

# 터보펌프식 액체 로켓 엔진의 시동 과도 특성 해석

손 민\* · 김덕현\*\* · 구자예\*\*\*

## Analysis of Transient Characteristics for Turbopump-fed Liquid Propellant Rocket Engine in Start-up

Min Son\* · Dukhyun Kim\*\* · Jaye Koo\*\*\*

### ABSTRACT

One dimensional transient analysis was studied for turbopump-fed liquid propellant rocket engine(LRE) system in starting using AMESim. The effects of timing of gas generator fuel valve opening and gas generator ignition to start-up stability were researched for open cycle type system using LOX/RP-1 to propellants. Result show that the parameters and sequence on start-up should be considered to design optimized turbopump-fed LRE system.

### 초 록

터보펌프식 액체 로켓 엔진에 대해 AMESim을 이용하여 1-D 시스템을 구성하고 시동 과도 특성을 해석하였다. 액체산소와 RP-1을 추진제로 사용하는 개방형 사이클에 대해 해석을 수행하였으며, 초기 시동시 가스발생기의 연료 밸브 개방 및 가스발생기 점화 타이밍과 시동 안정성의 관계에 관한 결과를 얻었다. 이러한 연구를 바탕으로 터보펌프식 액체 로켓 엔진 시스템의 최적 설계를 위해 시동시 특성 및 시동 절차를 고려해야 함을 확인 하였다.

Key Words: Liquid Propellant Rocket Engine(액체 로켓 엔진), AMESim(아메심), Start-up sequence (시동 절차)

### 1. 서 론

개방형 터보펌프식 액체 로켓 엔진은 가스 발생기(Gas generator)와 터보펌프의 상호 작용에

의해 구동된다. 초기 시동시에 시동기로 터빈을 구동시켜 발생된 토크가 터보펌프에 전달되며, 터보펌프가 구동하여 가스발생기와 주연소기로 추진제를 공급한다. 추진제가 가스발생기에 공급 되면 연소를 시작하여 가스발생기가 터빈을 구동하게 되어 하나의 폐회로(Closed circuit)를 이루며 동작하게 된다. 이와 같이 시동과정이 선형적이지 않으며 각 요소들이 상호 연관되어 있기 때문에 엔진이 최적설계 되어도 시동과정에서의

\* 학생회원, 한국항공대학교 대학원

\*\* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

\*\*\* 중신회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail: jykoo@kau.ac.kr

특성은 예측하기가 쉽지 않다.

액체 로켓 엔진의 시동과정 및 과도 특성에 대해 Kanumuri[1], Christoph Goertz[2] 등 국외에서 많은 연구가 이루어지고 있으며, Paulo에 의해 동적 모델(Dynamic model)에 대한 연구가 이뤄지기도 하였다[3]. 또한 국내에서도 상용코드를 이용하여 시동기 및 점화시점 등이 연구되어 시동 과정 확립에 있어 큰 가능성을 제시하였다[4]. 본 연구에서는 개념설계 및 예비설계(Preliminary design)된 액체로켓엔진의 시동과정에서의 성능을 검증하고 시동 절차를 사전 예측하기 위해, 상용코드인 LMS International 사(社)의 AMESim[5]를 이용하여 간략화한 개방형 액체로켓엔진의 시스템을 구성하여 시동 과정을 연구하였다. AEMSIm에서 기본적으로 제공되는 파이프, 밸브 등의 구성품 이외에 연소기, 가스발생기 등의 모듈을 추가적으로 모델링하여 시스템을 구성하였으며, 시동과정에서의 주요 변수에 대한 과도 특성을 연구하였다.

## 2. 구성품 모델링 및 시스템 구성

### 2.1 시스템 구성품 모델링

개방형 터보펌프식 액체로켓 주된 구성품인 연소기, 가스발생기 및 터빈을 1차원 모델링하여 모듈화 하였다.[6]

#### 2.1.1 주연소기

연소실 압력( $P_c$ )은 이상기체 가정을 통해 Eq. (1)과 같이 나타낼 수 있으며 R은 연소 후 가스의 기체상수,  $T_c$ 는 연소기 온도,  $V_c$ 는 연소기 체적이다.

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

연소기 내부 연소반응은 화학평형을 가정하여 CEA(Chemical Equilibrium and Application)[7] 코드를 이용하여, 혼합비(Mixture ratio)에 대해 온도 및 물성치를 계산한 뒤 Eq. (2.1), (2.2), (2.3)과 같이 curve fitting 하였다.

$$T_c = T_c(MR) \quad (2.1)$$

$$R = R(MR) \quad (2.2)$$

$$\gamma = \gamma(MR) \quad (2.3)$$

(단,  $MR = \dot{m}_o / \dot{m}_f$ )

노즐목이 초킹(choking)되었을 때 유량은 Eq. (3)과 같은 관계식으로 나타낼 수 있으며, 노즐 내부 유동을 등엔트로피(isentropic) 유동으로 가정하였다.

