

개방형 액체로켓엔진의 추력제어를 위한 최적출력 추종제어 시뮬레이션

차지형^a · 조우성^a · 고상호^{a,*}

Optimal Output Tracking Control Simulation for Thrust Control of an Open-cycle Liquid Propellant Rocket Engine

Jiyoung Cha^a · Woosung Cho^a · Sangho Ko^{a,*}

^aSchool of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

*Corresponding author. E-mail: sanghoko@kau.ac.kr

ABSTRACT

This paper deals with an optimal output tracking control for open-cycle liquid propellant rocket engine. For this purpose, we modeled simplified mathematical model of open-cycle liquid propellant rocket engine and designed optimal output feedback control system using combustion chamber pressure. For design the closed-loop system of open-cycle liquid propellant rocket engine, we designed optimal output feedback linear quadratic tracking control system using the linearized model and demonstrated the performance of the controller through numerical simulation.

초 록

본 논문에서는 개방형 액체로켓엔진의 제어 알고리즘을 다룬다. 이를 위해 엔진의 각 구성품들을 기준으로 수학적 모델링을 하였으며 추력제어를 위하여 연소실 압력을 피드백하여 제어시스템을 구축하였다. 제어시스템을 위하여 최대추력 상태에서 선형 모델을 이용하여 최적 출력피드백 LQ 추종제어기를 설계하였으며 시뮬레이션을 통해 제어기의 성능을 검증하였다.

Key Words: Open-cycle Liquid Propellant Rocket Engine(개방형 액체로켓엔진), Thrust Control(추력제어), LQ Control(LQ 제어), Optimal Output Feedback(최적 출력피드백), Numerical Simulation(수치적 시뮬레이션)

Nomenclature

A : Matrices (upper case boldface)
x : Column vectors (lower case boldface)

\bar{x} : Steady state values of **x**
 \tilde{x} : Deviation from \bar{x}
 P_C : Combustion chamber pressure
 P_G : Gas generator pressure
 P_{o1} : Oxidizer pump outlet pressure
 P_{f1} : Fuel pump outlet pressure
 \dot{m}_{o1} : Oxidizer pump outlet flow rate
 \dot{m}_{o2} : Gas generator oxidizer flow rate

Received 3 December 2019 / Revised 8 March 2020 / Accepted 13 March 2020

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 추계학술대회(2019. 11. 27-29, 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

\dot{m}_{o3}	: Combustion chamber oxidizer flow rate
\dot{m}_{f1}	: Fuel pump outlet flow rate
\dot{m}_{f2}	: Gas generator fuel flow rate
\dot{m}_{f3}	: Combustion chamber fuel flow rate
\dot{m}_{tbi}	: Turbine inlet flow rate
ω	: Turbopump rotational velocity
η_b	: Turbine efficiency
CFCV	: Combustion chamber fuel control valve
GFCV	: Gas generator fuel control valve
GOCV	: Gas generator oxidizer control valve
MFV	: Main fuel valve
MOV	: Main oxidizer valve
GFV	: Gas generator fuel valve
GOV	: Gas generator oxidizer valve

1. 서 론

최근 세계우주개발에서는 발사서비스 시장이 커짐에 따라 발사체 제작업체 수의 증가로 경제성과 비용절감의 중요성이 부각되고 있다. 이에 따라 가격경쟁력 확보를 위한 저비용 발사체 연구가 미국과 유럽 등 우주개발 선진국들을 중심으로 본격화되고 있다[1,2]. 우주개발 선진국에서는 저비용 발사체 연구를 위해 메탄 등 저비용 연료 기반의 엔진 개발, 소형 발사체 개발, 생산공정의 단일화 등 다양한 연구를 진행하고 있다. 이 중에서 가장 큰 비용 절감을 기대할 수 있는 방법은 우주 발사체를 회수하여 다시 사용하는 방법으로 현재 가장 많은 연구가 진행되고 있다. 다만으로 구성된 발사체에서 추진제의 사용이 진행될수록 불필요한 공간이 많아져 분리하여 버리는 로켓 구조물을 회수하여 재사용하는 원리를 사용하며 이 방법을 이용하면 1단 발사체만 재사용해도 kg당 발사비용을 약 30%의 절감이 가능하고 2단까지 재사용할 경우 약 60%까지 절감할 수 있다는 연구가 있다[3]. 현재 재사용 발사체에 대한 기술이 가장 앞선 곳은 민간 우

주개발업체인 Space X로 Falcon 9이 이와 같은 방법을 사용하여 이전까지 러시아가 주도했던 발사시장의 약 56%를 점유하고 있으며 이외 다른 발사체 제작업체들도 재사용 발사체 기술개발에 박차를 가하고 있다[2-4]. 이에 따라 초기 안전한 시동과정과 상태진단을 위해 사용되었던 제어시스템이 점차 회수수를 위한 연구로 진행되고 있다[5].

