

대형 로켓엔진시스템의 시동 시 유량제어 예측 모델링

정유신* · 김상훈* · 윤웅섭*

Flow Rate Control Prediction Modeling for Large Liquid Rocket System During Engine Start Up

Yushin Jeong* · Sanghoon Kim* · Woongsup Yoon*

초 록

본 연구에서는 대형 로켓엔진시스템의 시동 시 안정적인 유량공급을 위한 제어기 설계가 이루어졌다. 펌프, 오리피스, 제어밸브, 파이프, 인젝터 및 재생 냉각채널과 같은 엔진시스템 구성품들에 대한 동특성 모델링을 수행하였고 유량공급 제어가 가능한 밸브의 구동신호를 조절 가능한 PID 제어기를 설계하였다. 시동 시 안정적인 유량공급을 위하여 실험을 통해 얻은 밸브의 적정 개도율을 적용시켰으며, 이를 기준으로 하여 제어밸브의 작동신호를 조절하여 유량비를 제어하였다. 시물레이션 한 결과 제어기를 통해 시동 시 정상추력까지 유량공급을 제어 하는 방법이 적절함을 확인하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Dynamic Characteristic Prediction(동특성 예측), Flow Control System(유량 제어시스템), PID Control (PID 제어)

Nomenclature

ρ	density
k	correction factor
P	pressure
L	length
A	cross sectional area
q	flow rate
f	friction factor
K_s	shape factor
Re	reynolds number
r	roughness
D_H	hydraulic diameter
μ	viscosity
ν	dynamic viscosity
C_D	flow coefficient
h	stroke
α	tip angle
d	diameter
β	pipe versus orifice throat diameter ratio

Subscripts

E	Euler
F	friction
D	deviation
L	laminar
T	turbulent
t	throat
1	Inlet
2	Exit

1. 서 론

현재 국내의 로켓개발은 한국형 발사체 개발을 목적으로 활발히 진행되고 있다. 발사체 개발을 위한 정상성능 설계까지 완료된 상황이며 이에 따른 동적성능 설계가 이뤄져야 한다.

동적성능설계는 정상성능설계에서 도출한 구성품의 주요 설계파라미터를 바탕으로 구성품의 동특성모델을 작성하고 신뢰성 및 안정성을 예

* 연세대학교 기계공학과

† 교신저자, E-mail: wsoon@yonsei.ac.kr

측하는 방법이 주를 이룬다. 로켓의 천이특성을 나타내는 구간, 즉 동특성이 주를 이루는 작동점에서 이를 예측하는 것은 매우 중요하다. 한국항공우주연구소에서 조사한 바에 의하면 1957에서 2003년 까지 각국의 로켓비행실패원인의 66% 정도가 액체엔진 및 추력기 등 추진시스템의 이상으로 발생한다고 보고하였다. 발사실패의 원인이 모두 동특성의 변화라고 볼 수 는 없지만 시동·정지와 같은 천이구간에서 압력교란 및 급격한 열부하의 증가, 정상작동상태를 위한 추력 제어 시 연소실 과잉 압력으로 인한 장애등은 엔진시스템의 성공여부를 결정하는 중요한 요소가 된다. 그 예로 일본의 1999년 H2 로켓을 보면 펌프에서 발생한 cavitation으로 인해 압력섭동이 발생하였고 결국에는 피로파괴로 인해 발사에 실패하였다.

따라서 천이구간에서의 동특성은 발사 성공·실패를 결정할 수 있는 매우 중요한 현상이며 이를 예측하기 위해 시동과정 해석이나 정상상태에서 많이 벗어나는 작동점을 모사할 수 있는 비선형 모델의 해석이 필요하다.

본 연구에서는 개방형 로켓엔진시스템을 타겟으로 한다. 시동 시 천이특성을 예측하기위해 구성품의 압력강하, 유량조절, 추진제 공급제어 기구 등의 수학적 모델링과 가스발생기와 연소실로 공급되는 유량을 제어하기위한 알고리즘으로 구성된 통합프로그램의 개발을 목표로 하였다.

