論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 40(12), 1055-1062(2012)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.12.1055

액체로켓엔진용 추력제어밸브의 제어 알고리즘 연구

정태규*, 이수용

A Study on Control Algorithm of Thrust Control Valve for a Liquid Rocket Engine

Taekyu Jung* and Soo-Yong Lee
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this paper, the mathematical models and control algorithm of a thrust control valve were described as a precedent study on the design of thrust control algorithm for a liquid rocket engine (LRE). Numerical simulations were performed using a simplified simulation system of an LRE and the developed mathematical models were validated by comparison with the experimental results. Through these research, basic data were acquired for the development of a thrust control algorithm for a LRE.

초 록

본 논문에서는 액체로켓엔진의 추력제어 알고리즘 설계를 위한 선행 연구로서, 추력제어밸브에 대한 수학적 모델 및 제어 알고리즘 연구결과를 정리하였다. 개발된 수학적 모델을 이용하여 추력제어 모사시스템 해석을 수행하였으며 해석결과와 실험결과가 일치함을 보임으로써 수학적 모델의 타당성을 검증하였다. 추력제어 모사시스템에 대한 해석 및 실험을 통해 액체로켓엔진의 추력제어 알고리즘 개발을 위한 기초 데이터를 획득하였다.

Key Words : Thrust control algorithm(추력제어 알고리즘), LRE(액체로켓엔진), Thrust Control Valve(추력제어밸브), Mathematical Model(수학적 모델)

Ⅰ. 서 론

위성을 원하는 궤도에 정확하게 투입하기 위해서는 발사체의 속도, 각도, 질량, 고도 등이 정확하게 제어되어야 한다[1]. 상기 제어 파라미터 중에서 발사체의 속도는 엔진의 추력제어를 통해 조절할 수 있다. 로켓엔진의 추력은 추력제어를 하지 않을 경우, 발사체의 외부 및 내부 환경 변화로 인해 비행 중 변하게 된다. 우선 발사체가 지상으로부터 필요한 고도까지 상승할 때, 대기의 압력, 온도 등과 같은 외부 환경의 변화와 비행 가속도에 의한 추진제 가압 압력 변화 및 공력 가열로 인한 추진제의 밀도 변화와 같은 내부 환경 변화에 의해 엔진의 추력이 변할 수 있다[2]. 따라서 추력제어시스템이 없다면 이러한 변화들에 대응할 수 없다. 따라서 추력제어는 인공위성을 원하는 궤도에 정확하게 투입할 수 있는 가장 효과적인 방법으로서 발사체 분야에서 널리 사용되고 있다. 구소련(러시아, 우크라이나)의 위성 발사체에서는 대부분 추력제어시스템을 사용하는 것으로 알려져 있으나 이에 대한 기술적 문

† Received: August 29 2012, Accepted: November 5 2012
* Corresponding author, E-mail : tkjung@kari.re.kr
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

Nomenclature

A_e	flow area of exit pipe, m^2	L_e	length of exit pipe, m
b	viscous friction coefficient, kg-m^2	n	rotational speed of motor, RPM
δB	perturbation of variable	P_1,P_2	inlet and outlet pressures, bar
$\overline{B}$	steady-state variable	Q	flow rate, m^3/s
e_a	applied armature voltage, V	R_a	armature resistance, Ω
e_b	back emf, V	s	laplace variable
i_a	armature current, A	t	time, second
K_b	coefficient of back emf, V/(rad/s)	T_e,T_L	motor and load torque, N-m
K_V	valve flow coefficient	ξ_o	hydraulic resistance, $1/m^4$
K_t	torque constant, Nm/A	Θ	angle of motor shaft, rad
K_I	integral gain	Θ_S	angle of valve shaft, deg
K_P	proportional gain	ρ	density, kg/m^3
L_a	armature inductance, H	w	rotational speed of motor, rad/s

헌은 공개된 것이 없다. 미국의 경우도, 우주왕복선(space shuttle)이나 Atlas 발사체 등에서 추력제어시스템을 사용하는 것으로 알려져 있으나, 역시 기술적 문헌이 공개되지 않고 있다.