초기 액체로켓엔진의 제어는 로켓엔진의 성능을 제어하기 위하여 연료탱크 압력 제어, 추력제어를 위한 연소기 압력제어와 연료 혼합비를 이용하였다[6]. 그 이후 로켓의 안정화를 위한 연구를 수행하면서, 재사용이 가능한 우주왕복선 주 엔진(Space Shuttle Main Engine, SSME)의 개발과 함께 액체로켓엔진 건전성 감시 및 고장진단 기술이 중요해져서 제어 이론을 바탕으로 한 지능형 제어시스템(Intelligent Control System, ICS)에 대한 연구가 진행되었다[7-11]. 그 이후, 발사체 재사용의 중요성이 대두되면서 로켓 회수 경로제어 및 추력제어 연구가 진행되고 있다[12]. 국내에서는 기본적 형태의 우주발사체 개발에만 집중하고 있고, 현재 회수기술에 대한 문헌조사 등 기초연구만 수행하고 있어 본격적인 연구가 필요하다[2].

본 연구에서는 발사체 재사용을 위해 회수과정에서 필요한 추력제어기 설계를 수행하였다. 이를 위해 개방형 액체로켓엔진 시뮬레이션 모델을 구축하였으며 최대추력에서의 선형화 모델을 이용하여 최적출력 추종제어기를 설계하였다. 액체로켓엔진의 추력은 노즐 설계모양에 따라 달라지므로 항상 일관된 변수이면서 추력과 직접적으로 영향이 있는 연소실 내부압력을 이용하여 제어기를 설계하였다. 추력제어를 하는 과정에서 다른 변수들에 영향이 발생하므로 엔진 부품에도 영향이 발생할 수 있다. 이에 대한 영향을 최소화하기 위하여 최적제어 알고리즘을 이용하였으며 연소실 내부온도와 밀접한 관련이 있는 연소실 산화제-연료비와 추진제 유량과 관련이 있는 터보펌프 회전속도를 우선적으로 고려하여 두 변수의 변화를 최소화하며 추력제어기 설계를 수행하였다. 이와 같이 설계된 제어기

의 성능은 시뮬레이션을 통하여 확인하였다.

2. 액체로켓엔진 모델링

2.1 시뮬레이션 모델링

개방형 액체로켓엔진은 연료펌프와 산화제펌프를 구동하기 위한 터빈과 이를 구동하기 위한 가스발생기와 연료공급계로 구성된다. 추력이 발생하는 구성품은 연소기와 노즐이 있으며 추력 제어를 위한 추진제 공급 유량 조절 밸브와 이를 수송하기 위한 배관들이 있다[13].

액체로켓엔진의 수학적 모델은 뉴턴의 운동방정식과 열역학 법칙을 기반으로 크게 7가지 지배방정식을 유도할 수 있으며 본 논문에서는 모델링을 단순화하기 위해 열전달로 인한 손실을 일정한 손실계수로 가정하여 4가지 지배방정식을 사용하였다. 이를 바탕으로 11개의 미분방정식과 37개의 대수방정식을 사용하여 Matlab/Simulink 기반으로 모델링을 하였다[13]. 시뮬레이션 구성단계에서 산화제/연료 밀도 및 탱크의 압력은 한국항공우주연구원에서 제공해준 데이터를 이용하였으며 각종 밸브의 상태를 이용하여 시동과정(start-up process), 정상상태(steady-state), 비상정지(shutdown process) 모델링과 시뮬레이션을 진행하였다. 시동 및 비상정지와 같은 천이상태와 정상상태에서 운영되는 밸브는 Table 1과 같이 정해져 있으며 시동과정 및 비상정지 상태에서는 MFV, MOV, GFV, GOV를 개폐 시점에 맞춰 조절한다. 이에 반해 정상상태에서는 CFCV, GFCV, GOCV를 이용하여 제한된 구간의 추력을 조절한다[14].

