

# 1-D 모델링을 통한 터보펌프식 액체로켓 엔진의 동적 특성 해석

손 민\* · 구자예\*\*

## One Dimensional Analysis for Dynamic Characteristics of Turbopump-fed Liquid Rocket Engine

Min Son\* · Ja-Yeo Ku\*\*

### ABSTRACT

As the rocket KSLV-1 called NARO was launched lately, development of domestic rocket technology has been accelerated elastically. Since the rocket technology needs a lot of empirical data, a variety of experiments should be done and lots of time have to be spent for accumulating the foundation of technology. However using a computer can be the solution to close a gap of technique because the simulation can be executed in short time against real experiments and calculate a multiplicity of cases easily. In this research, the transient analysis of turbopump-fed liquid rocket system was worked by the one dimensional modeling. The rocket system consists of the modulized components that are engine, turbopump and so on. For 70 ton class system, the rocket transient process of starting was studied and the performance analysis in steady condition was achieved. In addition, the estimation of nozzle internal flow was investigated by using a nozzle coefficient.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓 엔진), Dynamic Characteristics(동적 특성), Modeling(모델링), AMESim(아메시)

### 기호 및 첨자 설명

$A$ : 면적	$[m^2]$	$P$ : 압력	$[bar]$
$C_p$ : 비열	$[J/kg \cdot K]$	$T$ : 온도	$[K]$
$L$ : 동력	$[W]$	$\gamma$ : 비열비	
$\dot{m}$ : 질량 유량	$[kg/s]$	$\tau$ : 토크	$[Nm]$
$M$ : 마하수		$*$ : 노즐목	
$MR$ : 추진제 혼합비		$c$ : 주연소기	
$N$ : 회전수	$[rpm]$	$e$ : 출구	
		$f$ : 연료	
		$I$ : 입구	
		$o$ : 산화제	
		$p$ : 터보펌프	
		$t$ : 터빈	

\* 학생회원, 한국항공대학교 기계공학과

E-mail : sky06@kau.ac.kr

TEL : (02)3158-0117

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

## 1. 서론

최근 국내 최초 로켓 발사체인 나로호(KSLV-I)이 발사됨에 따라 로켓에 대한 연구가 크게 늘어나고 있다. 하지만 아직 국내에서는 원천 기술 및 기초자료가 부족하여 로켓 개발에 어려움을 겪고 있는 실정이다. 연구 대상의 특성상 기초 데이터베이스와 경험이 부족한 경우 다양한 설계와 시험을 통해 새로운 기반을 다져나가야만 한다. 이때 모델링 된 프로그램을 사용하여 사전에 검토한 후 개발을 수행한다면, 수반되는 비용과 시간을 감소시킬 수 있을 것이다.

일본의 경우, Kanumuri 등[1]은 LE-5에 관한 시동 과도 특성을 연구함으로써 로켓 개발 초기 연구에 있어 큰 역할을 하였으며, 국내에서도 시동과정 해석[2-3] 등 국내외에서 다양한 연구, 개발이 이루어지고 있다.

이와 같은 사례에서 알 수 있듯이 시뮬레이션을 통한 시스템 해석은 실제 실험 전에 시스템 거동을 예측할 수 있으며, 실험과 달리 동일한 하나의 모델로 다양한 시험을 해볼 수 있는 장점이 있다. 또한 신제품 개발에 있어 시제품을 제작하지 않고도 짧은 기간 내에 여러 가지 설계변수에 대한 민감도를 분석함으로써, 최종적으로 제품 개발 기간이 크게 단축될 수 있다.

본 연구에서는 70톤급 LOX/CH<sub>4</sub> 로켓 엔진을 대상으로 점화 시퀀스에 따른 시동 과정을 분석하였으며 추력, 비추력 등의 로켓 성능 인자에 대해 해석을 수행하였다.

