

技術論文

고고도 발사체용 전기유압식 구동장치시스템 개발

민병주*, 최형돈*, 강이석**

Development of Electrohydraulic Actuation System for High Altitude Launch Vehicle

Byeong-Joo Min*, Hyung-Don Choi* and E-Sok Kang**

ABSTRACT

This paper describes the development results of electrohydraulic actuation system which performs the attitude and trajectory control of pitch and yaw motion using thrust vector control for high altitude launching vehicle operated in high vacuum environment (altitude higher than 300 km). As compared with electrohydraulic actuation system for low altitude launch vehicle which operated under altitude of stratosphere, the intensified development requirements, newly adopted design and manufacturing technologies, newly developed test equipments and test results are summarized in this paper. The development test and evaluation of actuation system were successfully accomplished. The developed actuation system will be installed on KSLV-I after finishing verification of interface and integration compatibility with related other systems.

초 록

본 논문에서는 고도 300 km 이상의 고고도 고진공 우주환경에서 발사체의 피치 및 요 방향 자세 및 궤적제어를 추력벡터제어 방식으로 수행하는 전기유압식 구동장치시스템의 개발 결과를 기술한다. 성층권 이하에서 운용하는 저고도 발사체용 전기유압식 구동장치 시스템과 비교하여 강화된 개발 요구규격 및 이를 충족시키기 위한 신규 설계 및 제작 기술, 성능 검증을 위한 시험장치의 개발 및 이를 사용한 시험 수행 결과를 본 논문에 요약하였다. 시스템 자체 성능 검증을 위한 시험 및 평가가 성공적으로 완료된 구동장치시스템은 관련 시스템과의 접속 및 통합 적합성 검증 후 KSLV-I 발사체에 탑재될 예정이다.

Key Words : High Altitude(고고도), Launch Vehicle(발사체), Thrust Vector Control(추력 벡터제어), Electrohydraulic(전기유압식), Actuation System(구동장치시스템), High Vacuum(고진공)

1. 서 론

† 2006년 8월 14일 접수 ~ 2006년 10월 26일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

** 정회원, 충남대학교 기계설계공학과,
BK21 메카트로닉스 사업단

연락처, E-mail : eskang@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 궁동 220번지

한국항공우주연구원에서는 현재 100 kg급의 위성을 근지점 300 km, 원지점 1,500 km의 타원 궤도에 투입시키는 역할을 수행하는 소형위성발사체 KSLV-I(Korea Space Launch Vehicle-I)을

개발 중에 있다. KSLV-I 발사체의 2단부 킷모터는 300 km의 고도에서 위성을 가속시키기 위하여 고체 추진기관을 적용하였으며 연소중 피치 및 요방향으로의 자세 및 비행제어는 노즐로 분출되는 화염의 방향을 직접 제어하는 추력벡터제어 방식으로 이루어진다. 노즐의 회전운동을 가능케 하는 기구는 여러 가지 종류가 있으나 KSLV-I 2단부 킷모터에는 플렉서블 시일(flexible seal)을 장착한 가동노즐 형상을 채택하였다[1].

가동노즐은 킷모터 연소압에 비례하는 플렉서블 시일(flexible seal) 고무 박판 층들의 압축운동 및 고무의 비선형 전단운동 특성에 기인하여 회전중심의 위치가 고정되어 있지 않고 연소중 변동하는 특성을 갖는다. 이와 같은 가동노즐의 고유 비선형운동 특성에 무관하게 정밀한 회전각 제어를 수행하기 위하여 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)를 사용하여 비선형운동 특성을 보상하는 전기유압식 구동장치시스템의 제어특성에 대한 연구가 선행되었다[2].

전기유압식 구동장치시스템은 초기 발전속도가 빨라 KSLV-I 2단 킷모터 가동노즐의 점화충격 후퇴운동과 같은 급격한 운동에 대응할 수 있으며, 단위 질량 대비 출력 특성과 정지 반력 특성이 우수하여 가동노즐의 회전에 기인한 복원토크에도 대응하는 장점을 갖지만 작동유 누설과 같은 고유의 단점도 갖는다. 특히 KSLV-I 2단 발사체와 같이 고도 300 km, 대기 압력 10^{-8} torr 수준의 고진공 환경에서 운용되는 폐회로 유압시스템에 있어서 작동유 누설은 부압에 의하여 가속되며 이는 제한된 유압시스템 작동유 저유량을 고갈시켜 치명적인 결과를 초래할 수 있다.

