



10,000 lbf-in급 힌지라인 이중화 전기식 구동장치 설계 및 성능평가

정승호¹, 설진운², 허석행³, 이병호⁴, 조영기⁵

Design and Performance Test of 10,000 lbf-in Class Dual Redundant Hinge Line Electro-Mechanical Actuator System

Seuhg-Ho Jeong¹, Jin-Woon Seol², Seok-Haeng Heo³, Byung-Ho Lee⁴ and Young-Ki Cho⁵

PGM R&D Laboratory, LIG Nex1

ABSTRACT

Electro-mechanical actuator system for aircraft has advantages in compactness and its lightweight, compared to the hydraulic actuator system. Hinge line actuator has low air resistance and is suitable for special purpose such as stealth. This paper describes design contents of 10,000 lbf-in class dual redundant hinge line electro-mechanical actuator system for performance test. The control structure was designed to minimize impact of torque fighting. A mathematical model is proposed to analyze and validate the performances of actuator by comparison with experiment results.

초 록

항공기용 전기식 구동장치는 유압식 구동장치에 비해 소형/경량화에 유리하고, 힌지라인 형태의 구동장치는 공기저항이 작고 스텔스 등의 특수 목적에 적합한 특징을 가지고 있다. 본 논문에서는 10,000 lbf-in급 힌지라인 이중화 전기식 구동장치의 동작성능시험을 위한 시스템 설계 내용을 기술하였다. 영구자석전동기의 자속 기준 제어와 이중화 구동기의 torque fighting을 고려한 제어를 설계하고, 구동장치 시스템 모델을 수립하여 성능 시뮬레이션을 수행하였다. 성능시험을 수행하여 시뮬레이션 결과와 비교하였으며 목표성능 만족여부를 확인하였다.

Key Words : EMA(Electro-Mechanical Actuator, 전기식 구동장치), Hinge Line(힌지 라인), Redundancy System(이중화 시스템), Torque(Force) Fighting(출력 다툼), Permanent Magnet Synchronous Motor(영구자석 동기전동기), Field Oriented Control(자속 기준 제어)

1. 서 론

최근 및 미래의 항공기는 점차 경제성, 에너지 효율 증가, 소음 감소, 신뢰성 증가, 무게 감소, 유지 보수 측면에서의 비용 감소 등이 아주 중요하게 대두되고 있다. 세계적으로 정비성 및 생존성 등이 취

약하고, 무거운 중앙 유압 시스템을 EMA (Electro-Mechanical Actuator)와 EHA (Electro-Hydrostatic Actuator)로 대체하고 있다. 또한, 비행 조종기와 조종면 구동장치 사이에 기계적인 전달 시스템을 제거하고, 전기식 제어 방식으로 교체가 되고 있는 추세이다. 전기기기 기술 발전에 따라 유압식 방식 대신

† Received : August 31, 2018 Revised : December 20, 2018 Accepted : December 21, 2018

¹ Senior Researcher, ² Senior Researcher, ³ Senior Researcher, ⁴ Principal Researcher, ⁵ Principal Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : seungho.jeong@lignex1.com

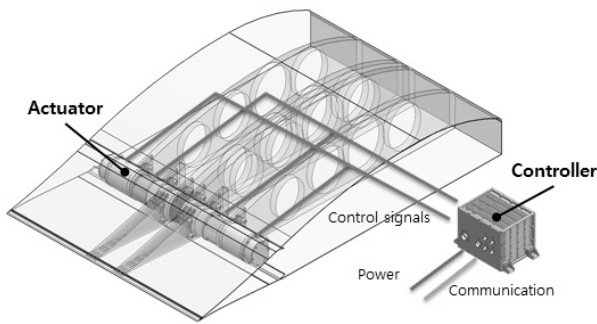


Fig. 1. Concept of hinge-line actuator system

에 전기식 구동장치 시스템으로 대체가 가능해졌으며, 소형화/경량화에 유리한 장점을 가지고 있다.

현재 군용 항공기의 경우 은밀하게 목표물에 접근하고 전투력 향상을 위해 점차, RCS(Radar Cross Section) 관련 스텔스 기능이 요구되고 있으며, 스텔스 기능을 충족하기 위하여 Fig. 1과 같이 비행 조종 날개에서 구동장치가 외부로 돌출되지 않도록 힌지라인 형태로 설계되고 있다. 특히 무장장치가 내부에 장착되는 경우 구동장치가 외부로 돌출되지 않고 내부에서 동작해야 한다. 항공기에 힌지 라인 형태의 전기식 구동장치를 장착함으로써 불연속면의 최소화 따른 공기저항감소, 구동장치의 설치 공간 최적화 등 여러 가지 장점을 가질 수 있다.

본 연구는 항공기 내부의 각종 회전 기구를 힌지라인형태로 직접 구동하여 최소의 공간과 중량으로 동작시킬 수 있는 10,000 lbf-in급 힌지라인 이중화 전기식 구동장치(이하 ‘힌지라인 구동장치’)를 개발하고 무인전투기, 특수목적용 무인기 및 민수용 항공기 등에 적용 가능한 전기식 구동장치 기술을 확보하는 것이다. 본 논문에서는 힌지라인 이중화 전기식 구동장치의 동작성능을 충족시키기 위한 개략적인 설계 내용과 시뮬레이션 및 시험 결과에 대해 서술하였다.

II. 본 론

2.1 시스템 설계

2.1.1 시스템 구성 및 개발목표

힌지라인 구동장치는 제어기로부터 전력을 공급받아 기계적 출력을 내보내어 항공기 조종날개를 움직이는 이중화구동기와 전기적 신호를 생성/변환하여 구동기에 전력을 공급하는 이중화제어기, 케이블 등으로 구성된다.

