

## Q-ILC를 이용한 액체추진제로켓엔진의 추력 및 혼합비 제어

정영석\* · 임석희\* · 조기주\* · 오승협\*

### Thrust and Mixtrue Control of Liquid Propellant Rocket Engine using Q-ILC

Youngsuk Jung\* · Seokhee Lim\* · Kiejoo Cho\* · Seunghyub Oh\*

#### ABSTRACT

LRE(Liquid propellant Rocket Engine) is one of the important parts to control the trajectory and dynamics of rocket. The purpose of control of LRE is to control the thrust according to requiredthrust profile and control the mixture ratio of propellants fed into gas generator and combustor for constant mixture ratio. It is not easy to control thrust and mixture ratio of propellants since there are co-interferences among the components of LRE. In this study, the dynamic model of LRE was constructed and the dynamic characteristics were analyzed with control system as PID control and PID+Q-ILC(Iterative Learning Control with Quadratic Criterion) control. From the analysis, it could be observed that PID+Q-ILC control logic is more useful than standard PID control system for control of LRE.

#### 초 록

액체추진제로켓엔진(LRE)은 로켓의 궤도 및 동특성 제어에 있어서 가장 중요한 부분 중 하나이다. LRE 제어 목적은 주어진 추력 궤도에 맞추어 추력을 조절하는 것과 주연소실과 가스발생기 내의 연소 가스의 온도가 일정 범위를 넘어가지 않도록 추진제의 혼합비를 일정하게 유지시키는 것이다. 이런 제어 목적을 가진 LRE는 LRE를 구성하고 있는 구성품 간의 상호간섭에 의하여 다중제어가 쉽게 이루어 지지 않는다. 본 연구에서는 LRE에 대한 동특성 모델을 구성하였으며 PID 제어와 PID+Q-ILC 제어로 직을 적용한 결과에 대해 해석하였다. 전산모사 결과, PID 제어 보다 PID+Q-ILC 제어 방식을 적용할 경우 오차를 더욱 더 줄일 수 있는 것을 확인하였다.

Key Words: Rocket(로켓), LRE(액체추진제로켓엔진), Thrust control(추력 제어), Q-ILC(이차성능지수를 이용한 학습제어)

\* 한국항공우주연구원  
연락처, E-mail: ysjung@kari.re.kr

액체 추진제 로켓 엔진은 사용하는 추진제의 종류와 사이클의 형상(open cycle, close cycle, expanded cycle)에 따라 나뉘어 진다.[1] 본 과제에서 다루고 있는 액체 추진제 로켓 엔진은 위성 발사체용으로 주로 사용되고 있는 것으로 추진제로는 LOX와 kerosene을 사용하고 Fig.1과 같은 개방형 엔진 구조(open cycle)이다.

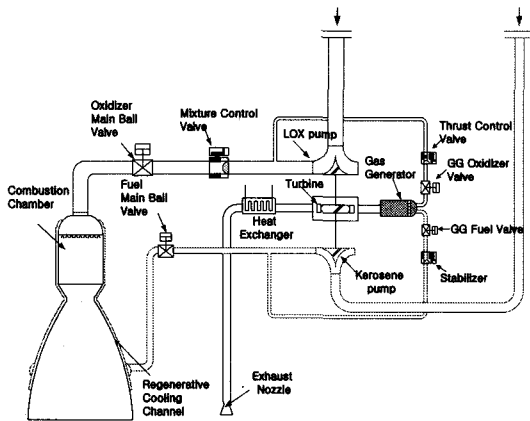


Fig. 1 schematic of open type LRE

연구 대상인 엔진은 터보펌프 후단에서 분기된 배관을 통해 LOX와 kerosene을 가스발생기에 공급하고 여기서 발생된 가스를 이용하여 터빈을 구동하는 것으로 엔진을 작동시킨다.

이와 같은 open type 로켓 엔진의 경우 발사체의 추력 요구 조건에 따라 추력을 제어하는 것과 가스 발생기 및 주 연소실에서의 온도 제한조건을 만족시키기 위한 혼합비 제어가 필요하다.

Figure 1에서 보듯이 엔진시스템은 모두 관로를 통해 연결되어 있기 때문에 추력 제어 및 혼합비 제어를 서로 간섭 없이 수행하기는 어렵다. 이와 같은 상황에서 엔진에 요구되는 추력선도가 비행 중 변화하는 시스템인 경우 일반적인 연속시스템 제어 방식인 PID 제어 로직으로는 변화구간에 대한 정확한 제어가 불가능하다.