KSR-III 발사체에 탑재되었던 액체엔진 추력벡터제어용 전기유압식 구동장치시스템은 성층권 이하 즉 고도 50 km 이하에서 운용되었기 때문에 압력에 대한 환경시험 요구조건이 고려되지 않았으며 KSLV-I 대비 상대적으로 낮은 진동 및 충격 환경시험 규격을 요구하였다[3].

그러나 KSLV-I 2단 발사체의 전기유압식 구동장치시스템은 고진공 환경과 같은 신규 환경조건 및 강화된 환경 요구조건과 가동노즐의 고유 비선형운동 특성에 대응하기 위하여 KSR-III 적용 형상 대비 많은 형상의 개선과 이를 구현하기 위한 신규 설계 및 제작 기술의 적용, 개발된 부품 및 시스템을 검증하기 위한 시험장치의 개발, 이를 사용한 다양한 시험들을 필요로 하였다. 본 논문에서는 이와 같은 연구를 수행하면서 산출된 결과를 고고도 발사체에 적용 가능한 신규 유압시스템 형상 개발의 관점에서 요약하여 기술한다.

II. 구동장치시스템 설계

2.1 개발 요구조건

KSLV-I 2단 구동장치가 비행시험 환경을 극복하고 고도 300 km, 10^{-8} torr의 고진공 환경에서 가동노즐의 추력벡터제어를 성공적으로 수행하기 위하여 충족시켜야 하는 개발 요구조건 및 규격은 표 1과 같다. 시스템의 질량조건은 45 kg 이 이하이며 비행중 정격 운용시간은 75초이다.

표 1. 구동장치시스템 개발 요구조건

항목		요구규격
작동기 형상	모멘트암 길이	276 mm
	중립 길이	370 mm
	선형성	정격 0.5 % 이하
제어 정밀도	히스테리시스	정격 1.0 % 이하
	제어 강성	2.0×10^7 N/m 이상
가동 노즐 부하 특성	복원 토크	589 N·m/°
	정격 회전각	3°
	회전 관성	1.94 kg·m ² @ 회전중심
	최대 회전속도	20°/초
환경	가속도	13g, 4분(±X, ±Y, ±Z축)
	랜덤 진동	20grms, 20~2,000 Hz, 4분(3축)
	정현파 진동	10 mm, 5~17 Hz(3축) 12g, 17~2,000 Hz(3축)
	저주파 충격	50g, 반정현파 8~11msec(±X, ±Y, ±Z축)
	파이로 충격	SRS 최대 3,000g, 1,000~20,000 Hz(±X, ±Y, ±Z축)
	저온	-25 °C(5시간 이상 유지)
	고온	+70 °C(5시간 이상 유지)
	진공	10^{-4} torr(30분 이상 유지)

2.2 시스템 설계

가동노즐의 점화충격 후퇴운동 및 고무층들의 전단운동에 의한 회전운동 변환시 발생하는 회전 중심의 비선형운동 특성을 보상하기 위한 별도의 외장 변위센서인 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)를 그림 1과 같이 피치 및 요방향 비행제어용 서보작동기 180° 이격 위치에 장착하였다. 구동장치의 유압 및 제어회로 구성도는 그림 2와 같다. 유압시스템의 운용 압력은 MIL-H-5440 분류에 따라 정격 20.7 MPa인 Class 3000으로, 운용 온도는 Type II -40~+135 °C로 선정하여 유압부품들과 시스템을 설계하였다. 유압작동유는 시험평가시 사용할 보유 장비와의 호환성을 고려하여 MIL-PRF-83282로 선정하였다.

