

研究論文

선형화 기법을 이용한 가변추력 고체추진
기관의 압력 및 추력 제어

김영석* · 차지형* · 고상호**† · 김대승***

Control of Pressure and Thrust for a Variable Thrust
Solid Propulsion System Using Linearization

Youngseok Kim* · Jihyeong Cha* · Sangho Ko**† · Daeseung Kim***

ABSTRACT

Solid propulsion systems have simple structures compared to other propulsion systems and are suitable for long-term storage. However the systems generally have limits on control of thrust levels. In this paper we suggest control algorithms for combustion chamber pressure of variable thrust solid propulsion systems using special nozzles such as pintle valve. For the pressure control within the chamber, we use a simple pressure change model by considering only mass conservation within the combustion chamber, design a classical algorithm and also a nonlinear controller using the feedback linearization technique. Also we derive the equation of the thrust for an under-expanded one-dimensional nozzle and then design a proportional-integral controller after linearizing the thrust model for an operating point. Finally, we demonstrate the performance of the controller through a numerical simulation.

초 록

고체추진기관은 구조가 비교적 간단하고 장기적 저장성이 우수한 반면에 일반적으로 추력의 조절 등에 한계성을 가지고 있다. 본 논문에서는 핀틀 밸브 등과 같은 특수한 노즐을 사용하는 가변추력 고체추진기관의 압력 및 추력 제어 알고리즘을 제안한다. 연소기 내 압력제어를 위해 질량보존만을 고려한 추진기관의 연소기 내 압력변화 모델에 대하여 고전적인 비례-적분 제어기와 모델의 비선형성을 피드백을 통해 제거하고 이를 선형모델로 대체하는 피드백 선형화 제어를 설계한다. 또한 과소 팽창된 1차원 노즐 모델에 대한 추력식을 유도한 후, 고전적 선형화 기법을 이용하여 비례-적분 추력제어를 설계하고, 시뮬레이션을 통하여 성능을 시연한다.

Key Words: Feedback Linearization(피드백 선형화), Thrust Control(추력 제어), Variable Thrust Solid Propulsion(가변추력 고체추진)

접수일 2011. 5. 3, 수정완료일 2011. 7. 11, 게재확정일 2011. 7. 19

* 학생회원, 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

*** 정회원, (주)한화 구미사업장 개발2부

† 교신저자, E-mail: sanghoko@kau.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 춘계학술대회(2011. 4. 28-29, 현대 로템(주) 기술연구소) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

P	연소기 내의 압력 (kPa)
T_g	기체의 온도 (K)
A_b	연소 면적 (mm^2)

- A_t 노즐목 넓이 (mm^2)
- A_e 노즐 출구 넓이 (mm^2)
- V_e 기체의 출구 속도 (mm/s)
- R 기체의 기체상수 ($\text{kJ/kg} \cdot \text{K}$)
- V 기체의 자유체적 (mm^3)
- C^* 기체의 특성배기속도 (mm/s)
- ρ 추진제의 밀도 (kg/mm^3)
- \dot{m} 질량 유동율 (kg/s)
- P_c 출구 압력 (N/mm^2)
- P_a 외부 압력 (N/mm^2)
- a 실험상수 (무차원)
- K 임의의 상수 (무차원)
- n 추진제 연소율 지수(무차원) ($0 < n < 1$)

1. 서 론

일반적인 고체추진기관은 다른 추진기관보다 안전성이 뛰어나고, 설계 및 제작이 용이하며, 구조적으로 간단하다는 장점이 있다. 그러나 추진제 그레이의 형상과 노즐목의 크기가 정해지면 추력의 크기를 조절할 수 없는 단점이 있다 [1]. 최근 고체추진기관의 단점을 보완할 수 있는 비추력이 높고 추력조절이 가능한 추진기관에 대한 연구가 이루어지고 있는데, 그 중에서도 연료 저장성과 안전성이 뛰어나고, 추력 조절 기능을 가지고 있는 핀틀 노즐(pintle nozzle)을 이용한 추진기관이 많은 장점을 가지고 있다[2]. 핀틀 노즐은 노즐목 입구에 핀틀을 움직여 노즐목 면적을 원하는 크기로 조절하는 노즐로써, 노즐목 면적이 변하면 연소실 압력과 노즐 출구 압력이 변하고 최종적으로 이전의 고체추진기관에서는 할 수 없었던 추력 크기 조절이 가능하다(Fig. 1 참조)[3-5].