2.2 시뮬레이션 모델 검증

시뮬레이션 모델링의 검증을 위하여 시뮬레이션 데이터와 실험 데이터를 비교하였다. 데이터를 비교하기 위하여 Table 1과 같이 밸브를 운영하였으며 시동과정에서는 점화기(Pyro-starter)가 점화하는 시점 및 메인밸브는 완전히 닫힌 상태에서 각 메인밸브가 열리는 시점에 맞추어 완전히 열린 상태로 모델링하였으며 정상상태에

Table 1. Control state variables and parameters [14].

Position	Sart-up Process	Steady State	Shutdown Process
CFCV	Fix(Open)	Control	Fix(Open)
GFCV	Fix(Open)	Control	Fix(Open)
GOCV	Fix(Open)	Control	Fix(Open)
MFV	Control	Fix(Open)	Control
MOV	Control	Fix(Open)	Control
GFV	Control	Fix(Open)	Control
GOV	Control	Fix(Open)	Control

Table 2. Error ratio comparing with experimental data [14].

Notation	Error ratio[%] (2G)	Notation	Error ratio[%] (2G)
P_C	1.2167	\dot{m}_{o2}	3.7143
P_G	0.9580	\dot{m}_{f2}	0.4124
P_{o1}	1.9042	\dot{m}_{o3}	1.9274
P_{f1}	0.1795	\dot{m}_{f3}	1.3056
P_{tbe}	0.4624	\dot{m}_{tbi}	1.1215
\dot{m}_{o1}	1.8456	ω	1.4489
\dot{m}_{f1}	1.2718	η_{tb}	0.4073

서는 제어밸브를 조절하여 실험데이터에 맞추었다. 비상정지과정은 시동과정과 반대로 각 밸브가 닫히는 시점에 맞추어 완전히 열린 상태에서 닫힌 상태로 모델링하였으며 각 밸브의 모델링은 Eq. 1과 같이 1차 전달함수를 이용하였다[14].

$$G(s) = \frac{\tau_f}{s + \tau_f} \quad (1)$$

Table 2는 정상상태로 최대추력(full thrust)일 때의 데이터이다. 검증을 위해 상태변수 이외에도 산화제펌프 출구유량/압력, 연료펌프 출구유량/압력, 터빈효율, 터빈 입구유량, 터빈 출구유량/압력을 비교하여 최대 4% 이내의 오차율을 확인하였다. Fig. 1, 2는 각각 시동 및 비상정지

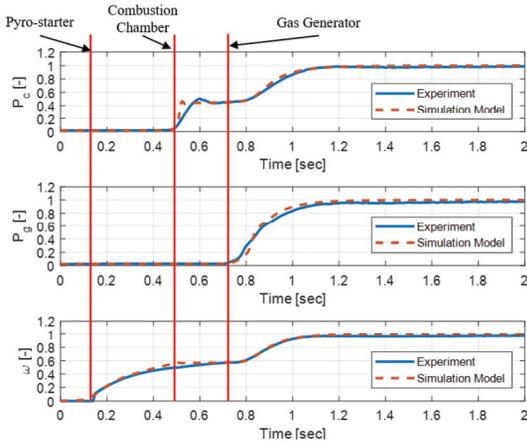


Fig. 1 Comparison of the results of start-up process [14].

과정에서 정상상태의 값을 정규화(normalize)한 결과로 Table 1과 같이 메인연료/산화제 밸브와 가스발생기 연료/산화제 밸브를 이용하여 시뮬레이션을 구동하였으며 밸브 개폐시점은 실험데이터와 비교하여 설정하였다. 시뮬레이션 결과와 실험데이터를 비교하기 위하여 대표적인 데이터인 P_c , P_g , ω 를 비교하였으며 약간씩 오차가 있지만 약 5% 이내의 오차율을 확인하였다.