배터리로 구동되는 유압동력 발생장치인 BLDC EMDP(Brush-Less Direct Current Electric Motor

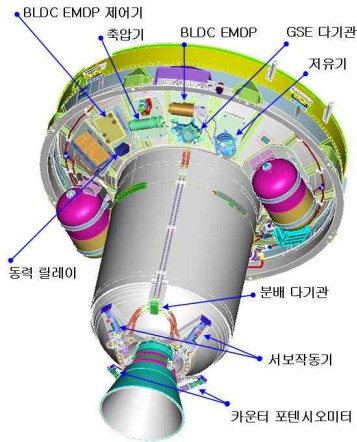


그림 1. KSLV-I 2단 구동장치 설계 형상

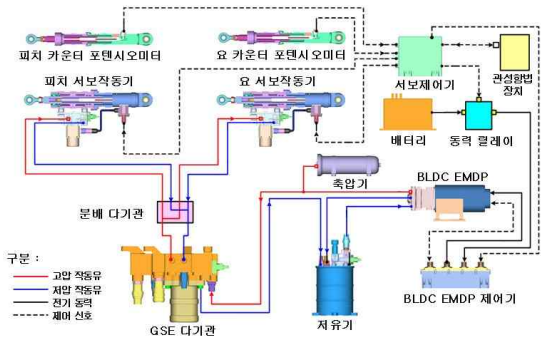


그림 2. 구동장치 유압 및 제어회로 설계 형상

Driven Pump)는 가변 용량형 피스톤 유압펌프로 고압의 유압작동유를 생성시킨다. 고압 작동유는 GSE(Ground Support Equipment) 다기관 및 분배 다기관을 경유하여 피치 및 요 서보작동기로 유압동력을 공급한다. 저유기는 유압펌프 흡입포트로의 작동유 공급과 귀환 작동유의 저장조 역할을 수행한다. 축압기는 서보작동기 2축이 최대 구동속도로 작동시 부족한 순간 유량 보상을 수행한다. 서보작동기의 제어는 관성항법장치로부터 전달된 제어신호를 서보제어기에서 카운터 포텐시옴터(counter potentiometer)의 가동노즐 변위측정 신호와 합성하여 이루어진다. BLDC EMDP 제어기는 BLDC EMDP를 유압부하에 무관하게 정속으로 구동시킨다.

III. 구동장치시스템 제작

3.1 유압동력 발생장치(BLDC EMDP)

전기유압식 구동장치시스템에 유압동력을 공급

하는 유압동력 발생장치는 고체 추진기관 발사체에서 요구동력이 큰 경우 별도의 가스발생기와 터빈, 기어박스에 의하여 구동되는 유압펌프 방식을, 요구동력이 작은 경우는 전기모터에 의하여 구동되는 EMDP 방식을 일반적으로 적용한다. 유압동력 발생장치의 개발 요구규격은 표 2와 같으며 1차 시제품 유압동력 발생장치는 KSR-III 구동장치시스템 개발 과정에서 기술을 확보한 EMDP 형상으로 개발하였다[4].

표 2. 유압동력 발생장치 개발 요구규격

항목	요구규격
구동방식	전기모터 구동형 유압펌프
유압펌프	가변 용량형 피스톤 펌프
작동유	MIL-PRF-83282
정격 유압출력	145~158 ml/초 @ 19.7 MPa
질량	6.5 kg(모터 포함) 이하

1차 시제품 EMDP는 정격 26 vdc 직류전원으로 작동되는 직류모터가 열발생률이 작은 가변 용량형 피스톤 유압펌프를 구동시켜 유압동력을 공급하는 방식으로 개발하였으며 성능 수락시험 후 환경시험 단계에서 마지막으로 수행된 고진공 환경시험에서 그림 3과 같이 소손되었다.

EMDP 직류모터의 소손 원인은 유압동력을 발생시키는 유압펌프의 부하가 직류모터에 과부하로 작용되어 소손된 것이 아닌 고진공 환경과 직류모터의 기동 특성에 기인한 것으로 분석되었다. EMDP 적용 직류모터의 경우 기동시 정격전류 대비 1.5~2.0배의 많은 전류를 필요로 한다. 대기 중에서는 직류모터의 (+)전극(브러시)과 (-)전극(정류자) 사이에 초기 기동전류가 통전되어도 간극에 존재하는 많은 공기 입자들이 절연체 역할을 수행하여 코로나 현상이 발생되지 않지만 표 1과 같은 고진공 환경에서는 절연체 역할을 수행하는 공기 입자들이 매우 희박한 상태이므로 코로나 현상이 발생된다. 코로나 현상에 의하여 발생된 스파크는 전극 간에 국부적인 용융 탈락물을 발생시키고 이는 6,000 rpm 이상으로 고속 회전하는 모터의 회전자와 고정자 사이에 유입되



