

論文

상온기체 모사장치를 이용한 가변추력 고체추진기관의 압력제어 연구

이호성*, 이도윤*, 박종승*, 김중근*

A Study on Pressure Control for Variable Thrust Solid Propulsion System Using Cold Gas Test Equipment

Ho-sung Lee*, Do Yoon Lee*, Jong Seung Park* and Joung Keun Kim*

ABSTRACT

A nonlinear pressure controller to actively regulate the thrust of a solid propulsion system is presented. To compensate for the parametric uncertainties with respect to the chamber pressure induced by changing nozzle throat area, Lyapunov-based parameter adaptation method has been applied. In order to verify the effectiveness of the proposed control method, the experiments were carried out using the cold gas test equipment that can simulate the operating environment of variable thrust solid propulsion system. The experiment results show that the nonlinear pressure controller has better performance than conventional P and PI controller.

초 록

본 논문에서는 가변 추력 고체추진기관을 모사할 수 있는 상온기체 시험장치를 이용하여 고체추진기관의 연소실 압력을 능동적으로 제어할 수 있는 비선형 압력 제어알고리즘을 제안하였다. 제안된 제어기법은 고체추진기관의 비선형성과 시변성을 고려하여 설계되었으며, 압력 및 온도조건 등에 따른 물리적 변수들의 변화를 적응제어 알고리즘을 통하여 보상하였다. 비선형 압력제어 알고리즘의 효과를 상온기체 모사장치를 이용한 압력제어 실험을 통하여 검증하였으며, 실험결과 일반적인 비례 제어기 및 비례-적분 제어기에 비하여 제안된 제어기법이 더 좋은 압력제어 성능을 보임을 확인하였다.

Key Words : Variable Thrust Solid Propulsion System(가변추력 고체추진기관), Nonlinear Pressure Control(비선형 압력제어), Time-varying System(시변 시스템)

1. 서 론

고체추진기관(Solid Propulsion System)은 추진제의 그레인 형상과 노출 목의 크기가 결정되면 추력의 크기를 임의로 조절할 수 없어 추력의 크기를 조절할 필요성이 있는 시스템에서는 주로 액체추진기관(Liquid Propulsion System)을 사용

하여왔다. 최근 기술선진국에서는 액체추진기관과 같이 추력의 크기를 임의로 조절할 수 있고 고체추진기관의 장점을 동시에 지니는 가변 추력 고체추진기관(Variable Thrust Solid Propulsion System)에 대한 연구[1, 2]가 활발히 진행되고 있다. 고체추진기관의 추진제 그레인 형상이 고정된 경우 추력을 제어하기 위해서는 노출 목의 면적을 변화시키는 방법이 유일하며 핀틀 구동기의 위치 제어를 통해 노출 목 면적의 변화가 가능하다. 결국 가변 추력 고체추진기관의 추력을 능동적으로 제어하기 위해서는 추진기관의 압력을 피

† 2008년 6월 3일 접수 ~ 2008년 11월 1일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : aioaio96@add.re.kr

대전광역시 유성우체국 사서함 35호

드백하여 노즐 목 면적을 변화시키는 압력제어 알고리즘이 필요하다.

기본적으로 고체추진기관은 노즐 목 면적, 압력 및 기타 시스템 변수에 대하여 비선형 압력 미분방정식으로 모델링되며, 고체추진체가 연소하면서 자유공간(Free Volume)이 커지는 시변 시스템(Time-varying System)이다. 또한 압력, 노즐 목 면적, 온도 등에 따른 시스템 변수의 불확실성 역시 존재한다. 따라서 고체추진기관의 효과적인 압력제어를 위해서는 시스템의 비선형성과 시변특성 및 불확실성을 고려한 압력제어 알고리즘의 설계가 필수적이다. 그러나 지금까지 연구된 가변 추력 고체추진기관의 압력제어 방법은 고체추진기관의 비선형특성, 시변특성 및 시스템 불확실성이 전혀 고려되지 않은 일반적인 비례-적분-미분 제어(PID)[2]가 사용되거나, 선형 해석을 바탕으로 시스템의 운용 압력과 자유공간에 따라 제어기의 동적 특성을 사상(Mapping)하는 방법[1] 등이 사용되어 왔으며, 고체추진기관의 시변성/비선형성/시스템 불확실성이 동시에 고려된 제어 알고리즘에 대한 연구는 전무한 실정이다.

