 케이블로 연결되어 있으며, 사통 PLC는 로켓 PLC와 광통신으로 연결되어 있다. 로켓 PLC에는 단자대가 있어 PCU의 외부전원 및 파이로 구동 전류원, 신호를 주고 받을 수 있는 릴레이 및 간단한 회로로 구성되어 있다. 엠티리칼 케이블 C5는 단자대와 로켓사이의 신호를 전달하는 역할을 한다. 시험 방법은 그림 5와 같이 구성하고, Control Console의 명령 신호가 C5의 출력단에 정확하게 전달이 되는지 확인하기 위하여 출력단에 Multimeter를 연결한다. PCU의 출력 신호를 만들어 주기 위하여 C5 끝단에 Power Supply를 사용하여 테스트 전압을 입력시킨다. 입력된 신호는 단자대, 로켓 PLC, 광케이블, 사통 PLC를 거쳐 Control Console에 전달되어 LED를 On하거나, 전압으로 모니터 가능하게 된다. 파이로 구동 전류 확인을 위하여 파이로 구동전원 단자에 Power 저항을 연결하고 흐르는

전류를 확인한다. 또한 파이로 도통 라인 역시 Power 저항을 통하여 흐르는 전류를 확인한다.

3.3 시험 결과

Control Console에서 Umbilical Cable 끝단까지의 양방향 신호를 확인하는 시험으로 테스트 신호를 주고받음으로써 시험을 수행하였으며, 결과는 아주 양호하였다. 또한 Umbilical Cable의 길이에 대한 라인 저항으로 인한 전압 손실이 허용범위 이내에 있음을 확인하였다.

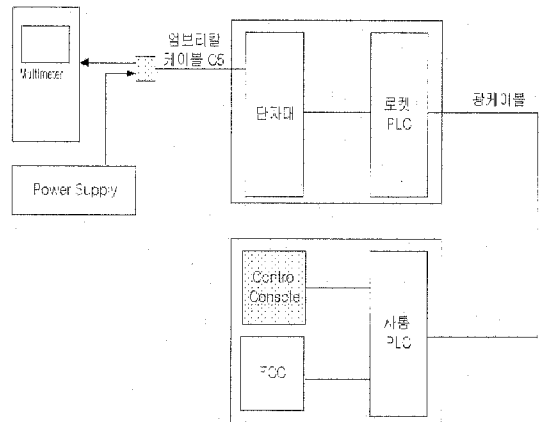


그림 5. Control Console - 사통 연계시험 구성도

4. Control Console-사통-PCU 연계시험

4.1 시험 항목

- Control Console의 명령 신호 확인
- 명령 모니터 신호 확인
- Digital 신호 확인
- Analog 신호 확인

4.2 시험 방법

Control Console에서 사통 PLC, 광케이블, 로켓 PLC, 단자대, C5 Umbilical Cable을 통하여 PCU를 제어하는 명령이 PCU에 작용하는지, 작

동된 상태가 다시 Control Console의 LED로 표시되는지를 확인하기 위해서는 그림 6과 같은 시험구성을 하여야 한다. J1 Connector는 INS의 명령 입력단자로 D-38999-IV 13핀 Connector이며, J2는 PCU에 측정된 신호를 DAM에 전달하기 위한 커넥터로 D-38999-IV 37핀 Connector이며, J3은 C5의 Umbilical Connector와 PCU, Battery를 연결시켜주는 역할을 한다. J4는 Bottle Pressure, Regulated Pressure, 탱크 온도 및 Pyro 구동단과 연결되어 있다. J5는 INS의 명령에 따라 PCU가 선택된 추력기를 작동 가능하도록 추력기 솔레노이드 밸브에 Power를 전달하고, 추력기 챔버 압력을 전달하는 역할을 한다. PCU의 J3 Connector와 Umbilical Connector C5 사이는 Test용 Cable을 사용하여 연결하고, J1 Connector에는 INS를 모사할 수 있는 INS Box 단과 연결한다. 추력기 솔레노이드 밸브를 연결할 수 있고, 압력 및 온도 센서값을 입력할 수 있는 점검장비는 J4와 J5에 Test Cable을 사용하여 연결한다. DAM 데이터는 Thermal Recorder를 사용하여 데이터를 저장하고, 모니터 한다.

