



# MATLAB/Simulink 모듈화 기반 우주왕복선 주엔진 시뮬레이션 툴박스 개발

조우성<sup>a</sup> · 차지형<sup>a</sup> · 고상호<sup>a,\*</sup>

## Development of MATLAB/Simulink Modular Simulation Toolbox for Space Shuttle Main Engine

Woosung Cho<sup>a</sup> · Jihyoung Cha<sup>a</sup> · Sangho Ko<sup>a,\*</sup><sup>a</sup> School of Mechanical and Aerospace Engineering, Korea Aerospace University, Korea<sup>\*</sup>Corresponding author. E-mail: [Sanghoko@kau.ac.kr](mailto:Sanghoko@kau.ac.kr)

### ABSTRACT

This paper introduces the development of a toolbox for the Space Shuttle Main Engine(SSME) based on MATLAB/Simulink. A mathematical model of rocket engine creation and validation can be a complex process, the development of a rocket engine toolbox simplifies this process, thereby facilitating engine performance optimization as well as new design development. The mathematical modeling of the SSME dealt with in this paper is formed by 32 first-order differential equations derived from seven governing equations. We develop the toolbox for the SSME classifying each module according to the engine components. Further, we confirm the validity of the toolbox by comparing the results of the simulation obtained using the toolbox with those obtained using the original simulation of the engine.

### 초 록

본 논문에서는 MATLAB/Simulink를 기반의 우주왕복선 주엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)의 툴박스 개발을 다루었다. 로켓엔진의 수학적 모델링에는 많은 시간과 신뢰성 확보가 필요하다. 로켓엔진 시뮬레이션 툴박스를 개발하면 이를 해결할 수 있으며 업그레이드와 새로운 엔진 개발의 용이성을 기대할 수 있다. SSME의 수학적 모델링은 7개의 지배방정식을 통해 유도한 32개의 미분방정식을 사용하여 구성하였으며 이를 구성요소 별로 모듈을 구별하여 SSME 시뮬레이션 툴박스를 개발하였다. 성능검증을 위하여 기존 시뮬레이션 결과와 비교하여 검증하였다.

Key Words: Space Shuttle Main Engine(우주왕복선 주엔진), Numerical Simulation(수치적 시뮬레이션), Module(모듈), MATLAB/Simulink(매투랩/시뮬링크)

Received 23 December 2018 / Revised 17 April 2019 / Accepted 1 May 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 추계학술대회(2018. 12. 19-21, 웨스턴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

### 1. 서 론

로켓엔진 실험은 많은 비용을 요구하고 사고의 위험이 크다. 그렇기 때문에 수학적 모델링을 통

한 시뮬레이션으로 실험환경조성이 어렵거나 큰 위험성이 내포되어 실질적으로는 수행하기 어려운 연구들을 진행할 수 있다. 그 예로 Lee 등[1]은 수학적으로 모델링한 시뮬레이션을 통하여 개방형 액체로켓엔진의 고장진단 실험을 진행하였다.

로켓엔진의 수학적 모델링은 로켓엔진 시스템의 복잡성으로 인하여 이에 소요되는 시간이 적지 않다. 또한 엔진형태에 따라 수학적 모델링 형태가 상이하야 다른 모델을 연구하기 위해서는 추가적인 개발을 요구한다. 개발한 모델의 신뢰성을 확보하기 위해서는 실제 모델의 실험 데이터를 필요로 하지만 로켓엔진의 경우 보안성의 문제로 확보하기 어렵다. 때문에 수학적 모델링을 통한 신뢰성 있는 시뮬레이션 개발은 실제 데이터를 가지고 있는 단체의 협력과 많은 시간을 요구하며 이는 관련 연구를 진행하기 어렵게 만든다. 신뢰성 있는 모듈의 개발은 이러한 문제를 해결하여 더욱 활발한 연구 환경을 조성할 수 있다. 또한 모듈 개발 후 하나의 모듈의 업그레이드만으로 전체적인 시뮬레이션 결과의 향상 및 새로운 형태의 로켓엔진 모델 개발이 가능하다. 같은 방식으로 문제점 발견 시 전체적인 시뮬레이션이 아닌 문제가 발생한 모듈만 수정하여 사용할 수 있어 그 활용성이 크다. 세계적으로 로켓 선진국들은 미국의 ROCETS (ROCKET Engine Dynamic Simulator)과 같은 로켓엔진 시뮬레이션 모듈을 개발하여 활용하고 있다[2]. 중국과 같은 후발 주자들 또한 시뮬레이션 모듈을 확보하기 위하여 연구 진행 중에 있다.

본 연구는 MATLAB/Simulink기반의 로켓엔진 시뮬레이션을 위한 툴박스 개발을 목표로 진행하였으며 한 가지 형태의 로켓엔진 모델을 시뮬레이션 하는 것을 넘어 다양한 형태의 로켓엔진에 대한 시뮬레이션이 가능한 툴박스개발을 목표로 하였다. 선행연구에서 개방형 액체로켓엔진의 툴박스 개발을 진행하였는데 이를 다른 형태 엔진의 툴박스와 결합하여 다양한 형태의 로켓엔진의 시뮬레이션 수행을 기대할 수 있다[3]. 본 논문

에서는 이를 위해 가장 진보되고 복잡한 형태의 다 단연소사이클 액체로켓엔진을 사용한 우주왕복선 주엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)을 목표로 한 툴박스 개발을 다루었다.

## 2. 시뮬레이션 툴박스 현황 분석

해외의 경우 많은 국가가 로켓엔진 시뮬레이션 툴박스를 만들어 활용 중에 있으며 이를 Table 1에 정리하였다. 유럽의 EcosimPro and ESPSS (European Space Propulsion System Simulation)의 경우 Table 2와 같이 정리 할 수 있으며 Appendix A에서 이를 통한 시뮬레이션 구성을 확인 할 수 있다[4].