본 연구에서는 고체추진기관의 시변성/비선형성/시스템 불확실성을 고려한 비선형 제어 알고리즘을 개발하고 상온기체 모사장치를 통해 검증하였다. 상온기체 모사장치는 고체추진기관의 시변성을 모사하기 위해 개발되었으며, 이를 통해 설계된 제어알고리즘을 검증하고 실제 고체추진기관의 연소시험에서 발생할 수 있는 다양한 문제점들을 예측하여 연소시험의 가능성을 확인하고 연소시험의 횟수를 줄여 비용을 절감할 수 있다.

II. 본 론

2.1 상온기체 모사장치

그림 1은 일반적인 고체추진기관의 연소 시스템을 보여준다. 고체추진기관은 추진제 부분과 자유공간(Free Volume) 및 노즐로 구성되며, 추진제가 연소하면서 발생하는 연소가스가 노즐을 통해 배출됨으로써 추력이 발생하는 구조를 가지고 있다. 특히, 추진기관의 자유공간은 추진체의 연소가 끝날 때까지 점점 늘어나기 때문에 고체추진기관은 추진체의 점화 후 시간에 따라 특성이 변화하는 시변 시스템이라고 할 수 있다.

2.1.1 상온기체 모사장치의 구성

그림 2는 가변 추력 고체추진기관을 모사하기 위해 제작된 상온기체 모사장치의 시스템 구성도이고, 그림 3은 상온기체 모사장치를 보여준다.

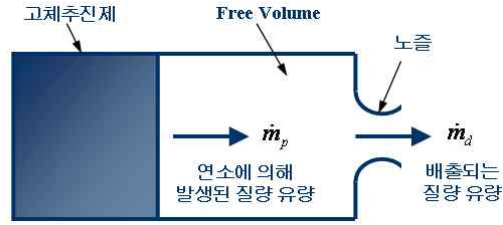


그림 1. 일반적인 고체추진기관

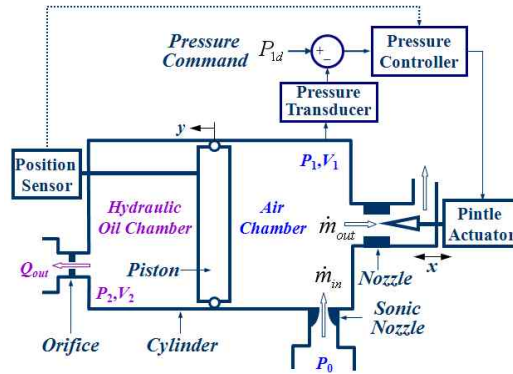


그림 2. 상온기체 모사장치의 구성도

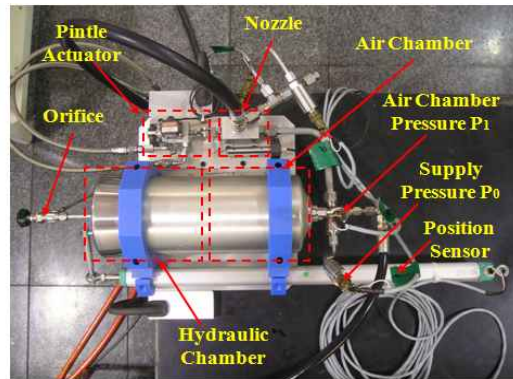


그림 3. 상온기체 모사장치

상온기체 모사장치는 피스톤에 의해 크게 두 부분(유압유 챔버, 공기 챔버)으로 나뉘는 실린더와 노즐 목 면적을 조절하는 핀틀 구동기로 구성된다. 먼저 공기 챔버는 고체추진기관의 자유공간 즉, 연소실에 해당하는 부분으로 P_0 의 압력을 가지는 공기가 음속 노즐(Sonic Nozzle)을 통과하여 공기 챔버에 공급되고 공급된 공기는 핀틀 구동기에 의해 면적이 조절되는 노즐을 통과하여 외부로 배출된다. 이때 공기 챔버의 압력 P_1 은 압력제어기에 의해 압력 명령 P_{1d} 를 추종하게 된다. 유압유 챔버에 채워진 유압유는 공기 챔버의

압력 P_1 에 의해 힘을 받게 되어 압력 P_2 가 되고, 오리피스를 통과하여 배출된다. 유압유가 배출됨에 따라 유압유 챔버의 부피 V_2 는 점점 작아지게 되고, 반대로 공기 챔버의 부피 V_1 은 점점 커지게 된다. 이와 같이 공기 챔버의 압력 P_1 에 따라 고체추진기관의 자유공간에 해당하는 공기 챔버의 부피 V_1 이 점점 커지게 설계함으로써 연소 후 시간에 따라 변화하는 고체추진기관의 특성을 모사할 수 있다.

