

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.3.034>

연소공간 변화를 보상하는 가스발생기 압력 제어기법

박익수* · 이재윤* · 최호진* · 김중희* · 윤현걸** · 임진식**

Pressure Control Law of Gas Generator Considering Combustion Volume Change

Iksoo Park* · Jaeyoon Lee* · Hojin Choi* · Junghoe Kim* · Hyungull Yoon** · Jinshik Lim**

ABSTRACT

A pressure control law to regulate pressure of gas generator is suggested. To design a model based control law, the governing equation which consists of Robert and conservation equation is built and verified through the ground burning test. PID and nonlinear adaptive control laws are designed to analyze the loop response characteristics under the system which has varying eigen properties arisen from combustion volume change. It is suggested that new approach, gain scheduling design, is required to overcome the defects identified from numerical simulation results of the two control laws. The newly suggested scheme shows good control performance even under disturbances and measurement noise.

초 록

가스발생기의 압력 제어기법을 제안하였다. 모델기반 제어법칙을 설계하기 위하여 Robert 식과 보존 방정식을 이용하여 가스발생기의 모델을 구성하였고, 연소시험을 통하여 모델의 정확성을 검증하였다. 모델은 연소 공간이 증가함에 따라 시스템의 고유 특성이 변화하게 되는데, 이러한 특성으로 인한 페 루프 구조에서 나타나는 응답특성을 해석하기 위하여 PID 및 비선형 적응 제어법칙을 설계하였다. 수치 시뮬레이션 결과 두 방법이 각각 제어 성능과 실제 시스템 적용에 문제가 있음을 알 수 있었고, 이를 극복하기 위한 새로운 제어기법을 제안하였다. 새롭게 제안된 이득계획 제어기법의 수치 시뮬레이션 결과 외란 및 측정 잡음의 영향에서도 우수한 제어 응답성능을 보였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Pressure Control(압력제어), Gain Scheduling(이득계획)

접수일 2011. 11. 29, 수정완료일 2012. 5. 16, 게재확정일 2012. 5. 23

* 정회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

** 종신회원, 국방과학연구소 1기술연구본부 5부

† 교신저자, E-mail: gaunst@hanmail.net

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 24-25, 부산 노보텔 엠베서더) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

초음속 공기흡입식 엔진은 장사정, 고속, 경량 화와 같은 복합적인 체계성능 요구를 만족시키기 위한 가장 효율적인 수단으로 알려져 있다.

이러한 초음속 엔진은 연소조건, 사용 연료의 종류, 흡입구 및 연소기 형상, 부스터의 조립 형태에 따라 다양한 분류로 나눌 수 있으며 여러 장단점을 보유하고 있다. 이 중에서 덕티드 로켓은 Fig. 1과 같이 고체 연료를 이용하여 불완전 연소 가스를 발생시키는 가스 발생기와 흡입된 공기를 연소기에서 2차 연소시키는 원리를 이용하고 있는데, 이러한 형식의 엔진은 가스 발생기를 통해 1차 연소가 이루어지므로 액체연료를 사용하는 엔진에 비해 화염유지에 대한 장점이 있다. 이러한 특성으로 인해 타격목표 추적을 위한 높은 기동성능이 요구되는 초음속 대공 유도탄과 피격 회피를 위한 가상의 적기로 사용되었다. 높은 기동성능 요구에 따르는 특성을 엔진 관점에서 살펴보면 추력요구 성능으로 표현할 수 있고 이는 가스 발생기의 연료조절 능력과 직결되어 있다.

