

Simulink를 이용한 개방형 로켓엔진시스템의 시동특성예측

정유신* · 이국진* · 윤웅섭*

Starting Dynamic Characteristic Prediction of Open type Liquid Rocket Engine Using Simulink

Yushin Jeong* · Kukjin Lee* · Woongsup Yoon*

초 록

본 연구에서는 개방형 로켓엔진시스템의 제어시스템을 구성하기 위한 선행연구로서, 시동특성을 예측하기 위해 Simulink 모델을 구성하였다. 구성품별 동특성 모델을 바탕으로 로켓엔진시스템의 예측 프로그램을 구성하였으며, 대상으로 하는 시스템의 천이 작동상태에서의 동특성 변화의 예측과 더불어 그 모델링의 타당성 검증을 위하여 실제 개방형 로켓엔진 상사모델의 수류실험을 통해 실험적으로 측정하여 비교하였다. 또한 Simulink모델이 제어시스템을 구성하기 위해 적합한지를 판단하기 위해 기 수행된 천이 동특성 예측 프로그램의 결과와 비교하였고 검증하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Dynamic Characteristic Program(동특성 프로그램), Simulink(시뮬링크), Hydraulic Test Validation(수류 실험 검증)

1. 서 론

로켓엔진시스템은 연소기, 가스발생기, 터보펌프, 배관 및 밸브로 구성되어 있다. 이 구성품들은 천이영역인 비선형구간을 포함하고 있으며, 시동과정 해석이나 정상상태에서 많이 벗어나는 작동점을 모사할 경우는 비선형 모델의 해석이 필요하다[1]. 이러한 시동·정지와 같은 천이구간에서 압력교란 및 급격한 열부하의 증가, 정상 작동상태를 위한 추력제어 시 연소실 과잉 압력으로 인한 장애등이 엔진시스템의 성공여부를 결정하는 중요한 요소가 된다[2]. 이와 같은 요소들이 천이영역에서의 로켓엔진의 구조적 장애

및 손상을 일으키며, 따라서 천이 및 정상상태에서의 로켓엔진시스템의 성능변화예측이 필요하다.

해외의 경우 미국은 엔진의 여러 구성품을 1차원 모델링을 통하여 시스템 천이 상태의 구간을 준정상상태로 가정하고 압력과 유량의 균형을 맞추면서 시동 시와 정지 시의 엔진 과도특성을 예측하는 ROCETS (ROCKET Engine Transient Simulation system)을 개발하였으며, 일본은 일부 ROCETS에 기준한 방법을 사용하지만 이를 더 발전시켜 사고를 계기로 배관파손과 같은 장애를 시뮬레이션 할 수 있을 뿐만 아니라 새로운 엔진에 유연하게 대처할 수 있는 시뮬레이터인 REDS (Rocket Engine Dynamic Simulator)를 개발하였다[3].

국내에는 Flowmaster를 이용한 터보펌프 공급식

* 연세대학교 기계공학과
연락처, E-mail: wsyoon@yonsei.ac.kr

액체로켓 엔진의 시동과정을 1차원 모델링을 통하여 해석한 사례가 있다[4]. 또한 공칭 작동점 부근에서의 선형해석을 위한 Simulink수학적 모델을 구성하여, 엔진 스토틀링 과정에 대한 해석을 수행한 사례가 있다[1]. 하지만 이들의 경우 실제 실험데이터를 통한 검증이 빠져있는 해석만을 수행하였다.

이에 본 연구에서는 개방형 로켓엔진시스템의 제어시스템을 구성하기 위한 선행연구로서, 시동 특성을 예측하기 위해 MATLAB의 Simulink를 사용하였다. 그 해석결과가 타당한지 검증하기 위하여 연소기를 제외한 실제 로켓시스템과 동일한 구조의 수류시스템을 구성하였으며, 실험을 통해 검증하였다. 또한 Simulink의 유효성 검증을 위해 본 연구실에서 기수행한 액체로켓 추진제 공급시스템의 친이 동특성 모델링 코드의 결과와 비교하였다[5].

