

# Volume-Junction Method를 이용한 우주왕복선 액체로켓엔진 열교환기 모델링

차지형\* · 고상호\*\*†

## Modeling of Space Shuttle Main Engine heat exchanger using Volume-Junction Method

Jihyoung Cha\* · Sangho Ko\*\*†

### ABSTRACT

Since more than 30% of the liquid rocket engine failures occur during the start-up process, and the Space Shuttle Main Engine (SSME) is especially sensitive to small changes in propellant conditions, a 2% error in the valve position or a 0.1sec timing error could lead to significant damage of the engine, simulation modeling of start-up process is important. However, there are many difficulties associated with engine start-up process caused by nonlinear mass flow and heat transfer characteristics associated with filling an unconditioned engine system with cryogenic propellants. In this paper, we modelled a SSME simulation model using partially Computational Fluid Dynamics (CFD) method to solve these problems and checked the performance by comparing with the performance of the simulation model using the lumped method under the state of normal condition.

### 초 록

액체로켓엔진 고장에서 시동과정이 30% 이상을 차지하며 특히, 우주왕복선 주 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)은 2%의 밸브위치 오차 또는 0.1초의 시간오차와 같은 작은 변화에도 급격하게 변화하는 매우 민감한 시스템으로 시동과정의 모델링이 중요하다. 하지만, 시동과정에서 비선형 질량 유량과 열전달 특성 때문에 많은 어려움이 발생한다. 본 논문에서는 이를 해결하기 위하여 부분적인 전산유체해석(Computational Fluid Dynamics, CFD) 방법을 사용하였으며 본 논문에서는 구성품의 모델링을 수행하여 정상상태에서 확인을 하였다.

Key Words: Space Shuttle Main Engine(우주왕복선 주 엔진), Numerical Simulation(수치적 시뮬레이션), Discrete Simulation(이산 시뮬레이션), Copmponent Moedling(구성품 모델링)

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

† 교신저자, E-mail: sanghoko@kau.ac.kr

### 1. 서 론

액체로켓엔진과 같이 복잡하고 값비싼 시스템

의 발전을 위해서는 많은 실험을 수행해야 하지만 실제로는 재정적 한계가 있으므로 분석을 위한 수학적 모델링이 요구된다. 이러한 이유로 로켓엔진 개발 관리자들은 엔진 개발 시작과 함께 개발할 엔진의 시동과정을 포함한 천이과정에서의 분석을 기대 및 가장 먼저 계획을 세우며 이를 위해 개발될 엔진의 수학적 모델링을 수행한다. 실험을 통한 시스템 분석을 위해 실험장비 구축 및 실험을 수행하는 과정에서 재정적 문제가 있으므로 실험을 수행하는 횟수에 한계가 있으며 실험 횟수가 증가할수록 실험이 수행된 시스템에 피로가 누적되므로 실제 적용하였을 때 발생할 수 있는 결함이 진행중일 가능성이 있기 때문에 수학적 모델링을 통해 검증이 필요하다.

로켓 개발 선진국에서는 오래 전부터 독자적인 로켓엔진 시뮬레이션 프로그램을 개발해서 사용하고 있다. 대표적으로 미국의 ROCETS이 있으며 일본에서는 이를 개량한 REDS를 사용하고 있다[1-3]. 러시아에서는 상용 프로그램으로 ANASYN과 로켓 제작사인 에네르고마쉬사 등에서 자체적으로 제작한 프로그램을 사용하는 것으로 알려져 있다[4, 5]. 또한, 유럽에서는 상용 프로그램인 RockSIM을 개발하여 유럽우주항공국의 회원국에 지원하고 있으며 특히, EcosimPro의 toolkit인 ESPSS(European Space Propulsion System Simulator)를 이용하여 시뮬레이션을 통해 다양한 우주발사체 시스템의 연구를 수행하고 있다[6, 7]. 국내에서도 한국형 발사체의 개발과 함께 정상상태 기준으로 선형화 모델을 이용한 모델이 있으며 다단연소 사이클 액체로켓엔진 파워팩 시뮬레이터 및 Flow Master을 이용하여 개방형 액체로켓엔진의 시뮬레이터를 개발 및 해석을 수행하였다[8-11]. 또한, 한국항공대에서는 우주왕복선 주 엔진(Space Shuttle Main Engien, SSME)의 정상상태 모델링을 수행하여 고장진단 연구에 응용하였다[12-14]. 하지만 비선형 질량 유량과 열전달 특성이 원인으로 시동과정 모델링에 어려움을 겪고 있으며 시동과정 모델링을 위한 초기조건 및 과정에서의 물리-화학적 특성 파악에 어려움을 겪고 있다.

