

技術論文

고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 제어특성 연구

민병주*, 이희중*, 박문수*, 최형돈*

A Study on the Control Characteristics of Thrust Vector Control Actuation System for Movable Nozzle of Solid Motor

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

ABSTRACT

The motion of flexseal bearing for movable nozzle has inherent nonlinear characteristics due to floating rotational center and compression by combustion pressure of solid motor. To perform precise attitude control in spite of these characteristics, the TVC actuation system requires counter potentiometer as an extra position feedback sensor of movable nozzle to form a compensated control loop. The prototype TVC actuation system, test equipments and compensated controller are newly designed, manufactured and tested in consideration of counter potentiometer. On the basis of integration test, the inherent characteristics of movable nozzle and control characteristics of its TVC actuation system are analyzed and summarized in this paper.

초 록

가동노즐의 회전운동을 가능케 하는 플렉스실 베어링은 고정되어 있지 않은 회전중심과 고체모터의 연소압력에 의한 압축운동 등과 같은 고유의 비선형 운동특성을 갖는다. 이를 극복하고 발사체의 정확한 자세제어를 수행하기 위해서 플렉스실 베어링 장착 가동노즐의 추력벡터제어용 구동장치시스템은 보상제어회로 구성을 위한 별도의 가동노즐 위치정보 변환 센서인 카운터 포텐시오미터를 필요로 한다. 이를 반영한 고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템 시제품 및 시험평가장치, 보상제어회로에 대한 설계 및 제작, 시험이 수행되었다. 연계통합시험 결과를 바탕으로 플렉스실 베어링을 장착한 가동노즐의 고유특성과 이의 추력벡터제어에 사용되는 구동장치시스템의 제어특성을 분석하였으며 그 결과를 본 논문에 요약하였다.

Key Words : Thrust Vector Control(추력벡터제어), Actuation System(구동장치시스템), Movable Nozzle(가동노즐), Flexseal Bearing(플렉스실 베어링), Counter Potentiometer(카운터 포텐시오미터)

1. 서 론

국내에서 개발 중인 소형위성발사체 KSLV-I의 위성탑재부 추진기관은 고체모터 형상이 채택되었으며, 피치 및 요 방향으로 자세제어와 궤적제어는 플렉스실 베어링을 장착한 가동노즐의 추력 분출방향을 바꾸어 발생된 모멘트를 제어하는 추

† 2004년 6월 29일 접수 ~ 2004년 10월 7일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail : bjmin@kari.re.kr

대전광역시 유성구 어은동 45번지

력벡터제어 방식으로 개발할 계획이다[1].

플렉스실 베어링은 가동노즐의 회전운동을 가능하게 하기 위하여 동심을 갖는 다층의 구면형 구조체 박판사이에 고무탄성체 패드를 접합시킨 형상을 갖고 있으며, 고무의 전단운동이 가동노즐의 회전운동으로 변환되며 회전각이 증가할수록 구동장치 서보작동기에 작용하는 부하의 크기도 증가한다. 플렉스실 베어링을 장착한 가동노즐은 고무의 비선형 물성 및 압축성 때문에 회전중심이 기구학적으로 고정되어 있지 않다[2,3]. 이는 구동장치 서보작동기의 운동변위가 가동노즐의 회전각 운동변위로 선형 변환되지 않으며 고체모터 점화 및 연소시 내부압력에 의하여 발사체의 기축방향으로 압축되어 후퇴하는 특성을 갖게 한다. 고체모터 점화 후에 가동노즐의 중립각을 유지시켜주는 추력벡터제어용 서보작동기의 초기 중립길이를 변경시켜 주지 않으면 노즐이 회전하여 불필요한 모멘트를 발생시켜 발사체의 자세 및 궤적제어를 어렵게 한다. 이와 같은 가동노즐의 고유 운동특성을 극복하고 발사체의 정확한 자세제어를 수행하기 위해서는 피치 및 요방향으로의 추력벡터제어를 위한 서보작동기만으로는 용이치 않기 때문에 각 서보작동기 180° 이격 위치에 가동노즐의 위치정보 측정을 위한 카운터 포텐시오미터 및 이 신호를 사용하는 보상 제어회로를 필요로 한다[4,5].

본 논문에서는 위와 같은 특성을 갖는 고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 개발 및 제어특성 연구를 위하여 수행한 카운터 포텐시오미터를 사용한 보상제어회로를 갖는 시제품 구동장치시스템 및 플렉스실 베어링과 가동노즐을 포함하는 시험평가장치의 개발과 이에 대한 시험평가 결과를 기술한다.