Figure 1은 Atlas 2단 엔진(RL10-A)의 추력제어시스템 개념도[3]이다. 일정한 추력을 유지하기 위해 추력제어시스템을 통해 연소실의 압력을 일정하게 유지한다. 한편 TDS(Tank Depletion System) 제어를 위해 엔진의 혼합비도 제어하고 있음을 알 수 있다. 참고로 TDS 제어는 연료 및 산화제 탱크의 추진제가 동시에 소진되도록 하여, 잔류 추진제를 최소화함으로써 발사체의 효율을 증가시키는 역할을 한다.

액체로켓엔진의 추력을 제어하기 위해서 일반적으로 사용하는 방식은 로켓엔진의 가스발생기 또는 예연소기로 유입되는 산화제나 연료의 유량을 제어밸브를 사용하여 제어하는 것이다. 일반적으로 로켓엔진에 사용되는 제어밸브는 직류 전기모터를 사용하는 구동방식이 주로 사용된다[4-7]. 추력제어밸브에 대한 문헌은 로켓분야의 특성상 공개된 것이 매우 적다. 공개된 문헌[4-7]도 모두 하드웨어의 설계 및 개발에 중점을 둔 논문들이고 추력제어밸브의 제어 알고리즘을 다루고 있는 문헌은 공개된 것이 없다. 본 논문에서는 한국형발사체(KSLV-II) 75톤급 로켓엔진용 추력제어밸브[7]의 제어 알고리즘 연구 결과를 다루었다.

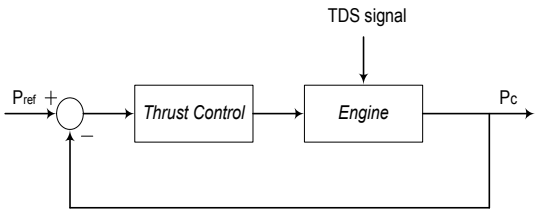

Fig. 1. Thrust control loop of RL10-A

II. 추력제어밸브 제어시스템 구성

2.1 추력제어밸브

Figure 2는 한국형발사체(KSLV-II) 75톤급 로켓엔진용 추력제어밸브(TCV)이다. 좌측이 유량제어부이고 우측이 모터 제어방식의 구동기인 EMA(Electro-Mechanical Actuator)이다. Fig. 3,4는 각각 추력제어밸브의 유량제어부와 EMA 구성도이다. Fig. 3의 회전축(shaft)을 회전시키면 슬리브가 좌우로 이동하고, 슬리브와 플런저 사이의 유로 면적이 변경되어 액체 산소의 유량을

Fig. 2. Thrust control valve (TCV)

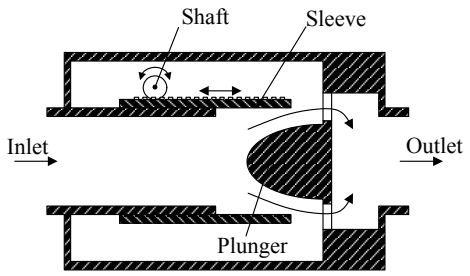

Fig. 3. Flow control part of TCV

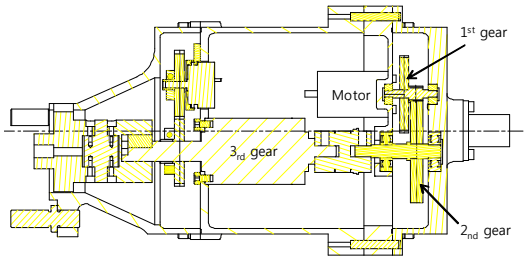

Fig. 4. EMA

조절하게 된다. 유량제어부의 회전축(shaft)은 EMA의 감속기어(1,2,3차)를 거쳐 BLDC(Brushless Direct Current) 모터와 연결된다.