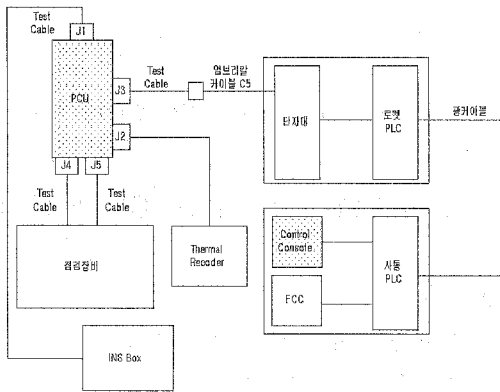


그림 6. Control Console - 사통 - PCU 연계시험 구성도

4.3 시험 결과

Control Console - 사통 - PCU 간의 신호 인터페이스 확인을 위한 시험으로 각 시험항목에 대해 시험방법에 의거하여 시험을 수행하였으며,

PCU가 정상적으로 동작함을 확인하였다. 또한 각 테스트 신호에 대한 사통 PLC 입력값을 확인하였으며 정상적으로 동작하였다

5. Control Console-사통-PCU-DAM 연계시험

5.1 시험 항목

- INS 명령 신호 확인
- DAM 신호 확인
- Digital 신호 확인
- Analog 신호 확인

5.2 시험 방법

그림 7과 같이 Control Console - 사통 - PCU 연계시험과 동일한 구성이지만 J2에 실제 DAM을 연결하여 PCU의 센서 및 기타 모니터 신호를 텔레메트리를 통해 수신한다. 발사 시나리오와 동일하게 전원을 인가하는 시험준비과정이 필요하여 절차에 포함하였다. 시험은 점검장비에서 일정한 신호를 생성하면 PCU에서 DAM과 Control Console로 보내진 신호를 비교한다. 온도센서는 RTD 센서 변동 가능 범위와 동일한 저항을 사용하여 시험을 수행한다. INS는 INS Box를 이용하여 명령을 수동으로 조작한다.

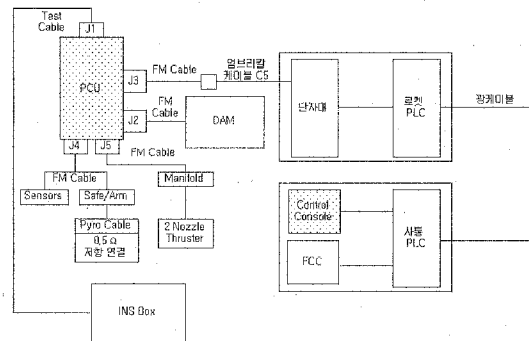


그림 7. Control Console-사통-PCU-DAM 연계시험 구성도

5.3 시험 결과

Control Console - 사통 - PCU - DAM 간의 신호 인터페이스가 원활히 수행되는지를 확인하는 시험으로 각 시험항목에 대해 Control Console, 사통, DAM에서의 신호값을 확인하였으며, 각 장비들이 정상적으로 동작함을 확인하였다. 이 시험으로 얻은 데이터는 비행시험 이후에 얻어지는 텔레메트리 데이터를 분석하는 기본자료로 활용된다.

6. Control Console-사통-PCU-DAM -INS 연계시험

6.1 시험 항목

- INS 명령 신호 확인
- DAM 신호 확인
- 가상비행 조건에서 INS 명령 신호 확인

6.2 시험 방법

그림 8과 같이 Control Console - 사통 - PCU - DAM 연계시험과 동일한 구성이지만 INS Box 대신에 Real FM Cable 및 Real INS를 사용하여 추력기 솔레노이드 밸브를 구동시킨다. INS 구동시험은 수동으로 +롤 명령과 -롤 명령을 주는 시험, 가상 비행조건에서 INS 명령을 주는 시험, 비행 소프트웨어로 수동으로 INS를 회전시켜서 생성되는 INS 명령 시험에 대하여 각각 수행한다. 추력기 솔레노이드 밸브 구동여부는 솔레노이드 밸브 작동 소리, LED 동작여부 및 Thermal Recorder의 솔레노이드 밸브 양단의 전압 측정으로 확인한다.

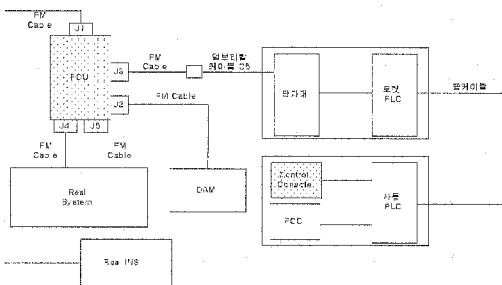


그림 8. Control Console - 사통 - PCU - DAM - INS 연계시험 구성도

6.3 INS 수동 명령 시험

표 1. INS 수동 명령 시험 준비 절차

순서	시험 준비 과정	확인
1	Control Console의 주전원 On	✓
2	Control Console의 외부전원 On	✓
3	Control Console의 외부전환을 한번 On	✓
4	배터리 연결단자의 Power Supply를 28V로 세팅한 후 On	✓
5	DAM의 전원 On	✓
6	INS의 전원 On	✓
7	Thermal Recorder로 데이터 저장 시작	✓
8	Control Console의 내부전환을 한번 On	✓