3. 최적출력 추종제어

3.1 LQ 추종제어[15,16]

일반적인 시스템을 정상상태에서 선형화를 수행하면 Eq. 2-4와 같은 시불변 선형시스템 (Linear Time Invariant, LTI)이 주어진 상황에서 최적화를 위한 비용함수는 Eq. 5와 같다.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu} \quad (2)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} \quad (3)$$

$$\mathbf{z} = \mathbf{Hx} \quad (4)$$

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (\mathbf{x}^T \mathbf{Qx} + \mathbf{u}^T \mathbf{Ru}) dt \quad (5)$$

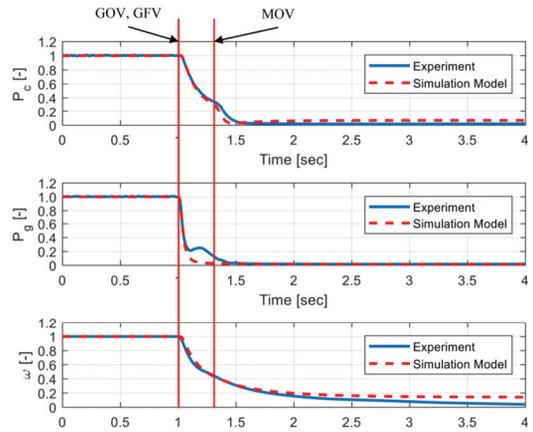


Fig. 2 Comparison of the results of the shutdown process [14].

여기서 \mathbf{x} 는 상태변수, \mathbf{y} 는 측정변수, \mathbf{z} 는 성능변수, \mathbf{u} 는 제어입력변수이고, 추종을 위한 명령 값은 $\mathbf{r}(t)$ 이다. 추종제어를 위한 동적보상기 (dynamic compensator)는 보상기 상태변수 \mathbf{w} , 보상기 출력변수 \mathbf{v} , 추종오차 \mathbf{e} 로 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\mathbf{w}} = \mathbf{Fw} + \mathbf{z} \quad (6)$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{Nw} + \mathbf{Je} \quad (7)$$

$$\mathbf{e}(t) = \mathbf{r}(t) - \mathbf{z}(t) \quad (8)$$

추종제어를 위해 제어입력은 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$\mathbf{u} = -\mathbf{Ky} - \mathbf{Lv} \quad (9)$$

이러한 시스템 및 동적보상기의 상태방정식과 출력방정식을 통합한 증강시스템(augmented system)을 만들면 다음과 같다.

$$\dot{\mathbf{x}}_a(t) = \overline{\mathbf{A}}\mathbf{x}_a(t) + \overline{\mathbf{B}}\mathbf{u}(t) + \overline{\mathbf{G}}\mathbf{r}(t) \quad (10)$$

$$\mathbf{y}_a(t) = \overline{\mathbf{C}}\mathbf{x}_a(t) + \overline{\mathbf{J}}\mathbf{r}(t) \quad (11)$$

$$\mathbf{z}(t) = \overline{\mathbf{H}}\mathbf{x}_a(t) \quad (12)$$

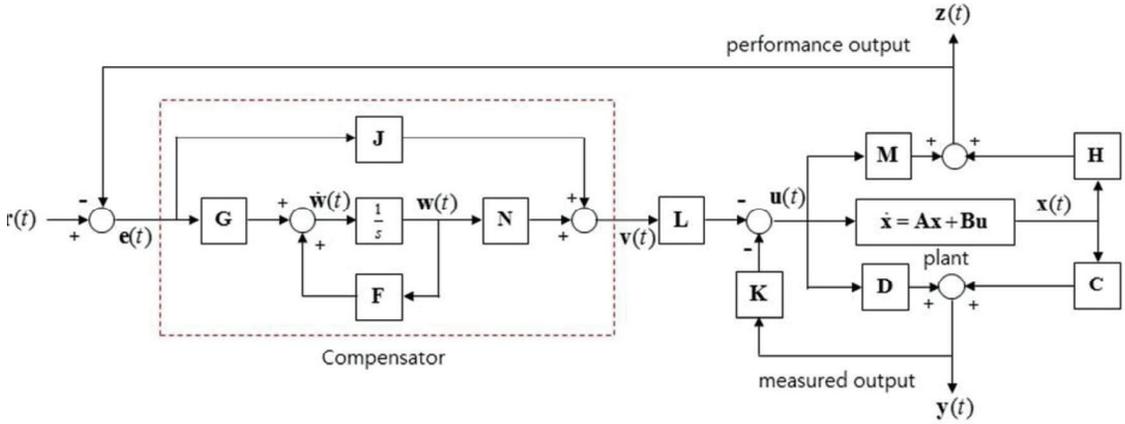


Fig. 3 Plant with compensator of desired structure [16].