후발주자들 또한 툴박스 개발을 위한 연구를 진행하고 있다. Mahyar, Guozhu와 Hasan[5]은 MATLAB/Simulink기반의 로켓엔진 툴박스를 개발하였으며 이를 통하여 구축한 로켓엔진 시뮬레이션환경을 Appendix A에서 확인할 수 있다. Wei 등[6]은 Modelica를 이용하여 툴박스를 개발하였고 Fig. 1에서 사용 모습을 볼 수 있다.

개발 완료 후 연구에 사용되는 툴박스의 경우 성능 향상을 위한 연구 및 업데이트가 지속적으로 이루어지고 있다. Di Matteo와 De Rosa[7]는 ESPSS의 액체로켓엔진 사이클을 위한 정상상태 라이브러리를 개발하였다.

Table 1. Rocket Engine Simulation Toolbox of Each Country [2,4-6].

Country	Rocket Engine Simulation Toolbox
Europe	EcosimPro + ESPSS
U.S.A.	ROCETS (ROCKET Engine Transient Simulation)
Russia	Self-developed Toolbox
Japan	REDS(Rocket Engine Dynamic Simulator)
China	Self-developed Toolbox

Table 2. Category of EcosimPro+ESPSS [4].

Main Category	Sub Category	Sub-sub Category
Fluid Properties	-	-
Fluid Flow 1D	AbstracJunction	Jun_TMD, DeadEnd, Filter
	TIME dependent Boundaries	VolPT_TMD, VolPx_TMD, VolTx_TMD
	Cavities	Cavity, Chamber, Volume1, Volume2, Volume5
	AbstracJunction Loss	Juntion, ValveCheckk, Vavle, VaalvePressRegDown, ValvePressRegUp, ValveCheck_Dynamic, VolPsTsVs_TMD
	Sensor	SensorJun, SensorPipe, SnesorVol
	Channel	Pipe, Tube, Pipe_res, Pipe_Rect, Tube_Rect
	etc.	Tee, WorkingFluid, HeatExchanger, Nozzle, ColdThruster
Tanks	Propellent Tank	-
Combustion Chambers	Combustor	ABS-Combustor_eq, ABS-Combustor_rate
	Preburner	PreBunnerCoat_eq, PreBunner_eq, PreBunner_rate, reBunnerCoat_rate
	Nozzle	Nozzle, Nozzle_Ex, Nozzle_Ex2
	CombustChamber_Nozzle	CombustChamberNozzle_eq, CombustChamberNozzleCoat_eq, CombustChamberNozzle_rate, CombustChamberNozzleCoat_rate
	Cooling Jacket	CollingJacket, CollingJacket_simple, CollingJacket_tore
	injector	-
Turbo Machinery	Compressor	Compressor, Compressor_gen
	Pump	Pump, Pump_gen, Pump_vaccum1
	Turbine	Turbine, Turbine_gen

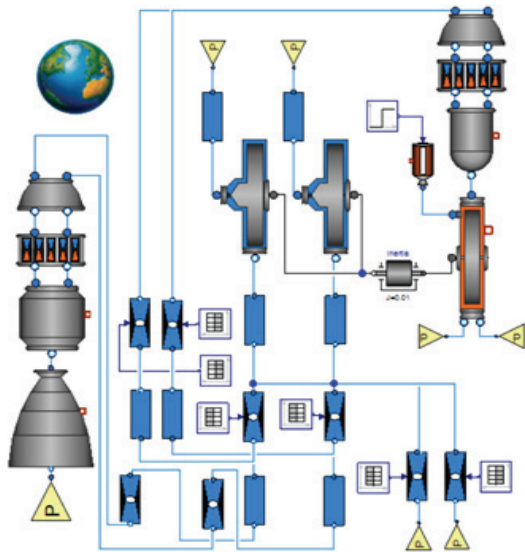


Fig. 1 A Turbo-Pump Liquid Propellant Rocket Engine System Model [6].

### 3. SSME 모듈의 수학적 모델링

SSME는 Fig. 2와 같이 이루어져 있는데 이는 4개의 펌프, 1개의 수력터빈, 3개의 가스터빈 그리고 가스터빈을 구동하기 위한 2개의 예연소기로 이루어진 공급계, 주 연소기와 인젝터로 이루어진 추력계 그리고 각종 밸브와 열 교환기, 기타 배관 등으로 이루어진 배관계로 나눌 수 있다. Paulo[8]는 7가지 수학적 모델로 구성되어 있는 지배방정식을 통하여 38개의 1차 미분방정식을 유도하여 SSME의 운동방정식을 구성하였다. 7가지 수학적 모델은 Table 3에 정리하였으며 위에서부터 순서대로 터보펌프의 회전 동역학, 압력변동에 따른 관성, 압력변동에 따른 유량, 정압 조건에서 밀도 변화에 따른 유동용적, 열 교환기 내부의 열평형, 열전달 온도 방정식 그리고 시간 지연 방정식을 의미한다.

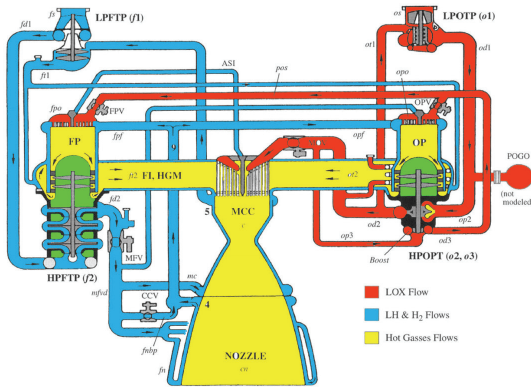


Fig. 2 Schematic of SSME [8].

Table 3. Governing Equations of SSME [8].