고체추진기관의 추력제어에 대한 국내외의 연구 동향을 살펴보면, 국외에서는 대표적으로 미국 MDA (Missile Defence Agency) SBIR (Small Business Innovation Research) 프로그램과 Aerojet사 EXCELS (Endo, eXo, Controllable, Extinguishable, Light weight, Solid) DACS (Divert and Attitude Control System) 프로그램

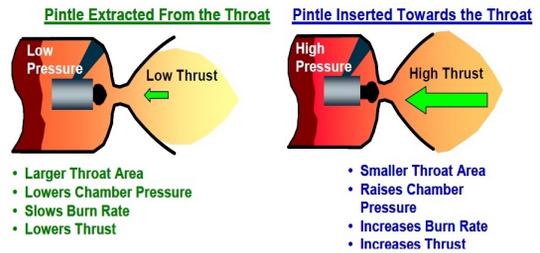


Fig. 1 Pintle Nozzle Technology to Control Thrust by Chamber Pressure and Throat Area [3]

이 있다[6, 7]. 국내에서는 추력 조절 성능에 관한 연구, 핀틀 형상이 미치는 영향, 상온 기체 모사장치를 이용한 가변추력 고체추진기관의 압력제어방법 등의 연구가 진행되고 있어[8, 9], 가변 추력 고체추진기관의 관심이 높아지고, 그 중요성이 강조되고 있다[5].

다양한 제어법칙 중 대상 시스템의 각 운용점에서 선형화된 시스템 모델에 대한 고전적 비례-적분-미분(PID)제어법칙은 오직 운용점 근처의 국부영역에서만 유효하다는 단점을 가지고 있어 적절한 성능을 얻기 위해 통상적으로 전체 운용영역에 대한 게인(Gain) 스케줄링을 해야 한다. 이러한 단점을 극복하기 위해 여러 비선형 제어 기법이 연구되어 왔으며 이 중에서 피드백 선형화 기법(Feedback Linearization)이 많은 주목을 받아왔다. 이 설계기법의 중요한 특징은 피드백을 통해 모델의 비선형성을 제거한 후, 이를 선형모델로 대체하여 제어를 설계하기 때문에 각 구간별 게인(Gain) 스케줄링이 필요치 않게 된다는 장점을 가지고 있다. 그러나 이 방법은 모델의 비선형 동특성에 대한 정확한 정보가 필요하다는 단점이 있다[10, 11].

본 논문에서는 연소면적이 일정한 일반적인 고체추진기관을 모델링하고, 모델방정식을 단순화하기 위한 몇 가지 가정을 하고, 노즐목 크기 변화에 따른 연소기 내 압력 변화 방정식을 구한다. 과소팽창된 추진기관의 이론적 추력방정식을 압력과 노즐목 넓이의 함수로 만들기 위하여 노즐 출구 마하수를 노즐목 면적의 함수로 곡선일치(Curve Fitting)기법을 이용하여 표현한다. 이를 통해 압력방정식과 추력방정식은 일반적인

상태공간방정식의 형태가 된다(2장).

3장에서는 얻어진 압력식에 대하여 피드백 선형화를 통한 비선형 제어기의 설계에 대해 기술하였으며, 4장에서는 고전적 제어방법인 비례-적분(PI) 제어기를 이용한 연소기 내 압력제어와 추력제어에 대하여 기술한다. 마지막으로 5장에서 결론과 추후 연구 방향에 대해 논의한다.

2. 고체추진기관의 모델링

2.1 고체추진기관 기본 사양

노즐목 넓이를 조절하여 연소기 내의 압력을 제어하는 모델을 고려하였다. 고체 추진기관에서 연소관 압력은 노즐목의 크기에 많은 영향을 받으며, 추력은 연소기 내 압력은 물론 노즐 팽창 비에도 영향을 받는다. 따라서 노즐목 면적을 조절하면 연소관 압력이 변하게 되고, 이에 따라 추력이 조절된다.

2.2 고체추진기관 모델링

Figure 2는 연소면적이 일정한 일반적인 고체 추진기관의 개략도를 나타낸 것이다.

