技術論文

KSR-Ⅲ 추력기 자세제어 시스템 개발

정호락*, 전상운*, 최형돈*

Thruster Attitude Control System for the KSR-Ⅲ

Ho-Lac Jung*, Sang-Woon Jeon* and Hyung-Don Choi*

ABSTRACT

This paper introduces a thruster attitude control system for the KSR-Ⅲ and addresses system configuration, design condition for several components and development systems. These systems were confirmed through environmental tests, compatibility tests with other sub-systems and are planned to launch by this year. After the launch test, it can be redesigned for optimal systems using post-analysis.

초 록

본 논문에서는 3단형 과학로켓 KSR-Ⅲ의 추력기 자세제어 시스템을 소개하고, 자세제어 시스템의 구성, 각 구성품들의 설계조건 및 개발현황 등에 대하여 다루고자 한다. 개발된 추력기 자세제어 시스템은 다른 서브 시스템과의 연계시험 및 각종 환경시험을 통해 검증되어졌으며, 추후 비행시험이 수행될 예정이다. 비행 시험 후 얻어진 데이터를 분석하여 보다 최적화된 시스템을 재설계 할 수 있게 된다.

Key Words : Attitude Control(자세제어), Thruster(추력기), Regulator(압력조절기)

1. 서 론

현재 개발중인 KSR-Ⅲ는 1단으로 액체추진제를 사용하고, 탑재부는 고체추진제를 사용하도록 설계되어 있다. 액체추진제를 사용하는 1단은 추력벡터제어 방식중 엔진을 움직여서 로켓의 피치 및 요 방향에 대한 자세를 제어하며, 롤 축에 대한 자세제어 시스템으로는 냉가스 추력기 시스템이 별도로 구성되어 있다. 고체추진제를 사용하는 탑재부는 3축 자세제어를 위해 냉가스 추력기 시스템을 사용하며, 궤도 안정성을 위해 스핀 안정화 방식을 채택하고 있다. 냉가스 추력기 시스템은 단일추진제 추력기 시스템에 비하여 비추력은 낮지만 시스템 구성의 단순성으로 인한 제작성이나 안정성 및 비용면에서 유리하다고 판단되

어 1단 롤 자세제어, 탑재부 자세제어 및 스피닝을 위한 추진 시스템으로 채택하였다. 냉가스로는 주로 헬륨이나 질소와 같은 비활성 기체를 많이 사용하는데, KSR-Ⅲ에서는 분자량이 큰 질소가스를 냉가스 추진제로 사용한다. 냉가스 추력기 시스템은 크게 하드웨어와 소프트웨어로 구분할 수 있다. 하드웨어는 제어명령에 따라 솔레노이드 밸브를 개폐시켜 추력을 얻는 전기/전자/기계적인 부분으로 고압의 질소가스를 저장하기 위한 탱크, 고압을 저압으로 감압하는 압력조절기, 추력기를 On/Off하기 위한 솔레노이드 밸브, 전원 및 센서 신호처리를 위한 PCU (Power Control Unit), 압력 및 온도 등을 측정하기 위한 센서 등으로 구성된다. 소프트웨어는 관성항법장치로부터 얻어지는 현재 로켓의 위치, 속도 및 자세각 정보를 이용하여 요구되는 자세각을 유지하기 위한 자세명령을 계산하는 디지털 제어기로서 관성항법장치 내에 탑재된다. 자세제어는 버니어 엔진과 같이 김발 방식을 사용하는 경우에

† 2002년 7월 8일 접수 ~ 2002년 9월 30일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : hlj@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

는 연속제어 방식이기 때문에 선형 해석이 가능하나, 추력기를 사용할 경우 On/Off 명령밖에 이용할 수 없기 때문에 비선형 제어가 요구되며, 제어기로는 비선형 방식의 스위칭 알고리즘이 사용된다.

