

# 유도무기용 날개구동기의 동적 강성 측정을 위한 유압 구동장치의 토크제어 기법에 관한 연구

A Study on the Torque Control Method of a Hydraulic Actuation System  
for Measuring the Dynamic Stiffness of Missile Fin Actuators

이 호 성\*

Lee, Ho-Sung

## ABSTRACT

This paper presents a torque control method of a hydraulic actuation system for measuring the dynamic stiffness of missile fin actuators. We propose a new control technique called Dual Dynamic Torque Feedback Control(DDTFC), which improves the stability of the torque control system and enables fast tracking of torque command. The developed control scheme is derived from the physical understanding based on mathematical modelling and analysis. The dynamics of hydraulic torque control servo-system is unravelled via physics-based modelling and nonparametric system identification. In order to verify the effectiveness of the method, the experiment is carried out with a test equipment for measuring the dynamic stiffness. The experiment and simulation results show that DDTFC gives stability improvement.

주요기술용어(주제어) : Dynamic Stiffness(동적 강성), Hydraulic Actuation System(유압 구동장치), Torque Control(토크 제어), Dual Dynamic Torque Feedback Control(이중 동적 토크 피드백 제어)

## 1. 머리말

유도무기의 자세제어에 사용되는 날개구동기는 날개의 관성 및 공력부하를 극복하고 원하는 각도로 날개의 회전각을 제어해야 하며 비행 중 안정성이 확보되어야 한다. 날개구동기의 비행 안정성은 날개구동기의 자체 성능만으로 파악될 수 없으며 조종날개에

의해 발생하는 공기력과 조종날개 구조 동특성 및 날개구동기 동특성의 상호작용으로 발생하는 공력탄성학적 불안정성<sup>[1]</sup>이 고려되어야 한다. 공력탄성학적 불안정성(발산(Divergence), 플러터(Flutter))을 해석하기 위해서는 조종날개, 공기력 및 날개구동기의 통합 모델이 필요하며 통합 모델에는 날개구동기의 동특성을 모사하기 위해 날개구동기의 동적 강성(Dynamic Stiffness) 모델이 사용된다. 날개구동기의 동적 강성은 외력 토크에 대한 날개구동기의 응답 특성을 의미한다.

날개구동기의 정확한 동적 강성 모델을 확보하기

† 2007년 3월 29일 접수~2007년 6월 15일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : aioaio96@add.re.kr

위해서는 실험적으로 날개구동기의 동적 강성을 측정할 수 있어야하며 따라서 날개구동기에 토크를 가하는 토크 제어 서보 시스템(Torque-Control Servo System)이 필수적이다. 토크 제어 서보 시스템으로는 전자기식, 유압식, 공압식 등의 다양한 시스템이 있으나 높은 무게 대 출력 비, 빠른 응답 특성, 높은 강성 등의 장점을 갖는 유압 서보시스템(Hydraulic Servo-System)이 토크 제어용 서보 시스템으로 자주 사용된다. 그러나 유압 서보시스템은 유압서보밸브의 비선형성과 모델변수의 불확실성 때문에 제어기 설계에 많은 어려움이 따른다. 또한 토크 제어 서보 시스템은 토크가 가해지는 대상물의 강성에 따라 제어 성능이 결정되는 근본적인 한계를 가지고 있다<sup>[2]</sup>.

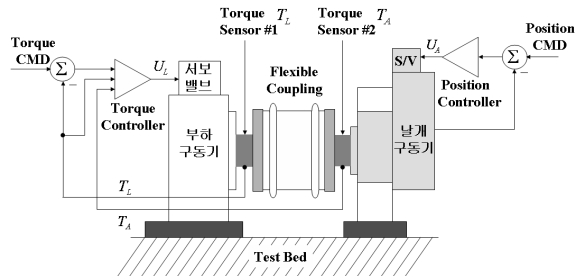
이러한 유압 서보시스템을 이용한 토크 제어 시스템의 근본적 한계를 극복하기 위한 다양한 연구가 지난 십여 년간 지속되어 왔으며 종래의 단순한 출력 토크 피드백으로는 넓은 주파수 및 운용조건에서 좋은 성능을 낼 수 없다는 것이 밝혀졌다<sup>[2]</sup>. 이에 따라 몇몇 연구자들은 적응제어 및 비선형 제어기법을 활용한 유압 토크 제어 서보 시스템을 제안하였다<sup>[3,4]</sup>. 이러한 방법은 유압시스템의 비선형성을 고려한 비선형 제어기를 설계하며 유압시스템 모델변수의 불확실성을 적응제어를 통해 극복한다. 이와 같은 연구들은 근본적으로 유압시스템의 토크 제어 시 토크가 가해지는 대상물의 강성이 낮은 영역에서 유압 실린더의 속도 Feedforward를 통해 유량을 보상하는 방법<sup>[3]</sup>으로 구조물의 강성이 상대적으로 낮은 Active Suspension, 지진 시험용 구조물(Seismic testing Structure) 등에 효과적이다. 그러나 유도무기용 날개 구동장치와 같이 상대적으로 강성이 크고 응답이 빠른 시스템의 경우 이상적인 속도 Feedforward를 구현하기 어려우며 오히려 시스템의 이득 값을 저하시켜 토크 추종성능을 저하시킨다. 따라서 본 논문에서는 유압 토크제어 서보 시스템과 유압 날개구동장치의 모델링을 바탕으로 토크제어 시스템이 갖는 근본적인 한계를 극복하고 구현이 간단하면서도 강력한 토크 제어 기법을 제안하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2절에는 유압 날개 구동기의 동적 강성 측정 시험을 위한 유압 구동장치에 대한 모델링을 수행하였고, 3절에서는 제안된