항공기 탑재 목적 장치이기 때문에 이중화 시스템으로 개발하였으며 비행제어컴퓨터와의 통신은 3중화 CAN통신을 적용해 안정적인 시스템을 구현하였다.

전기식 구동장치로 고효율의 시스템을 구현하려면 그에 상응하는 높은 전력이 요구된다. 충분한 전력

Table 1. Target performance of actuator

Items	Target Value	units
Torque	10,000	lbf-in
Speed	50	°/s
Control Accuracy	±0.2	deg
Bandwidth (@±2deg)	5	Hz

공급을 위해 항공기의 발전기에서 생성되는 115VAC 전원을 입력받아 280VDC로 정류하여 모터를 구동하도록 설계하였다.

힌지라인 구동장치의 목표성능은 Table 1과 같다. 항공기 운용환경에서는 조종면의 편각 증가에 따라 공력부하가 커지기 때문에 +25°, -25° 위치에서 10,000 lbf-in(1,130 N·m)의 최대 부하가 발생한다. 토크성능은 판스프링을 설치한 시험치구를 이용해 공력부하를 모의한 환경에서 50°/s 이상의 회전속도가 출력되는 것을 목표로 한다. 회전 속도는 회전 범위의 10 ~ 90% 구간인 +20° ~ -20° 구간의 평균속도로 계산한다. ±0.2° 이내의 제어정밀도와 5Hz 이상의 주파수응답 성능을 만족하는 구동장치를 개발하는 것이 본 연구의 목표이다. 주파수응답의 경우는 최대 회전각변위 10% 크기의 정현파를 이용해 시험하는 것이 일반적이지만 ±2.5°의 파형으로 5Hz의 성능을 만족하려면 55°/s 이상의 각속도 성능이 필요하다. 본 연구에서는 각속도 성능을 고려하여 ±2° 범위의 정현파를 이용하는 것으로 목표를 수립하였다.

2.1.2 이중화 구동기 설계

이중화 구동기의 구조는 Fig. 2와 같다. 영구자석 동기전동기와 리졸버를 장착한 구동모터조립체를 양쪽에 위치시켜 이중화 하였다. 모터의 출력을 클러치를 통해 감속기에 전달되는데 모터 고착(Jam) 시 고착을 극복기능(Jam-Tolerant) 구현을 위해 클러치를 적용하였다. 두 개의 모터로 구동하다가 한쪽에 고장이 발생할 경우 클러치를 이용해 동력을 차단한다.

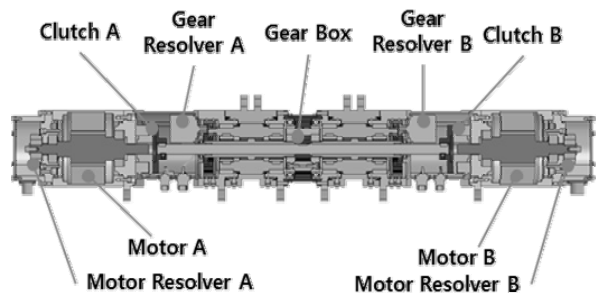


Fig. 2. Mechanical structure of actuator

출력은 줄어들지만 나머지 한 개의 모터로 복귀나 비상착륙 등의 임무 수행이 가능하다. 복합유성감속 구조(단순유성+복합유성)를 설계하여 조종날개의 힌지라인에 장착 가능한 감속기를 구성하였다. 조종면 회전각 측정을 위해 감속기에 2개의 리졸버를 장착하여 이중화 하였다.

구동기의 설계 사양은 Table 2와 같다. 정격토크 (T_m) 3.58 N·m, 정격속도(rpm_m) 2,660 rpm 사양으로 개발한 모터를 적용하였다. 1,130 N·m (10,000 lbf-in) 이상의 출력을 내기위해 291.5 : 1의 감속비(η)를 적용하였다. 유성감속기의 특성을 고려하여 감속기 효율(e)은 60%로 설계 하였고 제어 정확도 목표성능을 만족하기 위해 최대부하에서의 백래시는 0.1 deg를 목표로 설계하였다. 모터 정격출력, 감속비, 효율을 대입하여 식 (1), (2)를 계산하면 2개의 모터에서 출력되는 구동장치의 토크(T_{Act})와 속도(V_{Act})를 각각 1252.2 N·m, 54.8°/s로 계산할 수 있다.

$$T_{Act} = T_m \times \eta \times e \times 2 \tag{1}$$

$$V_{Act} = rpm_m \times \frac{360}{60} \times \eta \tag{2}$$

2.1.3 이중화 구동제어기 설계

구동제어기는 비행조종컴퓨터로부터 구동 명령을 전송 받아 이중화 구동기를 원하는 위치로 움직이게 한다. 구동제어기는 비행조종컴퓨터와 CAN 통신을 통하여 데이터, 명령값 및 상태정보를 주고받는다. 이중화 구동기와 전기적인 연결을 통하여 이중화 구동기의 영구자석 동기전동기를 구동한다. 이중화 구동기에 장착되어 있는 전동기의 제어는 모터 주변에 장착되어 있는 리졸버를 이용하며, 이 정보를 비행조종컴퓨터로 전기적인 연결을 통하여 전달한다.

