

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(4), 328-341(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.4.328

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

동적 하중 되먹임 제어를 사용한 직구동 방식 전기기계식 구동장치시스템의 동특성 개선에 관한 연구

이희중*, 강이석**, 송오섭***

A Study on the Dynamic Characteristics Improvement of Direct Drive Electro-mechanical Actuation System using Dynamic Force Feedback Control

Hee-Joong Lee*, E-Sok Kang** and Ohseop Song***

Korea Aerospace Research Institute*

School of Mechanical Engineering, Chungnam National University**, ***

ABSTRACT

In the control actuator system of a launch vehicle based on thrust vectoring, the interaction between electro-mechanical position servo and inertial load are combined with the dynamic characteristics of the flexible vehicle support to generate synthetic resonance. This occurred resonance is fed back to the attitude control system and can influence stability of launch vehicle. In this study, we proposed a simulation model to analyze synthetic resonance of electro-mechanical actuation system for thrust vector control and explained the results of simulation and test using dynamic force feedback control which improves dynamic characteristics of servo actuation system by reducing synthetic resonance.

초 록

발사체의 추력벡터제어를 위한 구동장치시스템에서 관성부하를 갖는 전기기계식 위치서보 시스템의 공진 특성과 유연한 기체구조체 지지부의 구조공진이 결합되어 합성공진이 발생한다. 이렇게 발생한 공진은 발사체의 자세제어시스템에 되먹임되어 자세안정성에 영향을 줄 수 있다. 본 논문에서는 발사체의 추력벡터제어를 위한 직구동 방식의 전기기계식 구동장치의 합성공진을 해석하기 위한 모델을 소개하고 합성공진 현상을 저감하여 구동기의 동특성을 개선하는 동적 하중 되먹임 제어기법의 해석 및 시험 결과를 기술하였다.

Key Words : Thrust Vector Control(추력벡터제어), Electro-mechanical Actuator(전기기계식 구동기), Dynamic Force Feedback (동적 하중 되먹임), Brushless DC Motor(무정류자 방식 직류전동기), Direct Drive(직구동)

† Received : November 29, 2016 Revised : March 20, 2017 Accepted : March 20, 2017

*** Corresponding author, E-mail : songos@cnu.ac.kr

1. 서 론

발사체의 자세제어를 위한 짐벌엔진 방식의 추력벡터제어 구동장치시스템은 엔진의 추력을 발사체의 기축 방향에 대하여 변화시켜 필요한 제어모멘트를 발생시킨다. 이러한 방식은 질량과 회전 관성 모멘트가 큰 액체엔진을 발사체에 고정된 회전축에 대하여 신속하고 정확하게 회전시켜야 하므로 단위 중량 대비 동력 효율이 우수한 전기유압식 구동장치를 많이 사용한다. 그러나 유압식 구동장치가 높은 개발비용과 유지보수를 필요로 하고 근래에 들어 회도류 강자성체를 사용한 경량화된 고효율의 전기모터 및 이를 구동하고 제어하는 반도체 소자 기술이 발전하여 전기유압식 구동장치를 전기기계식 구동장치로 대체하는 노력들이 많이 진행되고 있다. 국내에서는 나로호 상단의 추력벡터제어를 위해 전기유압식 구동장치를 사용하였고 한국형발사체 3단의 추력벡터제어를 위해 전기기계식 구동장치를 개발 중에 있다[1,2,3].

발사체시스템은 최적설계를 통해 구성품들의 중량을 절감하기 위한 노력을 많이 한다. 구동장치시스템이 장착되는 기체 구조체와 엔진 지지부 역시 중량 최적 설계로 인해 지상에서 운용되는 시스템에 비해 상대적으로 작은 강성을 가진다.

발사체에 구동기를 장착하여 시험평가를 수행할 경우 상대적으로 큰 관성부하와 유연한 구조체의 낮은 강성에 의해 발생하는 공진으로 인해 구동장치의 공진주파수보다 낮은 주파수에서 합성공진이 발생한다. 이렇게 발생한 공진은 발사체의 자세제어시스템에 되먹임되어 제어안정성에 영향을 주며 성공적인 임무달성에 영향을 작용시킨다[4,5]. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 구조체의 강성을 높이거나 합성공진이 발생하는 주파수를 높여야 한다. 구조체의 강성을 높이려면 중량이 증가해야하기 때문에 쉽지 않고 결국 합성공진을 제거하기 위한 방안을 찾아야한다.

시스템의 중량을 유지하면서 합성공진 현상을 제거하기 위한 방법으로 유연한 구조체와 구동기의 연계시험에서 측정되는 합성공진 주파수 대역에 저주파 통과 노치필터를 사용하는 방법이 제안되었다[4].

발사체의 추력벡터제어를 위한 짐벌엔진 구동장치시스템의 합성공진 특성을 개선하기 위해 지금까지 연구된 결과를 보면 합성공진이 발생할 때 구동기의 부하를 측정하여 고주파 통과 필터(HPF, High Pass Filter)를 거친 후 서보앰프에 되먹임하여 합성공진을 감소하는 제어방식을 사

용해왔다. 일부 전기기계식 구동기의 경우 고주파 대역에서 외란에 의해 전기모터의 구동이 불필요하게 많아지는 것을 막기 위해 추가적으로 저주파 통과 필터(LPF, Low Pass Filter)를 거친 후 서보앰프에 되먹임하여 합성공진을 감소시키는 제어방식을 사용했다[5-12].

구동기에 내장된 위치센서는 피스톤의 상대변위만 측정하기 때문에 구동기가 장착되는 기체구조체와 엔진 지지부의 낮은 강성에 의해 발생하는 엔진 노즐의 공진을 측정할 수 없다. 이러한 이유로 엔진 노즐의 공진 특성을 분석하기 위해 구동기의 힘을 측정하게 되었다.

구동기의 부하를 측정하여 고주파 통과 필터 거치거나 고주파 통과 필터와 저주파 통과 필터를 모두 거치는 것은 저주파 대역에서 하중이 되먹임되는 정도를 감소시켜 구동기의 위치제어에 영향을 주지 않고 공진이 발생하는 주파수 대역에서만 하중이 되먹임 되도록 함으로써 하중 되먹임 제어가 동작하는 영역을 제한하기 위해서이다.

추력벡터제어를 위해 서보밸브가 장착된 전기유압식 구동장치를 사용하는 경우는 동적 압력 되먹임(DPF, Dynamic Pressure Feedback) 제어를 사용하여 합성공진을 감소시킨다. 동적 압력 되먹임 제어는 합성공진이 발생할 때 구동기 피스톤의 확장 및 수축 격실의 압력차를 고주파 통과 필터를 통해 서보앰프에 되먹임하여 합성공진을 감소시키는 방법을 사용해왔다. 이때 구동기 피스톤의 확장 및 수축 격실의 압력차는 합성공진에 의해 발생하는 구동기의 부하에 비례하므로 압력차를 되먹임하지만 결국은 하중을 되먹임하는 것이다.

전기유압식 구동기의 압력차를 되먹임하기 위한 방법에는 두 가지가 있다. 첫 번째는 구동기 피스톤 격실간의 압력차를 고주파 통과 필터의 역할을 하는 유압회로를 통해 기계적으로 되먹임하는 유량제어 서보밸브를 이용하는 것이다[5-6]. 두 번째는 구동기 피스톤의 확장 및 수축 격실에 각각 압력센서를 장착하여 측정된 신호의 차를 고주파 통과 필터를 통해 서보제어 연산에 전기적으로 되먹임하는 것이다[7].

추력벡터제어에 전기기계식 구동장치를 사용하는 경우는 동적 하중 되먹임(DFF, Dynamic Force Feedback) 제어를 통해 합성공진을 감소시킨다. 동적 하중 되먹임 제어는 압력센서를 사용하는 전기유압식 구동장치와 달리 구동기에 장착된 로드셀을 통해 직접 힘을 측정하고 고주파 통과 필터 또는 고주파 통과 필터와 저주파 통과

모두 거쳐 서보앰프에 되먹임하여 합성공진을 감소시키는 방법을 사용해왔다. 미국의 발사체에서는 1차 고주파 통과 필터를 사용하고 유럽의 발사체에서는 2차 고주파 통과 필터에 추가적으로 저주파 통과 필터를 사용한 대역 통과 필터의 형태를 사용하며 감속 치차열과 선형스크루의 조합을 사용한 전기기계식 구동기에 적용하였다[8-12]

한국형발사체 3단의 경우 발사체의 서브시스템에 대한 중량 요구조건이 엄격하기 때문에 시스템의 강성을 높게 개발하기 쉽지 않다. 따라서 구동기와 구조물의 낮은 강성으로 인한 합성공진이 발생할 가능성이 높다. 또한 추력벡터제어를 위한 전기기계식 구동장치시스템을 기존에 해외 발사체에 많이 적용했던 감속 치차열과 선형스크루 조합의 구동기가 아닌 중량 효율을 증대시키기 위하여 전기모터에 스크루를 직결한 직구동형상의 구동기로 개발 중에 있다[2].