본 연구에서는 이와 같은 어려움을 가지고 있는 엔진 제어를 위해 열린 루프 제어와 닫힌 루프 제어를 병행하여 시험을 반복하면 할수록 더

욱더 정확하게 요구 추력선도를 찾아 가도록 Q-ILC[2]와 기본 PI 제어를 접목시킨 제어 알고리즘을 구성하였고 전산모사를 통해 성능을 검증하였다.

## 2. LRE의 수학적 모델링

액체추진제로켓엔진에 대한 제어 시뮬레이션을 수행하기 위해 아래와 같이 단순 모델로 시스템을 모델링하였다.[3]

### 2.1 연소실 및 가스 발생기 모델

연소실에서의 연소가스는 완전히 혼합되며 이 상기체의 거동을 따른다는 가정 하에 아래와 같은 1차 상미분 방정식을 수립하였다.

$$\frac{V_c}{R_c T_c} \frac{dP_c}{dt} = \dot{m}(t - \tau) - B_c P_c \quad (1)$$

$$T_c = f(P_c, MR)$$

$$k = f(P_c, MR)$$

여기서, 하첨자  $c$ 는 연소실,  $\dot{m}$ 는 연소실로 공급되는 추진제 유량을 뜻하며,  $R_c$ 는 연소 생성 가스의 가스 상수,  $T_c$ 는 연소실의 연소 생성물의 온도,  $V_c$ 는 연소실의 부피,  $P_c$ 는 연소실의 압력을 뜻한다.  $k$ 는 연소생성물의 비열비,  $B_c$ 는

$$\frac{F_c}{\varphi_\beta \sqrt{R_c T_c}} \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}$$

을 뜻하며,  $F_c$ 는 노즐목 면적,  $\varphi_\beta = C_{real}^* / C_{ideal}^*$ 이다.  $\tau$ 는 연소 지연시간을 의미한다.  $MR$ 은 추진제의 혼합비이다.

### 2.2 인젝터 모델

인젝터의 모델은 전체 시스템에서 시정수가 매우 작은 부분으로 유체의 모멘트 변화는 무시하고 베르누이 식으로부터 eq. 2와 같이 구성하였다.

$$\dot{m} = \mu F \sqrt{2\rho \Delta P} \quad (2)$$

여기서  $\mu F$ 는 유속과 차압간의 관계상수이며  $\rho$ 는 밀도,  $\Delta P$ 는 인젝터의 상하 차압을 의미한다.

### 23 냉각 채널 및 배관 모델

냉각 채널과 배관 모델은 배관이 인젝터와 같은 부품에 비해 길이가 길기 때문에 유체의 모멘트를 고려하여 모멘트 방정식으로부터 eq. 3과 같이 구성하였다.

$$\frac{d\dot{m}}{dt} = \frac{A}{L}(P_i - P_o) - \frac{K}{2\rho AL} \dot{m}^2 \quad (3)$$

여기서,  $A$ 는 직경,  $L$ 은 길이,  $K$ 는 손실계수,  $P_i$ ,  $P_o$ 는 구성품의 입구와 출구의 압력이다.

### 24 터보펌프 모델

터보펌프는 기본적인 회전체 모델로 eq. 4와 같이 회전체에 대한 모멘트 식으로부터 유도할 수 있다.

$$2\pi I_{tp} \frac{dn}{dt} = M_t - M_p \quad (4)$$

여기서,  $I_{tp}$ 는 터보펌프 회전체의 관성 모멘트,  $M_t$ ,  $M_p$ 는 터빈과 펌프의 토크이며 펌프의 수두와 효율, 터빈의 효율과 터빈의 adiabatic work, 추진제 유량 및 회전수의 함수로 eq. 5, 6과 같이 표현할 수 있다.

$$M_t = \frac{\dot{m} L_{ad} \eta_t}{2\pi n} \quad (5)$$

$$M_p = M_{op} + M_{fp} = \frac{\dot{m}_o \Delta P_{op}}{2\pi n \rho_o \eta_{op}} + \frac{\dot{m}_f \Delta P_{fp}}{2\pi n \rho_f \eta_{fp}} \quad (6)$$

여기서,  $L_{ad}$ 는 터빈의 adiabatic work로 eq. 7과

같이 가스발생기의 가스가 터빈을 통해 한 일을 나타내며  $\eta_t$ 는 터빈의 효율을 뜻하는 것으로 터빈의 adiabatic work와 블레이드의 tip 속도의 관계식으로 eq. 8과 같이 표현할 수 있다.  $\Delta P$ 와  $\eta_p$ 는 펌프의 수두와 효율로써 eq. 10, 11과 같이 유속과 회전수로 특정지어진다.