No.	Model	Governing Equation
1	Rotational Dynamics	$I_{tp} \frac{d\Omega_r}{dt} = \tau_t - \tau_p$
2	Inertia Under Pressure Fluctuation	$\left(\frac{L}{A}\right) \frac{d}{dt} \dot{m} = P_d - P_{pipe} - \frac{\lambda}{2\rho A^2} \dot{m}$
3	Fluid Capacitance Under Pressure Variations	$\kappa(\rho V) \frac{dP}{dt} = \sum \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}$
4	Fluid Capacitance Under Density Variations at Constant Pressure	$V \frac{d\rho}{dt} = \sum \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}$
5	Energy Balance in Heat Exchangers	$\rho V \frac{du}{dt} = \dot{Q}_{w,in} - \dot{Q}_{w,out} + (\dot{m}h)_{in} - (\dot{m}h)_{out}$
6	Heat Transfer Temperature Equations	$\frac{dT_{hw}}{dt} = \frac{1}{mc_v} (\dot{Q}_{c,in} - \dot{Q}_{w,in})$
7	Time delay Equation	$\frac{d}{dt} \dot{m}(t) = \frac{1}{\epsilon} (\dot{m}_o(t) - \dot{m}(t))$

Table 3의 지배방정식 모델 1에서  $I_{tp}$ 는 터보 펌프 로터의 관성모멘트,  $\tau_t$ 와  $\tau_p$ 는 각각 터빈과 펌프에서 발생된 토크이며 이를 통하여 각속도  $\Omega_r$ 을 구할 수 있다. 모델 2에서는 길이  $L$ , 단면적  $A$ 인 파이프를 밀도가  $\rho$ 이며 파이프와의 압력손실계수  $\lambda$ 인 유체가 들어오는 압력이  $P_d$  나가는 압력  $P_{pipe}$ 로 통과할 때 유체의 질량유량

Table 4. Category of SSME Toolbox.

Main Category	Sub Category	Sub_sub Category
Pipe Line	Pipe	Pipe, Divide point, 3-way Divide point, Sum point, Go to boost pump
	Valve	Valve, C.C_Valve
	Heat Exchanger	Heat Exchanger to turbine, Heat Exchanger to preburner
Combustion Chambers	Main Combustion Chamber	-
	Preburner	-
	Injector	Injector, Preburner supplier
Turbo Machinery	Turbine	H.P.turbine, L.P.turbine,L.P.O.turbine
	Pump	Pump, L.P.O.pump
	Roter	-

$\dot{m}$ 을 구할 수 있다. 모델 3와 4에서  $\kappa$ 와  $\rho$ 는 각각 기체 압축성과 밀도,  $V$ 는 부피,  $P$ 는 내부 압력,  $\dot{m}_{in}$ 은 들어오는 질량유량이며  $\dot{m}_{out}$ 은 나가는 질량유량이다. 모델 5에서  $u$ 는 비 내부에너지,  $h$ 는 비 엔탈피이며  $\dot{Q}$ 는 시스템에 의해 운반되는 열 유량이다. 모델 6에서  $T_{hw}$ 은 벽면의 온도,  $m$ 은 벽면의 유효질량,  $c_v$ 는 벽면물질의 정적 비열이다. 모델 7에서  $\epsilon$ 은 지연시간,  $\dot{m}_o$ 는 시간 지연 후 질량유량이고  $\dot{m}$ 는 시간지연 전 질량유량이다.

선행연구에서는 시동조건에 대한 모델링인 6개의 1차 미분방정식을 생략한 32개의 1차 미분방정식으로 운동방정식을 구성하였다[9]. 본 논문에서는 선행연구에서 사용하였던 모델을 이용하여 이를 Table 4와 같이 분류한 후 툴박스를 개발하였다. 본 장에서는 Sub Category를 기준으로 수학적 모델에 대하여 기술하고자 한다.

### 3.1 파이프

파이프에서는 파이프 내부 마찰로 인한 압력손

실이 존재하며 그에 대한 식은 다음과 같다.

$$dP = \frac{\lambda}{2g\rho A^2} \dot{m}^2 = \frac{fL}{2g\rho A^2} \dot{m}^2 \quad (1)$$

여기서  $dP$ 는 손실된 압력,  $\rho$ 와  $\dot{m}$ 는 각각 파이프를 통과하는 유체의 밀도와 질량유량이고  $A$ 는 파이프의 면적,  $\lambda$ 는 파이프의 길이  $L$ 과 마찰계수  $f$ 에 비례하고 직경  $d$ 에 반비례한 파이프 압력손실계수,  $g$ 는 단위환산계수이다.

### 3.2 밸브

밸브의 경우 파이프와 마찬가지로 압력손실을 일으키며 이를 조절하여 유량을 제어한다. 파이프와는 다르게 밸브의 각도에 따라 압력손실계수가 변화한다. 이러한 압력손실은 다음의 수식으로 나타내어진다.

$$dP_{valve} = f(\theta) \dot{m}^2 \quad (2)$$

여기서  $\dot{m}$ 은 밸브를 통과하는 유량,  $f(\theta)$ 는 밸브의 각도  $\theta$ 에 따른 압력손실계수이다.