마더보드, EMI 필터, 전원보드(Power Board), 제어보드(Control Board), 구동보드(Drive Board), 커넥터

Table 2. Design specifications of actuator

Items	Value	units
Rated torque (motor)	3.58	N·m
Rated speed (motor)	2,660	rpm
Gear ratio(η)	291.5 : 1	-
Backlash	0.1	deg
Efficiency(e)	0.6	-
Dimensions	100 x 820	mm
Weight	23.9	kg

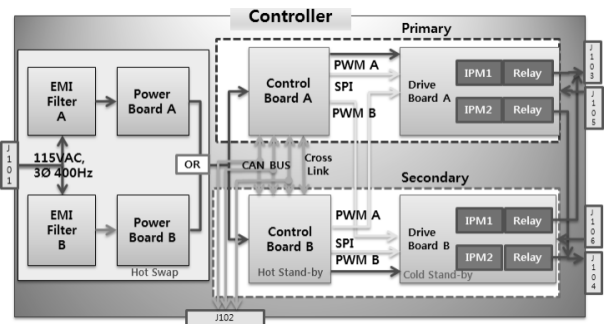


Fig. 3. Hardware structure of controller

보드로 구성된다. 기 개발된 유사 장비들은 제어 기능을 하는 회로카드 정도만 이중화 하는 수준으로 설계 되었다. 본 연구에서는 신호전달 역할만 하는 마더보드와 커넥터 보드는 제외하고 제어보드, 구동보드, 전원보드를 모두 이중화하여 완전이중화 제어기를 구현하였다.

제어기의 내부 구조는 Fig. 3과 같다. 플랫폼으로부터 3상 115VAC를 2채널 입력받아 각각 EMI필터 A, B에서 여과한다. 전원보드는 정류회로와 DC-DC 컨버터를 통해 280V, ±15V, 5V 등 모터 구동과 제어기 동작에 필요한 직류전원을 생성한다. 각 전원보드는 ORing 회로를 통해 서로 영향 없이 동작이 가능하다. 비행제어컴퓨터와는 3채널의 CAN Bus를 이용한 3중화 통신을 구현해 명령과 상태정보 등을 주고받도록 구성하였다. 3채널의 통신 라인은 2개의 제어보드로 연결되어 각 보드와 통신이 가능하다. 제어보드는 비행제어컴퓨터의 명령에 따라 이중화 구동기에 장착된 모터 2개를 제어하는데 구동보드 A, B 중 하나를 선택하여 구동할 수 있다. 또한 제어보드는 각 구성품의 상태를 확인하여 고장을 진단하고 전환하는 기능을 수행한다. 구동보드는 제어보드에서 받은 명령에 따라 모터와 클러치, 릴레이를 동작시키고 전류 값 등 상태정보를 회신한다. 전원보드, 제어보드, 구동보드는 각각 1조만으로도 완전한 기능을 수행할 수 있고, 고장 발생 시 기능 전환이 가능하도록 설계했다. 제어보드와 구동보드는 A보드가 우선권을 가지고 동작하며, 고장 발생 시 B보드로 전환된다.

2.2 수학적 모델링

2.2.1 영구자석 동기전동기 모델 및 구동장치 등가 모델

전기식 구동장치의 수학적 모델은 모터 모델을 기초로 한다. 좌표변환을 통한 영구자석 동기전동기의 수학적 모델은 식 (3)-(7)과 같다[1].

식 (3)은 3상 모터의 abc좌표계에서 자속과 전류의 d-q축 직교 좌표계로 변환하는 좌표변환 행렬식이다. v_a, v_b, v_c 는 abc 상 전압을 의미하고, v_d, v_q 는 d-q축 전압을 의미한다.

$$\begin{bmatrix} v_d \\ v_q \\ v_0 \end{bmatrix} = \frac{2}{3} \begin{bmatrix} \cos\theta & \cos(\theta - \frac{2\pi}{3}) & \cos(\theta + \frac{2\pi}{3}) \\ \sin\theta & \sin(\theta - \frac{2\pi}{3}) & \sin(\theta + \frac{2\pi}{3}) \\ \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_a \\ v_b \\ v_c \end{bmatrix} \quad (3)$$

d-q 좌표계에서 전류와 자속 쇄교수에 의한 영구자석 동기전동기의 방정식은 식 (4), (5)와 같이 정리할 수 있다. 모델 인자 값은 Table 3과 같다.

$$v_q = Ri_q + w_s L_d \dot{i}_d + w_s \lambda_{af} + L_q \frac{d}{dt} i_q \quad (4)$$

$$v_d = Ri_d - w_s L_q \dot{i}_q + L_d \frac{d}{dt} i_d \quad (5)$$

여기서 i_d, i_q 는 d-q축 고정자 전류를 의미하고, L_d, L_q 는 d-q축 인덕턴스, R 은 고정자 저항, w_s 는 전기적 회전속도, λ_{af} 는 회전자 영구자석에서 회전자로 쇄교되는 자속을 의미한다.

Table 3. Parameters of model

Items	Value	units
R	0.75	Ω
L_d, L_q	7.4	mH
J_m	0.0006276	kgm^2
B_m	0.00002	$Nm/rad/s$
λ_{af}	0.31226	$V/rad/s$
P	8	-

식 (6)은 모터에서 출력되는 전기적 토크를 나타낸다. P 는 모터의 극수를 의미한다.

$$T_e = \frac{3P}{2} \lambda_{af} i_q \quad (6)$$

식 (7)은 모터의 동역학 방정식을 나타낸다.

$$T_e - T_l = J_m \dot{w}_r + B_m w_r \quad (7)$$

T_l 은 모터에 작용하는 부하토크, J_m, B_m 는 각각 모터 회전자의 관성모멘트와 모터의 점성마찰계수를 의미한다.

감속기의 효율과 감속비 등의 변수를 삽입하여 식 (8)과 같이 구동장치 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\eta e T_e - T_l = J_{eq} \dot{w}_a + B_{eq} w_a \quad (8)$$

η 는 감속비, e 는 감속기 효율, J_{eq}, B_{eq} 는 각각 등가 관성모멘트와 등가 점성마찰계수, w_a 는 감속기 출력부 회전속도를 의미한다.