$$u(t) = -\bar{K}y_a(t) \quad (13)$$

$$x_a(t) \equiv \begin{bmatrix} x(t) \\ w(t) \end{bmatrix}, \quad y_a(t) \equiv \begin{bmatrix} y(t) \\ v(t) \end{bmatrix}, \quad (14)$$

$$\bar{A} \equiv \begin{bmatrix} A & 0 \\ -GF & 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{B} \equiv \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \bar{G} \equiv \begin{bmatrix} 0 \\ G \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\bar{C} \equiv \begin{bmatrix} C & 0 \\ -JH & N \end{bmatrix}, \quad \bar{J} \equiv \begin{bmatrix} 0 \\ J \end{bmatrix}, \quad (16)$$

$$\bar{H} \equiv [H \ 0], \quad \bar{K} \equiv [K \ L] \quad (17)$$

위 시스템을 이용하여 Fig. 3와 같은 폐루프 (closed-loop) 시스템을 구성하여 Eq. 18과 같이 시스템의 오차를 최소화하는 피드백이득을 구하기 위한 비용함수를 이용하였다[16].

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (\tilde{e}^T \tilde{e} + \tilde{u}^T \tilde{R} \tilde{u}) dt + \frac{1}{2} \tilde{e}^T \tilde{V} \tilde{e} \quad (18)$$

여기서 $\tilde{R} > 0$, $\tilde{V} \geq 0$ 이다. Eq. 18을 간단하게 표현하기 위해 Eq. 10-13 및 $\tilde{P} \geq 0$ 를 이용하여 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$J = \frac{1}{2} \tilde{x}_a^T(0) \tilde{P} \tilde{x}_a(0) + \frac{1}{2} \tilde{e}^T \tilde{V} \tilde{e} \quad (19)$$

$$0 = g = \bar{A}_c^T \tilde{P} + \tilde{P} \bar{A}_c + \bar{H}^T \tilde{H} + \bar{C}^T \bar{K} \bar{R} \bar{K} \bar{C} \quad (20)$$

Eq. 19의 비용함수를 최소화하면서 시스템이 안정한 피드백이득을 구하기 위하여 Lagrange multiplier approach를 응용한 Hamiltonian을 설정하였으며 설정한 Hamiltonian은 다음과 같다.

$$\mathbb{H} \equiv \text{tr}(\tilde{P}\tilde{X}) + \text{tr}(g\mathcal{S}) \quad (21)$$

$$\tilde{X} \equiv \tilde{x}_a(0) \tilde{x}_a^T(0) = \bar{A}_c^{-1} \bar{B}_c \tilde{r}_0 \tilde{r}_0^T \bar{B}_c^T \bar{A}_c^{-T} \quad (22)$$

Eq. 21에서 \mathcal{S} 는 대칭행렬이며 LQ 추종제어기 설계를 위한 출력피드백 이득의 필요조건은 다음과 같다.

$$0 = \frac{\partial \mathbb{H}}{\partial \mathcal{S}} = g - \bar{A}_c^T \tilde{P} + \tilde{P} \bar{A}_c + \bar{H}^T \tilde{H} + \bar{C}^T \bar{K} \bar{R} \bar{K} \bar{C} \quad (23)$$

$$0 = \frac{\partial \mathbb{H}}{\partial \tilde{P}} = \bar{A}_c \mathcal{S} + \tilde{S} \bar{A}_c + \tilde{X} \quad (24)$$

$$0 = \frac{\partial \mathbb{H}}{\partial \bar{K}} = \bar{R} \bar{K}^T \bar{C} \bar{S} \bar{C} - \bar{B}^T \bar{P} \bar{S} \bar{C}^T + \bar{B}^T \bar{A}_c^T (\tilde{P} + \bar{H}^T \tilde{V} \bar{H}) \tilde{x}_a \tilde{y}_a - \bar{B}^T \bar{A}_c^T \bar{H}^T \tilde{V} \tilde{r}_0 \tilde{y}_a \quad (25)$$

$$\tilde{x}_a(t) \equiv -\bar{A}_c^{-1} \bar{B}_c \tilde{r}_0, \quad (26)$$

$$\tilde{y}_a(t) \equiv (\bar{J} - \bar{C} \bar{A}_c^{-1} \bar{B}_c) \tilde{r}_0 \quad (27)$$