높은 기동성능 관점에서 가스발생기의 성능은 조절 가능한 연료의 유량범위를 의미하는 연료 조절율(TR, Turndown Ratio)과 명령에 따른 응답속도로 요약할 수 있는데, 먼저 TR이 큰 값을 갖는 경우에는 광범위한 흡입공기량 변화에 대해 유연하게 대응할 수 있다는 의미를 가지고 있고, 이는 결국 넓은 마하수와 고도 범위에서 운용 가능하다는 것을 의미한다. TR은 운용 가능한 가스발생기의 최대/최소 압력, 추진제의 연소 특성, 유량 조절 밸브의 제어 정확도에 의해 지배되는 것으로 알려져 있는데[1], 제어기는 광범위한 유량 영역에서 높은 정확도를 보유해야 함을 의미한다. 이어 연료공급 명령에 따른 응답속도 관점에서 살펴보면 가스발생기 밸브의 응답속도에 따른 노즐 출구면적 변화속도와 가스 발생기 연소압력의 응답속도에 의해 지배된다. 따라서 고성능의 가스발생기를 개발하기 위해서는 넓은 유량 범위에서 안정적이며 정확하게 제

어하는 능력과 빠른 응답성능을 제공할 수 있는 피드백 방식의 능동제어가 반드시 필요하다.

가스발생기의 유량을 제어하기 위해서는 연소 가스 출구 조건이 초킹된 조건에서 가스발생기의 연소압력과 출구면적을 조절하는 것이 일반적인데, 연소 압력이 유량을 조절하는데 적합한 제어 변수라는 것은 다양한 선행 연구를 통해 밝혀졌다[2-4]. 이는 압력이 쉽게 측정 가능한 변수이며 추진제의 연소속도와 공급유량에 직접적인 영향을 주는 변수라는데 있다. 따라서 압력을 제어하기 위한 이론적 연구 및 실험이 수행되었고 그 대표적인 예가 참고문헌 5와 6에 있다. 각각의 참고문헌에는 가스발생기의 내부압력을 제어하기 위하여 노즐출구의 단면적을 조절하는 시스템을 구성하였고, 압력을 추종하기 위한 몇 가지의 제어기법을 제시하였다.

본 연구에서는 참고문헌 5와 6에서 선행한 제어기법을 답습하여 각각의 제어성능이 가지는 장단점을 명확히 하고, 보다 개선된 제어성능을 획득할 수 있는 새로운 제어기법을 제안하였다. 본 연구를 통해 수행한 적응형 비선형 제어 기법은 우수한 제어 추종성능을 보였지만, 선형 제어기는 가스발생기의 고유 특성상 연소실 공간의 증가 효과와 평형상태의 연소압력 크기로 인한 고유특성 변화로 인해 설계점 이외에는 만족할만한 성능을 가지지 못하는 선형연구와 동일한 특성을 보였다. 비록 수치 시뮬레이션을 통한 비선형 제어기법의 성능이 우수한 결과를 보였더라도 실제 적용에는 모델의 불확실성, 외란 및 측정잡음에 의한 안정성 확보와 같이 극복해야 할 다양한 문제가 있다[6-8]. 따라서 각각의 제어기법이 가지는 문제점을 보완하기 위한 이득 계획기법에 의한 제어기법을 소개하였고 본 제어기법이 앞서 확인한 두 제어기법의 문제점을 극복할 수 있는 제어 기법임을 수치 시뮬레이션을 통해 검증하였다.

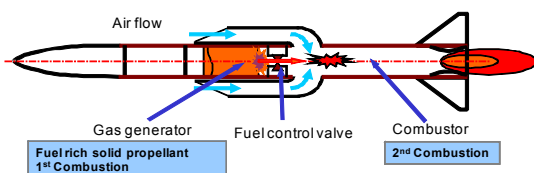


Fig. 1 Configuration of ducted rocket based missile

2. 가스발생기 동적 모델

2.1 가스발생기 형상

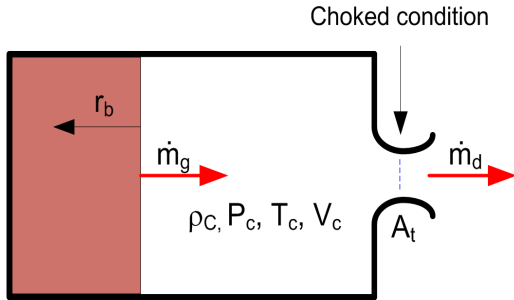


Fig. 2 Section view of gas generator

가스발생기는 Fig. 2와 같이 끝단 연소(End burning) 방식의 그레인 형상과 가스의 출구면적을 조절할 수 있는 구조를 가진다. 그림에서 r_b , \dot{m} 은 각각 연소속도, 질유량, ρ , P , T , V , A 는 각각 밀도, 압력, 온도, 부피, 면적을 의미하며 첨자 g , c 와 d (또는 t)는 각각 그레인, 연소기, 노즐을 의미한다.