2. 엔진시스템 구성품의 동특성 모델

2.1 펌프

펌프의 수학적 모델은 다음과 같다.

$$P = k \cdot P_E - P_{HL} - P_D \quad (1)$$

$$\begin{cases} P_E = \rho(c_0 - c_1 \cdot q_P) \\ P_F = \rho \cdot c_2 \cdot q_P^2 \\ P_D = \rho \cdot c_3 (q_D - q_P)^2 \end{cases}$$

이 관계식은 일반적인 원심형 펌프의 성능을 예측하기위해 알려진 Euler Equation에 Loss

term을 넣은 근사된 경험식이다. 각 관계식은 volumetric delivery인 q_P , design delivery인 q_D 와 approximating coefficient인 c 로 구성되어 있으며, 정리하면 다음과 같다.

$$P = \rho[k(c_0 - c_1 q_D) - c_2 q_P^2 - c_3 (q_D - q_P)^2] \quad (2)$$

2.2 파이프

유체의 관성에 의한 유량의 지연과 파이프의 벽면마찰의 영향으로 나타나는 압력의 변화를 예측할 수 있다.

$$\Delta P = \rho \frac{L}{A} \frac{dq}{dt} + f \frac{(L + L_{eq})}{D_H} \frac{\rho}{2A^2} q^2 \quad (3)$$

$$f = \begin{cases} K_s / Re & - \text{for } Re \leq Re_L \\ f_L + \frac{f_T - f_L}{Re_T - Re_L} (Re - Re_L) & - \text{for } Re_L < Re < Re_T \\ \frac{1}{\left(-1.8 \log_{10} \left(\frac{6.9}{Re} + \left(\frac{r/D_H}{3.7} \right)^{1.11} \right) \right)^2} & - \text{for } Re \geq Re_T \end{cases}$$

$$Re = \frac{q D_H}{A \mu}$$

위의 관계식은 모멘텀 방정식과 벽면마찰로 인한 압력손실을 계산할 수 있는 Darcy 방정식이 결합되어 있는 형태로 표현한 것이다. Friction Factor인 f 는 파이프 내부의 유동이 층류영역과 난류영역인 경우 서로 다르며, 이를 구하기 위한 부가적인 모델이 사용되었다.

2.3 오리피스

오리피스는 일반적으로 베르누이 장애이론에 근거하여 도출할 수 있다. 압력의 변화를 구하기 위하여 비압축성 비점성 정상유동에 대한 연속 방정식과 베르누이 방정식을 적용하면 다음과 같다.

$$Q = A_t V_t = C_d A_t \left[\frac{2 \Delta P}{\rho (1 - \beta^4)} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

여기서 중요한 것이 바로 C_d 이다. 이 값은 레이놀즈수에 따라 변화하며, 파이프의 직경과 오

리피스의 목직경인 β 에 따라서도 변한다[9]. 따라서 로켓에서의 시동과 정지같이 레이놀즈수가 급격히 변하는 구간에서의 배출계수를 예측하는 것은 매우 중요해질 수 있다. Duqiang Wu,등에 따르면 배출계수는 \sqrt{Re} 에 따라 변하고 이는 e^x 의 함수로 근사가 가능함을 보인다[10].

$$C_d = C_{d\infty} \left(1 + ae^{-\frac{\delta_1}{C_{d\infty}} \sqrt{Re}} + be^{-\frac{\delta_2}{C_{d\infty}} \sqrt{Re}} \right) \quad (5)$$

배출계수를 예측하기위해 위와 같은 식을 사용하였다. 여기서 a, b, δ_1, δ_2 는 β 에 따라 달라지며, 대부분의 오리피스스의 배출계수를 예측하는데 사용될 수 있다.

2.4 밸브

입력변화를 예측하기위한 밸브모델은 층류와 난류에 따라 달라진다. 수학적 모델은 다음과 같다.

$$q = \begin{cases} C_D \cdot A_{\max} \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta P} & \text{for } Re \geq Re_{cr} \\ 2C_{DL} \cdot A_{\max} \frac{D_H}{\nu \cdot \rho} \Delta P & \text{for } Re < Re_{cr} \end{cases} \quad (6)$$

$$C_{DL} = \left(\frac{C_D}{\sqrt{Re_{cr}}} \right)^2$$

$$D_H = \sqrt{\frac{4A(h)}{\pi}}$$

$$h = x_0 + x$$

$$A = \begin{cases} A_{leak} & - \text{for } h \leq 0 \\ (d_s - h \cos \alpha) \cdot h \sin \alpha + A_{leak} & - \text{for } 0 < h < h_{\max} \\ A_{\max} + A_{leak} & - \text{for } h \geq h_{\max} \end{cases}$$

밸브는 Stroke에 따라 가변적인 Passage 면적을 가지는 오리피스와 같다. 오리피스 모델은 Continuity Equation과 Bernoulli Equation으로부터 얻어지며, 면적의 변화는 Stroke의 변화에 따라 달라진다.