3.2 제어기 성능 분석

개방형 액체로켓엔진의 LQ 추종제어를 설계하기 위하여 최대추력에서 선형화를 하여 Eq. 2, 3와 같은 모델을 구하였다. 본 논문에서 모델링한 엔진의 운동방정식은 11개의 1차 미분방정식으로 구성되어 $A \in \mathbb{R}^{11 \times 11}$ 인 시스템이다. 본 연구에서 다루는 LQ 추종제어 알고리즘은 선형모델을 기반으로 설계하기 때문에 선형화모델의 검증을 위하여 작은 입력 값에 대한 응답을 비교하였다. Fig. 4는 비선형 모델과 선형화 모델의 비교한 그래프로 최대추력에서 선형화하였으며 비교하기 위하여 대표적인 데이터인 P_C , P_G , ω 를 이용하였다. 이를 통해 작은 입력 값에 대한 응답이 일치함을 확인하였으며 선형화가 잘 되었음을 확인할 수 있다.

앞에서 구한 선형화 모델을 이용하여 Fig. 5와 같이 시스템을 구성하여 Eq. 10-13과 같은 증강시스템의 제어변수(u_{valve}), 출력변수(y_a), 성능변수(z)를 다음과 같이 정하였다.

$$u_{valve} = [GOCV, CFCV, GFCV]^T \quad (28)$$

$$y_a = [y^T | v^T]^T = [\delta\omega, \delta MR | e^T, \epsilon^T]^T \quad (29)$$

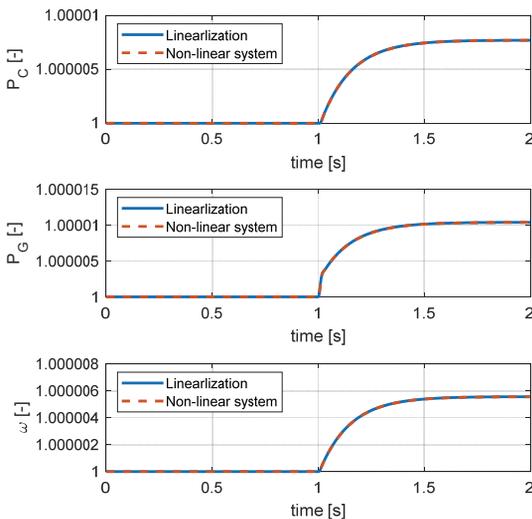


Fig. 4 Comparison of the results between the nonlinear model and linearized model.

$$z = \delta P_C \quad (30)$$

$$MR = \frac{\dot{m}_{o3}}{\dot{m}_{f3}} \quad (31)$$

$$\epsilon(t) = \int e(t) dt \quad (32)$$

Eq. 23-25의 충분조건을 만족하는 출력피드백 이득을 구하는 과정에서 가중행렬 Q , R 이외에도 입력되는 초기 이득에 민감하여 여러 번의 시도를 통하여 초기 값을 설정하였으며 참고문헌 [16]과 같은 방법을 통해 이득을 구하였다. 이와 같이 구한 이득을 이용하여 제어변수의 변화량이 결정되며 Eq. 1의 밸브 모델링을 통해 제어밸브의 면적이 정해지게 된다. 이를 통해 유량이 결정되며 결과적으로 연소실 압력이 제어된다.

선형화 모델을 통해 구한 개방형 액체로켓엔진의 LQ 추종제어의 성능을 확인하기 위해 비선형 모델링을 Fig. 5와 같이 구성하여 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 6는 비선형 모델의 시간에 따른 연소실 압력 명령($r(t)$)에 대한 결과 그래프로 최대추력 데이터를 기준으로 정규화(normalize)하였다. 연소실 내부압력 명령($r(t)$)은 0.5초에 정상상태 기준 97.5%, 1초에 최대추력 기준 1.025%, 1.5초에 정상상태 기준 1.0125%로 하였으며 터보펌프 회전속도와 산화제-연료비의 변화를 최소화하면서 성능변수(z)이 응답하는 결과이다. 결과를 보면 산화제-연료비, 터보펌프 회전속도의 변화율이 최대 1% 이하로 적으면서 제어목표인 연소실 내부압력은 오차가 없이 빠르게 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 일반적으로 고성능의 엔진 설계에서는 빠르고 정확한 제어가 요구되므로 오차가 없이 그리고 밸브 모델링을 통한 시간지연을 포함하였음에도 0.5초 이내로 오차 없이 빠르게 수렴하므로 적절한 제어기임을 확인하였다[6]. 하지만, 약간의 오버슈트 현상이 존재하며 선형화 모델을 이용하여 최적 제어 이득을 구하는 과정에서 선형화 모델의 오차 및 실제 모델에서와 같이 제어밸브의 운용한도 설정 한계 그리고 지정한 측정변수의 변화량