2.2.2 제어기 설계

구동장치의 빠른 응답특성을 얻기 위해 영구자석 동기전동기 제어에 많이 사용하는 제어 방식인 자속 기준제어(FOC: Field Oriented Control)를 사용하였다. 자속기준제어는 모터 상태를 d-q 좌표계로 변환하여 출력 토크에 영향을 미치는 i_q 성분을 제어하고 다시 abc 좌표계로 변환하여 모터에 출력을 내보내는 방식이다.

SVPWM(Space Vector Pulse Width Modulation) 방식을 이용해, 정현파에 3차 고조파를 합성한 파형을 사용하였다. 이 파형을 사용하면 동적 특성을 향

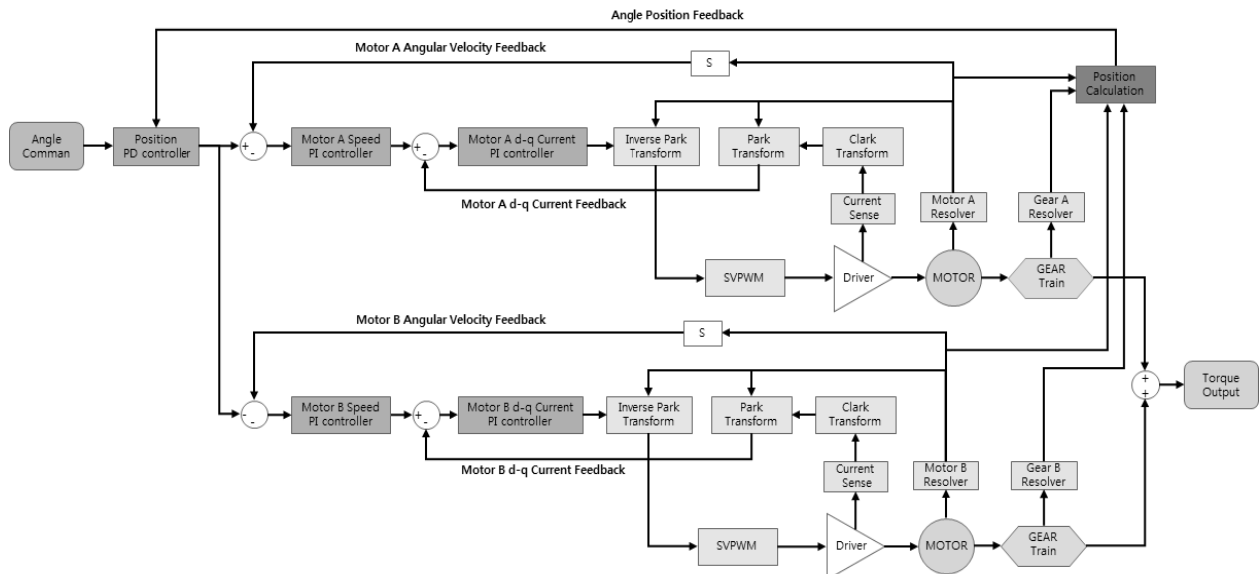


Fig. 4. Block diagram of control system

상시킬 수 있다[2].

전류와 속도 제어기는 PI 제어기를 사용하였으며 모터 A, B 제어기를 별도로 구성하여 각각 제어한다. 두 모터는 서로 마주본 상태로 연결되기 때문에 구동장치 작동 시 각 모터의 회전 방향은 반대가 된다. 위치 제어기는 PD 제어기로 구성하였으며, 구동기의 회전각은 모터에 부착된 2개의 리졸버와 감속기 출력 측에 부착된 리졸버 2개의 평균값을 계산하여 사용한다.

복수의 구동 시스템이 결합된 경우 구동기 사이에 발생하는 force fighting이 이슈가 된다. 각 구동기 간에 존재하는 정적/동적 특성 차이, 제조상의 편차 등에 의해 부하가 동일하게 분배되지 못하고 오히려 서로 부하로 작용할 수 있다[3]. 본 시스템에서는 이중화 모터의 회전 출력 토크가 결합되기 때문에 torque fighting이 발생할 수 있다. 모터 A, B는 클러치를 통해 한 개의 축으로 연결되기 때문에 동일한 움직임을 출력해야 한다. 두 모터의 움직임이 다를 경우 한 쪽으로 부하가 치중되거나 서로 움직임을 방해하는 문제가 발생할 수 있다. Torque fighting을 없애려면 두 모터의 회전각과 속도가 동일하도록 제어해야 한다[4]. 두 모터는 전원 인가 후에 제어신호에 따라 클러치를 통해 물리적으로 연결되기 때문에 회전각을 항상 일치하도록 맞추는 것은 쉽지 않다. 따라서 본 제어기는 Fig. 4와 같이 한 개의 위치제어기에서 생성한 속도 명령을 따라 모터 A, B의 회전속도를 동일하게 제어하도록 구성하였다.

2.2.3 시뮬레이션 결과

양쪽의 모터의 동적 특성은 이론적으로 동일하기 때문에 한쪽 모터만 모델링 하여 시뮬레이션을 수행했다. Torque fighting과 백래시 등 비선형적인 특성은 모델에서 배제하였다.

구동장치의 회전속도 성능은 최대 운용 범위인 $+25^{\circ} \sim -25^{\circ}$ 범위를 구동할 때의 회전속도를 계산하여 판단한다. Fig. 5는 무부하 상태에서의 각속도 시험 결과를 나타낸다. 구형과 명령에 대한 응답과 각속도 시뮬레이션을 수행하여 약 $55^{\circ}/s$ 로 목표성능 $50^{\circ}/s$ 를 만족하는 결과를 확인하였다.