2.1.2 상온기체 모사장치의 모델링

고체추진기관의 압력 동특성은 추진제가 연소하면서 발생하는 연소가스와 노즐로 빠져나가는 연소가스 및 연소실에 남아 있는 가스의 연속방정식으로 표현된다. 상온기체 모사장치 역시 이와 유사한 연속방정식을 통해 모델링 된다. 상온기체 모사장치 중 공기 챔버의 압력 동특성은 일차원 유동과 이상기체의 등엔트로피 과정을 가정하면 식 (1)과 같은 연속방정식으로 표현된다.

$$\dot{m}_{in} = \frac{\partial \rho_1}{\partial t} V_1 + \rho_1 \frac{\partial}{\partial t} \left(\int_{cv} dV_1 \right) + \dot{m}_{out} \quad (1)$$

여기서 ρ_1 는 공기의 밀도이다.

식 (1)을 이상기체 상태 방정식과 유량방정식을 이용하여 정리하면 공기 챔버의 압력 P_1 의 미분방정식[3]은 다음 식 (2)와 같다.

$$\frac{dP_1}{dt} = \frac{\gamma RT}{V_1} \left(\frac{KP_0 Cd_{in} A_{in} N_{in}}{\sqrt{T}} - \frac{KCd_{out} N_{out}}{\sqrt{T}} P_1 A_{out} - \frac{A_p \dot{y}}{RT} P_1 \right) \quad (2)$$

여기서 R 은 공기의 기체상수, γ 는 공기의 비열비, T 는 공기의 온도, Cd_{in} 은 유속 노즐의 송출계수(Discharge Coefficient), Cd_{out} 은 노즐의 송출계수, A_{in} 은 유속 노즐의 목 면적, A_{out} 은 노즐의 목 면적, A_p 는 피스톤의 면적, y 는 피스톤의 위치이다.

유압유 챔버의 압력 동특성은 유량관계식에 의해 다음과 같이 유도된다.

$$-Cd_2 A_2 \sqrt{\frac{2}{\rho_2} (P_2 - P_r)} = -A_p \dot{y} + \frac{V_2}{\beta} \frac{dP_2}{dt} \quad (3)$$

여기서 Cd_2 는 오리피스의 송출계수이고 A_2 는 오리피스의 면적, ρ_2 는 유압유의 밀도, P_r 는 오리피스 후단의 압력, β 는 유압유의 체적탄성계수(Bulk Modulus)이다.

피스톤의 질량을 M 이라 할 때 피스톤의 운동 방정식은 식 (4)와 같다.

$$M\ddot{y} = (P_1 - P_2)A_p - F_f \quad (4)$$

여기서 F_f 는 피스톤 오링과 실린더 사이의 마찰력이다.

2.2 비선형 제어기 설계

상온기체 모사장치는 가변 추력 고체추진기관과 마찬가지로 공기 챔버의 압력 P_1 이 원하는 압력 궤적 P_{1d} 을 추종하도록 핀틀 구동기를 이용하여 노즐의 목 면적 A_{out} 을 제어하는 것을 목적으로 한다. 노즐 목 면적 A_{out} 을 제어 입력 u 으로 할 때 제어기 설계상의 편의를 위하여 식 (2)를 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{P}_1 &= \frac{1}{y} (m_1 - m_2 P_1 u - \gamma y P_1) \\ m_1 &= \frac{\gamma R K P_0 C d_{in} A_{in} N_{in} \sqrt{T}}{A_p} \\ m_2 &= \frac{\gamma R K C d_{out} N_{out} \sqrt{T}}{A_p} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 m_1, m_2 는 상수이다.

압력 오차 e_1 을 $P_1 - P_{1d}$ 라 하면 양의 한정함수(Positive Definite Function)인 V 는 다음과 같다.

$$V = \frac{1}{2} \rho_1 e_1^2 \quad (6)$$

여기서 $\rho_1 > 0$ 이다.

