

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(10), 911-920(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.10.911>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

한국형발사체 추력벡터제어 직구동 방식 전기기계식 구동장치시스템 개발

이희중*, 강이석**

Development of Direct drive Electro-mechanical Actuation System for Thrust Vector Control of KSLV-II

Hee-Joong Lee* and E-Sok Kang**

Korea Aerospace Research Institute*

School of Mechanical Engineering, Chungnam National University**

ABSTRACT

For the pitch and yaw axis attitude control of launch vehicle, thrust vector control which changes the direction of thrust during the engine combustion is commonly used. Hydraulic actuation system has been used generally as a drive system for the thrust vector control of launch vehicles with the advantage of power-to-weight ratio. Nowadays, due to the developments of highly efficient electric motor and motor control techniques, it has done a lot of research to adopt electro-mechanical actuator for thrust vector control of small-sized launch vehicles. This paper describes system design and test results of the prototype of direct drive electro-mechanical actuation system which is being developed for the thrust vector control of 3rd stage engine of KSVL-II

초 록

발사체의 피치 및 요 축 자세제어를 위해 엔진의 연소 중 추력의 방향을 변화시키는 추력벡터제어를 많이 사용한다. 발사체의 추력벡터제어를 위한 구동장치로는 중량 대비 동력 효율이 좋은 유압식 구동장치를 보편적으로 사용하여 왔으나 요즘은 고효율의 전기모터 개발과 모터 제어 기법의 발전으로 상대적으로 규모가 작은 발사체의 추력벡터제어에는 전기기계식 구동장치시스템을 적용하는 연구를 많이 수행하고 있다. 본 논문에서는 한국형발사체 3단 엔진의 추력벡터제어를 위해 개발 중인 직구동 방식의 전기-기계식 구동기의 설계 내용 및 시제품 시험결과를 기술하였다.

Key Words : Thrust Vector Control(추력벡터제어), Electro-mechanical Actuator(전기기계식 구동기), Brushless DC motor(무정류자 방식 직류전동기), Direct drive(직구동 방식의), KSLV-II(한국형발사체)

I. 서론

한국형발사체(KSLV-II)의 3단은 7톤급 액체 엔진을 사용하며 엔진의 연소구간인 추력 비행구간에서 피치 및 요 축으로의 자세제어와 궤적제어는 노즐의 방향을 바꾸어 발생된 모멘트를 제어하는 추력벡터제어 방식으로 개발 중에 있다. 현재 채택된 추력벡터제어 방식은 기체에 고정된 회전축에 대하여 엔진을 구동장치로 직접 회전시켜 추력의 방향을 변화시키는 짐벌엔진 추력벡터제어 방식으로 선형 서보 구동기의 직선운동이 모멘트암을 통해서 엔진의 회전운동으로 변환되며 짐벌엔진과 기체 사이에 장착된 회전베어링 축이 회전중심 역할을 한다[1].

한국형발사체 3단의 추력벡터제어에 적용할 구동장치시스템 형상은 추진기관 형상과 구동장치시스템의 중량 효율을 고려하여 선정하였다. 한국형발사체 3단과 같이 7톤 정도의 추력을 갖는 터보펌프 방식의 액체추진기관의 경우 추력벡터제어를 위하여 적용 가능한 형상으로는 KSR(Korea Sounding Roeckt)-III와 나로호 상단에 적용했던 전기-유압식 구동장치시스템 형상과 해외 발사체에 적용되고 있거나 적용하기 위해 개발 중인 전기기계식 형상이 있다[1,2,3,4,5].

한국형발사체 3단에 적용 가능한 두 가지 형상 중에서 전기-유압식 형상의 경우 전기모터로 유압펌프를 구동하여 발생시킨 유압동력을 사용하여 피스톤을 구동하는 방식이고 전기기계식 형상은 전기모터를 구동하여 감속기와 선형스크루를 통해 피스톤을 구동하는 방식이다. 따라서, 전기-유압식이 전기기계식에 비하여 에너지 변환 단계를 한 단계 더 거치게 되므로 동력효율이 떨어진다. 또한, 발사체 추력벡터제어에 적용 가능한 여러 구동장치시스템 형상에 대하여 동력 대비 중량 효율에 대한 비교 우위 연구를 수행한 결과를 보면 3 kW 미만의 동력규모에서는 전기기계식 구동기 형상이 타 형상에 비해 비교 우위에 있음을 알 수 있다[8].

이러한 이유로 한국형발사체 3단 엔진의 추력벡터제어에 사용할 구동장치는 고진공에서 운용 가능한 무정류자 방식의 직류모터를 사용하는 전기기계식 서보 구동기 형상으로 채택하였다[1].

본 논문에서는 한국형발사체 3단의 추력벡터제어 구동장치시스템 개발규격 및 엔진부의 형상, 구동기 장착 공간 등을 고려하여 타 발사체에서 보편적으로 사용되는 감속차차열과 선형스크루 조합의 구동기 형상이 아닌 전기모터로 선형스크루를 직구동하는 구동기 형상을 개발한 내용을 기술한다.

II. 본론

2.1 시스템 개요

2.1.1 시스템 구성

한국형발사체 3단의 추력벡터제어를 위한 전기기계식 구동장치시스템은 피치 및 요 축 제어를 위한 2개의 전기기계식 구동기와 이를 동시에 제어하기 위한 추력벡터 제어장치로 구성된다.