KSR-III의 경우 1단 롤 자세제어 시스템으로 편팁에 22 N 추력기 8개를 부착하여 롤 자세각을 제어하며, 탑재부 3축 자세제어 시스템으로는 22 N 추력기를 롤 축에 대해 4개, 피치 축에 대해 2개, 요 축에 대해 2개를 사용하고, 스피닝 추력기로 44 N 추력기를 4개 사용한다. 질소가스를 탱크에 2,100 psi로 저장하였다가 압력조절기를 사용하여 400 psi로 감압한 후 추력기의 솔레노이드 밸브를 열고 닫음으로써 추력을 발생시켜 제어모멘트를 얻도록 구성되어 있다. 탱크에 저장되는 질소가스량은 제어시간, 유량, duty ratio 등을 고려하여 결정하여야 하며, 특히 duty ratio의 경우 외부 교란 모멘트에 대한 분석을 통해 실제 비행상황에서 추력기가 얼마나 켜져 있을 것인가에 대한 충분한 해석을 통해 결정하여야 한다. 이러한 여러 가지 KSR-III 추력기 시스템 개발 과정에서 설계된 제어기 및 하드웨어에 대한 검증은 위해 시뮬레이션에 의한 성능 확인뿐만 아니라 시험평가장치도 필요하다. 자세제어 시스템의 시험평가장치로서는 저항력이 거의 없는 에어베어링 위에 실제 발사될 로켓의 관성(Inertia)과 동일한 관성을 가진 구조물을 설치하고, 추력기 위치 또한 실제 장착되는 위치와 동일한 암(arm)을 갖도록 평가장치를 구성하여 시험을 수행하였다. 이러한 평가장치를 통한 시험으로 제어기 및 시스템의 성능을 확인하여야 할뿐만 아니라 실제 로켓의 비행환경에서도 제대로 동작할 수 있도록 비행시 발생하는 진동, 고온/저온, 저압 등의 다양한 환경에 노출시키는 환경 시험을 거쳐 시스템이 제대로 동작하는지도 확인하여야 한다. 또한 로켓은 자세제어 시스템뿐만 아니라 다른 다양한 기능을 가진 서브시스템들의 조합체로 이루어져 있으므로 이들 서브시스템들 간의 연계시험인 HILS(Hardware In the Loop Simulation)를 거친 후 발사시험을 하게 된다.

II. 추력기 자세제어 시스템 구성

2.1 시스템 구성

KSR-III의 추력기 자세제어 시스템은 크게 롤 자세제어 시스템(RCS : Roll Control System)과 탑재부 자세제어 시스템(PCS : Payload Control

그림 1. KSR-III 기본형 로켓 시스템

그림 2. RCS 공압 구동장치 개념 설계도

그림 3. PCS 공압 구동장치 개념 설계도

System)으로 구성되며, 구성도는 그림 1과 같다. RCS의 주요 구성품은 연료탱크와 산화제 탱크 사이의 Bay 위에 장착이 되며, 추력기는 편 팁에 위치한다. PCS는 전자 탑재부와 탑재부 킷모터 사이에 위치한다.

자세제어 시스템은 크게 공압 구동장치, 제어장치, 지상지원장치로 나눌 수 있다. 공압 구동장치는 추력기, 압력조절기, 탱크, Pyro Valve,

그림 4. RCS 추력기 부착 위치

그림 5. PCS 추력기 부착 위치

Fill/Drain Valve, Vent Valve, Pressure Sensor, Mechanical Fitting 등으로 구성되며, 제어장치는 PCU, Battery 및 각종 Cable로 구성되고, 지상지원장치는 Control Console, 지상공급전원 및 각종 Cable로 구성되어 진다. RCS 및 PCS에 대한 공압 구동장치 개념 설계도는 각각 그림 2 및 그림 3과 같다.

RCS 및 PCS의 추력기 부착위치는 그림 4 및 그림 5와 같다.

2.2 주요 구성품

2.2.1 추력기

추력기의 주요 구성요소는 공압 동력원으로부터 조절된 작동 유체의 유입 및 차단을 자기학적 물리요소에 따라 변위를 발생하는 솔레노이드 밸브와 이에 따라 압력을 받고 외부로 작동유체를 분출하여 추력을 발생시키는 Nozzle부, 그리고 유로 형성을 위한 Manifold Body부 및 전기적 인터페이스를 위한 연결부로 이루어져 있다. 추력기는 제어장치에서 보내온 신호에 따라 솔레노이드 밸브를 On/Off함으로써 추력을 발생시키며, 이 때 밸브를 열고 닫는데 소요되는 시간을 최대한 단축시키도록 밸브를 설계하여야 한다. 솔레노이드 밸브를 열고 닫는데 소요되는 지연시

그림 6. 1 Nozzle 추력기의 외형

그림 7. 2 Nozzle 추력기의 외형

그림 8. 3 Nozzle 추력기의 외형

간은 코일의 자기력, 스프링의 탄성력 및 작동 압력 등에 의해 결정되며, 시스템 특성상 On 명령과 Off 명령에 대해 밸브 개폐 소요 시간이 다를 수 있으므로 이러한 차이가 최소화 될 수 있도록 설계하는 것이 바람직하다. KSR-III에서는 RCS를 위하여 22 N 급 추력기를 2 Nozzle 형태로 개발하였으며, PCS를 위하여 1 Nozzle 및 3 Nozzle 형태의 추력기를 개발하였다. 그림 6에는 1 Nozzle 추력기의 외형을, 그림 7에는 2 Nozzle

추력기의 외형을, 그림 8에는 3 Nozzle 추력기의 외형을 각각 도시하였다.