식 (6)을 미분하고 식 (5)를 대입하면 다음 식 (7)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \rho_1 e_1 \dot{e}_1 \\ &= \rho_1 e_1 \left[\frac{1}{y} (m_1 - m_2 P_1 u - \gamma y P_1) - \dot{P}_{1d} \right] \end{aligned} \quad (7)$$

제어 입력 u 를 식 (8)이라 하고,

$$u = \frac{m_1}{m_2 P_1} - \frac{\gamma y}{m_2} - \frac{y \dot{P}_{1d}}{m_2 P_1} + \frac{y}{m_2 P_1} k_1 e_1 \quad (8)$$

$k_1 > 0$ 면 $\dot{V} = -\rho_1 k_1 e_1^2$ 이 되어 e_1 에 대한 음의 한정함수(Negative Definite Function)가 되며, 따라서 압력 오차 e_1 은 0으로 수렴하게 된다[4].

이와 같이 유도된 제어기의 성능은 제어기에 포함된 시스템의 물리적 변수 값들(m_1, m_2, γ)에 큰 영향을 받는다. 따라서 높은 모델 정확도가 요구되며 특히 물리적 변수들의 불확실성을

고려할 때 제어기의 성능에 큰 영향을 미치는 변수들을 추정하는 방법이 필요하다. 실험 및 시뮬레이션 결과와 제어기의 구조로 판단할 때 물리적 변수들 중 시스템의 성능에 가장 민감한 것은 m_1/m_2 이며 m_1 과 m_2 중 여기서는 m_1 을 온라인으로 적응시킨다.

m_1 의 추정 값을 \hat{m}_1 이라 하고 오차 e_m 을 $m_1 - \hat{m}_1$ 이라 하면 Lyapunov 함수 V_m 을 다음과 같이 정의할 수 있다.

$$V_m = \frac{1}{2} \rho_1 e_1^2 + \frac{1}{2} \rho_m e_m^2 \quad (9)$$

여기서 $\rho_m > 0$ 이다.

식 (9)를 미분하고 식 (5)을 대입하면 다음 식 (10)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{V}_m &= \rho_1 e_1 \dot{e}_1 + \rho_m e_m \dot{e}_m \quad (10) \\ &= \rho_1 e_1 \left[\frac{1}{y} (m_1 - m_2 P_1 u - \gamma y P_1) - \dot{P}_{1d} \right] \\ &\quad - \rho_m e_m \dot{\hat{m}}_1 \end{aligned}$$

이때 제어 입력 u 를 다음 식 (11)라 하고,

$$u = \frac{\hat{m}_1}{m_2 P_1} - \frac{\gamma y}{m_2} - \frac{y \dot{P}_{1d}}{m_2 P_1} + \frac{y}{m_2 P_1} k_1 e_1 \quad (11)$$

식 (10)에 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{V}_m = -\rho_1 k_1 e_1^2 + e_m \left(\frac{\rho_1 e_1}{y} - \rho_m \dot{\hat{m}}_1 \right) \quad (12)$$

식 (12)에서 \dot{V}_m 이 음의 반한정(Negative Semi-definite)이 되도록 $\rho_1 e_1 / y - \rho_m \dot{\hat{m}}_1 = 0$ 이라 한다면 m_1 의 적응 알고리즘은 아래 식 (13)과 같다.

$$\dot{\hat{m}}_1 = \frac{\rho_1}{\rho_m y} e_1 \quad (13)$$

결국 $\dot{V}_m = -\rho_1 k_1 e_1^2$ 이 되어 압력 오차 e_1 은 0으로 수렴하게 된다[4]. 또한 압력 제어가 지속되던 조건하에서 적응 알고리즘(Adaptation Algorithm)에 의해 \hat{m}_1 은 실제 값으로 수렴한다.

식 (11)에서 제어 입력 u 를 구성하는 여러 항 중 $-\gamma y / m_2 - y \dot{P}_{1d} / (m_2 P_1)$ 은 다른 항에 비하여 상대적으로 매우 작고 제어 성능에 미치는 영향이 미미하여 생략이 가능하며 이에 따라 단순화된 제어 입력 u 는 아래와 같이 정리 된다.

