

## 액체로켓엔진 추력제어밸브 PID 제어특성 분석

김희태\* · 이중엽\*\* · 한상엽\*\* · 김영목\*\*\* · 오승협\*\*\*\*

### PID Control Characteristic of Thrust Control Valve for Liquid-Propellant Rocket Engine

Hui-Tae Kim\* · Joong-Youp Lee\*\* · Sang-Yeop Han\*\* · Young-Mog Kim\*\*\* · Seung-Hyub Oh\*\*\*\*

#### ABSTRACT

The main purpose of launch vehicle is to insert satellite into a target orbit safely and correctly. To accomplish the main purpose of launch vehicle, the inserting velocity, inserting angle, and final mass of launch vehicle should be within the allowable range. In general, such requirements are satisfied with applying TCS(Thrust Control System) and TDS(Tank Depletion System), which manage thrust and mixture ratio by controlling propellant flow rate with thrust and mixture ratio control valves. In this study, the control characteristics of thrust and mixture ratio control valve were examined by PID control logic for stable operation of liquid-Propellant rocket engine at on-desing point. The analysis on the control characteristics of control valves was done with AMESim code and the results from control valve test facility at KARI.

#### 초 록

위성발사체는 인공위성을 정해진 궤도에 정확하게 투입하는 것이 주 목적이며, 이를 위해서는 발사체의 최종 속도와 질량을 미리 설정된 값과 일치시켜 주어야 한다. 위성발사체에 주로 사용되는 액체로켓엔진의 경우 이를 위해 추력제어시스템(TCS) 및 추진제소진시스템(TDS)을 이용하며, 이는 액체로켓엔진에 장착된 제어밸브를 통해 추진제 유량을 제어함으로써 추력 및 혼합비를 제어하는 시스템이다. 본 연구에서는 액체로켓엔진을 설계점에서 안정적으로 운용하기 위해, 추력 및 혼합비 제어밸브의 제어특성을 PID 제어로직을 통해 분석하였다. 우선 상용프로그램인 AMESim을 통해 제어밸브의 제어특성을 이론적으로 분석하고, 이를 바탕으로 한국항공우주연구원(KARI)에 설치된 제어밸브시험설비를 통해 얻은 제어밸브의 제어특성과 비교 분석하였다.

Key Words: Control Valve(제어밸브), TCS(추력제어시스템), TDS(추진제소진시스템)

† 2005년 9월 30일 접수 ~ 2005년 12월 10일 심사완료

\* 학생회원, 과학기술연합대학원대학교

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

\*\*\* 중신회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹

\*\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관체제그룹  
연락처, E-mail: htkim@kari.re.kr

#### 1. 서 론

위성발사체는 인공위성을 정해진 궤도에 정확하게 투입하기 위해 최종 비행변수인 최종비행

속도( $\Delta v$ ), 질량(m), 지구수평선과 로켓 종축의 기울기( $\theta$ )를 맞춰주어야 한다. 이를 위해 추력제어시스템(TCS), 추진제소진시스템(TDS), 그리고 추력벡터제어(TVC)가 사용된다. 이 중 추력제어시스템(TCS)과 추진제소진시스템(TDS)은 추진제 유량제어를 통해 추력 및 혼합비를 제어하는 시스템으로, 제어밸브가 액체로켓엔진에 사용된다. 한국항공우주연구원(KARI)에서는 추력 13톤 급 액체로켓인 KSR-III를 국내최초로 개발한 바 있으나, 이는 액체 추진제를 벤츠키(Venturi)를 사용하여 일정 유량 조건하에서 공급하는 수동적 추력제어 방식을 채택하고 있다. 그러나 위성발사체 개발을 위해서는 제어밸브를 이용한 능동적 제어방식이 적용되어야 한다. 본 연구에서는 엔진시스템에 능동적 제어 방식을 적용하기 위해 제어밸브의 동특성을 분석하고자 한다. 그리고 실제 엔진시스템과 유사한 제어밸브 시험 설비를 구축하여, 엔진의 추력조절을 담당하는 추력제어밸브의 PID(Proportional, Integral, Derivative) 제어특성을 분석하였다. 수치적 시뮬레이션은 상용프로그램인 AMESim을 이용한 시스템 모델링을 통해 추력제어시스템의 제어특성을 예측하고, PID 제어 시험을 위해 필요한 gain 값을 획득하였다. 이를 바탕으로 시험을 통해 얻은 제어밸브의 제어특성 값과 해석값을 비교 분석하였다[1-4].