그림 3. 1차 시제품 EMDP 소손 현상



그림 4. 구동장치시스템 고진공 환경시험

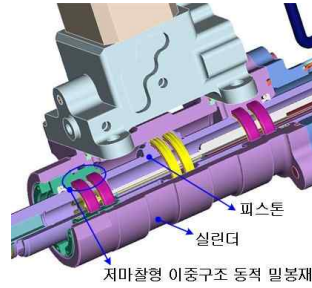


그림 5. 고진공 환경 누설 방지 설계

어 마찰에 의한 열발생을 유발시켜 EMDP 직류 모터의 소손을 초래한 것으로 분석되었다.

이와 같이 큰 기동전류와 브러시 및 정류자를 갖는 직류모터 형상은 고진공환경 하에서 코로나 현상에 의한 전극간 스파크 발생이 고유 특성이기 때문에 EMDP의 구동모터로 적합하지 않음을 확인하였다. 위와 같은 1차 시제품의 고진공 환경시험 및 분석 결과에 기초하여 EMDP 구동모터를 유도전동기의 원리를 사용하여 코로나 현상 발생 가능성을 배제시킨 BLDC 모터로 형상을 변경한 유압동력 발생장치 2차 시제품을 개발하였다. 그림 4는 개발된 BLDC EMDP를 사용한 구동장치시스템의 고진공 환경시험 구성 형상이다. 2차 시제품 BLDC EMDP는 표 1과 2의 모든 개발 요구조건과 규격을 충족시켰으며 정격유압 출력 조건에서 260 vdc, 16 amps의 입력전력을 요구하며 이는 리튬이온 전지로 공급한다.

3.2 서보작동기

가동노즐을 직접 구동하는 서보작동기는 전기 유압식 형상으로 제어입력 전기신호를 서보밸브에서 유압으로 증폭하여 유량을 제어하며 이를 서보작동기의 확장 및 수축 격실로 공급하여 위치제어를 수행한다. 서보밸브는 플랩퍼-노즐 형상 대비 상대적으로 작동유 오염에 둔감하며 고장시 피스톤의 기계적 포화현상 발생 가능성이 낮은 제트-파이프 형상을 적용하였다.

서보작동기의 피스톤 내경 중공부에는 위치제어를 위한 변위센서인 포텐시오미터(potentiometer)가 내장되어 있다. 아울러 작동기와 서보밸브를 연결하는 다기관 블록에는 실린더 확장 및 수축 격실간 선택적 작동유 우회회로를 내장시켜 유압동력과 제어신호가 없는 상태에서도 서보작동기 길이를 조정하여 가동노즐 적용 발사체 조립 형상 공차에 무관하게 용이한 장착을 가능케 하였다.

고진공 환경에서 누설에 가장 취약한 부분은 왕복운동이 발생하는 피스톤 로드(rod)와 실린더 글랜드(gland)부 사이의 미끄럼 마찰부이다. KSLV-I



그림 6. 서보작동기 형상

2단부 구동장치시스템 서보작동기는 이 부분을 그림 5와 같이 저마찰형 동적 밀봉체를 이중으로 설치하여 고진공 환경 운용 시에도 외부 누설이 발생하지 않도록 제작하였다. 그림 6은 제작 완료된 서보작동기의 형상이다. 서보작동기의 행정은 정격 입력 ± 10 vdc에 대하여 ± 14.45 mm이며 기계적 포화행정은 ± 26.00 mm이다. 정격 작동력은 10.8 kN 수준이며 동특성은 정격 대비 50 % 입력에 대한 진폭비 -3 dB 주파수가 4.5 Hz 수준이다. 제어강성은 2.9×10^7 N/m 수준으로 측정되었으며 건조질량은 3.2 kg이다.

3.3 카운터 포텐시오미터

카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)는 가동노즐 플렉서블 시일(flexible seal)의 점화충격 후퇴운동 및 전단에 의한 회전운동 변환시의 비선형성 보상을 위하여 각각의 서보작동기 180° 이격 위치에 설치되는 수동형 변위 측정 센서이기 때문에 기구학적 운동 특성을 서보작동기와 동일한 규격을 갖도록 제작하였다.