전기기계식 구동기에 사용할 전기모터는 고고도 환경에서 운용 가능한 브러시리스 직류모터(Brushless DC motor, 이하 BLDC 모터)를 사용하며 전기모터에 직결된 선형스크루를 통해 피스톤을 직접 구동하는 형상을 채택하였다.

Figure 1은 추력벡터제어 구동장치시스템의 내부 구성도이며 Fig. 2는 타 시스템과의 전기적 인터페이스를 나타낸다. 추력벡터 제어장치는 관성항법유도장치(INGU, Inertial Navigation and Guidance Unit)로부터 엔진노즐의 회전 각도를 제어하기 위한 제어명령을 받아서 피치 및 요구

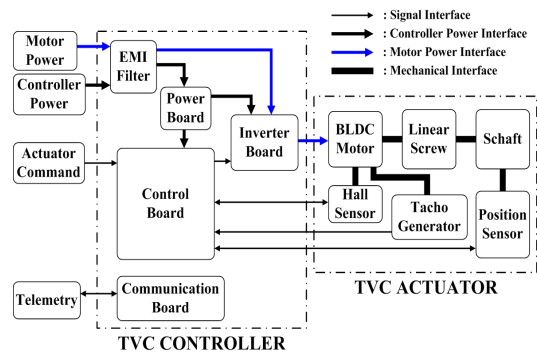


Fig. 1. System Configuration Description of TVC Actuation System

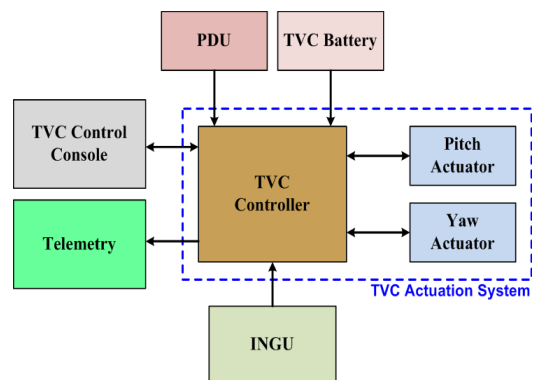


Fig. 2. Electrical Interface between TVC Actuation System and KSLV-II

Table 1. Specification Requirements of TVC Actuation System

항목	개발 규격
최대 짐벌각	≥4°
최대 짐벌각속도 (@정격부하)	≥ 15 °/s
모멘트 암	≥0.35 m
운용시간	≥500 s
최대 작동력	≥8.5 kN
무부하 최대속도	≥ 135 mm/s
동특성 @-3 dB @-90° (입력=0.3° 명령)	≥ 5 Hz ≥ 4 Hz
정격 행정	≥24.43 mm
중립 길이	450.00 mm
선형성	정격 1.0 % 이내
히스테리시스	정격 2.0 % 이내
Threshold	정격 1.0 % 이내
강성	3.94×10 ⁷ N/m 이상

Table 2. Environmental Test Requirements of TVC Actuation System

시험 종류	시험 규격
가속도	±8.4 g, 4분(3축)
진동	랜덤 20 g rms, 20~2,000 Hz, 4분(3축)
	정현 10 mm, 5~17 Hz(3축) 12 g, 17~60 Hz(3축) 22 g, 60~200 Hz(3축) 12 g, 200~2,000 Hz(3축) 2 oct/min
충격	반정현파 50 g, Half Sine, 11 ms(3축)
	파이로 SRS 최대 3 000 g, 100~10,000 Hz(3축)
온도	저온 -25 °C (5 hr 유지)
	고온 +70 °C (5 hr 유지)
진공	1.33×10 ⁻⁶ kPa
전자파	CE102, CS101, CS114, CS115, CS116, RE102, RS103
ESD 시험	MIL-STD-464C

동기를 필요한 선형변위만큼 움직이도록 구동신호를 출력한다. 또한 전력분배장치(PDU, Power Distribution Unit)에서 제어장치 운용에 필요한 직류전원을 공급받으며, TVC 배터리에서 공급된 전원으로 인버터회로를 통하여 피치, 요 구동기 내의 전기모터 구동에 필요한 전류를 공급한다. 추력벡터 제어장치에서 계측하는 구동장치시스템 관련 신호는 디지털 통신을 통해 텔레메트리 (Telemetry)로 전송된다.

2.1.2 개발 요구규격

한국형발사체 3단의 추력벡터제어를 위해 연소 중인 엔진의 짐벌각을 제어하는 구동기의 용량을 설계하기 위하여 짐벌엔진의 동특성 및 관성부하, 모멘트 암 길이, 추력 비정렬 오차, 엔진 추력 등을 고려하여야 한다. 이러한 변수들을 고려하여 수립된 구동기의 개발 요구조건을 바탕으로 개발규격을 설계하였다. 전기기계식 위치서보 구동기의 개발 규격 및 환경시험 규격은 Table 1, 2와 같다.

2.2 시스템 설계

2.2.1 구동기 설계

전기기계식 구동기를 설계하는데 있어서 구동동력원인 서보모터는 가장 중요한 구성품이다. 서보모터로 선정된 BLDC 모터는 희토류 강자성체를 적용하면서 큰 토크를 가지고 단위 중량 대비 동력, 효율, 신뢰성 및 제어성 등이 많이 개선되어 초경량, 고효율 모터의 개발이 가능해졌다.