## 2. 엔진시스템

본 연구는 추력 10톤급 터보펌프 구동방식의 개방형 엔진의 정특성 해석결과를 바탕으로 추력제어밸브의 동특성을 분석하였다. Fig. 1은 해석에 사용된 엔진시스템의 개략도를 보여주고 있다. 해석에 사용된 엔진시스템은 연료과다(Fuel Rich) 가스발생기를 사용하기 때문에 추력제어를 원활히 하기 위해 산화제 라인에 추력제어밸브를 설치하였으며, 혼합비 제어밸브도 이와 연동하여 산화제 라인에 장착하였다. Table 1은

엔진시스템의 정특성 해석결과를 보여주고 있으며, 해석에 사용된 엔진시스템의 기본 설계 사양은 다음과 같다[1, 6].

- Gas generator cycle
- 추력: 10 ton
- 비추력: 315 sec
- 혼합비: 2.4
- 연소실 압력: 60 bar
- 연료 및 산화제펌프 후단압력: 125 bar

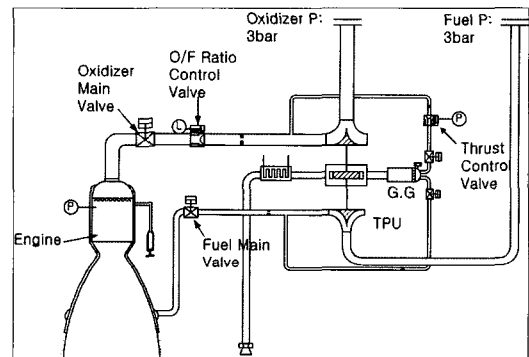


Fig. 1 Schematic of Engine System

Table 1. Static Characteristic of Engine System.

Thrust(%)	71	79	86	93	99	105
Thrust(N)	67800	75600	82500	88800	94700	100000
Press. in CC	42	47	52	56	60	63
Press. in LOX manifold	50	56	63	69	74	80
Press. in GG	32	39	46	52	59	66
Press. in LOX GG manifold	32	41	51	62	73	86
LOX mass flowrate	14.70	16.40	18.00	19.40	20.70	22.00
LOX mass flowrate in GG	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60
Outlet pressure in LOX turbopump	77	90	102	113	124	134

Press. unit : bar, flowrate unit : kg/sec

3. 시 험

3.1 시험설비

시험설비는 제어밸브의 제어특성을 정확하게 분석하기 위해 실제 엔진시스템과 유사하게 구성되어 있으며, 터보펌프를 모사하기 위한 가압탱크(Run Tank)와 연소기(CC) 및 가스발생기(GG)로 들어가는 추진제 라인을 모사하기 위한 CC 라인과 GG 라인으로 구성되어 있다. CC라인은 연소기를 모사하기 위한 압력제어밸브와 혼합비 제어밸브가 장착되어 있으며, GG라인은 가스발생기 모사를 위한 압력제어밸브와 추력 제어밸브가 장착되어 있다. 그리고 각 라인은 피드백 제어를 위해 압력센서와 유량계를 장착하였다. 압력센서는 200 bar 까지 측정할 수 있으며, 0.07% 이하의 정확도를 가지고 있다. 유량계는 체적유량계를 사용하였으며, 운용범위는 0.11~1.01 l/s와 2.5~41 l/s인 두 가지를 사용하였다. 유량계의 선형성은 ±0.5% 이며, 반복성은 ±0.1%이다. Fig. 2는 시험설비의 전체 P&ID를 나타낸다.