노즐목에서 초킹(Chocking)이 일어난다고 가정하면, 고체추진체의 연소로 생성되는 가스의 질량 유량은 $\dot{m}_p = A_t \rho_a P^n$ 으로 표현되고, 노즐목에서 배출되는 질량 유량은 $\dot{m}_d = P A_t / C^*$ 으로 표현된다. 연소기 압력의 시간변화율은 시스템의 연속방정식에 기초하여 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT_g}{V} (\dot{m}_p - \dot{m}_d) \quad (1)$$

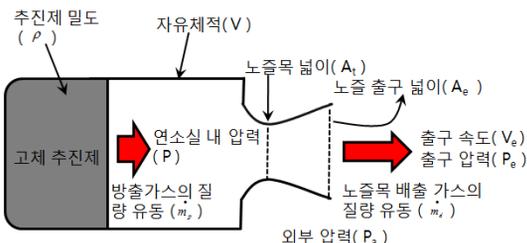


Fig. 2 Solid Propulsion Combustion System

Equation 1에서 자유체적 V 는 일정하다고 가정하는데, 이는 자유체적의 변화율이 작기 때문이며, 제어기의 설계를 용이하게 해준다. 참고문헌[12]에서는 자유체적의 변화를 고려한 적응제어기법이 소개되어있다. \dot{m}_p 와 \dot{m}_d 를 Eq. 1에 대입하면, Eq. 2와 같이 연소기 내의 압력 응답에 대한 비선형 방정식이 얻어진다.

$$\frac{dP}{dt} = \frac{RT_g}{V} \left(A_t \rho_a P^n - \frac{P A_t}{C^*} \right) \quad (2)$$

Figure 2와 같은 로켓 추진기관의 이론적 추력은 압력추력과 모멘텀 추력의 합으로 나타낸다 [13]. 해석의 편의를 위해서 연소관 내부 유동이 정상상태라고 가정하고, 노즐 내부 유동을 1차원으로 가정한다[14].

$$F = \dot{m}_d V_e + (P_e - P_a) A_e \quad (3)$$

추력 계산을 위해 Eq. 3을 연소기 압력 P_c 와 노즐목 넓이 A_t 의 함수로 표현한다. 노즐을 통과하는 질량 유량은 Eq. 4로 표현된다.

$$\dot{m}_d = \frac{P \cdot A_t}{C^*} \quad (4)$$

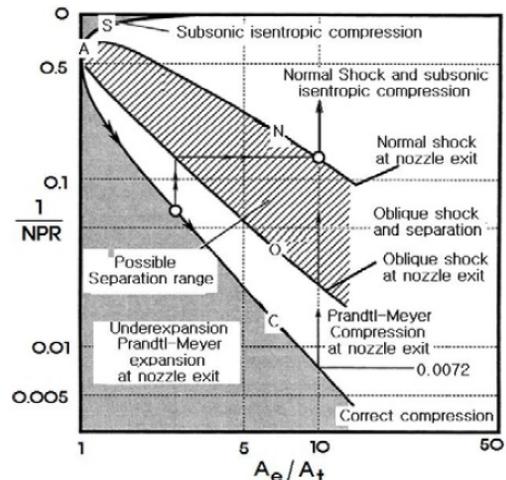


Fig. 3 Flow Characteristics for Nozzle Pressure Ratio and Expansion Ratio[15]

Figure 3은 노즐목과 노즐출구에서의 압력비와 팽창비에 따른 유동 특성을 나타낸 그림이다. 해석의 편의를 위해 본 논문에서 다루는 고체추진 기관은 노즐 내부에 수직충격파나 경사충격파가 발생하지 않는 Fig. 3의 곡선 C 아래의 구간에서 기동한다고 가정한다. 곡선 C아래 구간은 $P_e > P_a$ 인 과소팽창 조건이므로 1차 등엔트로피 조건을 만족한다고 가정할 수 있다[3]. 등엔트로피 조건일 경우 노즐출구 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_g \left[1 - \left(\frac{P_e}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (5)$$

과소 팽창 조건을 가정하였으므로 Eq. 5의 출구압력 P_e 는 다음과 같다.

$$\frac{P_e}{P} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right]^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

출구 속도 V_e 를 연소기 압력의 함수로 나타내기 위해 Eq. 6을 Eq. 5에 대입하여 다음을 얻는다.