전기모터의 회전운동을 피스톤의 직선왕복운동으로 변환하는 선형 구동기는 적절한 감속비의 감속차열과 선형스크루를 이용한 형상과 모터를 선형스크루와 직결한 형상으로 구분된다. 저토크, 고회전의 모터를 이용하는 경우는 감속차열과 선형스크루를 사용한 형상이, 고토크, 저회전의 모터를 이용하는 경우는 모터와 선형스크루를 직결하여 사용하는 형상이 유리하다.

우주항공용 시스템에서 전기모터의 회전운동을 직선운동으로 변환하기 위한 선형스크루로는 볼 스크루와 롤러 스크루가 있다. 일반적으로 동일한 축력과 토크 조건을 충족시키는 조건에서 리드 피치는 볼 스크루가 롤러 스크루 대비 큰 값을 갖는다. 이와 같은 스크루의 고유 특성은 전기기계식 구동기 형상에도 영향을 미치게 된다. 볼 스크루 적용 구동기의 경우 토크는 작지만 회전수가 높은 모터와 감속기 조합을 사용하고 롤러 스크루 적용 구동기의 경우 롤러 전동체의 상대적 작은 리드 피치가 감속기 역할을 수행하기 때문에 회전수는 낮지만 토크가 큰 모터를 스크루에 직결하는 형상이 일반적이다.

앞에서 기술한 내용들을 바탕으로 구동기 형상을 설계하였다. 구동기 설계에 있어서 가장 중요한 것은 전기모터로 선형스크루를 구동하는 방식을 결정하는 것이었다. 기어를 사용하여 선형스크루를 구동하는 방식과 전기모터로 선형스크루를 직구동하는 방식 중 어느 형태를 선택할지 결정하는데 있어서 가장 중요하게 고려한 조건은 강성과 중립길이 요구규격이다. 전기모터로 선형스크루를 직구동하는 방식은 강성 측면에서는 상대적으로 유리하지만 구동기의 중립 길이가 짧으면 모터와 스크루, 피스톤 등을 직렬로 연결하기가 쉽지 않다. 기어를 사용하여 선형스크루를 구동하는 방식은 기어의 백래시에 의해 강성 요구규격을 만족하기가 쉽지 않지만 중립길이의 영향은 덜 받는 편이다. 이러한 내용을 고려하여 구동기를 설계한 결과 현재 요구되는 중립길이 내에서 전기모터로 선형스크루를 직구동하는 형상이 가능함을 확인하여 강성 측면에서 유리한 직구동 방식을 채택하였다.

전기기계식 구동기를 설계한 내용을 정리하면 다음과 같다. 우선, 전기모터 형상은 선형스크루를 직구동하는 고토크, 저회전수의 BLDC 모터를 선정하였고 회전자의 위치는 홀센서로 측정하며 모터의 회전운동을 직선운동으로 변환하기 위한 선형스크루는 롤러 스크루를 선정하였다.

Figure 3은 전기모터의 설계 형상으로 모터의 회전자와 롤러 스크루의 플랜지가 직결되어 있으며 회전자 내부에 있는 베어링에서 축방향의 힘을 지지하는 형태이다. 따라서 롤러 스크루를 지지하기 위한 베어링이 불필요하고 구동기의 구조가 단순하며 감속치차열을 사용하지 않고 모터와 스크루가 직결된 형태이어서 기어를 사용한 형상에 비해 백래시가 작으며 강성이 높다. 베어링의 회전을 안내하기 위한 베어링 내경 고정지그는 전기기계식 구동기의 위치를 측정하기 위한 변위 센서인 LVDT(Linear Variable Differential Transformer)를 내장하고 고정할 수 있도록 설계하였다.

Table 3에 기술된 전기모터의 개발규격은 구



Fig. 3. Electric Motor Assembly Configuration

Table 3. Motor Development Specification

항목	규격
최대 토크	6.8 Nm 이상
정격 토크	3.4 Nm 이상
무부하 회전속도	4500 rpm 이상
정격 회전속도	3750 rpm 이상
전압	130 V (DC)
최대 전류	25 A 이하
정격 전류	12.5(±10 %) A

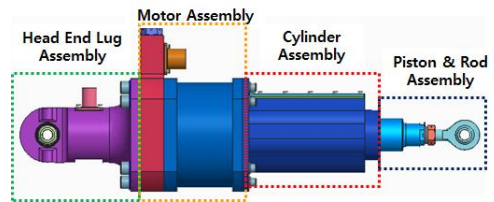


Fig. 4. Electro-mechanical Actuator Configuration

동기의 최대 작동력, 최대 짐벌각, 무부하 최대속도, 정격부하에서의 최대 짐벌각속도, 효율 등을 고려하여 설계하였다.

Figure 4는 전기기계식 구동기의 설계 형상으로 크게 4부분으로 나뉜다. 구동기의 양 끝단에 발사체와 연결되는 부분은 구면베어링을 사용하여 피치 및 요 구동기가 기계적인 간섭 없이 동시에 구동이 가능하도록 하였다.

2.2.2 제어장치 설계

한국형발사체 3단 추력벡터제어 구동장치시스템의 제어장치는 구동명령에 따라 전기기계식 구동기를 제어하는 것을 주된 기능으로 한다. 추력벡터 제어장치는 모터제어에 많이 사용되는 DSP(Digital Signal Processor) 소자를 이용한 디지털 제어기로 제어 알고리즘 구현을 소프트웨어 방식으로 처리하여 설계와 수정을 용이하도록 하였다.