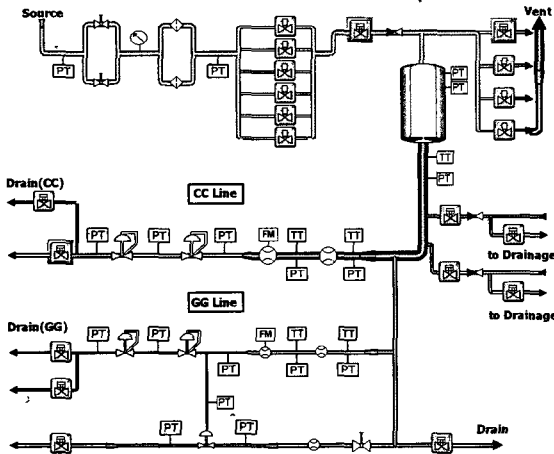


Fig. 2 P&ID for Test Facility

가압탱크는 터보펌프를 모사하기 위해 가압자동조절시스템을 장착하였으며, 가압을 위한 6개의 솔레노이드 밸브와 벤트를 위한 3개의 솔레노이드 밸브로 구성되어 있다. 탱크 가압은 GN<sub>2</sub>

를 사용하고 작동유체는 물을 사용하였다.

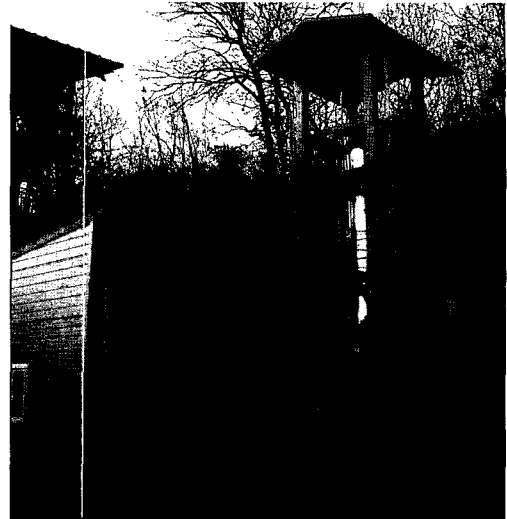


Fig. 3 Thrust Control Valve Test Facility



Fig. 4 Control Valves for Test

Figure 3은 터보펌프 모사용 가압탱크를 포함한 외부 시험설비를 보여주고 있으며, 캐빈 내부에 Fig. 4와 같은 제어밸브 시험설비가 갖추어져 있다. Fig. 4에서 보는 바와 같이 연소기 및 가스발생기를 모사하기 위한 제어밸브를 포함하여 총 4개의 제어밸브가 사용되었으며, 4개의 제어밸브 모두 공압 구동방식의 Globe 제어밸브이고 고유유량특성은 선형 특성을 가진다. 제어/계측설비는 NI사의 제어/계측 장비를 이용하여 구성하였으며, 제어로직은 LabVIEW 프로그램을 이용하여 작성하였다[8].

3.2 가압자동조절시스템

가압자동조절시스템은 터보펌프를 모사하기 위한 가압탱크의 압력을 제어하는 시스템으로 가압라인에 6개의 솔레노이드 밸브(SV2301~SV2306)와 벤트라인에 3개의 솔레노이드 밸브(SV2411~SV2413)로 구성되어 있다. 그리고 피드백제어를 수행하기 위해 탱크 ullage(ullage) 압력을 측정하기 위한 두개의 압력센서(PT2302, PT2303)가 탱크에 설치되어 있다. 제어계측은 탱크압력제어를 위한 루프 타임을 0.1초로 하였으며, 루프시간의 10배수 이상을 평균 처리한 데이터로 판단한다. 계측값은 PT2302, PT2303의 평균값을 이용하였으며, 센서중 하나가 오작동하면(1~5V 값을 벗어나면) 정상상태인 1개의 센서만을 사용하도록 하였다. 제어알고리즘은 탱크압력이 급변하지 않는 경우와 급변하는 경우로 나누어 구성하였다. 전자의 경우 SV2301, SV2302, SV2303을 이용하고 코일 과열로 인한 소손 방지를 위해 순차적으로 작동되도록 하였으며, 후자의 경우 SV2304, SV2305, SV2306을 이용하여 압력을 조절하도록 하였다. Fig. 5는 가압자동조절시스템의 제어 알고리즘을 개략적으로 보여주고 있다[5].