따라서 본 연구에서는 SSME의 시동과정 등의 천이현상 모델링을 위해 부분적으로 전산유체해석 모델링을 이용하였으며 열교환기를 모델링하여 정상상태 시뮬레이션 결과를 비교하였다

## 2. 시뮬레이션 모델링

### 2.1 지배방정식

로켓엔진에서의 유동은 1차원 유동이라 가정하였으며 지배방정식으로 질량 보존 방정식, 모멘텀 보존 방정식, 에너지 보존 방정식을 이용하였다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u}{\partial x} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial \rho u}{\partial t} + \frac{\partial \rho u u}{\partial x} = - \frac{\partial}{\partial x} \left( P + K \rho \frac{u^2}{2} \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial E}{\partial t} + \frac{\partial (E + P)u}{\partial x} = \frac{dq}{dx} \quad (3)$$

여기서  $\rho$ 는 밀도,  $u$ 는 유속,  $P$ 는 압력,  $E$ 는 질량당 총 에너지이다.

### 2.2 파이프 모델링

액체로켓엔진 시뮬레이션 모델링에서 비선형 질량 유량과 열전달 특성의 변화가 가장 크게 변화되는 부분은 파이프 부분으로 특히, 연소실 및 노즐을 위한 열교환기에서의 온도 변화가 심하다. 이 구성품의 모델링을 위하여 Fig. 1과 같이 파이프를 마디(node)로 나누어 마디마다 Eq. 1-3을 이용한 수치해석 방법으로 물성치를 구한다. 이 방법을 Volume-Junction Method라 하며 이 방법을 이용하여 액체로켓엔진의 시뮬레이션 모델링을 수행하였다[13, 14]. Volume-Junction Method는 Fig. 1과 같이  $\rho$ ,  $E$ ,  $P$ ,  $T$  등의 상태 변수(Scalar)는 Volume의 중간값으로 설정하고,  $u$ 와 같은 속도변수(Vector)는 Volume의 양 끝인 Junction 값으로 하며 이는 Staggered Grid와 비슷한 방법이다[15]. 이산 시뮬레이션 모델링을 위하여 Eq. 1-3를 1차 상류 차분법 (the first-order upwind differencing method)을 이용하여 Eq. 1-3과 같이 구성하였다.

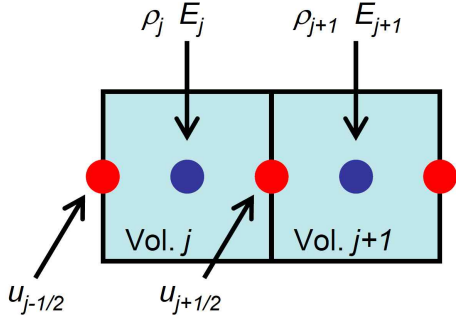


Fig. 1 Schematic of the volume-junction method [14]

$$\frac{\rho_i^{n+1} - \rho_i^n}{\Delta t} = - \frac{(\rho u)_i^n - (\rho u)_{i-1}^n}{\Delta x} \quad (4)$$

$$\frac{(\rho u)_i^{n+1} - (\rho u)_i^n}{\Delta t} = - \frac{(\rho u u)_i^n - (\rho u u)_{i-1}^n}{\Delta x} - \frac{P_i^n - P_{i-1}^n}{\Delta x} - K \frac{(\rho_i^n - \rho_{i-1}^n)(u_{i-1/2}^n)^2}{2\Delta x} \quad (5)$$

$$\frac{E_i^{n+1} - E_i^n}{\Delta t} = \frac{[(E_{i-1}^n + P_{i-1}^n) - (E_i^n + P_i^n)]u_{i-1/2}^n}{\Delta x} + \frac{(\dot{Q}_{in,i}^n - \dot{Q}_{in,i-1}^n) - (\dot{Q}_{out,i}^n - \dot{Q}_{out,i-1}^n)}{\Delta x} \quad (6)$$