3.4 저유기 및 축압기

저유기는 비행시험시 발생하는 발사체의 관성력과 중력에 의한 합성수두가 유압펌프의 흡입포트로 음의 값을 형성시키지 않도록 금속 벨로우즈를 사용한 가스 가압식 형상으로 제작하였다. 이는 항상 BLDC EMDP 유압펌프 흡입포트에

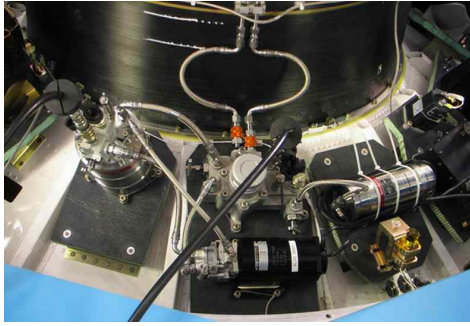


그림 7. 유압시스템 기포배출 및 저유기 충전

작동유를 0.34~0.69 MPa로 가압시켜 공급한다. 저유기의 가스격실과 유압격실은 고진공 환경과 제작 후 비행 전 단계까지의 대기 기간 중 누설 방지를 위하여 용접 밀봉형으로 제작하였다.

저유기 유압격실 상부에는 유압시스템 내에 존재 가능한 기포배출을 위한 블리드(bleed) 밸브와 유압작동유 충전 및 보충을 위한 충전용 커플러(coupler) 및 차단밸브 등이 설치되어 있다. 저유기의 운용 압력 0.34~0.69 MPa 범위에서 가용유량은 600 ml 수준이며 건조질량은 4.2 kg이다. 그림 7은 저유기를 통한 유압시스템 기포 배출 및 작동유 충전 공정의 모습을 보여준다.

축압기는 저유기와 유사한 금속 벨로우즈를 사용한 용접 밀봉형으로 제작하였으며 차이점은 적용 벨로우즈가 작동압력 20.7 MPa를 수용할 수 있는 고압형으로 제작하였다. 축압기의 운용 압력 13.8~20.7 MPa 범위에서 가용유량은 160 ml 수준이며 건조질량은 2.9 kg이다.

3.5 GSE 다기관 및 분배 다기관

BLDC EMDP로부터 생성된 유압동력을 고압 작동유를 매체로 각 서보작동기에 공급하기 위하여 GSE 다기관 및 분배 다기관을 사용한다. GSE 다기관은 제한된 탑재용 BLDC EMDP 및 리튬이온 전지의 수명을 보전시키기 위하여 개발시험 및 지상 운용시 지상지원장비로부터 유압동력을 공급 받을 수 있도록 유압 커플러(hydraulic coupler)가 설치되어 있다. 아울러 유압작동유의 오염을 예방하여 구동장치시스템의 생존성을 높일 수 있도록 베타비(beta ratio) $\beta_3=200$ 의 고압 유압필터가 내장되어 있다. 베타비(beta ratio)는 필터의 여과 성능지수로 $\beta_3=200$ 은 필터 상류 및 하류에서 포집한 단위 체적 유압 작동유 내에 존재하는 3 μm 이상 크기의 오염입자의 개수비가 200 임을 나타낸다. 그림 8은 제작된 GSE 다기관의 형상으로 건조질량은 4.3 kg 수준이다.



그림 8. GSE 다기관 형상

3.6 유압배관 및 포트, 피팅(fitting)

구동장치시스템이 장착되는 킥모터 지지구조체는 경량화 설계되어 그림 1의 유압부품 탑재대간 상대변위 및 킥모터 연소시 내압에 의한 연소관 팽창에 기인한 전장의 변화가 크게 측정되었다. 이와 같은 특성을 수용하기 위하여 구동장치 유압시스템 부품간의 배관은 유압포트간 상대변위 수용이 가능한 유연배관 형상을 적용하였다.

고진공 환경의 부압에 의한 누설에 대응하기 위하여 유압부품에 설치된 유압포트는 정적 밀봉재를 사용하여 누설을 방지하는 AS33649 계열 및 이 포트에 대응하는 피팅(fitting)은 AS33514 계열 형상을 적용하였다. 연소관에 적용되는 금속튜브 배관의 단 이음은 튜브의 스웨이징 소성 변형을 사용하여 누설을 방지할 수 있는 형상의 유압 피팅(hydraulic fitting)을 적용하였다.