2.5 인젝터, 재생냉각채널등의 배관 저항요소

인젝터와 재생냉각채널을 단순한 압력강하기

구로 간주하여 오리피스와 같이 모델링하였다. 그 관계식은 층류영역과 난류영역에 따라 달라지며, 수학적 모델은 다음과 같다.

$$q = \begin{cases} C_D \cdot A \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta P} & \text{for } Re \geq Re_{cr} \\ 2C_{DL} \cdot A \frac{D_H}{\nu \cdot \rho} \Delta P & \text{for } Re < Re_{cr} \end{cases} \quad (7)$$

$$C_{DL} = \left(\frac{C_D}{\sqrt{Re_{cr}}} \right)^2, \quad D_H = \sqrt{\frac{4A}{\pi}}$$

이 모델은 Continuity Equation과 Bernoulli Equation으로부터 얻어지며, 유량계수는 정상상태의 수류실험데이터를 바탕으로 도출하였다[6].

3. 제어시스템 모델

본 연구에서는 시동운전 시 제어밸브가 정상 상태에서 실험으로 결정한 적정개도로 작동하고 이후 연소실과 가스발생기에 공급되는 O/F ratio가 안정하게 유지시키는 제어기 제작을 목표로 하였다.

3.1 제어밸브 구동부 특성

제어 시스템을 통한 로켓엔진의 동특성을 정확히 예측하기 위해서는 먼저 제어밸브의 구동부 동특성을 정확히 예측해야 할 필요가 있다. 이는 일반적으로 상용으로 사용되는 제품의 경우 제어를 통하여 출력된 신호가 밸브를 구동하는 공압장치로 입력되더라도 약간의 시간지연이 발생하게 되며, 공압의 특성상 압력 밸런싱이 정확히 이루어질 때까지 어느 정도 시간을 필요로 하기 때문에 요구 입력에 대한 반응이 느려질 수밖에 없다. 따라서 예측알고리즘에도 이와 같은 특성을 반드시 적용해야 한다. 이러한 제어밸브의 구동부 특성은 1차 시간지연 함수로 대체하여 사용할 수 있다. Table 1에 실험으로 획득한 제어밸브 구동부의 입력신호에 대한 지연 시간과 이를 모사한 구동부 모델을 나타내었다.

Table 1. Experimental parameters and 1st transfer function for a typical control valve

		delay time	1 st transfer function
Control valve	gas-generator Ox. flow	0.24s	$G(s) = \frac{2.86}{s+2.86}$
	combustor Fuel flow	0.35s	$G(s) = \frac{1.536}{s+1.536}$
	gas-generator Fuel flow	0.21s	$G(s) = \frac{3.846}{s+3.846}$

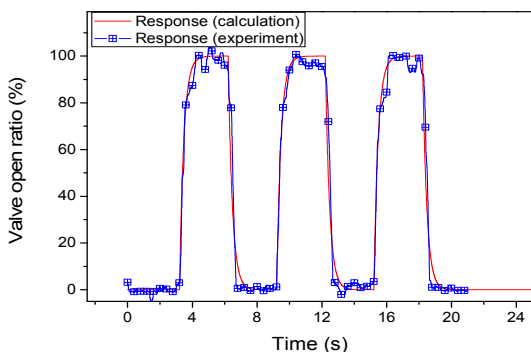


Fig. 1 Comparison of prediction and measured performance : Fuel line gas-generator flow control valve's driving equipment dynamic response at 100% opening command

Figure 1에 입력시호에 대해 반응하는 연료라인 가스발생기로 향하는 유량제어 밸브의 구동부 특성을 실험값과 모델링한 값을 비교하였다. 대체적으로 큰 오차 없이 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