Equation 2, 5에서  $K$ 는 파이프 모델링에서 압력손실계수( $K = K_{pipe}$ )로 레이놀즈 수에 따라 다음과 같이 구한다[13].

$$K_{pipe} = f \frac{L}{D} \quad (7)$$

$$f = \begin{cases} 64/Re, & Re < 2000 \\ 0.3164Re^{-0.25}, & 2000 < Re < 10^5 \\ 0.0032 + 0.221Re^{-0.237}, & 10^5 < Re \end{cases} \quad (8)$$

### 23 터보펌프 모델링

우주왕복선 액체로켓엔진은 4개의 터보펌프가 사용되며 펌프의 회전속도를 구하는 식은 다음과 같다.

$$I_{tp} \frac{d\Omega_r}{dt} = \tau_t - \tau_p \quad (9)$$

Equation 9에서  $I_{tp}$ 는 로터의 관성 모멘트,  $\tau_t$ 는 터빈에서 발생하는 토크,  $\tau_p$ 는 펌프에서 흡수하는 토크,  $\Omega_r$ 는 각속도이다.

### 24 열교환기 열량 모델링

우주왕복선 액체로켓엔진은 주연소실 열교환기와 노즐 열교환기로 이루어져있으며 고온의 열을 초저온의 연료로 냉각시키기 때문에 순간적으로 2상 유동(two-phase) 현상이 발생한다. 열교환기는 다음과 같은 식을 이용한다[14, 16].

$$\dot{Q}_{HE,in} = Ah(T_{hw} - T_f) \quad (10)$$

$$\dot{Q}_{HE,out} = Ah(T_f - T_{cw}) \quad (11)$$

위 식에서  $\dot{Q}_{in}$ 은 열교환기로 유입되는 열량,  $\dot{Q}_{out}$ 은 열교환기에서 방출되는 열량,  $T_{hw}$ 는 열교환기의 고온부분 온도,  $T_f$ 는 유체 온도,  $T_{cw}$ 는 열교환기의 저온부분 온도이다.

### 25 열교환기 온도 방정식

우주왕복선 액체로켓엔진에서의 열교환기 모델링에서 열량은 열교환기의 고온벽면과 저온벽면 온도의 영향을 받으며 다음과 같은 식을 이용한다[14, 16].

$$\frac{d}{dt} T_{hw} = \frac{1}{mc_v} (\dot{Q}_{tw} - \dot{Q}_{HE,in}) \quad (12)$$

$$\frac{d}{dt} T_{cw} = \frac{\dot{Q}_{HE,out}}{mc_v} \quad (13)$$

위 식에서  $m$ 은 벽면의 질량,  $c_v$ 는 비열,  $\dot{Q}_{tw}$ 는 고온부품(주연소실, 노즐) 내부에서 벽면으로 유입되는 열량이다.

## 3. 시뮬레이션 결과 및 분석

Equation 4-13을 이용하여 Fig. 2의 우주왕복선 액체로켓엔진의 시뮬레이션 모델링을 하였다. Volume-Junction Method를 이용한 모델링(Eq. 4-6)은 천이상태에서 가장 큰 영향이 있는 주연소실 열교환기(Main Combustion Chamber Heat Exchanger, MCCHE)에 적용하였으며 해당부분을 Fig. 3에 나타내었다(점선). 본 연구에서 Eq. 4-6에서  $\Delta t = 0.001\text{sec}$ ,  $\Delta x = 0.2713\text{in}$ 으로 하여 모델링 하였으며 Volume-Junction Method를 이

용한 시뮬레이션 모델링 후, 모델링을 확인하기 위하여 Lumped Method를 이용한 우주왕복선 액체로켓엔진 정상상태 모델링과 시뮬레이션 결과를 비교하였다[10-12].

