



Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.6.039>

## 액체 추진제 공급 시스템의 모델링 및 시뮬레이션 연구 동향 분석

이주연<sup>a</sup> · 차승원<sup>a</sup> · 하동휘<sup>a</sup> · 기원근<sup>b</sup> · 이재청<sup>b</sup> · 허환일<sup>c</sup> · 노태성<sup>a</sup> · 이형진<sup>a,\*</sup>

### Research Trend Analysis on Modeling and Simulation of Liquid Propellant Supply System

Juyeon Lee<sup>a</sup> · Seung-Won Cha<sup>a</sup> · Donghui Ha<sup>a</sup> · Wonkeun Kee<sup>b</sup> ·  
Jaechong Lee<sup>b</sup> · Hwanil Huh<sup>c</sup> · Tae-Seong Roh<sup>a</sup> · Hyoung Jin Lee<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Inha University, Korea

<sup>b</sup>Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Chungnam National University, Korea

<sup>c</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

\* Corresponding author. E-mail: [hyoungjin.lee@inha.ac.kr](mailto:hyoungjin.lee@inha.ac.kr)

#### ABSTRACT

Modeling and Simulation(M&S) for a liquid propellant supply system is a technique to predict the performance of components and systems under certain conditions based on mathematical modeling for each component of the engine. In this paper, the basic structure of M&S for the supply system applied to liquid rocket engines was obtained by analyzing the related research conducted. The basic mathematical modeling of components was organized and the characteristics of each study result were analyzed. Based on the analysis and validation results, M&S method of advanced foreign research institutes was also identified, and factors related to its accuracy were described.

#### 초 록

액체 추진제 공급 시스템에 대한 Modeling and Simulation(M&S)는 엔진의 각 구성품을 수학적으  
로 모델링하여 특정 조건에서의 성능을 예측하는 기법이다. 본 논문에서는 국내외에서 수행된 관련  
연구를 분석하여 액체 로켓엔진에 적용되는 공급 시스템에 대한 M&S의 기본 구성을 파악하였다. 구  
성요소의 보편적인 수학적 모델링을 정리하고 각 연구 결과에 대한 특징을 분석하였다. 또한 해석  
및 검증 결과를 바탕으로 선진 해외 연구 기관의 M&S 수준을 확인하였고, M&S 기법의 정확도와  
관련한 요인을 기술하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Propellant Supply System(추진제 공급 시스템),  
Modeling(모델링), Simulation(시뮬레이션)

#### Nomenclature

$A$	: area ( $m^2$ )
$C^*$	: characteristic velocity (m/s)
$C_p$	: specific heat at constant pressure

	(m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> /K)
<i>D</i>	: diameter (m)
<i>e</i>	: roughness (m)
<i>f</i>	: friction coefficient
<i>g</i>	: gravitational acceleration (m/s <sup>2</sup> )
$\Delta H$	: pump head rise (m)
<i>h</i>	: heat transfer coefficient (W/m <sup>2</sup> /K)
<i>K</i>	: loss coefficient
<i>k</i>	: thermal conductivity (W/m/K)
<i>L</i>	: power (W)
<i>l</i>	: length (m)
<i>M</i>	: mach number
<i>M<sub>w</sub></i>	: heat mass of wall (kg)
<i>M<sub>F</sub></i>	: pump friction torque (Nm)
<i>m</i>	: mass (kg)
$\dot{m}$	: mass flow rate (kg/s)
<i>N</i>	: pump shaft speed (rpm)
<i>Nu</i>	: Nusselt number
<i>p</i>	: pressure (Pa)
<i>Pr</i>	: Prandtl number
<i>Q</i>	: volumetric flow rate (m <sup>3</sup> /s)
<i>q</i>	: heat transfer rate (W)
<i>Re</i>	: Reynolds number
<i>r<sub>ThroatCurve</sub></i>	: curvature radius of the throat (m)
<i>T</i>	: temperature (K)
<i>t<sub>b</sub></i>	: burning time (s)
<i>v</i>	: fluid flow average velocity (m/s)
$\gamma$	: isentropic exponent
$\mu$	: viscosity (kg/m/s)
$\eta$	: efficiency
$\rho$	: density (kg/m <sup>3</sup> )
$\delta_P$	: power density (W/kg)
$\delta_E$	: energy density (Ws/kg)

Subscripts

<i>t</i>	: stagnation conditions
*	: conditions at nozzle throat
<i>w</i>	: wall
<i>g</i>	: gas

<i>l</i>	: liquid
<i>1</i>	: inlet
<i>2</i>	: discharge
<i>P</i>	: pump
<i>T</i>	: turbine

1. 서 론

액체로켓엔진의 추진제 공급 시스템 Modeling and Simulation(M&S)는 탱크부터 연소실까지의 액체 추진제 공급 시스템을 모델링하고 성능예측을 위한 시뮬레이션을 하는 것이 목적이다. M&S는 제한조건 하에서 목표성능에 부합하는 엔진개발의 가능성 여부를 판별하는 것부터 구성품의 성능, 형상 결정 및 다양한 조건에서의 운용 상태까지 예측하는 등 로켓 엔진 개발의 전 단계에서 활용된다. 이러한 중요성 때문에 시뮬레이션 결과는 높은 정확도와 신뢰도가 요구되며 이에 따라 구성품 단위 수준에서부터 시스템 전체 수준까지의 수준 높은 모델링을 필요로 한다. 또한 신뢰도 높은 M&S는 보다 정확한 성능예측이 가능하도록 하므로 로켓 엔진 개발시간과 비용을 줄일 수 있어 효율적인 개발 과정을 구축할 수 있다.