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_g \left[1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \right]} \quad (7)$$

노즐 출구의 마하 수 M_e 은 노즐 출구 면적과 노즐목면적의 영향을 받는데, 이 관계를 노즐 팽창식을 이용하여 Eq. 8과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{1}{M_e} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (8)$$

그러나 Eq. 8은 노즐목 넓이(A_t)를 대입하여 직접 출구 마하수(M_e)를 구할 수 없기 때문에 M_e 를 A_t 의 명시적(explicit) 형태로 표현해야 한다. 이를 위해 Fig. 4와 같이 운용범위 내에서 곡선일치(Curve Fitting)를 이용하여 노즐 출구 마하수와 노즐목 넓이의 관계식 Eq. 9를 얻었다.

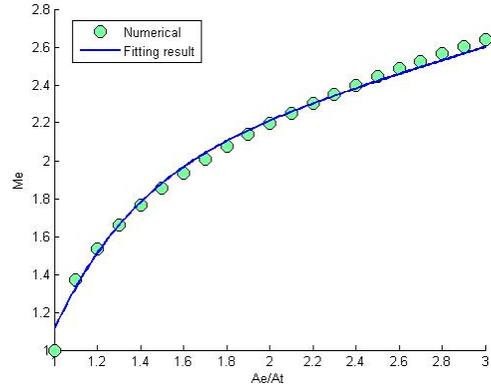


Fig. 4 Curve Fitting for M_e and $\frac{A_e}{A_t}$

$$M_e(A_t) = 1.763 \exp\left(0.1303 \frac{A_e}{A_t}\right) - 10.45 \exp\left(-2.452 \frac{A_e}{A_t}\right) \quad (9)$$

추력 계산식 Eq. 3에 Eq. 4, 6, 7을 대입하면 추력은 Eq. 9와 함께 압력과 노즐목 넓이만의 함수로 표현할 수 있다.

$$F = \left(\frac{PA_t}{C^*} \right) \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}RT_g \left[1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \right]} + \left[P \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} - P_a \right] A_e \quad (10)$$

P 와 A_t 를 제외한 모든 변수값들은 이미 알고 있으므로 P 와 A_t 값을 입력함으로서 추력 F 를 계산할 수 있다. 압력과 추력, 노즐목 넓이는 상태공간 방정식의 관계를 가진다. 즉 Eq. 2는 상태변수인 압력 P 와 입력변수인 노즐목 면적 A_t 의 관계를 나타내는 상태방정식이다. 그리고 Eq. 10은 Fig. 5와 같이 입력변수 A_t , 상태변수 P 와 출력변수인 추력 F 의 관계를 나타내는 출력방정식이다.

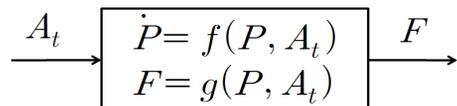


Fig. 5 Thrust Control State-space Model

3. 피드백 선형화를 통한 제어

Equation 2의 비선형방정식은 다음과 같이 간략히 표현된다.

$$\dot{P} = C_1 P^n - C_2 P A_t \quad (11)$$

여기에서 $C_1 = RT_g A_t \rho a / V$ 이고, $C_2 = RT_g / VC^*$ 이다. 기준압력 P_{ref} 를 추종하는 문제로 표현하기 위해 새로운 변수 δP 를 도입한다.

$$\delta P = P - P_{ref} \quad (12)$$

여기서 $\dot{P} = \delta \dot{P}$ 이므로, 다음과 같이 표현한다.

$$\delta \dot{P} = C_1 (\delta P + P_{ref})^n - C_2 (\delta P + P_{ref}) A_t \quad (13)$$

Equation 13은 피드백 선형화 조건[10]을 만족하므로 피드백 선형화가 가능하다. 비선형 요소를 상쇄되도록 A_t 를 결정한다.

$$A_t = \frac{1}{C_2 (\delta P + P_{ref})} [C_1 (\delta P + P_{ref})^n + K \delta P + v] \quad (14)$$

$$\delta \dot{P} = -K \delta P + v \quad (15)$$

위 식은 입력 v 를 가지는 선형 1차 미분 방정식의 형태가 된다. 피드백 선형화 과정을 내부루프로 설정하고, 외부루프를 비례-적분제어기로 설계하였다(Fig. 6참조).