II. 시스템 설계 및 제작

2.1 개발 요구규격

고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 개발 요구조건은 플렉스실 베어링의 정격회전각 및 회전강성, 추력비정렬 오차에 의한 모멘트, 노즐의 관성력, 발사체의 가속력 등을 고려하여 비행동력학 해석으로부터 산출되는 서보작동기의 정격동력에 기초한다. KSLV-I 연구개발의 초기단계이기 때문에 비행용 형상에 대한 정량적 요구조건은 확정되지 않았으나, 제어특성 연구를 목적으로 하는 시제품 형상에 대한 동력 요구조건은 서보작동기가 300kgf·m의 토크를

20°/sec의 각속도로 가동노즐에 전달할 수 있어야 한다.

구동장치시스템의 적용 동력 및 제어 방식으로는 서보작동기 1축의 요구동력이 1kw급으로 작지 않은 수준이며, 시스템 구성 부품의 수급 용이성 및 KSR-III 발사체에 적용하여 성능이 입증된 기술의 활용 등을 고려하여 가압식 폐회로 전기-유압 서보시스템을 채택하였다[6]. 전기-유압 서보시스템의 경우 서보작동기의 용량설계가 서보밸브의 압력-유량 특성과 연계하여 이루어져야 하며 이를 고려한 시제품 구동장치시스템의 정량적 개발 요구규격은 표 1과 같다.

표 1. 구동장치시스템 개발 요구규격

항 목		요 구 규 격
구동장치 동특성	최대 정지 토크	450kgf·m
	최대 무부하 각속도	34°/sec
	대역폭@-3dB(정격50%)	3.8Hz 이상
서보 작동기 페루프 제어계 정밀도	선형성	정격 0.5% 이하
	히스테리시스	정격 1.0% 이하
	스레숄드	정격 0.5% 이하
	중립 이탈	정격 0.5% 이하
	강성	2×10 ⁷ N/m 이상

고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 시험은 플렉스실 베어링을 장착한 가동노즐 회전중심의 유동 및 점화충격 압축운동 등과 같은 고유 운동특성과 서보작동기에 대한 회전반력 부하를 극복하면서 정확한 제어정밀도를 갖는 구동성능에 대한 평가를 수행하여야 하기 때문에 자체 시스템에 대한 시험 및 평가뿐만 아니라 고체모터 및 가동노즐의 특성과 연계된 통합시험을 필요로 한다. 이를 충족시키기 위한 시험평가장치의 개발 요구규격은 표 2와 같다.

표 2. 시험평가장치 개발 요구규격

항 목		규 격
가동노즐	정격회전각	±4°
	회전강성	58kgf·m/° 수준
	연소압 압축변위	5mm 수준
	회전관성(@CG)	3.2kg·m ² (±10%)
고체모터	질량	60kg(±10%)
	연소압 모사 부하	0~24tons(가변)
	점화충격 모사 ΔT	1초 미만

2.2 구동장치시스템

플렉스실 베어링을 장착한 가동노즐의 고유

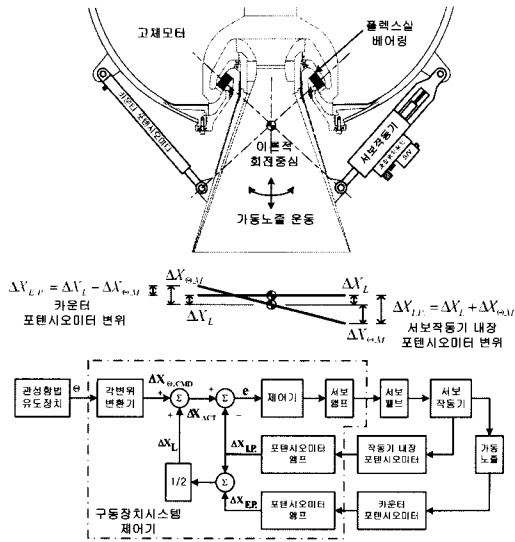


그림 1. 구동장치시스템 보상제어회로 형상

운동특성과 표 1의 개발 요구규격을 충족시키기 위한 구동장치시스템의 물리적 형상 설계는 그림 1과 같다. 피치 및 요 방향 추력벡터제어를 위한 서보작동기는 발사체 기축에 대하여 90° 이격되어 설치되어 있으며, 각 서보작동기의 180° 이격된 위치에 가동노즐의 고유 운동특성 측정 및 보상을 위한 카운터 포텐시미터가 설치되어 있다. 서보작동기와 카운터 포텐시미터는 플렉스실 베어링의 이론적 회전중심에 대하여 모멘트암 길이 285mm 위치에 직각이 되도록 설치하였다. 구동장치시스템 제어기는 관성항법유도장치로부터 제어입력과 서보작동기에 내장된 포텐시미터 및 카운터 포텐시미터의 신호를 취한 받아 그림 1과 같은 보상제어회로 형상을 갖도록 설계하였다.