PCS의 물 축과 피치 축의 제어에는 3 Nozzle 형태의 추력기가 사용되며, 가운데 추력기가 피치 축의 제어에 사용되고 양 끝단의 추력기가 물 축을 제어하도록 설계되어 있다. 이러한 22 N 급 추력기의 설계 사양은 표 1과 같으며, KSR-III 추력기 시스템에서 압력조절기와 함께 국산화한 대표적인 품목이다.

표 1. 추력기 세부 설계 사양

작동 매체	Nitrogen
작동 압력 범위	400 $\pm$ 30 psi
전 원	28 $\pm$ 6 VDC, 2A
추 력	RCS 22 N PCS 22 N, 44 N
Response Time	Opening/Closing Time Delay 20 msec 이내
Running Time	330 sec
Leakage	Internal : 10^{-3} sccs helium at 500 psi External : 10^{-4} sccs helium at 500 psi
기 타	Pressure Transducer 장착형 추력 오차 5% 이내 Specific Impulse > 50 sec

2.2.2 압력조절기

자세제어용 압력조절기는 고압용기에서의 저장 압력을 추력기에서 사용되는 압력으로 조절해 주는 부품으로서 추력기 작동시 유량 증가에 따른 압력 저하 현상을 방지할 수 있는 구조가 되어야 하고, 높은 신뢰성과 기능을 유지할 수 있어야 한다. 압력조절기의 구성요소로는 고압의 압력을 받아 조절하여 필요한 유량을 공급하기 위한 Loading Mechanism부, 압력을 측정하기 위한 Sensing Element부, 일정한 압력을 유지하기 위한 Control Element부, 외부 환경에 대한 보호와 시스템 인터페이스 및 Sealing을 위한 Housing 부로 이루어져 있다. 이러한 압력조절기는 작동 압력 내에서는 항상 일정한 압력을 유지하여야 하며, 시스템 특성상 Leakage가 거의 없어야 한다. 또한 추력기가 작동하면 내부와 외부와의 압력 차이에 의해 압력조절기 출력 압력이 순간적 낮아지는 현상이 발생하므로 원래의 일정한 압력으로 빠르게 돌아올 수 있도록 설계되어야 한다.

표 2. 압력조절기 세부 설계 사양

Flow rate	0.2 Kg/s at inlet pressure 600 psi
Operating Pressure	600 ~ 3,000 psi
Regulated Pressure	400 $\pm$ 30 psi
Proof Pressure	5,000 psi
External Leakage	10^{-4} sccs helium at 3,000 psi

그림 9. 압력조절기의 외형

압력조절기의 설계 사양은 표 2와 같으며 형상은 그림 9와 같다. 몸체는 AL 7075-T651이며, Plunger, Sleeve 및 Seat는 스틸로 제작되었다.

2.2.3 고압탱크

PCS 및 RCS용 고압탱크는 압력조절기와 연결되는 Block부와 필요 작동유체를 저장하는 고압용기부로 구성되며, 고압(MEOP=3,000 psi)의 질소를 작동유체로 사용하기 때문에 강도, 경량화 및 부피라는 측면에서 티타늄 계열 합금을 사용하여 개발하였다. 고압탱크의 반구를 절삭 가공한 다음 맞대기 용접을 하는 방법이 제일 간단하나, 스피닝의 경우에 비하여 소재비만 약 26배가 소모되는 것을 고려하여 KSR-III용 고압탱크는 스피닝 공정을 채택하였다. 초기에는 상온에서

그림 10. 열간 스피닝 공정으로 제작된 고압탱크

스피닝을 시도하였으나 스피닝 과정동안 발생하는 고열로 인하여 표면에 원주방향 균열이 심각하게 발생하여 열간 스피닝 공정으로 바꾸어 제작하였다. 이렇게 제작된 고압탱크의 모습이 그림 10에 나와 있다.