국내외적으로 다양한 로켓 엔진의 M&S 연구가 수행되어 왔으며, 연구 기관별 모델링 방식 및 범위와 신뢰도에 대한 차이가 존재한다. 일반적으로 우주선전국의 경우 방대한 실험 데이터와 넓은 범위의 성능 맵을 통해 각 구성품의 모델화를 진행하여 라이브러리 방식의 범용성이 높은 M&S 프로그램을 보유하고 있으며, 실제 엔진을 이용한 실험 데이터를 바탕으로 프로그램의 성능을 검증하고 높은 정확도를 확보하고 있다 [1, 2]. 반면 우주개발 후발 주자들은 상대적으로 구성품의 모델링의 범위가 작고 범용화가 되어있지 않으며, 실험 데이터와의 비교를 통한 검증이 이루어지지 않은 상태이다. 이러한 M&S 기법에 따른 차이의 분석은 액체로켓 엔진의 M&S 연구나 혹은 설계에 있어 매우 가치 있는 참고자료로 사용될 수 있으나, 이에 대한 분

석과 정리는 아직 부족하다. 이에 따라 본 연구에서는 액체로켓 엔진의 추진제 공급시스템 M&S 연구동향에 대한 분석을 수행하고, 이를 기반으로 M&S의 기본 구성과 각 구성품의 보편적인 수학적 모델링 및 연구기관별 개별적 특징을 소개하고자 하였다. 분석된 자료는 액체로켓 엔진 및 공급 시스템의 M&S 연구와 설계 프로그램 개발에 있어 도움이 될 것으로 기대된다.

## 2. 본 론

### 2.1 M&S의 개요

#### 2.1.1 대표적인 M&S 프로그램 소개

우주개발 선진국의 경우 자체적으로 M&S 프로그램을 개발하여 보유하고 있으며, 일반적으로 범용성이 높은 라이브러리 방식을 사용하고 있다. Fig. 1에는 라이브러리를 통한 해석과정을 나타내었다. 라이브러리는 각각의 구성요소에 대한 모듈과 모듈 하위에 다양한 조건에 대한 서브모듈로 구성된다. 성능해석은 라이브러리 내의 해석에 적합한 모듈로 엔진 모델을 구성하고 해석 조건에 따른 성능 예측을 수행하는 과정으로 진행된다. 이러한 라이브러리 방식은 새로운 모듈의 추가가 쉽고 기존의 모듈에 대한 수정이 용이하다는 장점이 있다. 라이브러리 방식의 자체개발 M&S 프로그램에는 대표적으로 미국 NASA의 ROCETS[1]과 일본 JAXA의 REDS[2]가 있다. ROCETS과 REDS는 엔진 설계와 변경을 위한 성능예측 프로그램으로 정상 및 과도기 상태 해석을 수행하며 각각 RL-10A-3-3A 엔진과 LE-7A 엔진에 대하여 적용한 사례가 보고된 바 있다[3, 4]. 또한 유럽의 ESA에서는 상용 소프트웨어인 EcosimPro에서 구현된 추진시스템 라이브러리 ESPSS를 개발하였다[5]. ESPSS 라이브러리는 엔진 구성품의 정상 및 과도기 상태 모델을 포함하며, 특히 아임계, 초임계, 다상 등 다양한 유체 물성에 대한 모델을 포함하고 있어 Dynamic Priming Volume, 워터해머(유압충격)와 같은 유체의 비정상 거동을 모사할 수 있다. ESPSS 라이브러리를 사용하여 이탈리아의 Sapienza

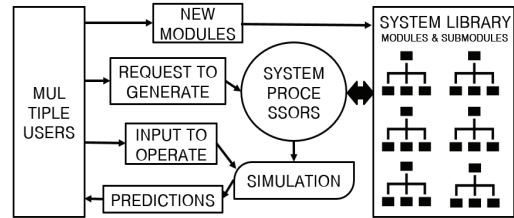


Fig. 1 Library Method Process[1].

University에서 RL-10A-3-3A 엔진에 대한 과도기 해석 시뮬레이션을 수행하여 앞선 미국[6]의 결과와 검증하였고[7], 영국 SSTL에서 정지궤도 위성 플랫폼(GMP-T) 추진제 공급 시스템을 개발하였다[8]. 후발주자인 중국 또한 Wei 등[9]이 Modelica를 사용하여 고압가스 가압방식 및 터보펌프 방식의 라이브러리를 개발하여 보고한 바 있다.

#### 2.1.2 M&S 기본 구성

로켓 엔진의 운용은 설계점 또는 특정 작동점 등의 정상상태와 시동, 종료, 추력제어와 같은 과도기상태로 구분할 수 있다. 일반적으로 정상상태와 과도기상태는 전혀 다른 유체역학적 거동을 보이고, 성능해석에 있어 해석 목적이 다르기 때문에 구분되어 수행된다. 정적 성능해석은 정상상태 엔진의 정적특성에 대한 성능예측이 목적이다. 즉 엔진의 작동점에서 각각의 구성요소와 전체 시스템의 성능을 해석하고 결정하는 단계에서 사용된다. 반면, 동적 성능해석은 시동이나 추력의 변화 등 요구조건의 변화에 따른 엔진의 과도기 과정에서 발생하는 유체의 동적 특성에 대한 성능예측이 목적이다. 주로 특정 작동점의 정상상태에서 도출된 결과를 바탕으로 필요한 변화량을 모사하여 수행된다. 따라서 모델링, 시뮬레이션은 정적 성능해석을 수행한 후 동적 성능해석을 수행하는 과정으로 진행된다.