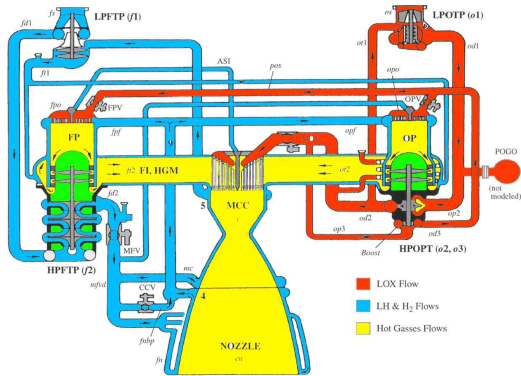


Fig. 2 Schematic of SSME [10-12, 16]

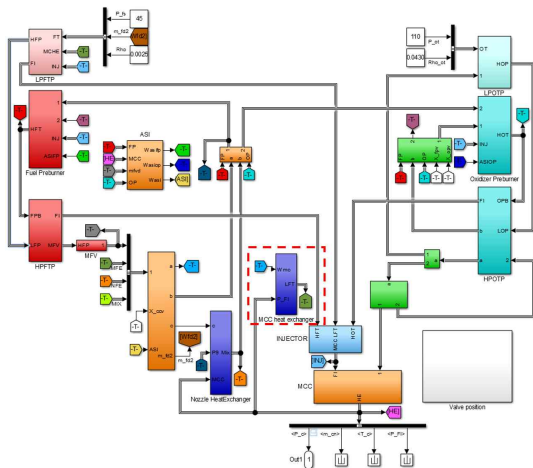


Fig. 3 Non-Linear Simulation model of SSME [10-12]

Figure 4는 Lumped Method를 이용한 우주왕복선 액체로켓엔진 정상상태 시뮬레이션 모델과 Volume-Junction Method를 사용한 시뮬레이션 모델의 정상상태 시뮬레이션 결과를 나타낸 것으로 액체로켓엔진 시스템에서 중요한 5가지 변수인 고압연료터보펌프 회전속도( $\Omega_{p2}$ ), 고압산화제터보펌프 회전속도( $\Omega_{o2}$ ), 연소실 압력( $P_c$ ), 연

료 인젝터 유량( $\dot{m}_{FI}$ ), 산화제 밸브 유량( $\dot{m}_{mov}$ )를 비교하였다[10-12]. Fig. 4와 같이 두 방법을 이용한 정상상태 시뮬레이션 결과를 비교를 통해 Lumped Method를 이용한 우주왕복선 액체로켓엔진 정상상태 모델링과 동일하므로 Volume-Junction Method를 사용한 시뮬레이션 모델링이 잘 되었음을 확인할 수 있다.