서보작동기와 카운터 포텐시미터의 운동 변위를 가동노즐의 연소압 압축 및 비선형운동 특성에 의하여 발생하는 선형성분과 노즐의 회전성분으로 분리하여 고려하면 서보작동기 내에 설치된 내장형 포텐시미터와 외장형 카운터 포텐시미터의 출력변위 관계식은 식(1)과 같이 유도할 수 있으며, 서보작동기의 제어입력은 가동노즐의 고유운동 특성에 의하여 발생하는 성분 ΔX_L 의 보상을 위하여 식(2)와 같이 설계하였다.

$$\begin{aligned} \Delta X_{I.P.} &= \Delta X_L + \Delta X_{\theta, M} \\ \Delta X_{E.P.} &= \Delta X_L - \Delta X_{\theta, M} \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \Delta X_L &= \frac{\Delta X_{I.P.} + \Delta X_{E.P.}}{2} \\ \Delta X_{ACT} &= \Delta X_{\theta, CMD} + \Delta X_L \end{aligned} \quad (2)$$

위 식에서

- $\Delta X_{I.P.}$: 서보작동기 내장 포텐시미터 출력변위
- $\Delta X_{E.P.}$: 카운터 포텐시미터 출력변위
- ΔX_L : 가동노즐 고유운동에 의한 측정변위 성분
- $\Delta X_{\theta, M}$: 가동노즐 회전운동에 의한 측정변위 성분
- ΔX_{ACT} : 가동노즐의 고유운동 특성변위를 보상한 서보작동기 신규 제어입력
- $\Delta X_{\theta, CMD}$: 관성항법유도장치 제어입력각도에 의한 서보작동기 선형변위 입력

전기-유압식 위치서보 구동장치시스템의 유압 회로설계 형상은 그림 2와 같다. 발사체가 3차원 공간 기동시 발생시키는 관성력과 중력의 합성력이 유압펌프 흡입 포트로의 작동유 수두를 음의 값으로 형성시키지 않도록 유압회로는 가압식 폐회로 형상으로 설계하였다. 이를 위하여 저유기는 유압시스템의 작동유 용적변화량을 수용하면서 가압력 30~60psig(lbf/in², gauge)를 유지하도록 금속 벨로우즈를 사용한 용접 밀봉형 가스 가압식 형상을 적용하였다.

유압시스템의 운용 압력은 MIL-H-5440 분류에 따라 Class 3000으로 하였으며 운용 온도는 Type II -40~+135℃로 하였다. 유압작동유는 시험평가시 사용할 보유 장비와의 호환성을 고려하여 MIL-PRF-83282로 선정하였다.

탑재용 유압동력 발생장치로 사용될 EMDP (Electric Motor Driven Pump)와 탑재배터리의 제한된 수명을 보전하기 위하여 구동장치의 기능 및 성능시험, 연계시험 시에는 외부의 지상지원 장비에서 공급되는 유압 또는 전기동력 사용을 가능하게 지상지원장비 연결장치를 설치하였으며 이는 유압시스템의 배관 구성 단순화를 위하여 다기관 형태로 개발되었다. 지상지원장비 다기관에는 시스템 정상작동상태 모니터링을 위하여 압력 센서가 설치되어 있으며 시스템 안전성 향상을 위한 작동유 고압필터가 내장되어 있다.

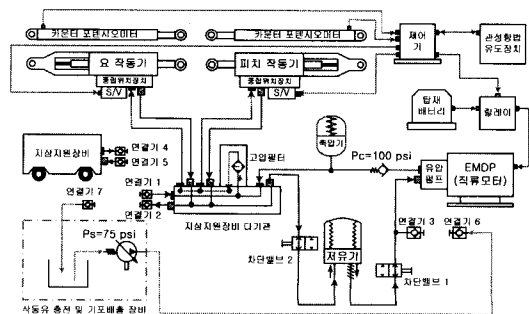


그림 2. 구동장치시스템 유압회로 형상

서보작동기는 최대 정지 토크 및 모멘트암 길이가 285mm와 MIL-G-5514 밀봉재 설계규격에 의거 정격 작동력이 1,620kgf, 행정은 가동노즐의 정격회전각에 대응하는 정격행정 $\pm 19.89\text{mm}$ 및 연소압 압축변위, 장착조정 여유 등을 고려하여 기계적 제한행정이 $\pm 30\text{mm}$ 가 되도록 설계하였다. 서보밸브는 서보작동기의 무부하 최대속도 요구규격 충족을 위하여 정격용량을 8lpm(liter/min)으로 설계하였다.

