

# 선형화 기법을 이용한 가변추력 고체추진 기관의 압력 및 추력 제어

김영석\* · 차지형\* · 고상호\*\*

## Control of pressure and thrust for a variable thrust solid propulsion system using linearization

Youngseok Kim\* · Jihyeong Cha · Sangho Ko\*\*

### ABSTRACT

Solid propulsion systems have simple structures compared to other propulsion systems and are suitable to 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 this 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 feedback linearization technique. Derived thrust equation and design a thrust control model. We design the proportion-integral controller for linearizing about operating point. We also demonstrate the performance of controller model through numerical simulations.

### 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. 이를 위해 질량보존만을 고려한 추진기관의 연소기 내 압력변화 모델에 대하여 고전적인 비례-적분 제어기와 모델의 비선형성을 피드백을 통해 제거하고 이를 선형모델로 대치하는 피드백 선형화 제어를 설계하고, 압력제어모델의 추력계산식을 얻어내어 추력제어모델을 제시한다. 운용점에 대해 선형화하여 비례-적분 제어를 설계하고, 시뮬레이션을 통하여 모델의 성능을 분석한다.

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

### 1. 서 론

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과  
\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
교신저자, E-mail: bestmankys@kau.ac.kr

일반적인 고체추진기관은 다른 추진기관보다 안정성이 뛰어나고, 설계 및 제작이 용이하며,

구조적으로 간단하다는 장점이 있다. 그러나 추진제 그레이의 형상과 노즐목의 크기가 정해지면 추력의 크기를 조절할 수 없는 단점이 있다[3]. 액체 추진 기관은 추력 크기를 조절할 수 있지만 구조가 복잡하고 안전성이 떨어지며, 무게에 비해 높은 추력을 내지 못한다는 단점이 있다[4]. 최근 고체추진기관과 액체 추진기관의 장점을 모두 가진 비추력이 높고 추력조절이 가능한 추진기관에 대한 연구가 이루어지고 있는데, 그 중에서도 핀틀 노즐(pintle nozzle)을 이용한 추진기관이 많은 장점을 가지고 있다. 연료 저장성과 안정성이 뛰어난 고체추진기관의 특성을 가지고 있으면서도 액체추진기관의 장점인 추력 조절 기능을 동시에 가지고 있다[8]. 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[9,10].

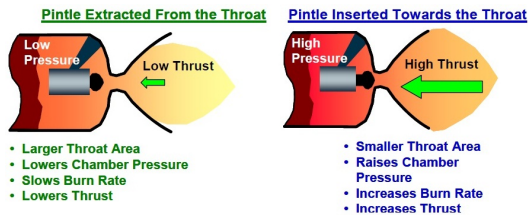


Fig. 1 Pintle Nozzle Technology to Control Thrust by Chamber Pressure and Throat Area[6]

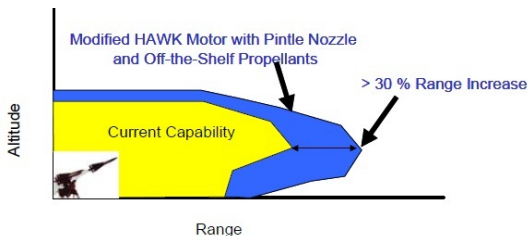


Fig. 2 Controllable Solid Propulsion, Significantly Improves Range and Mission Flexibility[7]

핀틀이 노즐목에서 멀어지면 노즐 면적이 증가하고 연소실 압력과 연소 속도의 감소로 질량 유량(Mass Flow Rate)과 추력이 작아지게 된다.

반대로 핀틀이 노즐목 가까이 이동하여 노즐목 면적이 감소하면 연소실 압력과 연소속도의 증가로 질량 유량이 증가하므로 추력은 커지게 되는 원리이다[6].

Figure 2와 같이 핀틀은 추력을 효과적으로 제어하여 구동 거리를 늘리고, 목표물에 도달하는 시간을 감소시킨다[7].

고체추진기관의 비례제어에 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) 프로그램을 들 수 있다.

미국의 MDA SBIR 프로그램은 구동밸브에 대하여 작동 대기온도, 저비용, 경량, 빠른 응답시간 등의 요소에 대한 구체적인 요구 조건을 정하여 조건에 맞는 구동 밸브를 개발하는 프로그램이다.[13].