$$L_{ad} = \frac{k}{k-1} R_{gg} T_{gg} \left[ 1 - \left( \frac{P_{t.o}}{P_{gg}} \right)^{(k-1)/k} \right] \quad (7)$$

$$\eta_t = \sum_1^m A_m \left( \frac{u}{\sqrt{2L_{ad}}} \right)^{m-1} \quad (8)$$

$$\Delta P = a_p n^2 + b_p n \dot{Q} + c_p \dot{Q}^2 \quad (9)$$

$$\eta_p = \sum_1^n A_n \left( \frac{\dot{Q}}{n} \right)^n \quad (10)$$

여기서, 하첨자  $gg$ 는 가스발생기를 뜻하며,  $P_{t.o}$ 는 터빈 출구의 압력,  $u$ 는 블레이드의 tip 속도로  $2\pi n$ 으로 표현한다.  $n$ 은 회전수,  $\dot{Q}$ 는 부피 유속이다.

### 25 추력 제어 및 혼합비 제어 밸브 모델

제어 밸브의 몸체 모델은 인젝터 모델과 같이 차압과 유량의 관계식으로 표현할 수 있다. 단, 액추에이터의 동적 모델은 실제 발사체에 사용되는 제어 밸브의 동특성을 고려하여 eq. 11과 같은 1차 전달함수로써 표현할 수 있고 시정수 ( $T$ )는 대략 2sec 정도이다. 제어 밸브의 위치별 유량 계수는 equal percentage의 유량 특성 곡선에 맞추어 eq. 12와 같이 설정하였다.

$$L_v(\%) = \frac{1}{T_s + 1} U_v(\%) \quad (11)$$

$$\mu F = A_v \exp(0.04 L_v) \quad (12)$$

여기서,  $L_v$ 는 밸브의 위치(%),  $U_v$ 는 밸브의 위치 입력 신호이며  $A_v$ 는 비례상수이다.

### 26 시뮬레이션을 위한 시스템 구성

전체 시스템 모델은 위의 각각의 모델을 종합하여 Matlab의 simulink를 이용하여 Fig. 2와 같이 구성하였다. 시뮬레이션을 위해 구성된 모델은 제어를 위한 공정으로 이용한다.

본 연구에서는 가상의 LRE 시스템으로 open type의 10tonf급 터보펌프식 로켓엔진을 기본으로 하였으며 주연소실/가스발생기 정상 연소압을 60 bar, 정상 추진제량 32.8 kg/sec, 주연소실의 정상 혼합비는 2.4, 가스 발생기의 정상 혼합비 0.3이다.

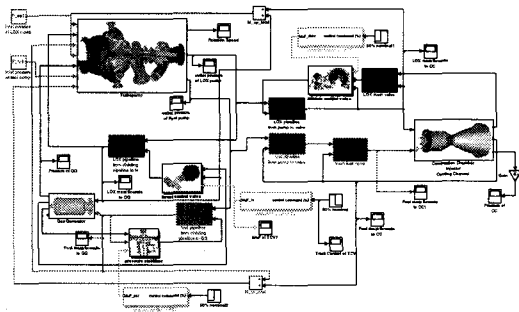


Fig. 2 Modeling of open type LRE using Matlab/Simulink

가상의 LRE 시스템은 Fig. 1과 같이 추력 조절 밸브가 가스 발생기 산화제 라인에 부착되어 있으며 가스 발생기의 혼합비를 맞추기 위해 가스 발생기 혼합비 제어 밸브가 연료 라인에 부착되어 있고 주 연소실의 추진제 혼합비를 맞추기 위해 주 산화제 라인에 부착되어 있다.

### 3. 제어 시스템 구성

LRE의 추력은 주 제어부로 기본적인 PI 제어를 통해 실시간 피드백제어를 수행하며 본 연구에서 시도하는 Q-ILC를 연결하여 다음 시험에 사용할 최적 입력값을 계산하였다. 계산된 최적 입력값은 매 실시간 제어시 함께 적용되어 시험이 반복될 수록 제어 성능을 향상시켰다. 가스발생기와 주연소실의 온도 제어는 주 제어부로의 영향을 최소로 하기 위해 P 제어만을 적용하였다.