### 3.3 열교환기

열교환기는 연료를 통하여 주 연소실과 노즐을 냉각시키는 역할을 한다. SSME에서 사용된 열교환기방식은 재생냉각방식으로 열교환기를 통과하는 유체는 열에너지를 흡수하며 이때 밀도, 온도 및 압력과 같은 유체 데이터에 변화가 생긴다. 따라서 재생냉각 채널에서는 열평형 방정식과 변화하는 유체의 데이터들을 계산하는 식들을 필요로 하며 다음과 같다.

$$\frac{d}{dt} Tw = \frac{1}{mc_p} (\dot{Q}_{hot} - \dot{Q}_{cool}) \quad (3)$$

$$\dot{Q} = k(T_f - Tw) \dot{m}_f^{0.8} \quad (4)$$

여기서  $Tw$ 는 벽 온도,  $\dot{Q}_{hot}$ 는 MCC 혹은 노즐에서 재생냉각 채널 벽으로 공급되는 열 유량,

$\dot{Q}_{cool}$ 은 벽에서 냉각유체로 공급되는 열 유량이며 Eq. 4는 벽 온도  $Tw$ 와 이와 인접한 유체의 온도  $T_f$ 와 그 질량유량  $\dot{m}_f$ 을 통하여 유체와 벽사이의 열 유량  $\dot{Q}$ 를 구하는 식으로 이를 통하여  $\dot{Q}_{hot}$ 과  $\dot{Q}_{cool}$ 을 구할 수 있다.

### 3.4 주 연소실

MCC에서는 연료가 연소되고 이때 발생한 가스를 노즐로 배출하여 추력을 발생시킨다. 노즐을 통해 배출되는 가스의 유량과 압력을 구하는 것이 중요하며 그 식은 다음과 같다.

$$\left( \frac{V}{JR_g T_c} \right) \frac{d}{dt} P_c = \Sigma \dot{m}_{IN} - \dot{m}_{OUT} \quad (5)$$

$$\dot{m}_{OUT} = P_c A_c \sqrt{\frac{g\gamma}{JR_g T_c}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (6)$$

여기서  $V$ 는 부피,  $R_g$ 는 기체상수,  $T_c$ 와  $P_c$ 는 각각 주 연소실 내부 온도와 압력,  $\Sigma \dot{m}_{IN}$ 과  $\dot{m}_{OUT}$ 은 연소실로 들어오는 질량유량의 합과 나가는 질량유량이다. 또한  $A_c$ 는 노즐 목의 면적,  $\gamma$ 는 비열비이며  $J$ 는 단위환산계수이다.

### 3.5 예연소기

예연소기는 미량의 산화제와 연료를 미리 연소시킨다. 연소된 가스는 고온고압이며 이는 고압터빈으로 공급되어 고압터보펌프를 작동시킨다. 그렇기 때문에 예연소기에서 고압터빈으로 들어가는 유량과 예연소기 내부 압력을 구하는 것이 중요하며 그 식은 다음과 같다.

$$\kappa \rho V \frac{d}{dt} P_{PB} = \Sigma \dot{m}_{IN} - \dot{m}_{OUT} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \dot{m}_{OUT} &= \frac{k P_{PB}}{\sqrt{T_{PB}}} \sqrt{\left( \sqrt{\frac{P_{LJ}}{P_{PB}}} \frac{2}{\gamma} - \sqrt{\frac{P_{LJ}}{P_{PB}}} \frac{\gamma+1}{\gamma} \right)} \end{aligned} \quad (8)$$

여기서  $\kappa$ 와  $\rho$ 는 각각 기체 압축성과 밀도,  $V$ 는

예연소기 내부 부피,  $P_{PB}$ 는 예연소기 내부 압력,  $\Sigma \dot{m}_{IN}$ 은 예연소실 내부로 들어오는 유량의 합이며  $\dot{m}_{OUT}$ 은 고압터빈으로 나가는 유량이다.  $P_{IJ}$ 은 인젝터 압력,  $T_{PB}$ 는 예연소기 내부 온도,  $\gamma$ 는 정압과정에서의 비열비이다.

### 3.6 인젝터

인젝터에서는 유량의 시간지연이 발생하며 그에 따라 다음과 같은 시간지연 미분방정식을 이용한다.

$$\frac{d}{dt} \dot{m}_{IJ} = \frac{1}{\epsilon} (\dot{m}_{ij} - \dot{m}_{IJ}) \quad (9)$$

여기서  $\epsilon$ 은 지연시간,  $\dot{m}_{IJ}$ 는 시간지연 후 질량유량이고  $\dot{m}_{ij}$ 는 시간지연 전 질량유량이다.

### 3.7 터빈

터빈의 경우 고압터빈, 저압연료터빈과 저압산화제터빈의 구성이 상이하어 이를 구분하여 기술하였다.

#### 3.7.1 저압연료터빈

저압연료터빈은 비교적 저압인 기체상태 연료의 유동을 통하여 토크를 생성한다. 저압연료터빈을 구동한 가스는 고압연료터빈을 구동한 가스와 터빈하류에서 합쳐진다. 주요 식은 다음과 같다.

$$\tau = \dot{m} \sqrt{\Delta h} \Gamma[v_r] \quad (10)$$

여기서  $\tau$ 는 터빈에서 발생하는 토크이며  $\dot{m}$ 은 터빈을 통과하는 유체의 질량유량,  $\Delta h$ 는 터빈을 통과하는 유체의 엔탈피 변화량,  $v_r$ 는 터빈 블레이드의 접선방향 속도를 블레이드를 통과한 유체의 분출속도로 나눈 속도비이고  $\Gamma[v_r]$ 는 속도비에 따른 토크계수이다.

#### 3.7.2 저압산화제터빈

SSME에서의 저압산화제터보펌프(Low Pressu-

re Oxidizer Turbo-Pump, LPOTP)의 터빈은 터빈으로 들어오는 유량이 터빈에서 바로 배출되는 일반적인 터빈과 달리 펌프로 공급되어 산화제 탱크에서 펌프로 공급된 유량과 합쳐져 배출된다. 아래의 식은 저압산소터빈의 주요 식이다.

$$\tau = \dot{m}^2 \Gamma[\phi] \quad (11)$$

여기서  $\phi$ 는 유량계수이며  $\Gamma[\phi]$ 는 유량계수에 따른 토크계수이다. 유량계수는 질량유량을 유체의 밀도와 터빈 혹은 펌프의 각속도로 나눈 값으로 정의된다.