2.2 제어기

제어기(Fig. 5)는 추력제어밸브를 포함하여 세 개의 제어밸브를 동시에 제어할 수 있도록 제작되었다. 제어기는 BLDC 모터 제어를 위한 세 개의 모터 드라이버(Amplifier-Maxon DECV 50/5)와 리얼타임 콘트롤러인 NI사의 cRIO 9014 그리고 디지털 및 아날로그 신호 입출력 모듈 등으로 구성되었다. 제어기는 모터의 상태뿐만 아니라 추력제어밸브 입출구 압력 또는 유량 신호를 받아서 미리 입력된 제어 알고리즘에 따라 추력제어밸브를 제어한다. 컴퓨터는 cRIO와 이더넷 통신을 통하여 데이터 및 제어 명령을 송수신 한

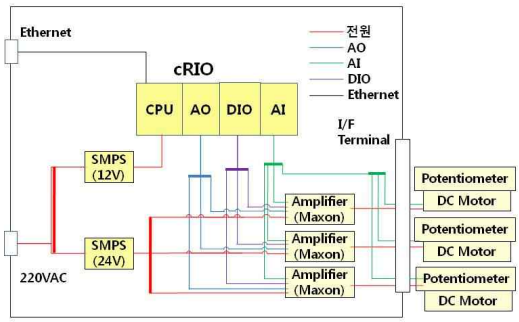

Fig. 5. Configuration of controller

다. 한편, 모터 드라이버는 비례-적분 제어기가 내장되어 있어, BLDC 모터의 회전수를 제어한다. 제어 S/W는 NI사의 Labview를 이용하여 제작하였다.

III. 수학적 모델링 및 검증

추력제어밸브의 제어 알고리즘을 설계하기 위해서는 먼저 추력제어밸브와 모터 드라이버에 대한 수학적 모델이 필요하다. 추력제어밸브와 모터 드라이버에 대한 수학적 모델링과 검증 결과는 다음과 같다.

3.1 추력제어밸브 모델

추력제어밸브의 EMA는 감속 기어와 BLDC 모터로 구성되는데, BLDC 모터의 상세 모델링 기법은 지배방정식이 모터의 결선(winding) 방식에 따라 달라지므로 모터의 구조에 따라 수학적 모델을 변경해야 하는 문제가 있다. 그러나 본 연구에서는 제어 알고리즘 설계가 목적이므로 브러쉬의 유무, 결선 방식, 여자 방식, 극(pole)의 개수 등과 상관없이 모터의 동적 거동을 예측할 수 있는 일반적인 직류 모터 모델링 방법[8]을 이용하였다. Fig. 6과 같은 모터의 전기회로에 대한 지배방정식은 식(1)과 같다.

$$L_a\frac{di_a}{dt}+R_a i_a+e_b=e_a \qquad where,\ e_b=K_b\frac{d\theta}{dt} \tag{1}$$

한편, 모터의 운동방정식은 식(2)와 같다.

$$J\frac{d^2\theta}{dt^2}+b\frac{d\theta}{dt}+T_L=T_e=K_i i_a \tag{2}$$

참고로, Fig. 6에서 모터 저항(R_a)과 인덕턴스(L_a)는 BLDC 모터의 경우, 선간 저항(terminal resistance phase to phase)과 선간 인덕턴스(terminal inductance phase to phase)로 표현된다. 그리고 식(2)에서 J는 모터를 포함한 추력제어밸브의 모든 회전체의 회전 관성을 의미한다. 그리고 부하토크, T_L도 모든 회전체의 기계적 마찰에 의한 토크를 나타낸다. 한편, 점성마찰 계수, b는 모터의 점성 계수만 고려하였는데, 이는 감속기어 이후에서는 회전체의 회전 속도가 현저히 줄어들기 때문에 감속기어 이후의 점성마찰 영향이 매우 작기 때문이다. 결국 식(1),(2)는 추력제어밸브의 지배방정식으로 볼 수 있다.