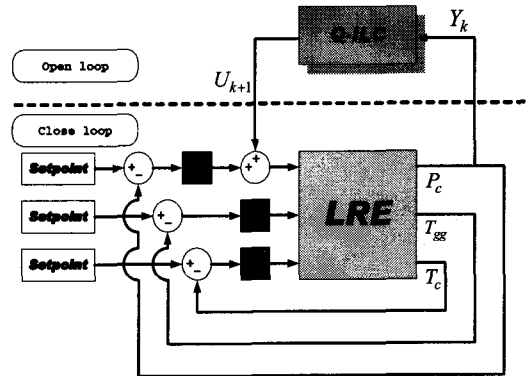


Fig. 3. Control mechanism for LRE

### 4. 제어기 설계를 위한 공정 인식

Q-ILC 적용을 위해서는 모델이 필요하게 된다. 사용되는 모델은 추력조절밸브의 궤도를 입력으로 하고 주연소실의 압력을 출력으로 하는 임펄스 응답 모델이다.

Subspace identification[4]이라는 공정 인식 방법을 통해 다중 입출력 상태 공간 모델을 직접적으로 구하였다.

공정 인식의 과정은 먼저 임의의 정상 상태를 유지한 후 입력 궤도 신호에 공정을 흔들어 주는 PRBS(Pseudo Random Binary Sequence) 신호를 더하여 1100개의 입력 신호를 만들어 fig. 2의 공정에 입력하여 출력 데이터를 저장하였다.

저장된 입출력 데이터를 가지고 Matlab의 subspace Identification toolbox를 이용하여 eq. 13과 같은 상태 공간 모델을 구하였다.

$$\begin{aligned} x_{k+1} &= Ax_k + Bu_k \\ y_k &= Cx_k \end{aligned} \quad (13)$$

공정 인식을 통해 만들어진 상태 공간 모델은 상태의 차수가 7차인 선형 모델로 주어진 입출력 데이터를 Fig. 3과 같이 가장 잘 근사하고 있다.

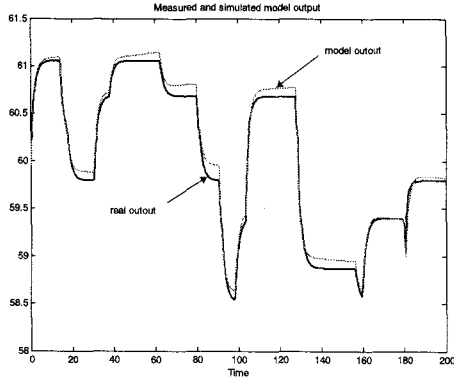


Fig. 4 Result compared with real data and model outputs

다음장에서 설명할 Q-ILC는 모델로 임펄스 응답 모델을 이용하기 때문에 앞장에서 만들어진 모델을 근거로 eq. 14와 같은 임펄스 응답 모델을 Matlab의 control toolbox를 이용하여 만들었다.

$$G = \begin{bmatrix} h_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ h_2 & h_1 & 0 & 0 & 0 \\ h_3 & h_2 & h_1 & 0 & 0 \\ \vdots & \ddots & h_2 & \ddots & 0 \\ h_N & \cdots & h_3 & h_2 & h_1 \end{bmatrix} \quad (14)$$

제어 순번이 N번으로 정의 될때 임펄스 응답 모델은 eq. 14와 같다.  $G$ 는  $3N \times 3N$ 의 행렬이고  $G_{11}$ 은  $N \times N$  행렬로 입력 1개에 대한 출력 1개의 임펄스 응답( $h_1, h_2, \dots, h_N$ )으로 구성된다.

## 5. Q-ILC(이차 성능 지수에 의한 학습 제어기)의 설계

Q-ILC의 기본 특징은 열린 루프 제어 방식으로 화학공정의 회분식 공정에 적용하여 현재 연구되고 있는 제어 로직으로 각 회분의 결과 데이터를 이용하여 다음 회분의 입력 궤적으로 계산하는 것하는 회분기준 피드백 제어기이다. Q-ILC를 사용할 경우 모든 궤적에 대해 회분을 거듭할수록 설정 조건과 실제 출력 데이터간의

오차가 줄어들게 된다.[2] 그러므로 PI 제어를 통해 얻을 수 없는 성능오차를 Q-ILC를 통해 보상할 수 있게 된다.