2. 수류실험장치

본 연구는 개방형 로켓엔진시스템의 동특성을 예측하는데 목적이 있다. 때문에 실제의 시스템과 동일하거나 혹은 그 시스템의 작동특성을 모사할 수 있는 상사모델을 통한 프로그램의 검증을 필요로 한다. 따라서 본 연구에서는 연소기를 제외한 구성품으로 이뤄진 축소형 모델을 제작하였으며, 실제 추진제 대신 물을 이용한 수류실험을 통하여 프로그램의 예측결과를 검증하였다.

로켓시스템의 동특성을 측정하기에 앞서 각 구성품의 수학적 모델이 타당한지 알아보기 위해 구성품별 동특성 실험을 실시하였다.

다음으로 시스템의 동특성을 측정하기 위한 상사모델을 구성하였다. Fig. 1과 Fig. 2는 개방형 액체로켓엔진의 산화제 및 연료 공급 수류실험장치의 개략도이며, 이 두 실험장치의 차이는 연료공급라인의 재생냉각채널의 유무이다. 일반적으로 비열이 높은 연료로 냉각하는 방식을 많이 사용하므로 연료공급 계통에 재생냉각채널이 위치한다[5]. 또한 실제 개방형 로켓엔진과 동일하게 산화제 공급계통은 가스발생기 유량과 주

연소실로 분기되는 유량을 1:50으로, 연료공급계통은 그 비율이 1:10을 갖도록 설계하였다.

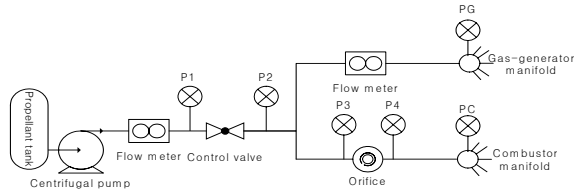


Fig. 1 A Schematics of LRE Oxidizer Feeding Hydraulic Test Line

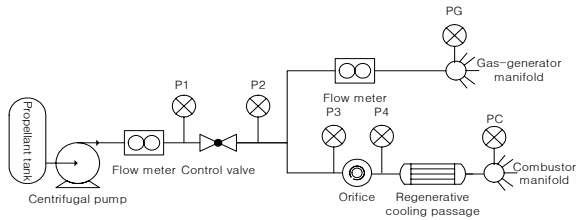


Fig. 2 A Schematic of LRE Fuel Feeding Hydraulic Test Line

시스템의 구성품으로는 모터로 구동되는 최대 회전수 1750 RPM, 유량 8 m³/h, 양정 18 m의 원심형 펌프를 사용하였으며, 유량조절이 가능한 글로브타입의 공압 제어밸브를 사용하였다. 상사 모델에서 가장 문제가 될 수 있는 인젝터와 재생냉각채널은 단순한 형태인 단공노즐과 긴 다발의 관으로 제작하여 실제 엔진시스템과 유사한 물리적 특성을 나타낼 수 있는 형태로 제작하였다.

3. 엔진시스템 구성품의 동특성 모델

본 연구에서 대상으로 한 개방형 로켓엔진의 상사모델은 펌프, 파이프, 밸브, 오리피스, 인젝터 및 재생냉각채널 등으로 구성되며, 이러한 시스템을 구성하는 각 구성품의 수학적 모델링은 다음과 같다.

3.1 펌프

펌프는 Centrifugal Pump 모델을 사용하였으며, 펌프의 수학적 모델은 다음과 같다.

$$P = k \cdot P_E - P_{HL} - P_D$$

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

이 관계식은 Euler Momentum Equation을 기초로 하여 얻어지며, 일반적인 원심형 펌프의 성능을 예측하기 위해 근사된 경험식이다.

여기서 k 는 correction factor, P 는 펌프의 토출압력, P_E 는 Euler 압력, P_{HL} 는 펌프를 통과하며 발생하는 압력손실이며, P_D 는 펌프 유동의 deviation에 의해 일어난 압력손실이다. 각 관계식은 volumetric delivery인 q_P , volumetric delivery인 q_D 와 approximating coefficient인 c 로 구성되어 있으며, 정리하면 다음과 같다.

