

## 발사체 엔진의 안정적인 시동 조건에 대한 연구

정영석\*, 이한주\*\*, 오승협\*\*\*, 박정주\*\*\*\*

### The Study about Conditions for Stable Engine Startup on Launch Vehicle

Young-Suk Jung\*, Han-Ju Lee\*\*, Seung-Hyub Oh\*\*\* and Jeong-Joo Park\*\*\*\*

**Key Words** : Rocket(로켓), Propulsion System(추진기관), Engine(엔진), Startup(시동), Propellant Feeding System(추진제공급시스템)

#### Abstract

Launch vehicle for injecting the satellite into its orbit is composed with propulsion system, guidance and navigation system, telemetry and so on. Among the others, the propulsion system is the most important part, because that is the key factor of failure of launch vehicle. Especially, the most of failures were occurred in time of engine startup. Therefore, the study of the conditions for stable engine startup is needed at the first step of development. The many researches were accomplished for mathematical modeling, stable startup engine and control of liquid propellant rocket engine. But the cavitation problem that can be occurred at an inlet of pump associated with propellant feeding system wasn't considered in these works. In this paper, propulsion system model was integrated with clustered engines and propellant feeding system for the simulations of engine startup. As the results of simulations, the requirements were deduced for the stable engine startup without the cavitation at an inlet of pump.

#### 1. 서론

극저온 액체 추진제를 사용하는 발사체 운용에 있어 가장 어렵고 위험한 순간은 이륙 전 엔진 점화 순간이다. 즉, 액체 추진제 로켓 엔진을 정상 작동점까지 안정적으로 시동하는 것이 발사 안전상 가장 중요하다. 안정적인 엔진 시동을 위해 시험을 통한 많은 경험으로 엔진의 시동 시퀀스를 설정하여야 하지만 그보다 앞서 해석적인 방법으로 시동 시퀀스의 기본 틀을 확립하여 시험을 보완하여야 한다.

해외 발사체 선진국은 모두 각 나라의 액체 추진제 로켓엔진의 천이 구간 해석이 가능한 프로그램을 개발하여 운용하고 있다.[1-4] 또한 많은 논문을 통해 로켓엔진의 안정성 분석[5-7], 천이 구간 해석[8-15] 등이 이루어졌다. 국내에서도 엔진 안정성 분석[16], 엔진의 비행 천이구간 해석 및 제어[17], 엔진 시동 해석[18] 등이 이루어진바 있다. 그러나 이 모든 해석 결과는 엔진에 국한된 것으로 발사체 추진제 공급 시스템과의 연계 해석 결과는 없었다.

발사체 추진제 공급 시스템과의 연계 해석이 중요한 것은 지상시험에서와 같이 안정적인 추진제 공급이 발사체에서는 어렵다는 것이다. 즉, 발사대에서 로켓엔진 시동시 펌프 입구에서의 캐비테이션 발생 가능성이 훨씬 높다. 그러므로 추진제 공급 시스템과 엔진을 연계한 시험 및 해석이 중요하다.

본 논문에서는 실제 발사체 엔진 시동을 최대한 근사하기 위해 로켓엔진과 발사체 추진제 공급 시스템의 통합 모델을 구성

하여 발사대에서의 추진기관 시동에 대해 전산모사를 수행하였다. 특히 시동시 펌프 입구에서의 캐비테이션 미발생 조건에 대해 연구하였다.

#### 2. 발사체 추진기관 구성

본 논문에서 해석을 위해 사용된 발사체 추진기관은 엔진 4개를 클러스터링한 시스템으로 그 형상은 fig. 1과 같다. 산화제 탱크가 상부에 있고 연료 탱크 그리고 엔진으로 구성되어 있다. 산화제 배관은 각 엔진에 별도로 공급되며 연료 탱크 외부에 구성된다. 각 엔진은 독립적으로 작동하도록 구성되어 있다.