공정 인식과정으로 통해 구한 시변 선형 임펄스 응답 모델로 공정을 eq. 15와 같이표현할 수 있다. 입력 변수 1개, 출력 변수 1개로 정의되었으며 전 회분 공제율이 시간 순번이 N개로 정의되고 선형화할 수 있는 범위내에서 운전된다는 가정하에 k번째 회분 공정인 경우 측정 잡음을 고려하여 대상 공정을 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \bar{y}(k) &= Gu(k) \\ y(k) &= \bar{y}(k) + v(k) \end{aligned} \quad (15)$$

여기서,

$$\bar{y} = [\bar{y}^T(1) \bar{y}^T(2) \cdots \bar{y}^T(N)] \quad (16)$$

$$u = [u^T(0) u^T(1) \cdots u^T(N-1)]^T \quad (17)$$

$$v = [v^T(1) v^T(2) \cdots v^T(N)]^T \quad (18)$$

여기서  $\bar{y}$ 는 모델 출력이고  $y$ 는 실제 공정 출력이다.  $G$ 는  $N \times N$ 의 임펄스 응답 행렬로 정의된다.  $y$ 는  $1 \times N$ 의 출력 벡터를 말하고  $u$ 는  $1 \times N$ 의 입력 벡터를 말하며  $v$ 는 외란을 나타낸다.

$y_d$ 를 다음과 같이 표현되는 원하는 설정치 벡터라고 정의하고

$$y_d = [y_d^T(1) y_d^T(2) \cdots y_d^T(N)]^T \quad (19)$$

반복 학습 제어 로직에 사용할 변수를 다음과 같이 정의하자.

$$e_k = y_d - y_k \quad (20)$$

$$\Delta u_{k+1} = u_{k+1} - u_k \quad (21)$$

k+1번째 오차와 k번째 오차를 회귀식으로 나타내면 다음과 같은 상태 공간 방정식으로 표현된다.

$$e_{k+1} = e_k - G\Delta u_{k+1} \quad (22)$$

Q-ILC는 반복되는 시험의 오차와 입력 부분의 움직임 정도를 최소화하기 위한 입력 궤적 계산을 위해 eq. 23과 같은 목적 함수를 푸는 것이다.

$$\min_{\Delta u_{k+1}} J_k = \frac{1}{2} \{ e_{k+1}^T Q e_{k+1} + \Delta u_{k+1}^T R \Delta u_{k+1} \} \quad (24)$$

여기서  $Q$ 와  $R$ 은 가중치 행렬이다. 제약조건이 없는 경우 Q-ILC의 해는 eq. 22를 이용하여 다음과 같이 계산된다.

$$u_{k+1} = u_k + (G^T Q G + R)^{-1} G^T Q e_k \quad (25)$$

## 6. 수치 모사 및 고찰

Figure 1과 같은 주 연소실의 압력 설정값에 맞추어 제어 전산 모사를 수행하였다. 첫 번째 제어 전산 모사는 Q-ILC를 적용하지 않고 PI 제어만을 적용하였고 두 번째부터 제어 전산 모사부터 Q-ILC를 PI 제어에 접목하여 제어 전산 모사를 수행하였다.