본 논문에서는 한국형발사체 3단의 추력벡터제어를 위한 전기기계식 구동장치시스템과 기체 구조체 간의 합성공진이 발생할 가능성을 예측하기 위하여 합성공진 현상을 해석하기 위한 모델을 설계하여 분석을 수행하였다. 기존의 연구들은 측정된 힘을 서보앰프에 되먹임하여 제어하는 구조를 사용하고 있으나 본 논문에서는 로드셀을 통해 측정되는 힘이 짐벌엔진 구동시스템의 등가 강성에 의해 발생하며 구동기 피스톤의 변위와 엔진 노즐의 변위의 차에 비례하는 것에 착안하여 측정된 힘을 1차 고주파 통과 필터와 저주파 통과 필터를 거쳐 위치제어기에 되먹임하였다. 즉 피스톤의 변위와 엔진 노즐의 변위차를 이용하여 구동기의 하중이 제거될 수 있도록 구동기 제어명령을 새로 생성하는 것이다. 그리고 기존의 연구들은 감속 치차열과 선형스크루의 조합을 사용한 전기기계식 구동기에 동적 하중 되먹임 제어를 적용한 경우이지만 본 논문에서는 직구동방식의 전기기계식 구동장치시스템에 동적 하중 되먹임 제어를 적용하여 합성공진 현상을 저감시키고 구동장치시스템의 동특성을 개선한 연구내용과 관련 시험 결과를 기술한다.

II. 본 론

2.1 시스템 모델링

2.1.1 전기기계식 구동장치시스템

전기기계식 구동기의 특성을 예측하기 위한 시뮬레이션 해석 모델을 만들기 위해 다음의 식들

을 이용한다. 기계 부분의 지배 운동방정식은 식 (1) ~ (3)과 같으며 $J_m, J_{sw}, B_m, B_{act}, \theta_m, m, p, x_p, \eta$ 는 각각 회전자의 관성 모멘트, 스크루의 관성모멘트, 모터 회전자의 마찰계수, 구동기 피스톤의 마찰계수, 모터 회전자의 회전각, 피스톤의 질량, 스크루 피치, 구동기 변위, 스크루의 효율에 해당한다. 또한 T_m 은 모터의 토크, F_{ACT} 은 구동기의 구동력, F_{fric} 은 구동기의 마찰력을 나타낸다[2,4,10,13].

$$T_m = (J_m + J_{sw}) \ddot{\theta}_m + B_m \dot{\theta}_m + \frac{p}{2\pi\eta} F_{ACT} \quad (1)$$

$$F_{ACT} = m \ddot{x}_p + B_{act} \dot{x}_p + F_{fric} \quad (2)$$

$$x_p = \frac{p}{2\pi} \theta_m \quad (3)$$

식 (1) ~ (3)을 정리하면 식 (4)와 같다[2]. 여기서 J, B 는 모터측으로 환산된 구동기의 관성 모멘트, 구동기의 마찰계수이다.

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

구동 전기회로 부분의 지배 방정식은 식 (5)와 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[2,7].

$$\begin{aligned} V_s &= L \frac{dI}{dt} + RI + K_e \dot{\theta}_m \\ T_m &= K_t I \end{aligned} \quad (5)$$

2.1.2 짐벌엔진 구동시스템

Figure 1은 추력벡터제어를 위한 위치서보 구동기가 장착된 짐벌엔진 형상이다. 기체 구조체 지지부와 엔진마운트 구조물에 장착된 서보 구동기가 짐벌베어링을 중심으로 짐벌엔진을 회전시켜 추력벡터제어를 수행한다.

짐벌엔진 구동시스템의 해석모델을 도출하기 위해 시스템을 탄성변형이 없는 강체에 의해 직결된 형상으로 가정하였다. 서보구동기와 짐벌엔진의 구동에 의한 힘평형 방정식을 구하면 식 (6)과 같다.

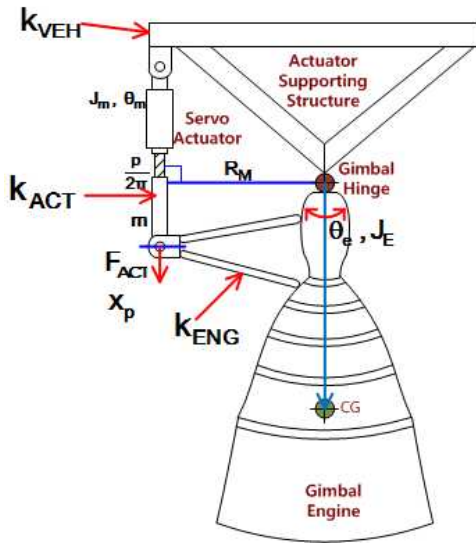


Fig. 1. Configuration of Gimbal Engine Actuation System

$$T_m = (J_m + J_{sw}) \ddot{\theta}_m + B_m \dot{\theta}_m + \frac{p}{2\pi\eta} F_{ACT}$$

$$F_{ACT} = m \ddot{x}_p + B_{act} \dot{x}_p + F_{fric} + F_{ENG} \quad (6)$$

$$F_{ENG} R_M = J_E \ddot{\theta}_e$$

$$\theta_e \cong \frac{x_p}{R_M} \quad (7)$$

식 (1) 및 (3), (6), (7)을 정리하면 다음과 같다.

$$T_m = \left\{ \frac{2\pi J}{p} + \frac{p J_E}{2\pi R_M^2} \right\} \ddot{x}_p + \frac{2\pi B}{p} \dot{x}_p + \frac{p}{2\pi\eta} F_{fric} \quad (8)$$

여기서, J_E , θ_e , R_M , F_{ENG} 은 짐벌엔진의 관성 모멘트, 엔진의 회전각, 모멘트 암의 길이, 짐벌엔진의 회전에 의한 관성 부하력이다.

2.1.3 통합 모델 수립 및 분석

추력벡터제어 구동장치시스템이 장착되는 발사체의 기체 구조체 지지부와 엔진마운트 구조물은 중량절감을 위해 최적설계를 수행하기 때문에 낮은 구조강성을 갖는다. 따라서 짐벌엔진에 구동기를 장착하여 시스템의 특성을 확인할 때 엔진의 관성부하 이외에 구동기가 장착되는 구조체의 강성도 고려하여야 한다. 앞에서는 구동장치시스템의 해석모델 설계시 구동기와 짐벌엔진의 등가관성이 강체에 의해 직결된 형상으로 모델링하였으나 본 절에서는 Fig. 2와 같이 구동기와 짐벌엔진의 등가관성이 기체구조체 지지부와 엔진마운트 구조물의 등가강성인 k_{ST} 와 같은 스프링에 의하여 연결된 형상으로 모델링하였다.

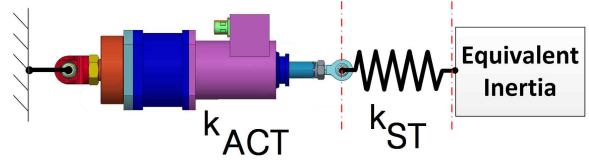


Fig. 2. Schematic of Synthetic Resonance Analysis

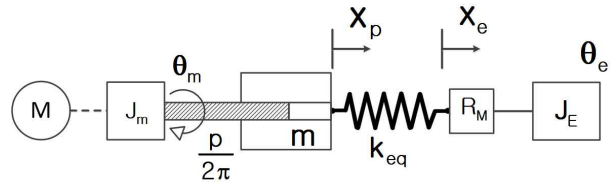


Fig. 3. Reduced Model of Gimbal Engine Actuation System

프링에 의하여 연결된 형상으로 모델링하였다.