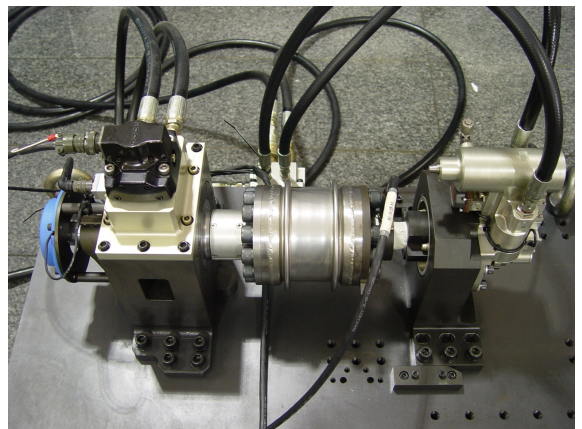
토크제어 기법인 이중 동적 토크 피드백 제어(Dual Dynamic Torque Feedback Control)에 대해 소개하였으며, 4절에서는 시뮬레이션 및 실험을 통해 제안된 제어기법의 효과를 확인하고, 5절에는 결론을 제시하였다.

## 2. 시스템 모델링

그림 1에는 유압 날개구동기의 동적 강성 측정을 위한 구동시스템의 구성도가 제시되어 있고, 그림 2는 날개구동기의 동적 강성 측정 시험 장면을 보여 준다. 구동시스템은 시험 대상물인 유압 날개구동기와 유압 날개구동기에 토크를 가하는 유압식 부하 구동기, 축의 정렬을 보정하는 Flexible Coupling 및 커플링과 날개구동기의 구동축을 연결하는 연결축을



[그림 1] 날개구동기의 동적 강성 측정용 구동시스템의 구성도



[그림 2] 날개구동기 동적 강성 측정 시험장면

로 구성되어 있다. 유압 날개구동기는 통상적으로 위치 제어기에 의해 0도로 제어되며 토크 제어용 서보 시스템인 부하 구동기를 통해 토크가 가해지게 된다. 가진된 토크는 연결축과 부하 구동기의 구동축에 부착된 토크센서에 의해 측정되며 측정된 토크( $T_A$ )와 날개구동기의 회전각을 통해 날개구동기의 동적 강성이 측정된다.

날개구동기의 동적 강성 측정용 구동시스템의 모델링은 부하 구동기의 모델과 날개구동기 구동축, 연결축, Flexible Coupling, 토크센서 및 부하 구동기 구동축으로 구성된 축계 강성 모델, 그리고 유압 날개 구동기의 동적 강성 모델로 이루어진다.

가. 부하 구동기의 모델링

부하 구동기는 회전형 구동기로 서보밸브에 의해 구동된다. 서보밸브는 Moog사의 760 series High Response 밸브를 사용하였으며 서보밸브 모델은 3차의 선형 모델을 사용하였다<sup>[5]</sup>. 밸브의 입력전류  $i_L$ 에 대한 스펴위치  $x_{vL}$ 의 전달함수는 다음과 같다.

$$\frac{X_{vL}(s)}{I_L(s)} = \frac{K_{svL}}{K_{v3}s^3 + K_{v2}s^2 + K_{v1}s + 1} \quad (1)$$

밸브의 스펴위치에 따른 유량방정식과 유량방정식의 선형 식은 식 (2)와 같고 부하 구동기의 연속방정식은 식 (3)과 같다<sup>[5-7]</sup>.