2.2 가스발생기 동적 모델링

Equation 1, 2, 3은 각각 질량 보존법칙, Robert의 연소속도 관계식, 그리고 연소가스 초킹식을 나타낸다. 이 수식과 연소가스 온도와 화학반응에 의한 생성물이 시간에 대해 일정하다고 가정하면, Eq. 4와 같이 연소 압력에 관한 비선형 모델 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d}{dt}(\rho_c V_c) = \dot{m}_g - \dot{m}_d \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{m}_g &= \rho_g A_b r_b \\ &= \rho_g A_b \eta_{rb} a P_c^n \end{aligned} \quad (2)$$

$$\dot{m}_d = \eta_d C_d P_c A_t \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{dP_c}{dt} &= \frac{RT_c}{V_c} (\rho_g A_b \eta_{rb} a P_c^n \\ &\quad - \eta_d C_d P_c A_t - \frac{1}{RT_c} A_b \eta_{rb} a P_c^{n+1}) \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 A_b , a , C_d , η_d , η_{rb} 는 연소면적, 연소속도 상수 및 보정계수들이다.

모델의 시뮬레이션 결과는 Fig. 3과 같이 연구

Table 1. Characteristics of propellant

특성항목	특성값
추진제 연소속도 상수(in/s)	0.0022
추진제 연소속도 지수	0.5878
연소면적(m^2)	1.623e-2

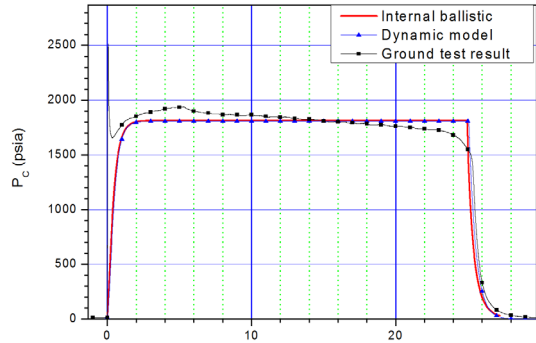


Fig. 3 Combustion pressures of model and ground test

용으로 제작된 추진제의 연소면이 제작 특성을 고려하여 완전한 평면이 아니었음에도 불구하고 실험결과와 매우 유사한 결과를 보였고, 평면을 가정한 내탄도 해석결과와는 매우 작은 차이를 보였다.

실험 및 시뮬레이션에 사용한 주요 특성치는 Table 1과 같고, 내탄도와 관련한 내용은 참고문헌 9을 참고하기 바란다.

3. 제어법칙 설계

3.1 선형 제어기법

제어구조는 Fig. 4와 같이 노즐 구동기의 위치 제어를 내부 루프로 하고 연소 압력을 외부 루프로 가지는 PID(Proportional, Integral, Derivative, 비례-적분-미분) 제어기를 구성하였다. 수치 시뮬레이션 결과 Fig. 5와 같이 연소 초기의 평형조건에서 설계한 제어기는 시간이 변함에 따라 천이 및 정상상태 응답성능을 유지하지 못하는 것으로 나타났는데, 이는 추진제 연소에 의한 가스발생기 내부의 공간 변화가 지배적으로 나타났기 때문이다. 더구나 문제를 더욱 복잡하게