해석모델을 설계하기 위해 Fig. 2를 Fig. 3과 같이 짐벌엔진 구동시스템의 전체 등가강성인 k_{eq} 와 같은 스프링에 의해 구동기와 엔진의 등가관성이 모멘트 암을 통해 연결된 형상으로 가정하였다. 강성간의 관계식은 식 (9) ~ (10)과 같다. k_{VEH} 는 기체구조체 지지부의 등가강성이고 k_{ENG} 는 엔진 마운트 구조물의 등가강성이다.

$$\frac{1}{k_{ST}} = \frac{1}{k_{VEH}} + \frac{1}{k_{ENG}} \quad (9)$$

$$\frac{1}{k_{eq}} = \frac{1}{k_{ST}} + \frac{1}{k_{ACT}} \quad (10)$$

Figure 3과 같은 모델에 기반을 둔 힘평형 방정식을 유도하면 식 (11), (12)와 같다.

$$T_m = (J_m + J_{sw}) \ddot{\theta}_m + B_m \dot{\theta}_m + F_{ACT} \frac{p}{2\pi\eta}$$

$$F_{ACT} = m \ddot{x}_p + B_{act} \dot{x}_p + F_{fric} + k_{eq} (x_p - \theta_e R_M) \quad (11)$$

$$k_{eq} (x_p - \theta_e R_M) R_M = J_E \ddot{\theta}_e + F_{dist}$$

$$\theta_e \cong \frac{x_e}{R_M} \quad (12)$$

식 (3), (12)를 이용하여 식 (11)을 정리하면 다음과 같다.

$$T_m = \frac{2\pi J}{p} \ddot{x}_p + \frac{2\pi B}{p} \dot{x}_p + \frac{p}{2\pi\eta} F_{fric} + \frac{p}{2\pi\eta} k_{eq} (x_p - x_e) \quad (13)$$

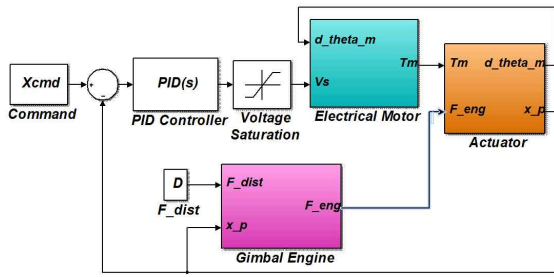


Fig. 4. Gimbal Engine Actuation System Simulation Model

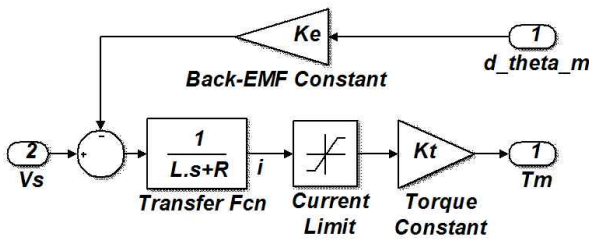


Fig. 5. Gimbal Engine Actuation System Simulation Model - Electric Motor

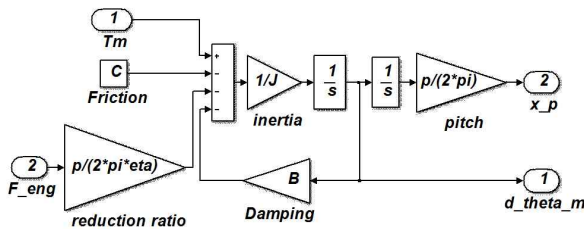


Fig. 6. Gimbal Engine Actuation System Simulation Model - Actuator

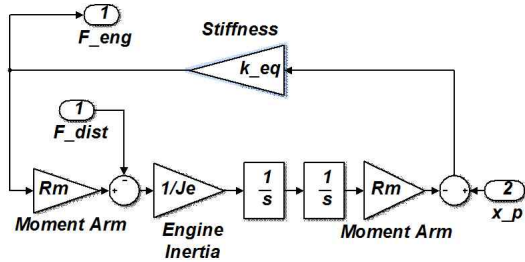


Fig. 7. Gimbal Engine Actuation System Simulation Model - Gimbal Engine

$$k_{eq}(x_p - x_e) R_M = \frac{J_E}{R_M} \ddot{x}_e + F_{dist} \quad (14)$$

식 (13) ~ (14)를 이용하여 Simulink®로 설계한 해석모델은 Fig. 4 ~ 7과 같다.

2.2 동적 하중 되먹임 제어기법

발사체 구조체의 최적설계에 의한 경량화로

추력벡터제어용 구동장치시스템에 짐벌엔진에 의한 관성부하와 구조체의 낮은 강성에 의해 공진현상이 발생한다. 공진현상이 발생할 때는 구동기의 변위와 구동력이 급격하게 증가하게 된다.

본 연구에서 적용하는 동적 하중 되먹임 제어기의 개념은 전기기계식 구동기의 하중을 직접 계측하여 서보구동기의 위치제어계에 중첩 되먹임하여 공진현상에 의한 영향을 감소시키는 것이다. 공진현상이 발생하는 구간 보다 낮은 주파수 영역에서는 동적 하중 되먹임 제어기의 영향을 차단하여 위치서보제어기가 주된 역할을 하게하며, 공진현상이 발생하는 주파수 영역에서는 동적 하중 되먹임 제어기와 위치서보 제어기를 같이 사용하여 위치추종성능을 만족하면서 공진현상도 저감할 수 있도록 한다. 동적 하중 되먹임 제어기가 이와 같은 동작을 하도록 만들기 위해 측정된 하중 신호를 고주파 통과 필터를 통과시켜 위치서보제어기에 전달한다. 고주파 대역에서 외란에 의해 전기 모터의 구동이 불필요하게 많아지는 것을 막기 위해 저주파 통과 필터를 사용한다. 따라서 동적 하중 되먹임 제어기는 대역 통과 필터와 유사한 형상을 가지는데 이는 동적 하중 되먹임 제어를 수행되는 주파수 대역을 합성공진이 발생하는 주파수 영역으로 제한하기 위함이다.

동적 하중 되먹임 제어기의 특성을 분석하기 위해 Fig. 8 ~ 9와 같은 해석 모델을 설계하였다. 로드셀에서 측정된 구동기의 하중은 저주파 통과 필터 및 고주파 통과 필터, 되먹임 이득으로 구성된 동적 하중 되먹임 제어기를 거쳐 위치서보 제어기에 되먹임 된다. Fig. 4의 짐벌엔진 구동시스템 해석 모델에 동적 하중을 되먹임하는 Fig. 9가 추가된 형상이다. K_{dff} 는 동적 하중 되먹임 이득이고, ω_{nh} 는 고주파 통과 필터의 차단 주파수, ω_{nl} 은 저주파 통과 필터의 차단 주파수이다. 일반적으로 $\omega_{nh} < \omega_{nl}$ 이다.

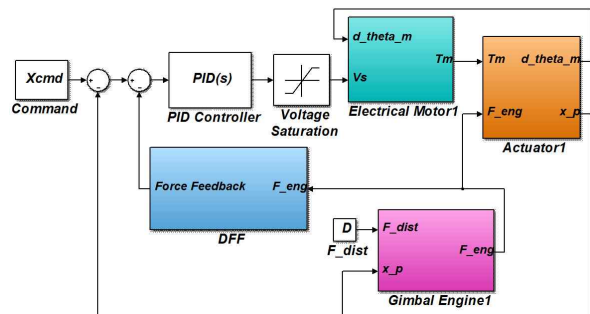


Fig. 8. Dynamic Force Feedback Control Simulation Model

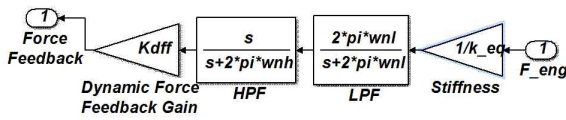


Fig. 9. Dynamic Force Feedback Control Simulation Model - DFF

Table 1. Control Parameters of Dynamic Force Feedback Controller

Control Parameter	Value	
	Beam #1	Beam #2
DFF Gain(K_{dff})	2, 3, 4	2, 3, 4
HPF Cut-off Frequency(ω_{nh})	4 Hz	6 Hz
LPF Cut-off Frequency(ω_{nl})	15 Hz	30 Hz

Table 2. Simulation Parameter

Parameter	Value
R	1.65 Ω
L	2.37 mH
K_e	0.834 V/rad/s
K_t	0.834 Nm/A
η	0.88
J	7.5×10^{-4} kg \cdot m ²
p	0.005 m
J_E	114 kg \cdot m ²
R_M	0.35 m
k_{ACT}	2.6×10^7 N/m
k_{ST}	Beam #1 : 3.94×10^6 N/m Beam #2 : 9.85×10^6 N/m

Table 3. Development Specification for Electro-mechanical Actuator

Item	Required Specification
Actuator Force	12,000 N
Velocity @ 12,000 N	189 mm/s 이상
Linearity	정격 1.0 % 이내
Hysteresis	정격 2.0 % 이내
Threshold	정격 1.0 % 이내
Rated Stroke	± 20.00 mm (± 10 V 기준).
Stiffness	2×10^7 N/m 이상
Electric Power	260 V(DC) : Motor 28 V(DC) : Controller

2.3 시뮬레이션 및 시험 결과

구동기가 장착되는 기체 구조체 엔진 마운트 구조물의 등가강성인 k_{ST} 의 값을 달리하면서 동적 하중 되먹임 제어를 사용하지 않은 경우와 사용한 경우의 시스템의 공진특성을 비교하였다.