$$u = \frac{\hat{m}_1}{m_2 P_1} + \frac{y}{m_2 P_1} k_1 e_1 \quad (14)$$

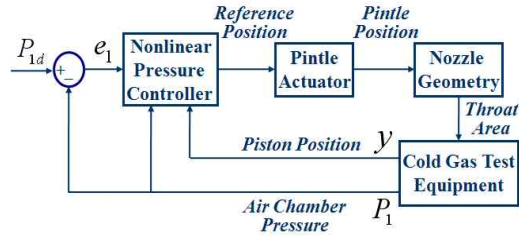


그림 4. 상온기체 모사장치의 제어 구조

식(14)에서 제어 입력 u 를 구성하는 두개의 항 중 $\hat{m}_1 / (m_2 P_1)$ 은 공기 챔버 부피의 변화를 무시하고 P_1 이 정상상태일 때 챔버 압력 P_1 에서 노즐 목의 면적을 의미하고, 나머지 항인 $y k_1 e_1 / (m_2 P_1)$ 은 과도상태에서 압력 오차 e_1 에 따라 증감해야 할 노즐 목의 면적을 의미한다. 따라서 $\hat{m}_1 / (m_2 P_1)$ 항의 물리적 의미를 고려할 때 m_1 의 추정 값인 \hat{m}_1 은 P_1 이 정상상태인 경우에만 업데이트 되어야 한다. 이러한 특성을 반영하여 식 (13)를 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{\hat{m}}_1 = \begin{cases} \frac{\rho_1}{\rho_m y} e_1 & (|dP_1/dt| < c) \\ 0 & (|dP_1/dt| \geq c) \end{cases} \quad (15)$$

여기서 c 는 상수이며 정상상태임을 판단하는 기준이다.

그림 4에는 상온기체 모사장치의 제어 구조가 제시되어 있다. 상온기체 모사장치에서 계측된 피스톤의 위치 y 와 압력 P_1 을 이용하여 식 (14), (15)에 의해 계산된 제어 입력 u 는 노즐 목 면적 A_{out} 과 핀틀 구동기의 위치 x 사이의 기하학적 관계를 이용하여 핀틀 구동기의 위치 명령으로 변환되며 핀틀 구동기의 위치가 제어된다. 핀틀의 위치에 따라 노즐 목 면적이 결정되고 압력 P_1 이 원하는 압력 P_{1d} 을 추종하게 된다.

2.3 실험결과

제안된 비선형 제어기를 상온기체 모사장치의 압력 제어에 적용하여 성능을 확인하였다. 제어/계측을 위해 dSPACE DS1005 DSP 제어기가 사용되었으며 샘플링 주파수는 2.5kHz이다. 핀틀 구동기로는 유압 구동기가 사용되었고 공급되는 유압은 1000psi이다. 제어기 이득 값 k_1 과 적응 이득 값 ρ_1 / ρ_m 은 제어기의 온라인 튜닝을 통하여 결정되었다. 제안된 비선형 제어기의 성능은 일반적인 비례 제어기, 비례-적분 제어기의 압력

제어 성능과의 비교를 통해 입증되었다.

그림 5는 피스톤의 위치 y 가 최소 즉, 공기 챔버의 부피 V_1 이 최소 이고 비례 제어기, 비례-적분 제어기를 사용했을 경우, 압력 P_1 의 응답 곡선을 보여 준다. 그림 6은 피스톤의 위치 y 가 최대 즉, 공기 챔버의 부피가 최대 이고 비례 제어기, 비례-적분 제어기를 사용했을 경우, 응답 곡선을 보여 준다. 그림 5와 그림 6에서 보는바와 같이 공기 챔버의 부피가 커짐에 따라 압력 P_1 의 응답 속도가 현저하게 느려진 것을 확인할 수 있다. 또한 비례 제어기를 사용한 경우 y 와 관계 없이 일정한 정상상태 오차가 발생하는 것을 볼 수 있고, 비례-적분 제어기의 경우에는 공기 챔버의 부피가 최소일 때 거의 없던 오버슈트가 공기 챔버의 부피가 최대일 때 크게 증가하는 것을 알 수 있다. 그림 7과 그림 8은 제안된 비선형 제어기가 적용된 경우 공기 챔버의 부피가 최소

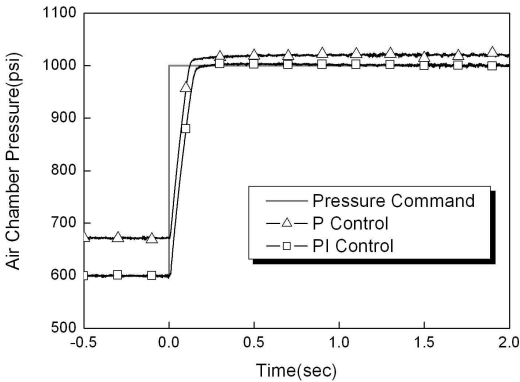


그림 5. 공기 챔버의 부피가 최소일 때 압력 응답곡선(P, PI 제어기)