피치, 요 구동기의 전기모터를 구동하기 위한 인버터 회로는 Fig. 5와 같은 3상 전압형 인버터로 설계하였다. 인버터의 전압제어는 펄스폭을 변화시켜 구동전압을 제어하는 PWM(Pulse Width Modulation) 제어 방식을 사용하며 모터의 각 상에 전류를 공급하기 위한 전력용 반도체는 IGBT(Insulated Gate Bipolar Transistor)를 사용한다.

인버터는 대전력을 스위칭하기 때문에 시스템

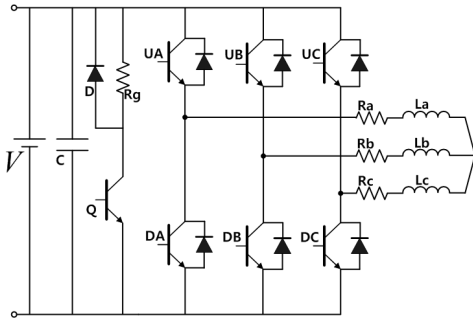


Fig. 5. 3-Phase PWM Voltage Source Inverter

의 안정적인 운용을 위해 여러 가지 보호 기능을 필요로 한다. 현재 설계된 인버터에도 과전류와 과전압으로부터 보호하는 장치를 추가하였다.

과전류 보호장치는 모터 구동회로의 출력이나 모터 측에서의 상간의 단락 또는 모터 구동 중 부하의 변동으로 인해 전류가 급격히 증가하여 전력소자의 허용 한도를 초과하는 전류값이 검출되었을 때 전력소자의 작동을 중단시켜 회로를 보호한다. 또한, 구동기의 갑작스런 가속운동으로 구동전류가 급격히 증가하는 경우 전력소자의 동작을 일시적으로 정지하거나 제한하여 설정값 이상으로 전류가 출력되지 않도록 하며 모터에 흐르는 전류가 감소하면 전력소자가 다시 작동하도록 한다. 이를 위해 홀센서 방식의 전류센서를 사용한다.

과전압 보호장치는 인버터의 상전압을 감시하고 측정 전압이 설정값보다 높은 경우 인버터 회로의 전력소자의 출력을 차단하여 보호하는 것이다. 현재 설계된 구동기는 직구동 방식이어서 모터의 부하 관성이 큰 편이다. 따라서, 구동기가 감속중인 경우 부하 관성에 의해 인버터의 감속 시간이 자연 정지 시간보다 짧을 때는 모터로부터 회생되는 전력이 커패시터를 충전하여 평활회로의 직류전압이 상승한다. 즉, 모터가 감속할 때 발전기로 작용하여 부하의 운동에너지를 인버터에 회생하면서 감속정지를 하게 된다. 이러한 직류전압의 상승으로부터 회로를 보호하기 위해 인버터에 회생저항 회로를 부착하여 검출된 직류전압이 설정값 이상이 되면 전력을 회생저항에서 소비하도록 하여 평활회로의 직류전압상승을 방지할 수 있다.

2.2.3 시뮬레이션

전기기계식 구동기의 특성을 예측하기 위한 시뮬레이션 해석 모델을 만들기 위해 다음의 식들을 이용한다. 기계적인 부분의 동적방정식은

식 (1)과 같고 $J_m, J_{sw}, B_m, B_{act}, \theta_m, m, p, x_p, \eta$ 는 각각 회전자의 관성 모멘트, 스크루의 관성모멘트, 회전자의 마찰계수, 구동기 피스톤의 마찰계수, 회전자의 회전각, 피스톤의 질량, 스크루 피치, 구동기 변위, 스크루의 효율에 해당한다. 또한 T_m 은 모터의 토크, T_L 은 구동기의 작동력에 의한 부하토크, F_{fric} 은 구동기의 마찰력을 나타낸다[6,7].

$$T_m = (J_m + J_{sw}) \ddot{\theta}_m + B_m \dot{\theta}_m + T_L$$

$$T_L = \frac{p}{2\pi\eta} (m \ddot{x}_p + B_{act} \dot{x}_p + F_{fric})$$

$$x_p = \frac{p}{2\pi} \theta_m$$

식 (1)을 정리하면 다음과 같다.

$$T_m = (J_m + J_{sw} + m \frac{p^2}{4\pi^2\eta}) \ddot{\theta}_m + (B_m + \frac{p^2}{4\pi^2\eta} B_{act}) \dot{\theta}_m + \frac{p}{2\pi\eta} F_{fric}$$

$$= J \ddot{\theta}_m + B \dot{\theta}_m + \frac{p}{2\pi\eta} F_{fric}$$

전기적인 부분의 동적 방정식은 식 (3)과 같고 V_s 는 두 상간의 전압이고 I 는 각 상에 흐르는 전류, L 은 고정자 권선의 인덕턴스, R 은 고정자 권선의 저항, K_e 는 역기전력 상수, K_t 는 토크 상수이다.

$$V_s = L \frac{dI}{dt} + RI + K_e \dot{\theta}_m$$

$$T_m = K_t I$$

식(2)와 (3)을 이용하여 Simulink®로 설계한 전기기계식 구동기의 시뮬레이션 모델은 Fig. 6 ~ 8 과 같다. 해석에 사용한 주요 변수는 Table 4와 같으며 구동기의 동특성 해석 결과는 Fig. 9 ~ 10 과 같다.