#### 3.7.3 고압터빈(High Pressure Turbine)

고압터빈은 연소후의 고온고압 유체의 유동을 통하여 토크를 생성한다. 이를 구성하는 주요 식은 다음과 같다

$$\tau = \dot{m} \sqrt{\Delta h} \Gamma[v_r] \quad (12)$$

여기서  $\tau$ 는 터빈에서 발생하는 토크,  $\dot{m}$ 은 터빈을 통과하는 유체의 질량유량,  $\Delta h$ 는 터빈을 통과하는 유체의 엔탈피 변화량,  $v_r$ 는 터빈 블레이드의 접선방향 속도를 블레이드를 통과한 유체의 분출속도로 나눈 속도비이고  $\Gamma[v_r]$ 는 속도비에 따른 토크계수이다. 주요 식의 형태가 저압연료터빈과 같으나 속도비 및 엔탈피 변화량을 구하는 방법이 상이하어 모듈내부의 모델링이 다르다.

### 3.8 펌프

펌프는 로터를 통하여 터빈에서 공급된 토크로 추진제를 예연소기 혹은 주 연소실에 공급하는 역할을 한다. 이를 구성하는 주요 식은 다음과 같다.

$$\tau = k_t \Omega^2 \Gamma[\phi] \quad (13)$$

$$P_{out} = P_{in} + k_p \Omega^2 \Psi[\phi] \quad (14)$$

여기서  $\tau$ 는 펌프의 토크 값,  $\Omega$ 는 펌프 회전각

속도,  $\phi$ 는 유량계수,  $\Gamma[\phi]$ 는 유량계수에 따른 토크계수,  $P$ 는 압력,  $\Psi[\phi]$ 는 유량계수에 따른 수두계수이다. 유량계수는 저압산화제터빈에서와 같이 정의된다.

저압산소펌프의 형태에 따라 유량계수를 구하는 방법이 달라 모듈 구성 시 2가지의 펌프 모듈로 구성하였다.

3.9 로터

로터는 터빈에서 발생한 운동에너지를 펌프로 전달하며 이때 펌프에서 발생한 토크와 터빈에서 발생한 토크 차로 인해 각속도가 변한다. 주요 식은 다음과 같다.

$$I \frac{d\Omega}{dt} = \Sigma\tau_{turbine} - \Sigma\tau_{pump} \tag{15}$$

여기서  $I$ 는 관성모멘트,  $\Sigma\tau_{turbine}$ 와  $\Sigma\tau_{pump}$ 는 각각 터빈과 펌프에서 발생된 토크의 합이다.

4. 툴박스를 통한 시뮬레이션 및 결과 비교

MATLAB/Simulink는 C언어와 Java와 같은 프로그래밍 언어보다 코드의 활용이 편리하여 비

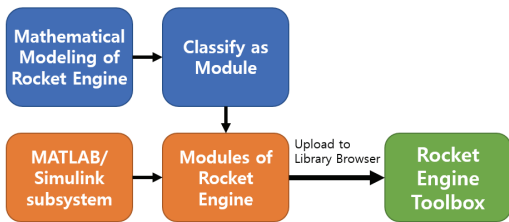


Fig. 3 Framework of Rocket Engine Toolbox Modeling.

숙련자도 쉽게 접할 수 있어 많은 공학연구에 사용되는 시뮬레이션 소프트웨어이다. 또한 다른 사용자가 만든 툴박스를 비교적 쉽게 다운받아 사용 가능하다. 때문에 본 논문에서는 MATLAB/Simulink를 기반으로 툴박스 개발을 진행하였으며 본 장에서는 그 구성과 시뮬레이션 결과를 확인하였다. Fig. 3은 툴박스의 모듈들을 구성하는 체계를 도식화한 것이다.

4.1 툴박스를 통한 시뮬레이션 구성

모듈들은 수학적 모델링을 바탕으로 하여 MATLAB/Simulink 상의 subsystem에 구현하였으며 Table 5에 Sub Category를 기준으로 분류하여 정리하였다. 결과적으로 총 22가지의 모듈을 구성하였다. 각 모듈은 Fig. 4와 같이 변수 변환기를 통하여 원하는 로켓엔진 스펙으로 그 특성을 설정 가능하도록 구성하였다. 예시 모듈은 밸브이며 대입 변수는 위에서부터 밸브각도에 대한 마찰손실계수 그래프의 일반화한 각도 축 데이터 행렬, 이에 상응하는 마찰손실계수 데이터 행렬, 설정하고자 하는 일반화한 밸브의 각도이다.

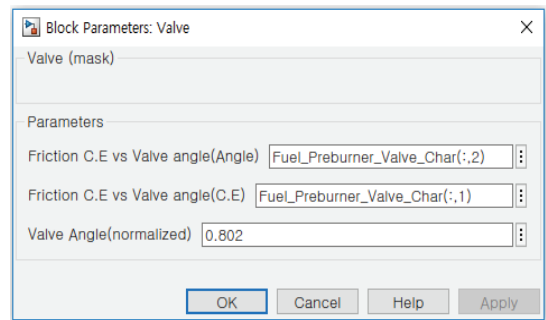


Fig. 4 Parameter Editor for Valve Module.

Table 5. Sub Category of SSME Toolbox and Typical Modules.