이와 같은 선정은 그림 9와 같이 여러 가지 조합의 배관재 및 피팅(fitting) 형상을 갖는 시험용 배관 조립체 블록을 제작하여 10^{-5} torr 수준의 환경압력 범위에서 20.7 MPa의 고압과 0.69 MPa의 저압을 각각 4시간 이상씩 인가하여 누설이 전혀 발생하지 않는 형상 조합중 배관 조립 및 수급의 용이성, 질량 측면 등을 고려하여 이루어졌다. 구동장치시스템에 적용된 배관 조립체의 총질량은 3.4 kg 수준이다.



그림 9. 내누설성 배관 선정 진공 환경시험

IV. 구동장치시스템 시험 및 평가

4.1 시험장치 및 지상지원장비 개발

제한된 킥모터 지상연소중 추력벡터제어 시험 이전 그림 10과 같은 킥모터 연소압과 가동노즐의 점화충격 운동을 수압으로 모사하며 비행용 발사체와 동일한 운동 특성과 기하학적 배치 및 장착형상을 갖는 시험장치를 개발하여 구동장치시스템의 구동성능 검증을 수행하였다.

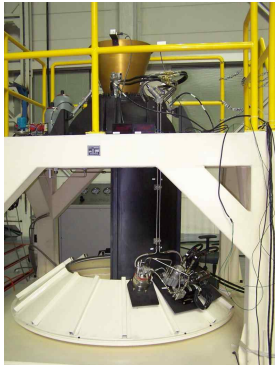


그림 10. 연소환경 모사 시험장치



그림 11. 고진공 환경시험장치

표 3. 고진공 환경시험장치 개발 요구규격

항목	요구규격
챔버 용적	1.2 m × 1.2 m (D×H)
챔버 탑재 질량	Max. 200 kg
도달 진공도	6.0×10 ⁻⁶ torr
운용 진공도	5.0×10 ⁻⁵ torr(20분 이내 @ 공챔버)
온도 제어	상온 ~ 80 °C
유압 인터페이스	3/8" 1 ch., 정격 34.5 MPa
전기 인터페이스	<ul style="list-style-type: none"> • 1 ch., 3상, 260 v, 50 amps • 1 ch., 28 vdc, 20 amps • 30 ch., 신호 입/출력 • 2 ch., BNC, 임피던스 50 Ω • 3 ch., SMA, 임피던스 50 Ω



그림 12. 구동장치시스템 지상지원장비

고고도 발사체용 전기유압식 구동장치시스템에 대한 연구는 국내에서 시작 단계이므로 개발 시스템의 시험에 활용 가능한 고진공 챔버의 수배가 불가능하여 전용 고진공 환경시험장치를 개발하여 운용하였다. 그림 11은 개발한 시험장치의 형상이며 표 3은 주요 개발규격이다.

탑재용 유압동력 발생장치 BLDC EMDP 및 전기동력원 리튬이온 전지의 제한된 수명을 보전하기 위하여 시스템 연계 및 통합시험 시에는 GSE 대기관을 통하여 지상지원장비의 유압동력을 사용한다. 그림 12는 개발한 지상지원장비의 모습으로 발사체 조립장 및 발사장 운용을 고려하여 자주식 이동형 카트 형상으로 개발하였다.

4.2 연계 통합시험

구동장치시스템 구성 부품들을 그림 10과 같은 KSLV-I 2단부 발사체 mock-up을 갖춘 시험장치에 장착하여 통합시험을 수행하였다. 서보작동기와 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)의 정격행정 ±14.45 mm와 가동노즐의 정격회전각 ±3°는 각각 ±10 vdc의 모니터링 신호로 변환하였다. 서보작동기 위치제어 입력에 대한 가동노즐의 회전각을 출력으로 선정한 제어정밀도 시험결과는 그림 13과 같다. 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)가 가동노즐 플렉서블 시일(flexible seal)의 비선형운동을 보상하기 때문에 선형성 및 히스테리시스와 같은 제어정밀도는 표 1의 개발 요구조건을 충족하였다.

킥모터 개발 과정중 제작된 열특성모터에 구동장치시스템을 장착하여 모터 연소중 추력벡터제어 구동시험을 그림 14와 같이 수행하였다. 지구중력 방향을 기준으로 가동노즐의 초기 중립각 정렬을 수행한 후 시험하였다.

