

이차 연소를 위한 가스발생기의 압력 제어기법 연구

박익수* · 이재윤* · 최호진* · 윤현걸* · 임진식*

Control law design of gas generator for secondary combustion

Iksoo Park* · Jaeyoon Lee* · Hojin Choi* · Hyungull Yoon* · JinShik Lim*

ABSTRACT

A pressure control law to regulate mass flow rate of gas generator is suggested. The governing equation is modeled by considering the burning rate of solid propellant and the conservation equation of gas generator. And then, a classical control law is applied after verifying the accuracy of dynamic model through comparing with ground test and internal ballistic results. The results show degradation of performance as shown in typical time varying system. To overcome this problem, an adaptive scheme is suggested and the performance is verified through numerical simulation.

초 록

가스 발생기의 유량을 조절하기 위한 압력제어 법칙을 제안하였다. 고체 연료의 연소속도 모델과 가스발생기의 연소가스 보존방정식을 이용하여 내부 압력에 관한 동적 모델링을 하였고, 모델의 타당성을 검증하기 위하여 내탄도 해석 및 시험결과와 비교하였다. 비교 결과 모델은 연소압력을 매우 정확히 모의할 수 있는 모델임이 밝혀졌고, 같은 모델을 이용하여 고전 제어기법을 적용하여 제어 가능성과 문제점을 시뮬레이션을 통해 식별하였다. 고전 제어가 보여준 시변 시스템에서의 성능저하를 극복하기 위하여 비선형 적응형 제어 기법을 제안하였으며, 수치 시뮬레이션 결과 우수한 추종 성능을 보였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Pressure Control(압력제어), Adaptive Control(적응제어)

1. 서 론

덕티드 로켓은 초음속 대공 유도무기에 적합한 공기 흡입식 엔진으로 표적 기동에 따른 고

기동 성능 요구와, 넓은 비행영역에서의 효율적 운용을 위해 넓은 범위의 연료조절 능력이 요구된다. 따라서 엔진은 비행 영역의 변화와 표적 추종에 효과적으로 대응할 수 있도록 광대역의 추력 제어 성능을 보유해야 하는데, 이러한 추력 요구는 가스발생기의 유량제어 문제로 정의할 수 있으며, 초킹된 가스발생기에 대하여 온도를

* 국방과학연구소 1본부 5부
연락처, E-mail: gaunst@hanmail.net

알고 압력을 추종하는 제어기 설계의 문제로 구체화 할 수 있다.

터티드 로켓용 가스발생기에 대해서 참고문헌 [1], [2]에서와 같이 연소 압력을 고전적인 방법과 현대 제어이론에 기반을 둔 이론적, 실험적인 방법이 제안되었고, 시스템 수준의 제어 구조에 대해서는 참고문헌 [3], [4], [5]를 통해 가스발생기의 압력이 추력 제어를 위한 적절한 제어 수단임이 제시되어 있다.

본 연구에서는 마하수 제어루프의 하위 제어 구조인 가스발생기의 압력제어 로직을 제안하였다. 연구용 가스발생기의 형상과 실험 결과를 이용하여 가스발생기 동적 모델링을 수립하고 검증하였으며, 제어로직 설계에 활용하였다. 제어로직은 참고문헌 [1], [2]에서 선형 모델을 이용한 접근과 다르게 비선형 모델을 이용한 제어법칙을 제안하였다.

2. 가스발생기 동적 모델

2.1 가스발생기 형상

가스발생기는 Fig. 1과 같이 끝단 연소(End burning) 방식의 그레인 형상과 노즐 구동기에 의해 조절되는 가변 노즐목을 가진다. 그림에서 r_b , \dot{m} 은 각각 연소속도, 질유량, ρ , P , T , V 는 각각 밀도, 압력, 온도, 부피를 의미하며 첨자 g , c 와 d (or t)는 각각 그레인, 연소기, 노즐 출구를 의미한다.