Sub Category	Pipe	Valve	Heat Exchanger	MCC	Preburner	Injector	Turbine	Pump	Roter
Module									

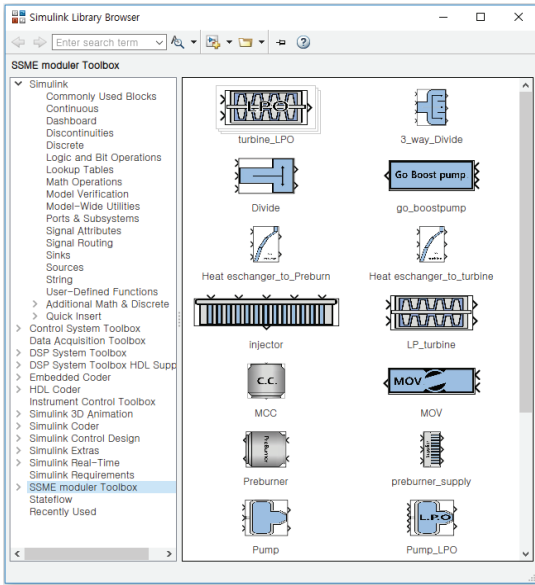


Fig. 5 SSME Toolbox in Simulink Library Browser.

이렇게 구성된 모듈들은 MATLAB/Simulink Library Browser 상에 Fig. 5와 같이 등록할 수 있도록 설계하였다. 이를 이용하여 Fig. 6과 같이 로켓엔진 시뮬레이션을 모델링할 수 있다.

#### 4.2 시뮬레이션 및 결과비교

툴박스로 구성된 SSME의 신뢰성 확인을 위하여 기존 시뮬레이션과의 비교를 진행하였다[8]. 비교를 위하여 같은 스펙의 SSME를 툴박스를 통하여 구성하였다. 엔진출력의 변화를 모사하기 위하여 밸브의 각도를 변화시켜 104%, 65%, 109%, 100% 순서대로 엔진출력의 변화를 구현하였으며 밸브각도는 10초, 20초 그리고 30초에 변화를 주었다.

추력에 직접적인 영향을 주는 주 연소실 내부 압력, 노즐을 통하여 배출되는 유량과 이에 들어가는 추진제 양을 확인 할 수 있는 총 산화제

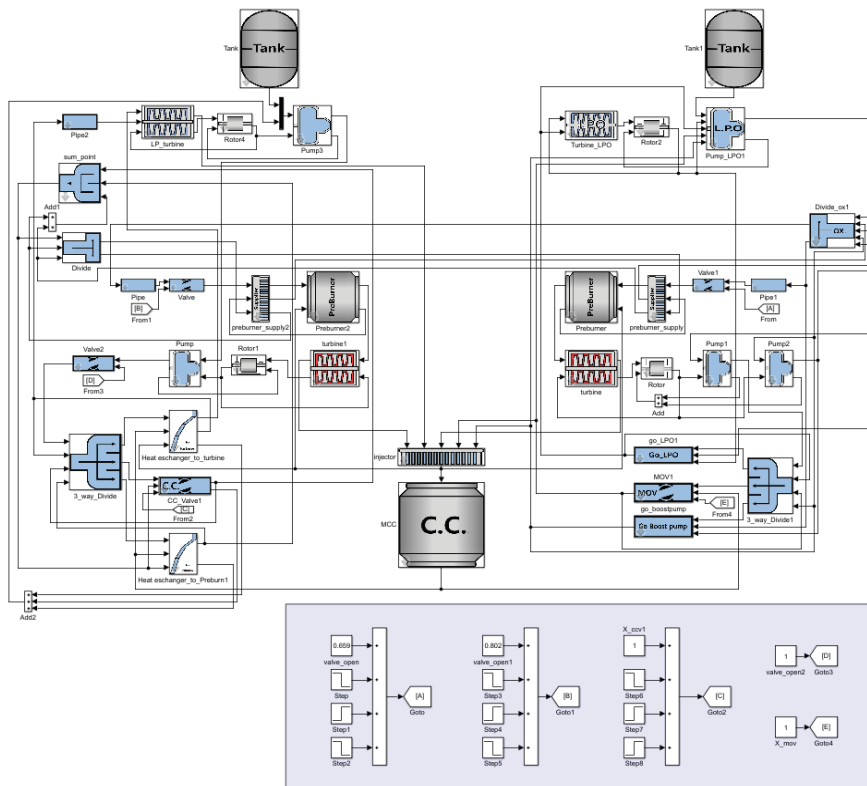


Fig. 6 SSME Modeling with Toolbox.



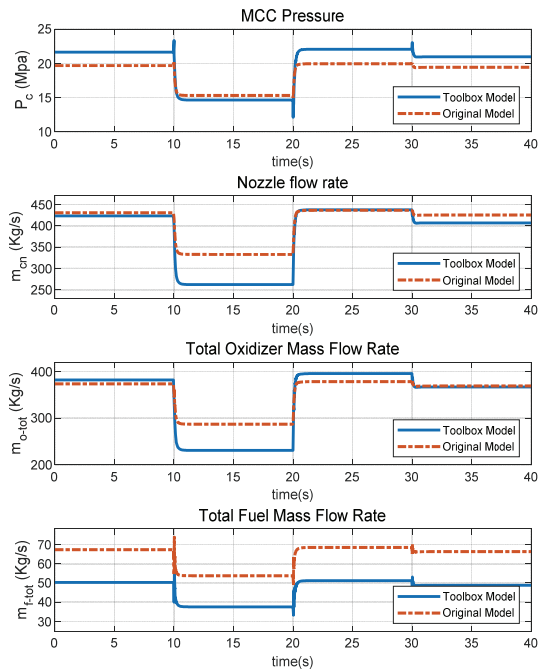


Fig. 7 Comparison of Original Model and Toolbox Model [9].