## 2. 해석과정

### 2.1 통합 로켓 시스템의 구성

개방형 액체로켓 시스템은 가스발생기와 터빈, 터보펌프, 주연소기로 이루어진다. 가스발생기에서 연소된 후연 가스는 터빈을 구동시키는 동력원으로 사용되며, 터빈 구동후 대기로 배출된다. 터빈에서 발생된 동력은 연료, 산화제를 공급하는 터보펌프를 동작시키게 되며, 이에 따라 가스발생기와 주연소기에 지속적으로 추진제가 공급되어 연속적인 폐순환(closed-cycle)을 이

루게 된다. 본 연구에서는 각 구성품을 모듈화(modulization)하여 통합 시스템을 설계하였다.

#### 2.1.1 연소기 및 노즐

연소기를 하나의 제어체적(control volume)이고 연소는 매우 빠른 시간내에 이루어지며, 연소 후 가스는 이상기체 상태방정식(ideal-gas eq.)을 따른다고 가정한다. 이때, 연소기 압력을  $P_c$  라고 하면(bar), 다음 식(1)과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{\dot{m}}{dt} \frac{RT_c}{V_c} \quad (1)$$

단, R은 연소후 가스의 기체상수( $J/kg \cdot K$ ),  $T_c$ 는 연소기 온도(K),  $V_c$ 는 연소기 체적( $m^3$ )이다.

연소기의 온도는 CEA 상용코드를 이용하여 1000psi에서 MR에 따른 화학평형(chemical equilibrium) 계산 결과값을 산출하여, 곡선 피팅(curve fitting)으로 식(2)를 도출하였다.

$$T_c = T_c(MR) \quad (2)$$

$$(\text{단, } MR = \dot{m}_o / \dot{m}_f)$$

제어체적내의 질유량 변화는 분사된 추진제 질유량과 노즐목을 통해 배출되는 질유량의 차로 나타낼 수 있으며, 노즐목이 초킹(choking)된 경우 다음 식(3)과 같이 표현 할 수 있다.

$$\dot{m}_t = P_c A^* \sqrt{\frac{\gamma}{RT_c} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (3)$$

노즐의 출구 압력 및 출구 온도는 마하수(Mach number)에 따라 결정될 수 있으며, 마하수는 두 가지 조건에 따라 다르게 결정될 수 있다.

첫째로 노즐목이 초킹되지 않았을 경우에, 등엔트로피 과정을 거치며 노즐 출구 압력은 대기압과 같다고 가정하여 식(4)를 통해 구한다.

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[ \left( \frac{P_c}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (4)$$

둘째로, 노즐목이 초킹되었을 경우에 노즐목을 통과하여 노즐 팽창부를 통해 출구로 배출되게 되는데, 이때의 마하수는 팽창비에 따라 결정되고 식(5.1), (5.2)의 Newton - Rhapson 테크닉<sup>[6]</sup>을 통해 반복 계산하여 도출할 수 있다.

$$F(M) = \varepsilon M - c^b \left( 1 + \frac{M^2}{2bc} \right)^b \quad (5.1)$$

$$\frac{dF}{dM} = F' = \alpha - c^{b-1} M \left( 1 + \frac{M^2}{2bc} \right)^{b-1} \quad (5.2)$$

$$\alpha = \frac{A_c}{A^*}$$

$$b = \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}$$

$$c = \frac{2}{\gamma+1}$$

또한 노즐 출구 압력이 주위압력보다 지나치게 낮을 경우에 노즐 내부에서 유동박리가 일어나게 되는데, 이러한 현상은 Summerfield criterion<sup>[7]</sup>에 의해 예측될 수 있으며 Kalt 와 Badal 에 의해 수정된 식(6)을 이용하여 좀 더 정확하게 예측 가능하다.

$$\frac{P_c}{P_a} = \frac{2}{3} \left( \frac{P_c}{P_a} \right)^{-0.2} \quad (6)$$

본 연구에서는 식(6)과 같은 조건 이하에서는 노즐내부에 수직충격파(normal shock)가 발생한다고 가정하여, 이 조건에서는 식(7)을 사용하여 마하수를 계산한다.

$$M_e^2 = -\frac{1}{\gamma-1} + \left[ \left( \frac{1}{\gamma-1} \right)^2 + \left( \frac{2}{\gamma-1} \right) \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \times \left( \frac{P_c}{P_a} \right)^2 \left( \frac{A^*}{A_e} \right)^2 \right]^{0.5} \quad (7)$$