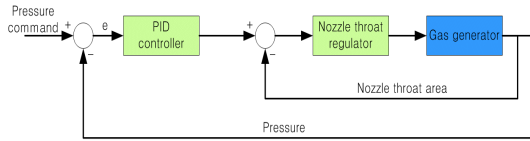


Fig. 4 Control structure of PID scheme

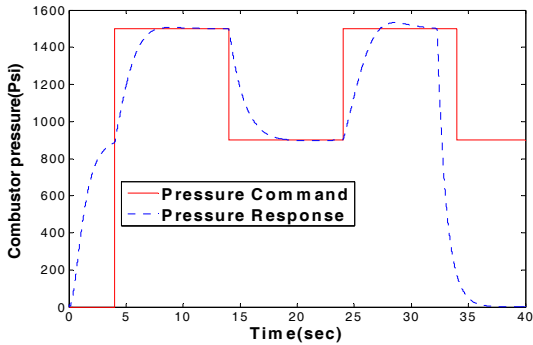


Fig. 5 Pressure response of PID control

하는 것은 이러한 특성이 제어 입력인 노즐목 크기와 직접적인 관계를 가지고 있다는 것이다.

Figure 6은 위로부터 각각 가스 발생기 연소공간 부피(V_c), 추진제의 길이(L_b) 및 노즐목 단면적 크기(A_t)의 명령 및 응답 특성을 도시한 것이다. 추진제 길이 및 부피는 변화하는 노즐목 구동에도 불구하고 선형적인 증가를 보였고, 노즐목은 최대 최소 범위 내에서 포화되지 않고 구동하고 있음을 알 수 있다.

3.2 비선형 제어기법

모델의 비선형성 및 불확실성에 따른 강인한 제어성능 요구에 따라 적응형 비선형 제어법칙을 설계하였다. 압력 명령을 추종하며, 연소가스 온도를 추정하는 제어구조로 설계하였는데, 참고문헌 6, 10에서는 연소공간을 추정변수로 선정하였다. 연소공간을 추정변수로 선정한 것은 시스템의 시변 파라미터를 추정하고 시스템의 불확실성을 추정하는데 있어 보다 타당한 접근방법으로 판단되나, 본 연구에서는 Eq. 4에서 가정한 연소가스 온도가 상수라고 가정한 것을 토대로 하여 제어기의 온도추정기의 작동이 적절한 것인가와 비선형 제어기의 문제점을 식별한다는 차원에서

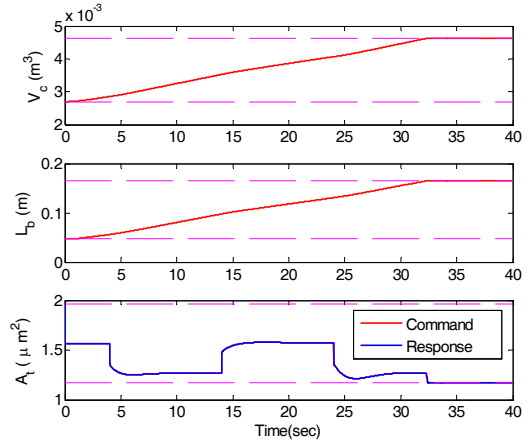


Fig. 6 Responses of gas generator

온도를 추정하는 문제로 정의하였다.

먼저 압력명령 추종 오차를 Eq. 5와 같이 압력 명령(P_{cmd})과 연소기 압력(P_c)의 차로 정의할 수 있다.

$$x_1 = P_{cmd} - P_c \quad (5)$$

연소가스 온도(T)를 불확실한 시스템 매개변수 θ 로 하여 Lyapunov 함수로 정의하면 Eq. 6과 같다.

$$V_c = \frac{1}{2}x_1^2 + \frac{1}{2\gamma}\tilde{\theta}^2 \quad (6)$$

여기서 $\tilde{\theta}$ 는 매개변수 θ 와 추정치 $\hat{\theta}$ 의 차이로 정의되며, γ 는 파라미터 추정 게인값이다.