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

k 값 및 각각의 계수들은 수력실험을 통해 얻을 수 있다.

3.2 파이프

파이프는 Segmented Pipeline 모델을 사용하였다. 이 모델은 Fluid Inertia와 Hydraulic Resistive Tube로 이루어져 있으며, 유체의 관성에 의한 유량의 지연과 파이프의 벽면마찰의 영향으로 나타나는 압력의 변화를 예측할 수 있다.

Fluid Inertia의 수학적 모델은 다음과 같다.

$$\Delta P = \rho \frac{L}{A} \frac{dq}{dt}$$

이는 Continuity Equation과 Momentum Equation으로부터 얻어지며, ΔP 는 파이프의 입구와 출구의 압력차, ρ 는 유체의 밀도, L 은 파이프의 길이, A 는 파이프의 단면적, q 는 유량을 나타낸다.

Hydraulic Resistive Tube의 수학적 모델은 다음과 같다.

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

$$f = \begin{cases} K_s / Re & - \text{for } Re \leq Re_L \\ f_L + \frac{f_T - f_L}{Re_T - Re_L} (Re - Re_L) & - \text{for } Re_L < Re < Re_T \\ \frac{1}{\left(-1.81 \log_{10} \left(\frac{6.9}{Re} + \left(\frac{r/D_H}{3.7} \right)^{1.11} \right)\right)^2} & - \text{for } Re \geq Re_T \end{cases}$$

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

위의 관계식은 Darcy Equation 으로서 Friction Factor를 τ 의 관계식으로 나타낸 Darcy Friction Factor의 정의로부터 얻어진다. Friction Factor인 f 는 파이프 내부의 유동이 층류와 난류인 경우 서로 다르며, 층류와 난류에서의 Friction Factor를 구하기 위해 경험적인 Halland Approximation이 사용되었다. K_s 는 파이프 단면적의 Shape Factor, Re 는 레이놀즈수, r 은 파이프 내부의 거칠기, D_H 는 파이프의 수력학적 직경을 나타낸다.

3.3 밸브

밸브는 Needle Valve 모델을 사용하였으며, 수학적 모델은 다음과 같다.

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

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

$$D_H = \sqrt{\frac{4A}{\pi}}$$

$$h = x_0 + x$$

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

밸브는 Stroke에 따라 가변적인 Passage 면적을 가지는 Orifice와 같다. 면적의 변화는 Stroke

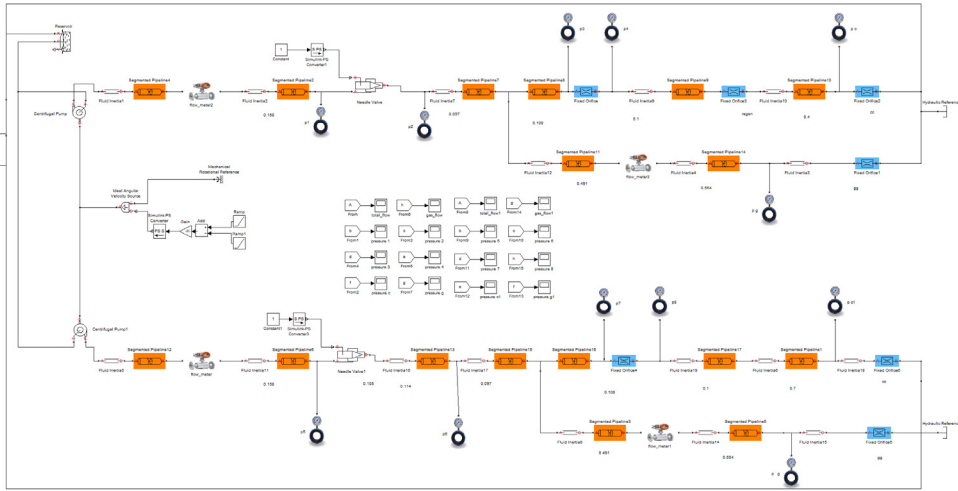


Fig. 3 A Liquid Rocket System Model Including Whole Mathematical Modeling

의 변화에 따라 달라진다. A_{leak} 는 밸브가 닫혀있을 때 누수면적, A_{max} 는 밸브의 최대개방 면적, h 는 밸브의 Stroke를 나타낸다.