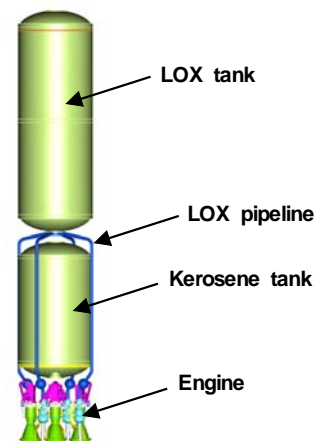


fig. 1. Propulsion system of launcher

\* 한국항공우주연구원, [ysjung@kari.re.kr](mailto:ysjung@kari.re.kr)  
\*\* 한국항공우주연구원, [leejh@kari.re.kr](mailto:leejh@kari.re.kr)  
\*\*\* 한국항공우주연구원, [shoh@kari.re.kr](mailto:shoh@kari.re.kr)  
\*\*\*\* 한국항공우주연구원, [jjpark@kari.re.kr](mailto:jjpark@kari.re.kr)

엔진은 fig. 2와 같이 전형적인 개방형 터보펌프식 엔진이다. 추진제로는 산화제 LOX, 연료 Kerosene을 사용한다. 가스발생기는 터보펌프 후단에서 공급되는 추진제를 이용하도록 구성되어 있다. 밸브는 가스발생기전(GGOV, GGFV), 주연소기 전(CCOV, CCFV)에 설치되어 있고, 연료중단밸브(CCFV)만이 재생냉각채널 전에 설치되어 있다. 엔진 시동시 터빈의 구동은 터빈스피터인 파이로스타터를 이용한다.

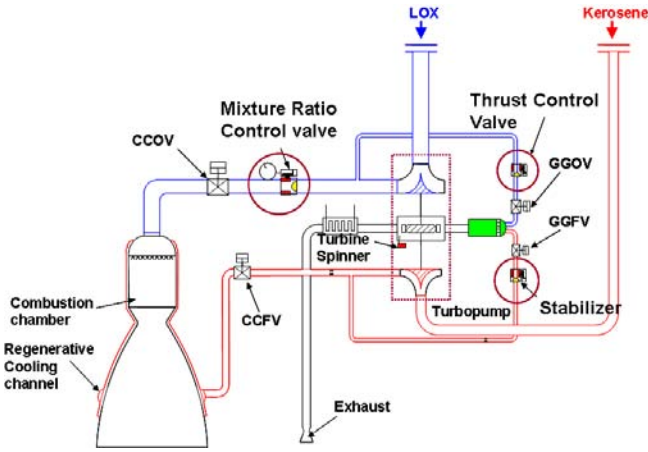


fig. 2. Configuration of liquid propellant rocket engine

### 3. 구성품 모델링

#### 3.1 엔진 구성품 모델링

##### 연소기 및 가스발생기

연소실에서의 연소가스는 완전히 혼합되며 이상기체의 거동을 따른다는 가정 하에 아래와 같은 1차 상미분 방정식을 수립하였다.

$$\frac{V_c}{R_c T_c} \frac{dP_c}{dt} = \dot{m}(t - \tau) - B_c P_c \quad (1)$$

$$T_c = f(P_c, MR)$$

$$k = f(P_c, MR)$$

여기서, 하첨자  $c$ 는 연소실,  $\dot{m}$ 는 연소실로 공급되는 추진제 유량을 뜻하며,  $R_c$ 는 연소 생성 가스의 가스 상수,  $T_c$ 는 연소실의 연소 생성물의 온도,  $V_c$ 는 연소실의 부피,  $P_c$ 는 연소실의 압력을 뜻한다.  $k$ 는 연소생성물의 비열비,  $B_c$ 는

$\frac{F_c}{\varphi_\beta \sqrt{R_c T_c}} \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$  을 뜻하며,  $F_c$ 는 노즐목 면적,  $\varphi_\beta = C_{real}^* / C_{ideal}^*$  이다.  $\tau$ 는 연소 지연시간을 의미한다.  $MR$ 은 추진제의 혼합비이다.

##### 인젝터

인젝터의 모델은 전체 시스템에서 시정수가 매우 작은 부분으로 유체의 모멘트 변화는 무시하고 베르누이 식으로부터 식 (2)와 같이 구성하였다.

$$\dot{m} = \mu F \sqrt{2\rho \Delta P} \quad (2)$$

여기서  $\mu F$ 는 유속과 차압간의 관계상수이며  $\rho$ 는 밀도,  $\Delta P$ 는

인젝터의 상하 차압을 의미한다.