2.2.4 Pyro Valve

자세제어 시스템의 고압탱크에 저장된 고압가스의 압력조절기로의 유입을 조절하기 위한 밸브로서, 초기 가스 충전시에는 유로를 차단한 상태로 유지하다가 비행조건에서 자세제어 시스템의 운용이 필요한 경우 저장된 고압의 가스를 순간적으로 압력조절기로 보냄으로써 시스템의 작동압을 형성하는 역할을 수행한다. 구동 명령에 대해 전기적인 신호를 사용하여 유로를 Open하는 Pyro부와 유로 연결을 위한 밸브부로 구성되어지며, 수 차례의 시험을 거쳐 그 신뢰성과 안전성을 입증한 후 사용을 하게 된다. Pyro Valve에 대한 설계 사양 및 외형을 표 3 및 그림 11에 도시하였다.

표 3. Pyro Valve의 세부 설계 사양

Flow rate	0.4 Kg/s at inlet pressure 600 psi
Operating Pressure	3,000 psi
Proof Pressure	5,000 psi
공압 배관 사이즈	3/8 inch
External Leakage	10^{-5} sccs helium at 3,000 psi

그림 11. Pyro Valve의 외형

2.2.5 각종 밸브

고압탱크의 충전 및 밀폐를 위한 밸브로서 Fill/Drain Valve가 사용되며, 충전/밀폐 작업의 용이성을 위해 충전 밸브와 Isolation Valve가 함

께 쓰인다. 또한 자세제어 시스템의 Fill/Drain Valve부에서는 Sealing을 위해, Pyro Valve부에서는 운용상 Leak Test를 수행하기 위해 추력기 시스템에서는 Isolation Valve가 필요하다. 또한 자세제어 시스템 내부의 압력은 필요시 제거되어야 하며, 이와 같은 목적을 위해서는 내부 압력 제거를 위한 Vent Valve가 필요하게 된다. 이러한 밸브의 경우 Leakage가 어느 정도 존재하게 되는데, 시스템 구성상 외부와의 접촉 부위에 해당하므로 Leakage가 크면 내부 압력이 외부로 누설되어 고압가스의 저장성에 문제를 일으킬 수 있으므로 Leakage가 거의 없는 제품을 사용하여야 한다.

2.2.6 배관

1단 롤 자세제어 시스템 및 탑재부 자세제어 시스템의 공압 구동장치는 각 구성품들의 연결을 위해 배관이 필수적으로 필요하다. 고압탱크, 각종 밸브, 추력기 등을 연결하는 배관을 설계할 때에는 Leakage, 안전성 및 조립성 등을 고려하여야 한다. 압력조절기 전단에는 2,100 psi의 고압을, 후단은 400 psi의 압력을 전달하여야 하므로 Leakage가 생기지 않는 구조를 가져야 한다. 특히 고압탱크, 밸브, 추력기 등의 구성품과 배관과의 체결 부위는 충격 및 진동에도 강한 구조를

그림 12. RCS 배관 설계

그림 13. PCS 배관 설계

가져야 하며, 일부 구성품들은 진동에 견디기 위하여 브라켓을 설계하여 고정하여야 한다. 또한 배관은 온도에 따라 길이가 변화할 수 있으므로 길이 변화에 대처할 수 있도록 배관에 굴곡을 형성하여야 한다. 하지만 너무 많은 굴곡을 형성하게 되면 굴곡부위에서의 압력 손실이 커지므로 설계시 주의하여야 한다. 1단 롤 자세제어 시스템의 경우에는 1개의 Bay 위에 대부분의 구성품들이 위치하지만 탑재부 자세제어 시스템은 2개의 Bay 위에 구성품들이 위치하게 되므로 구성품들의 배치 또한 고려하여야 한다. 수동 밸브의 경우에는 밸브 손잡이가 움직여야 하므로 배관이나 다른 구조물과의 간섭이 생기지 않도록 배치하여야 하고, Pyro Valve는 구동시 강한 충격을 발생시키므로 충격에 견딜 수 있는 체결 구조로 설계되어야 한다. 이러한 주의사항들을 고려하여 배관을 설계하였으며, 그 모습이 그림 12 및 그림 13에 각각 나와 있다.