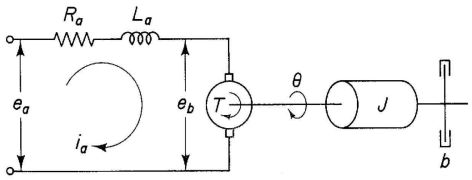

Fig. 6. Schematic of DC motor

3.2 모터 드라이버 모델

사용된 모터 드라이버[9]는 모터 회전속도를 제어하기 위해 비례-적분 제어를 수행한다. 비례-적분 제어기, G(s)는 식(3)과 같이 표현할 수 있다.

$$G(s) = K_P + \frac{K_I}{s} \tag{3}$$

3.3 수학적 모델의 검증

추력제어밸브와 모터 드라이버의 지배방정식인 식(1),(2),(3)을 블록선도로 나타내면 Fig. 7과 같다.

상기 수학적 모델을 검증하기 위해 추력제어밸브의 작동 실험결과와 해석결과가 일치하도록 모델의 변수 값(모터의 전류 제한 및 전기적 신호 delay)을 조정하였다. 참고로 모터 전류 제한은 모터 드라이버의 모터 과부하 방지 기능이다. 해석은 Matlab/Simulink를 사용하여 수행하였다.

Figure 8은 모터 회전속도 7500rpm을 기준으로

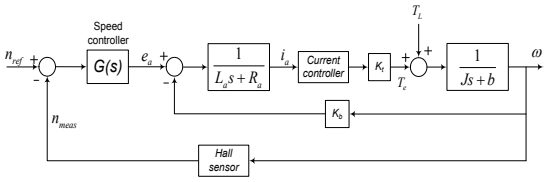

Fig. 7. Block diagram of TCV and driver

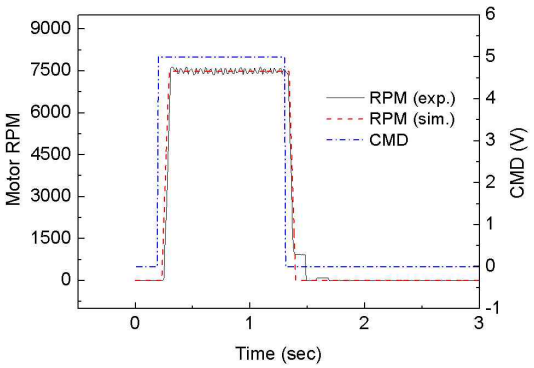

Fig. 8. Simulation and test result of TCV

하여 변수 값을 조정한 결과이다. 실험결과와 해석결과가 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 특히 모터 회전수의 상승 및 하강 시의 동특성이 거의 일치한다. 단, 약간의 시간 오차(상승은 0.01초 빠르고 하강은 0.01초 느림)가 발생하였다. 그러나 총 기어비가 1/1584이므로 모터가 7500rpm으로 회전 시, 0.01초 동안 밸브 회전축의 회전량은 0.28deg로 매우 작으므로 0.01초의 시간 오차는 무시할 수 있다. 한편, 모터의 회전속도 제어명령(CMD)이 인가된 후, 모터가 회전하기 시작할 때까지 0.04초의 시간지연이 발생하는데 이는 제어기(cRIO, 모터 드라이버) 내부에서 발생하는 전기적 시간 지연이다. 참고로 CMD 5V는 7500 rpm 회전 명령이고, 0V는 정지 명령이다.

IV. 추력제어 모사시스템

추력제어밸브의 제어 알고리즘은 실제 액체로켓엔진을 기준으로 설계하여야 하나, 현재 가용한 로켓엔진이 없으므로 선행 연구 단계로서 Fig. 9와 같은 추력제어 모사시스템에서의 제어성능을 확인하였다. 런탱크는 질소가스로 일정한 압력으로 가압되어 물을 토출시킨다. 추력제어밸브 입구의 솔레노이드 밸브(S/V)는 추력제어밸브 입구 압력의 급격한 변화, 즉 외란을 모사하는 데에 사용된다. 본 모사시스템은 엔진의 연소 압력 대신 추력제어밸브의 출구 압력을 제어한다.