계산된 마하수를 이용하여 노즐 출구 온도 및 압력을 식(8), (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$T_e = T_c \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \quad (8)$$

$$P_e = P_c \left( \frac{T_e}{T_c} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (9)$$

Table 1 Category of nozzle coefficient

$C_n$	Significance
0	no combustion
1	not choked
2	choked at throat but shock exist
3	choked at throat and over-expansion
4	choked at throat and under-expansion
5	choked at throat and design condition

추가적으로 식(6)의 조건과 출구압력 조건을 이용하여 노즐계수( $C_n$  : nozzle coefficient)를 표 1과 같이 도입함으로써, 노즐 내부 유동 및 배기 플룸(exhaust plume)의 형상을 예측하여 노즐의 설계에 따른 최적성을 검증할 수 있도록 하였다.

점화방법은 시그널로 단순화 하였으며 점화 지연등의 실제적인 변수가 고려되지 않았으므로 추후 연구를 통해 파이로테크닉(pyrotechnic)을 이용한 점화방법을 고려할 것이다.

### 2.1.2 가스발생기 및 터빈

가스발생기는 실제로는 비평형 연소과정이지만 본 연구에서는 평형 연소를 가정하여 주연소기 모델과 동일한 모델을 사용하되, 항상 초킹되어 이상적으로 동작한다는 가정을 추가하여 충격파 생성을 방지하였다.

가스발생기의 시동은 파이로시동기(pyro-starter)를 이용하며, 파이로시동기의 유량은 식(10)과 같이 표현된다.

$$\dot{m}_{pyro} = \rho_s A_b \dot{r} = \rho_s A_b (aP^n) \quad (10)$$

단,  $m_{pyro}$ 는 파이로시동기의 유량( $kg/s$ ),  $\rho_b$ 는 고체추진제 밀도( $kg/m^3$ ),  $A_b$ 는 연소면적( $m^2$ ),  $\dot{r}$ 은 연소율( $m/s$ ),  $a$ 는 실험상수,  $n$ 은 압력지수이다.

터빈의 효율  $\eta_t$ 는 설계회전수  $N_{design}$ 을 기준으로 하는 사인함수라고 가정하며, 정지 상태에서부터 두 배의 설계회전수까지 동작할 수 있도록 식(11)과 같이 설계하였다.

$$\eta_t = \sin\left(\frac{\pi}{2N_{design}}N\right) \quad (11)$$

터빈의 동력은 터빈 출구 압력을 주위압력이라 가정하고 터빈 입구와 출구 압력 차를 이용하여 식(12)와 같이 계산하였으며, 이를 이용하여 토크를 식(13)을 이용해 구할 수 있다.

$$L_t = C_p T_{t,i} \dot{m}_{t,i} \eta_t \left[ 1 - \left( \frac{P_{t,e}}{P_{t,i}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (12)$$

$$\tau_t = \frac{60}{2\pi N} L_t \quad (13)$$

단,  $L_t$ 는 터빈동력(W),  $C_p$ 는 비열( $J/kg \cdot K$ ),  $\tau_t$ 는 터빈발생 토크(Nm)이다.

터빈에서 발생한 토크는 터보펌프와 연결되어 터보펌프의 토크와 함께 식(14)의 회전부하(rotary load)로부터 RPM으로 환산된다. 이때의  $J$ 는 관성모멘트( $kg \cdot m^2$ )이다.

$$\frac{dN}{dt} = \frac{60}{2\pi J} \frac{d\tau}{dt} \quad (14)$$

또한 터빈 출구 온도는 식(15)로부터 계산된다.

$$T_{t,e} = T_{t,i} \left[ 1 - \eta_t \left[ 1 - \left( \frac{P_{t,e}}{P_{t,i}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \right] \quad (15)$$

### 2.1.3 터보펌프

터보펌프는 설계 유량  $q_{design}$  ( $cc/rev$ )와 회전

수에 의해 식(16)과 같이 나타낼 수 있으며, 유체의 기준압력(bar) 및 기준온도(K)는 식(17), (18)과 같이 선형함수로 나타내며, 계수  $f$ 로써 보정할 수 있다. 계수  $f$ 는 설계 회전수와 작동 회전수의 비로써 식(19)와 같다.