Table 4. Actuator Simulation Parameter

변수	물리량
R	0.49 Ω
L	0.653 mH
K_e	0.275 V/rad/s
K_t	0.275 Nm/A
η	0.81
J	8.851×10^{-4} kg · m ²
p	0.002 m

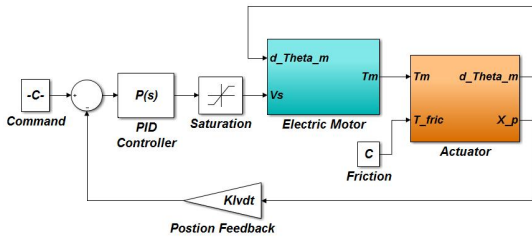


Fig. 6. Actuator Simulation Model - (a)

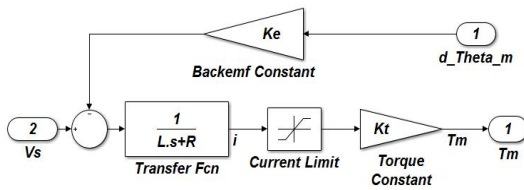


Fig. 7. Actuator Simulation Model - (b)

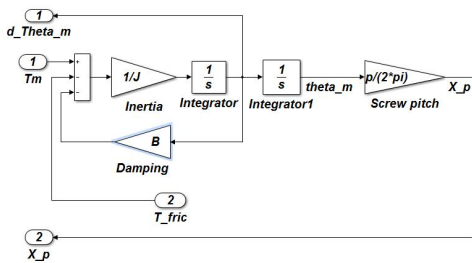


Fig. 8. Actuator Simulation Model - (c)

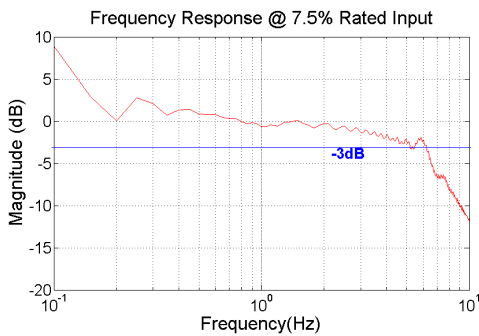


Fig. 9. Frequency Response Simulation - Magnitude

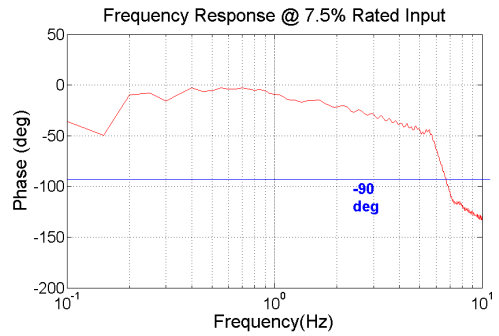


Fig. 10. Frequency Response Simulation-Phase

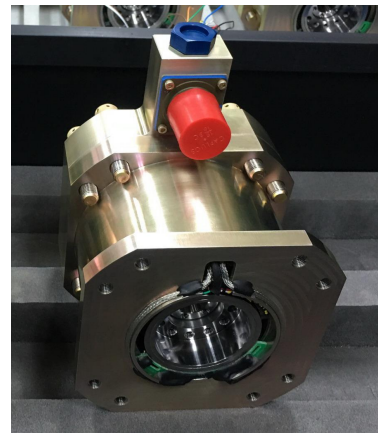
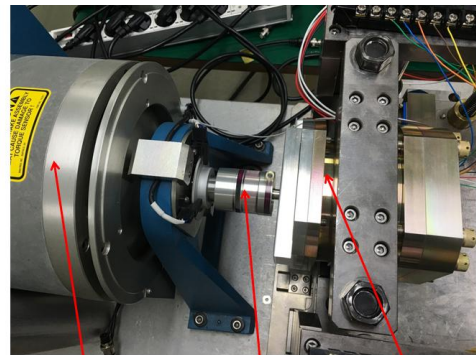


Fig. 11. Prototype Electric Motor



Dynamometer Coupling Electric Motor

Fig. 12. Dynamic Load Test of Electric Motor

2.3 제작 및 시험

2.3.1 구동기 제작

앞에서 기술한 설계 내용을 바탕으로 Fig. 11 과 같은 전기모터 시제품을 제작하여 성능시험을 수행하였다. 전기모터의 성능을 측정하기 위해 Fig. 12와 같이 모터의 회전축을 다이내모미터와 연결한 후 모터에 부하로 인가하는 토크의 양을

변화시키면서 모터의 회전속도와 소모 전류를 측정하였다. 모터 토크의 변동에 따른 회전속도와 소모 전류, 효율의 상관관계는 Fig. 13에 그래프로 나타났다. 전기모터의 성능시험 결과는 Table 5와 같으며 모두 개발 요구규격을 만족하였다.