$$Q_L = K_{qL}x_{vL}\sqrt{1 - \text{sign}(x_{vL})\frac{P_L}{P_S}} \approx K_{qL}x_{vL} - K_c P_L \quad (2)$$

$$Q_L = A_p l \dot{\theta}_L + \frac{V_t}{4\beta_e} \dot{P}_L + C_{tm} P_L \quad (3)$$

식 (2)의 유량방정식에서  $Q_L$ 은 부하유량,  $K_{qL}$ 은 밸브유량계수,  $P_L$ 은 부하압력,  $P_S$ 는 공급압력,  $K_c$ 는 부하유량계수이다. 식 (3)의 연속방정식에서  $A_p$ 는 부하 구동기 피스톤 면적,  $l$ 은 모멘트 암의 길이,  $\beta_e$ 는 유효체적 탄성계수(Effective Bulk Modulus),  $V_t$ 는 부하 구동기 실린더 총 체적,  $C_{tm}$ 은 총 누유계수

(Total Leakage Coefficient),  $\theta_L$ 은 부하 구동기의 회전각이다.

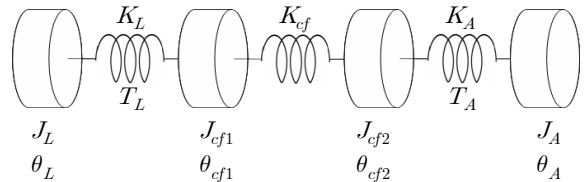
부하 구동기의  $P_L$ 과 외력 토크  $T_L$ 에 대한 미분방정식은 다음 식 (4)와 같다.

$$A_p l P_L - T_L = J_L \ddot{\theta}_L \quad (4)$$

여기서  $J_L$ 은 부하 구동기의 회전관성이다.

나. 축계 모델링

날개구동기 구동축, 연결축, Flexible Coupling, 토크센서 및 부하 구동기 구동축으로 구성된 축계 모델링을 위해 4 Body Lumped Model을 사용하였다. 4 Body Lumped Model의 미분 방정식은 식 (5)와 같다.



[그림 3] 축계의 4 Body Lumped Model

$$K_{cf}(\theta_{cf1} - \theta_{cf2}) + B_{cf}(\dot{\theta}_{cf1} - \dot{\theta}_{cf2}) = J_{cf2}\ddot{\theta}_{cf2} + B_A(\dot{\theta}_{cf2} - \dot{\theta}_A) + K_A(\theta_{cf2} - \theta_A) \quad (5)$$

$$K_L(\theta_L - \theta_{cf1}) + B_L(\dot{\theta}_L - \dot{\theta}_{cf1}) = J_{cf1}\ddot{\theta}_{cf1} + B_{cf}(\dot{\theta}_{cf1} - \dot{\theta}_{cf2}) + K_{cf}(\theta_{cf1} - \theta_{cf2})$$

$$T_A = B_A(\dot{\theta}_{cf2} - \dot{\theta}_A) + K_A(\theta_{cf2} - \theta_A)$$

$$T_L = K_L(\theta_L - \theta_{cf1}) + B_L(\dot{\theta}_L - \dot{\theta}_{cf1})$$

여기서  $J_{cf}$ 는 커플링의 관성,  $J_A$ 는 날개구동기의 회전관성,  $J_L$ 은 부하 구동기 구동축의 회전 강성,  $K_{cf}$ 는 커플링의 강성,  $K_A$ 는 날개구동기 구동축과 연결축의 강성이다.

다. 유압 날개구동기 모델링

유압 날개구동기의 모델링은 부하 구동기의 모델링

과 유사하다. 서보밸브 모델은 1차의 선형 모델을 사용하였으며 밸브의 입력전류  $i_A$ 에 대한 스펙트럼 위치  $x_{vA}$ 의 전달함수는 다음과 같다<sup>[5]</sup>.

$$\frac{X_{vA}(s)}{I_A(s)} = \frac{K_{svA}}{T_{sv}s + 1} \quad (6)$$

밸브 스펙트럼 위치에 따른 유량방정식과 유압구동기의 연속방정식을 결합하면 식 (7)과 같다<sup>[5~7]</sup>.

$$K_{qA}x_{vA} = A_p I \dot{\theta}_A + \frac{V_t}{4\beta_e} \dot{P}_L + C_{tm} P_L \quad (7)$$

날개구동기의 부하압력  $P_L$ 과 외력 토크  $T_A$ 에 대한 미분방정식은 다음 식 (8)과 같다.

$$A_p I P_L + T_A = J_A \ddot{\theta}_A + B \dot{\theta}_A \quad (8)$$

날개구동기의 제어기법과 구동명령(0도)을 고려하면 제어 입력  $u_A$ 의 Laplace 변환은 다음 식과 같다.