Aerojet사에서는 1991년부터 EXCELS DACS 프로그램을 수행 하였다. EXCELS DACS는 추력 제어 기술을 통해 0~100%까지 조절이 가능하며, 0~360°의 방향으로 측면 기동이 가능하다[7].

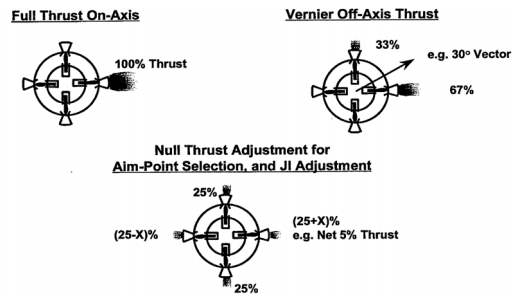


Fig. 3 Performance Improvement by Proportional Controller Adopted EXCELS Thruster

국내에서도 핀틀 노즐형 로켓 모터에 대한 연구가 이루어지고 있다. 특히 추력 조절 성능에 관한 연구, 핀틀 형상이 미치는 영향, 상온 기체 모사장치를 이용한 가변추력 고체추진기관의 압력제어방법 등의 연구가 진행되고 있어[11,12],

가변 추력 고체추진기관의 관심이 높아지고, 그 중요성이 강조되고 있다[10].

다양한 제어법칙 중 각 운용점에서 선형화된 시스템 모델에 대한 고전적 비례-적분-미분(PID) 제어법칙은 단지 근처의 국부영역에서만 유효하다는 단점을 가지고 있다. 결국 적절한 성능을 얻기 위해 통상적으로 전체 운용 영역에 대한 게인(Gain) 스케줄링을 해야 하는 어려움이 있다. 이러한 단점과 제한사항을 극복하기 위해 여러 비선형 제어 기법이 연구되어 왔으며 이 중에서 피드백 선형화 기법(Feedback Linearization)이 많은 주목을 받아왔다. 이 설계기법의 가장 중요한 특징은 피드백을 통해 모델의 비선형성을 제거하고, 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[1,2].

본 논문의 전체적인 구조는 다음과 같다. 2장에서는 연소기 내의 질량 보존을 고려하여 추진기관내 압력 변화와 추력관계를 모델링하고, 3장에서는 피드백 선형화를 통한 비선형 제어기의 설계에 대해 기술하였으며, 4장에서는 고전적 제어방법인 비례-적분(PI) 제어기의 설계에 대해 기술한다. 마지막으로 5장에서 결론과 추후 연구 방향에 대해 논의한다.

## 2. 고체추진기관의 모델링

### 2.1 고체추진기관 기본 사양

모터를 통해 노즐목 넓이를 조절하는 방식으로 연소기 내의 압력을 제어하는 모델을 고려하였다. 노즐 면적이 증가시키면 연소관 압력과 연소 속도의 감소 때문에 질량 유량(Mass Flow Rate)이 감소하게 되어 추력이 작아지게 된다. 노즐목 면적이 감소하면 연소관 압력과 연소 속도의 증가로 질량 유량이 증가하므로 추력은 커지게 되는 원리이다.

고체 추진기관에서 연소관 압력은 노즐목의 크기에 많은 영향을 받으며, 추력은 연소관 압력

은 물론 노즐 팽창비에도 영향을 받는다. 따라서 노즐목 면적을 조절하면 연소관 압력이 변하게 되고, 이에 따라 추력이 조절된다.

Table 1 Nomenclature

$P_c$	연소기 내의 압력 ( $kPa$ )
$T_g$	기체의 온도 ( $K = \text{kelvin}$ )
$A_b$	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 ( $kJ/kg \cdot K$ )
$V$	기체의 자유체적 ( $mm^3$ )
$C^*$	기체의 특성배기속도 ( $mm/s$ )
$\rho$	추진제의 밀도 ( $kg/mm^3$ )
$\dot{m}$	질량 유동을 ( $Kg/s$ )
$P_e$	출구 압력 ( $N/mm^2$ )
$P_a$	외부 압력 ( $N/mm^2$ )
$a$	실험상수 (무차원)
$K$	입의의 상수 (무차원)
$n$	추진제 연소율 지수 (무차원) ( $0 < n < 1$ )

### 2.2 고체추진기관 모델링

Figure 4는 일반적인 고체추진기관의 개략도를 나타낸 것이다.