##### 2.1.2.1 모델링

모델링은 구성요소 단위의 물리적 특성을 성능계수가 포함된 수학적 표현방식으로 수행된다. Fig. 2에 정적 및 동적 성능해석 M&S의 Input과

Output에 대한 통합 과정을 나타내었다. 정적 및 동적 성능해석의 Input에서 모델링에 필요한 성능 물성치는 특정 구성품의 성능계수, 추진제 정보와 같은 각 구성요소의 성능 정보를 뜻한다. 구성품의 성능계수는 실험값에 의존하는 추세이며, 추진제 정보는 일반적으로 CEA, NIST 등을 활용하고 있다. 정적 성능 모델링의 경우 시간에 따른 구성요소의 특성 변화를 고려할 필요가 없기 때문에 비교적 간단한 방식으로 수행된다. 동적 성능 모델링은 구성품의 동적특성, 추진제의 상변화, 연소 및 점화 지연시간과 같은 동적 성능 계수에 대한 정보를 필요로 하며 정적 성능 모델링 보다 높은 수준의 난이도를 요구한다.

2.1.2.2 시뮬레이션

시뮬레이션은 모델링을 통하여 해석 조건에 따라 구성요소 간의 질량, 모멘텀, 에너지, 동력 밸런스를 맞추는 과정으로 진행되며 최종적으로 엔진 성능 예측이 목적이다. Fig. 3에 정적/동적 성능 시뮬레이션에 대한 각각의 해석 과정을 나타내었다. 정적 성능 시뮬레이션은 해석 대상이 운용조건 하에서 설계 목표인 추력, 연소실 압력과 같은 목표 성능을 만족하도록 유체 저항요소에서의 손실을 계산하고 손실을 보상할 수 있는 구동요소의 필요 성능을 계산하는 과정으로 수행된다. 해석 결과로써 작동점에서의 비추력, 중량이 도출되며, 구성품 단위에서 추진제의 압력, 온도, 유량, 엔탈피, 펌프 동력, 양정 등이 도출된다. 이러한 결과로부터 정상상태의 엔진 작동점에서의 성능설계가 완료되며 이를 바탕으로 동적 성능 시뮬레이션의 해석조건이 결정된다. 동적 성능 시뮬레이션은 일반적으로 밸브 개도의 변화와 같은 시동, 종료, 추력제어를 묘사하는 임의의 변동을 입력으로 하여 과도기 상태를 묘사한다. 밸브의 개도가 변하게 되면 밸브 후단에서의 압력, 질유량과 같은 추진제 물성이 변동하게 되고 다음 구성품에서의 하드웨어적 특성과 유체의 동적 거동이 결합되어 다시 물성치 변화가 발생한다. 구성품 내에서의 이러한 물성치 변화들은 서로 상호작용하며 최종적으로 연소실의 연소 특성 변화를 야기하며, 그 결과 추

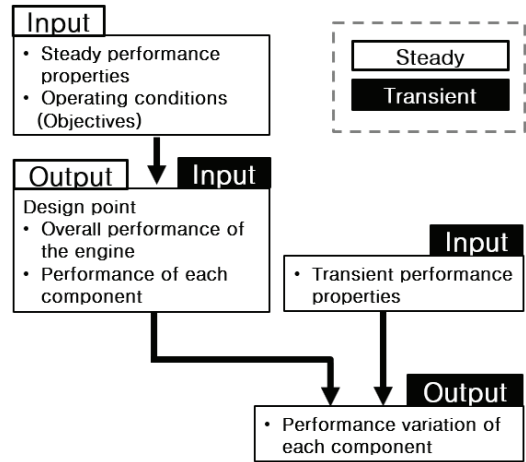


Fig. 2 Integration process of Steady/Transient M&S.

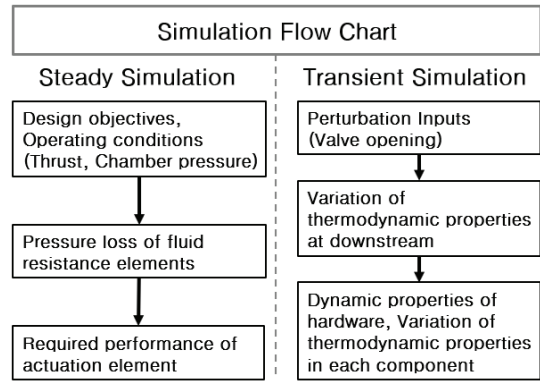


Fig. 3 Steady/Transient Simulation Flow Chart.

력변화로 이어진다. 따라서 동적 성능 시뮬레이션을 통해 시간에 따른 구성품에서의 유량, 압력, 온도, 펌프 축 속도 변화, 동적 열전달, 하드웨어의 동적거동, 프라이밍, 워터해머 현상 등을 결과로 도출할 수 있다.

2.2 국내외의 M&S 연구동향 분석

2.2.1 요소 별 모델링 연구동향

액체로켓엔진의 추진제 공급 시스템은 공급 방식에 따라 크게 고압가스 가압방식, 터보펌프 방식, 전기펌프 방식이 있다. 고압가스 가압방식은 구동요소가 없는 비교적 간단한 구조이고, 현재 대부분의 대형 로켓엔진에는 터보펌프 방식을 적용하고 있기 때문에 대부분의 M&S 연구는 터보펌프 방식에 집중되어있다. 이에 따라 본 연구

에서는 구성품 단위의 M&S 기법에 대하여 터보펌프 방식을 분석하고 최근 유사연구에 의한 기술발전 덕에 각광받고 있는 전기펌프 방식의 구성품을 추가 분석하였다. 터보펌프와 전기펌프 방식의 액체로켓엔진의 추진제 공급 시스템의 구성품은 각각 터빈과 전기모터가 있고, 공통적으로 펌프, 배관, 오리피스, 밸브, 분사기, 냉각채널이 있다. 본 절에서는 공급시스템의 각 구성품에 대한 모델링 기법을 크게 세가지 요소로 구분하여 정리하였다. (1) 펌프, 터빈, 전기모터 등의 구동 요소, (2) 비 동력계로써 추진제의 저항으로 작용되는 배관, 오리피스, 밸브, 분사기, 냉각채널과 같은 유체저항 요소, 마지막으로 (3) 공급시스템 전반에서 벌어지는 열전달에 대한 모델링으로 분류하여 연구동향을 분석하였다. 또한 본 절의 내용을 요약하여 Table 1에 정리하였다.