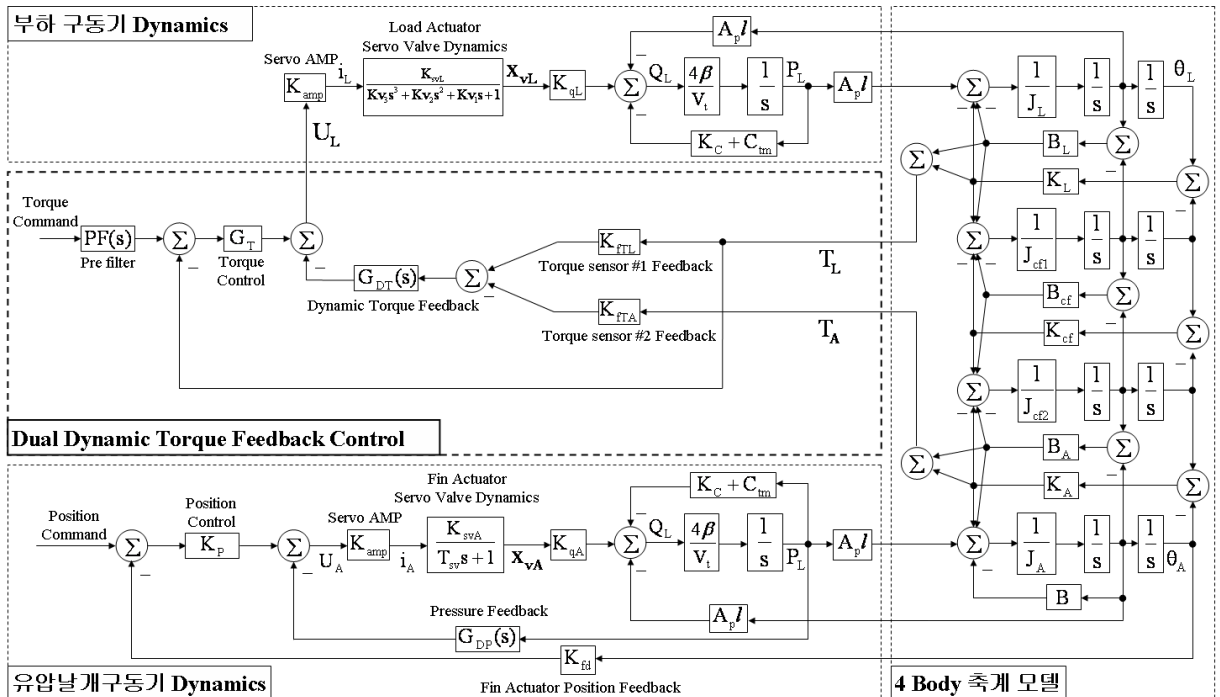
$$U_A(s) = -K_I \theta_A(s) - \frac{K_H s}{s+f} P_L(s) \quad (9)$$

여기서  $K_I = 204.63$ ,  $K_H = 1.0670 \times 10^{-5}$ ,  $f = 2\pi \times 15.9$  이다.

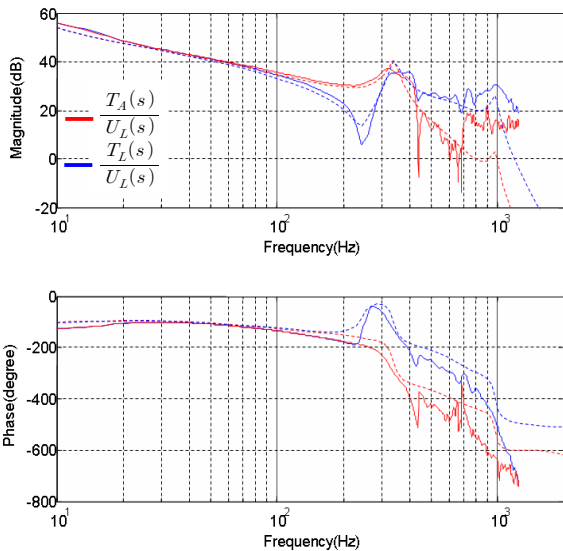
라. 통합 모델 수립 및 분석

유압 날개구동기 모델과 4 Body 축계 모델 및 부하구동기 모델을 결합한 통합 선형 블록선도가 그림 4에 제시되어있다.