제어입력(u_{α})과 파라미터 갱신에 관한 Eq. 7과 8을 사용하면 Lyapunov 시간미분 함수 $\dot{V}(t)$ 는 Eq. 9를 만족한다.

$$u_{\alpha} = -\frac{1}{\gamma x_1}(-\beta x_1^n + \alpha x_1^{n+1} + x_2 P_{cmd} + k e x_2) \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = \frac{e}{x_2} \left[\frac{1}{\tilde{\theta}} (\alpha x_1^{n+1} + x_2 \dot{P}_{cmd} + k e x_2) \right] \quad (8)$$

$$\dot{V}_c \leq 0 \quad (9)$$

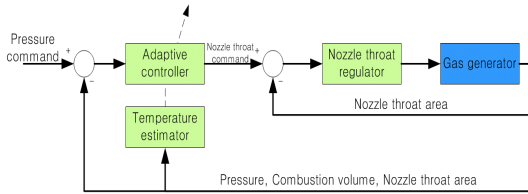


Fig. 7 Control structure of adaptive control scheme

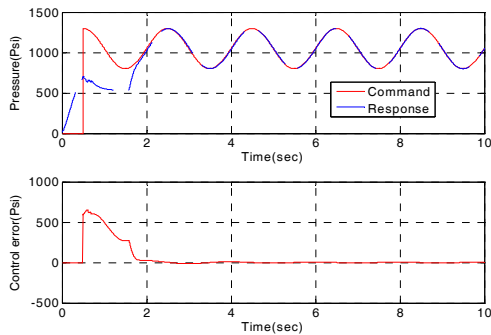


Fig. 8 Pressure response of adaptive control

따라서 시스템은 LaSalle-Yoshijawa 이론에 의해 국소부에서 균일하게 점근적으로 안정(locally uniformly asymptotically stable)하므로 상태변수 x_1 은 평형조건 0으로 수렴하게 되고 가스발생기 압력 P_c 는 명령값 P_{cmd} 을 추종한다[7]. 여기서 x_2 는 연소실 공간을 의미하며 측정 가능하다고 가정하였다.

제어 구조는 Fig. 7과 같이 온도 파라미터 추정기기와 연소실 공간, 연소가스 압력을 측정변수로 하는 구조로 구성되어 있다.

Figure 8은 점화 0.5초 이후부터 명령 압력을 0.5Hz로 인가하였을 경우 압력 추종 성능을 도시한 것으로, 위는 압력 명령과 응답을 아래는 그 오차를 의미한다. 시간이 지남에 따라 불확실한 매개변수 추정오차가 감소함에 따라 명령압력에 대한 연소압력의 추종오차도 감소해 감을 알 수 있다.

파라미터 추정 성능은 Fig. 9에서와 같이 연소가스 온도가 실제 값과 300℃정도의 초기 오차를 가지고 시뮬레이션 하였을 경우 잘 수렴하고 있음을 알 수 있는데, 파라미터 추정 계인과 초기치를 적절하게 선정하면 보다 우수한 수렴성

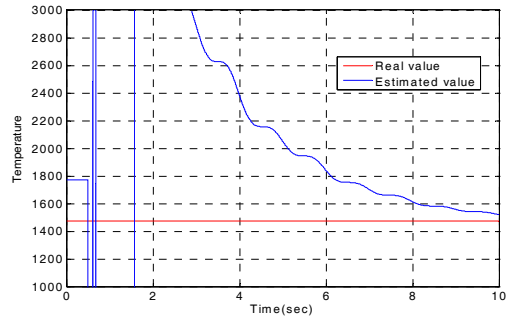


Fig. 9 Estimation result of temperature

을 얻을 수 있을 것으로 기대된다. 하지만 일반적으로 알려진 것처럼 비선형 제어기법이 안정적으로 작동하기 위해서는 상대적으로 높은 모델의 정확도와 파라미터 추정기의 안정성에 의존하는 경향이 크기 때문에 모델 검증, 제어성능 및 안정성을 위한 보다 많은 실험이 요구되는 단점이 있다.

3.3 이득계획에 의한 제어기법

앞의 시뮬레이션 결과와 같이 선형 제어기는 제어 구조가 간단하고 측정 가능한 변수만을 이용하여 실제 시스템 적용에 보다 신뢰성 있는 결과를 제공하지만, 연소공간이 변화함에 따라 제어성능이 저하되는 단점을 가지고 있다. 이에 반해 적응형 제어기는 높은 제어성능을 제시하고 있지만, 측정할 수 없는 제어변수를 추정해서 사용해야 하는 구조적 특성으로 인해 안정된 제어시스템을 구성하기 위해 몇 가지 가정을 만족해야 하는 제한점이 있다. 따라서 실제 시스템에 적용하기 위해서는 제어법칙의 강인성(Robustness)을 검증하기 위한 별도의 실험이나 확고한 이론적 증명이 필요하다.