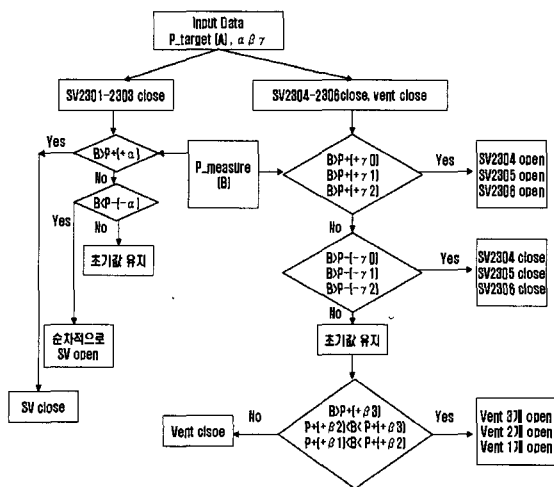


Fig. 5 Algorithm for Tank Pressure Control

3.3 시스템 모델링

시험에 앞서 전체 시스템의 특성을 예측하고, 제어밸브의 PID 제어를 위한 gain 값을 획득하기 위해 상용프로그램인 AMESim을 이용하여 시스템을 모델링하고 해석하였다. Fig. 6은 AMESim을 이용한 시스템 해석 모델링을 보여주고 있으며, 터보펌프 모사를 위한 가압자동조절시스템과 제어밸브의 PID 제어시스템 부분으로 구성하여 해석을 수행하였다[5, 6, 9].

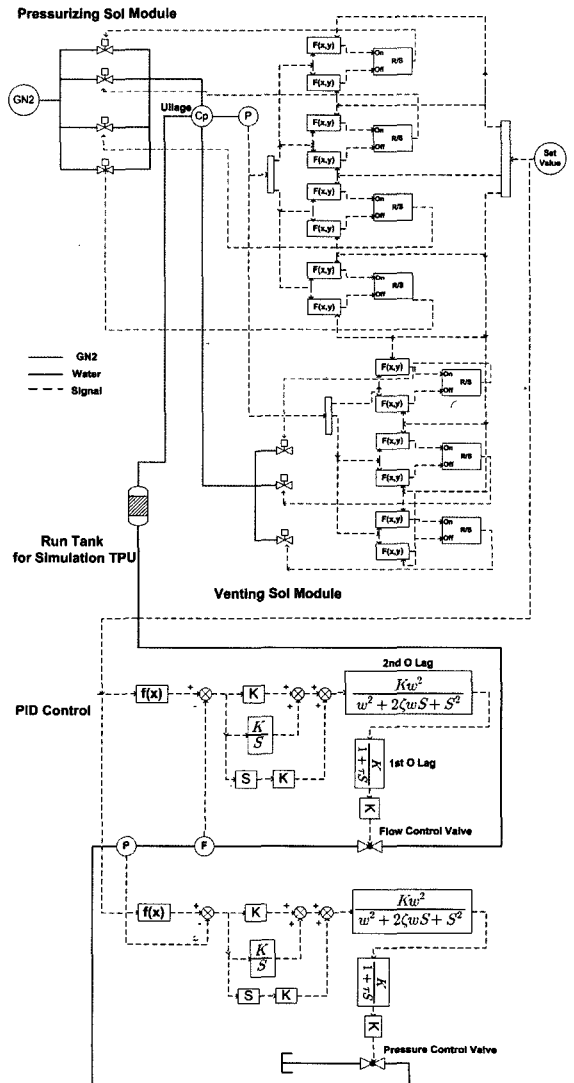


Fig. 6 System Modeling with AMESim

3.4 PID 제어를 통한 시스템 모사시험

시험은 엔진시스템의 정특성치를 바탕으로 각각의 제어 Event에 대해 시스템의 추종 특성과 안정성 등을 보고자 하였다. Table 2는 본 시험에 적용된 제어 Event를 보여주고 있다.

Table 2. Control Event & Set Values

Event	25	15	20	20	20	25
Duration[sec]	25	15	20	20	20	25
Settling Press. [bar]	125	108	125	92	100	70
CC 모사부 유량제어 (kg/sec)	20.9	18.7	20.9	16.7	17.7	13.8
CC 모사부 압력제어 (bar)	59.9	53.7	59.9	47.8	50.7	39.7
GG 모사부 유량제어 (kg/sec)	0.35	0.32	0.35	0.30	0.31	0.26
GG 모사부 압력제어(bar)	57.8	49.2	57.8	41.2	45.2	30

파라미터를 입력하고 제어밸브 4개에 대해 PID 제어모드를 선택한 후, auto sequence 명령을 주면 자동으로 실행되고 Event가 종료되면 자동으로 종료된다. Fig. 7은 파라미터 설정 창을 나타내며, 본 시험 시 적용한 파라미터 값을 보여주고 있다.