### 2.2.1.1 구동 요소 모델

추진제를 연소실에 설계 압력으로 정확하게 공급하기 위해서는 유체저항 요소에 의한 압력 손실을 보상하는 가압시스템의 모델링 기법이 필요하다. 유체를 가압하는 구성품은 공통적으로 펌프를 사용하며 펌프를 구동시키는 구성품으로 터보펌프 방식의 경우 터빈을 사용하고 전기펌프 방식의 경우 전기모터를 사용한다.

#### 터보펌프 방식 모델링

펌프와 터빈의 경우 정적 성능해석은 양정과 동력의 관계를 작동점을 기준으로 해석하는 방식이다[10, 11]. 동적 성능해석의 경우 기계적 구동 매커니즘이 유체의 동적거동과 결합되기 때문에 해석의 난이도를 요구하는 요소가 많다. 또한 모델링에 있어 특정 펌프와 터빈의 성능을 표현하는 특성 계수들은 실험값에 크게 의존하고 있으며 미국, 일본, 유럽과 같은 우주개발 선진국의 경우 자체개발한 M&S 프로그램에 펌프와 터빈의 성능 맵을 내장하고 있다. 일반적으로 동적 모델링의 경우 회전수의 변화를 펌프와 터빈의 토크 차이로 모델링하며, 터빈의 동력은 가스발생기에서의 추진제 물성과 터빈의 입구와

출구의 압력비로 나타낸다. 구동요소에 대한 일반적인 관계식으로써 회전수 변화, 터빈 동력, 펌프 동력을 모델링한 것을 Eq. 1-3에 요약하였다.

$$\frac{dN}{dt} = \frac{60}{2\pi l} \left[ \frac{60}{2\pi N} L_T - \frac{60}{2\pi N} L_P - M_F \right] \quad (1)$$

$$L_T = C_P T_1 \dot{m}_1 \eta_T \left\{ 1 - \left[ \frac{p_2}{p_1} \right]^{\frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1}} \right\} \quad (2)$$

$$L_P = \frac{\rho g Q \Delta H}{\eta_P} \quad (3)$$

펌프의 양정, 펌프와 터빈의 효율을 구하는 방법은 크게 두 가지가 있다. 첫 번째로 ROCETS과 ESPSS가 주로 사용하는 방식으로 방대한 실험을 통한 성능곡선으로 실험값을 그대로 사용하는 것이 있고, 두 번째로 REDS가 주로 사용하는 동특성 계수를 사용하여 함수 형태로 사용하는 방식이 있다.

ROCETS[1]에서는 양정을 회전수와 유량에 따른 실험 값 기반의 성능 곡선으로부터 구하고, REDS[2]에서는 양정을 Eq. 4와 같이 동특성 계수( $a, b, c$ )를 포함한 회전수와 유량의 함수로 나타낸다. 박순영 등[12]도 동일한 방식으로 펌프의 상승압력을 펌프 특성 계수를 포함한 회전수와 유량의 함수로 나타내었다.

$$\Delta H = aN^2 + bQN + cQ^2 \quad (4)$$

ROCETS[1]과 ESPSS[5]는 펌프 효율을 회전수, 토크, 유량에 대한 성능 곡선으로부터 구하고, 터빈 효율은 속도 비에 대한 성능 곡선으로부터 구한다. REDS[2]의 경우에는 양정과 마찬가지로 특성계수를 포함한 다른 성능에 의한 함수로 효율을 계산한다. 펌프효율은 회전수와 유량의 함수로 나타내고, 터빈효율은 속도와 압력 비의 함수로 나타낸다.

#### 전기펌프 방식 모델링

전기펌프 방식의 엔진 가압시스템은 펌프, 전기 모터 그리고 배터리로 구성되어 있고 구성품 성능을 만족하는 무게 추정 수준의 정적 성능해석 연구가 수행되었다[13]. Eq. 5-7을 이용하여 펌프의 필요 양정과 효율로부터 필요 동력을 계산하며, 전기펌프의 구성품 성능계수인 power density( $\delta_P$ )로부터 펌프의 무게를 추정한다. 전기모터 또한 동일한 방식으로 동력과 power density로부터 무게를 계산한다.

$$L_{pump} = \frac{\Delta p_{pump} \dot{m}_{pump}}{\rho \eta_{pump}} \quad (5)$$

$$m_{pump} = \frac{L_{pump}}{\delta_{P,pump}} \quad (6)$$

$$m_{motor} = \frac{L_{motor}}{\delta_{P,motor}} = \frac{L_{pump}}{\delta_{P,motor}} \quad (7)$$

배터리는 전기모터의 동력원으로 전기펌프 방식의 엔진 무게의 상당부분을 차지하는 핵심 구성품이다. 따라서 배터리의 무게추정은 전기펌프 방식의 M&S에 있어 필수적인 요소이다. 배터리의 중량은 식(8)과 같이 전기모터의 동력, 효율 그리고 배터리의 성능계수인 power density( $\delta_{P,battery}$ ), energy density( $\delta_{E,battery}$ ), 에너지 효율, 연소시간으로부터 무게를 계산한다.