표 2. INS 수동 명령 시험 준비 결과

순서	Control Console LED		다른 장비의 Power On/Off
	주전원	외부전원	
1	ON	ON	×
2	ON	ON	×
3	ON	ON	×
4	×	×	ON
5	×	×	ON
6	×	×	ON
7	×	×	ON
8	ON	ON	×

표 3. INS 수동 명령 시험 절차

순서	작동내용	확인
1	INS에서 1단 롤 명령을 Off한다.	✓
2	INS에서 + 롤 명령을 준다.	✓
3	INS에서 1단 롤 명령을 Off한다.	✓
4	INS에서 + 롤 명령을 준다.	✓
5	INS에서 1단 롤 명령을 Off한다.	✓
6	Thermal Recorder를 Stop하고 데이터를 저장한다.	✓
7	INS의 Power를 Off 한다.	✓
8	DAM의 Power를 Off 한다.	✓
9	PCU의 Power를 Off 한다.	✓

표 4. INS 수동 명령 시험 결과

순서	점검장비 솔레노이드 밸브 On/Off	DAM 출력 신호 모니터	
		Mon. R_CMD	(V)/2.5V
1	Off OFF	Mon. R_CMD	(2.422 V)/2.5V
2	+롤 ON	Mon. R_CMD	(4.82 V)/5V
3	Off OFF	Mon. R_CMD	(2.42 V)/2.5V
4	-롤 ON	Mon. R_CMD	(0.0 V)/0V
5	Off OFF	Mon. R_CMD	(2.42 V)/2.5V

6.4 가상 비행 조건에서의 INS 명령 시험

표 5. INS 가상비행모드 시험 준비 절차

순서	시험 준비 과정	확인
1	Control Console의 주전원 On	✓
2	Control Console의 외부전원 On	✓
3	Control Console의 외부전환을 한번 On	✓
4	배터리 연결단자의 Power Supply를 28V로 세팅한 후 On	✓
5	DAM의 전원 On	✓
6	INS의 전원 On 가상비행 모드로 세팅	✓
7	Thermal Recorder로 데이터 저장 시작	✓
8	Control Console의 내부전환을 한번 On	✓

표 6. INS 가상비행모드 시험 준비 결과

순서	Control Console LED		다른 장비의 Power On/Off
	LED	상태	
1	주전원	ON	×
2	외부전원	ON	×
3	외부전환	ON	×
4	×	×	ON
5	×	×	ON
6	×	×	ON
7	×	×	ON
8	내부전환	ON	×

표 7. INS 가상비행모드 시험 절차

순서	작동내용	확인
1	INS에서 가상 비행 시나리오를 시작한다.(2.5 ~55 sec)	✓
2	Thermal Recorder를 Stop하고 데이터를 저장한다.	✓
3	INS의 Power를 Off 한다.	✓
4	INS를 비행모드로 전환한다.	✓
5	INS의 Power를 ON 한다.	✓
6	Thermal Recorder로 데이터 저장을 시작한다.	✓
7	INS를 비행모드로 동작시킨다.	✓
8	Thermal Recorder를 Stop하고 데이터를 저장한다.	✓
9	DAM의 Power를 Off 한다.	✓
10	PCU의 Power를 Off 한다.	✓

가상 비행 조건에서의 시험 종료 후 DAM의 출력 신호, INS의 PCM 신호, Thermal Recorder의 저장신호를 그림 9~그림 12에 도시하였다.

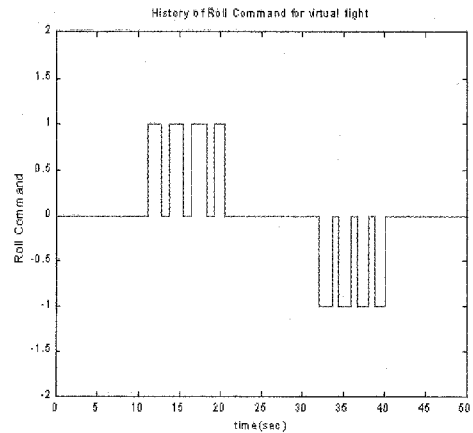


그림 9. INS 명령 신호(INS 가상비행모드)