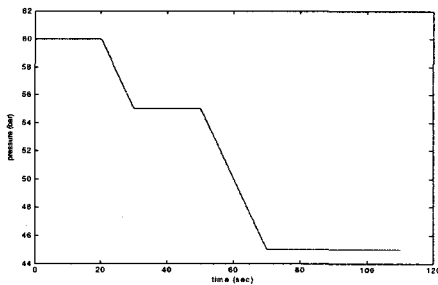


Fig. 5 Setpoint for pressure of combustion chamber

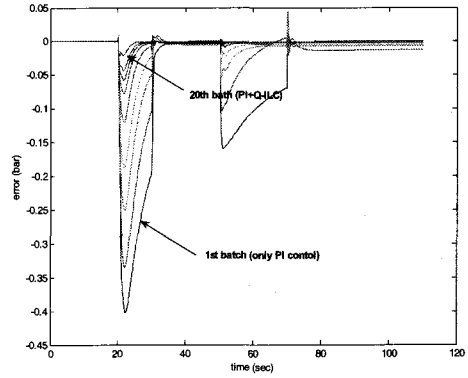


Fig. 6 Control error of pressure of combustion chamber

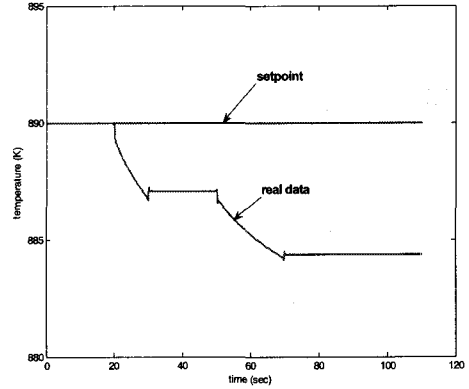


Fig. 7 Control error of temperature of gas generator

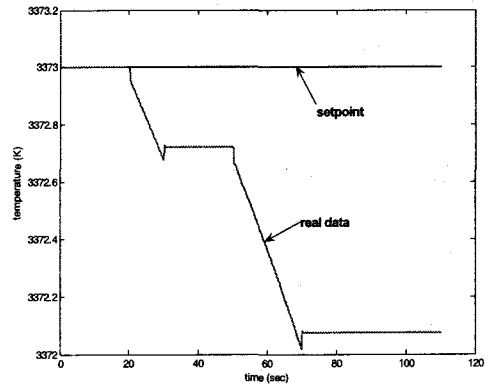


Fig. 8 Control error of temperature of combustion chamber

Figure 6은 추력 제어를 위해 주연소실의 압력 제어를 수행한 결과를 보인 것으로 Fig. 5의 설정값에 대한 실제 데이터의 차를 표현한 것이다. 그림에서 보듯이 첫 번째 전산모사는 PI 제어만을 수행한 결과로 일정한 연소압을 설정값으로 한 구간에서는 거의 완벽하게 제어가 이루어짐을 볼 수 있으나 설정 연소압이 시간에 따라 변화하는 구간에서는 일정 오차를 보임을 볼 수 있다. 이것은 실제 매 시험을 반복하더라도 PI 제어만을 적용할 경우 오차를 줄일 수 없게 된다. 그러나 두 번째 전산모사부터는 Q-ILC를 적용하여 각 시험에 시험 데이터를 이용하여 계산한 입력 궤적을 PI 제어와 함께 제어에 이용한 결과 전산 모사 시험이 반복될수록 오차를 보이던 부분이 계속 줄어들어 가는 것을 볼 수 있다. 결과적으로 Q-ILC는 실시간 제어 로직인 PI 제어에서 줄일 수 없는 오차를 반복 시험 과정을 통해 계속해서 줄일 수 있음을 확인할 수 있었다.

부수적으로 필요한 가스 발생기와 주연소실의 온도 제어는 설정 온도의  $\pm 20$  K 범위 조건에 대해 전 구간에서 제어가 수행되어야 한다. 전산 모사를 통해 P 제어만을 구현하였을 때 Fig. 7과 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 시스템의 초기 조건에서 많이 벗어나면 날수록 제어 오차가 커지는 하지만 제어가 가능함을 볼 수 있다. 주어진 조건을 만족한 것이다.

## 7. 결 론

전산 모사 결과 Q-ILC는 실시간 피드백 제어인 PI 제어에서 최소한으로 줄인 오차를 반복 시험을 통해 더욱 더 줄일 수 있음을 확인하였다. 그러므로 실시간 제어인 PI 제어와 매 시험

의 종합 결과를 이용해서 다음 시험의 최적 입력을 계산하는 Q-ILC를 접목하여 제어를 수행할 경우 좀더 효과적인 제어 시스템이 구성됨을 볼 수 있었다.

또한 본 연구에서 구성한 가스 발생기의 온도 제어, 주연소실의 온도 제어, 추력 제어와 연계한 종합 제어 로직 및 시스템에 대해 전산모사를 통해 가능함을 검증하였다.

단, 가스 발생기의 온도, 주연소실의 온도 측정 면에서의 실현 가능성에 대해 향후 더 연구가 진행되어야 할 것이며 추진제 잔류량을 최소화하는 PUS(Propellant Utilization System)과의 연계 제어에 대해서도 연구가 진행되어야 한다.

## 참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992.
2. 이광순, 김원철, 이재형, "선형 회분식 공정을 위한 이차 성능 지수에 의한 모델 기반 반복 학습 제어," 제어 자동화 시스템 공학 회지, 제2권 제3호, 1996, pp.148~157.
3. Бабкин А.И., Белов С.И., Рutowский, Соловьев Е.В., ОСНОВЫ ТЕОРИИ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ, М.:МАШИНОСТРОЕНИЕ, 1986.
4. Overshee P.V. and Moor B.D., "N4SID\*:Subspace Identification of combined deterministic-stochastic systems," Automatica, vol.30, No.1, 1994, pp.75~93.