Figure 14는 모터의 회전운동을 선형운동으로

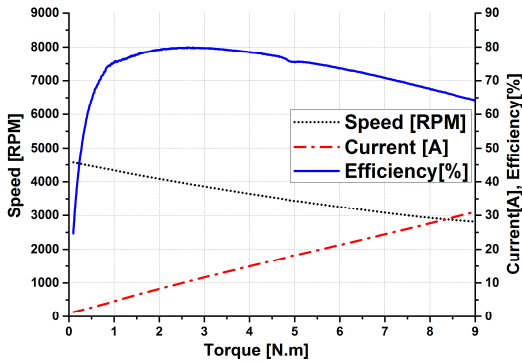


Fig. 13. Torque-Speed Curve of Electric Motor



Fig. 14. Roller Screw



Fig. 15. Position Sensor - LVDT

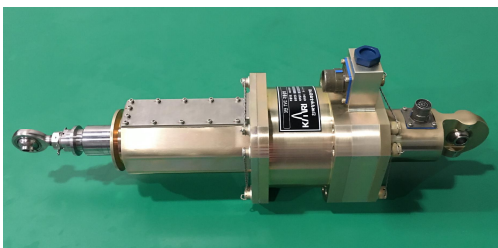


Fig. 16. Prototype Electro-mechanical Actuator

변환하는 롤러스크류이며 Fig. 15는 구동기 피스톤의 변위를 측정하는 위치센서인 LVDT의 모습이다. Fig. 16은 제작이 완료된 전기기계식 구동

Table 5. Motor Performance Test Results

항목	규격	측정값	
최대 토크 (Nm)	≥ 6.8	≥ 6.8	
무부하 회전속도 (rpm)	≥ 4500	정회전	4535
		역회전	4535
정격 회전속도 (rpm)	≥ 3750	정회전	3785
		역회전	3789
최대전류 (A)	≤ 25	정회전	23.54
		역회전	23.58
정격전류 (A)	$12.5 \pm 10\%$	정회전	12.96
		역회전	12.99

기 시제품이다.

2.3.2 구동기 성능시험

전기기계식 구동기를 제작한 후 제어장치와 연결하여 구동기의 응답특성과 추종성능을 확인 하면서 구동기의 위치제어를 위한 PID 제어기의 이득을 설정하였다. 구동기의 성능시험시에 안정적인 운용을 위해 제어장치에 다음과 같은 제한 조건을 마련하였다. 모터 구동시에 과전류가 흐르는 것을 방지하기 위해 전류 제한값을 설정하였고 인버터의 전력소자를 스위칭하는 PWM 신호의 듀티비를 최대 90 %로 제한하여 IGBT의 ON/OFF 지연으로 인해 전원이 단락되는 경우를 방지하였다.

전기기계식 구동기는 제어명령이 ± 10 V일 때 최대 정격행정을 구동하도록 설정하였다. 구동기의 계단응답특성은 Fig. 17과 같으며 모터 회전자의 큰 관성으로 인해 오버슈트가 발생함을 볼 수 있다. 구동기의 선형성과 히스테리시스를 측정 한 결과는 Fig. 18과 같다. 구동기의 동특성은 진폭이 ± 0.75 V이고 주파수를 0.01 Hz부터 10

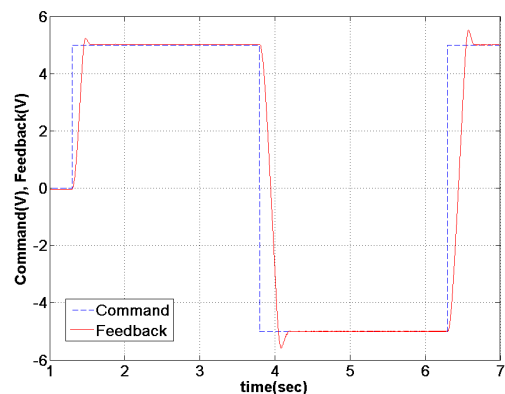


Fig. 17. Actuator Step Response

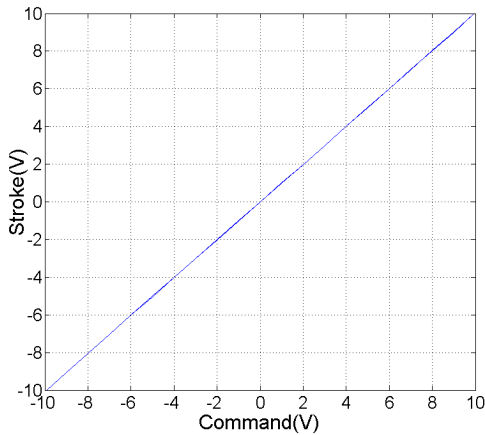


Fig. 18. Actuator Linearity & Hysteresis

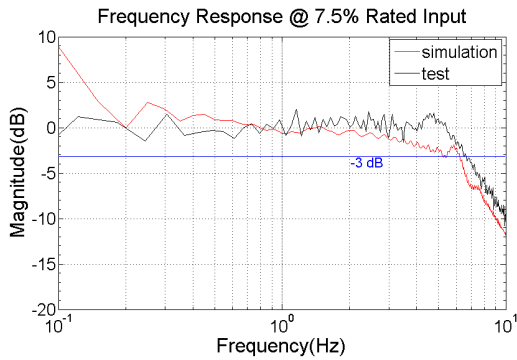


Fig. 19. Frequency Response - Magnitude

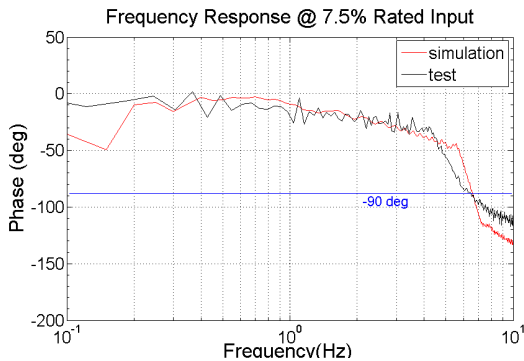


Fig. 20. Frequency Response - Phase

Hz까지 단조 증가하는 정현파를 제어명령으로 인가하여 구동기의 위치변위를 측정하고 측정값에 FFT(Fast Fourier Transform)을 수행하여 산출한 Bode 선도로 동특성을 확인하였으며 그 결과는 Fig. 19 ~ 20에 해석 결과와 같이 표시하였다. 정격입력 7.5 %에 대한 해석 결과와 비교시 진폭비 -3 dB의 이득은 6 ~ 7 Hz 사이에 위치