##### 터보펌프

터보펌프는 기본적인 회전체 모델로 식 (3)과 같이 회전체에 대한 모멘트 식으로부터 유도할 수 있다.

$$2\pi I_{tp} \frac{dn}{dt} = M_t - M_p \quad (3)$$

여기서,  $I_{tp}$ 는 터보펌프 회전체의 관성 모멘트,  $M_t$ ,  $M_p$ 는 터빈과 펌프의 토크이며 펌프의 수두와 효율, 터빈의 효율과 터빈의 adiabatic work, 추진제 유량 및 회전수의 함수로 표현할 수 있다.

##### 배관 및 재생냉각 채널

냉각 채널과 배관 모델은 배관이 인젝터와 같은 부품에 비해 길이가 길기 때문에 유체의 모멘트를 고려하여 모멘트 방정식으로부터 식 (4)과 같이 구성하였다.

$$\frac{dm}{dt} = \frac{A}{L} (P_i - P_o) - \frac{K}{2\rho AL} \dot{m}^2 \quad (4)$$

여기서,  $A$ 는 직경,  $L$ 은 길이,  $K$ 는 손실계수,  $P_i$ ,  $P_o$ 는 구성품의 입구와 출구의 압력이다.

##### 파이로스타터

파이로스타터는 엔진 초기 시동시 터빈 구동을 위한 것으로 비열비, 가스온도, 가스상수를 일정한 값으로 가정하고 압력 제적만을 시간의 함수로 정의하였다.

#### 3.2 추진제 공급 시스템 모델링

추진제 공급 시스템의 구성은 fig. 3과 같다. 발사체 추진기관 시동만을 고려하기 위해 구성을 최대한 단순화시킨 것이다. 발사체 시동시 탱크 내부로 가압가스의 유입/유출은 없기 때문에 단순히 가압된 상태의 추진제 탱크와 발사체 시동시 추진제의 배출만을 고려한 모델을 구성할 수 있다.

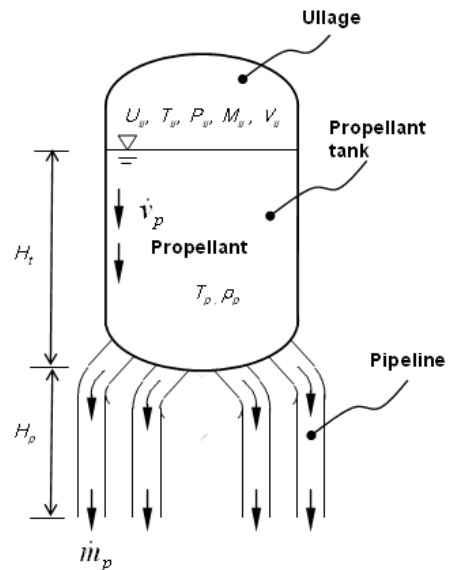


fig. 3. Configuration of liquid propellant feeding system

### 추진제 탱크 가스층 압력

추진제 탱크 가스층의 압력에 대한 동적 모델은 식 (5)와 같은 기본적인 에너지 수지식을 통해 구성할 수 있다.

$$\frac{dU_u}{dt} = (\dot{m}_{in}H_{in} - \dot{m}_{out}H_{out}) + \dot{Q} + \dot{W}_s - P_u \frac{dV_u}{dt} \quad (5)$$

여기서,  $U_u$ 는 가스층의 내부 에너지,  $\dot{m}_{in}$ ,  $\dot{m}_{out}$ 는 가스층으로 들어오거나 나가는 가스의 질유량,  $\dot{Q}$ 는 탱크 외부로부터 들어오는 열량,  $\dot{W}_s$ 는 내부가스에 의해 일어나는 기계적 일,  $P_u$ 는 가스층의 압력,  $V_u$ 는 가스층의 부피를 나타낸다.

식 (5)에서 엔진 시동 초기에 탱크로 들어오거나 나가는 가압 가스는 없으며, 탱크 외부에서 들어오는 열량은 매우 작기 때문에 무시할 수 있고, 탱크와 배관으로 구성된 시스템이므로 가스에 의한 기계적 일은 없다고 가정할 수 있다.

$$\dot{m}_{in} = 0, \dot{m}_{out} = 0, \dot{Q} = 0, \dot{W}_s = 0$$

결국 식 (5)는 식 (6)과 같이 단순한 모델로 정리할 수 있다. 이를 다시 추진제 탱크 가스층 압력에 대한 동적 모델로 정리하면 식 (7)과 같다.

$$\frac{dU_u}{dt} = -P_u \frac{dV_u}{dt} \quad (6)$$

$$\frac{dP_u}{dt} = -\left(\frac{\gamma P_u}{V_u}\right) \frac{dV_u}{dt} = -\left(\frac{\gamma P_u}{V_u}\right) \frac{\dot{m}_p}{\rho_p} \quad (7)$$

여기서,  $\gamma$ 는 가스의 비열비를 뜻하며,  $\dot{m}_p$ 는 추진제 배출 질유량,  $\rho_p$ 는 추진제의 밀도를 뜻한다.