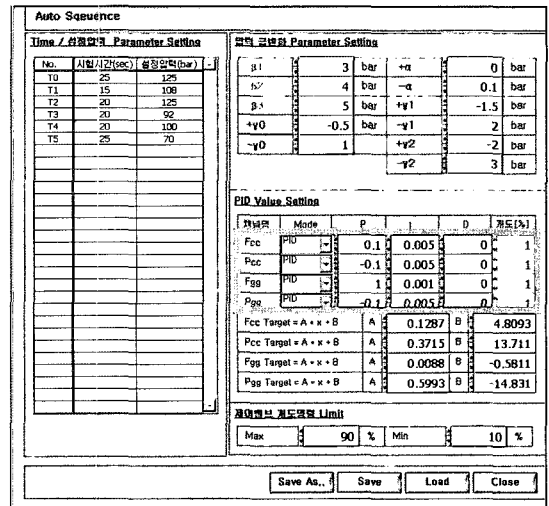


Fig. 7 Parameter Setting Window

시험 시 각 제어밸브가 맞춰야할 목표값은 다음관계식에 의해 결정된다.

- 연소실 압력  
Pcc Target = 0.3715x + 13.711
  - 가스발생기 압력  
Pgg Target = 0.5993x - 14.831
  - CC라인 유량  
Fcc Target = 0.1287x + 4.8093
  - GG라인 유량  
Fgg Target = 0.0088x - 0.5823
- 단, x=(PT2302+PT2303)/2

위 관계식은 터보펌프 후단 압력을 바탕으로 유량 및 압력 밸런싱에 의해 얻은 엔진시스템의 정특성 값을 운용 추력범위 내에서 선형화 한 식이며, 모두 터보펌프후단압력 즉, 가압탱크 측정압력(x)의 함수로 표현된다. 시험은 파라미터 설정 창에 제어 Event와 압력조절을 위한 제어

4. 결과 분석 및 고찰

Figure 8부터 Fig. 16은 AMESim을 이용한 시뮬레이션 값과 시험에 의한 시스템 제어특성 값을 보여주고 있으며, 그림에서의 실선은 시뮬레이션을 통한 해석 값이고 점선은 실제 시험을 통해 얻은 시험값을 나타낸다. Fig. 8은 터보펌프 후단압력 모사를 위한 가압탱크의 압력 변화를 보여주고 있다. 그림에서 알 수 있듯이 시험 결과는 AMESim 해석을 통해 예측한 값을 매우 잘 반영하고 있음을 확인할 수 있다. 실제 시험에서의 탱크 압력 조절은 첫 번째 설정압력(125 bar)에서 ±5.2% 섭동을 보였으며, 그 외의 구간에서는 ±1% 내에서 압력이 잘 유지됨을 확인할 수 있다. 시험값이 시뮬레이션 결과값과 달리 초기 시험 구간에서 어느 정도의 압력 섭동이 발생됨을 볼 수 있는데, 이것은 모델링 시 실제 솔

레노이드 밸브의 특성이 충분히 반영되지 못한 것으로 판단된다. 결과적으로 초기 시험 구간에서의 약간의 압력 섭동을 제외하면 가압자동조절시스템이 그 역할을 잘 수행하고 있음을 확인할 수 있다.