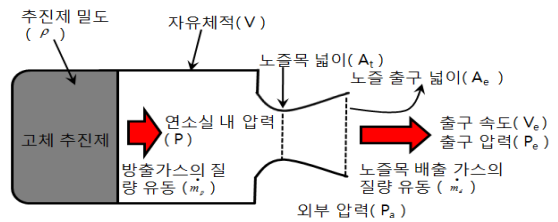


Fig. 4 Solid Propulsion Combustion System

고체추진제의 연소로 생성되는 가스의 질량 유량은  $\dot{m}_p = A_t \rho a P^n$ 으로 표현되고, 노즐목에서 배출되는 질량 유량은  $\dot{m}_d = P A_e / C^*$ 으로 표현된다. 연소기압력의 시간변화율은 시스템의 연속방정식에 기초하여 Eq. 1과 같이 표현된다.

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

Equation 1에서 자유체적  $V$ 는 일정하다고 가정하는데, 이는 자유체적의 변화율이 매우 작기 때문이며, 제어기의 설계를 쉽게 하기 위한 것이다.  $\dot{m}_p, \dot{m}_d$ 를 대입하면,

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

Eq. 2와 같이 연소기 내의 비선형 동적 압력 응답에 대한 시간영역 방정식이 얻어진다.

Figure 4와 같은 로켓 추진기관의 이론적 추력은 압력추력과 모멘텀 추력의 합으로 나타낸다[5]. 해석의 편의를 위해서 연소관 내부 유동이 정상상태라고 가정하고, 노즐 내부 유동을 1차원으로 가정하여 정리한다[4].

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

$\dot{m}$ 은 질량 유량, 그리고  $V_e$ 는 노즐 출구속도를 의미한다. 추력과 연소실 압력이 비례하기 때문에 압력제어를 통한 추력제어가 가능하다.

추력 계산을 위해 Eq. 3을 연소기 압력  $P_c$ 와 노즐목 넓이  $A_t$ 의 함수로 표현한다.

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

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

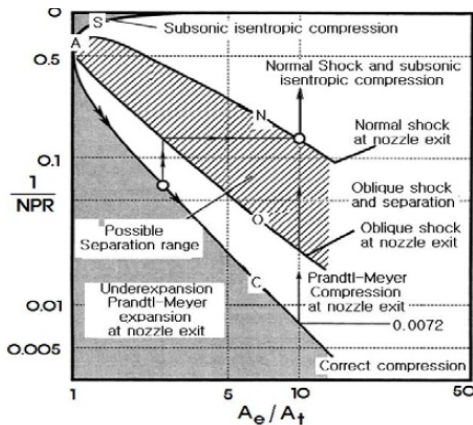


Fig. 5 Flow characteristics for nozzle pressure ratio and expansion ratio[6]

해석의 편의를 위해 본 논문에서 다루는 고체 추진기관은 노즐 내부에 수직충격파나 경사충격파가 발생하지 않는 Fig. 5의 곡선 C 아래의 구간에서 기동한다고 가정한다. 곡선 C아래 구간은  $P_e > P_a$ 인 과소팽창 조건이므로 1차 등엔트로피 조건을 만족한다고 가정할 수 있다[6]. 이 조건을 이용하여 출구압력  $P_e$ 를 구할 수 있다.

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

출구 속도  $V_e$ 를 연소기압력의 함수로 나타내기 위해 Eq.6를 Eq.5에 대입한다.

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

노즐 출구의 마하 수  $M_e$ 은 노즐 출구와 노즐 목면적의 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  $A_t$ 를 대입하여 직접  $M_e$ 를 구할 수 없다. 따라서  $M_e$ 를  $A_t$ 에 대해 명확한 (explicit) 관계로 표현해야한다. 그래서 Fig. 6와 같이 운용범위 내에서 곡선일치(Curve Fitting)를 이용하여 노즐 출구 마하수와 노즐목 넓이의 관계식 Eq. 9을 얻었다.