가스층의 온도 변화는 식 (8)과 같이 이상기체 상태 방정식을 이용하였다. 가스층의 압력이 대기압에 가깝기 때문에 압축인자를 고려할 필요가 없기 때문이다.

$$T_u = \frac{P_u V_u}{M_u R} \quad (8)$$

여기서,  $T_u$ 는 가스층의 온도,  $M_u$ 는 가스층 내에 있는 가스의 질량,  $R$ 은 가스상수이다.

### 3.3 모델 구현

전 시스템 모델은 상용프로그램인 Matlab®의 Simulink를 이용하여 구성하였다. 모델은 추진제 공급 시스템과 엔진 시스템으로 나누어 모델링하였으며, 엔진의 경우 4개의 엔진이 모두 동일한 엔진임으로 1개만을 모델링하여 나머지 3개의 엔진을 근사하였다.

### 4. 전산 모사

엔진시스템의 동특성만을 고려하여 만들어진 엔진 시동 시퀀스를 추진제 공급 시스템과 연결된 추진기관 시동 시퀀스로 사용할 때 펌프 입구에서의 캐비테이션 발생 여부 확인을 위한 전

산 모사를 우선 수행하였다. 또한 펌프 입구에서의 캐비테이션 미발생 조건을 찾기 위한 해석을 수행하였다.

우선 전산모사를 수행하기 위해 전산 해석 시간은 발사대에서 엔진 시동 전부터 엔진 추력이 정상상태에 도달할 수 있는 시간인 2 sec를 해석 시간으로 설정하였다. 이 시기에는 추진제 탱크의 경우 선가압이 종료된 상태로 설정압력까지 가압된 상태를 유지한다. 엔진 추력이 정상상태에 도달하는 2 sec내에는 발사체가 이륙하지 않는다고 가정하였다. 즉, 발사체의 상승 가속도의 영향이 없다고 가정하였다. 또한 엔진 시동시 탱크 및 배관으로의 외부 열유입은 없다고 가정하였다.

엔진의 시동은 먼저 fig. 2에서 보듯이 터빈스피너로 터빈을 구동, 가스발생기의 연료 밸브와 산화제 밸브를 순서대로 개방, 주연소기 산화제 밸브와 연료 밸브 개방의 순으로 이루어진다. 기본 시퀀스로 작동할 경우 fig. 4와 같이 펌프 입구에서의 정압력은 증기압 이하로 떨어지게 된다. 그러므로 추진제가 기화하면서 캐비테이션이 발생할 것이다. 비록 짧은 시간동안 발생하였지만 캐비테이션은 펌프에 손상을 줄 수 있다. 그러므로 엔진 시퀀스 설정시 이와 같은 문제가 발생하지 않도록 하는 것이 중요하다.