$$Q_p = \frac{q_{design} N}{1000} \quad (16)$$

$$P_{ref} = (f P_{p,i} + (1-f) P_{p,e}) \quad (17)$$

Table 2 Specification of Test Engine[8]

Throat diameter (m)	0.25
Nozzle expansion ratio	3
Chamber diameter (m)	0.3
Chamber length (m)	0.4

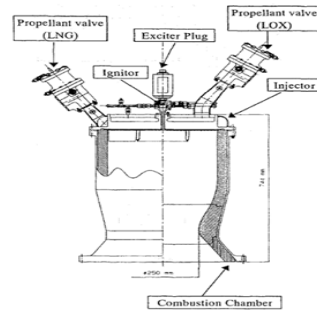


Fig.1 Configuration of Comparative Engine

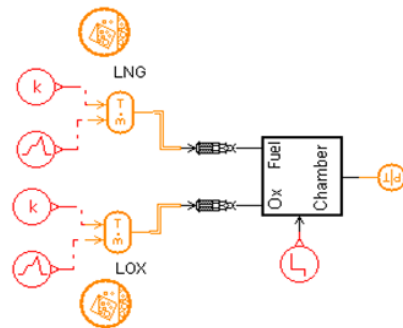


Fig. 2 Schematic of Test System

$$T_{ref} = (f T_{p,i} + (1-f) T_{p,e}) \quad (18)$$

$$f = \frac{\tanh\left(\frac{1000N}{N_{design}}\right) + 1}{2} \quad (19)$$

펌프에서 소요되는 토크(Nm)는 압력차와 설계 유량으로써 식(20)과 같이 나타내며, 펌프 출구의 유량은 식(21)으로써 계산 할 수 있다. 이때의 유체의 밀도는 식(17),(18)로부터 계산된 기준 압력 및 온도에서의 상태량을 이용하여 구한다.

$$\tau_p = q_{design}(P_{p,e} - P_{p,i}) \quad (20)$$

$$\dot{m}_{p,e} = \rho(T_{ref}, P_{ref}) Q_p \quad (21)$$

## 2.2 연소기모듈 성능 시험

제작된 연소기 모듈을 이용하여 간략한 시험 시스템을 구성한 후, 유사 엔진(Fig 1)의 실험 결과와 비교하여 성능을 검증하였다.

### 2.2.1 시험 시스템 구성

시험시스템은 Fig 2와 같이 구성하였으며, 시험에 사용된 엔진의 제원은 Table 2와 같고 설계점은 Table 3와 같다.[8]

Table 3 Design Points of Test System

Atmosphere pressure (bar)		1
Design mass flow rate (kg/s)	Oxidizer	21.64
	Fuel	6.14
Combustion pressure (MPa)		0.98
Mixture Ratio		3.5

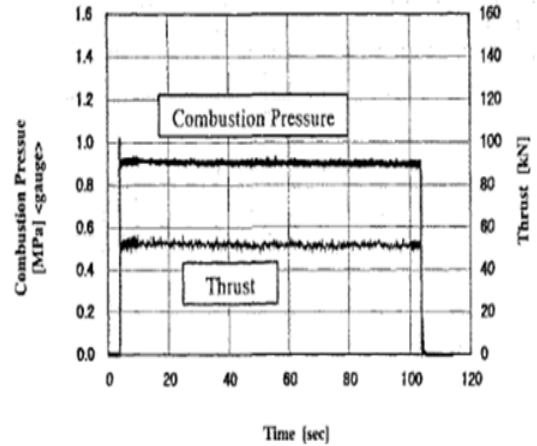


Fig. 3 Result of Comparative System

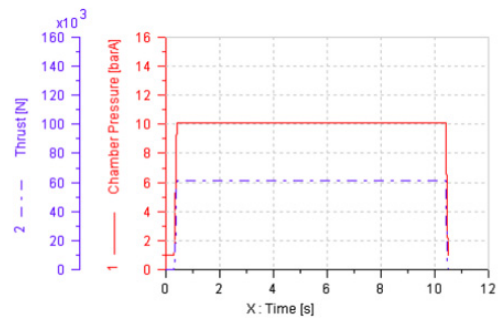


Fig. 4 Result of Test System

### 2.2.2 시험 결과

시험결과 같은 유량 조건에서 Fig. 3과 같이 비교모델의 압력은 약 9 bar, 추력은 50 kN 일 때, Fig. 4에서와 같이 시험모델의 압력은 약 10bar, 추력은 60 kN 이다. 실제 실험의 효율을 고려할 때, 시험 모듈은 비교엔진의 결과와 거의 일치함을 알 수 있다. 따라서 연소 모듈의 타당성을 확인하였으며, 이에 따라 본 모듈을 사용하여 통합 시스템을 구성하였다.