유량과 총 연료 유량의 기존 논문과의 비교를 Fig. 7에 나타내었다[9]. 위에서부터 차례대로 주 연소실 내부의 압력, 노즐을 통해 배출되는 유량, 산화제 탱크로부터 공급되는 총 산화제 유량과 연료 탱크로부터 공급되는 총 연료 유량이다. 이를 통하여 기존 논문과의 오차가 발생함을 알 수 있으며 특히나 총 연료유량에서 많은 오차가 발생함을 알 수 있다. 기존 논문의 모델에서 몇몇 수식에서 일부분을 하나로 묶어 상수 처리하여 모델링한 부분들이 있어서 이러한 부분들을 풀어 모델링하는 과정에서 오차가 발생하였다. 툴박스를 이용한 모델, 기존 모델 그리고 실제 실험 데이터를 비교한 Fig. 8을 보았을 때 산화제 예연소기를 제외한 MCC와 연료 예연소기의 압력은 실제 실험데이터와의 오차가 줄어든 것을 확인할 수 있다[9,10]. 특히나 MCC의 경우 모든 구간에서의 오차가 줄어들었고 이는 추력을 계산하는데 직접적인 영향을 주므로 본 논문의 툴박스를 이용한 모델이 기존모델보다 추력을 계산하는데 있어 더 우수한 성능을 기대할 수 있다.

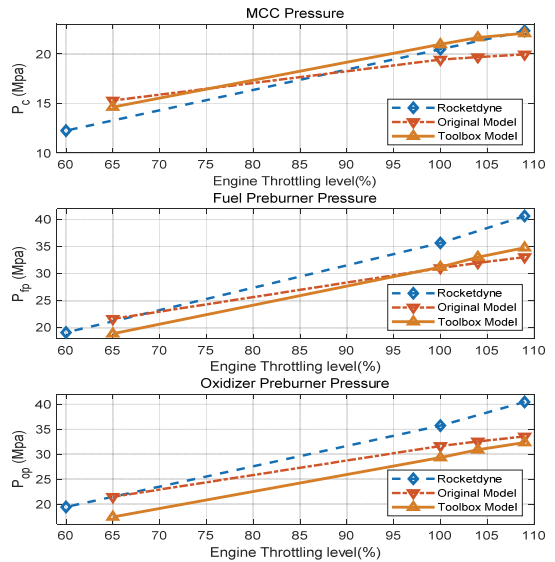


Fig. 8 MCC Pressure, Fuel Preburner Pressure and Oxidizer Preburner Comparison at Different Engine Throttling Level [9,10].

또한 본 논문의 시뮬레이션 모델링은 Lumped Parameter Modeling을 사용한 것으로 각 부품을 무차원으로 단순화하여 구하므로 각 부품에서의 평균값이 계산되어 출력되며 이로 인하여 시뮬레이션 사용 연구분야가 제한될 수 있다. 그러나 시뮬레이션 툴박스는 모듈기반으로 개발되어 있어 각 모듈별로 업그레이드가 가능하므로, 이를 통해 필요 모듈을 격자기반의 Distributed Parameter Modeling을 사용한 모델로 업그레이드 하여 필요 연구분야에 적용할 수 있음을 기대할 수 있다.

### 5. 결 론

본 논문에서는 선행연구의 SSME의 수학적 모델링을 통하여 SSME의 시뮬레이션을 위한 MATLAB/Simulink 기반의 툴박스를 개발하였다. 또한 툴박스의 신뢰성 확인을 위하여 기존 시뮬레이션 모델과의 결과비교를 진행하였다[9]. 그 결과를 약간의 오차가 존재함을 확인할 수 있었으나 오히려 실제 SSME모델의 데이터와의 비교하였을 때 그 오차가 줄어들었음을 확인 가능하다. 이를

통하여 본 논문을 통해 개발한 툴박스가 실질적인 연구에 활용할 수 있는 가능성을 확인하였다. 또한 기존 논문들의 시뮬레이션들과는 다르게 각 부품모듈의 GUI(Graphical User Interface)형식의 변수 변환기를 통하여 그 특성을 조정할 수 있게 하여 비숙련자도 보다 쉽게 로켓엔진 시뮬레이션을 구성할 수 있다. 이를 통하여 로켓엔진 연구에 접근이 보다 쉬워짐을 기대할 수 있다. 다만 SSME의 과도한 복잡성으로 인하여 툴박스를 통한 시뮬레이션 구성 또한 복잡해졌음을 확인 가능하며 이를 사용자가 사용하기에 어려움이 따를 수 있음을 예상할 수 있다. 본 논문에서 사용한 시뮬레이션 모델링은 각 부품에서의 평균값이 계산되어 출력되며 이는 시뮬레이션 사용 연구분야를 제한한다. 그러나 추후 시뮬레이션 툴박스의 업그레이드를 통하여 필요 연구분야 적용 및 성능의 향상을 기대할 수 있다. 추후 툴박스의 수정 및 보완을 통하여 그 편의성 및 신뢰성을 증대시키는 것을 목표로 하고 있으며, 비교모델이 하나라는 점으로 인하여 다른 모델과의 비교가 추후 진행되어야 할 것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 2013년도 정부(교육과학기술부) 재원의 한국연구재단 지원(No.2013M1A3A3A02042434) 및 2018년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