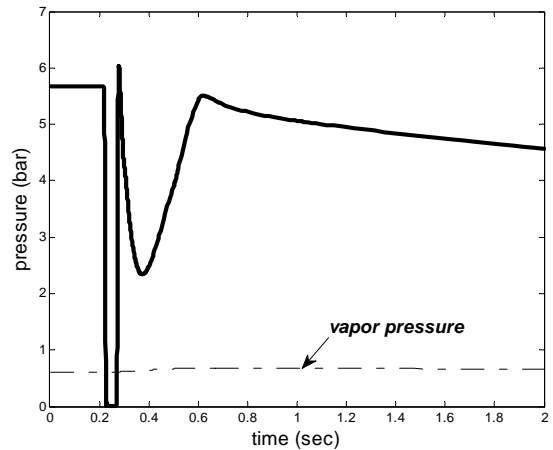
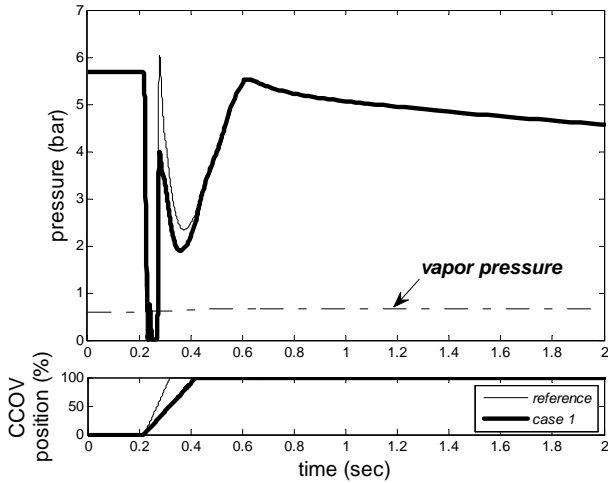
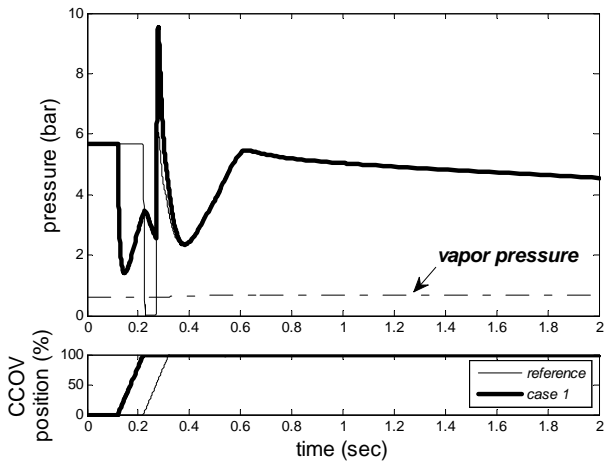


fig. 4. Pressure drop at the inlet of LOX pump during startup

펌프 입구에서 이와 같이 압력이 급격히 강하하는 이유는 주산화제 밸브(CCOV)가 개방되면서 액체산소의 순간 배출 유속이 매우 크기 때문이다. 이를 해결하기 위한 방법은 CCOV의 개방 총시간을 지연시켜 밸브를 통해 주연소실로 공급되는 추진제량을 서서히 증가시키는 방법과, 펌프의 후단 압력이 상승하기 전에 CCOV를 개방하여 주연소실로 공급되는 액체산소의 유량을 서서히 증가시키는 방법 두가지가 있을 수 있다. 본 논문에서는 두가지 경우에 대해 fig. 5와 같이 전산모사를 수행하였다. fig. 5의 (a)는 CCOV의 시작시간을 준수한 상태에서 개방시간만을 조절했을 때의 결과이다. 즉, 밸브 개방 시간을 임의로 지연시켜 해석한 것이다. 해석 결과 펌프 입구에서의 압력 변화가 있기는 하나 시동 초기 펌프 입구 압력이 액체산소 증기압 이하로 떨어지는 것을 막지는 못한다. (b)는 CCOV의 밸브 개방시간을 준수한 상태에서 개방 시작시간을 조절했을 때의 결과이다. 밸브를 펌프 압력이 많이 상승하지 않은 시동 초기부분에 위치시켰을 때 펌프 입구 압력이 증기압 이상에서 유지됨을 볼 수 있었다. 이것은 펌프 출구압이 낮은 상태에서 밸브를 개방함으로써 액체산소의 순간 유속이 크지 않기 때문이다. 비록 초기에 개방하여 액체산소의 시동시 소모량이 많아지는 하나 시동시 펌프 입구에서의 캐비테이션 방지에는 효과적할 수 있다.



(a) pressure change at the inlet of LOX pump as the change of opening time of CCOV



(b) pressure change at the inlet of LOX pump as the change of opening sequence of CCOV

fig. 5. Pressure drop at the inlet of LOX pump as the change of CCO

## 5. 결과

본 논문에서는 발사체의 시동과정에서 벌어지는 추진기관 내부 현상을 해석하기 위해 추진제 공급 시스템과 엔진 시스템을 통합한 전산 모델을 구성하였다. 전산 모델은 상용프로그램인 Matlab<sup>®</sup>의 simulink를 통해 구성하였다.