2.3 시험평가장치

플렉스실 베어링의 회전스프링 반력은 서보작동기에 주된 부하로 작용한다. 비행용 가동노즐 활용 가능시점 이전에 플렉스실 베어링의 회전반력을 고려한 구동장치시스템의 통합시험을 수행하기 위하여 시험평가용 플렉스실 베어링을 개발하였다. 비행용 플렉스실 베어링의 경우 고체모터 연소시의 기밀유지 및 고온 운용시 수명 특성을 충족시키기 위하여 10층 이상의 다층 구조를 사용한다. 시험평가용 플렉스실 베어링은 회전강성 및 압축량 등과 같은 물리적 특성은 유사하지만 위와 같은 조건을 완화시켜 그림 3과 같은 3층의 고무탄성체 패드 적층구조를 갖도록 단순화시켜 개발하였다[5,7].

구동장치시스템 통합시험시 서보작동기와 카운터 포텐시오미터를 고체모터와 가동노즐 사이에 장착시키며 탑재물들을 비행형상과 유사하게 고체모터 주변에 배치시키기 위한 구동장치시스템 시험평가용 벤치를 그림 4와 같은 형상으로 개발하였다. 고체모터 후방부를 모사하는 Mock-Up과 비행용 가동노즐의 관성과 질량, 인터페이스를 모사한 더미 가동노즐을 노즐연결기구로 시험평가용 플렉스실 베어링에 그림 5와 같이 연결시켰다. 고체모터의 점화충격 및 연소압에 의한 가동노즐의 점화충격 및 압축운동을 모사하기 위한 최대 24tons 수준의 작동력을 갖는 공압 서보작동기 조립체가 그림 5와 같이 플렉스실 베어

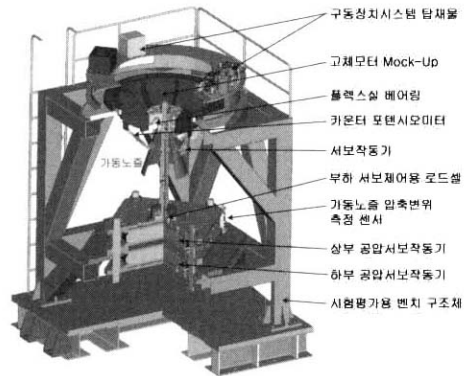


그림 4. 시험평가장치 개발형상

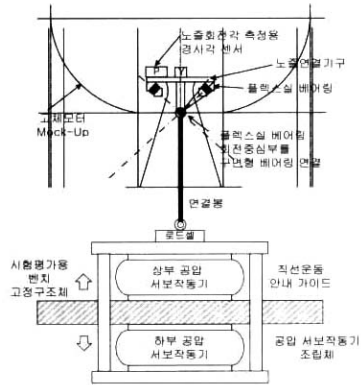


그림 5. 연소부하 모사용 공압 서보작동기 조립체

링의 회전중심부에서 구면형 베어링과 연결봉에 의하여 연결되어 있다. 고체모터의 점화충격은 상하부 공압 서보작동기가 동일 하중을 갖는 힘평형 상태가 되도록 공압을 충전시킨 상태에서 상부 작동기의 공압을 급속배출 밸브로 방출시켜 하부 작동기의 하중이 로드셀과 연결봉을 경유하여 가동노즐에 전달되는 구조로 모사된다. 고체모터의 정상상태 연소압에 의한 압축부하는 하부 공압 서보작동기에 의하여 모사된다.

III. 시험평가

3.1 구동장치시스템

개발된 시제품 구동장치시스템의 서보작동기와 내장 포텐시오미터로 구성되는 자체 제어계에 대한 수락시험 결과는 표 1의 개발 요구규격을 모두 충족시켰다. 서보작동기의 최대 정지 반력은 1,611kgf, 최대 무부하 속도는 245mm/sec, 정격행정의 50% 진폭을 갖는 정현파 동특성 시험