4.1 추력제어 모사시스템 모델

추력제어 모사시스템에서 추력제어밸브 이후의 배관시스템을 lumped parameter 방법으로 모델링하면 식(4)를 얻는다. 식(4)를 선형화하면 식(5)를 얻는다.

$$P_2 = \frac{\rho L_e}{A_e}\frac{dQ}{dt} + \frac{1}{2}\rho\xi_o Q^2 \tag{4}$$

$$\delta P_2 = \frac{\rho L_e}{A_e}\frac{d\delta Q}{dt} + \rho\xi_o \bar{Q}\delta Q = K_1\frac{d\delta Q}{dt} + K_2\delta Q \tag{5}$$

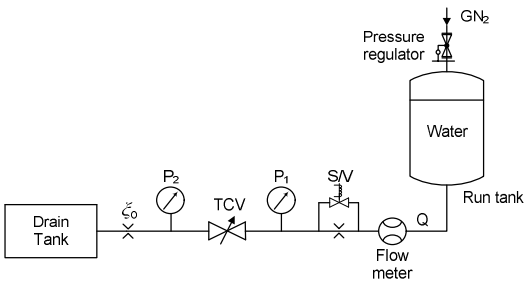

Fig. 9. Schematic of thrust control simulator

한편, 추력제어밸브의 유량제어부는 식(6)과 같이 정상상태에서의 압력-유량 관계식[7]으로 표현할 수 있다.

$$Q = K_v\sqrt{(P_1 - P_2)} \tag{6}$$

식(6)을 선형화하면 식(7)을 얻는다.

$$\begin{aligned}\delta P_2 &= \delta P_1 - \frac{2\overline{Q}}{\overline{K_v}}\delta Q + \frac{2\overline{Q^2}}{\overline{K_v^3}}\delta K_v \\ &= \delta P_1 - K_3\delta Q + K_4\delta K_v\end{aligned} \tag{7}$$

한편, 식(7)에서 δK_v는 밸브 유량계수(K_v)의 미소 변화량으로, 다음과 같은 관계식을 가진다. 참고로 추력제어밸브 개도에 따른 유량계수의 히스테리시스는 0.5%이하로 매우 작으므로 히스테리시스는 무시하였다.

$$\delta K_v = \frac{\partial K_v}{\partial \theta_s}\delta\theta_s = K_5\delta\theta_s \tag{8}$$

식(5),(7),(8)을 이용하여 추력제어밸브의 유량제어부와 배관시스템을 블록선도로 나타내면 Fig. 10과 같다. $G_T(s)$는 추력제어밸브의 유량제어부, $G_P(s)$는 배관시스템을 나타낸다. Fig. 10에 추력제어밸브 EMA와 모터 드라이버(Fig. 7)를 연결하고 cRIO에 의해 구현되는 PID 제어기를 추가로 연결하면, 추력제어 모사시스템에 대한 블록선도를 Fig. 11과 같이 구성할 수 있다.

4.2 비례-적분 게인 설정

Figure 11과 같은 추력제어 모사시스템에서 PID 제어기의 적절한 비례-적분-미분 게인을 정해야 한다. 따라서 추력제어밸브 입구 압력(δP_1)에 외란으로 1bar를 계단 함수로 주었을 때, 출구 압력(δP_2)이 기준 압력(δP_{2_ref})으로 얼마나 빨리 수렴하는지를 게인 값에 변화를 주어 해석하였다. 시스템 특성상 미분 제어는 고려하지 않았다.