실험결과를 통한 통합 모델의 검증은 위해 유압 날개구동기와 부하 구동기에 3000psi의 유압을 공급하고 날개구동기를 0도로 제어하는 상태에서 부하 구동기로 170Nm의 사각파(Square wave) 토크를 날개구동기에 가하였다. 이때 두개의 토크센서에 의해 토크  $T_L$ ,  $T_A$ 가 측정된다. 그림 5는 부하 구동기의 서보밸브 입력 전압  $u_L$ 과 측정 토크  $T_L$ ,  $T_A$  사이의 전달 함수에 대한 주파수응답을 수학적 모델과 실험을 통해 비교한 결과이다. 유도된 수학적 모델은 실험 결



[그림 4] 날개구동기의 동적 강성 측정 실험을 위한 유압구동장치의 통합 선형 블록선도



[그림 5] 부하 구동기 서보밸브 입력 전압  $u_L$ 과 토크  $T_L, T_A$  사이의 주파수응답 (실선: 실험결과, 점선: 수학적 모델)

과와 상당히 유사하며 특히,  $\frac{T_L(s)}{U_L(s)}, \frac{T_A(s)}{U_L(s)}$  전달함수에서 발견되는 zero, pole의 형태 및 주파수가 매우 유사함을 알 수 있다.

시스템의 Open-loop 전달함수에서 발견되는 zero (고유주파수 240Hz)와 pole(고유주파수 340Hz)은 날개구동기의 동적 강성과 축계 회전 관성/강성 및 부하 구동기 유압유의 유체 강성이 결합되어 발생하며 토크제어 성능을 좌우하는 요소가 된다.

### 3. 이중 동적 토크 피드백 제어 기법(Dual Dynamic Torque Feedback Control)

날개구동기의 동적 강성 측정용 토크제어 서보 시스템은 그림 5의 Open-Loop 전달함수에서 보는 것처럼 시스템의 관성 및 강성에 의해 발생하는 기계적 공진(Mechanical Resonance)에 큰 영향을 받는다. 기계적 공진은 토크제어 개루프 전달함수의 zero 및 pole을 형성시켜 토크제어 성능에 큰 영향을 미치며, 특히 고유진동수 340Hz의 pole은 시스템의 안정도를

크게 저하시킨다.

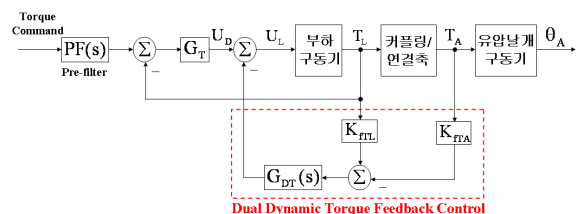
본 논문에서는 구동시스템의 관성 및 강성에 의해 발생하는 시스템의 불안정성을 해결하고 토크제어 성능을 향상시키기 위해 이중 동적 토크 피드백 제어(DDTFC : Dual Dynamic Torque Feedback Control) 기법을 제안하였다. 제안된 DDTFC는 제어 신호의 미분값을 피드백함으로써 시스템 pole의 감쇄비를 증가시켜 시스템의 안정도를 높이는 데 착안점을 둔다. 또한 개루프 전달함수에서 관찰되는 것처럼 제어 토크  $T_L$ 과  $T_A$ 는 100Hz 미만에서 위상과 크기가 같고 100Hz 이상에서는 zero의 영향으로 위상차(180도 @>240Hz)와 크기의 차(@>100Hz)가 존재한다. 이러한 시스템의 특성을 이용하여 제어 토크  $T_L$ 과  $T_A$ 의 차를 미분하여 피드백하면 100Hz 미만에서의 시스템 특성을 손상시키지 않고 선택적으로 시스템의 안정도를 저하시키는 pole의 감쇄비를 키울 수 있다.

그러나 시스템 pole의 고유주파수가 340Hz로 높고 노이즈 및 샘플링 주파수의 한계로 인해 이상적인 미분기를 설계하기 어려운 단점이 있다. 이러한 미분기의 단점을 해결하고자 1차의 고역필터를 사용하여 동적 토크를 피드백(Dynamic Torque Feedback)하고 All-Pass 필터를 이용하여 이상적 미분기와 고역필터 사이에 존재하는 위상차를 보상하였다. 그림 6에는 DDTFC의 구조가 제시되어 있다.