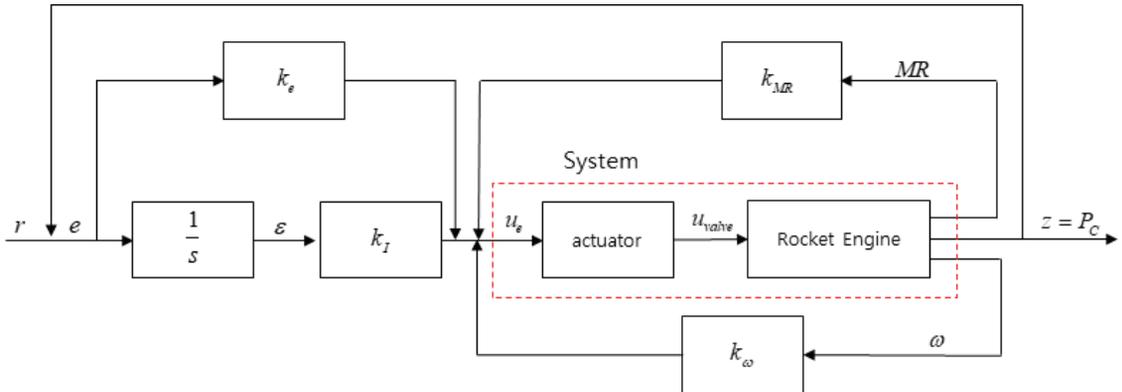


Fig. 5 LQ tracker system structure.

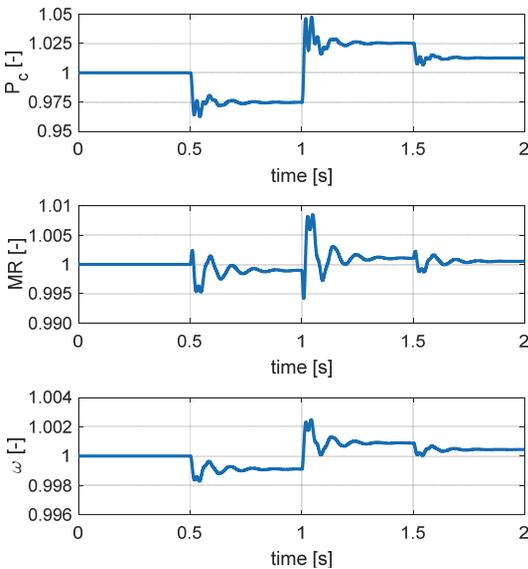


Fig. 6 Simulation results of optimal output feedback LQ Tracker control.

을 최소화 과정에서 제어기를 사용하는데 한계가 발생하였다. 이로 인해 본 연구에서 설계한 추력제어기가 운용할 수 있는 추력제어 범위 ($\pm 3\%$)가 참고문헌 [17]의 운용 가능한 추력제어 범위 ($\pm 11\%$)보다 운용 폭이 감소하였다.

따라서 이를 해결하기 위해서는 본 논문에서 사용한 연소실 내부압력, 터보펌프 회전속도, 산화제-연료비 이외에도 추가적인 피드백 데이터 이용이 필요하며 다양한 추력상태에서의 선형화 모델을 기반으로 구한 피드백 이득을 확장하여

이득 스케줄링(Gain Scheduling)을 통한 비선형 제어시스템 설계가 필요하다. 또한, Falcon 9의 Merlin engine과 같이 핀틀 분사기를 사용하면 제어밸브 이외에도 제어 입력 값이 늘어나므로 운용 가능한 추력제어 범위가 확대될 것으로 기대된다[18].