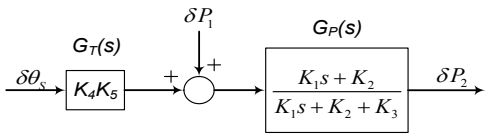

Fig. 10. Block diagram of flow part of TCV and exit pipe

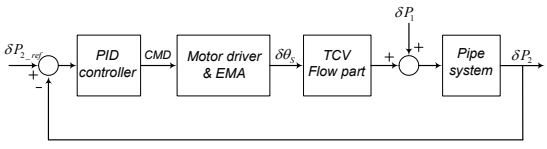

Fig. 11. Block diagram of thrust control simulator

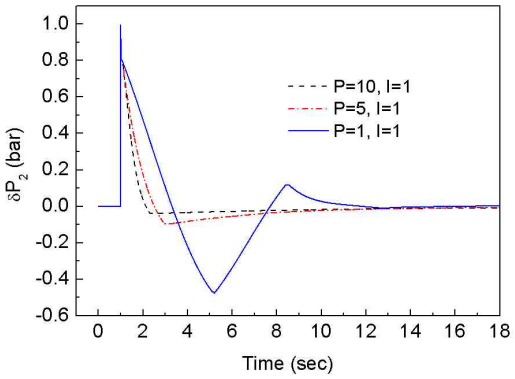

Fig. 12. Exit pressure of TCV along PI gain

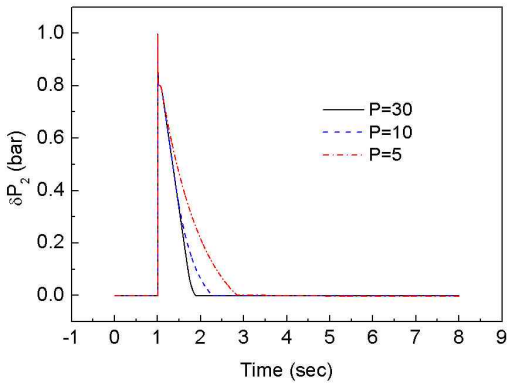

Fig. 13. Exit pressure of TCV along P gain

Figure 12는 적분 게인을 1로 고정하고 비례 게인을 변화시킨 결과이다. 비례 게인이 커질수록 수렴속도가 빨라지는 것을 볼 수 있다. 그러나 비례 게인이 커져도 18초는 지나야 정상상태 오차가 '0'에 근접하는 것을 볼 수 있다. 한편, Fig. 13은 비례 제어만 사용한 결과이다. 비례-적분 제어보다 더 좋은 제어 성능을 보여주고 있으며 비례 게인이 커질수록 수렴 속도가 빨라지는 것을 알 수 있다. 따라서 PID 제어에서 비례 제어만 사용하는 것이 적절하다는 것을 알 수 있다.

4.3 추력제어 모사시스템 해석

4.2절과 마찬가지로 추력제어밸브 입구 압력에 1bar의 외란을 계단 함수로 주었을 때, 추력제어밸브 출구 압력(δP_2)이 기준 압력(δP_{2_ref})으로 얼마나 빨리 수렴하는지를 보기 위해, 비례 게인 값에 변화를 주면서 해석하였다. 단, 실제 추력제어 모사시스템에서는 출구 압력을 압력센서로 측정하기 때문에 유체 압력의 진동 성분과 신호 노이즈를 고려하여 제어 알고리즘을 설계하여야 한다. 따라서 모터를 정지시키는 조건식으로 식(9)

를 적용하였다. 해석에서는 0.1bar를 사용하였으나 실제 적용 시에는 압력 신호의 품질 등을 고려하여 값을 적절히 조절해야 한다.

$$|\delta P_2 - \delta P_{2_ref}| < 0.1 \text{ bar} \quad (9)$$

Figure 14는 출구 압력 변화를 나타내는데, 비례 게인이 커질수록 기준 압력에 빨리 도달하는 것을 볼 수 있다. 또한 비례 게인이 커질수록 δP_2의 수렴값이 작은 이유는 Fig. 15와 같이 모터 정지 전의 회전수가 비례 게인이 클수록 커지기 때문이다. 따라서 모터의 관성에 의해 모터 회전속도가 클수록 밸브 회전축이 Fig. 16과 같이 더 회전하게 된다. 참고로 각 그림에서 Y축의 값이 음수일 때는 밸브가 닫히는 방향으로 모터가 작동하는 것을 의미한다. 한편, Fig. 17에서 모터의 회전속도 제어명령(CMD)을 보면, 비례 게인 값이 50인 경우에, 모터가 항상 최대 회전속도인 -7500rpm으로 회전하도록 -5V가 인가되는 것을 알 수 있다. 이는 비례 제어가 아닌 on-off 제어로 작동한다는 것을 의미한다.