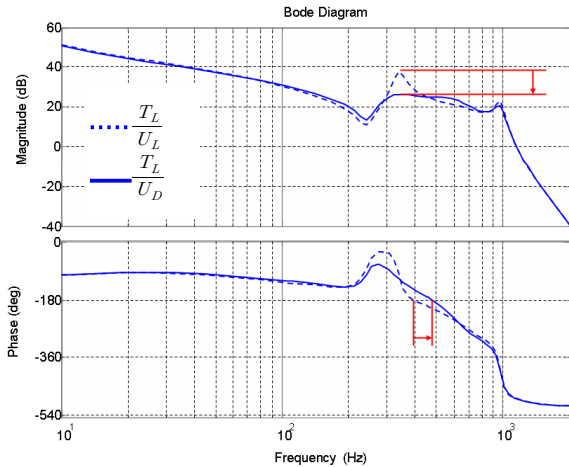
그림 6의  $G_{DT}(s)$ 는 다음 식 (10)과 같이 개루프 전달함수 pole의 고유진동수와 같은 340Hz의 cutoff 주파수를 갖는 고역필터와 위상보상을 위한 All-Pass 필터로 구성된다.

$$G_{DT}(s) = K_{DT} \frac{s}{s+\omega} \frac{s-\omega}{s+\omega} \quad (10)$$

$$= \frac{0.024s}{s+2\pi \times 340} \frac{s-2\pi \times 340}{s+2\pi \times 340}$$



[그림 6] 이중 동적 토크 피드백 제어의 구조



[그림 7] DDTFC 적용 전/후의 전달함수의 변화 (시뮬레이션 결과)

프리필터  $PF(s)$ 는 400Hz의 cutoff 주파수를 가지는 1차의 저역필터이며  $K_{fTL} = 1$ ,  $K_{fTA} = 1.3$ ,  $G_T = 0.021$ 이다.

제안된 DDTFC의 안정도 향상 효과는 DDTFC 적용 전/후의 개루프 전달함수  $\frac{T_L(s)}{U_L(s)}$  (DDTFC 적용 전),  $\frac{T_L(s)}{U_D(s)}$  (DDTFC 적용 후)를 비교함으로써 확인할 수 있다. 그림 7에서 보는 바와 같이 DDTFC는 다른 주파수 영역의 변화 없이 340Hz 부근의 크기를 10dB 이상 감소시키고 위상을 보상하여 Crossover 주파수를 80Hz 이상 증가시키는 것을 볼 수 있다.

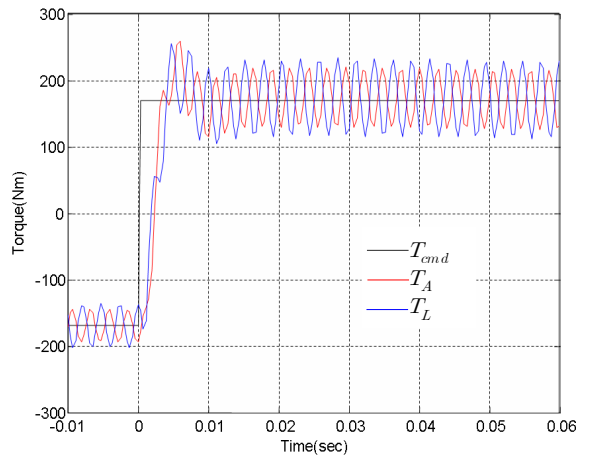
#### 4. 시뮬레이션 및 실험 결과

제안된 이중 동적 토크 피드백 제어(DDTFC) 기법의 효과를 시뮬레이션과 실험을 통하여 확인하였다. 시뮬레이션은 MATLAB/SIMULINK를 이용하여 선형해석을 수행하였으며 이때 사용된 시스템 변수들은 표 1에 제시되어 있다.

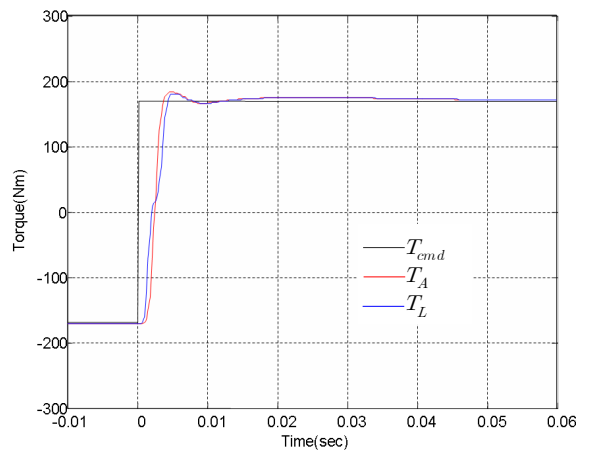
실험을 위해 dSPACE사의 DS1005 DSP controller와 DS2201 Multi-I/O Board가 사용되었으며 샘플링 주파수는 2.5kHz이다. 유압 날개구동기와 부하 구동기의 공급압은 3000psi이며 유압 날개구동기는 0도로

제어되고 이때 부하 구동기에 의해 토크가 가해진다.