3.4 오리피스, 인젝터, 재생냉각채널등의 배관 저항요소

오리피스는 파이프 유동에서 압력강하 기구의 역할을 하며, 인젝터와 재생냉각채널 또한 단순한 압력강하기구로 간주하여 오리피스와 같이 모델링하였다. 수학적 모델은 다음과 같다.

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

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

$$D_H = \sqrt{\frac{4A}{\pi}}$$

여기서 C_D 는 유량계수, ν 는 동점성계수, A 는 오리피스의 Passage 면적을 나타내며, 유량계수는 정상상태의 실험데이터를 바탕으로 도출하였다.

4. 예측결과의 검증

수류시스템의 시동 특성을 예측하기 위해 앞

에서 작성한 시스템 동특성 예측 모델을 이용하여, Fig. 3과 같이 구성품 모델을 상사 수류시스템의 구성품 배치와 일치하게 구성하였다. 또한 실험데이터 및 유효성 검증을 위하여 본 연구실에서 기수행한 천이 동특성 예측프로그램 (Transient Characteristic Prediction Code, 이하 T.C.P.C.)[5]의 결과와 비교하였다.

4.1 산화제 공급계

Figure 4에 산화제 공급계에서 밸브 전후방의 압력변화 선도를 나타내었다.

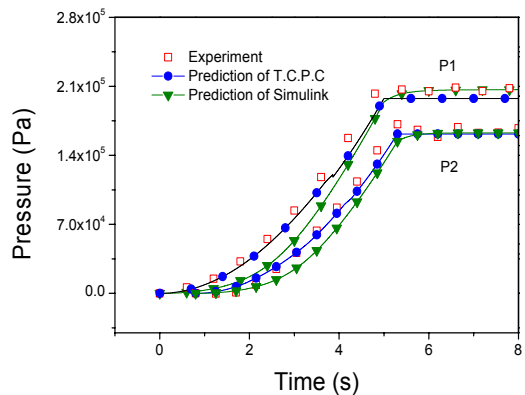


Fig. 4 History of the Control Valve Inlet Pressure(P1) & Exit Pressure(P2) During the Duration of Pump Start-up

정상상태의 압력은 더 정확히 예측하지만 천이구간에서의 유체의 관성으로 인한 압력변화 지연이 더 크게 나타난다. 이는 T.C.P.C.에서는 펌프에서 polytropic process를 통해 압축성 효과를 고려하였으며, 밸브 그리고 두 구성품을 이어주는 파이프 모델에서 실험데이터를 바탕으로 도출한 유량계수를 사용하였기 때문에 보다 정확한 결과를 도출할 수 있다. 이에 반해 Simulink 모델에서는 펌프의 압력변화를 예측하기 위한 경험식이 사용되었고, 이러한 경험식은 모든 펌프의 모델에 일반적으로 적용하여 정확한 결과를 도출해내기 힘들다. 또한 파이프에서는 파이프 내부의 거칠기와 일반적으로 알려진 Critical Reynolds Number만으로 예측을 해야 한다는 점에서 상대적으로 정확도가 떨어진다고 할 수 있다.

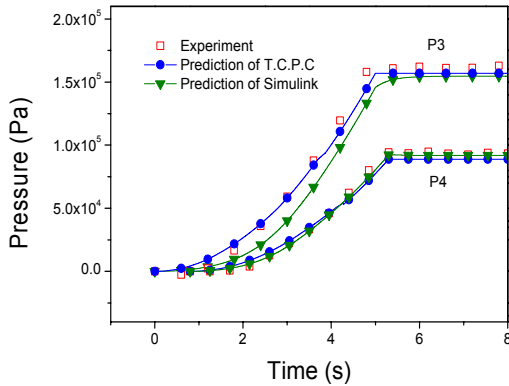


Fig. 5 History of the Orifice Inlet Pressure(P3) & Exit Pressure(P4) During the Duration of Pump Start-up

Figure 5는 오리피스 전후방의 압력변화 선도이다. 밸브와 마찬가지로 오리피스 전방에서 유체의 관성이 크게 예측되었으나, 오리피스의 후방은 오리피스의 특성상 저항의 요소가 지배적인 물리적 특성이 나타나면서 관성으로 인한 유체의 압력변화 지연이 크게 나타나지 않는 것을 볼 수 있다.