## 2.3 터보펌프식 로켓 시스템 구성

터빈과 터보펌프를 포함하는 70톤급 개방형시스템을 Fig. 5와 같이 구축하였다.

Table 4 Specification of The System

	Gas Gen.	Main CC
Throat diameter (m)	0.03	0.05
Nozzle expansion ratio	1.5	10
Chamber diameter (m)	0.1	0.5
Chamber length (m)	0.3	1.0

주연소기와 가스발생기의 제원을 표 4에 나타내었으며, 터보펌프의 설계유량은 120 cc/rev, 설계회전수는 10000 RPM이다. 파이로 시동기의 작동 압력은 50 bar, 작동온도는 1373 K, 연소율은 2.3 mm/s, 고체 추진제의 밀도는 1467.04 kg/m<sup>3</sup> 이다. 시동기 및 가스발생기와 주연소기의 점화 신호는 Fig. 6과 같은 조건으로 입력하였으며, 1.0E-4 sec 간격으로 해석을 수행하였다.

### 3. 해석 결과 및 분석

#### 3.1 가스발생기

Fig. 7에서와 같이 정상상태에서 가스발생기의 혼합비는 Fuel-rich 조건을 만족하는 약 0.8, 당량비 0.2 정도이며, 연료유량은 약 1.7 kg/s, 산화제 유량은 약 1.3 kg/s 이다. 점화조건에 의해 0.8초에서 압력(Fig. 8) 및 온도(Fig. 9)가 급격하게 상승하였으며, 점화시 터빈입구 온도는 약 900K 이며 정상상태에서는 약 700K 정도로 요구조건을 만족시킨다고 할 수 있다.

#### 3.2 터빈 및 터보펌프

Fig. 10에서 터빈 동력은 정상상태에서 약 1.5 MW 이며, 가스발생기 점화시에 급격히 상승하고 주연소기 점화시 감소하는 경향을 보인다.

터빈 및 터보펌프 회전수(Fig. 11)는 설계회전수의 약 80%인 8000 RPM에서 동작하며, 약 95%의 효율(Fig. 12)을 보인다. Fig. 13에서 터빈의 토크는 터빈의 동력과 같은 경향성을 보이며 약 3000 Nm까지 급상승한 후, 1800 Nm 정도로 안정되었다.

#### 3.3 주연소기

Fig. 14에서 주연소기 점화 시 질유량은 산화제 약 21 kg/s, 연료 약 7.5 kg/s 로 MR 2.65, 당량비 0.66의 fuel-rich 조건이다. 점화 시 추진제 유량이 많기 때문에 Fig. 15에서와 같이 급격한 압력상승에 따른 hard-start가 예상되므로, 점화시간을 앞당기는 등의 시퀀스의 변화가 필요할 것으로 보인다.