해석과 시험에 사용한 동적 하중 되먹임 제어기의 변수값은 Table 1에 정리하였다. 필터의 차단주파수는 합성공진이 최대 발생 하는 주파수를 기준으로 설정하였다. 고주파 통과 필터의 차단 주파수는 공진 주파수의 약 0.5배 근처의 주파수에서 선정하였고 저주파 통과 필터의 차단 주파수는 공진주파수의 1.5배 이상의 주파수에서 선정하였다. 그리고 구동기의 위상지연 요구조건을 고려하여 고주파 통과필터의 차단주파수는 4 Hz 이상으로 선정하였다.

되먹임 이득은 식 (15)를 사용하여 계산하였다. w_{res} 는 합성공진 주파수이며 Beam #1의 경우 해석에서는 공진주파수 9.9 Hz 일 때 $k_{dff} \approx 1.56$ 이며 시험은 공진주파수 11 Hz 일 때 $k_{dff} \approx 2.45$ 이다. 해석과 시험결과를 동일 조건에서 비교하기 위해 되먹임 제어기의 $k_{dff} = 2$ 로 정하고 이득값을 3, 4까지 변화시키면서 해석과 시험을 수행하였다.

$$K_{dff} \approx \frac{k_{eq} \cdot |X_p(s) - X_c(s)|}{|HPF(s)| |LPF(s)| |F_{eng}(s)|} \Bigg|_{s=0.5w_{res}} \quad (15)$$

시스템 관련 변수들은 Table 2와 같으며 구동기의 개발 규격은 Table 3과 같다. 시스템의 동특성 해석에 사용한 k_{ST} 의 값은 현재 시험에 사용 가능한 시편에서 2개를 골라서 수행하였다. 9.85×10^6 N/m 과 3.94×10^6 N/m의 두 가지 경우인데 9.85×10^6 N/m는 현재 한국형발사체 3단의 k_{ST} 요구조건과 유사한 강성값이다.

시스템의 동특성은 서보 구동기 정격 출력의 10 %에 해당하는 ± 2 mm(± 1 V) 진폭을 가지며 주파수가 0.01 Hz부터 30Hz까지 단조 증가하는 정현파를 제어명령으로 인가하여 구동기의 위치 변위를 측정하고 측정값에 FFT(Fast Fourier Transform)을 수행하여 산출한 Bode 선도로 동특성을 확인하였다.

Figure 10은 k_{ST} 가 3.94×10^6 N/m일 때, Fig. 11은 k_{ST} 가 9.85×10^6 N/m일 때의 제어명령에 따른 구동기 피스톤의 변위, 엔진 노즐의 변위, 구동기 하중의 응답특성을 나타내는 그래프이다. k_{ST} 의 값이 작은 경우에 구동기와 엔진 노즐에

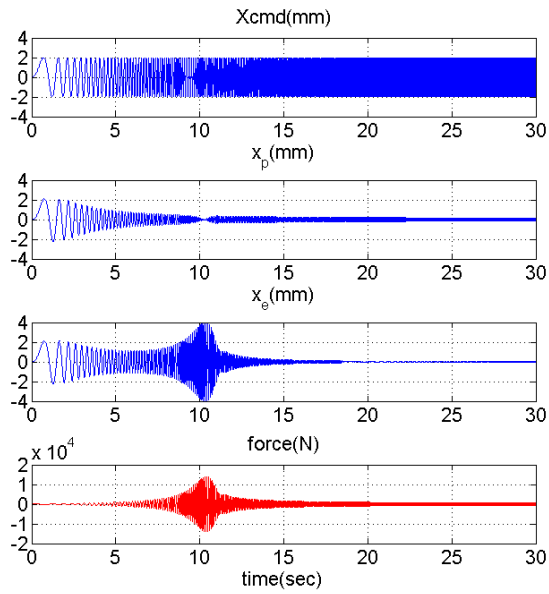


Fig. 10. Time Response of Gimbal Engine Actuation System without DFF @ $k_{ST} = 3.94 \times 10^6$ N/m

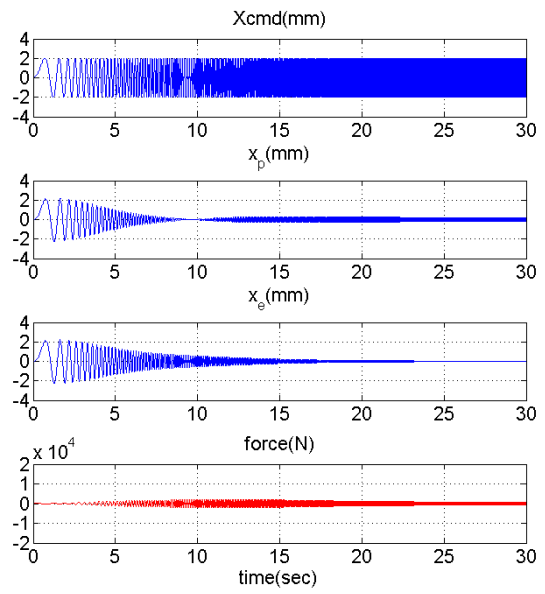


Fig. 12. Time Response of Gimbal Engine Actuation System with DFF @ $k_{ST} = 3.94 \times 10^6$ N/m

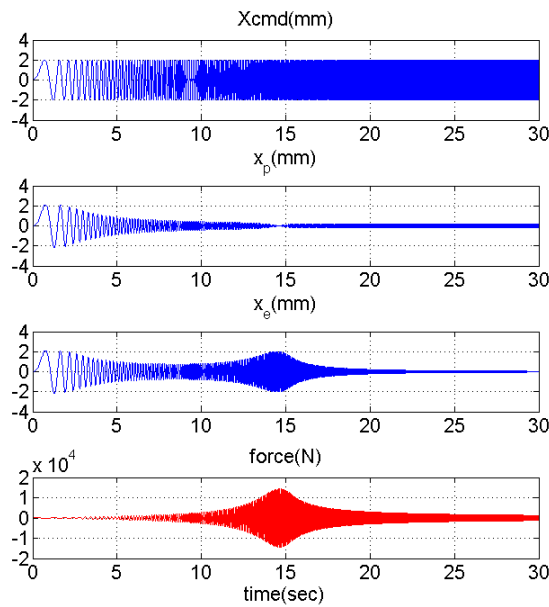


Fig. 11. Time Response of Gimbal Engine Actuation System without DFF @ $k_{ST} = 9.85 \times 10^6$ N/m

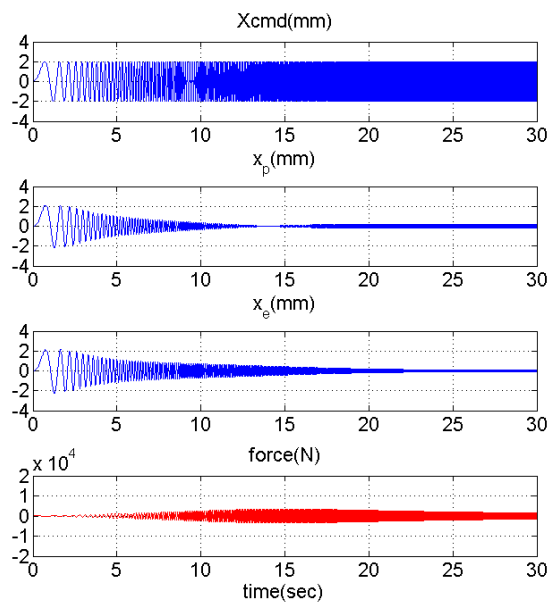


Fig. 13. Time Response of Gimbal Engine Actuation System with DFF @ $k_{ST} = 9.85 \times 10^6$ N/m

공진이 더 크게 발생하고 공진이 발생하는 주파수가 낮은 것을 관찰할 수 있다.

Figure 12, 13은 Table 1에서 K_{dff} 가 4일 때 각각의 k_{ST} 에 대하여 동적 하중 되먹임 제어를 수행한 경우의 제어명령에 따른 구동기 피스톤의 변위, 엔진 노즐의 변위, 구동기 하중의 응답특성을 나타내는 그래프이다. 동적 하중 되먹임 제어

를 통해 구동기 피스톤과 엔진 노즐에 발생하는 공진이 많이 감쇄되었음을 확인할 수 있으며 구동기의 하중 또한 k_{ST} 가 9.85×10^6 N/m인 경우 최대 14,200 N에서 3,500 N으로 감소하였고 3.94×10^6 N/m인 경우는 13,900 N에서 2,000 N으로 감소하였다.

Figure 14 ~ 17은 DFF 제어기의 제어변수를

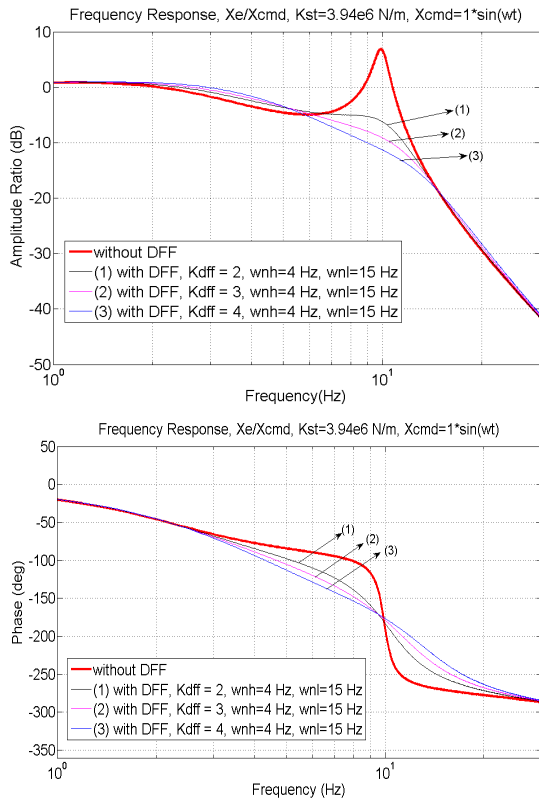


Fig. 14. Frequency Response of Gimbal Engine @ $k_{ST} = 3.94 \times 10^6$ N/m

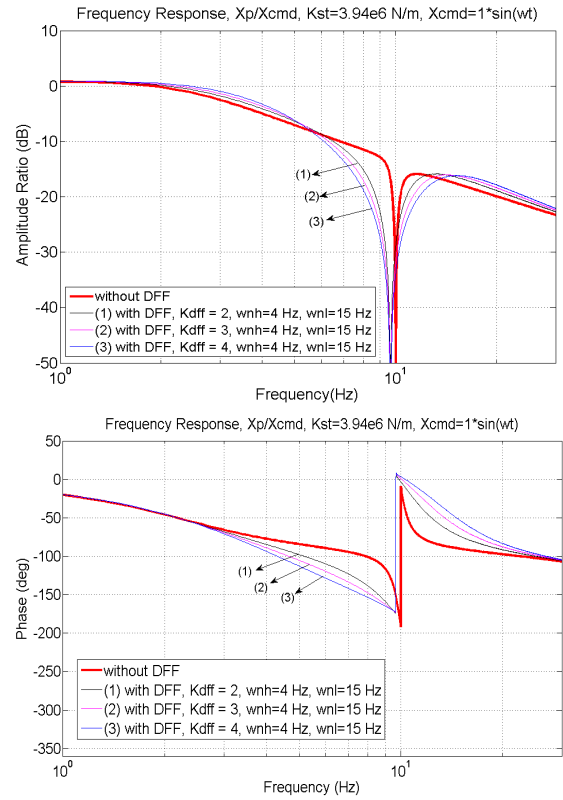


Fig. 15. Frequency Response of Servo Actuator @ $k_{ST} = 3.94 \times 10^6$ N/m

Table 1에 설정된 값으로 시험을 수행한 결과이다. Fig. 14, 15는 k_{ST} 값이 3.94×10^6 N/m일 때의 엔진 노즐과 구동기의 동특성 선도이고 Fig. 16, 17은 k_{ST} 값이 9.85×10^6 N/m일 때의 엔진 노즐과 구동기의 동특성을 나타낸다. 고주파 통과 필터와 저주파 통과 필터의 차단 주파수를 고정하면 동적 하중 되먹임 이득인 K_{dff} 의 값이 증가할수록 오버슈트가 감소하는 것을 관찰할 수 있다.

Figure 14, 15를 보면 동적 하중 되먹임 제어가 이루어지는 주파수 영역에서 짐벌엔진과 구동기의 위상 지연이 발생하는 것을 볼 수 있다. 또한 동적 하중 되먹임 이득이 증가할수록 위상 지연이 증가하는 것을 볼 수 있다. Fig. 15에서 구동기의 위상 요구조건을 고려하면 4 Hz에서 약 13도의 위상 여유가 있지만 동적 하중 되먹임 제어를 수행한 경우에 동적 하중 되먹임 이득이 증가할수록 위상 여유가 5.4도, 1.4도, -3.6도로 감소하여 제어 안정성 여유가 줄어든다. 따라서 합성 공진은 되먹임 이득이 클수록 감쇄가 많이 되지만 위상 여유 측면에서는 되먹임 이득이 작을수록 상대적으로 유리하다.

Figure 18, 19는 동적 하중 되먹임 이득을 고정한 상태에서 고주파 통과 필터와 저주파 통과

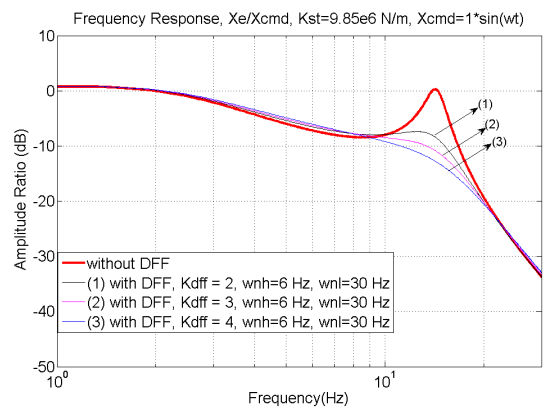


Fig. 16. Frequency Response of Gimbal Engine @ $k_{ST} = 9.85 \times 10^6$ N/m

필터의 차단 주파수를 변화시키면서 그에 따른 짐벌엔진과 구동기의 동특성을 해석한 결과이다.

합성공진이 크게 발생한 경우는 동적 하중을 되먹임하는 제어기를 통해 공진특성이 많이 개선된 것을 관찰할 수 있다. 합성공진이 크게 발생하지 않은 저주파 대역에서는 고주파 통과 필터의 영향으로 동적 하중 되먹임 제어기가 시스템의 동특성에 영향을 미치지 않음을 관찰할 수 있다.

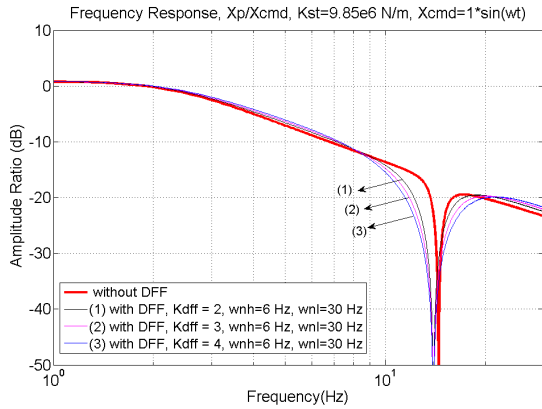


Fig. 17. Frequency Response of Servo Actuator @ $k_{ST} = 9.85 \times 10^6$ N/m

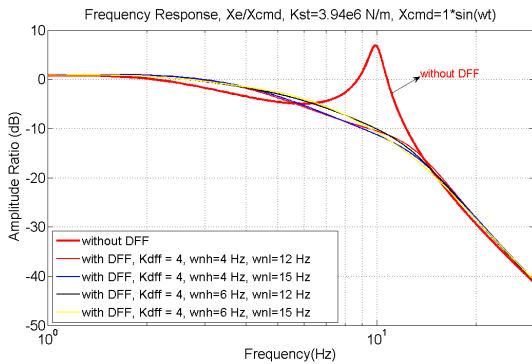


Fig. 18. Frequency Response of Gimbal Engine according to Cut-off Frequency of Filter @ $k_{ST} = 3.94 \times 10^6$ N/m