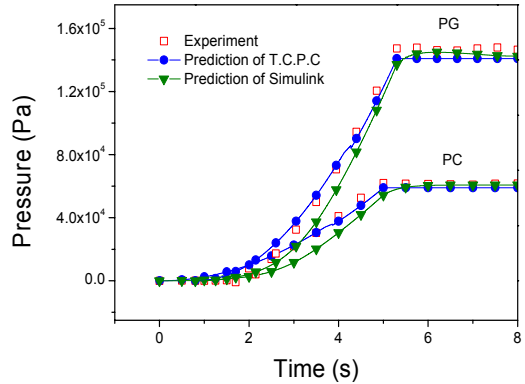


Fig. 6 History of the Combustion Manifold Inlet Pressure(PC) & Gas-generator Manifold Inlet Pressure(PG) During the Duration of Pump Start-up

Figure 6은 Combustion Manifold와 Gas-generator Manifold의 압력변화 선도를 나타내었다. 앞에서 언급한 것과 마찬가지로 정상상태의 압력은 잘 예측하지만 파이프를 지나온 유체의 압력변화 지연이 크게 나타나는 것을 볼 수 있다.

4.2 연료 공급계

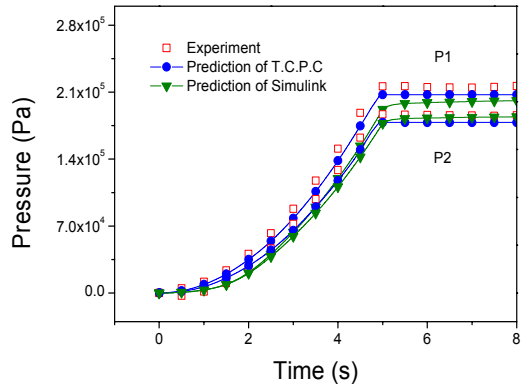


Fig. 7 History of the Control Valve Inlet Pressure(P1) & Exit Pressure(P2) During the Duration of Pump Start-up

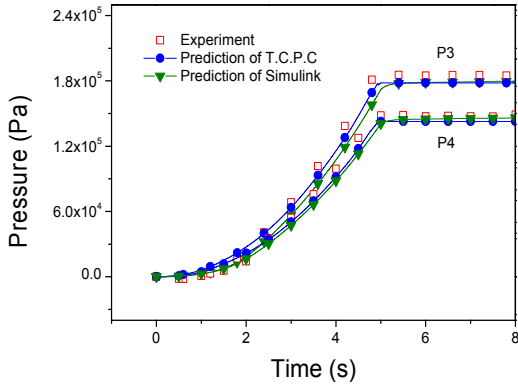


Fig. 8 History of the Orifice Inlet Pressure(P3) & Exit Pressure(P4) During the Duration of Pump Start-up

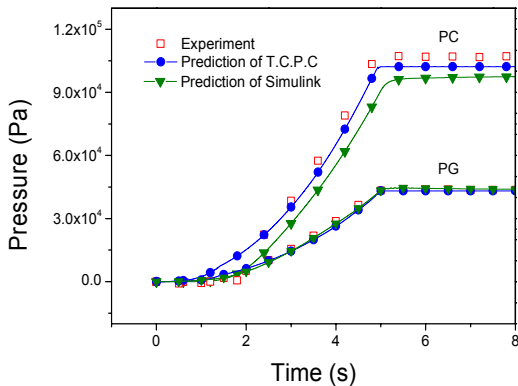


Fig. 9 History of the Combustion Manifold Inlet Pressure(PC) & Gas-generator Manifold Inlet Pressure(PG) During the Duration of Pump Start-up

산화제 공급계와 마찬가지로 Fig. 7-8에 밸브와 오리피스 전후단의 압력변화 선도를 Fig. 9에 Combustion Manifold와 Gas-generator Manifold의 압력변화 선도를 나타내었다.