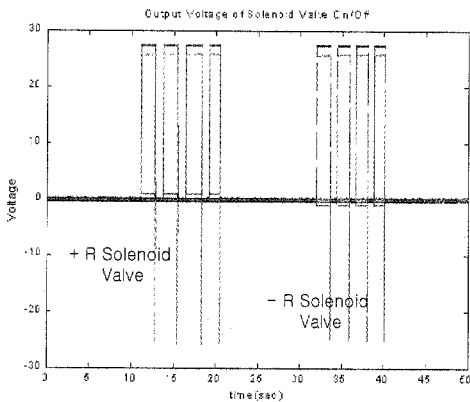


그림 10. 추력기 솔레노이드 밸브 양단 전압(INS 가상비행모드)

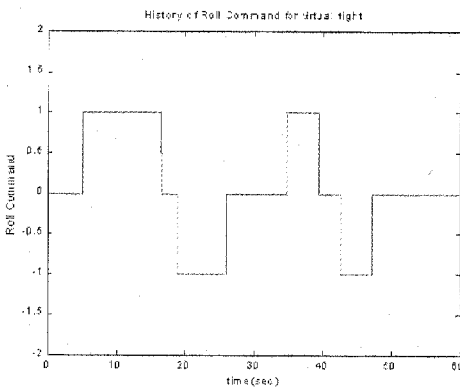


그림 11. INS 명령 신호(INS 비행모드)

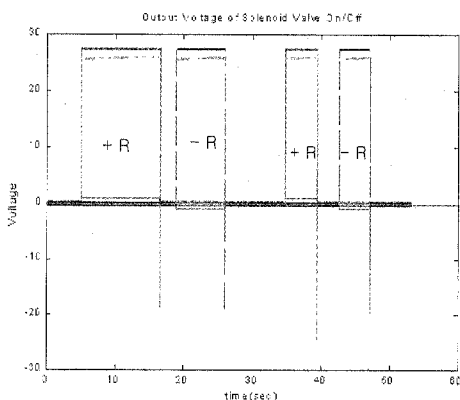


그림 12. 추력기 솔레노이드 밸브 양단 전압(INS 비행모드)

6.5 시험 결과

관성항법장치의 명령에 따라 자세제어 시스템이 제대로 동작되는지, 각 장비들의 모니터 신호는 제대로 송수신되는지를 확인하는 시험으로 시험결과 모든 장비들이 정상적으로 동작함을 확인하였다. 또한 가상 비행 시나리오에 따라 관성항법장치를 동작시켜 1단 롤 자세제어 시스템을 운용해 보았으며, 그림 9~그림 12에서 알 수 있듯이 모든 장비들이 정상적으로 동작함을 확인하였다.

7. 결 론

자세제어 시스템의 지상검증을 위한 시험인 인증시험을 통하여 관성항법장치의 작동 명령에 대하여 1단 롤 자세제어 시스템이 정상 동작함을 알 수 있었으며, PCU에서 DAM으로 출력되는 신호가 정상적으로 보내지고, 그 값을 기록하여 비행용 텔레메트리 데이터와 비교 분석하였으며, PCU에서 C5 엠프리칼 케이블, 단자대, 로켓 PLC, 광케이블 및 사통 PLC를 거쳐 정확하게 Control Console로 신호 전달이 되며, Control Console에서 사통 PLC, 광케이블, 로켓 PLC, 단자대, C5 엠프리칼 케이블을 거쳐 PCU의 동작 상태 모니터 및 명령 전달이 제대로 수행됨을 확인하였다.

이상과 같이 PCU에 대한 인증시험을 통하여 자세제어 시스템이 전체 시스템과 연계되어서 원활히 작동됨을 확인할 수 있었다. 이 시험을 통하여 KSR-III 비행시험에서 1단 롤 자세제어 시스템이 타 시스템과 연계하여 원활히 작동할 수 있다는 신뢰성을 높였다는 것에 의의가 있다.

참 고 문 헌

1. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발사업(I)", 과학기술부, 1998.
2. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발사업(II)", 과학기술부, 1999.

3. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발사업(III)", 과학기술부, 2000.
4. 채연석 외, "3단형 과학로켓 개발사업(IV)", 과학기술부, 2001.
5. Walker, R. E., Stone, A. R., and Shandor, M., "Secondary Gas Injection in a Conical Rocket Nozzle", AIAA Journal, Vol. 1, Feb. 1963, pp.334~338.
6. Merer, J. W. and Jenkins, C. A., "Attitude Control Systems for Sounding Rockets", AIAA 2nd Sounding Rocket Technology Conference, Dec., 1970.
7. Olney, D., "Development of a Magnetic Acquisition and Attitude Control System for Spinning Rocket Payloads", AIAA 6th Sounding Rocket Technology Conference, Orlando, Florida, October 26-28, 1982.