피드백을 이용한 출력방정식(본 논문에서는 추력)을 선형화하기 위해서는 출력방정식이 상태변수만의 함수 이어야 한다. 그러나 출력방정식

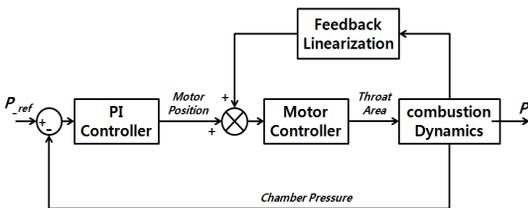


Fig. 6 Feedback Linearization and PI Pressure Control System

Eq. 10에 입력 A_t 가 존재하기 때문에 표준적인 입-출력 피드백 선형화(Input- Output Feedback Linearization)기법[10]으로 추력방정식을 선형화하는 것은 불가능하다. 이 부분에 대해서는 추후 이론적 연구가 요구된다.

4. 고전적 선형화 기법을 통한 제어

4.1 압력제어

비례-적분 제어기를 사용하기 위해 Eq. 2를 각 운용점에서 선형화한다. 운용점 압력을 P_0 로 표시하고 Eq. 2를 선형화하면 다음과 같은 관계를 얻는다[16].

$$\frac{dP}{dt} = \frac{-RT_g}{V} (1-n) A_t \rho a P_0^{n-1} P - \frac{RT_g}{V} \frac{P_0}{C^*} A_t \quad (16)$$

$$\dot{P} = -\alpha P - \beta A_t \quad (17)$$

여기에서 $\alpha = (1-n)RT_g A_t \rho a P_0^{n-1} / V$ 이고, $\beta = RT_g P_0 / VC^*$ 이다. 고체추진기관의 노즐목 넓이를 조절하는 구동기는 해석의 단순화를 위해 2차 전달 함수를 가지는 모델로 가정하였다. 운용점에서 선형화한 압력식 Eq. 17에 압력을 피드백하여 비례-적분 제어기를 설계하였다(Fig. 7참조).

단순 비례-적분 제어모델과 피드백 선형화기법을 이용한 비례-적분제어모델의 연소기 초기압력을 임의로 정한 운용점인 1.65 KPa로 설정하고, 1 KPa를 상승시키는 입력을 주고, 0.1초후 다시 하강시키는 동일한 입력을 주고, 출력을 비교하였다(Fig. 8). 피드백 선형화를 적용한 시스템의 응답이 약간 빠르지만 큰 차이가 나지 않는 것을 볼 수 있다.

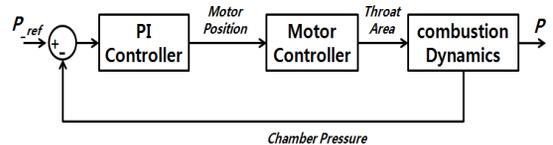


Fig. 7 Classical Control System

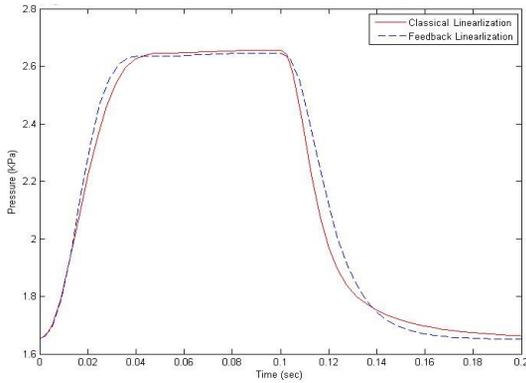


Fig. 8 Pressure Response : Classical Controller(PI) and Feedback Linearization with PI Controller

4.2 추력제어

비례-적분 제어기를 사용하기 위해 Eq. 10을 운용점(P_0, A_{t0})에서 선형화하여 다음식을 얻는다.

$$F = C_f P + D_f A_t \tag{18}$$

$$C_f = \frac{A_{t0}}{C^*} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{c0}^2 \right)^{-1} \right\}} + \left\{ 2A_c P_0 \left(1 + \frac{1-\gamma}{2} M_c^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right\} \tag{19}$$

$$D_f = \frac{P_0}{C^*} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right)^{-1} \right\}} + A_c P_0 M_{c0} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_c^2 \right)^{\frac{1-2\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left| \frac{\partial M_c}{\partial A_t} \right|_0 \tag{20}$$

$$+ \frac{A_{t0} P_0 M_{c0} \cdot \left| \frac{\partial M_c}{\partial A_t} \right|_0}{C^* \left\{ 1 - \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{c0}^2 \right)^{-1} \right\}^{\frac{1}{2}} \left(1 + \frac{1-\gamma}{2} M_{c0}^2 \right)} \left| \frac{\partial M_c}{\partial A_t} \right|_0 = \frac{-0.230 A_t}{A_{t0}^2} \exp\left(0.130 \frac{A_c}{A_{t0}}\right) - \frac{25.623}{A_{t0}^2} \exp\left(-2.452 \frac{A_c}{A_{t0}}\right) \tag{21}$$