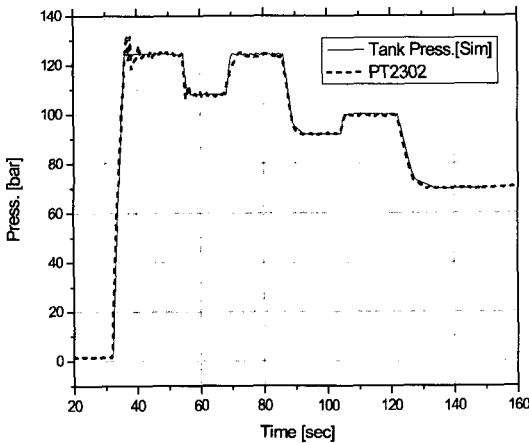


Fig. 8 Run Tank Pressure

Figure 9부터 Fig. 12는 제어밸브의 PID 제어 특성을 보여주고 있다. Fig. 9와 Fig. 10은 연소기 및 가스발생기 모사를 위한 압력제어밸브의 압력제어 특성을 나타내며, Fig. 11과 Fig. 12는 혼합비 및 추력제어밸브의 유량제어 특성을 나타낸다. 그림에서 알 수 있듯이 제어밸브 모두 초기에 overshoot가 발생하고 그 이후에 목표값에 빠르게 수렴함을 알 수 있다. 또한 제어 Event가 진행될수록 목표값 추종을 위한 응답시간이 지연됨을 알 수 있다. 이는 시험이 진행될수록 가압탱크 내의 작동 유체인 물의 소비로 인하여 터보펌프 후단압력 모사를 위해 가압해야 할 탱크 내 ullage 불륨이 증가하기 때문에 나타나는 현상이다. 즉 제어밸브의 빠른 응답특성에도 불구하고 터보펌프 모사를 위한 가압탱크의 가압시간 지연으로 인해 나타나는 유공압적 현상이다. 이는 Fig. 8의 가압압력 지연시간이 제어밸브의 추종응답 특성에 그대로 반영되고 있는 것을 통해 확인할 수 있다. 참고문헌[3, 4]에 의하면 연소압 섭동이  $\pm 5\%$  이내일 경우를

안정적 연소라고 정의하고 있기 때문에 연소기 및 가스발생기 모사를 위한 제어밸브는 초기 overshoot 구간을 제외한 구간에서 시험이 이루어지면 PID 제어를 통해 충분히 그 역할을 수행할 수 있다고 판단된다. 그러나 추력 및 혼합비 제어밸브는 안정성 측면이 중요하기 때문에 초기의 큰 overshoot는 바람직하지 않다. 특히, 적은 유량을 제어하는 추력제어밸브는 작은 유량 변화에도 큰 추력변화를 야기할 수 있으므로 초기 큰 overshoot는 로켓엔진의 불안정한 운용을 초래할 수 있다.

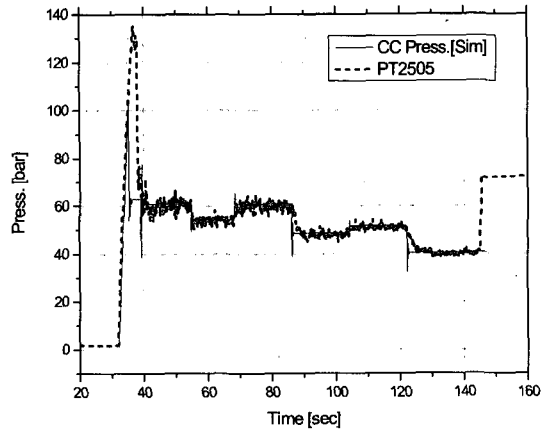


Fig. 9 Combustion Chamber Pressure

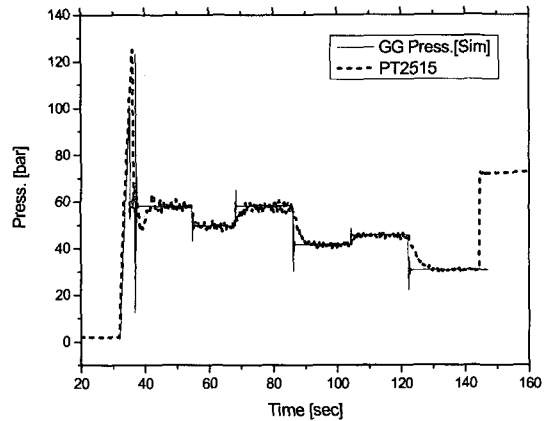


Fig. 10 Gas Generator Pressure

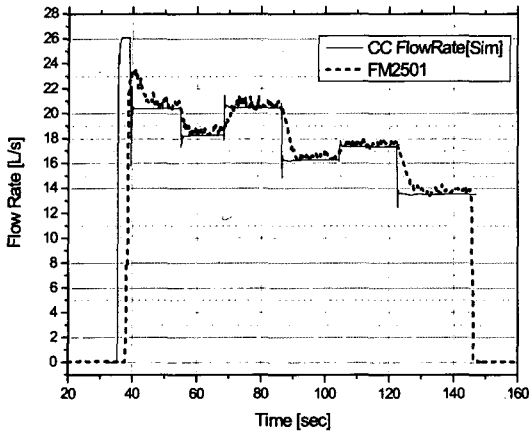


Fig. 11 Mass Flowrate in CC Line

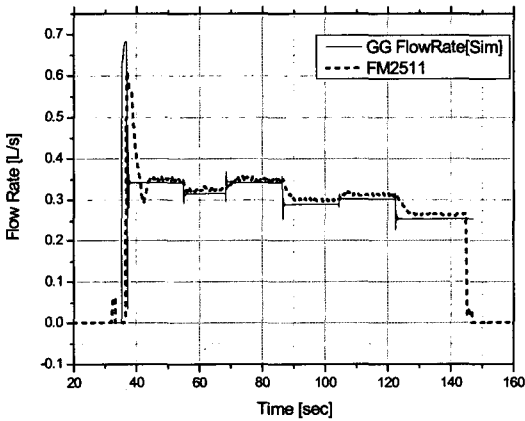


Fig. 12 Mass Flowrate in GG Line

Figure 13부터 Fig. 16은 PID 제어를 위한 제어밸브의 개도명령을 보여주고 있다. PID 제어는 오차를 줄여가면서 목표값에 도달되므로 시뮬레이션에 의한 각 제어밸브의 초기 개도명령 값은 1,000%가 넘어 위치됨을 알 수 있고, 실제 시험 시 제어밸브에 입력된 개도 명령값(실제 개도의 범위는 0~100%로 한정됨)도 상당히 큰 값을 취함을 볼 수 있다. 그림에서 알 수 있듯이 AMESim을 통한 시뮬레이션 값과 실제 개도명령 값이 차이가 남을 알 수 있으며, 이는 모델링 시 실제 제어밸브의 특성이 충분히 반영되지 못한 것으로 판단된다.