연료 공급계의 압력변화 선도는 앞에서의 산화제 공급계의 압력변화 선도의 특징이 비슷하게 나타나는 것을 볼 수 있다. 하지만 상대적으로 관성에 의한 지연의 효과가 산화제 공급계의 변화보다 작게 예측된다. 이는 연료 공급계에만 포함되어있는 재생냉각채널의 영향으로서 재생냉각채널은 판다발의 형태를 하고 있으며, 그 입구와 출구는 다공의 오리피스와 같다. 따라서 제

생냉각채널의 추가로 인해 유체저항요소가 증가하여 상대적으로 유체의 관성이 작게 예측되는 것으로 보인다.

5. 결 론

로켓엔진은 복잡한 배관시스템과 유체기기의 조합으로 구성되어 있다. 이러한 로켓시스템에서 시동·정지와 같은 천이구간에서 압력교란 및 급격한 열 부하 증가와 같은 요소들이 로켓엔진의 구조적 장애 및 손상을 일으킨다. 따라서 천이 및 정상상태에서의 로켓엔진시스템의 성능변화예측은 향후 로켓개발에 있어서 반드시 확보해야하는 기술 중의 하나이다. 본 연구는 개방형 로켓엔진시스템의 제어시스템을 구성하기 위한 선행연구로써, Simulink를 사용하여 시동특성을 예측하였다.

천이 동특성은 구성품 형상에 지배된 물리적 현상으로부터 발생하므로, 그 유효성을 바탕으로 상사모델을 제작하였으며, 구성품 모델링을 통해 시스템을 예측 및 검증하였다. 그 결과, 8% 이내의 오차를 보이는 예측결과를 얻을 수 있었으며, Simulink를 통한 모델링이 유효함을 검증하였다.

로켓시스템의 천이 특성을 예측한 결과는 T.C.P.C.가 더 정확한 결과를 보인다. 하지만 기 수행한 연구인 T.C.P.C.는 사용자가 직접 모든 프로그램을 작성해야하고, 모델을 사용하기 위해선 실험을 통해 얻어야하는 값들이 많기 때문에 시간 및 인적 비용이 많이 들어가는 단점이 있다. 반면 Simulink는 다양한 수학적 모델 블록을 연결함으로써 신호가 전달되는 형태인 사용자 인터페이스를 지원한다. 따라서 각 모델의 전후 관계를 쉽게 파악할 수 있기 때문에 디버깅하기 쉽고, 블록선도와 같이 사용을 함으로써 사용하기에 매우 편리하다. 또한 해법기를 사용자가 직접 작성하지 않고도 프로그램 내에서 간단한 해법기 설정만으로 미분방정식을 계산할 수 있다.

Simulink는 일반적으로 제어시스템을 해석하기 위한 프로그램으로 사용되어 왔으며, T.C.P.C.보다 정확도는 떨어질지 모르나 위와 같은 이유

로 제어시스템을 구성하는데 있어서 적합하다는 결론을 얻었다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로부터 지원받아 수행되었습니다 (2010-0015079).

참 고 문 헌

1. 박순영, 조원국, 설우석, "Simulink를 이용한 액체로켓엔진의 수학적 모델링," 항공우주기술, 제8권, 제1호, 2009, pp.82-97
2. 김영수, 윤웅섭, "로켓공학," 경문사, 2004
3. Toshiya KIMURA, Masahiro TAKAHASHI, Yoshio WAKAMATSU, Keiichi HASEGAWA, Nobuhiro YAMANISHI, Atsushi OSADA, Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS), JAXA, 2004
4. 박순영, 조원국, 설우석, "액체로켓 엔진의 시동과정에 대한 1차원 해석," Proceedings of The Fourth National Congress on Fluids Engineering, 2006, pp.1177-1180
5. 고태호, 정유신, 윤웅섭, "액체로켓엔진 천이동특성 예측," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2010