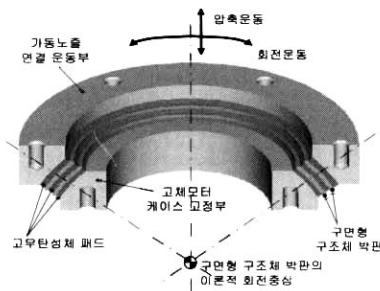


그림 3. 시험평가용 플렉스실 베어링 개발형상

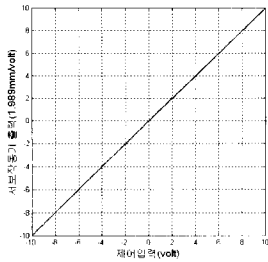


그림 6. 서보작동기 제어정밀도

의 -3dB 절점주파수는 6.1Hz로 측정되었다. 최대 무부하 속도 및 -3dB 절점주파수가 개발요구규격 169mm/sec 및 3.8Hz를 초과하는 이유는 적용 서보밸브 유량제어용 스플의 기계적 행정제한이 정격용량의 2배 초과지점에 설치되어 있어 과도한 응답에 따른 유압동력 부족현상을 배제시키기 위하여 서보앰프의 밸브구동 전류를 정격의 1.4배 수준으로 고정시켰기 때문이다. 구동장치시스템의 동적강성은 10Hz 부근에서 최소강성 $2.2 \times 10^7 \text{N/m}$ 수준을, 정적강성은 $3.2 \times 10^7 \text{N/m}$ 갖는 것으로 측정되었다[8]. 그림 6은 개발한 구동장치 서보작동기의 제어정밀도 특성선도이다.

3.2 시험평가장치

고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 제어 및 구동특성 파악을 위하여 본 연구에서 개발한 시험평가용 플렉스실 베어링의 형상과 시험 모습은 그림 7과 같다.

개발된 플렉스실 베어링 3기의 무부하 상태에서의 등가 회전강성은 $58 \sim 61 \text{kgf} \cdot \text{m}/^\circ$ 수준으로 측정되었다. 그림 8은 3번 플렉스실 베어링의 회

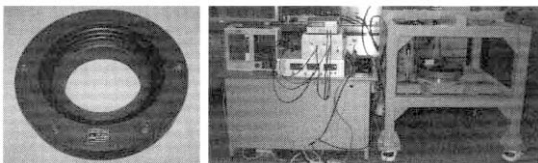


그림 7. 시험평가용 플렉스실 베어링 시험

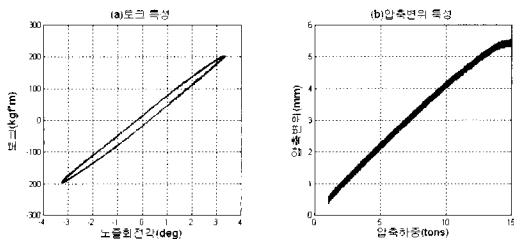


그림 8. 시험평가용 플렉스실 베어링 특성

전토크 및 압축변위 특성 선도로 고무의 비선형 물성에 기인한 정회전 및 역회전시의 토크 변화가 히스테리시스 특성으로 나타났으며, 14tons 이상의 압축하중에 대한 압축변위의 증가율은 급격히 감소하는 비선형 특성을 관찰할 수 있다.

3.3 연계통합시험

상기 절의 시험을 통하여 각각 성능이 확인된 구동장치시스템과 시험평가장치에 가동노즐의 고유 운동특성 보상을 위한 카운터 포텐시오미터를 통합시킨 고체모터 가동노즐 추력벡터제어용 구동장치시스템의 보상제어회로를 그림 9와 같이 구성하여 연계통합시험을 수행하였다.

그림 10은 그림 1과 같은 카운터 포텐시오미터 보상제어회로를 갖는 구동장치시스템 제어를 사용하여 플렉스실 베어링의 압축하중을 변화시켜가며 수행한 제어정밀도 성능시험 결과이다. 본 통합시험에 사용된 보상제어회로의 이득 설정 조건은 능동소자인 서보작동기는 그림 6과 같이 1.989mm/volt로 고정된 상태이며, 수동소자인 카운터 포텐시오미터는 그림 10의 (a)와 같이 플