그림 15는 피치축에 대한 시험결과 선도로 81 초 부근에서 모터가 점화되어 가동노즐이 기축방향으로 후퇴하였으며 이 순간 서보작동기 및 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)의 변

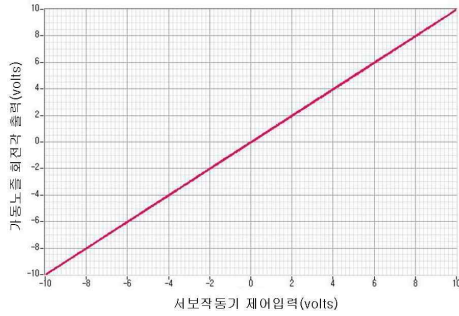


그림 13. 구동장치시스템 제어정밀도



그림 14. 모터 연소중 추력벡터제어 시험

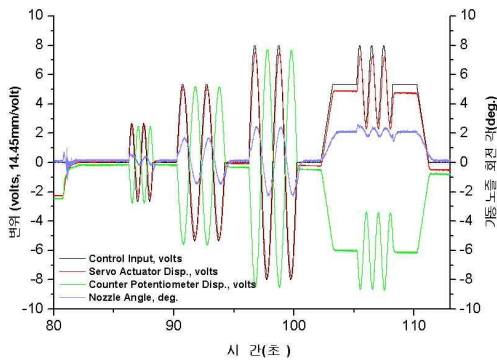


그림 15. 모터 연소중 추력벡터제어 구동 특성



그림 16. 구동장치시스템 기체 조립

위는 동상으로 확장되어 노즐각을 0°로 유지시킨다.

연소시간 경과에 따라 킥모터 연소압 변화에 기인한 가동노즐의 후퇴변위량 변화에 무관하게 0 volt 제어입력에 대하여 가동노즐을 0°로 유지시키는 것을 관찰할 수 있다. 회전각 제어입력에 대해서는 서보작동기와 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)가 반대 위상으로 운동하는 것을 관찰할 수 있다.

그림 16은 발사체 조립 및 통합 점검, 연계시험을 위하여 체계로 납품되어 초도 기체에 조립한 구동장치시스템 형상이다. 기체에 부품단위로 조립한 후 배관 작업을 수행하며 유압시스템 배관 기포 배출 및 작동유 충전 공정 후 저압 및 고압 누설시험을 거쳐 기체에 대한 가동노즐 중립각 정렬을 수행한다.

4.3 환경시험

발사체 비행시험 환경에 대응 및 생존하기 위하여 구동장치시스템은 표 1의 환경 요구조건을 충족시켜야하며 이를 검증하기 위한 환경시험을 수행하였다. 그림 17은 BLDC EMDP 및 저유기, 축압기, GSE 다기관관의 Z축에 대한 랜덤 및 정현파 진동, 반정현파 충격 환경시험 모습이다. 랜덤 진동시험은 가진기로 시험체를 연속 4분을 가진시키며 가진 시작 2분 경과 후 구동장치시스템을

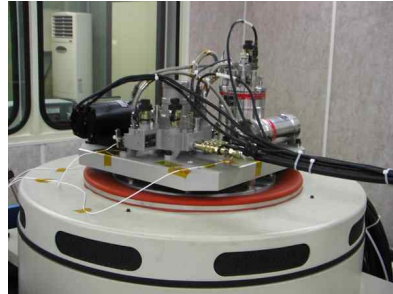


그림 17. Z축 진동 및 반정현파 충격 환경시험



그림 18. 고온 및 저온 환경시험

75초간 운용하며 수행하였다. 랜덤 진동 수준은 KSR-III 발사체의 경우 14grms였으나 KSLV-I은 20grms로 강화되었지만 구동장치시스템은 정상적인 성능으로 작동하며 생존하였다.

그림 18은 고온 및 저온시험을 위하여 구동장치시스템을 시험장치에 설치한 모습이다. 해당 시험 온도 -25 °C 및 +70 °C에서 각각 5시간 유지시킨 후 구동장치시스템을 연속 75초 작동시키며 기능 및 성능을 점검하여 생존성을 확인하였다.