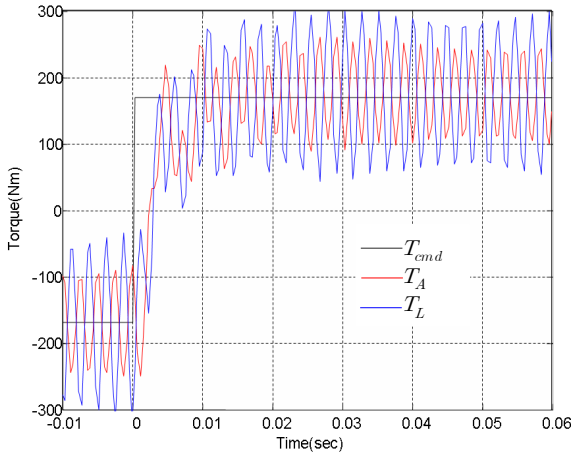
그림 8, 9, 10, 11에 시뮬레이션 및 실험결과가 제시되어 있으며 비례 제어 이득값,  $G_T = 0.021$ 로 동일할 경우 DDTFC의 존재 유무에 따른 170Nm의 사각파 토크에 대한 토크 제어 시스템의 토크 응답특성이 제시되어 있다. 실험 결과와 시뮬레이션 결과는 상당히 유사한 경향성을 보이나, 유압시스템의 비선형성, 물리적 계수의 불확실성, 축계 강성 및 댐핑 계수의 오차로 인해 두 결과 사이에 약간의 차이점이 존재



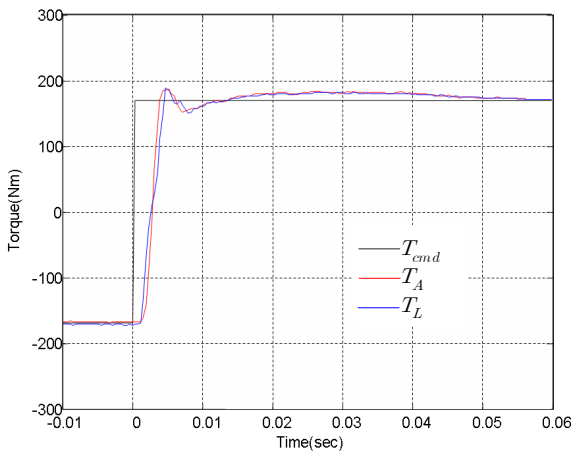
[그림 8] DDTFC 적용 전의 사각파 응답 (시뮬레이션 결과,  $G_T = 0.021$ )



[그림 9] DDTFC 적용 후의 사각파 응답 (시뮬레이션 결과,  $G_T = 0.021$ )



[그림 10] DDTFC 적용 전의 사각파 응답  
(실험 결과,  $G_T = 0.021$ )



[그림 11] DDTFC 적용 후의 사각파 응답  
(실험 결과,  $G_T = 0.021$ )

한다.

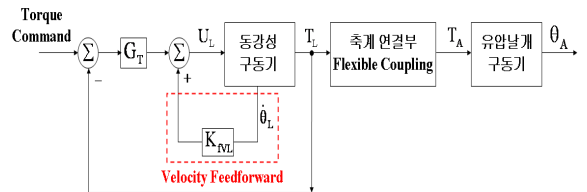
비례 제어 이득값  $G_T$ 는 DDTFC가 적용되었을 경우 사각파 명령에 대한 토크 응답의 오버슈트가 5% 이내가 되는 값으로 결정되었으며, 실험 결과와 시뮬레이션 결과를 통해 DDTFC에 의해 토크 제어 시스템이 안정화되었음을 알 수 있다.

DDTFC를 이용한 토크제어 기법의 효율성을 보이기 위해 속도 피드포워드 토크제어 기법을 적용한 경우의 시뮬레이션 결과와 DDTFC 기법 적용시의 시

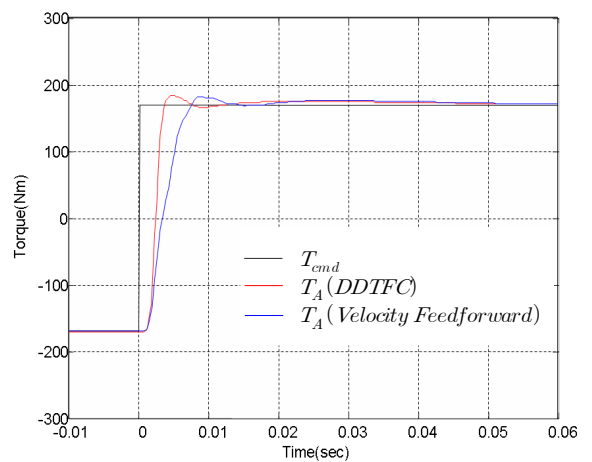
뮬레이션 결과를 비교하였다. 속도 피드포워드를 이용한 토크제어 기법은 토크가 가해지는 대상물의 강성이 낮은 영역에서 유압 실린더의 속도 피드포워드를 통해 유량을 보상하는 방법<sup>[3]</sup>으로 구조물의 강성이 상대적으로 낮은 경우에 많이 적용된다.