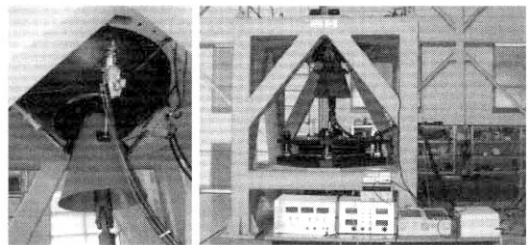


그림 9. 연계통합시험

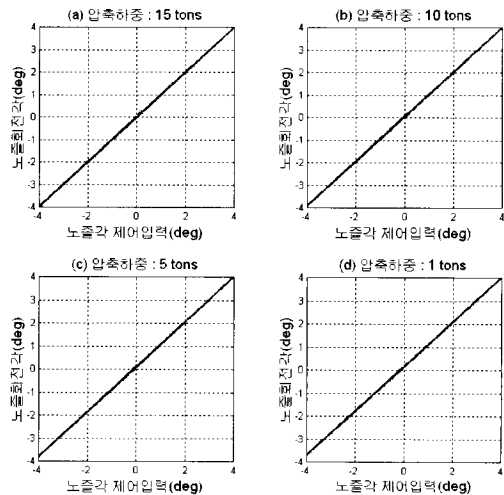


그림 10. 보상제어회로 제어정밀도

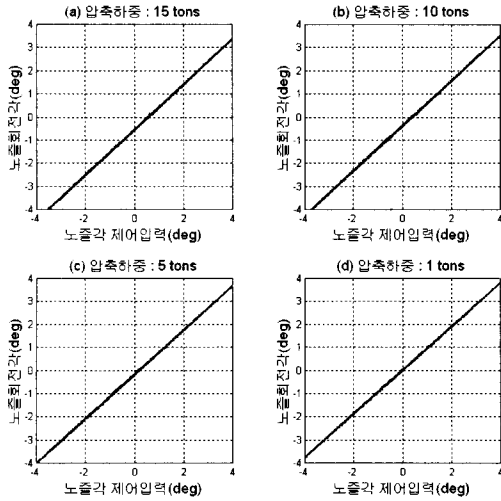


그림 11. 비보상제어회로 제어정밀도

렉스실 베어링에 고체모터 연소압에 의한 등가 압축하중이 15tons 인가되었을 때 우수한 제어정밀도를 갖도록 가변저항을 사용하여 초기값 0.503volt/mm에서 미세 조정된 상태로 고정시켜 진행되었다.

그림 10의 (b) 및 (c), (d)는 압축하중을 10tons 및 5tons, 1ton으로 인가하였을 경우의 제어정밀도 특성선도이다. 플렉스실 베어링의 압축하중이 작아질수록 (-)방향으로의 즉 서보작동기 수축방향으로의 노즐회전각이 미세하게 감소하는 특성을 보여준다.

그림 11은 그림 1의 제어회로에서 보상신호 ΔX_L 을 단락시킨 상태에서 서보작동기만을 사용하여 그림 10과 동일한 조건으로 수행한 제어정밀도 성능시험 결과이다.

카운터 포텐시오미터에 의한 보상이 이루어지지 않기 때문에 고체모터 연소압에 의한 플렉스

실 베어링의 압축하중과 변위가 증가할수록 노즐의 초기 중립각이 0°에서 이탈됨을 관찰할 수 있다. 표 3은 그림 10 및 11의 시험결과로부터 산출한 제어정밀도 비교를 위한 선형성 및 초기 노즐 중립각 이탈량을 보여준다.

카운터 포텐시오미터를 사용한 보상제어가 서보작동기만을 사용한 비보상제어 대비 고체모터 연소압 및 플렉스실 베어링 압축하중 변동에 대한 초기 노즐 중립각 이탈량 및 변화량을 작게 발생시킨다. 플렉스실 베어링 압축하중 변화에 대한 선형성의 변동량은 보상 및 비보상제어가 유사한 수준이며 이는 고체모터 연소압에 의한 압축하중이 증가할수록 회전강성이 감소하는 플렉스실 베어링의 일반적 특성을 보여 준다[9]. 고체모터의 정상상태 연소압 변동량이 크지 않을 경우 추력벡터제어를 위한 가동노즐의 제어정밀도 요구조건 0.1°는 그림 1의 보상제어회로에 의하여 충족될 수 있다.

카운터 포텐시오미터 보상제어회로를 사용한 구동장치시스템이 고체모터의 점화충격에 기인한 플렉스실 베어링의 압축과 가동노즐의 기축방향 후퇴 충격운동을 수용하면서 새로운 중립위치로 수렴하는 성능에 대한 시험결과는 그림 12와 같다.

그림 4의 시험평가장치로 점화충격을 모사하여 인가시키기 위하여 우선 하부 공압작동기를 점화충격하중 15tons에 해당하는 압력 40.5psig로 충전하여 유지시킨다. 이 상태에서 상부 공압작동기에 공압을 40.5psig까지 충전시켜 힘평형을 이룬다. 힘평형시 로드셀로부터 측정되는 1ton의 하중은 상부 및 하부 공압작동기의 자중 성분이다. 시간 t_0 에서 상부 공압작동기에 설치되어 있는 대용량 공기배출 밸브를 개방하여 충전된 공기를 배출시키면 하부 공압작동기의 하중이 충격하중으로 플렉스실 베어링에 전달되어 가동노즐이 5.4mm 후퇴운동을 하게 된다. 그림 12에서 CH.2 및 CH.3은 서보작동기 및 카운터 포텐시오미터의 운동변위로 t_0 에서 모두 확장되었기 때문에 CH.4의 노즐 중립각을 0°로 유지시킬 수 있으며 이때 서보작동기의 운동 변위는 1.917mm 확장되었다.