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

#### 2.1.2 가스발생기 및 터빈

가스발생기는 연료 과잉 상태로 비평형 연소가 이루어지나, 본 연구에서는 평형상태로 가정하였다. 실제 가스발생기는 부분 분사의 형태로 터빈에 분사되지만 단순히 열역학적 상태량에 대해 등엔트로피 유동을 가정하여, 연소기와 동일한 모델을 사용하였다.

터빈은 가스발생기에서의 유동 또는 시동기 시동기의 유동으로 구동되며, 터빈에서 발생하는 동력은 Eq. (4), 토크는 Eq. (5)와 같은 관계에 의해 계산된다.

$$L_t = C_p T_{t,i} \dot{m}_{t,i} \eta_t \left[ 1 - \left( \frac{P_{t,e}}{P_{t,i}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad (4)$$

$$\tau_t = \frac{60}{2\pi N} L_t \quad (5)$$

(t: turbine, i: inlet, e: exit)

#### 2.1.3 파이로시동기

시동시 터보펌프의 동작을 위해 터빈을 구동하여야 하며 시동기가 적절한 유량과 압력을 유지하여야한다. 본 시스템에서는 파이로 시동기를 사용하였으며, 파이로 시동기는 소형 고체 로켓으로 모사하였다. 시동기 내부 압력과 시동기 연료 특성 및 유효 연소 면적으로 Eq. (6)과 같이 유량을 도출할 수 있다.

$$\dot{m}_{pyro} = \rho_s A_b \dot{r} = \rho_s A_b (a P^n) \quad (6)$$

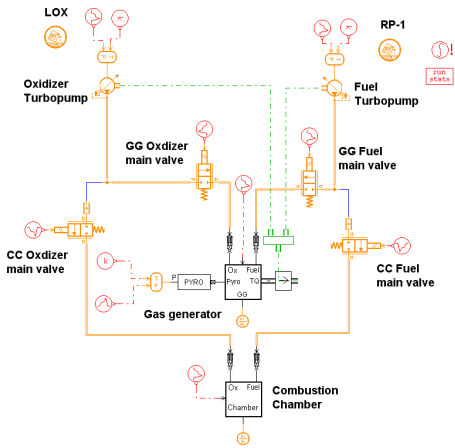


Fig. 1 Simplified turbopump-fed LRE system

## 2.2 액체 로켓 엔진 시스템 구성

Table 1과 같이 터보펌프식 액체로켓엔진을 설계하여 Fig. 1과 같은 간략화된 시스템을 구성하였다. 재생냉각은 고려하지 않았으며, 터빈과 터보펌프는 단일 축으로 동작하며 같은 회전수를 가진다고 가정하였고 주연소기와 가스발생기 쪽 주 밸브(main valve) 동작만 고려하였다.

## 3. 해석 결과 및 분석

구성된 시스템은 다음과 같은 시동 절차 타임에 의해 정상작동 한다.[4] 가스발생기 산화제 밸브가 0.6 sec, 연료 밸브는 0.605 sec에 열린다. 연소기 밸브는 0.7 sec에 동시에 열리며 주연소기는 0.71 sec에 점화한다. Figure 2는 가스발생기와 터빈의 시동 과정을 나타내고 있다. 터빈 및 펌프는 약 18000 rpm에서 동작하며, 가스발생기 압력은 약 48 bar 정도로 전체적으로 설계점에 약간 못 미치는 것으로 보인다. 이는 인젝터의 형상설계가 정확하게 고려되지 않아 오리피스로 가정하였고, 터보펌프 모듈 또한 AMESim에서 제공하는 모듈로써 모사되었기 때문으로 보인다.

터빈은 가스발생기 점화시 급격한 토크변화 및 온도상승(약 1200K) 조건에 놓인다. 이때,

Table 1. Specification of LRE system

| Main Combustion Chamber |        |        |
|-------------------------|--------|--------|
|                         | Design | AMESim |
| Engine thrust(SL), kN   | 246.16 | 245.1  |
| Specific impulse, sec   | 298.6  | 292.3  |
| Mixture ratio, O/F      | 2.17   | 2.22   |
| Chamber pressure, bar   | 50     | 48.5   |
| Expansion ratio         | 14     | 14     |
| Mass flow rate, kg/s    | 100.46 | 96.29  |
| Gas Generator           |        |        |
| Mixture ratio, O/F      | 0.3    | 0.306  |
| Chamber pressure, bar   | 50     | 48.78  |
| Turbine and Pump        |        |        |
| Rational speed, rpm     | 20000  | 18386  |

Fig. 3와 같이 동일한 조건에서 가스발생기 연료 밸브를 0.05 sec 빨리 개방하게 되면, 초기에 낮은 혼합비 조건에서 점화하여 온도 상승을 1000 K 이하로 크게 줄일 수 있다.

또한 가스발생기 밸브가 개방된 후 가스발생기 점화가 0.7 sec로 늦어질 경우, Fig. 4와 같이 터빈 회전수는 크게 감소하고, 점화시의 유량이 크기 때문에 초기 압력이 크게 증가하게 된다.

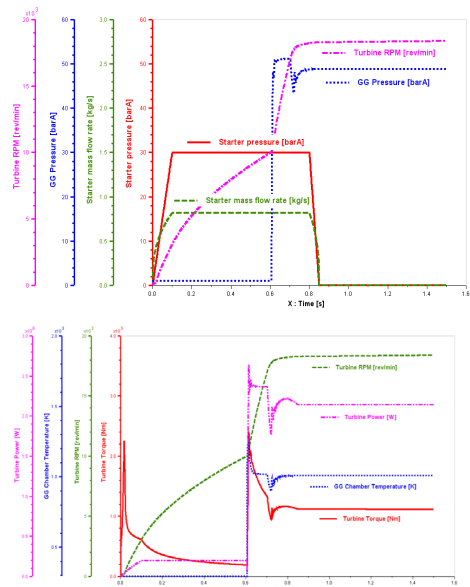


Fig. 2 Transient result of gas generator and turbine in start-up process

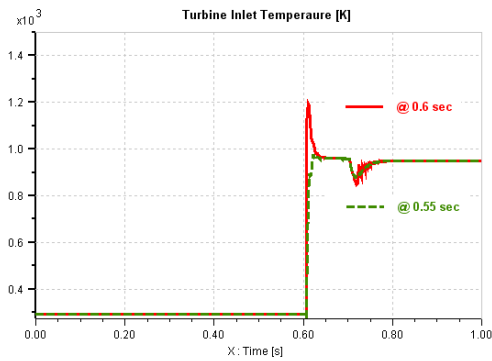


Fig. 3 Turbine inlet temperature as gas generator fuel valve open timing

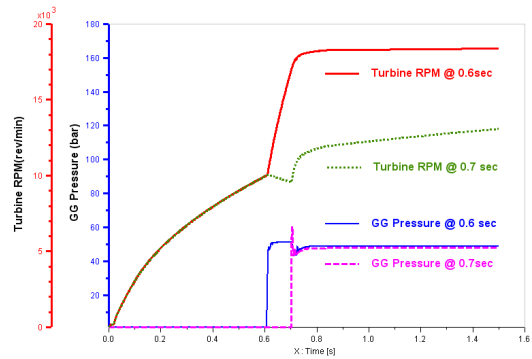


Fig. 4 Turbine RPM and gas generator chamber pressure as ignition timing

#### 4. 결 론

개방형 터보펌프식 액체 로켓 엔진을 AMESim 이용하여 연소기, 가스발생기 및 터빈, 시동기 모듈을 모델링하였고, 1-D 시스템을 구성하여 시동 과도 특성을 해석하였다.

해석 결과, 동일하게 설계된 조건에서 시동 조건에 따라 성능이 크게 달라짐을 확인하였다. 가스발생기의 연료 밸브 개방이 늦춰지면, 급격한 압력 상승을 방지 할 수 있다. 또한 가스발생기의 점화 타이밍에 따라 정상 상태로의 천이가 불가능한 경우도 발생하였다.

이와 같이 시동 절차 및 시동 과도 특성은 로켓의 최적화 설계 과정에 있어 고려해야할 중요한 변수이며, 액체 로켓 시스템 설계를 위해서는 구성품의 최적화 설계와 더불어 최적의 시동 절차에 대한 연구도 병행 되어야 할 것이다.

#### 후 기

본 연구는 항공우주연구원 2009년 학연협력강화사업(성과창출형)의 연구비 지원으로 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. Christoph Goertz, "A Modular Method for the Analysis of Liquid Rocket Engine Cycles", AIAA-95-2966
3. Paulo C. T., "Dynamic Models for Liquid Rocket Engines with Health Monitoring Application", MIT Master degree thesis, 1998
4. 박순영, 조원국, 설우석, "액체로켓 엔진의 시동과정에 대한 1차원 해석", Proceedings of The Fourth National Congress on Fluid Engineering, August 2006, pp.1177-1180
5. The LMS Imagine.Lab AMESim Rev 8A
6. 구자에 외, "로켓공학", 교보문고, 2008
7. Sanford Gordon, Bonnie J. McBride, "Computer Program for Calculation Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA-RP-1311