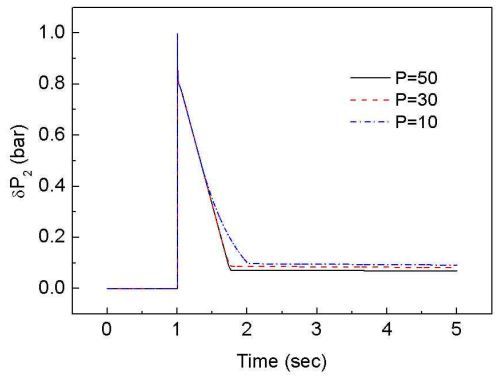

Fig. 14. Exit pressure of TCV along P gain

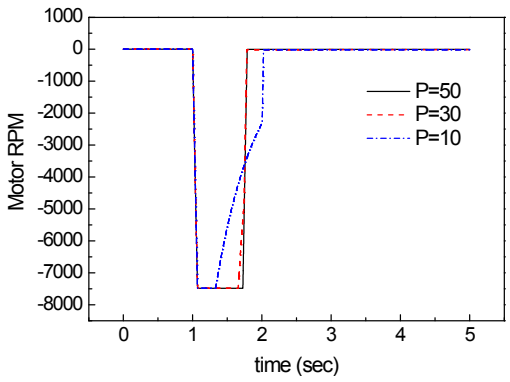

Fig. 15. Motor RPM of TCV along P gain

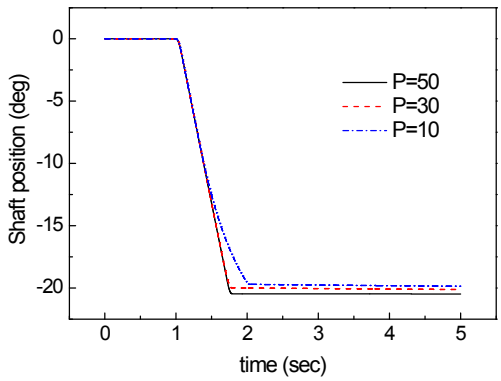

Fig. 16. Shaft position of TCV along P gain

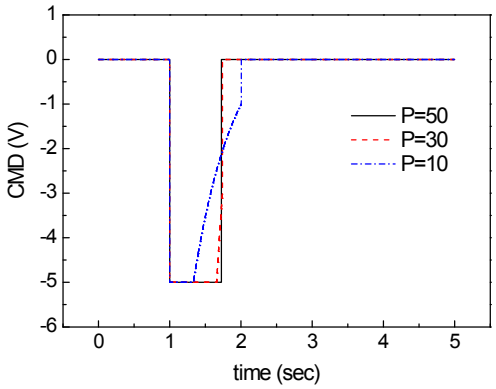

Fig. 17. Motor RPM command along P gain

따라서 비례 제어가 아닌 단순한 on-off 제어만으로도 추력제어밸브의 출구 압력을 효과적으로 제어할 수 있다는 것을 알 수 있다.

V. 추력제어 모사시스템 실험 및 분석

4장에서 추력제어 모사시스템에 대한 수학적 모델링과 해석을 통하여 on-off 제어가 가장 효과적인 추력제어밸브의 제어 알고리즘이라는 것을 알았다. 본 장에서는 추력제어 모사시스템(Fig. 18)에 대한 제어성능을 실험하고 이를 해석결과와 비교하였다.

유체가 흐르고 있는 정상상태에서 추력제어밸브 입구의 솔레노이드 밸브를 개방하면 추력제어밸브 입출구 압력이 급격히 상승한다. 이때, 제어시스템이 추력제어밸브의 출구 압력을 정상상태에서의 출구 압력이 되도록 제어하는 실험을 수행하였다. 추력제어밸브의 제어 알고리즘으로 on-off 제어를 사용하였다. 해석을 위해 사용된 게인값은 Table 1과 같다. Table 2는 Table 1의 게인값을 계산하기 위해 사용된 정상상태에서의

Fig. 18. Thrust control simulator (1:run tank, 2:TCV, 3:TCV controller, 4:DAS, 5:console)