$$m_{battery} = \frac{1}{\eta_{motor}} MAX \left( \frac{1}{\delta_{P,battery}}, \frac{t_b}{\eta_{Energy} \delta_{E,battery}} \right) L_{motor} \quad (8)$$

#### 2.2.1.2 유체저항 요소 모델

추진계 공급시스템에 있어 유체저항은 압력손실로 표현되며 일반적으로 압력손실은 손실계수( $K$ )와 동압의 곱으로 표현된다. 손실계수는 실험값에 의존하고 있다.

$$\Delta p = K \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (9)$$

#### 배관에 의한 압력손실 요소

배관의 경우 배관을 흐르는 유체에 대해 비압축성 가정을 바탕으로 마찰로 인한 압력손실을 유체의 평균속도( $v$ ), 배관의 직경( $D$ ), 배관의 길이( $l$ ) 그리고 마찰계수( $f$ )로 표현하며, Eq. 10의 Darcy-Weisbach equation을 사용하는 방식이 보편적이다.

$$\Delta p = f \left( \frac{l}{D} \right) \frac{1}{2} \rho v^2 \quad (10)$$

대표적으로 REDS[2]에서는 배관을 연결된 체적 요소의 집합으로 간주하여 각 체적 요소인 배관의 벽면마찰에 의한 저항계수를 정의하고 Eq. 11과 같이 레이놀즈 수에 따른 함수로 마찰계수를 이용하였다.

$$f = \begin{cases} 64/Re & Re \leq 2000 \\ 0.3164Re^{-0.25} & 2000 < Re \leq 10^5 \\ 0.0032 + 0.221Re^{-0.237} & Re \geq 10^5 \end{cases} \quad (11)$$

R. R. L. ERNST[14]는  $Re > 1 \times 10^6$ 의 매끄럽지 않은 배관의 경우 재질의 거칠기를 고려하여 Eq. 12로 배관의 마찰손실을 추정하였다.

$$f = 8 \left( 2.457 \log \left( 3.707 \frac{1}{e/D} \right) \right)^{-2} \quad (12)$$

Darcy-Weisbach equation으로 배관 모델링을 하는 방식 외에도 다양한 연구들이 수행되었다. ESPSS[5]에서는 배관의 마찰에 의한 압력 손실만을 모델링 하지 않고 배관내의 유체에 대한 지배방정식을 사용하여 압력, 밀도, 온도 등을 계산하였다. Chiara. M[15]은 배관(덕트)내의 압력에 대한 모델링을 ODE와 1-D N-S 두 가지 방법으로 수행하였고, 결과적으로 덕트 내에서 해석방법에 의한 차이는 크지 않는 것으로 보고한 바 있다. 박순영 등[12]은 1차원 배관의 모멘텀 관계식으로부터 유량과 입구압력 변화에 따른 출구압력의 변화를 모델링 하였고, Fabio. A 등[10]은 배관에 의한 압력손실을 연소실 압력의 5%

로 가정하는 간단한 모델링을 적용하기도 하였다.

#### 차압 요소

배관과 달리 목적을 가지고 압력손실(차압)을 발생시키는 구성품으로 오리피스, 밸브, 분사기가 있다. 오리피스는 대표적인 차압 요소로 손실 계수를 실험값 또는 면적비와 유량으로부터 상수로 간단하게 표현한다. REDS[2]에서는 해석 대상인 엔진 데이터를 사용하여 밸브의 손실계수를 개도의 함수로 표현하였는데, 오리피스의 경우 개도가 일정한 밸브와 동일하게 취급하여 모델링 하였다. Wei 등[9]은 유량제어 밸브일 경우 유량을 차압과 유량계수의 함수로 나타내었다. 분사기는 연소실과의 진동현상을 분리하기 위해 차압이 요구되는 구성품이다. REDS[2]와 박순영 등[12]은 분사기를 오리피스와 동일한 방식으로 모델링 하였고, Fabio. A 등[10]은 압력손실을 분사기 종류에 따라 연소실 압력에 대한 비율로 하는 간단한 방식으로 모델링 하였다.

#### 2.2.1.2 열전달 모델

극저온 추진제를 사용하는 경우, 추진제와 벽 사이 그리고 벽과 고온의 가스 사이에서 열전달이 발생한다. 열전달에 의한 영향이 엔진의 동적 거동에 크게 작용하기 때문에 열전달에 대한 모델링은 냉각채널을 포함하고 있는 액체로켓 엔진에 있어 필수적이다. 추진제와 벽 사이 그리고 벽과 고온의 가스 사이에서의 열전달은 대류를 통해 일어나기 때문에 보편적으로 Eq. 13의 대류 열전달 방정식을 사용하여 계산한다.

$$q = Ah\Delta T \quad (13)$$

열전달 계산에 있어서 열전달 계수( $h$ )를 해석 조건에 맞게 적절히 정의하는 것이 중요하다. 열전달 계수를 정의하기 위한 다양한 방법들이 존재하며, Reynolds number와 Prandtl number로 표현된 Nusselt number로 정의하는 방법이 일반적이다. ROCETS[3]에서는 열전달 계산을 정상상태와 과도기 상태를 구분하여 정상상태 버전은 실험값에 기반한 연소실 압력과 혼합비에 따른

열전달율의 성능 곡선을 사용하였고 과도기 버전에서는 가스와 벽 사이, 벽과 추진제 사이의 열전달을 수학적 방법으로 계산하였다. 고온의 가스와 벽 사이(Hot-gas)의 열전달 계수는 고온에서 높은 정확도를 보이는 경험식 Eq. 14의 Bartz식을 사용하였고, 벽과 추진제 사이(Cool-side)의 열전달 계수는 Eq. 16의 Colburn식을 사용하였다.