t_0 이전 시간의 가동노즐 회전각 0.17°는 공압작동기 조립체의 자중 1ton에 의하여 표 3에서 발생된 중립각 이탈량 성분이다. 인가된 점화충격하중의 상승시간은 공기배출 밸브의 용량과 연관되며 본 시험에서는 720msec 수준이었다. 점화충격에 의하여 발생하는 서보작동기의 운동변위 1.917mm와 최대 무부하 속도 245mm/sec의 관

표 3. 통합시험 조건별 제어정밀도

시험조건	제어 특성	선형성	초기 노즐각도
		(노즐회전각/노즐제어입력)	(중립노즐각 이탈량, °)
보상 제어	15tons	0.996	+0.006
	10tons	0.990	+0.049
	5tons	0.980	+0.112
	1ton	0.966	+0.170
비보상 제어	15tons	0.980	-0.548
	10tons	0.972	-0.375
	5tons	0.961	-0.168
	1ton	0.949	+0.021

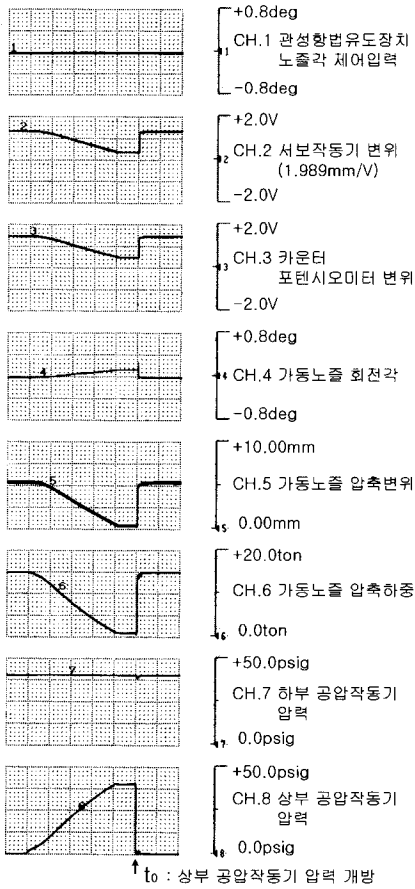


그림 12. 신규중립위치 수렴 특성

계에서 시제품 구동장치시스템은 고체모터의 점화충격에 의한 가동노즐의 후퇴운동 소요 시간이 7.8msec 이상일 경우 지연 없이 신규 중립위치로 수렴할 것으로 분석된다.

그림 13은 표 3에서 보상제어 및 15tons 압축하중을 갖는 시험조건에 대한 구동장치시스템의 정현파 제어입력에 대한 추종성을 보여준다.

서보작동기 및 카운터 포텐시오미터의 출력변위는 압축하중 15tons 및 가동노즐의 압축 후퇴운동에 의하여 그림 12의 CH.2 및 CH.3과 같은 확장된 오프셋(offset) 변위에 노즐의 회전운동에 의한 변위가 중첩되어 그림 13의 (b) 및 (c)와 같은 (+)의 오프셋 값을 가지며 위상이 반대인 운동의 형태로 나타난다.

그림 14는 구형파 제어입력에 대한 응답특성 선도로 서보작동기와 카운터 포텐시오미터의 출력변위는 그림 13의 시험결과와 비교할 때 유사한 특성을 보여준다. 그림 14의 (d) 노즐회전각이 과도응답 중에 오버슈트가 발생하는 원인은 노즐회전각 측정을 위하여 사용한 경사각 센서가