Fig. 15에서 0.9726 sec에 노즐 출구압력이 급격하게 떨어진 후 증가하면서 정상상태에서 약

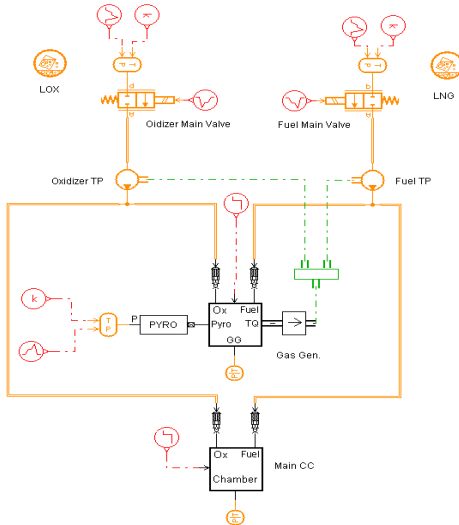


Fig. 5 Schematic of Turbopump-fed Liquid Rocket System

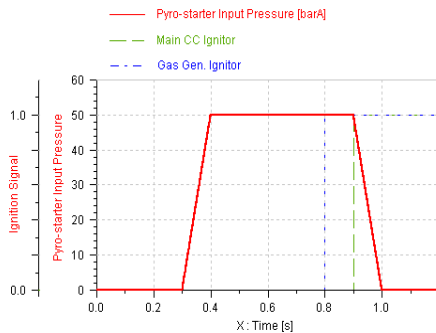


Fig. 6 Operation Sequence of Pyro-starter and Igniters

0.45 bar 정도를 나타내었다. 또한 Fig. 16의 노즐계수는 0.9 sec부터 0.9726 sec까지 1을 나타냈으며, 0.9726 sec 이후부터 3으로 증가하는 것을 볼 수 있다. 앞의 결과와 표 1을 참고하여 분석하면, 점화와 동시에 노즐목이 초킹되어 0.9726 sec 까지 유동박리가 발생하였으며, 이후로 초과팽창 조건에서 동작함을 예측할 수 있다. 추력은 시동 시 최고 80kN 까지 상승한 후, 정상 상태 조건에서 약 70 kN 정도이며, 비추력은 약 327 sec 로써 설계 조건을 만족함을 알 수 있다. (Fig. 18)

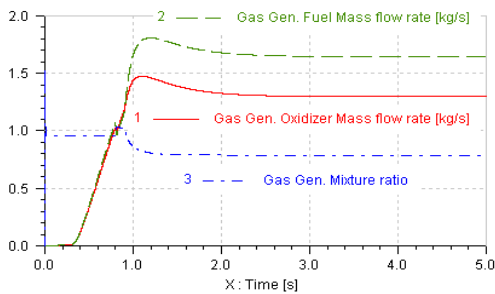


Fig. 7 Mass Flow Rate of Gas Gen

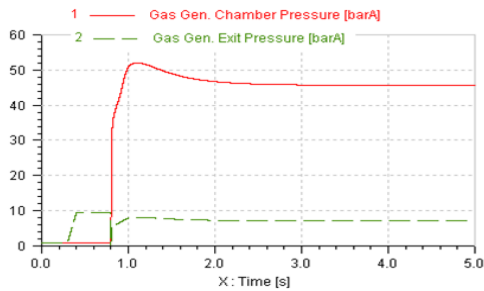


Fig. 8 Pressure result of Gas Gen

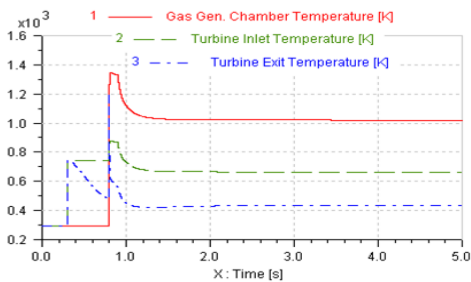


Fig. 9 Temperature Result of Gas Gen.