$$h = \left[ \frac{0.026 \left( \frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left( \frac{p_g}{C^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_*}{r_{Throat Curve}} \right)^{0.1} \left( \frac{A_*}{A} \right)^{0.9}}{D_*^{0.2}} \right] \sigma, \quad (14)$$

$$\sigma = \frac{1}{\left[ 0.5 \frac{T_w}{T_l} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + 0.5 \right]^{0.68} \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.12}}$$

$$h = \frac{k}{D_w} Nu \quad (15)$$

$$N = 0.023 Re^{0.8} Pr^{1/3} \quad (16)$$

REDS[2]도 마찬가지로 가스와 벽 사이는 Bartz식을 사용하였지만 벽과 추진제 사이는 Dittus-Boelter's 식, Eq. 17을 사용하였다. Colburn 식과 Dittus-Boelter's 식의 적용범위는 배관의 길이와 직경의 비( $l/D$ )가 60 이상, 프란틀 수( $Pr$ ) 0.6에서 160 사이, 레이놀즈 수( $Re$ ) 10,000 이상인 영역으로 권장된다.

$$N = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.3} \quad (17)$$

위의 방식으로 구한 열전달율을 Eq. 18에 적용하여 고온의 가스와 추진제 사이의 벽의 온도를 구할 수 있다.

$$\frac{dT_w}{dt} = - \frac{q_g - q_l}{C_{p,w} M_w} \quad (18)$$

### 3. 검증 및 결과에 대한 고찰

발사체 개발에 있어 M&S의 연구는 필수적이기 때문에 많은 국가 전문 연구기관과 대학에서 다양한 연구가 수행되었다. 본 논문은 국가별

M&S 신뢰도에 따른 연구동향을 분석하기 위해 대학수준의 기초연구는 제외하고 실제로 로켓엔진을 개발한 대표적인 국가 연구기관의 자료를 바탕으로 수행한 M&S연구의 검증 결과에 대하여 정리하고 고찰을 기술하였다.

미국 NASA에서는 1990년대에 ROCETS을 사용하여 RL10A-3-3A 엔진을 모델링하여 정적 및 동적 성능해석 시뮬레이션 연구를 수행하였다[3, 6, 16] 정상상태 모델의 경우 추력과 혼합비에 따른 5가지의 경우에 대해 성능해석을 수행하였다. 해석조건외 범위의 터빈입구 온도, 연소실 압력 등 10개의 성능지표에 대해 실험값과 비교

한 오차를 평균을 Table 2에 나타내었다. 비교결과 구성품 단위 성능 4%미만의 오차, 평균 1%미만의 오차를 보였다[3]. 과도기 상태 모델의 경우 대체적으로 구성품 성능이 4%미만의 오차를 보이지만 터빈 입구온도의 경우 7%의 오차를 보였다. 또한 추가적으로 엔진 시동·정지 과정 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 4에 엔진 시동과정에서의 연소실 압력변화를 ROCETS의 해석결과와 Flight data와 비교하여 나타내었다. 전반적인 경향성은 일치하나, 가속시간 및 시점에서 차이를 보이며, 곡관 입구 압력, 펌프 축 속도, 펌프 출구압력에서도 동일한 양상을 보인다. 또한

Table. 1 Features by Modeling Methods.

Element	Component	Modeling method	Characteristics	Pros and Cons	Applied engine
Actuation elements	Turbo pump	Performance map (Experiment)	Using performance map under various conditions	1) High-grade generality 2) Required massive experimental value	RL10A
		Functional method (Dynamic coefficient)	Using dynamic coefficients through experiment	1) Low development cost for specific engine 2) Low-grade generality	LE-7A
	Electric pump	Theoretical analysis	Using performance coefficients	1) High dependence on performance coefficients 2) Data limits for power and weight estimation	
Fluid resistance elements	Pressure loss	Empirical friction loss analysis		1) Required to obtain friction coefficient 2) Simple modeling	LE-7A
		1-D CFD analysis		1) Simultaneous flow characteristic analysis 2) Not required to obtain performance coefficient 3) High computational cost	RL10A
	Differential pressure	Using experimental loss coefficient		1) Required to obtain performance coefficient	LE-7A
		Constant ratio of combustion chamber pressure		1) Low accuracy 2) Simple modeling	
Heat transfer elements	Heat transfer coefficient	Bartz eq.	Emperical formulas	1) High accuracy at high temperature(Nozzle)	RL10A LE-7A
		Colburn eq.		1) High accuracy at low temperature(Nozzle)	RL10A
		Dittus-Boelter's eq.			LE-7A



Table. 2 ROCETS vs Test data (Steady State).

Input	Value
Thrust	16375-16603 lbf
Inlet Mixture Ratio(O/F)	4.67-5.63
Fuel Tank Pressure	26.2-27.0 psia
Fuel Tank Temperature	38.5-38.6 °R
LOX Tank Pressure	35.3-36.0 psia
LOX Tank Temperature	174.7 °R
Output	Error
Fuel Pump Discharge Pressure	-2.72%
Fuel Pump Inlet Volumetric Flow	0.86%
Venturi Inlet Pressure	-0.53%
Turbine Inlet Temperature	-2.63%
Fuel Injector Manifold Pressure	-0.97%
LOX Pump Discharge Pressure	-2.38%
LOX Pump Shaft Speed	-0.96%
LOX Pump Inlet Volumetric Flow	0.37%
LOX Injector Plenum Pressure	-0.98%
Combustion Pressure	-0.53%

정지 시도 마찬가지로 경향성은 유사하나, 구체적 수치에서는 차이를 보였다. 이러한 오차원인으로 다음 4가지 사항을 자체 분석하고 있다[6]. 대표적인 4가지의 분석 불확실 요인은 다음과 같이, (1)터보펌프의 토크저하, 펌프 냉각밸브 배출계수의 교정데이터 부재에 따른 하드웨어 특성의 불확실성, (2) 측정센서 한계로 인한 정확한 밸브의 개폐 시간에 대한 데이터 부재와 그로 인한 밸브의 동적거동 불확실성, (3) 시동조건에 큰 영향을 미치는 공급 유체의 초기온도 측정데이터 부재로 인한 초기조건 불확실성, (4) 마지막으로 점화지연시간에 대한 정보부재를 들 수 있다.