구성된 모델을 이용하여 시동과정에 대한 전산 모사를 수행하였다. 해석 결과 시동과정에서 펌프 입구부의 액체산소가 순간적인 압력 강하로 인해 기화될 수 있음을 확인하였다. 이를 해결하기 위한 방법으로 주산화제 밸브의 개방시간을 조절하는 방법, 주산화제 밸브 개방 시작시간을 조절하는 방법 두가지에 대해 전산모사를 수행하였다. 그 결과 밸브의 개방시간만을 조절하는 방법은 펌프 후단 압력이 이미 상승한 상태에서 이루어져 효과가 없었고, 밸브의 개방시작시간을 시동 초기를 옮겼을 때에 펌프 입구에서의 급격한 압력강하가 방지됨을 알 수 있었다.

## 참고문헌

- [1] Alok Majumdar, John W. Bailey, Paul Schallhorn and Todd Steadman, "A Generalized Fluid System Simulation Program to Model Flow Distribution in Fluid Networks", AIAA, 1998-3682 (1998), pp.1-9.
- [2] Raphael Rhot-vaney, Vincent Thomas and Anne Lekeuk, "Transient Modelling of Cryogenic Rocket Engines a Modular Approach", 4th International Conference on Launcher Technology, 2002, pp.1-10.
- [3] Gerard Ordonneau, Gerard Albano and John Masse, "CARINS : A Future Versatile and Flexible Tool for Engine Transient Prediction", 4th International Conference on Launcher Technology, 2002, pp.1-8.
- [4] Masahiro Atsumi and Akira Ogawa, "Development of Visual Integrated Simulator for Rocket Engine cycle", 4th International Conference on Launcher Technology, 2002, pp.1-8.
- [5] K.I. Artamanov, "Stability of Liquid Fuel Rocket Engine Operation", AIAA Journal, Vol.1, No.1(1963), pp.263-266.
- [6] D.F. Gunder and D.R. Friant, "Stability of Flow in a Rocket Motor", Journal of Applied Mechanics, 1950, pp.327-333.
- [7] Y.C. Lee, M.R. Gore and C.C. Ross, "Stability and Control of Liquid Propellant Rocket System", ARS Journal, 1953, pp.75-81.
- [8] K.I. Artamanov, "Stability of Liquid Fuel Rocket Engine Operation", AIAA Journal, Vol.1, No.1(1963), pp.263-266.
- [9] A. Kanmuri, T. Kanda and Y. Wakamatsu, "Transient Analysis of LOX/LH2 Rocket Engine(LE-7)", AIAA, 1989-2736(1989), pp.1-8.
- [10] H.D. Sabnick and G. Krulle, "Numerical Simulations of Transients in Feed Systems of Cryogenic Rocket Engines", AIAA, 1995-2967(1995), pp.1-11.
- [11] T.J. Avampato and C. Saltiel, "Dynamic Modeling of Starting Capabilities of Liquid Propellant Rocket Engines", Journal of Propulsion and Power, Vol.11, No.2(1995), pp.292-300.
- [12] K. Liu and Y. Zhang, "A Study on Versatile Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine System Transients", AIAA, 2000-3771(2000), pp.1-12.
- [13] H.D. Sabnick and G. Krulle, "Numerical Simulations of Transients in Feed Systems of Cryogenic Rocket Engines", AIAA, 1995-2967(1995), pp.1-11.
- [14] K. Johann, B. Edouard and F. Felix, "Startup Simulation of Upper Stage Propulsion System of Ariane 5", 4th International Conference on Launcher Technology, 2002, pp.1-10.
- [15] H. Karimi, A. Nassirharand and M. Beheshti, "Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid-Propellant Engine", Journal of Propulsion and Power, Vol.19, No.5(2003), pp.938-944.
- [16] 정영석, 이한주, 임석희, 조기주, 조규식, 오승협, "Stability Analysis and Design of the Open Cycle Liquid Rocket Engine", 2004년 한국추진공학회 추계학술대회, 2004, pp.235-238.
- [17] Y.S. Jung and S.H. Oh, "Thrust and Propellant Mixture Ratio Control of Open type LPRE using Q-ILC", 2007 ICCAS, 2007, pp.974-977.
- [18] 박순영, 설우석, "Numerical Analysis on the Startup of a Rocket Engine", 한국추진공학회지, Vol.11, No.5(2007), pp.60-71.