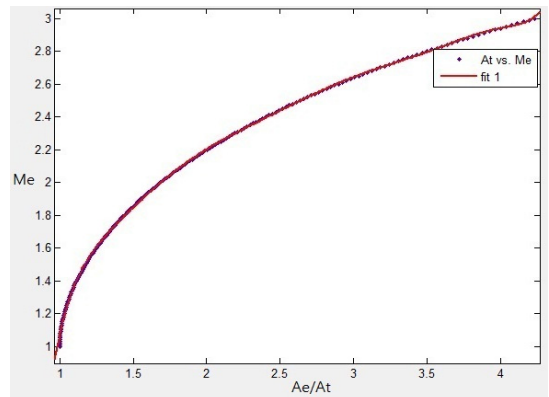


Fig. 6 Curve Fitting for  $M_e$  and  $\frac{A_e}{A_t}$

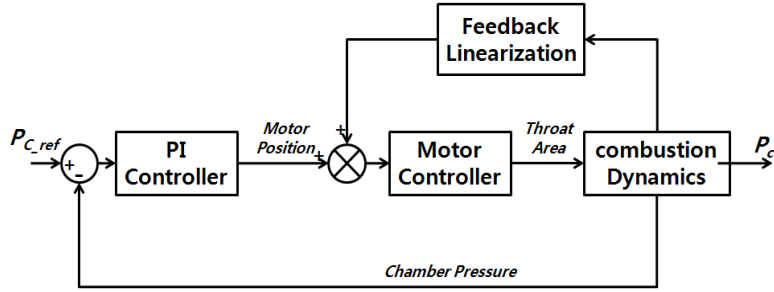


Fig. 7 Feedback Linearization and PI Pressure Control System Modeling

$$M_e(A_t) = 1.763 \exp\left(0.1303 \frac{A_e}{A_t}\right) - 10.45 \exp\left(-2.452 \frac{A_e}{A_t}\right) \quad \text{해 새로운 변수 } \delta P \text{를 도입하면,} \quad (9)$$

추력계산식 Eq.3에 Eq.4,6,7을 대입하면 추력식이 압력과 노즐목 넓이만의 함수로 표현할 수 있다.

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

$P_c$ 와  $A_t$ 를 제외한 모든 변수가 이미 알고 있으므로  $P_c$ 와  $A_t$ 값을 입력함으로서 추력  $F$ 를 계산할 수 있다. 압력과 추력, 노즐목 넓이는 상태 공간 방정식의 관계를 가진다. Equation 3은 상태변수인 압력  $P_c$ 와 입력변수인 노즐목 면적  $A_t$ 의 관계를 나타내는 상태방정식이다. 그리고 Eq. 10은 입력변수  $A_t$ 와 출력변수인 추력  $F$ 의 관계를 나타내는 출력방정식이다. 결국 노즐목 넓이  $A_t$ 를 조절하여 추력  $F$ 를 제어하는 것이 목표이다.

### 3. 피드백 선형화를 통한 제어

#### 3.1 압력제어

Equation 2의 비선형방정식은 다음과 같이 간략히 표현된다.

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

기준압력  $P_{ref}$ 를 추정하는 문제로 표현하기 위

여기서  $\dot{P} = \delta \dot{P}$  이므로, Eq. 13이 된다.

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

Equation 13은 피드백 선형화 조건[1]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.

출력방정식 Eq. 10에 입력  $A_t$ 가 존재하기 때문에 표준적인 입-출력 피드백 선형화 (Input-Output Feedback Linearization) 기법으로 추력방정식을 선형화하는 것은 불가능했다[1].