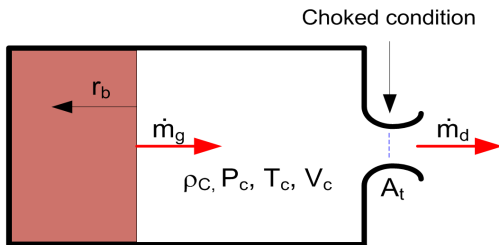


Fig. 1 Section view of gas generator

2.2 동적 모델링

식 (1), (2), (3)의 질량 보존법칙, Robert의 연소속도 관계식, 그리고 초경식을 이용하여 정리하면 식 (4)와 같이 가스발생기의 연소 압력에 관한 비선형 동적 모델 식을 얻을 수 있다.

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

$$\begin{aligned} \dot{m}_g &= \rho A_b \dot{r}_b \\ &= \rho A_b \eta_{rb} \alpha P_c^n \end{aligned} \quad (2)$$

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

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

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

모델은 시뮬레이션 결과, Fig. 2와 같이 연소 압력이 완전한 평면이 아닌 추진기관의 실험 결과임에도 불구하고 매우 유사한 결과를 보였고, 평면을 가정한 내탄도 해석결과와는 매우 작은 차이를 보였다.

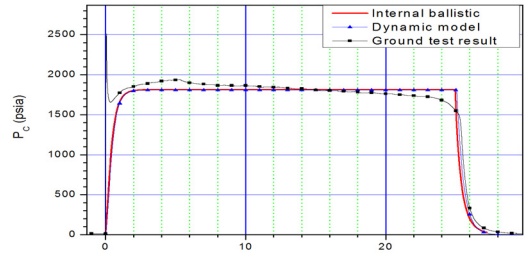


Fig. 2 Combustion pressures of model and ground test

3. 압력 제어법칙 설계

3.1 PD 제어기

Fig. 3과 같이 노즐목 위치 제어를 내부 루프로 하고 연소 압력을 외부 루프로 가지는 PD 제어기를 간단히 구성하여 시스템의 응답 특성을 살펴보았다. 수치 시뮬레이션 결과 Fig. 4와 같이 연소 초기의 평형상태에서 설계한 제어 응답

특성은 시간이 변함에 따라 일정한 성능을 유지하지 못하는 것으로 나타났다. 이러한 특성은 고체 연료가 연소함에 따라 연소기 내부의 공간 (V_c)이 늘어나게 되어 시스템의 응답 특성이 변화되는 전형적인 시변 시스템의 특성을 보인다.

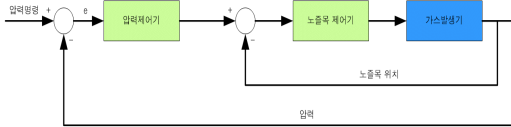


Fig. 3 Control structure of PI scheme

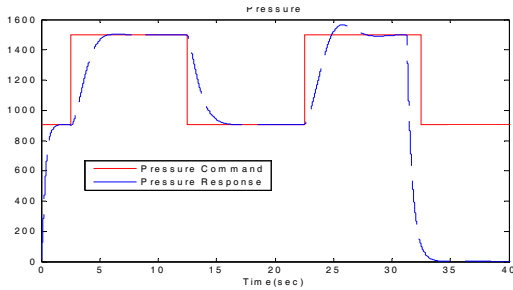


Fig. 4 Pressure response of PI control

Fig. 5는 가스 발생기의 추진제 길이변화, 내부 공간 변화 및 내부 루프로 구성된 노즐목 명령 및 응답 특성을 도시한 것이다. 연소기 내부의 압력에 비례하여 연소속도와 2차 연소기로 전달되는 공급 유량이 변하지만, 연소 길이 및 공간은 이를 1차 적분한 특성에 의해 선형적인 응답을 보이며, 노즐목은 최대 최소 범위 내에서 포화되지 않고 구동하고 있음을 알 수 있다.

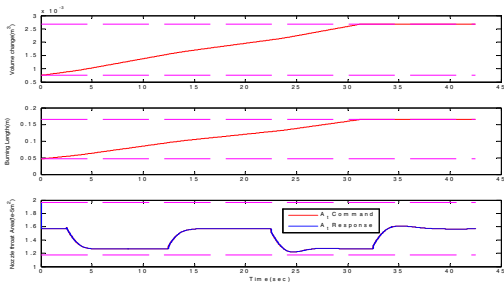


Fig. 5 Response of gas generator

3.2 적응형 제어법칙

모델 매개변수의 시변 특성 및 불확실성에 대해 강인한 제어성능 요구에 따라 적응형 제어법칙을 제안하였다. 제어기는 압력 명령을 추종하며, 연소온도를 추정할 수 있는 제어구조로 설계하였다.