Table 1. Gains of thrust control simulator

K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
1.149×10^{7}	2.532×10^{9}	8.143×10^{8}	7.601×10^{11}	1.83×10^{-8}

Table 2. Experimental data under steady-state

ξ	Q	K_v
1.183×10^{9}	2.14×10^{-3}	2.61

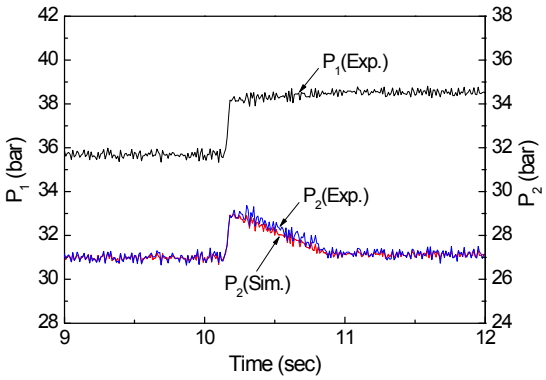

Fig. 19. Experimental and simulation results of thrust control simulator

실험값이다. 참고로 식(9)의 모터 정지 조건은 압력센서의 신호 품질을 고려하여 0.1bar가 아닌 0.2bar로 설정하였다.

Figure 19는 실험결과와 해석결과를 비교한 것이다. 해석 시, 추력제어밸브의 입구 압력(P_1)은 실험값을 사용하였다. 출구 압력(P_2)의 변화 거동이 실험결과와 해석결과에서 거의 일치하는 것을 볼 수 있다. 따라서 추력제어 모사시스템의 수학적 모델에 대한 타당성이 입증되었다.

VI. 결 론

액체로켓엔진의 추력제어 알고리즘 설계를 위한 선행 연구로서, 추력제어밸브와 제어기의 수학적 모델을 연구하였다. 또한 추력제어 모사시스템 해석을 통하여 추력제어밸브의 on-off 제어가 추력제어밸브 출구 압력을 효과적으로 제어할 수 있음을 알았다. 그리고 추력제어 모사시스템에 대한 실험결과와 해석결과가 서로 일치함을 보임으로써, 추력제어밸브 및 제어기의 수학적 모델과 제어 알고리즘의 타당성을 입증하였다. 본 연구를 통하여 개발된 추력제어밸브 및 제어기의 수학적 모델과 추력제어밸브 제어 알고리즘은 향후 액체로켓엔진의 추력제어 알고리즘 연구에 큰 기여를 할 것으로 판단된다. 본 연구에서는 추력제어 모사시스템에 대한 안정도 분석을 수행하지 않았으나 추후, 실제 로켓엔진에 적용하기 위해서는 로켓엔진의 수학적 모델을 포함한 추력제어시스템의 안정도 분석이 수행되어야 한다.

References

1) Glikman, B. F., "Automatic Control of Liquid Rocket Engines," Mashinostroyenie, Moscow, 1974 (In Russian).

2) Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements : An Introduction to the Engineering of Rockets," 6th Edition, John Wiley & Son, 1992.

3) Huzel, D., and Huang, D., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," American Institute of Aeronautics, Inc., Washington, DC, 1992.

4) MaCormick, S and Garrison, M, "EM Actuated Cryogenic Valve for Engine Control," AIAA 2006-4881, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, California, 2006.

5) Borbouse, C., Jauquet, P. F., Bomal, J. C. and Promper, C., "Electronically Controlled Ball Valve: the LOx Valve of Vinci," 4th Intl Conference on Launcher Technology, Liege (Belgium), 2002.

6) Horstmann, M and Routh, M., "Status of Dasa Development of Motor Driven Valves," AIAA-99-2331, 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Los Angeles, California, 1999.

7) Jung, T. and Lee, S., “Development of BLDC Motor Driven Cryogenic Thrust Control Valve for Liquid Propellant Rocket Engine,” Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 38, No. 10, 2010, pp. 1026~1030.

8) Ogata, K., "System Dynamics," 2nd Edition, Prentice-Hall, 1992.

9) "Maxon Motor Control," document No. 754634-05, 2009.