이와 같은 문제점을 극복하기 위해 연소 공간이 변해가는 매 순간을 여러 개의 평형조건으로 나누고 각각의 평형 조건에 적합한 선형제어기를 연속적으로 사용하는 이득계획(Gain scheduling) 기법을 제안하였다. 이 방법을 적용하기 위해서는 평형조건 변화 지시자인 이득계획 변수를 선정해야 하는데, 본 연구에서는 압력응답 성능에 가장 민감한 특성을 보이는 연소공간을 이

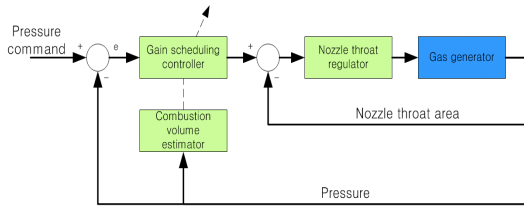


Fig. 10 Control structure of gain scheduling scheme

득계획 변수로 이용하였다.

연소공간의 측정은 현실적으로 불가능하며 이 득계획을 위해 별도의 변수를 추가로 측정하는 것은 제어장치를 복잡하게 만들기 때문에 Robert의 연소속도-압력관계식을 이용한 추정방법을 이용하였다. 이 관계식을 이용하면 연소압력을 이용하여 연소공간을 추정할 수 있기 때문에 시스템 하드웨어의 구성을 변경하지 않고 적용가능하며, 공간 추정을 위해 계측한 압력신호의 시간적분에 따른 저역 통과(Low pass) 필터 효과로 인하여 이득계획 변수의 측정 잡음(Measurement Noise)에 의해 제어 시스템이 불안정해지는 문제점도 발생하지 않는다. 이득 계획에 의한 PID 제어 게인(K_P , K_I , K_D)은 Eq. 10과 같이 수식화 할 수 있다.

$$K_P, K_I, K_D = f(\hat{V}_e) \quad (10)$$

$$\hat{V}_e(t) = V_0 + \int_{t_0}^t a P_c(t)^n dt$$

여기서 \hat{V}_e 는 연소공간 추정값이고, V_0 는 점화 전 연소공간을 의미한다. 이득계획에 의한 제어 구조를 도시하면 Fig. 10과 같다.

Figure 11은 연소공간 변화에 따른 5개의 평형점에 대해 각각 설계한 PID 제어기를 이산적인(Discrete) 이득 스케줄 기법에 의해 수치 시뮬레이션 결과이다. 압력 추종 성능을 Fig. 5의 결과와 비교하면 천이구간의 과도응답(Overshoot)은 전혀 발생하지 않았고, 정상상태 도달 시간은 5초가 감소하였다. 아울러 정상상태 오차는 시뮬레이션 시간 내에 큰 변화를 보이지 않았지만, 연소시간이 늘어날수록 이 차이는 클 것으로 예상된다. 이러한 특성은 PID 제어기만을 이용하

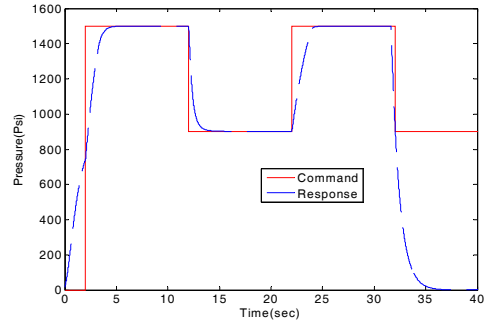


Fig. 11 Pressure response of gain scheduling control

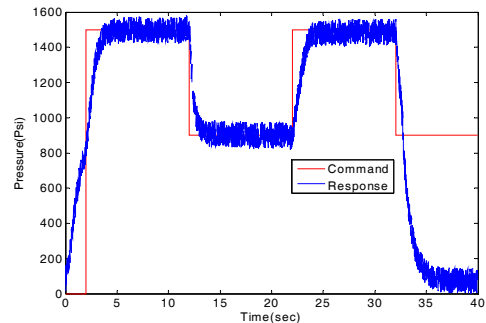


Fig. 12 Pressure response of gain scheduling control under process and measurement noise