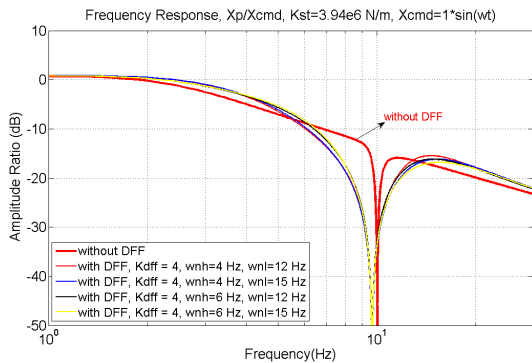


Fig. 19. Frequency Response of Gimbal Engine according to Cut-off Frequency of Filter @ $k_{ST} = 3.94 \times 10^6$ N/m

침별엔진 구동시스템의 해석모델을 검증하기 위해 기체 구조체 지지부와 엔진 마운트 조립체의 강성을 모사할 수 있는 시험장치를 제작하여 시험을 수행하였다. 시험기의 구성은 Fig. 20과

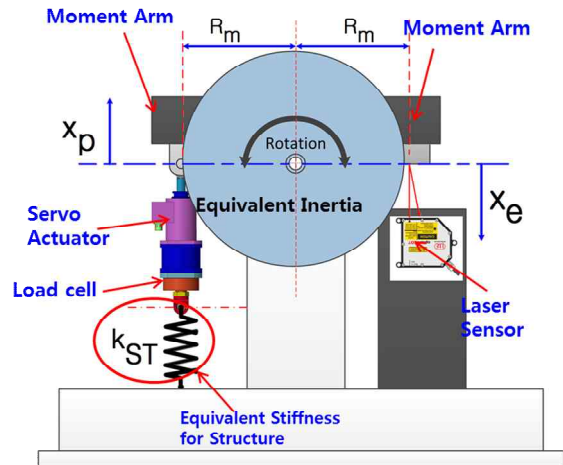


Fig. 20. Configuration of Test Bench for Engine Inertia and Equivalent Stiffness Simulation

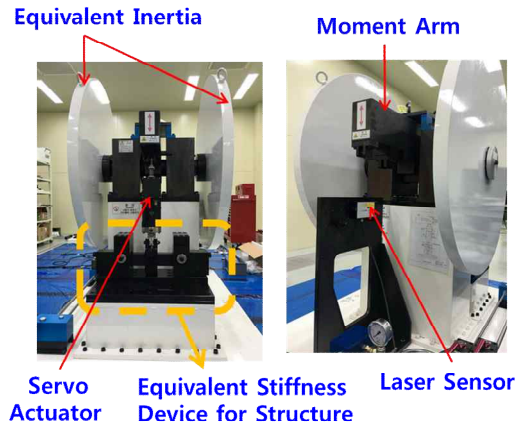


Fig. 21. Photo of Test Bench for Engine Inertia and Equivalent Stiffness Simulation

같다. 서보 구동기에 등가 관성을 부하로 인가하고 구동기를 구조체와 유사한 강성을 가지는 시험장치에 연결하도록 구성하였다. 또한 절대 위치센서인 레이저 센서를 이용하여 구동기 반대편에서 엔진 노즐의 변위에 해당하는 값을 측정하였다. Fig. 20 ~ 21은 엔진의 등가관성과 기체 구조체의 강성을 모사하는 시험장치의 구성도와 사진이다. Fig. 22의 상부 사진은 Fig. 21에서 구조체의 등가강성을 모사하기 위한 장치를 확대한 사진으로 구동기의 실린더부를 고정하는 클레비스를 강성빔과 연결함으로써 서보 구동기가 구조체의 등가강성을 가지는 스프링에 연결된 효과를 낸다. Fig. 22의 하부 사진에 있는 강성빔은 구조체의 강성과 유사한 강성을 갖도록 설계 및 제작하였다. Table 4에 시험에 사용한 빔의 강성과

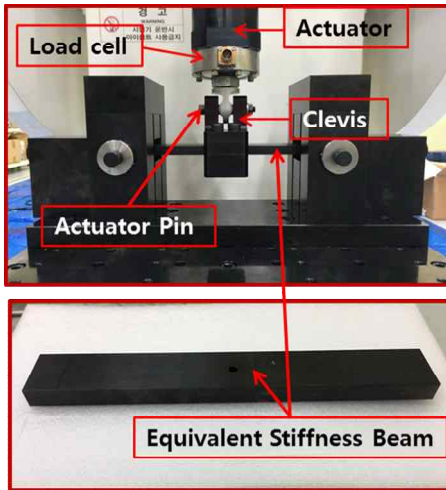


Fig. 22. Equivalent Stiffness Device for Structure

Table 4. Specification of Equivalent Stiffness Beam

Item	Specification	
	Beam #1	Beam #2
Width(mm), B	50.00	50.00
Length(mm), L	300.00	300.00
Height(mm), H	13.86	18.81
Young's Modulus	2.00×10^{11}	2.00×10^{11}
Stiffness(N/m), k_{Beam}	3.94×10^6	9.86×10^6

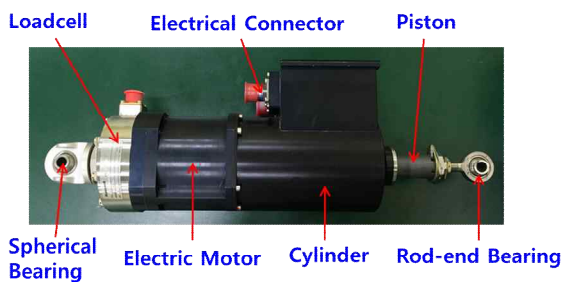


Fig. 23. Electro-mechanical Actuator

제작 규격을 정리하였으며 빔의 강성은 식 (16) 과 같이 추정할 수 있다.

$$k_{Beam} = \frac{4EBH^3}{L^3} \quad (16)$$

해석모델을 검증하기 위한 시험에는 한국형발사체 3단의 전기기계식 구동기와 유사한 형상의 직구동 방식 구동기를 사용하였다. Fig. 23은 시험에 사용한 전기기계식 구동기로 실린더부에 로드셀을 장착하고 있어서 구동기의 하중을 측정할

Table 5. Laser Displacement Sensor Specification

Item	Specification
Model	MICRO-EPSILON ILD-2200-40
Measuring Principal	Optical Triangulation
Measuring Range	± 20.0 mm (@195 mm)
Linearity	12 μ m
Resolution	0.6 μ m
Measuring Rate	10 kHz
Output	± 5 V

Table 6. Load cell Specification

Item	Specification
Model	Honeywell Model 45
Range	$\pm 2.23 \times 10^4$ N
Accuracy	± 0.05 % FSO
Linearity	± 0.05 % FSO
Natural frequency	9100 Hz
Output	2 mV/V

수 있다. 시험에 사용한 레이저 센서와 로드셀의 규격은 Table 5 ~ 6에 정리하였다.

Beam #1에 대하여 Table 1에 설정된 제어변수 중 $K_{dff}=4$ 인 경우의 해석 결과와 시험 결과를 Fig. 24 ~ 25에서 비교하였다. Fig. 24의 시스템의 공진 특성을 보면 시험 결과의 공진 주파수가 더 높고 진폭의 공진폭도 작아서 시험장치의 강성이 설계값보다 큰 것으로 분석된다. Fig. 22의 등가강성 빔의 양단은 롤러에 의해 지지되는 형상이지만 구동기의 실린더부와 연결된 클레비스는 등가강성 빔과 평면접촉을 이루며 구속되어 있기 때문에 경계조건의 차이에 의해 식 (16)을 이용하여 계산한 결과보다 실제 강성이 증가한 것으로 예상된다. Fig. 25의 동적 하중 되먹임 제

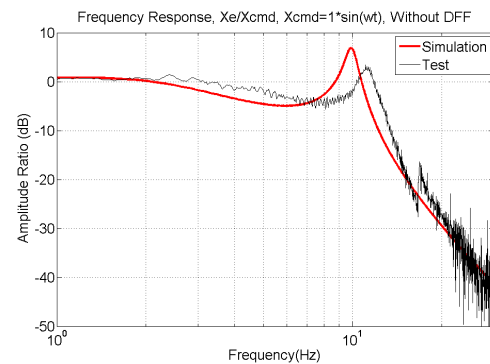


Fig. 24. Comparison of Frequency Response of Gimbal Engine without DFF between Simulation & Test(Beam #1)