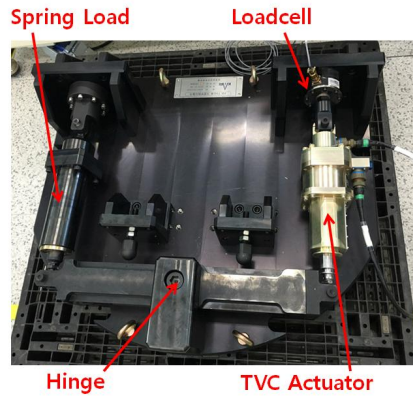


Fig. 21. Spring Load Test Rig

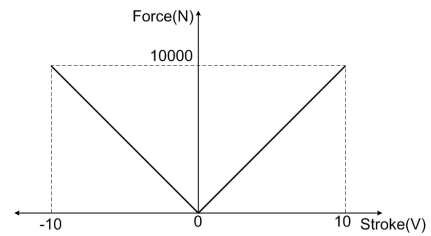


Fig. 22. Spring Load Characteristics

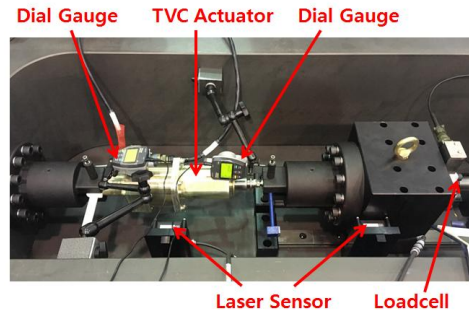


Fig. 23. Actuator Stiffness Test Bench

하며 -90° 위상지연도 6 ~ 7 Hz 사이에 위치하여 해석모델의 적합성을 확인하였다.

구동기에 부하를 인가하기 위해 Fig. 21과 같이 스프링 부하를 인가할 수 있는 시험장치를 제작하였다. 스프링 부하는 Fig. 22과 같이 구동기의 행정에 비례하여 증가하며 최대 10,000 N의 부하를 인가할 수 있다.

전기기계식 구동기의 강성을 측정하기 위해 Fig. 23과 같이 시험 구성을 하였다. 전기기계식 구동기는 중립위치를 유지하고 외부의 유압식 부하 구동기로 외력을 인가하면서 구동기의 변형량을 측정한다. 부하 구동기는 힘제어를 수행하며

Table 6. Actuator Performance Test Results

시험항목		규격	측정값	
최대 작동력 (kN)	≥ 8.5	Extension	9.15	
		Retraction	8.77	
최대짐벌각속도 @정격부하 (deg/s)	≥ 15	Extension	15.55	
		Retraction	15.82	
무부하 최대속도 (mm/s)	≥ 135	Extension	126.35	
		Retraction	127.13	
동특성 (Hz)	-3 dB	≥ 5	6.86	
	-90°	≥ 4	6.86	
선형성	≤ 1.0%		≤ 0.5 %	
히스테리시스	≤ 2.0%		≤ 2.0 %	
Threshold	≤ 1.0%		≤ 0.6 %	
강성 (× 10 ⁷ N/m)	≥ 3.94		≥ 4.03	

9,000 N까지 계단형태로 일정한 간격으로 힘을 증가시키며 전기기계식 구동기에 외력을 가하고 각 지점에서의 전기기계식 구동기의 변형량을 측정한다. 변형량 측정은 다이얼 게이지를 이용하여 구동기 고정핀 측에서 변형량을 측정하고 레이저 센서를 이용하여 구동기의 구면베어링 측에서 변형량을 측정한다. 시험은 전기기계식 구동기에 압축력이 작용하는 경우와 인장력이 작용하는 경우 각각에 대하여 시험을 수행하였다.

전기기계식 구동기 시제품의 성능시험 수행결과 Table 6에 정리하였다. 무부하 최대속도 항목을 제외하면 개발요구규격을 만족함을 보인다. 무부하 최대속도 항목은 규격대비 6.4 % 정도 부족하지만 현재 성능시험을 위해 제어장치에서 인버터의 PWM 듀티비를 최대 90 %로 제한을 하였기 때문에 실제로 인버터는 입력 전원의 90 %만 출력할 수 있다. 또한 구동기와 제어장치 사이에 시험을 위해 발사체에 사용하는 것보다 길이가 긴 케이블을 사용함으로써 케이블 저항으로 인한 전압강하가 발생한다. 전압 강하는 전원 공급장치에서 인가하는 전압 기준으로 최대 3 % 정도 발생하며 이로 인해 모터에 인가되는 전압이 인버터 출력보다 감소하게 된다. 모터의 회전 속도는 모터에 인가되는 전압에 비례하기 때문에 구동기의 속도도 이러한 영향을 받게 된다. 따라서 PWM 듀티비를 조정하고 구동기와 제어