이탈리아에서는 2012년에 유럽 ESA에서 개발한 ESPSS 라이브러리를 사용하여 RL-10A-3A 엔진의 과도기 과정 시뮬레이션 연구를 수행하였다[7, 17]. ESPSS 라이브러리로부터 7개의 밸브, 터보펌프, 연소실, 파이프, 냉각채널로 엔진 모델을 구성하였고, 시동 및 종료 시의 과정을 밸브 개폐시퀀스로 구성하였다. Fig. 4는 연소실 압력에 대한 엔진 시동과정의 해석결과와 이전 미국

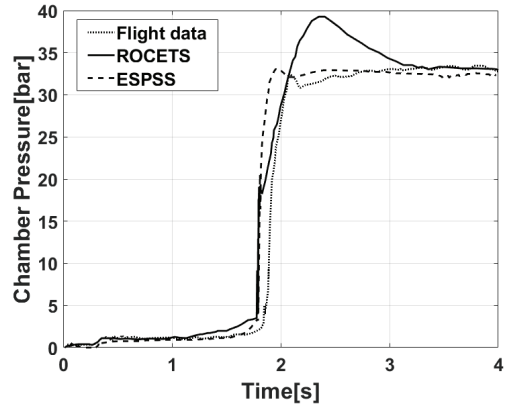


Fig. 4 ROCETS vs ESPSS vs Flight data (Chamber Pressure of RL10A-3-3A Engine)[6, 7].

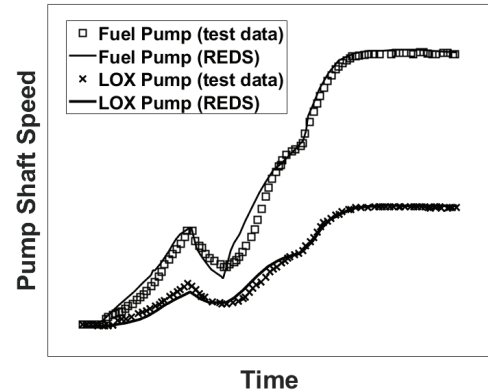


Fig. 5 REDS vs Ground test data (Pump Shaft Speed of LE-7A Engine)[4].

의 시뮬레이션 결과[6] 및 RL-10A-3-3A 엔진의 비행시험 데이터와의 비교결과이다. 엔진 시동과정을 밸브 개방 시퀀스와 동일하게 순차적으로 밸브 개도를 변화시켜 모사하였다. ROCETS의 결과와 비교하여 ESPSS는 해석 결과의 전반적인 경향성은 유사하지만, 가속 시간, 시점, 가속률에 차이를 보이며 비행시험 데이터와 더 일치하는 결과를 보고하였다. 이는 유동 모델링을 특성에 따라 구분하고 TCV 밸브 모델링을 추가하여 정확도를 향상시켰기 때문이다. 그러나 여전히 비행시험 데이터와는 오차가 존재하며 그 원인으로서는 공급시스템 작동 초기조건 부재, 밸브 간의 상호작용 무시, 펌프 캐비테이션 및 역류현상을 고려하지 않은 것으로 분석된다[7].

일본 JAXA에서는 2004년에 REDS를 사용하여 LE-7A엔진의 시동·정지 시 과도기 과정 시물레이션 연구를 수행하였다[4]. Fig. 5는 LE-7A 엔진의 펌프 축 속도의 엔진 시동과정 해석결과와 Ground test data와의 비교이다. 해석조건을 test data에 기반하여 점화 시간과 밸브 제어 시점을 결정하였고, 밸브 개도에 변화를 주는 방법으로 시동과정을 모사하였다. 비교 결과 가속시점과 가속도에 대한 차이를 보이지만 상당히 정확한 결과를 보였다. 예연소실, 연소실 압력 또한 동일한 양상을 가지며, 정지 시도 마찬가지로 가속 시점과 가속도에 약간의 오차를 보였다.

브라질 IAE에서는 2018년에 C++을 사용하여 터보펌프 방식의 액체로켓엔진 정상상태 M&S 프로그램을 개발하고 보고하였다[10]. 유체저항 요소의 경우 압력손실을 연소실 압력의 상수배로 경험식을 통하여 모델링 하였고 펌프, 터빈, 연소실은 대수방정식을 통하여 모델링 하였다. Vulcain, HM7B, SSME 엔진으로 검증하여 구성품 단위 성능 오차 평균 4%, 2%, 6%로 간단한 모델링 방식임에도 불구하고 낮은 오차율을 보였다. 그러나 연료 펌프의 동력과 유량에서 최대 15%의 오차를 보이는데, 이는 추진제를 비압축성으로 가정한 것이 원인으로 분석된다[10].

국내의 경우 한국 항공우주연구원에서 가스발생기 사이클 엔진의 동적 성능해석 모델을 구성하였다[12]. 각 구성품의 동적특성을 정상상태에서 선형해석 하여 상미분 방정식 형태의 수학적 모델을 Simulink로 구성하였고, 공칭 작동점에서 스로틀 밸브 개도에 변화가 있을 때, 스로틀 밸브 개도, 연소실과 가스발생기의 온도와 압력, 터보펌프 회전수 등을 예측하였으나 비교검증에 대해서는 보고된 바가 없다.