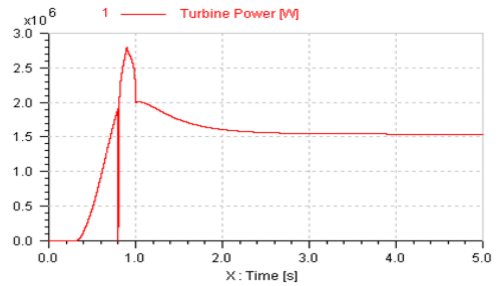


Fig. 10 Generated Power Result of Turbine

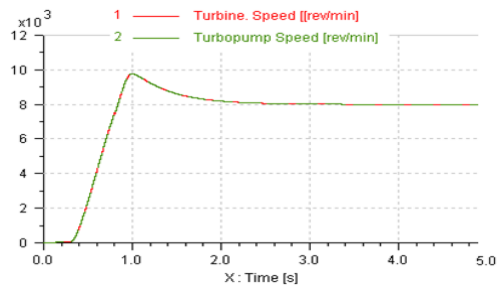


Fig. 11 Rotational Speed Result of Turbine and Turbopump

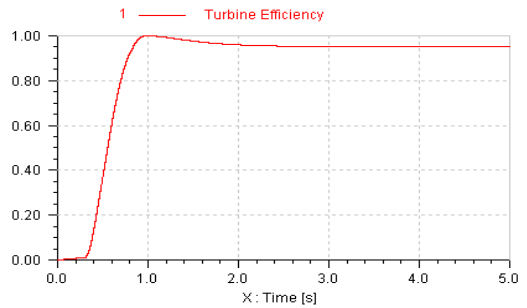


Fig. 12 Turbine Efficiency

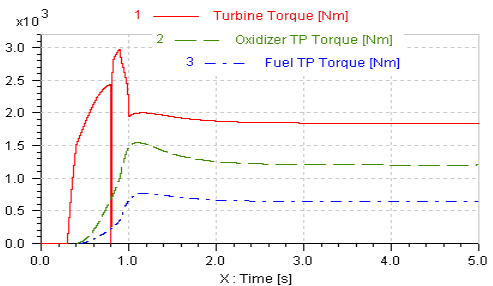


Fig. 13 Torque Result of Turbine and Turbopump

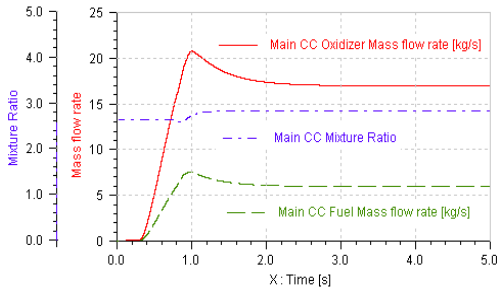


Fig. 14 Mass Flow Rate and MR of Main CC

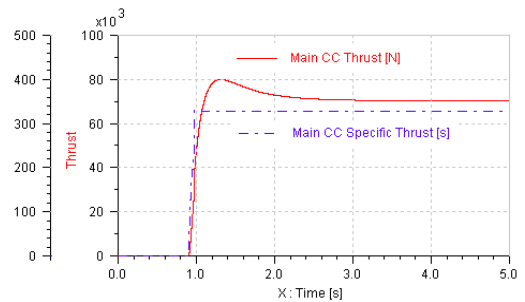


Fig. 18 Thrust and Specific Thrust Result of Main CC

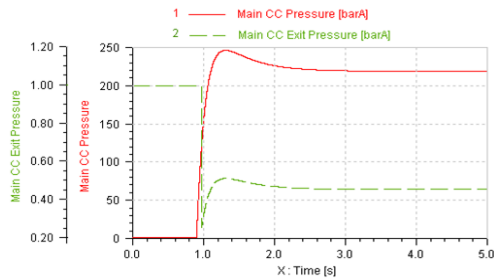


Fig. 15 Pressure Result of Main CC

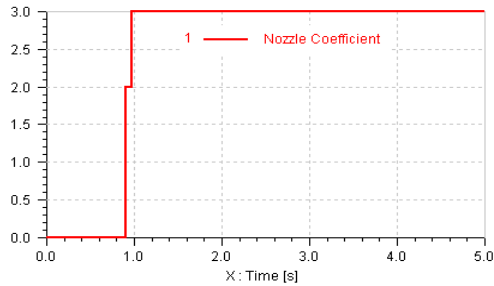


Fig. 16 Nozzle Coefficient Result of Main CC

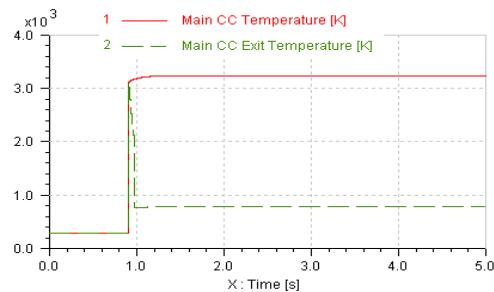


Fig. 17 Temperature Result of Main CC

#### 4. 결론

본 연구에서 개방형 터보펌프식 액체로켓 시스템 시뮬레이션을 위한 수학적 모델 및 모듈을 구성하고, 상용툴을 이용하여 통합 시스템 구성 및 과도 동특성 해석을 수행하였다. 유사 엔진의 실험 결과를 바탕으로 설계된 70톤급 로켓 시스템을 해석한 결과, 대체적으로 비슷한 경향을 보였으나 추가적인 연구를 통해 각 구성품에 대한 상세적인 치수 및 실제 시스템에 대한 실험결과를 토대로 타당성을 검증해야 할 것이다.