### 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[14].

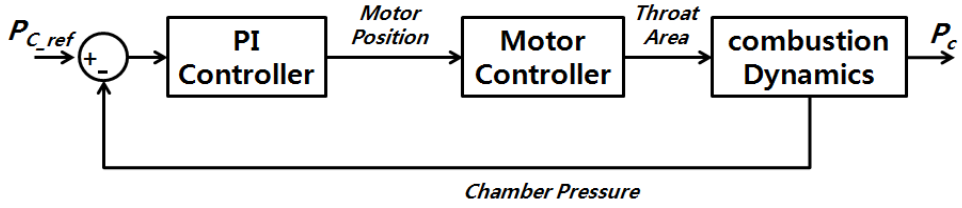


Fig. 8 Only PI Pressure Control System Modeling

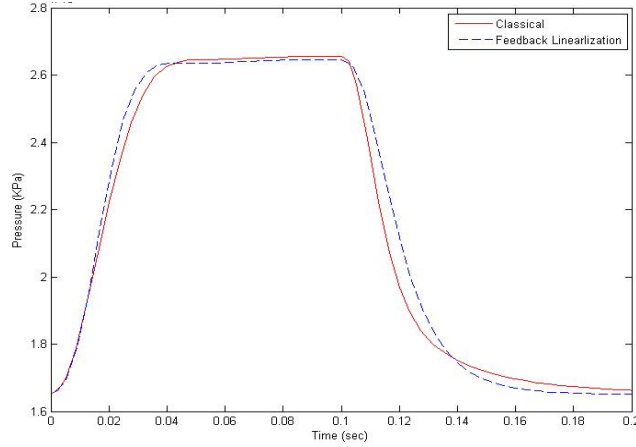


Fig. 9 Pressure Response : Classical Controller(PI) and Feedback Linearization with PI controller

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

고체추진기관의 노즐목 넓이를 조절하는 모터는 여러 종류가 사용되지만 모델링을 단순화하기 위하여 2차 전달 함수를 가지는 간단한 모델을 적용하였다. 단순 비례-적분 제어모델과 피드백 선형화기법을 이용한 비례-적분제어모델의 연소기 초기압력 16.5 MPa로 설정하고, 10 MPa를 상승시키는 입력을 주고, 0.1 초후 다시 하강시키는 동일한 입력을 주고, 출력을 비교하였다.

#### 4.2 추력제어

비례-적분 제어기를 사용하기 위해 Eq. 16을 운용점에서 선형화한다.

$$F = c_1 P_c + c_2 A_t \quad (17)$$

$$c_1 = \frac{A_{t0}}{C^*} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT \left\{ 1 - \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{e0}^2 \right)^{-1} \right\}} + \left\{ 2A_e P_{e0} \left( 1 + \frac{1-\gamma}{2} M_e^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right\} \quad (18)$$

$$c_2 = \frac{P_{e0}}{C^*} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} RT \left\{ 1 - \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \right\}} + A_e P_{e0} M_{e0} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{e0}^2 \right)^{\frac{1-2\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left. \frac{\partial M_e}{\partial A_t} \right|_0 + \frac{A_{t0} P_{e0}}{2C^*} \cdot \frac{1}{\sqrt{\left\{ 1 - \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{e0}^2 \right)^{-1} \right\}}} \cdot \frac{2M_{e0}}{1 + \frac{1-\gamma}{2} M_{e0}^2} \cdot \left. \frac{\partial M_e}{\partial A_t} \right|_0 \quad (19)$$

$$\left. \frac{\partial M_e}{\partial A_t} \right|_0 = \frac{-0.2297 \cdot A_t}{A_{t0}^2} \exp\left(0.1303 \frac{A_e}{A_{t0}}\right) - \frac{25.6234}{A_{t0}^2} \exp\left(-2.452 \frac{A_e}{A_{t0}}\right) \quad (20)$$