3.2 제어기 설계

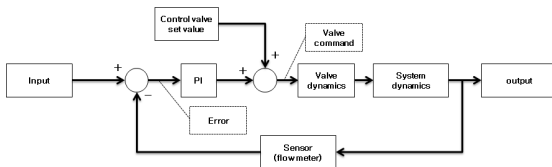


Fig. 2 Control sequence block diagram

Figure 2는 밸브제어를 위한 블록선도를 나타낸다. PID 제어기법을 사용할 경우 주제어부에서 설정된 O/F ratio와 같은 물리적인 참고치에 대해 PI 제어를 적용하고 다시 밸브의 개도 제어를 통해 얻어지는 상태 오차를 이용하여 제어 밸브의 개도를 조절하는 명령을 만들어 낸다[5]. 제어기는 로켓엔진에서 주로 쓰이는 PI 제어기를 사용하였고, 실험을 통하여 가장 빠르게 수렴하는 각각의 제어이득 값을 찾았다.

일반적으로 LOX와 Kerosene을 사용하는 로켓엔진은 연소실의 O/F ratio가 3.48, fuel rich로 연소하는 가스발생기의 O/F ratio가 0.355를 사용한다. 따라서 실제 로켓과 유사한 환경의 제어 시스템을 만들기 위해 각 부분에 해당하는 O/F ratio를 적용하였으며, 이때 해당하는 밸브의 개도를 PID 제어의 기준으로 사용하였다. 즉, 최초 펌프가 정상성을 내기까지 밸브는 지정된 개도로 열리며 정상성능 부근에 달하면 이때부터 제어기를 사용하여 제어밸브를 구동하게 된다.

4. 시뮬레이션 결과

제어밸브는 연속적인 신호에 대해 즉각적인 반응을 하지 못한다. 따라서 quantizer를 이용하여 구동신호가 제어밸브의 반응시간에 적절히 맞춰 discrete 되도록 하였다. 구동신호는 시동 구간인 5초 까지 지정된 개도까지 제어신호를 조절하며, 이후에는 제어기를 통해 조절한다. 앞서 언급했듯이 실제의 유량비를 맞추기 위해 실험적으로 정상성능 부근에서의 밸브의 개도를 설정해놓았기 때문에 약 18% 부근에서 제어가 이루어져야한다. 따라서 5초 이후의 제어신호는 18%를 기준으로 삼아 에러의 부호가 바뀔 때 따라 신호를 더하거나 감소시키는 방향으로 제어가 이뤄지게 된다.

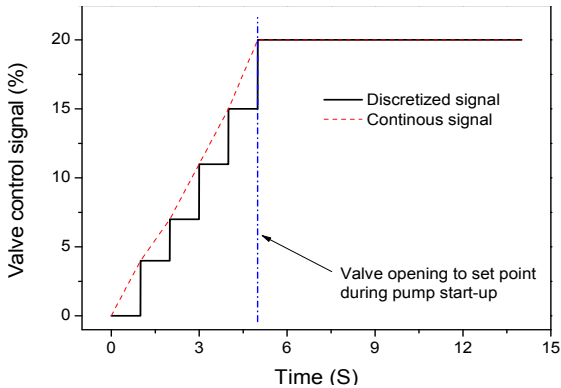


Fig. 3 Valve control signal variation over time

Figure 3에 시간에 따른 밸브 구동을 위한 제어신호 변화를 나타내었다. 그림에서도 볼 수 있듯이 시동 구간인 5초까지 원하는 개도로 열리고 이후에 목표 값에서 변동이 거의 없는 것을 볼 수 있다. 이것은 유량을 제어하는 제어밸브의 모델이 정상상태뿐만 아니라 스트로크가 조절됨에 따라 변하는 유효단면적의 변화를 적절히 예측하고 있음을 입증하는 것이다.