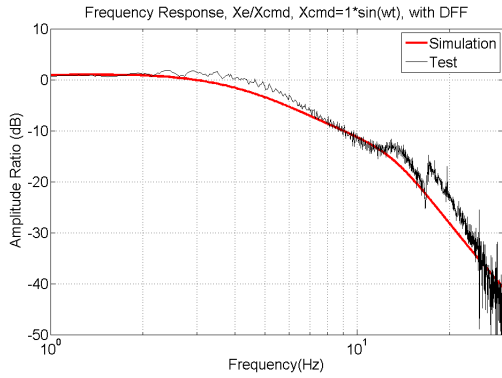


Fig. 25. Comparison of Frequency Response of Gimbal Engine with DFF between Simulation & Test(Beam #1)

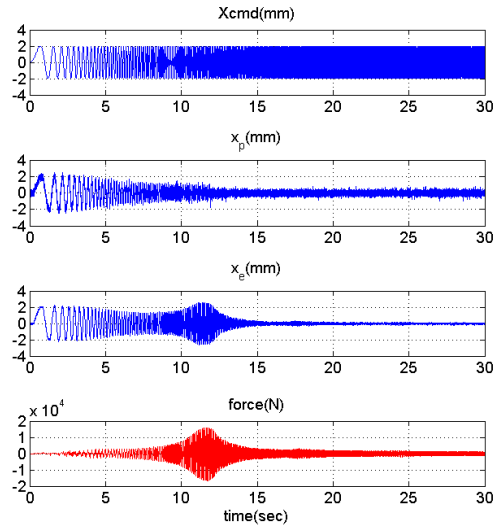


Fig. 28. Time Response of Gimbal Engine Actuation System (Beam #1)

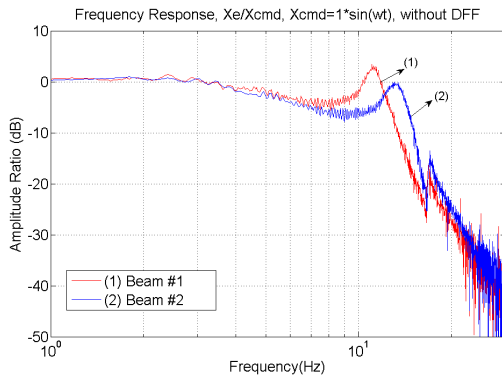


Fig. 26. Frequency Response of Gimbal Engine without DFF(Beam #1 & #2)

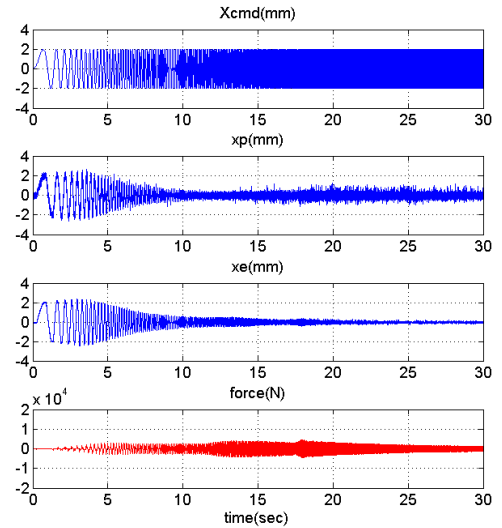


Fig. 29. Time Response of Gimbal Engine Actuation System (Beam #1, with DFF)

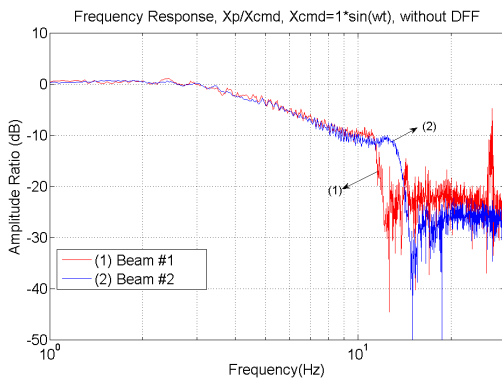


Fig. 27. Frequency Response of Servo Actuator without DFF(Beam #1 & #2)

여기에 의한 시스템의 동특성을 비교하면 해석 결과와 시험결과가 유사함을 관찰할 수 있다.

Beam #1, #2를 각각 시험 장치에 장착하고 빔의 강성값에 따른 시스템의 동특성을 측정하였다. 강성값에 따른 동특성 시험 결과는 Fig. 26 ~ 27과 같으며 Fig. 26에서 짐벌엔진 구동시스템의 합성공진 주파수는 약 11 Hz, 13 Hz이고 진폭비는

는 약 3.4 dB, -0.01 dB 수준이다. 엔진 노즐과 구동기 변위의 동특성은 빔의 강성이 큰 경우 공진 주파수가 더 높고 최대 공진에서 진폭비가 상대적으로 작다.

시스템의 공진 특성과 동적 하중 되먹임 제어기의 특성을 더 확인하기 위해 상대적으로 공진이 크게 발생하는 Beam #1에 대한 시험결과를 정리하였다. 제어명령은 동특성 해석할 때와 마찬가지로 구동기 정격의 10%를 최대 진폭으로 하는 0에서 30 Hz까지 단조 증가하는 정현파 명령을 인가하였다. Fig. 28은 구동기 피스톤, 엔진 노즐의 변위, 구동기 하중의 응답특성을 나타내

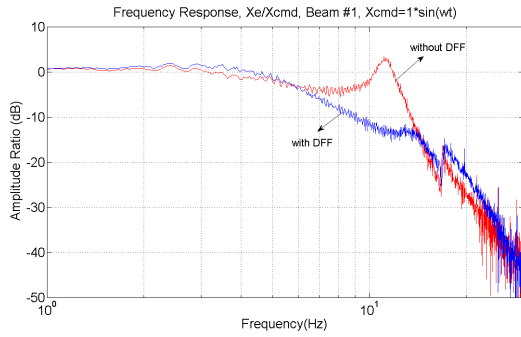


Fig. 30. Frequency Response of Gimbal Engine W/ & W/O DFF(Beam #1)

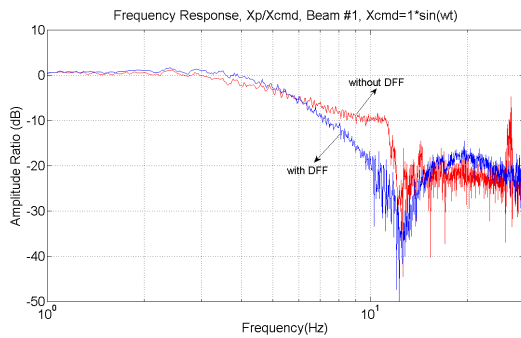


Fig. 31. Frequency Response of Servo Actuator W/ & W/O DFF(Beam #1)

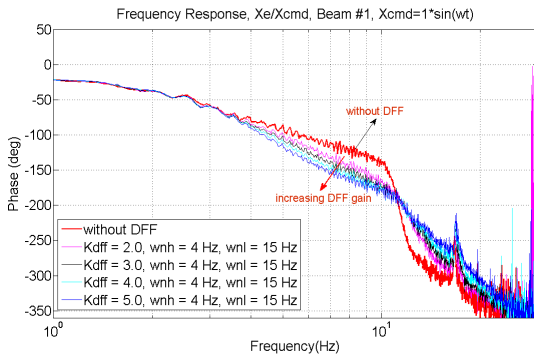
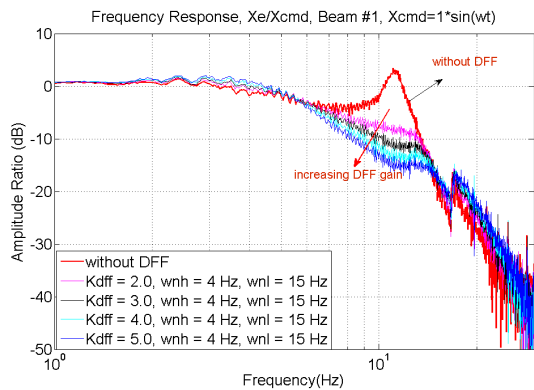


Fig. 32. Frequency Response of Gimbal Engine according to DFF Gain (Beam #1)