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

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

연소가스 온도(T_c)를 불확실한 시스템 매개변수 θ 로 하여 Lyapunov 함수로 정의하면 식 (6)과 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.

제어입력과 파라미터 갱신 법칙을 식 (7)과 (8)을 선정하면 시간미분 함수 $\dot{V}(t)$ 는 식 (9)를 만족한다.

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

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

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

따라서 시스템은 제어입력 u_{ce} 와 추정법칙 $\hat{\theta}$ 을 가질 때 LaSalle-Yoshijawa 이론에 의해 국부적으로 균일하게 접근 안정(locally uniformly asymptotically stable)하다[6].

제어 구조는 Fig. 6과 같이 온도 추정기와, 압력 제어기 내부의 자유공간 추정자에 의해 제어 명령을 결정하는 구조로 구성되어 있다.

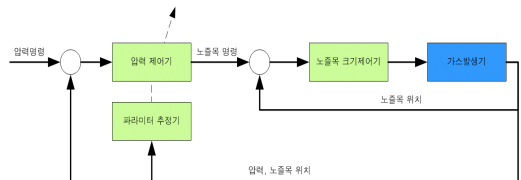


Fig. 6 Control structure of adaptive scheme

Fig. 7은 점화 0.5초 이후부터 명령 압력을 0.5Hz로 인가하였을 경우 압력 추종 성능을 도시한 것으로, 초기의 점화 및 파라미터 추정오차가 큰 구간을 제외하면 매우 좋은 추종 성능을 나타내고 있음을 알 수 있다.

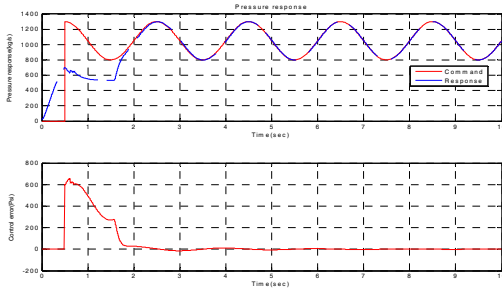


Fig. 7 Pressure response of adaptive control

파라미터 추정 성능은 Fig. 8에서와 같이 연소 가스 온도가 실제 값과 300°C 정도의 초기 오차를 가지고 시뮬레이션 하였을 경우 실제 값에 잘 수렴하고 있음을 알 수 있다.

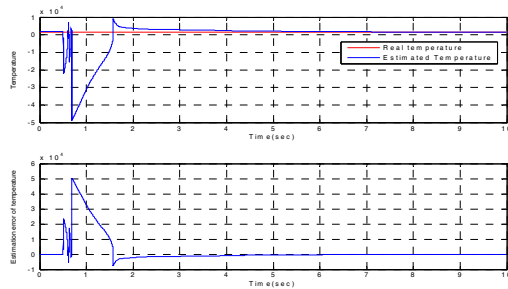


Fig. 8 Estimation result of uncertain parameter

4. 결 언

가스발생기의 동적 모델을 실험결과와 비교함으로써 모델의 타당성을 검증하였다. 모델은 시험 및 내탄도 해석결과와 비교하여 매우 정확한 운동특성을 보였다. 파라미터 불확실성에 강인한 적응형 제어법칙을 이용하여 시변특성을 보상하였다. 제안된 제어법칙은 다양한 불확실성에

대한 추가적인 검증과 보완이 완료되면 보다 강인한 제어특성을 보유할 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Christina A. Davis, Amy B. Gerards, "Variable Thrust Solid Propulsion Control Using Labview," 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003.
2. 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.
3. 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," Proc. IMechE Vol. 224 Part G, Journal of Aerospace Engineering, 2009.
4. X Shi, J-T Chang, W Bao, DYu, and BLi, "Supersonic inlet buzz margin control of ducted rocket," Proc. IMechE Vol. 224 Part G, Journal of Aerospace Engineering, 2010.
5. 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, June 20-24, 1999.
6. Miroslav Krstic, Ioannis Kanellakopoulos, Petar Kokotovic, "Nonlinear and Adaptive Control Design," John Wiley and Sons, 1995.