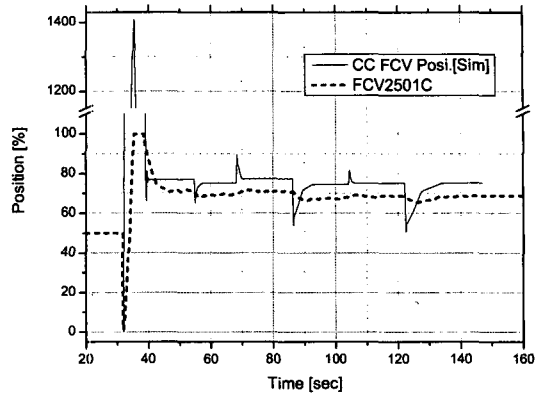


Fig. 13 Stroke Command of Flow Control Valve in CC Line

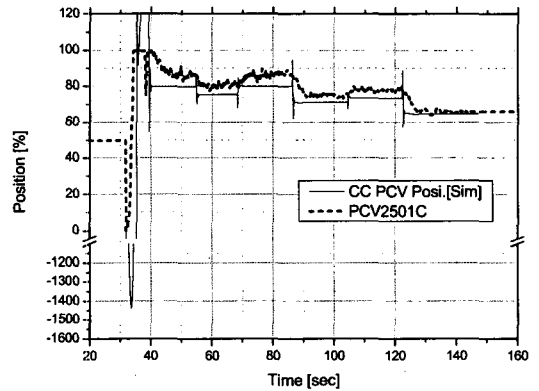


Fig. 14 Stroke Command of Pressure Control Valve in CC Line

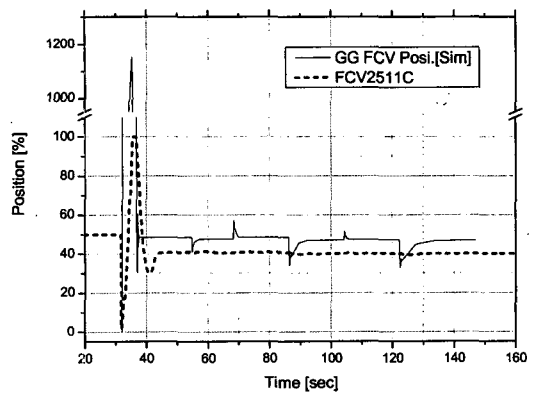


Fig. 15 Stroke Command of Flow Control Valve in GG Line

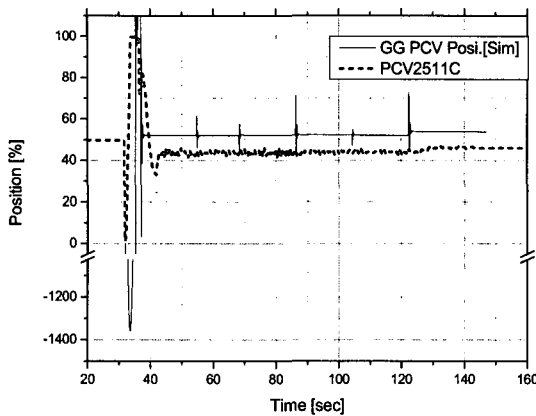


Fig. 16 Stroke Command of Pressure Control Valve in GG Line

이상 추력제어밸브의 PID 제어특성을 종합해보면, 주어진 제어 Event에 대해 초기에 불안정성을 야기할 수 있는 큰 overshoot가 발생하고 이후에 목표값에 오차범위  $\pm 2.8\%$  내에서 안정적으로 수렴함을 알 수 있었다. 또한 터보펌프 후 단압력 모사를 위한 가압탱크의 가압시간 지연으로 인한 지연시간을 제외하면, 우수한 목표값 추종 특성을 지님을 확인할 수 있었다. 그러나 추력제어밸브는 안정적인 응답특성을 얻는 것이 중요하므로, 초기 overshoot를 줄이면서 수렴성이 우수한 PID gain 값을 획득해야 한다. 본 시험은 AMESim 시뮬레이터를 통해 획득한 PID gain 값을 적용하였으나, 최적의 PID gain 값을 얻기 위해서는 시험설비에 장착된 추력제어밸브의 응답특성을 통해 직접 PID 조율값을 획득할 수 있는 Auto Tuning 방법이 바람직할 것으로 판단된다[7]. 이를 위해 Ziegler-Nichols 조율방법을 이용한 Auto Tuning 제어로직을 구성하였으며, 추후 시험을 통해 안정적인 응답특성을 얻을 수 있는 PID gain 값을 획득할 예정이다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 액체로켓엔진 추력제어밸브의 PID 제어특성을 분석하였다. 해석을 위해 사용

된 AMESim 시뮬레이터는 현재 구축된 시스템의 성능을 예측할 수 있었으며, 제어알고리즘에 대해 미리 검증할 수 있었다. 시험결과 추력제어밸브는 PID 제어를 통해 목표값에 빠르게 수렴하고, 주어지는 입력값에 충실히 따라감을 알 수 있었다. 그러나 초기에 큰 overshoot가 발생하였으며, 이는 시스템을 불안정하게 만들 수 있으므로, 보다 안정적인 응답특성을 얻을 수 있는 최적의 PID 인자를 획득할 필요가 있다. 이를 위해 추후 시험설비의 제어기를 이용한 Auto Tuning(Ziegler-Nichols Tuning Method)을 통해 시스템 최적 PID gain 값을 획득할 예정이다.

## 참 고 문 헌

1. 오승협 외, "로켓엔진 추력제어기술 개발(1차년도 보고서)," 한국항공우주연구원, 2004
2. Gromyko B.M., "Advanced control system for liquid rocket engines," 4th international conference on launcher technology, 2002
3. G. P. Sutton, Rocket Propulsion Element, 6th ed., Jhon Wiley & Sons, Inc, 1992
4. Dieter K. Huzel, David H. Huang, Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines, AIAA, 1992
5. 이중엽, 정태규, 정용갑, 김영목, "터보펌프 모사를 위한 압력조절계의 특성에 관한 연구," 한국추진공학회지, 제8권 제3호, 2004, pp.27-36
6. 이중엽, 정태규, 하성엽, 김영목, "제어밸브를 이용한 액체로켓엔진 모사시스템 특성," 한국추진공학회지, 제9권 제3호, 2005, pp.74-84
7. Katsuhiko Ogata, System Dynamics, 3rd ed., Prentice Hall, 1998
8. 이중엽, 한상엽, 정태규, 하성엽, "제어밸브 성능시험설비," 한국항공우주연구원, 2004
9. IMAGINE S.A., AMESim 4.2 User Manual, 2004