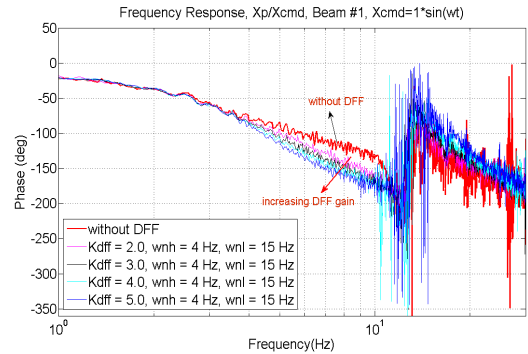
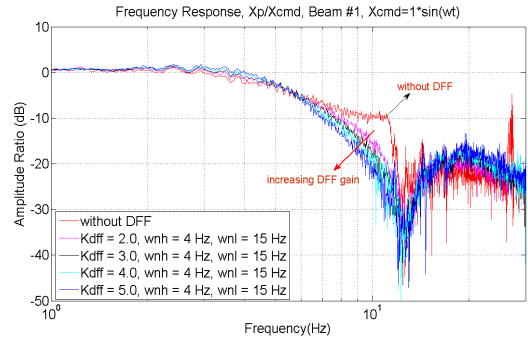


Fig. 33. Frequency Response of Servo Actuator according to DFF Gain (Beam #1)

는 그래프이다. 동적 하중 되먹임 제어를 적용하면 Fig. 29와 같은 특성을 보인다. 구동기 하중의 경우는 맥동 크기가 15,800 N에서 5,700 N으로 감소하는 것을 확인할 수 있으며 엔진 노즐의 변위를 최대 30 %정도 증폭시킨 공진현상도 많이 감쇄함을 관찰할 수 있다. Fig. 30, 31은 짐벌 엔진과 서보 구동기의 동특성을 각각 동적 하중 되먹임 제어를 적용하지 않은 경우와 적용한 경우를 비교하기 위한 그래프이다.

Figure 32 ~ 33은 고주파 통과 필터와 저주파 통과 필터의 차단 주파수를 고정한 상태에서 동적 하중 되먹임 이득을 변화시키면서 동특성의 변화를 확인하였다. 되먹임 이득을 증가시킬 때 공진 주파수에서의 진폭이 상대적으로 감소하지만 되먹임 제어를 수행하는 주파수 영역에서 위상 지연이 상대적으로 커지는 단점이 있다. Fig. 33에서 구동기의 위상 요구조건과 비교하면 4 Hz에서 약 7.4도의 위상여유가 있지만 동적 하중 되먹임 제어를 수행한 경우에 동적 하중 되먹임 이득이 증가할수록 위상여유가 5.4도, 3.8도, 3.1도, 2.6도로 감소하여 제어 안정성 여유가 줄어든다.

앞의 해석결과와 마찬가지로 되먹임 이득이 클수록 합성공진은 감쇄가 많이 되지만 위상여유 측면에서는 되먹임 이득이 작을수록 상대적으로 유리하다.

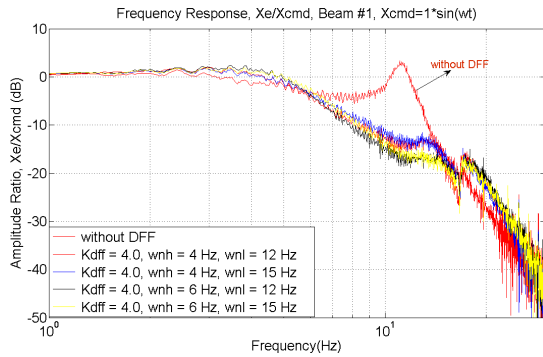


Fig. 34. Frequency Response of Gimbal Engine according to Cut-off Frequency of Filter (Beam #1)

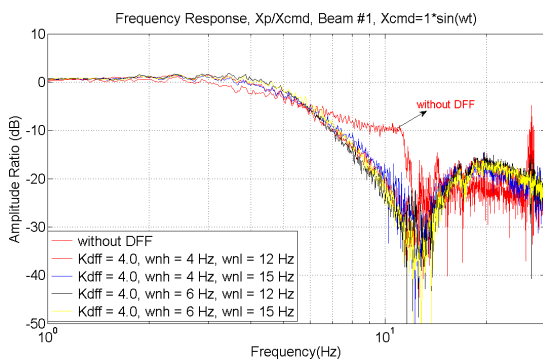


Fig. 35. Frequency Response of Servo Actuator according to Cut-off Frequency of Filter (Beam #1)

Figure 15의 해석과 Fig. 33의 시험결과를 보면 고주파 통과 필터의 차단 주파수 아래 대역에서는 되먹임 제어를 수행하여도 구동기 변위의 위상에 변화가 거의 없고 진폭비도 크게 차이가 없어서 되먹임 제어가 위치제어기에 별다른 영향을 주지 않았음을 확인할 수 있다.

Figure 34 ~ 35는 동적 하중 되먹임 이득을 고정한 상태에서 고주파 통과 필터와 저주파 통과 필터의 차단 주파수 변화에 따른 시스템의 동특성 변화를 확인한 시험 그래프이다.

III. 결 론

본 논문에서는 발사체의 추력벡터제어를 위한 직구동 방식의 전기기계식 구동기와 유연 구조체와의 공진 특성으로 인해 짐벌엔진 구동시스템의 동특성이 영향을 받는 것을 해석하기 위해 해석 모델을 설계하여 분석을 수행하였다. 구조체의 낮은 강성으로 인해 발생하는 공진을 동적 하중을 되먹임하여 저감하는 제어기를 구성하였고 해

석과 시험을 통해 제어기의 성능을 검증하였다.

짐벌엔진 구동시스템의 동특성에 대한 해석결과와 시험결과에 일부 차이가 존재하였으나 이는 짐벌엔진 구동시스템을 모사하기 위한 시험장치의 강성이나 관성모멘트 등의 실제값과 해석에 사용한 설계값의 차이에 기인한 것으로 추정된다.

본 연구에서 개발한 해석모델을 사용하여 동적 하중 되먹임 제어기를 설계하였으며 짐벌엔진 구동시스템 모사 장치를 사용한 시험에 적용하여 합성공진을 감쇄시키고 구동장치시스템의 동특성을 개선함을 입증하였다. 따라서, 현재 설계된 해석 모델이 짐벌엔진 구동시스템의 합성공진 특성을 개선하기 위한 제어기를 설계하는데 충분히 사용가능함을 확인할 수 있다.

본 논문의 연구결과를 이용하여 현재 개발 중인 한국형발사체 3단의 추력벡터제어용 전기기계식 구동장치시스템과 기체 구조체의 실제 물성값을 사용하여 시스템의 동특성을 해석할 예정이다. 해석 결과 시스템의 안정성에 영향을 미칠 정도의 큰 합성공진이 발생하는 경우 이를 감소시키기 위한 동적 하중 되먹임 제어기를 사용하는 방안을 고려할 예정이다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 주관 하에 한국항공우주연구원에서 수행하는 “한국형발사체개발사업” 과제 수행결과 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) Hee-Joong Lee and E-Sok Kang, "Development of Direct drive Electro-mechanical Actuation System for Thrust Vector Control of KSLV-II", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 44, No. 10, Oct. 2016, pp. 911-920.
- 3) 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.
- 4) B. C. Sun, Y. K. Park and H. D. Choi, "Servo Filter Design for KSR-III Gimbal Actuation System", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 32, No. 120 Dec. 2004, pp. 83-92.
- 5) S. Hatayama and H. Koshiishi, "A Study of Gimbal-Engine Actuating Hydraulic Servomechanism with DPF Hydromechanical Compensation Network", NAL TR-213, 1970
- 6) E. M. Herbert, "Hydraulic Control System", John Wiley & Sons, 1967
- 7) John W. Edwards, "Analysis of an Electrohydraulic Aircraft Control-Surface Servo and Comparison with Test Results", NASA TN D-6928, 1972
- 8) D. Schinstock, D. Scott & T. Haskew, "Transient Force Reduction in Electromechanical Actuators for Thrust Vector Control", Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, no.1, pp. 65-72, 2001
- 9) D. Schinstock, D. Scott & T. Haskew, "Modeling and Estimation for Electromechanical Thrust Vector Control of Rocket Engines, Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, no.4, pp. 440-446, 1998
- 10) Tim A. Haskew, Dale E. Schinstock, "Design and Application of Electro-mechanical Actuators for Deep Space Missions", NASA-CR-200911, 1996
- 11) C. Carnevale and P. D. Resta, "Vega Electromechanical Thrust Vector Control Development", 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2007-5812, 2007
- 12) Cedric Renault, "Usefulness of A Force Feedback on Electromechanical Actuator", Proceeding of the 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, ESA SP-606, 2005
- 13) Peter Moreton, "Industrial Brushless Servomotors: A Practical Handbook", Newnes, 2000