구동장치의 주파수응답 시험은 정현파 신호의 주파수를 증가시키는 chirp 신호를 이용하여 수행한다. Fig. 6은 주파수응답 시험의 명령과 구동장치의 위치 파형을 나타낸다. 시간에 따라 주파수를 0.1Hz에서 10Hz로 변화시킨 $\pm 2^{\circ}$ 범위의 정현파를 명령으로 인가하고, 시뮬레이션 결과를 확인하였다.

Figure 7은 명령과 위치 데이터를 주파수영역에서 분석한 결과를 나타낸다. 이득여유가 $-3dB$ 인 지점과 위상여유가 -90° 인 지점이 약 6.2Hz에 형성되어 목표성능 5Hz의 대역폭을 상회하는 시뮬레이션 결과를 확인하였다.

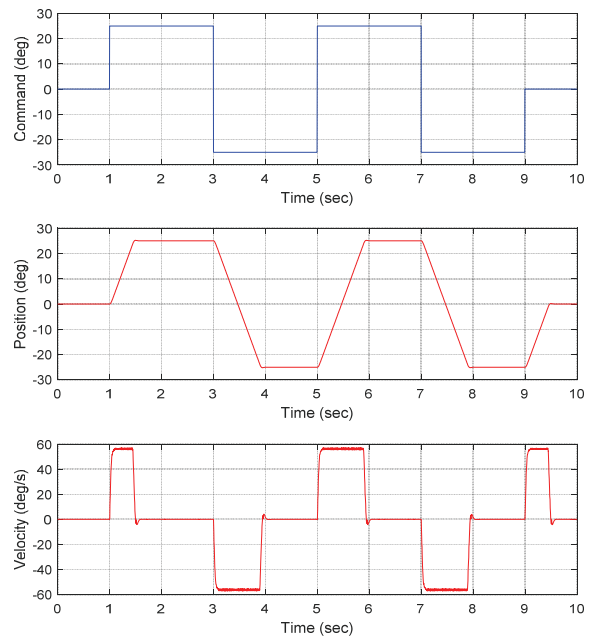


Fig. 5. Angular velocity simulation results

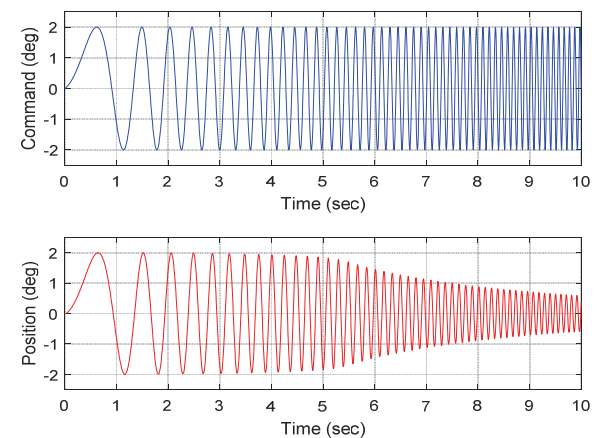


Fig. 6. Frequency response simulation command & position feedback

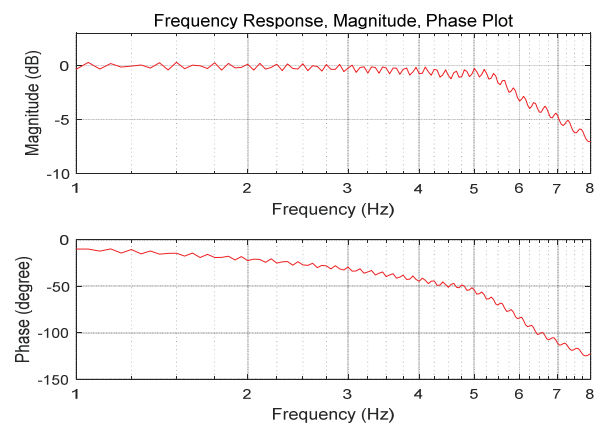


Fig. 7. Frequency response simulation analysis results

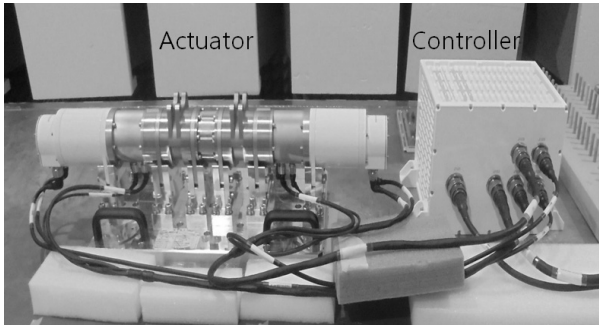


Fig. 8. Dual redundant hinge-line electro-mechanical actuator

2.3 구동장치 성능시험

2.3.1 시험장비

한지라인 이중화 전기식 구동장치 시제품의 실물 사진을 Fig. 8에서 확인할 수 있다. 좌측에는 치구에 조립된 구동기가 위치해 있고, 우측의 제어기와 케이블로 연결되어 센서신호와 구동을 위한 출력을 주고 받는다. 제어기는 점검장비와 케이블로 연결되어 전원을 공급받고, 통신 데이터를 송수신한다.