4. 결 론

본 연구에서는 개방형 액체로켓엔진의 시뮬레이션 모델링을 하였으며 실험데이터와 비교하여 검증하였다. 페루프 시스템 구성을 위하여 최대 추력에서의 선형화모델을 바탕으로 제어기를 설계하였으며 성능변수로 추력과 직접적으로 관련된 연소실 압력을 이용하여 시간에 따른 압력명령에 응답하도록 하였다. 추력제어를 위한 연소실 압력제어 과정에서 다른 변수들에 영향이 있기 때문에 이에 대한 영향을 최소화하기 위하여 최적 출력피드백 Linear Quadratic(LQ) 추종제어기 설계방법을 이용하였으며 연소실 내부온도와 밀접한 관련이 있는 연소실 산화제-연료비와 추진제 유량과 관련이 있는 가스터빈 회전속도의 변화를 최소화하여 피드백 이득을 구하고 이를 비선형 시뮬레이션을 통해 제어기의 성능을 확인하였다.

추후에는 핀틀 분사기 모델링을 통한 제어변수 확장 및 다양한 추력에서의 선형화를 통한

이득 스케줄링을 적용하여 발사과정 전체에 대한 액체로켓엔진의 페루프 모델링 및 제어 운용 범위를 확대하고 이를 이용하여 발사체 회수과정 연구를 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 2018년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

References

- Kim, C.T., Yang, I., Lee, K., and Lee, Y., "Technology Development Prospects and Direction of Reusable Launch Vehicles and Future Propulsion Systems," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 44, No. 8, pp. 686-694, 2016.
- Choo, K., Mun, H., Nam, S., Cha, J., and Ko, S., "A Survey on Recovery Technology for Reusable Space Launch Vehicle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 2, pp. 138-151, 2018.
- Chapman, P.K., Sc.D., "Deploying SunSats," *Online Journal of Space Communication*, 16, 2010.
- Federal Aviation Administration, "Commercial Space Data," Retrieved 18 Oct. 2019, from https://www.faa.gov/data_research/commercial_space_data/launches/?type=Licensed
- Pérez-Roca, S., Marzat, J., Piet-Lahanier, H., Langlois, N., Farago, F., Galeotta, M., and Le Gonidec, S. "A survey of automatic control methods for liquid-propellant rocket engines," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 107, pp. 63-84, 2019.
- Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines*, AIAA, 1992.
- Lee, Y.C., "Stability and control of liquid propellant rocket systems," *Journal of the American Rocket Society*, Vol. 23, No. 2, pp.75-81, 1953.
- Merrill, W.C. and Lorenzo, C.F., "A Reusable Rocket Engine Intelligent Control," NASA TM 100963, Jul. 1988.
- Musgrave, J.L., "Linear Quadratic Servo Control of a Reusable Rocket Engine," NASA TM 105291, Jun. 1991.
- Lorenzo, C.F. and Musgrave, J.L., "Overview of Rocket Engine Control," NASA TM 105318, Jan. 1992.
- Musgrave, J.L., Paxson, D.E., Litt, J.S. and Merrill, W.C., "A Demonstration of an Intelligent Control System for a Reusable Rocket Engine," NASA TM 105794, May 1992.
- Ferrante, R. *A Robust Control Approach for Rocket Landing*, Master Thesis, School of Informatics, University of Edinburgh, 2017.
- Lee, K., Cha, J., Ko, S., Park, S.Y., and Jung, E., "Mathematical modeling and simulation for steady state of a 75-ton liquid propellant rocket engine," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 11, No. 5, pp. 6-12, 2017.
- Cha, J., *Transient State Modeling, Simulation, and Fault Detection/Diagnosis of an open-cycle Liquid Rocket Engine*, Ph. D. Dissertation, Korea Aerospace University, 2019.
- Lewis, F. L., Vrabie, D., and Syrmos, V. L., *Optimal control*, John Wiley & Sons Inc., New York, USA, 2012.
- Kang, S., Cha, J., and Ko, S., "Linear quadratic regulation and tracking using output feedback with direct feedthrough," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 17, No. 4, pp. 593-603, 2016.
- Cho, W., Cha, J., and Ko, S., "Closed-loop

Simulation of Open-cycle Liquid Propellant Rocket Engine for Thrust Control," *Proceedings of the KSPE 2019 Spring*

Conference, Jeju, Korea, May, 2019.

18. "Falcon 9 User's Guide," SpaceX, January 2019.