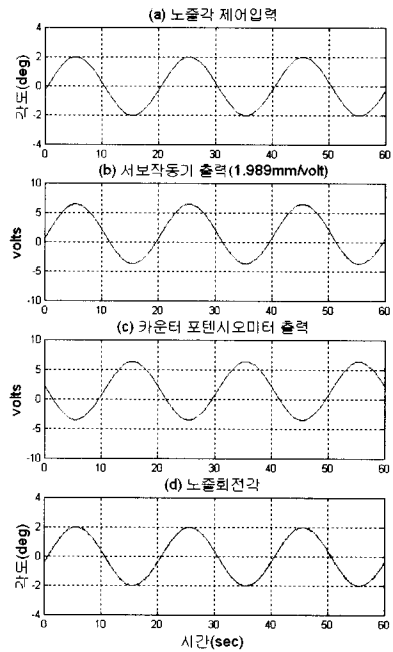


그림 13. 구동장치시스템 정현파 추종 특성

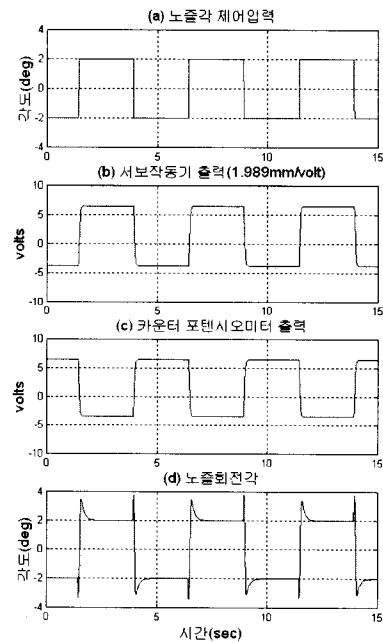


그림 14. 구동장치시스템 구형파 추종 특성

지구중력 방향에 대한 수은방울의 운동을 응용하는 방식이므로 센서 아마추어의 관성에 의한 영향 때문에 발생되었다고 분석된다. 서보작동기 및 카운터 포텐시오미터의 출력신호에는 오버슈트 성분이 발생되지 않았으며 이는 비교적 작은

관성부하를 갖는 전기-유압 서보시스템의 일반적인 과도응답특성과 일치한다.

IV. 결 론

고체모터 가동노즐 회전중심의 유동 및 플렉스실 베어링의 압축에 의한 기축방향 후퇴운동 등과 같은 고유의 운동특성에 대응하며 피치 및 요 방향으로의 정밀한 추력벡터제어를 수행하기 위한 카운터 포텐시오미터와 보상제어회로가 도입된 시제품 구동장치시스템과 고체모터와 가동노즐의 운동특성을 모사하는 시험평가장치를 개발하였다.

통합시험을 수행하여 가동노즐의 고유 운동특성을 파악할 수 있었으며 고체모터 가동노즐의 추력벡터제어에는 카운터 포텐시오미터를 적용한 보상제어 방식이 서보작동기만을 사용한 비보상제어 방식보다 우수한 제어성능을 나타냄을 확인할 수 있었다.

본 연구 결과를 바탕으로 고체모터의 실연소 중 추력벡터제어 특성 연구를 수행하기 위한 연소시험용 구동장치시스템의 개발이 진행되고 있으며, 개발된 시제품 구동장치시스템에 대한 환경시험을 준비 중에 있다.

참고문헌

- 1) 조광래 외, 소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업 (I)&(II), 과학기술부, 2003~2004.
- 2) James R. Donat, "Solid Rocket Motor Nozzle Flexseal Design Sensitivity", AIAA/AHS/ASEE Aerospace Design Conference, Irvine CA, Feb. 16~19, 1993, AIAA Paper

93-1122.

3) W. Prins, S. Meyer and P. Cox, "Advanced Solid Rocket Motor Nozzle Thrust Vector Control Flexseal Development Status", AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville TN, July 6~8, 1992, AIAA Paper 92-3553.

4) 上杉邦憲 외, M-V-1/MUSES-B 飛翔實驗計劃書(機體編), 宇宙科學研究所, 日本, 1996, pp.315~338.

5) 민병주, 김상범, 이희중, 박문수, 최형돈, "고체모터 가동노즐용 시제품 구동장치시스템 설계", 2003년도 추계학술발표회 논문집(II), 한국항공우주학회, pp1267~1271.

6) 민병주, 박문수, 이희중, 최형돈, "3단형 과학로켓 김발엔진 구동장치 개발", 한국항공우주학회지, 제30권 제6호, 2002, pp116~123.

7) D. N. Counter and B. C. Brinton, "Thrust Vector Control for the Space Shuttle Solid Rocket Motor", AIAA/SAE 11th Propulsion Conference, Anaheim CA, Sep. 29 ~ Oct. 1, 1975, AIAA Paper 75-1172.

8) 민병주, 이희중, 박문수, 최형돈, "KSR-III 김발엔진 구동장치 동적강성 시험 및 평가", 2002년도 추계학술발표회 논문집(II), 한국항공우주학회, pp1212~1215.

9) NASA, *Solid Rocket Thrust Vector Control, NASA Space Vehicle Design Criteria(Chemical Propulsion)*, Dec. 1974, pp22~40.

10) Herbert E. Merritt, *Hydraulic Control Systems*, John Wiley & Sons, 1967.

11) John F. Blackburn, Gerhard Reethof and J. Lowen Shearer, *Fluid Power Control*, The M.I.T. Press, 1960.