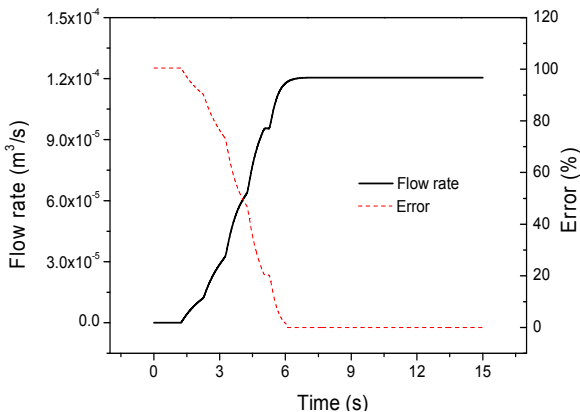


Fig. 4 Oxidizer line gas-generator flow rate and error variation over time

Figure 4에 시간에 따라 제어에 의해 변하는 산화제 가스발생기 라인의 유량 변화와 목표치와의 오차변화를 나타내었다. 목표로 하는 유량 값에 잘 추종하는 것을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구는 개방형 로켓엔진시스템의 시동 시 연료의 공급을 안정적으로 공급하기 위한 제어시스템을 구성하기 위한 연구로써, 시스템의 동특성을 예측하기 위해 이를 이루는 구성품의 동특성 모델링이 이루어졌고 유량제어를 위해 PID제어기를 설계하였다.

정확한 결과를 도출하기 위해 제어밸브의 구동부 특성을 모사하였으며, 목표 값에 빠르게 수렴하기 위해 실험을 통해 얻은 밸브의 적정 개도율을 적용하여 제어기를 설계하고 시뮬레이션 하였다.

그 결과 시스템의 동특성을 예측하기 위한 구성품의 동특성모델링이 타당함을 검증하였으며, 설계된 제어기를 통해 시동 시 정상추력을 발생하기까지 유량공급을 제어하는 방법이 적절할 수 있음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었습니다 (2011-0018661).

참고문헌

1. Hassan Karimi, Application of a simulation algorithm to a specific liquid propellant engine with experimental verification, Aircraft engineering and aerospace technology 78/2, pp.132-137, 2006
2. Michael A. Martin, Huy H. Nguyen, and William D. Greene, Transient mathematical modeling for liquid rocket engine systems: Methods, capabilities, and experience, NASA
3. H.D. Sabinick, G. Krulle, Numerical simulations

- of transients in feed systems of cryogenic rocket engines, AIAA 95-2967, 1995
4. 이중엽, 정태규, 한상엽, 김영목, 제어밸브를 이용한 액체로켓엔진 모사시스템 특성, 한국추진공학회지, pp.74-84, 2005
 5. 이중엽, 이수용, 속도제어기법을 이용한 로켓엔진 제어밸브의 동특성, 항공우주기술 제7권 제2호, pp.162-169, 2008
 6. 고태호, 정유신, 윤웅섭, “액체로켓엔진 천이 동특성 예측,” 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2010
 7. 정유신, 이국진, 윤웅섭, “Simulink를 이용한 개방형 로켓엔진시스템의 시동특성예측”, 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, pp.287-293, 2010
 8. 윤웅섭 외 “대형 로켓엔진 추진제 공급제어 기술” 한국과학재단 3, 2010
 9. Johansen, F. C., flow through pipe orifice at low reynolds numbers, Proceedings Royal Soc., Vol 126 (A), pp. 231-245, 1930
 10. Duquiang Wu, Richard burton and Greg Schoenau, An empirical discharge coefficient model for orifice flow, International Journal of Fluid Power, pp. 13-17, 2002
 11. H.S.Bean(ed.), fluid meters : Their theory and application, 6th ed., ASME, 1971
 12. ASME Fluid meters research committee, The ISO-ASME Orifice coefficient equation, Mech. eng., 1981
 13. Rafael Aman, Heikki Handroos, Tero Eskola, Computationally efficient two-regime flow orifice model for real-time simulation, Simulation modelling practice and theory, vol 16, pp.945-961, 2008
 14. M.J. Reader-Harris, J.A. Sattary, The orifice plate discharge coefficient equation, Flow meas. inst., vol 1, pp.67-76, 1990
 15. W. Borutzky, B. Barnard, J. Thoma, An orifice flow model for laminar and turbulent conditions, Simulation modelling practice and theory, vol 10, pp.141-152, 2002
 16. Amir Nassirharand, Mixture ration control of liquid propellant engines, Aircraft engineering and aerospace technology 77/3, pp.236-242, 2005