여 연소 후반부에 높은 제어성능을 얻을 수 없었던 문제점을 극복하게 하며, 연소 공간, 온도와 같이 다양한 변수를 안정적으로 추정해야 적용 가능한 비선형 제어기법의 문제점을 극복할 수 있게 한다.

Figure 12는 영평균 백색잡음의 주파수 스펙트럼을 갖는 프로세스 잡음인 연소외란과 측정잡음을 가정하여 수치 시뮬레이션 한 결과이다. 압력 측정신호를 이용한 공간추정 오차가 있음에도 빠른 주파수 입력에 둔감한 추정기 특성으로 인해 안정적인 제어 성능을 보이고 있다.

4. 결 언

가스발생기의 동적 모델을 실험결과와 비교함으로써 모델 구조의 타당성을 검증하였다. 제안

된 모델을 이용하여 가스발생기의 압력을 제어하는 선형 및 비선형 제어를 설계하였고 각각의 제어기가 가지는 장단점을 구체화하고, 두 제어기법의 단점을 보상할 수 있는 새로운 제어기법을 제안하였다. 시스템이 복잡해지는 문제를 해결하기 위하여 제어 측정변수를 이득계획 변수로 직접 사용하였고, 이 제어기법이 적응형 비선형 제어가 가지는 실용적 한계와 선형제어기에 의한 성능저하 문제를 극복할 수 있는 강인한 제어 기법임을 수치 시뮬레이션을 통해 증명하였다.

참 고 문 헌

1. F.S. Wilkerson and J.T. Lucas, "Variable Flow Solid Propellant Gas Generator for Missile Control Systems," AIAA/SAE/ASME 17th Joint Propulsion Conference, AIAA-1981-1464, 1981
2. W-Y-Niu, W Bao, J Chang, T Cui, and D-R Yu, "Control System design and experiment of needle-type gas regulating system for ducted rocket," Journal of Aerospace Engineering, Proc. IMechE Part G, Vol. 224, No. 5, 2010, pp.563-573
3. X Shi, J-T Chang, W Bao, DYu, and BLi, "Supersonic inlet buzz margin control of ducted rocket," Journal of Aerospace Engineering, Proc. IMechE Part G, Vol. 224, No. 10, 2010, pp.1131-1139
4. Sreenatha, A. G., Bhardwaj, Neeraj, "Mach number controller for a flight vehicle with ramjet propulsion," AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 35th, Los Angeles, CA, AIAA-1999-2941, 1999
5. Christina A. Davis, Amy B. Gerards, "Variable Thrust Solid Propulsion Control Using Labview," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA-2003-5241, 2003
6. John L. Bergmans and Roberto Di Salvo, "Solid Rocket Motor Control: Theoretical Motivation and Experimental Demonstration," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 2003-4968, 2003
7. Miroslav Krstic, Ioannis Kanellakopoulos, Petar Kokotovic, Nonlinear and Adaptive Control Design, John Wiley and Sons, 1995
8. 김영석, 차지형, 고상호, 김대승, "선형화 기법을 이용한 가변추력 고체추진 기관의 압력 및 추력 제어," 한국추진공학회지, 제15권, 제4호, 2011, pp.18-25
9. 양준서, 이종광, 권세진, "초소형 고체 추진제 추력기의 내탄도 성능연구," 한국추진공학회 2007년도 제29회 추계학술대회, 2007, pp.215-218
10. 이호성, 이도윤, 박종승, 김중근, "상온기체 모사장치를 이용한 가변추력 고체추진기관의 압력제어 연구," 한국추진공학회지, 제37권, 제1호, 2009, pp.76-81