2.2.7 PCU

PCU는 관성항법장치에 탑재되어 있는 자세 제어기로부터 추력기의 On/Off 명령을 받아 솔레노이드 밸브를 구동하고, 각 구성품에 전원을 공급하며, 각종 센서로부터 데이터 값을 읽어들이어 Telemetry 시스템으로 자료를 전송하는 등의 전원 및 신호를 분배, 처리하는 기능을 가진 전자제품이다. 이러한 PCU는 DC-DC Converter와 내부/외부 전원 전환 회로 및 Pyro 구동회로가 포함된 Power 보드, 추력기 솔레노이드 밸브에 구동과위를 공급해 주는 Valve Drive 보드, Telemetry용 신호 처리 회로가 포함된 Voltage Linear Converter 보드 및 전체 신호를 외부와의 인터페이스가 편리하게 만들어 주는 Mother 보드로 구성되어 있다. 개발된 PCU의 외형은 그림 14와 같으며 가혹한 진동, 온도, 압력 및 충격 등의 비행환경에서도 기능상의 문제가 없도록 설계되어 있다.

Power 보드는 전원 안정화 회로 및 EMI 필터

그림 14. RCS(우) 및 PCS(좌) PCU의 외형

그림 15. Power 보드의 외형

그림 16. Voltage Linear Converter 보드의 외형

그림 17. Valve Drive 보드의 외형

를 적용하였으며 Valve Drive 보드에는 명령신호와 전원 신호간의 전기적인 격리를 위하여 Opto-coupler를 사용하였다. 개발된 각종 보드의 외형은 그림 15, 16 및 17과 같다.

2.2.8 센서

자세제어 시스템 공압회로부 기능 점검을 위하여 압력을 측정하는 압력 센서와 실제 비행시 추력기 시스템이 어떠한 온도조건에 노출되는지에 대한 측정 및 질소가스 잔류량을 계산하기 위해 온도 센서를 사용하였다. 압력 측정 센서는 고압 용기부의 압력을 측정하는 고압 측정용 압력 센서와 압력조절기 출력단의 압력 및 추력기

챔버압을 측정하기 위한 저압 측정용 압력 센서가 있으며 온도 측정 센서는 추력기 자세제어 시스템의 온도를 측정하기 위해 고압탱크 표면에 부착하였다.

2.2.9 System Integration

추력기 자세제어 시스템의 각 구성품 및 공압 모듈간의 연결, 누설시험, 각종 전자/계측 장비들간의 인터페이스, 구성품들의 조립 및 Alignment 등을 요구조건에 맞도록 조립하여야 한다. 공압 회로부는 고압탱크를 포함하여 압력 조절기, 각종 밸브 및 추력기 등을 Fitting을 사용하여 조립한 후 반드시 작동압에서 누설시험을 수행하여야 하고, 추력기는 조립시 발생하는 위치에 대한 오차를 측정하여 초기 조립오차를 허용오차 범위 이내로 맞추어야 하며, 각종 전자/계측 장비들은 인터페이스 및 Wire Harness를 점검하여 신뢰성을 높여야 한다. 또한 모든 조립이 끝난 후 전체 추력기 시스템에 대한 기능시험 및 환경시험을 수행하여야 한다.

그림 18. 비행용 RCS 사진

그림 19. 비행용 PCS 사진

2.2.10 제어 콘솔

추력기 시스템이 로켓 비행시 정상적으로 동작할 수 있도록 로켓이 이륙하기 전에 발사 시퀀스에 따라 내/외부 전원 전환, Pyro 밸브 구동 및 중요 신호 모니터링 등의 작업을 원활히 수행하기 위하여 지상 제어 콘솔을 제작하였다. 그림 20과 같은 제어 콘솔은 외부전원부, 모듈부, 확인부, 압력 표시부 및 전원선택부로 구성되어 있다. 외부전원부는 PCU에 외부전원을 공급하는 명령 스위치와 모니터 신호로 구성되어 있으며, 모듈부는 전원을 제어하는 부분과 Pyro를 제어하는 부분으로 나누어져 있다. PCU의 공급전원을 내부 및 외부 전원으로 선택할 수 있으며, Pyro 구동전원을 On 하거나 Pyro 도통 테스트를 수행할 수 있게 구성되어 있다. 확인부는 Safe/Arm Connector의 상태, 제어가능 및 스핀 가능 신호 모니터와 PCU의 28Vdc 신호를 LED로 모니터하게 되어 있다. 압력 표시부는 탱크압력과 정압된 압력을 psi 압력으로 모니터 가능하게 되어 있다. 전원선택부는 2개의 로터리 스위치를 이용하여 Telemetry 신호 항목을 DVM(Digital Voltage Meter)으로 모니터 하게 되어 있다. 제어 콘솔은 임무 통제소(KMCC : KARI Mission Control Center)에 위치하고 있으며, 발사대와 약 500m 거리를 두고 있다. 따라서 발사대에 장착된 로켓을 원격으로 조종하기 위하여 발사대 근처에 발사장비 컨테이너(LEC : Launch Equipment Container)를 두고, KMCC와 LEC사이에는 광케이블을 이용한 통신을 한다. 또한 발사통제장치로부터 명령을 받고, 모니터링 되는 데이터 중 일부를 발사 통제장치로 전송해주는 기능, 중요 신호들을 저장하는 기능 등을 갖추고 있다.