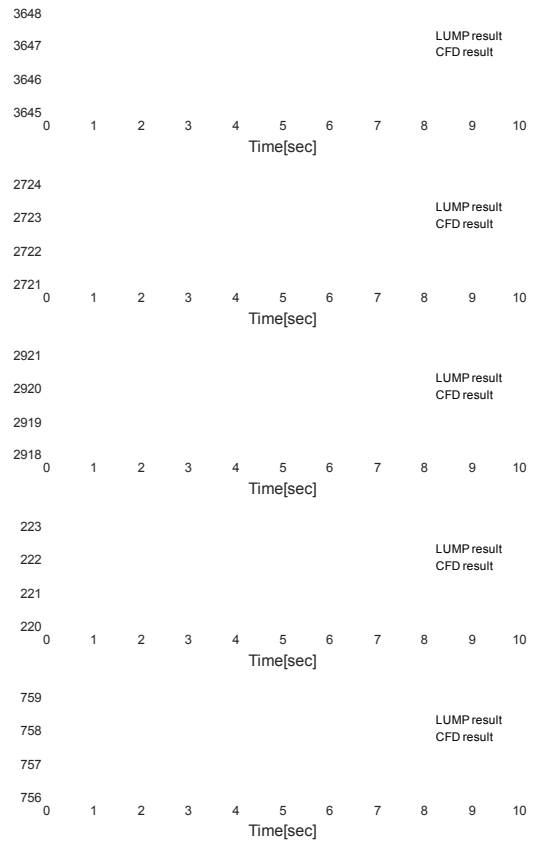


Fig. 4 Steady state results comparison of two types of simulation modelings

#### 4. 결 론

본 연구에서는 우주왕복선 주 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)의 천이과정 모델링을 위해 Volume-Junction Method를 이용하여 모델

링을 하였으며 Lumped Method를 이용한 우주 왕복선 액체로켓엔진 시뮬레이션 모델링과 정상 상태 결과를 비교하여 모델링을 검증하였다.

추후에는 Volume-Junction Method를 이용한 시뮬레이션 모델을 순항상태에서 모델링을 확장하여 시동과정 및 비상정지를 포함한 발사과정 전체에 대한 시뮬레이션 모델링을 수행하고 이를 이용하여 고장검출 및 진단 시스템 연구를 수행할 예정이다.

## 후 기

이 논문은 2013년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2013M1A3A3A02042434).

## 참 고 문 헌

- Hybrid Systems Analysis Unit and System Dynamics Unit, 1992, "Engine Balance and Dynamics Model," Rockwell International Corporation, Rocketdyne Division, report number RL00001.
- Mason, J.R., and Southwick, R.D., "Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System," 1991.
- Di Matteo, F., "Modelling and Simulation of Liquid Rocket Engine Ignition Transients," Ph.D. Thesis, Sepienza University Di Roma, Rome.
- Belyaev, E.N., Chvanov, V.K., and Chervakov, V.V., Mathematical modeling workflow liquid rocket engines," Moscow Aviation Institution, Moscow, 1999.
- Koroteev, A.S., Computer Models of Liquid-Propellant Rocket Engines, Moscow Mashinostroenie, 2009.
- <http://www.ecosimpro.com/>
- Moral, J., Perez Vara, R., Steelant, J., and De Rosa, M., "ESPSS simulation platform," Space Propulsion, 2010.
- 박순영, 조원국, 설우석, "Simulink를 이용한 액체로켓 엔진의 수학적 모델링," 항공우주 기술, 제8권 제1호, 2009, pp.82-97.
- 이수지, 문인상, "다단연소사이클 엔진 파워 팩 시동 해석 시뮬레이터 개발," 한국추진공학회지, 제19권 제5호, 2015, pp.62-70.
- 하철수, 오수현, 차지형, 고상호, "우주왕복선 주엔진 작동에 대한 기초 모델링 및 해석," 한국항공우주학회 2014년도 추계학술대회, pp.1573-1576.
- Cha, J.H., Ha, C.S., Koo, J.Y. and Ko, S.H., "Dynamic Simulation and Analysis of Space Shuttle Main Engine under Artificially Injected Faults," International Journal of Aeronautical and Space Sciences, Vol.17, No.4, 2016, pp.535-550.
- Cha, J.H., Ha, C.S., Ko, S.H., and Koo, J.Y., "Application of fault factor method to fault detection and diagnosis for space shuttle main engine," Acta Astronautica, Vol.126, 2016, pp.517-527.
- Liu, K., and Zhang, Y., "A study on versatile simulation of liquid propellant rocket engine systems transients," AIAA 2000-3771.
- Yamanishi, N., Kimura, T., Takahashi, M., Okita, K., Atsumi, M., and Negishi, H., "Transient analysis of the LE-7A rocket engine using the rocket engine dynamic simulator (REDS)," AIAA 2004-3850.
- Patankar, S., Numerical heat transfer and fluid flow, CRC press, 1980.
- Lozano-Tovar, P.C., "Dynamic Models for Liquid Rocket Engines with Health Monitoring Application," M.S. Thesis, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 1998.