상태방정식 Eq. 17과 출력방정식 Eq. 18을 노즐목 넓이와 추력의 전달함수로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{F(s)}{A_t(s)} = \frac{D_f s + \alpha D_f - \beta C_f}{s + \alpha} \tag{22}$$

운용점에서 선형화한 노즐목 넓이와 추력의 전달함수 Eq. 22에 추력을 피드백하여 비례-적분 제어기를 설계하였다(Fig. 7참조).

Figure 9에서 추력을 피드백하였는데 이를 위해서는 추력에 대한 측정이 요구된다. 그러나 실제로는 센서로 추력을 측정하는 것이 어렵다. 이를 해결하기 위한 2가지 방법이 있는데, 첫 번째는 앞서 구한 추력식을 이용하여 압력을 측정하여 추력을 추정하는 것이고, 두 번째는 시스템의 명령을 추력이 아닌 가속도로 적용하여 가속도 센서를 이용해 가속도 값을 피드백하는 것이다. 실제 시스템에서는 유도시스템의 동역학을 바탕으로 가속도 변화를 명령으로 하지만 이 연구에서는 미사일 동역학을 고려하지 않기 때문에 추력을 피드백하였다.

Figure 10의 추력 응답에 언더슈트(Under-shoot)가 발생하는 것을 볼 수 있다. 추력계산식 (Eq. 10)에 상태변수 P_c 와 입력값 A_t 가 쌍선형(bilinear)형태인 것의 영향으로 생각해 볼 수 있

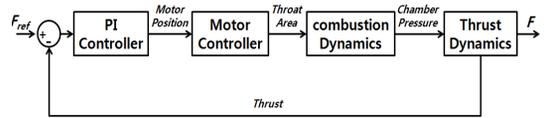


Fig. 9 PI Thrust Control System

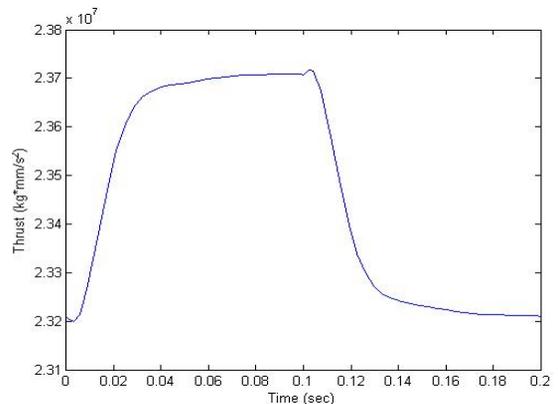


Fig. 10 Thrust Response : PI Controller

다. 추력을 상승시키는 명령이 입력되면 A_t 는 빠르게 줄어들지만 P_c 는 A_t 에 비해 느리게 상승하기 때문에 순간적으로 추력이 감소하는 현상이 생긴다. A_t 의 감소폭보다 P_c 의 증가폭이 크기 때문에 순간적으로 감소했던 추력이 다시 증가하게 된다. 추력시스템의 영점(zero)과 극점(pole)을 알아보기 위해 Eq. 22로부터 운용점에서 변수값을 대입하면, 전달함수가

$$\frac{F(s)}{A_t(s)} = \frac{17062.82(s - 886.14)}{s + 834.33} \quad (23)$$

로 나타난다. $pole = -834.33$, $zero = 886.14$ 이기 때문에 이 추력식은 영점이 우평면에 위치하는 비최소위상(nonminimum phase)이다. 비최소위상의 경우 제어기의 설계와 관계없이 언더슈트가 발생하게 된다[17].