터보 펌프식 액체로켓 시스템의 경우, 서로가 연계되어 있어 구성품 하나의 치수 및 조건이 변화하는 경우, 전체 시스템에 상당한 영향을 미쳐 과도 동특성이 크게 달라졌다. 또한 시퀀스에 따른 시스템의 안정성도 크게 달라지므로 이에 따른 연구도 필요할 것으로 보이며, 본 연구에서 구성한 시스템은 각종 밸브 등의 구성품을 제외한 결과이므로 이러한 점도 보완되어야 할 것이다.

과도 동특성은 실제 실험에 있어 예측하기 어려운 부분이고 많은 시행착오를 거쳐 축적된 데이터를 이용해야 하므로, 로켓 개발 역사가 비교적 짧은 우리나라에서는 시뮬레이션을 통한 선행 연구가 필수적이라 할 수 있다.

따라서 본 연구에서 개발된 프로그램의 추가적 검증을 통해 신뢰성을 높이고, 다양한 추진제에 대한 연소모델의 개발 및 구성품의 특성 곡선 반영을 통한 모듈 개선이 이루어진다면, 국내



로켓산업의 연구, 개발에 있어 효율성을 높일 수 있을 것으로 기대된다.

### 후 기

본 연구는 2009년 한국항공우주연구원의 학연 협력 사업(성과 창출형) [액체로켓엔진 시스템 통합 해석 프로그램 개발] 과제의 지원을 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

- [1] Kanumuri, Y. Wakamatsu, T. Shimura, K. Toki, and Y. Torii, "Start transient analysis of turbopump-fed LOx/LH2 rocket engine (LE-5)", AIAA-89-2736.
- [2] Soon-Young Park, Chang-Ho Nam, In-Sang Moon and Woo-Seok Seol, "A Study On the Start Transient Analysis of the Turbopump-fed Liquid Rocket Engine", 항공우주기술, Vol. 4, No. 2, pp. 142-152.
- [3] Soon-Young Park, Won-Kuk Cho, and Woo-Seok Seol, "One Dimensional Analysis on The Startup Process of Liquid Rocket Engine", The Fourth National Congress on Fluids Engineerign, 2006, Kyungju, Korea.
- [4] Jinkun Lee, and Jinhan Kim, 2004, "A System Analysis of the Turbopump Type Liquid Rocket Engine", 한국항공우주학회지, Vol. 32, No. 5, pp. 109-115.
- [5] Paulo Cesar Lozano-Tovar, 1998, "Dynamic Models for Liquid Rocket Engines with Health Monitoring Application".
- [6] James John, and Theo Keith, Gas Dynamics 3rd edition, pp. 138, 607-609.
- [7] S.JBeresh, J.F.Henfling, and R.J.Erven, "Flow Seperation Inside a Supersonic Nozzle Exhausting into a Subsonic Compressible Cressflow", AIAA-2002-1067.
- [8] Y.Ishikawa, S.Kodama, M.Ichii, K.Higashino, Hlkeda, and M.Arita, "LOX/LNG Engine Design and Test Results for J-II Rocket", AIAA-2000-3454.
- [9] Moon-Geun Hong, and Soo-Yong Lee, 2008, "Preliminary Study of a Turbopump Pyro Starter", 한국추진공학회지, Vol. 12, No. 2, pp. 74-80.
- [10] Ja-Ye Koo et al., Rocket Engineering, pp. 40-53.
- [11] 한국추진공학회 공저, 항공우주 추진기관 개론, pp. 200-205.
- [12] George P. Sutton, Rocket Propulsion Elements.
- [13] Dieter K. Huzel, and David H.Huang, Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines.