

# 개방형 액체로켓엔진의 동특성 전산모사

정영석\* · 이한주\* · 임석희\* · 조기주\* · 조규식\* · 오승협\*

## Dynamic and Linear Simulation for the Open Cycle Liquid Rocket Engine

Young-Suk Jung\* · Han-Ju Lee\* · Seok-Hee Lim\* · Kie-Joo Cho\* · Gyu-Sik Cho\* · Seung-Hyub Oh\*

### ABSTRACT

In this paper, the general mathematical model of LRE(Liquid Rocket Engine) is presented. For the analysis about the trend of dynamics and the stability of open type LRE, it is transformed to linear model by Laplace transform and synthesized to the linear complex model of LRE with Matlab/Simulink.

### 초 록

본 논문에서는 개방형 액체로켓엔진의 각 구성품에 대한 일반적인 수학적 비선형 모델을 먼저 작성하고, 액체로켓엔진의 동특성 경향 파악/안정성 판별을 위해 구성된 비선형 모델을 선형 모델(Laplace 변환)로 재구성하였으며, Matlab/Simulink을 통해 액체로켓엔진에 대한 전체 선형 모델을 구성하였다.

Key Words: LRE(액체로켓엔진), Stability(안정성), Dynamic Model(동특성모델), Simulation(전산모사)

### 1. 서 론

액체 로켓 엔진에 대한 설계를 수행함에 있어 엔진에 요구되는 요구사항에 대한 분석을 먼저 수행해야 하고 최적의 엔진을 설계하기 위해 각 구성품의 개념설계, 시스템 밸런싱, 구성품 기본

설계, 동특성 분석, 시스템 최적화 등의 업무를 수행하여야 한다.

동특성의 분석은 추력 모드 변화에 대한 분석, 엔진 시동에 대한 분석[1], 외란에 대한 변화 분석, 시스템의 안정성 분석 등으로 나눌 수 있으며 동특성 분석 중 추력 모드 변화에 대한 분석과 엔진 시동 특성 분석은 실제 시스템 시험을 수행하기 전 안전한 시험 준비를 하기 위한 조건을 제시하며 시험 조건에 따른 결과를 미리 예측할 수 있는 것으로 시험 계획을 수립하는

\* 한국항공우주연구원 추진기관그룹

데 사용된다. 또한 외란에 대한 분석과 시스템의 안정성 분석은 엔진의 모든 불안정 요소에 대한 분석을 수행하는 것으로 엔진 설계를 수정해 가면 가장 안정한 시스템을 만들어 간다. 다시 말해 엔진의 신뢰도를 높이는 설계 방향을 제시한다.

이런 분석을 수행하기 위해서는 시스템의 비선형성(연소특성, 펌프의 비선형 특성, 터빈 등)을 모두 고려한 수학적 모델을 구성하고 각 단품 시험 결과를 최대한 반영한 전산 모델을 구성하여 전산 모사를 수행하는 방법[2]이 있고, 이에 반해 엔진의 작동점에서 각 구성품의 수학적 선형 모델을 근사하여 엔진 시스템에 대한 모드 변화별 변화, 외란에 대한 변화 경향 분석, 선형 안정성 분석 등을 수행하는 방법[3]이 있다.

본 연구에서는 시스템의 동특성 분석 중 가장 먼저 수행해야 할 모드 변화의 경향 분석과 시스템의 안정성 분석을 수행하기 위한 엔진의 수학적 선형 모델의 구성에 대해 논하고자 하며 개방형 액체로켓엔진을 그 대상으로 한다.

## 2 본 론

### 2.1 개방형 액체로켓엔진

본 연구에서 대상으로 하는 시스템은 Fig.1과 같은 개방형 액체로켓엔진이다. 산화제 펌프와 연료 펌프는 터빈과 같은 축에 구성되어 있으며 터빈은 펌프 후단 산화제/연료 주배관의 분기 배관을 통해 가스 발생기로 공급되는 추진제의 연소 가스에 의해 구동되며 터빈을 통과한 가스는 노즐을 통해 외기로 배출되는 시스템이다.

연소실과 노즐은 냉각 채널을 통해 엔진으로 유입되는 연료에 의해 냉각되며 산화제는 연소실로 바로 유입된다.

엔진의 추력 제어를 위해 추력 제어 밸브가 가스 발생기로 들어가는 연료 라인에 설치되어 있으며 주 연소실의 혼합비를 조절하기 위한 혼합비 조절 밸브가 연료 주 라인에 설치되어 있다.

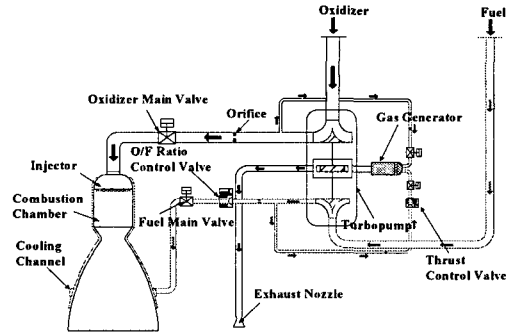


Fig. 1 Schematics of open Type LRE

### 2.2 LRE 구성품의 수학적 선형 모델링

선형 동특성 모델을 구성함에 있어 다음과 같은 절차를 거쳐 선형 모델을 구성한다.

- 1) 정상 상태 에너지수지 방정식
- 2) 동적 에너지 수지 방정식 구성(ODE)
- 3) Taylor's series expansion에 의해 선형화 방정식을 구성한다.
- 4) 각 변수는 초기값이 0이 되도록 변이변수 형태로 구성한다.
- 5) 변이변수에 대한 Laplace 변환식으로 정리

#### 2.2.1 주연소실 및 가스발생기

주연소실과 가스 발생기의 모델은 운전점에서 연소실로 유입되는 추진제와 연소에 의해 생성되어 노즐 밖으로 토출되는 가스간의 물질 수지식으로 모델을 구성하고 각 연소의 비선형성을 나타내는 파라미터의 변화는 반영하지 않는다.

이와 같은 모델은 운전점에서의 작은 변화에 대해서는 잘 맞는 모델이기 때문에 사용한다. 동특성 모델식은 식 (1)과 같고 운전점에서의 물질 수지식은 식 (2)와 같다.

$$\frac{V_K}{RT_K} \frac{dP_K}{d\tau} + B_K P_K = \dot{m}_o + \dot{m}_f \quad (1)$$

$$B_{K,nom} P_{K,nom} = \dot{m}_{o,nom} + \dot{m}_{f,nom} \quad (2)$$

$$B_K = \frac{F_{KP}}{\varphi_\beta \sqrt{RT_K}} \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (3)$$

여기서, 하첨자  $K$ 는 연소실,  $o$ 는 산화제,  $f$ 는 연료를 뜻하며,  $R$ 는 연소 생성 가스의 가스 상수,  $T_K$ 는 연소실의 연소 생성물의 온도,  $V_K$ 는 연소실의 부피,  $P_K$ 는 연소실의 압력을 뜻한다. 변수  $\dot{m}_o$ 는 연소실로 들어가는 산화제 유량,  $\dot{m}_f$ 는 연료 유량을 말한다. 식 (3)에서  $k$ 는 연소 생성물의 비열비,  $F_{KP}$ 는 노즐목의 면적,  $\varphi_\beta = C_{real}^*/C_{ideal}^*$  ( $=0.97\sim 0.99$ ) 이다.  $\tau_{delay}$ 는 연소 지연시간을 의미한다.

주연소실과 가스발생기의 선형 모델은 식 (4)과 같이 동일한 식으로 최종 정리 할 수 있다. 연소압과 각 추진체의 질유량과의 관계로 나타낸다. 각 변수는 변이 변수이며 식은 특별히 선형화 작업을 거치지 않았다. 단, 파라미터 중 연소가스의 기체상수, 연소가스의 온도, 연소 지연 시간 등은 운전점에서 값을 고정 상수로 사용하여 모델을 선형화 하였다.

$$\Delta \overline{P}_K = \frac{K_{CC} e^{-s\tau_{delay}}}{T_{CC}s + 1} (\Delta \overline{\dot{m}}_o + \Delta \overline{\dot{m}}_f) \quad (4)$$

여기서  $\Delta$ 는 변이변수를 말하며,

$$K_{CC} = \frac{1}{B_K} \quad T_{CC} = \frac{V_K}{B_K R_K T_K} \text{이다.}$$

## 2.2.2 터보펌프

터보펌프의 동특성은 펌프와 터빈 그리고 회전축에 의해서 결정된다. 즉 터보펌프의 회전체에 대한 동특성 모델이 터보펌프의 동특성 모델이 된다. 펌프와 터빈 그리고 회전체를 잇는 축으로 구성된 터보펌프는 회전체의 회전수 변화, 터빈의 관성력, 펌프의 관성력, 터빈을 통과하는 가스 발생기의 가스질유량, 펌프를 통과하는 추진체의 질유량이 모두 변수로 관계되어 터보펌프의 동특성을 결정한다. 회전체에 대한 동적수지식은 회전체의 변화에 따른 모멘트 수지식으로 식 (5)와 같다.

$$I_{THA} \frac{d\omega}{d\tau} = 2\pi I_{THA} \frac{dn}{d\tau} = M_T - M_H \quad (5)$$

여기서 하첨자  $THA$ 는 터보펌프의 회전체를 뜻하며  $T$ 는 터빈,  $H$ 는 펌프를 뜻한다.  $\omega$ 는 회전체의 각속도,  $I_{THA}$ 는 회전체의 관성모멘트,  $n$ 는 회전수,  $M$ 은 모멘트를 뜻한다.

터빈의 모멘트 변화는 식 (6)과 같다.

$$M_T = \frac{N_T}{\omega} = \frac{N_T}{2\pi n} = \frac{m_T L_{ad} \eta_T}{2\pi n} = \frac{B_T P_T L_{ad} \eta_T}{2\pi n} \quad (6)$$

여기서  $N_T$ 는 터빈의 power,  $\omega$ 는 터빈 blade의 각속도,  $m_T$ 는 G.G의 토출 가스 질유량,  $L_{ad}$ 는 가스발생기의 토출가스가 터빈에 한 adiabatic work,  $\eta_T$ 은 터빈의 효율,  $P_T$ 는 가스발생기 연소실 압력을 말한다.  $L_{ad}$ 는 가스발생기의 토출가스가 터빈에 한 adiabatic work이며  $\eta_T$ 은 터빈의 효율을 나타내는 것으로 adiabatic work와 실제 한 일간의 비를 뜻한다..

펌프의 모멘트 변화는 식 (7)과 같다.

$$M_H = \frac{N_{H,o}}{\omega} + \frac{N_{H,f}}{\omega} = \frac{N_{H,o}}{2\pi n} + \frac{N_{H,f}}{2\pi n} \quad (7)$$

$$= \frac{\dot{m}_o (P_{H,o} - P_o)}{2\pi n \eta_{H,o} \rho_o} + \frac{\dot{m}_f (P_{H,f} - P_f)}{2\pi n \eta_{H,f} \rho_f}$$

여기서  $N_{H,o}$ 는 산화제 펌프의 power,  $N_{H,f}$ 는 연료 펌프의 power이고  $\eta_{H,o}$ 는 산화제 펌프의 효율,  $\eta_{H,f}$ 는 연료 펌프의 효율을 뜻한다.  $P_{H,o}$ ,  $P_{H,f}$ 는 산화제/연료 펌프 출구 압력,  $P_o$ ,  $P_f$ 는 산화제/연료 펌프 입구 압력이다.

터보펌프는 액체로켓엔진에서 가장 매개 변수가 많은 부분으로 가장 복잡한 모델을 갖는다. 산화제 펌프의 입구 압력, 출구 압력, 가스 발생기의 연소실 압력, 추진체 질유량 등이 입력항

이고 터보펌프의 회전수 변화가 출력항으로 구성된 선형화식을 식 (8)과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} \overline{\Delta n} = & \frac{1}{T_{TP}S+1} (K_1 \overline{\Delta P_T} - K_2 \overline{\Delta \dot{m}_{H.o}} \\ & - K_3 \overline{\Delta P_{H.o}} + K_4 \overline{\Delta P_o} - K_5 \overline{\Delta \dot{m}_{H.f}} \\ & - K_6 \overline{\Delta P_{H.f}} + K_7 \overline{\Delta P_f}) \end{aligned} \quad (8)$$

여기서  $T_{TP} = \frac{2\pi I_{TNA}}{K_n}$ ,  $K_1 = \frac{1}{K_n} \left( \frac{\partial M_T}{\partial P_T} \right)_{nom}$ ,

$$K_2 = \frac{1}{K_n} \left( \frac{\partial M_H}{\partial \dot{m}_{H.o}} \right)_{nom}, K_4 = \frac{1}{K_n} \left( \frac{\partial M_H}{\partial P_o} \right)_{nom},$$

$$K_5 = \frac{1}{K_n} \left( \frac{\partial M_H}{\partial \dot{m}_{H.f}} \right)_{nom}, K_7 = \frac{1}{K_n} \left( \frac{\partial M_H}{\partial P_f} \right)_{nom},$$

$$\left\{ \left( \frac{\partial M_H}{\partial n} \right)_{nom} - \left( \frac{\partial M_T}{\partial n} \right)_{nom} \right\} = K_n \text{이다.}$$

### 2.2.3 인젝터, 밸브, 배관

연소실, 가스 발생기의 인젝터, 각종 온오프 밸브, 기본적인 배관은 식 (9)와 같이 단순히 압력 유량관계로 압력손실만을 고려하였고 선형화한 식은 식 (10)과 같다.

$$\dot{m} = \sum_1^n \mu F \sqrt{2\rho(P_{in} - P_{out})} \quad (9)$$

$$\overline{\Delta \dot{m}} = K_8 (\overline{\Delta P_{in}} - \overline{\Delta P_{out}}) \quad (10)$$

$$K_8 = \frac{\mu F \sqrt{2\rho}}{2\sqrt{P_{in} - P_{out}}} \quad (11)$$

### 2.3 개방형 LRE의 선형 모델 구성

위에서 언급한 대로 구성품에 대한 선형 모델을 구성하고 이를 Matlab/Simulink를 통해 Fig. 2와 같이 종합적으로 구현하였다. 터보펌프 입구의 산화제 주입( $P_o$ )과 연료 주입( $P_f$ )을 입력 변수로 구성하고 주 연소실의 연소압( $P_k$ )을 출력 변수로 한다. 선형 모델링을 근간으로 구성하였기 때문에 이 모델을 통해서는 외란 혹은 외부

입력에 대한 안정성과 운전점 주변의 작은 변화에 대한 응답 특성만을 확인할 수 있다.

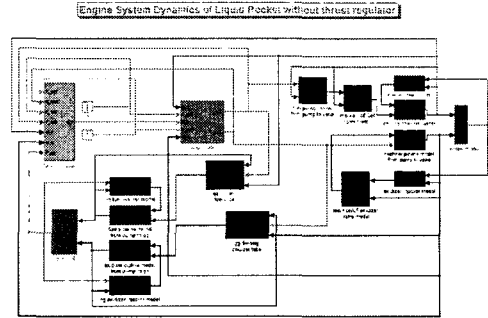


Fig. 2 Linear dynamic model of open type LRE for simulation

### 3. 결 론

시스템의 동특성에 대해 경향과 엔진의 안정성 판별을 하기 위한 선형 동적 모델을 개방형 로켓엔진에 대해서 Matlab/Simulink를 통해 구성하였다.

### 참 고 문 헌

1. H. Karimi, A. Nassirharand, M. Beheshti, "Dynamic and Nonlinear Simulation of Liquid Rocket Engine", Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, Sept.-Oct.. 2003, pp. 938-944.
2. Е. Н. Беляев, В. К. Чванов, В. В Черваков, "Математическое Моделирование рабочего процесса жидкостных двигателей", Москва, Издательство, МАИ, 1999.
3. Бабкин А.И., Белов С.И., Рутковский, Соловьев Е.В, ОСНОВЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ, ММАЦИ НОСТРОЕНИЕ, 1986.