그림 20. 지상제어 콘솔의 외형

2.2.11 점검장비

점검장비는 추력기 시스템 동작절차에 따른 구성품의 동작특성 및 성능을 확인하기 위해 제작되었으며, 동작간의 상태 및 센서신호를 실시

그림 21. 시험장치 구성도

그림 22. 점검장비의 외형

간으로 데이터 획득하여 감시 및 분석이 용이하도록 사용자 인터페이스를 중점으로 제작되었다.

점검장비의 기능으로는 Safe/Arm Connector 모사 기능, 센서 출력 신호 모사 기능, 센서 출력 전원 확인 기능, Pyro 구동전원 확인 기능, 추력기 구동 확인 기능 및 실시간 데이터저장 기능 등을 가지고 있다. 현재 Data Acquisition 장비로는 미국 NI사의 6071E 카드로 PCI Bus 방식이며, Single Ended 방식으로는 64채널, 12bit의 Resolution을 가지고 있고, Sampling Rate는 1.25 MSample/sec이고, 입력은 $\pm 0.05 \sim \pm 10V$ 까지 가능하며, 아날로그 출력은 2 채널 12 bit의 Resolution을 가지고 있다. 출력 Rate는 1 MSample/sec이며, 출력 범위는 $\pm 10V$ 이며, 또한 디지털 입출력 단자를 8개 가지고 있다. 점검장비와 Host PC는 SCB 100 카드로 연결되어 있으며, 점검장비는 저장할 데이터를 SCB 100 카드에 연결시키면 Host PC에서 이를 받아들여서 저장하게 된다. 점검장비는 PCU의 밸브 구동 케이블과 연결하여 PCU의 밸브 구동현황을 모니터

할 수 있으며, 센서 입력 케이블과 연결하여 점검장비에서 원하는 입력값을 입력할 수 있도록 설계되어 있다. 또한 PCU의 Telemetry 케이블과 연결하여 PCU의 모든 Telemetry 신호를 모니터할 수 있으며, 데이터 저장 시스템과 연결하여 모든 데이터를 실시간으로 저장 가능하게 설계되어 있다. 시험장치의 구성도는 그림 21과 같으며 PCU와 직접 연결하여 PCU의 기능을 점검할 수 있게 설계되어 있다. 점검장비의 실물사진은 그림 22와 같다. 점검장비의 운용 중에는 PCU에 외부전원을 공급하여야 하기 때문에 콘솔이 그림 21과 같이 연결되어 있어야 한다.

III. 결 론

본 논문에서는 KSR-III의 자세제어 시스템 구성 및 각 구성품들의 설계조건, 개발현황 등에 대해 소개하였다. 개발된 각 구성품들은 각종 비행 환경에 노출되더라도 제기능을 수행할 수 있도록 부품레벨의 환경시험을 수행하여 통과하였으며, 이렇게 구성된 자세제어 시스템은 관성항법장치와 같은 다른 시스템과의 연계시험인 HILS를 통해 기능 및 성능을 확인하였고, 시스템 레벨의 환경시험을 거쳐 성능을 검증 받았다. 추후 발사시험을 수행할 예정이며, 발사 시험 후 얻어지는 데이터를 분석하여 실제 비행상황에서 발생하는 외부교란 모멘트의 크기 및 임무수행을 위한 자세각 요구조건 등을 고려하여 제어모멘트의 크기를 최적화하여야 할 것이며, 또한 질소가스 소모량을 측정하여 가스탑재량도 최적화하여야 할 것이다.

참고문헌

- 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) Windsor, R., "Goddard Space Flight
Center Sounding Rocket Facilities at White
Sands Missile Range," AIAA 4th Sounding
Rocket Technology Conference, Boston,

Massachusetts, June 23-25, 1976

8) 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