## References

1. Lee, K.L., Cha, J.Y., Ko, S.H., Park S.Y. and Jung, E.H., "Fault Detection and Diagnosis Algorithms for an Open-cycle Liquid Propellant Rocket Engine Using the Kalman Filter and Fault Factor Methods," *Acta Astronautica*, Vol. 150, pp. 15-27, 2018.
2. Mason, J.R. and Southwick, R.D., "Large Liquid Rocket Engine Transient Performance Simulation System," Pratt & Whitney Report FR-20282-3, 1989.
3. Cho, W.S., Cha, J.H., Ko, S.H., Park, S.Y. and Jung, E.H., "Development of MATLAB/Simulink Modular Simulation Environment for Open-cycle Liquid Propellant Rocket Engines," *KSAS Fall Conference*, Jeju, Korea, pp. 1195-1196, Nov. 2018.
4. "ESPSS, EUROPEAN SPACE PROPULSION SYSTEM SIMULATION," retrieved 30 Nov. 2018 from <https://www.ecosimpro.com/products/espss/>.
5. Naderi, M., Liang, G. and Karimi, H., "Modular simulation software development for liquid propellant rocket engines based on MATLAB Simulink," *MATEC Web of Conferences*, Vol. 114, p. 02010, 2017.
6. Wei, L., Liping, C., Gang, X., Ji, D., Haiming, Z. and Hao, Y., "Modeling and Simulation of Liquid Propellant Rocket Engine Transient Performance using Modelica," *Proceedings of the 11<sup>th</sup> International Modelica Conferences*, Versailles, France, pp.485-490, Sep. 2015.
7. Di Matteo, F. and De Rosa, M., "Steady state library for liquid rocket engine cycle design," *47<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, San Diego, California, U.S.A., p. 6033, Jul. 2011.
8. Paulo, C.T., "Dynamics Models for Liquid Rocket Engines with Health Monitoring Application," M.A. Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, Boston, U.S.A., 1998.
9. Cha, J.H., Ha, C.S., Ko, S.H. and Koo, J.Y., "Dynamic Simulation and Analysis of Space Shuttle Main Engine under Artificially Injected Faults," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 17, No. 4, pp. 535-550, 2016.
10. Wilhelm, W.F., "SSME Model Dynamic Characteristics Related to POGO," Rocketwell International Corp N76-152, 1973.

Appendix A

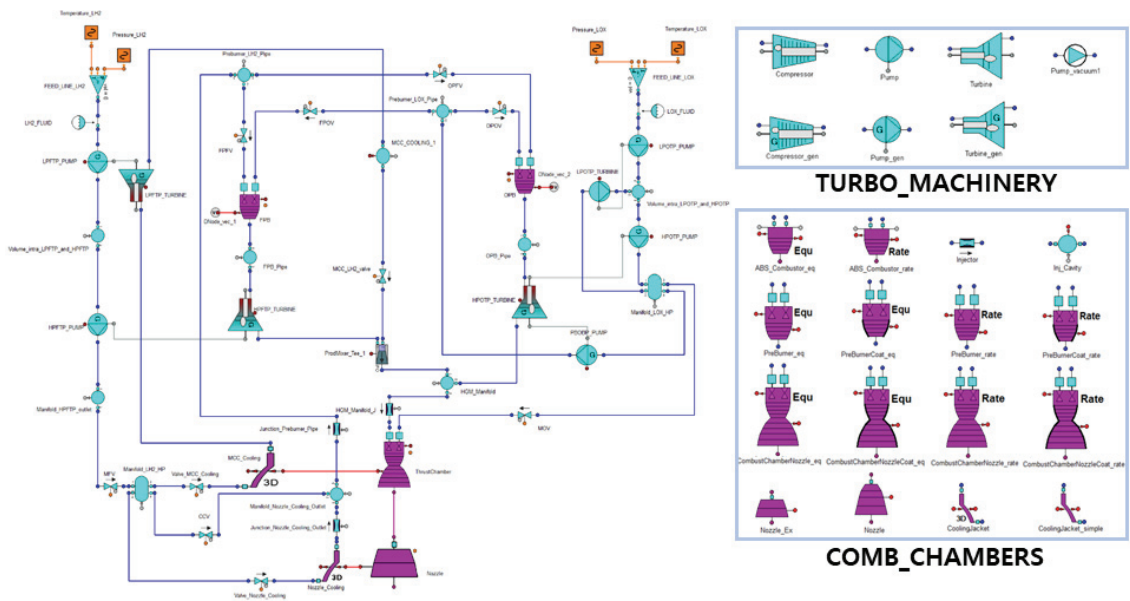


Fig. A.1 Interface and Library Components of EcosimPro and ESPSS [4].

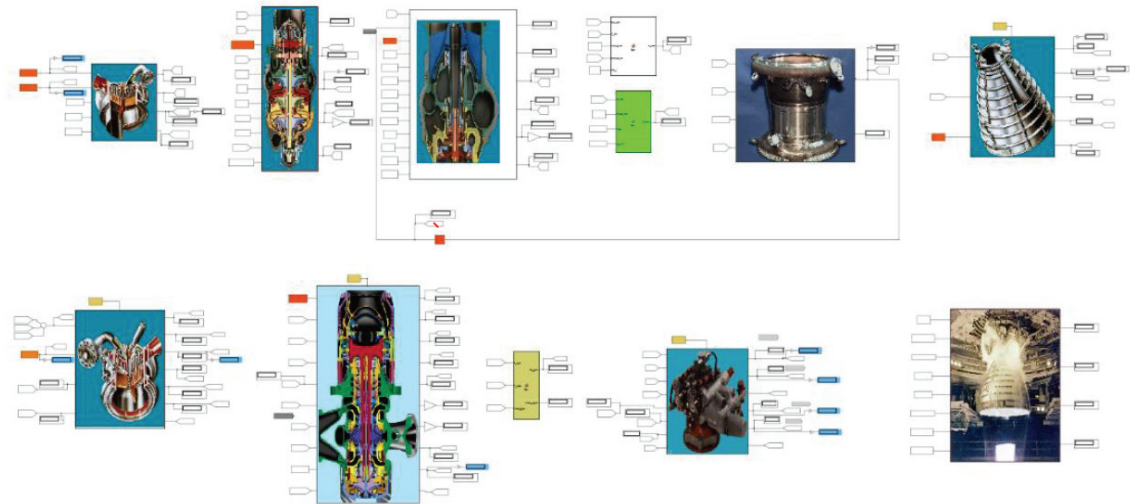


Fig. A.2 SSME Integrated Simulink System Simulation of Mahyar, Guozhu and Hasan [5].