구동장치 점검장비는 구동장치를 운용, 점검하기 위한 목적으로 제작되었으며 실물 형상은 Fig. 9와 같다. 내부 구성은 점검장비 본체, 전원공급기, RACK, 운용컴퓨터, 배선장치로 구성되어 있다. 점검장비는 115VAC, 400Hz의 전원을 구동장치에 공급하고, 3중화 CAN통신을 통해 100Hz로 명령과 상태정보를 주고받으며 비행제어컴퓨터를 모의한다. 구동장치의 성능을 측정하기 위해 구동명령 프로파일을 전송하고 수신한 데이터를 분석하여 성능을 확인한다.

구동장치 부하성능을 확인하기 위한 시험치구는 Fig. 10과 같다. 링크 구조를 통해 구동장치로부터 회전력이 전달되면 각도에 따라 판스프링이 휘면서 +25°, -25°에서 10,000 lbf-in(1,130 N·m)의 최대부하가 발생한다. 판스프링의 끝단에는 토크센서가 장착

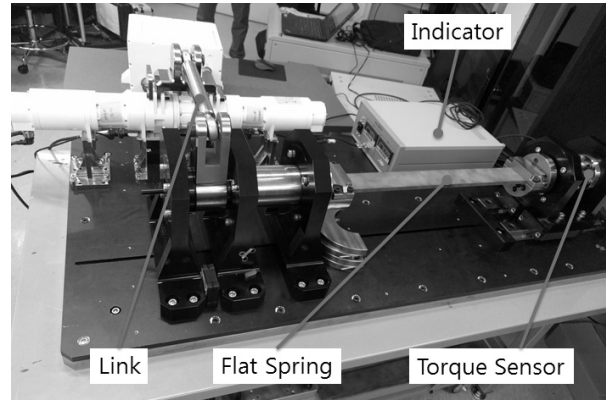


Fig. 10. Load test setup

되어 구동장치의 움직임에 따라 발생하는 부하를 측정할 수 있다. 측정된 토크 값은 인디케이터를 통해 확인할 수 있으며 점검장비에서 실시간으로 수집하여 다른 시험 데이터와 함께 확인할 수 있다.

2.3.2 시험결과 및 분석

시뮬레이션과 동일한 방식으로 최대각속도와 주파수응답 시험을 수행하여 구동장치 시제품의 성능을 확인했다. 계단과 시험을 수행하여 제어정확도 성능과 torque fighting의 영향도 확인했다.

Figure 11은 무부하 각속도 시험결과이다. 명령에 따른 위치와 속도 출력 파형이 시뮬레이션 결과와 유사한 것을 확인할 수 있다. 각속도 측정값도 약 55°/s로 시뮬레이션 결과와 거의 동일한 결과를 볼 수 있다.

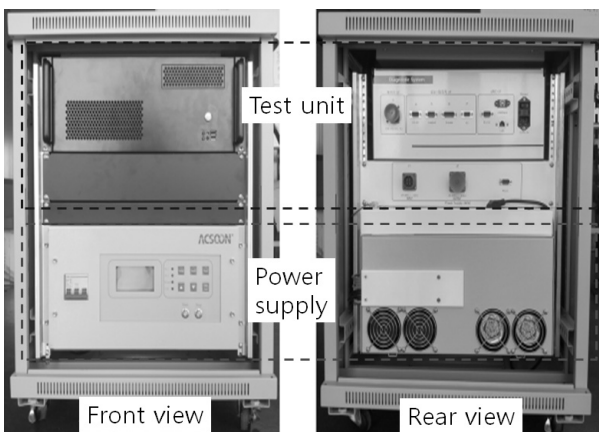


Fig. 9. Test equipment

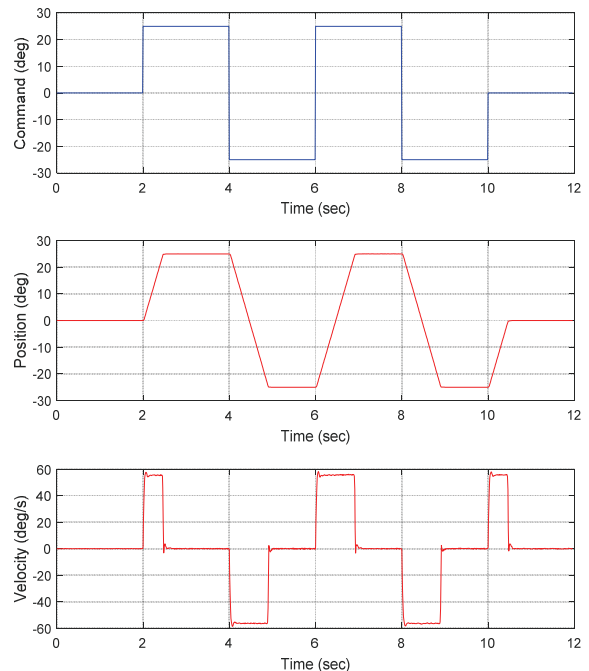


Fig. 11. Angular velocity experiment results

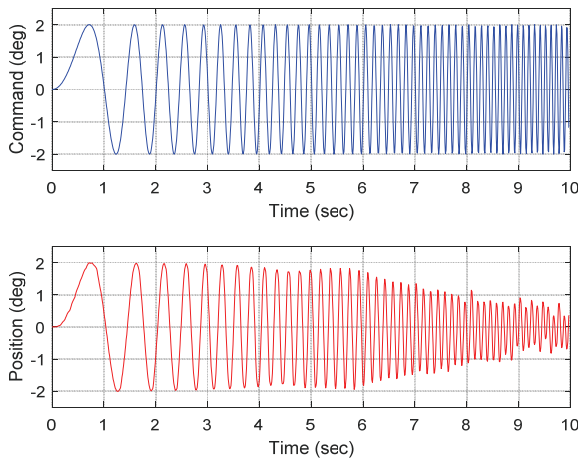


Fig. 12. Frequency response experiment results command & position feedback

주파수응답 시험결과도 시뮬레이션 결과와 유사한 결과를 확인하였다. Fig. 12를 보면 시뮬레이션 결과와 유사한 경향의 파형이 출력된 것을 볼 수 있다. 주파수응답 시험 분석 결과 이득여유는 약 6.2Hz, 위상여유는 약 5.9Hz로 목표성능 5Hz를 만족하는 것을 Fig. 13을 통해 확인할 수 있다.