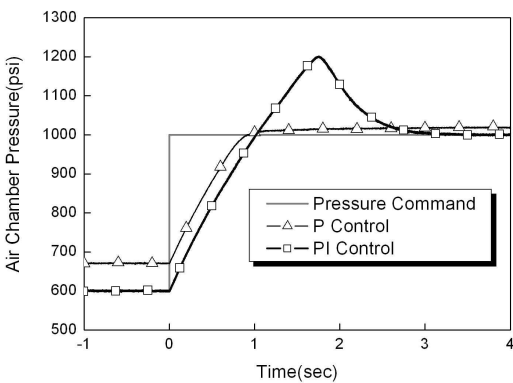


그림 6. 공기 챔버의 부피가 최대일 때 압력 응답곡선(P, PI 제어기)

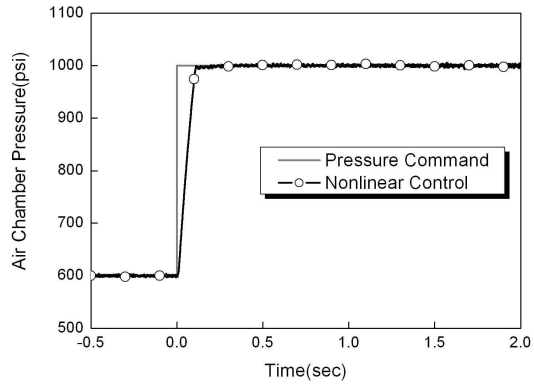


그림 7. 공기 챔버의 부피가 최소일 때 압력 응답곡선(비선형 제어기)

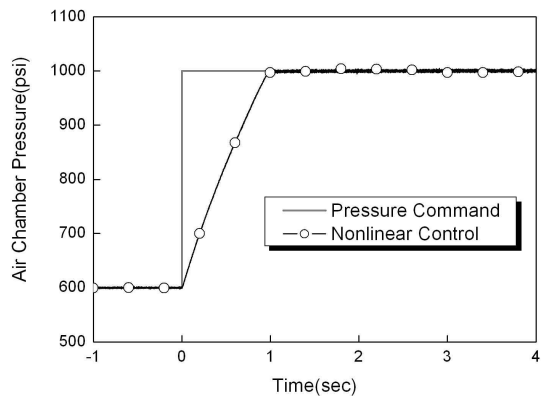


그림 8. 공기 챔버의 부피가 최대일 때 압력 응답곡선(비선형 제어기)

/최대 일 때, 압력 P_1 의 응답 곡선을 보여 준다. 비선형 제어기에 의해 공기 챔버의 부피 변화와 관계없이 압력 P_1 이 압력명령 P_{1d} 를 정확하게 추종하는 것을 볼 수 있으며 정상상태 오차와 오버슈트도 발생하지 않는 것을 볼 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 가변 추력 고체추진기관의 상온기체 모사장치를 소개하고 시스템의 비선형성과 시변성 및 불확실성을 고려한 비선형 압력 제어를 제안하였다. 제안된 압력 제어알고리즘은 상온기체 모사장치의 압력제어에 적용되었으며 실험을 통해 성능을 확인하였다. 제안된 비선형 제어기와 적응 알고리즘은 일반적인 비례 제어기 및 비례-적분 제어기에 비하여 더 우수한 압력 제어 성능을 보임을 확인할 수 있었다.

본 연구 결과를 바탕으로 향후 고체추진기관의 모델링을 바탕으로 제안된 제어알고리즘 설계 방법 및 유도된 비선형 제어기가 실제 고체추진기관에 적용가능함을 확인하고 가변 추력 고체추진기관의 연소시험을 통하여 제안된 제어기의 압력제어 성능을 확인할 것이다.

참고문헌

- 1) John L. Fergmans, Roberto Di Salvo, "Solid Rocket Motor Control: Theoretical Motivation And Experimental Demonstration", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003. 7.
- 2) Christina A. Davis, Amy B. Gerards, "Variable Thrust Solid Propulsion Control Using Lbaview", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003. 7.
- 3) Blain W. Andersen, "The Analysis and Design of Pneumatic Systems", John Wiley, 1967.
- 4) Hassan K. Khalil, "Nonlinear Systems", Prentice Hall, 1996.