작동점에서 성능을 결정하고 이 결과를 해석대상으로 동적 성능해석을 통해 시간에 따른 성능 변화를 예측한다. 보다 정확한 M&S를 위해서는 구성품 단위의 적절한 물리적, 수학적 모델 구성과 실제 엔진의 실험 데이터를 기반으로 한 구성요소의 물성치 확보가 요구된다. 미국, 일본, 유럽과 같은 우주개발 선진국의 경우 방대한 실험 데이터를 통해 구성품의 성능 맵을 보유하고 있고, 구성품 모듈화를 통해 라이브러리 방식의 정상상태/과도기상태 M&S 통합해석 프로그램을 개발하여 범용성을 확보하고 있다. 또한 상당히 높은 수준의 구성품에 대한 모델링이 진행되었고 다양한 조건의 실험값, 지상시험 및 비행시험 데이터를 기반으로 시물레이션 결과를 검증하고 있다. 정상상태의 경우 구성품 단위성능 1%미만의 낮은 오차율을 보이고 있으며 과도기 상태의 경우 구성품의 성능의 변화가 경향성은 일치하나 가속시간, 시점, 가속률에서의 오차가 발생하는 모습을 보이고 있다. 이는 크게 두가지 요인으로 구분할 수 있는데, (1) 추진제 공급 과정에서 유체저항에 의한 토크저하, 펌프 캐비테이션 및 역류현상, 밸브 간의 상호작용과 같은 복잡한 물리적 현상을 수학적으로 기술하는 것에 어려움이 있으며, (2) 밸브 개폐시간, 초기조건, 연소 및 점화 지연시간과 같은 시간에 대한 정확도를 필요로 하는 영역에 대해 실험이나 시험 데이터를 확보하는 것이 어려워 실제 물리적 현상을 정확히 모사하는 것이 쉽지 않기 때문이다. 추진제 공급시스템에 대한 M&S의 정확도를 향상시키기 위해서는 이러한 요인을 보다 정밀하게 분석하고, 정확한 모델링이 추가될 수 있도록 실험 및 시험 데이터의 확보가 중요한 것으로 판단된다.

## 후 기

## 4. 결 론

본 논문에서는 액체로켓 엔진의 추진제 공급 시스템에 대한 M&S 연구동향을 분석하였다. M&S는 엔진의 성능을 결정하고 예측하기 위한 하나의 방법이다. 정적 성능해석을 통해 엔진의

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다. (계약번호 UD180046GD).

## References

1. Mason, J.R. and Southwick, R.D., "Large liquid rocket engine transient performance simulation system," NASA-CR-184099, 1991.
2. Kimura, T., Takahashi, M., Wakamatsu, Y., Hasegawa, K., Yamanishi, N., and Osada, A., "Rocket Engine Dynamic Simulator (REDS)," JAXA-1349-1113, 2004.
3. Binder, M., "An RL10A-3-3A rocket engine model using the Rocket Engine Transient Simulator(ROCETS) software," 29<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, Monterey, CA, pp. 2357, June 1993.
4. 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)," 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, pp. 3850, July 2004.
5. Moral, J., Perez Vara, R., Steelant, J., and De Rosa, M., "ESPSS simulation platform," Space Propulsion, May 2010.
6. Binder, M., "A transient model of the RL10A-3-3A rocket engine," 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, U.S.A., pp. 2968, July 1995.
7. Di Matteo, F., De Rosa, M., and Onofri, M., "Transient simulation of the RL-10A-3-3A rocket engine," Space Propulsion Conference, Bordeaux, France, May 2012.
8. Devereaux, A. and François, C., "Development testing of a new bipropellant propulsion system for the GMP-T spacecraft," 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, U.S.A., pp. 6649, July 2010.
9. 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 11th International Modelica Conference, Versailles, France, No. 118, pp. 485-490, September 2015.
10. Mota, F.A.D.S., Hinkel, J.N., Rocco, E.M., and Schlingloff, H., "Modeling and Analysis of a LOX/Ethanol Liquid Rocket Engine," Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 10, 2018.
11. Sangbok, L., Taekyu, L., and Tae-Seong, R., "Design Optimization of Liquid Rocket Engine Using Genetic Algorithms," Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 16(2), pp. 25-33, 2012.
12. Soon-Young, P., Won-kook, C., and Woo-Seok, S., "A Mathematical Model of Liquid Rocket Engine Using Simulink," Aerospace Engineering and Technology, Vol. 8(1), pp. 82-97, 2009.
13. Hyun-Duck, K., Sejin, K., and Chang-Ho, C., "Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/Kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle," Aerospace Science and Technology, Vol. 77, pp. 67-82, 2018.
14. Ernst, R.R.L., "Liquid Rocket Analysis (LiRA): development of a liquid bi-propellant rocket engine design, analysis and optimization tool," Master. Dissertation, Department of Science in Spaceflight, Delf University of Technology, 2014.
15. Manfletti, C., "Transient Simulation of Liquid Rocket Engines: A Step Towards A More Educated propellant Choice Between Kerosene And Methane," Proceedings of the 2nd International Conference on Green Propellants for Space Propulsion, Sardinia, Italy, pp. 1-6, June 2004.
16. Binder, M., Thomas T., and Joseph P.V., "RL10A-3-3A rocket engine modeling

project," NASA Technical Memorandum  
107318, 1997.

17. Di Matteo, F., "Modelling and simulation

of liquid rocket engine ignition transients."  
Ph. D. Dissertation, Department of Technologia  
Aeronautica, Sapienza University, Roma, 2012.