출력 파형은 백래시 등의 비선형 특성과 시뮬레이션 모델 파라미터의 오차에 의해 약간의 차이가 발생한다. 또, 시뮬레이션에 비해 상당히 느린 100Hz의 속도로 데이터를 수집하기 때문에 통신 업데이트 속도에 의해 10Hz 부근에서는 최대 5%의 파형 손실이 발생할 수 있다.

계단과 시험은 +25° ~ -25° 범위를 5° 간격으로 구동하면서 정적 제어정확도를 확인하도록 설정되어 있다. Fig. 14의 오차 그래프는 제어 명령과 위치 값의 차를 통해 구한 결과이다. 명령이 바뀌는 순간 오차가 5°까지 증가했다가 구동기가 움직이면서 ±0.1°

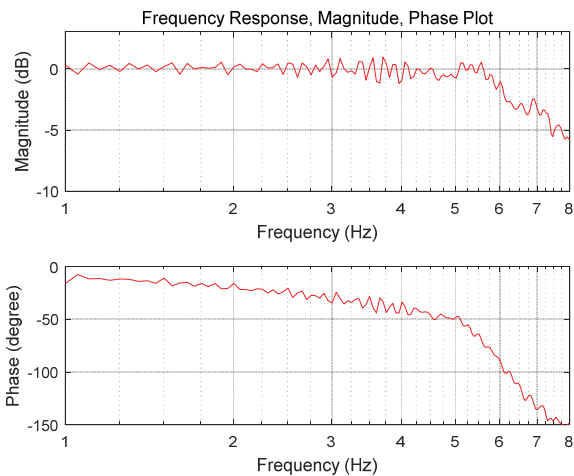


Fig. 13. Frequency response experiment analysis results

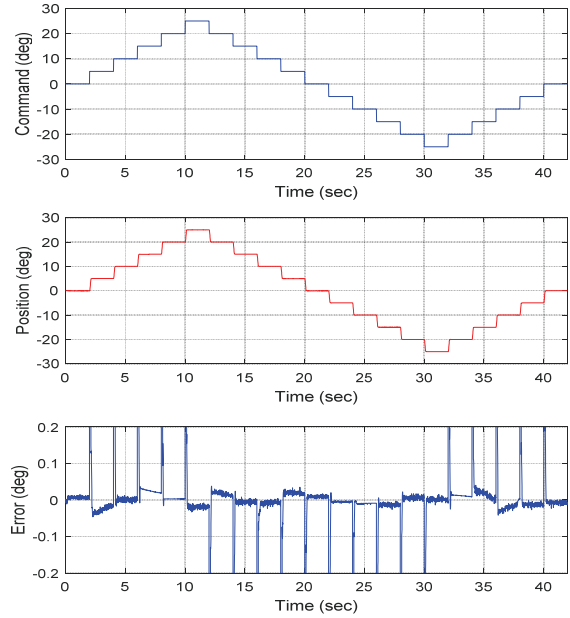


Fig. 14. Staircase waveform experiment results

이내로 줄어드는 것을 볼 수 있다. 계단과 시험을 통해 각 구간에서 목표성능인 제어 정확도 ±0.2°를 만족하는 것을 확인하였다.

Torque fighting 영향을 확인하기 위해 이중화 모터 A, B의 전류 소모량을 비교하였다. Fig. 15는 계단과 응답시험 결과의 일부 구간을 출력한 것이다. 두 모터는 서로 반대 방향으로 움직이기 때문에 출력되는 전류의 흐름도 반대로 나타난다. 데이터를 보면 급격하게 움직이는 순간에 한쪽 모터에서 소모되는 전류가 다른 쪽에 비해 커지는 불균형이 존재하는 것을 볼 수 있다. 두 모터는 동일하게 설계된 것으로 동적인 특성은 같기 때문에, 불균형 발생원인은

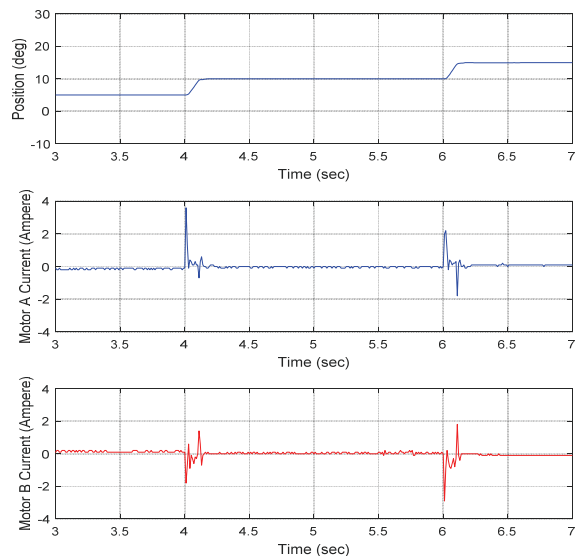


Fig. 15. Current comparison of motor A and B

제조상의 편차와 위치, 속도, 전류 등의 상태정보 측정 오차 문제로 판단할 수 있다. 출력에 불균형이 있기는 하지만 과부하나 서로의 움직임을 방해하는 등의 성능저하가 두드러지게 나타나지는 않았다. Torque fighting에 대한 정확한 영향은 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