그림 12에는 속도 피드포워드를 이용한 토크제어 기법의 제어 구조가 제시되어 있으며  $K_{fVZ} = 4.6$ ,  $G_T = 0.0089$ 이다. 비례 제어 이득값  $G_T$ 는 사각파 명령에 대한 토크 응답의 오버슈트가 5%이내가 되는 값으로 결정되었다.

그림 13에는 DDTFC를 적용한 경우와 속도 피드포워드를 적용한 경우의 시뮬레이션 결과를 보여준다. 속도 피드포워드 기법은 DDTFC 기법과 같이 시스템을 안정화 시킬 수 있으나 DDTFC 기법에 비하여 비례 제어 이득값  $G_T$ 를 42% 정도 밖에 키울 수 없어 응답속도가 현저하게 저하됨을 알 수 있다.



[그림 12] Velocity Feedforward를 통한 토크제어 기법



[그림 13] DDTFC 적용 결과와 Velocity Feedforward 적용 결과 비교(시뮬레이션)

[표 1] 구동시스템의 시스템 변수

시스템 변수	값	단위
$J_A$	0.0020	$kgm^2$
$J_L$	0.0088	$kgm^2$
$J_{cf}$	0.0219	$kgm^2$
$K_A$	$1.0052 \times 10^5$	$Nm/rad$
$K_L$	$1.8233 \times 10^5$	$Nm/rad$
$K_{cf}$	$1.2647 \times 10^6$	$Nm/rad$
$K_{amp}$	0.7407	$mA/V$
$K_{svA}$	$4.8473 \times 10^{-5}$	$m/mA$
$T_{sv}$	0.0017	sec
$K_{v3}$	$6.1415 \times 10^{-11}$	$sec^3$
$K_{v2}$	$2.1610 \times 10^{-7}$	$sec^2$
$K_{v1}$	0.0012	sec
$K_{qA}$	0.2867	$(m^3/sec)/m$
$K_{qL}$	0.8602	$(m^3/sec)/m$
$V_t$	$3.1179 \times 10^{-5}$	$m^3$
$\beta e$	$7.3938 \times 10^8$	$Pa$
$C_{tm} + K_c$	$7.1277 \times 10^{-14}$	$(m^3/sec)/pa$

## 5. 맺음말

본 논문에서는 유도무기용 날개구동기의 동적 강성 측정을 위한 유압 구동시스템의 수학적 모델링을 수행하였으며 이를 통해 토크 제어용 유압 서보시스템의 물리적 이해도를 높일 수 있었다. 또한 토크 제어 서보시스템의 특성을 이용하여 관성 및 강성에 의해 발생하는 시스템의 불안정성을 해결하고 토크제어 성

능을 향상시킬 수 있는 이중 동적 토크 피드백 제어 기법을 제안하였다. 제안된 제어 기법의 효과는 실험 및 시뮬레이션 결과를 통해 입증되었으며, 유압 날개 구동기뿐만 아니라 다양한 종류의 날개구동기에 대한 동적 강성을 실험적으로 측정하는 데 활용될 수 있을 것이라고 판단된다.

## 참 고 문 헌

- [1] 신영석, 황철규, 양해석, "M0206 조종날개 구동장치 동강성 연동 플러터 특성 연구보고서", 국방과학연구소, MADC-416-031452, 2003.
- [2] Alleyne, A., Liu, R., "On the Limitations of force tracking control for hydraulic active suspensions", ASME Journal of Dynamic Systems Measurement and Control, Vol. 121, pp. 184~190, 1999. 7.
- [3] Alleyne, A., Liu, R., "A simplified approach to force control for electro-hydraulic systems", Control Engineering Practice, Vol. 8, pp. 1347~1356, 2000.
- [4] Alleyne, A., Hedrick, J. K., "Nonlinear adaptive control of active suspensions", IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 3, pp. 94~101, 1995.
- [5] Moog INC., "Type 30 Nozzle-Flapper Flow Control Servovalves", Catalog.
- [6] Merrit, H. E., "Hydraulic Control Systems", John Wiley, 1967.
- [7] 최현영, 문의준, 박종승, "QFT를 이용한 위치제어기 설계에 관한 연구", 제 7차 유도무기학술대회, pp. 423~428, 1997. 9.