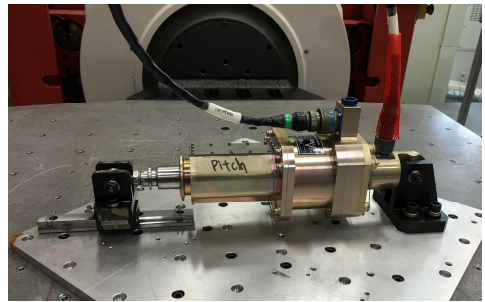


Fig. 24. Vibration Test



Fig. 25. Thermal Test



Fig. 26. Vacuum Test

장치 간의 케이블 길이가 짧아지면 구동기의 무부하 최대속도 항목은 규격을 만족할 수 있을 것으로 예상된다.

전기기계식 구동기를 발사체에 적용하기 위해서는 성능 요구조건 외에 발사체 운용 환경 요구조건을 만족해야 한다. 이를 확인하기 위해 환경 시험을 수행하게 된다. 기계적 환경을 모사하는 진동, 충격시험과 기후적 환경을 모사하는 온도 시험, 진공 시험을 수행하였다. 각각의 환경시험을 수행하기 전후와 시험을 진행하는 동안에 구

동기에 전원을 인가하고 제어명령에 따라 구동을 하면서 구동기의 정상 작동여부를 확인하였다. 온도시험과 진공시험의 경우는 스프링 부하 시험기에 구동기를 장착한 후 챔버에서 부하를 인가한 상태로 구동시험을 수행하였다. Fig. 24 ~ 26은 전기기계식 구동기에 대하여 진동, 온도, 진공 시험을 수행한 사진이다. 온도시험과 진공시험은 부하가 인가하면서 구동기의 정상 작동여부를 확인하기 위해 Fig. 21의 시험기에 구동기를 장착한 상태에서 시험을 수행하였다. 주어진 환경조건에서 모터의 구동과 모터에 인가되는 부하에 의한 열 발생에도 모터가 정상 작동을 하는지를 확인하기 위함이다.

III. 결 론

본 연구에서는 한국형발사체 3단의 추력벡터 제어 구동장치시스템을 개발하기 위해 직구동 방식의 전기기계식 구동기의 개발을 수행하였다. 일반적으로 많이 적용하는 감속차차열과 선형스크루 조합의 구동기와 달리 전기모터가 선형스크루를 직구동하는 방식의 구동기는 전기모터에 작용하는 관성부하가 크기 때문에 제어가 어렵고 고토크의 전기모터 개발을 필요로 한다. 그러나, 기어 사용에 의한 백래시가 없어 선형성이 좋아지고 구동기의 강성이 증가하기 때문에 한국형발사체 3단의 추력벡터제어를 위한 구동기는 직구동 방식의 전기기계식 구동기로 선정하였다.

본 연구의 설계 결과를 바탕으로 전기기계식 구동기의 시제품을 제작하여 성능시험과 환경시험을 수행하였다. 무부하 최대속도 항목만 규격을 만족하지 못했지만 다른 평가항목들은 개발요구규격을 만족함을 확인하였고 환경시험에서도 구동기가 정상 작동하는 것을 확인하였다. 규격을 만족하지 못한 부분은 제어장치의 개선을 통해 해결 가능할 것으로 판단된다.

현재 개발한 직구동 방식의 전기기계식 구동기가 성능시험과 환경시험을 통해 개발규격을 대부분 충족함을 확인하였으며 추후 예정되어 있는 7톤 엔진 연소 중 추력벡터제어 구동시험을 통해 한국형발사체 3단의 추력벡터제어를 위한 구동기 형상으로 적용 가능함을 검증할 계획이다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 주관 하에 한국항공우주연구원에서 수행하는 “한국형발사체개발사

업” 과제 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

또한 연구 수행 및 논문 작성에 도움을 주신 충남대학교의 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Korea Aerospace Research Institute, "Korea Space Launch Vehicle II Program (Phase I) Report", May 2015, pp.4508-4631
- 2) Byeong-Joo Min, Hyung-Don Choi and E-Sok Kang, "Development of Electrohydraulic Actuation System for High Altitude Launch Vehicle", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 34, No. 12, Dec. 2006, pp. 82-89.
- 3) Byeong-Joo Min, Moon-Su Park, Hee-Joong Lee and Hyung-Don Choi, "Development of Gimbals Engine Actuation System for KSR(Korean Sounding Rocket)-III", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 30, No. 6, Sep. 2002, pp.116-123.
- 4) C. Carnevale and P. D. Resta, "Vega Electromechanical Thrust Vector Control Development", 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5812, 2007
- 5) M. Garrison, M. Davis and S. Steffan, "Human-rated Upper Stage Thrust Vector Control System Architecture Selection", 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, AIAA 2007-5848, 2007
- 6) Peter Moreton, "Industrial Brushless Servomotors: A Practical Handbook", Newnes, 2000
- 7) George W. Younkin, "Industrial Servo Control Systems: Fundamentals and Applications", CRC Press, 2003
- 8) Sergei Vasilyevich Vladimirov and Scott Forde, "Demonstration Program to Design, Manufacture and Test an Autonomous Electro-Hydrostatic Actuator to Gimbal Large Booster-Class Engines", 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2006-4364, 2006