부하시험은 각속도 시험과 마찬가지로 $+25^\circ \sim -25^\circ$ 범위를 구동하면서 출력되는 최대토크와 회전 각속도를 확인하였다. 부하시험치구는 날개의 공력 부하 환경과 유사하게 회전 각도에 따라 인가되는 부하의 크기가 증가하도록 되어있기 때문에 $+25^\circ$, -25° 지점에서 최대 토크가 발생한다. Fig. 16의 시험 결과를 보면 $+25^\circ$, -25° 지점에서 각각 $1,160 \text{ N}\cdot\text{m}$ 와 $1,140 \text{ N}\cdot\text{m}$ 의 토크 값이 측정되는 것을 확인할 수 있다. 구동장치 각도가 0° 일 때 약 $80 \text{ N}\cdot\text{m}$ 의 토크 값이 출력되는데 이는 판스프링의 변형에 의한 양방향 부하를 균일하게 맞추기 위해 각도를 조절하여 발생하는 값이다. 구동 시 10~90% 구간의 평균 각속도는 $51\sim 53^\circ/\text{s}$ 로 부하시험을 통해 목표성능을 만족하는 결과를 확인 하였다.

시험 조건에서 목표성능은 만족하지만 부하가 증가하는 구간에서 속도가 상당히 하락하는 경향을 볼 수 있다. Fig. 16의 4번째 그래프를 보면 속도가 하락하는 구간에서 모터 공급 전압인 280VDC의 전압이 떨어지는 것을 볼 수 있다. 속도 감소의 원인이 공급전력의 부족으로 발생하는 것인지 효율이나 torque fighting 등의 영향에 의한 것인지는 추가적인 연구를 통해 확인하여 보완이 필요할 것으로 판단된다.

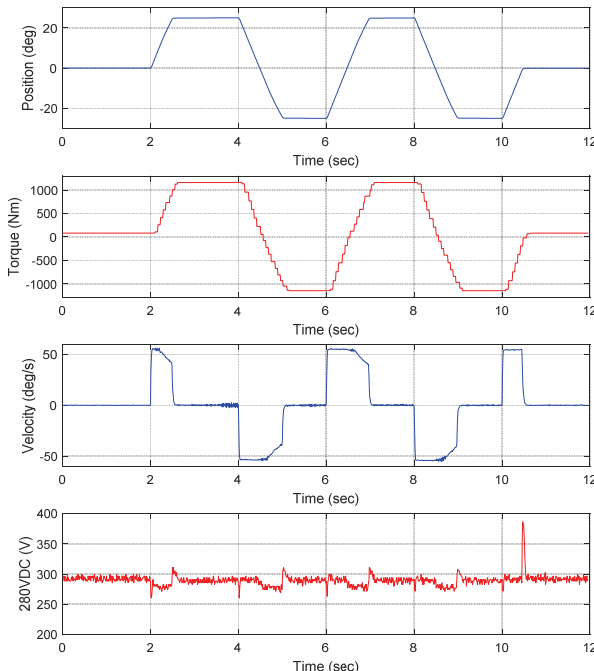


Fig. 16. Torque experiment results

III. 결 론

본 논문에서는 힌지라인 이중화 전기식 구동장치의 전반적인 설계 내용을 서술하였다. 제작된 시제의 성능시험 및 결과분석을 통해 구동장치의 목표성능 항목인 토크, 각속도, 제어정확도, 대역폭을 모두 만족하는 것을 확인하였으며, 설계 변수와 수학적 모델을 기반으로 수행한 시뮬레이션 결과와 실제 시험 결과가 유사하게 출력되는 것을 확인하였다.

본 연구를 통해 영구자석 동기전동기 모델 기반의 힌지라인 이중화 전기식 구동장치의 수학적 모델을 획득하였으며, 연구내용과 확보한 모델을 활용하여 향후 계획되어 있는 유사 시스템 성능 예측과 용량 산정 등 설계과정에 상당한 기여를 할 수 있을 것으로 판단한다.

향후 연구는 항공기 탑재 환경 요구 규격에 따라 환경시험과 EMC 시험, 평균고장간격(MTBF)과 이중화 제어 알고리즘 등에 대한 연구가 진행될 예정이다. Torque fighting의 영향에 대한 추가적인 연구도 필요할 것으로 보인다. 본 연구를 통해 아직 국내 연구가 미미한 힌지라인 형태의 전기식 구동장치 개발에 상당한 성과를 거두었고, 향후 항공기용 전기식 구동장치 개발에 필요한 국내 기술 향상에 기여할 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

본 논문은 2016년도 산업통상자원부 산업기술혁신사업 항공우주부품기술개발사업(No. 10067095)의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Pillay, P., and Krishnan, R., "Modeling, simulation, and analysis of permanent-magnet motor drives, Part I: The Permanent-Magnet Synchronous Motor Drive," *IEEE Transactions on Industry applications*, Vol. 25, No. 2, March/April 1989, pp. 265~273.
- 2) Wang, Z., Jin, J., Guo, Y., and Zhu, J., "SVPWM Techniques and Applications in HTS PMSM Machines Control," *Journal of Electronic Science and Technology of China*, Vol. 6, No. 2, June 2008, pp. 191~197.
- 3) Wang, L., Mare, J., Fu, Y., and Qi, H., "Force Equalization for Redundant Active/Active Position Control System Involving Dissimilar Technology Actuators," *8th JFPS International Symposium on Fluid Power*, October 2011, pp. 136~143.
- 4) Ryder, D. R., "Redundant Actuator Development Study," *NASA Report, CR-114730*, September 1973.