그림 4는 고진공 환경시험 구성 형상으로 시험 환경 요구조건보다 열악한 10^{-5} torr 대역에서 1시간 유지시키며 폐회로 유압시스템의 저압 누설을 점검한 후 연속 75초 작동시키며 고압 누설과 성능을 점검하여 유압시스템에 누설이 발생하지 않음과 정상 작동을 통한 생존성을 확인하였다.

동력 릴레이의 Z축 파이로 충격 환경시험을 제외한 구동장치시스템을 구성하는 모든 부품 및 시스템은 표 1의 환경 요구조건을 충족하였다. 키펴터 점화 또는 단분리시 파이로 기폭장치에 의하여 발생하는 파이로 충격은 KSR-III 발사체 요구조건은 1,000~10,000 Hz 대역에서 SRS (Shock Response Spectrum) 1000g 수준이었으나 KSLV-I의 경우 1,000~20,000 Hz 대역에서 SRS 3000g로 강화되었다. 동력 릴레이는 KSR-III 비행시험 적용 실적을 보유한 부품으로 신규 형상의 개발이 용이치 않아 릴레이가 장착되는 탑재 대와의 조립 접합면 사이에 충격 격리장치(shock isolator)를 설치하여 Z축 파이로 충격 환경에 대응하는 생존성을 확보하였다.

V. 결 론

본 연구에서는 KSLV-I 2단과 같이 고도 300 km 이상의 고고도에서 운용되는 발사체의 가동노즐용 추력벡터제어 장치로 사용할 수 있는 전기유압식 구동장치시스템의 개발을 수행하였다. 가동노즐의 비선형운동 특성 보상을 위하여 카운터 포텐시오미터(counter potentiometer)를 적용하였으며 고고도에 기인한 고진공 환경요구조건 충족을 위하여 유압동력 발생장치를 BLDC EMDP 형상으로 개발하였다. 유압시스템 고유의 단점인 누설을 방지하기 위하여 서보작동기 피스톤 왕복동 마찰면에는 이중구조 저마찰형 동적 밀봉재를 적용하였으며 저유기와 축압기 같은 압

력유기는 금속 벨로우즈를 사용한 용접 밀봉형 형상으로 개발하였다. 유압배관 및 포트, 피팅(fitting)들은 환경 요구조건 이상의 가혹한 진공 환경시험을 통하여 기밀성능이 입증된 형상을 적용하였다.

개발된 전기유압식 구동장치시스템은 기능 및 성능 수락시험, 환경시험을 통하여 모든 개발 요구조건 및 규격을 충족시킴을 검증하였다. 현재 발사체 통합 적합성 검증을 수행 중에 있으며 추후 진행될 실물형 키펴터를 사용한 지상연소시험을 준비 중에 있다.

본 연구를 통하여 개발한 KSLV-1 2단 발사체 가동노즐 추력벡터제어용 전기유압식 구동장치시스템은 고진공 환경 운용에 대한 적합성이 검증되었기 때문에 추후 개발할 고고도 발사체 소요 구동장치시스템의 기본 형상으로 활용할 계획이다.

참고문헌

- 1) 조광래 외, 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업 (I), (II) & (III), 과학기술부, 2003~2005.
- 2) 민병주, 이희중, 박문수, 최형돈, "고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 제어 특성 연구", 한국항공우주학회지, 제 33권 제 1호, 2005, pp. 85~92.
- 3) 민병주, 박문수, 이희중, 최형돈, "3단형 과학로켓 김발엔진 구동장치 개발", 한국항공우주학회지, 제 30권 제 6호, 2002, pp. 116~123.
- 4) 민병주, 이희중, 박문수, 최형돈, 강이석, "고고도 발사체용 유압동력 발생장치 개발", 한국항공우주학회 2005 추계학술발표회 논문집(II), pp. 770~773.
- 5) R. G. Lee, G. E. Olsen, "Hydraulic Blowdown TVA System for the Castor 120™ Motor Program", 29th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Monterey CA, June 28~30, 1993, AIAA Paper 93-2460
- 6) Paul Caye, Didier Descamps, "Arian 5 Thrust Vector Control Development Status", 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Indianapolis IN, June 27~29, 1994, AIAA Paper 94-3069
- 7) Herbert E. Merritt, Hydraulic Control Systems, John Wiley & Sons, 1967.