5. 결 론

추진 기관의 추력 및 압력을 제어하기 위해 본 논문에서는 피드백 선형화라는 기법을 제안하고, 시뮬레이션을 통해 고전적인 제어기법인 비례-적분(PI)제어 기법만을 사용하는 것과 피드백 선형화를 비례-적분(PI)과 함께 사용하는 제어기법을 비교하였다. 일반적으로 사용되는 PI 제어기법은 여러 운용점에서 설계하고 개인값을 정해야하는 단점이 있지만 피드백 선형화는 여러 운용점에 대해 설계할 필요가 없다는 장점을 가지고 있다.

노즐목 면적에 대한 추력의 전달함수는 운용점에서 선형화한 결과 영점이 우평면에 위치하는 비최소위상 시스템이 되는 것을 알 수 있었다. 제어법칙설계와 관계없이 언더슈트가 하드웨어의 설계에 영향을 줄 수도 있으므로 이 문제에 대한 연구가 필요하다. 본 논문에서는 과소팽창된 노즐 조건만을 고려하였는데 추후 과대팽창 조건에서도 해석 및 제어기 설계를 할 것이다. 또한 외란 중에 강건한 비선형 제어기를 이용한 추력제어기 설계를 수행할 예정이다.

후 기

본 논문은 (주)한화에서 지원한 “추력 발생장치 유동해석 및 제어시스템 연구”로 수행된 결과임.

참 고 문 헌

1. 김중근, 박종호, “핀틀 형상이 노즐 성능에 미치는 영향에 관한 연구,” 한국항공우주학회 논문집, 제36권, 제8호, 2008, pp.392-398
2. 고덕곤, “단거리 탄도탄 기술 동향,” 국방 과학 기술 플러스, Vol. 18, 2006, pp.1-12
3. 김중근, 박종호, “핀틀 노즐형 로켓 모터의 추력 조절 성능에 관한 연구,” 한국항공우주학회 논문집, 제37권, 제4호, 2009, pp.790-796
4. 김중근, 박종호, “핀틀 형상이 추력 크기에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구,” 한국항공우주학회 논문집, 제37권, 제5호, 2009, pp.476-482
5. 황갑성, 임유진, “고체 추진제 연구 개발 및 발전 방향,” 국방 과학 기술 플러스, Vol. 40, 2007, pp.1-12
6. John Napior, Victoria Garmy, "Controllable Solid Propulsion For Launch Vehicle And Spacecraft Application," 57th International Astronautical Congress, IAC-06-C4.2.04, 2006, pp.1-13
7. S. Burroughs, "Status of Army Pintle Technology for Controllable Thrust Propulsion," 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2001-3598, 2001, pp.1-8
8. 이호성, 이도윤, 박종승, 김중근, “상온기체 모사장치를 이용한 가변추력 고체추진기관의 압력제어 연구,” 한국항공우주학회 논문집, 제37권, 제1호, 2009, pp.76-81
9. Ji Hyung Lee, Jung Keun Kim, Hong Been Park, Jong Yun Oh, "Experimental and theoretical Investigations of Thrust

- Variation with Pintle Positions Using Cold Gas," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008, pp.1-5
10. Hassan K. Khalil, "Nonlinear Systems," Prentice Hall, Second Edition, 1996
 11. Ogata, "Modern Control Engineering," Prentice Hall, 1970
 12. 이원석, 방효충, 은연주, 이호성, 이도운, 박종승, "적응제어 기법을 이용한 가변추력 고체추진기관 압력제어," 한국항공우주학회 2010년도 추계학술발표회 논문집, Vol. 1, 2010, pp.686-689
 13. Philip Hill, Carl Peterson, "Mechanics and Thermodynamics of Propulsion," Addison Wesley Longman, Second Edition, 2010, pp.511-520
 14. 김중근, 박종호, "선형 근사화에 의한 가변추진시스템 내탄도 특성," 한국항공우주학회 논문집, 제36권, 제1호, 2008, pp.79-85
 15. Mattingly, Jack D., "Element of Gas Turbine Propulsion", McGraw-Hill, 1996
 16. 이호성, 이도운, "가변추력 고체추진기관의 압력제어 기법연구," 제15차 유도무기 학술대회, ARC025-0910-015, 2009, pp.71-74
 17. K. Lau, R. H. Middleton, J. H. Braslavsky, "Undershoot and Settling Time Tradeoffs for Nonminimum Phase Systems," IEEE Transactions on Automatic Control, vol. 48, NO. 8, 2003