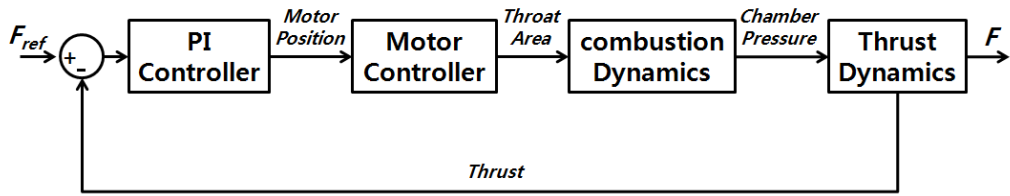


Fig. 10 PI Thrust Control System Modeling

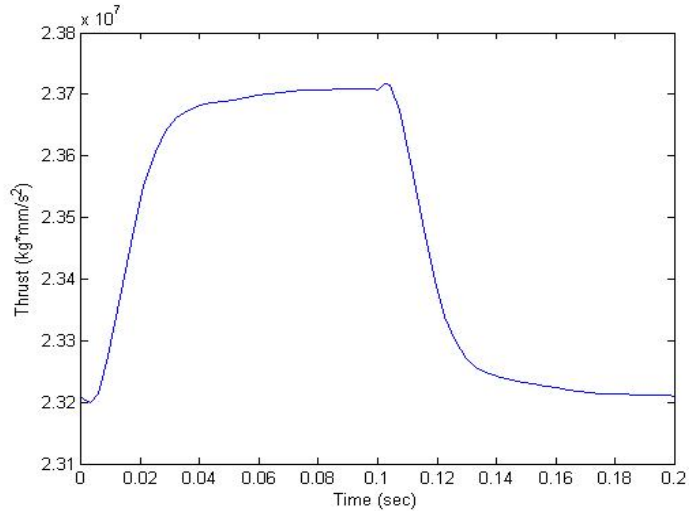


Fig. 11 Thrust Response : PI Controller

Figure 11의 추력 응답에 언더슈트(Under-shoot)가 발생하는 것을 볼 수 있다. 추력계산식 (Eq. 16)에 상태변수  $P_c$ 와 입력값  $A_t$ 가 쌍선형 (bilinear)형태인 것의 영향으로 생각해 볼 수 있다. 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 영점과 극점을 알아보기 위해 Eq. 10을 운용점에서 선형화하여 전달 함수를 구해보면,

$$\frac{F(s)}{A_t(s)} = \frac{17062.82(s-886.14)}{s+834.33} \quad (21)$$

형태로 나타난다. 이 추력식은 영점이 우평면에

위치하는 비최소위상(nonminimum phase)이다. 비최소위상의 경우 제어기의 설계와 관계없이 언더슈트가 발생하게 된다. 참고문헌[15]를 활용하여 언더슈트가 정착시간에 미치는 영향에 대해 추가적인 분석을 수행할 예정이다.

## 5. 결 론

추진 기관의 추력 및 압력을 제어하기 위해 많은 알고리즘들이 제안되었지만 처리과정이 복잡하거나 그 효과가 눈에 띄게 뛰어나지 않기 때문에 실용화에 문제가 있었다. 본 논문에서는 피드백 선형화라는 기법을 제안하고, MATLAB을 이용한 시뮬레이션을 통해 고전적인 제어기법인 비례-적분(PI)제어 기법만을 사용하는 것과 피드백 선형화를 비례-적분(PI)와 함께 사용하는

제어기법과의 비교하였다. Figure 9을 보면 피드백 선형화를 적용한 시스템의 응답이 약간 빠르지만 큰 차이가 나지 않는 것을 볼 수 있다. 그러나 일반적으로 사용되는 PI 제어기법은 여러 운용점에서 설계하고 계인값을 정해야하는 단점이 있지만 피드백 선형화는 여러 운용점에 대해 설계할 필요가 없다는 장점을 가지고 있다.

추력 제어 모델은 비례-적분제어 모델로 시뮬레이션한 결과 언더슈트가 발생했다. 운용점에서 적당한 제어 계인을 선정하면 비례-적분제어기를 통해 추력을 적절히 제어할 수 있었다. 그러나 제어법칙설계와 관계없이 언더슈트가 하드웨어의 설계에 영향을 줄 수도 있으므로 이 문제에 대한 연구가 필요하다. 추후 외란 중에 강건한 비선형 제어기를 이용한 추력제어기 설계를 계속할 예정이다.

#### 참 고 문 헌

1. Hassan K. Khalil, "Nonlinear Systems", Prentice Hall, Second Edition, 1996
2. Ogata, "Modern Control Engineering", Prentice Hall, 1970
3. 김중근, 박종호, "핀틀 형상이 노즐 성능에 미치는 영향에 관한 연구", 한국 항공우주학회 논문집, 제 36권, 제 8호, 2008
4. 김중근, 박종호, "선형 근사화에 의한 가변추진시스템 내탄도 특성", 한국 항공우주학회 논문집, 제 36권, 제 1호, 2008
5. John L. Bergmans, Roberto Di Salvo, "Solid Rocket Motor Control", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2003-4968, 2003
6. 김중근, 박종호, "핀틀 노즐형 로켓 모터의 추력 조절 성능에 관한 연구", 한국 항공우주학회 논문집, 제 37권, 제 4호, 2009
7. John Napior, Victoria Garmy, "Controllable Solid Propulsion For Launch Vehicle And Spacecraft Application", 57th International Astronautical Congress, 2006
8. 고덕곤, "단거리 탄도탄 기술 동향", 국방 과학 기술 플러스, Vol.18, 2006
9. 김중근, 박종호, "핀틀 형상이 추력 크기에 미치는 영향에 대한 수치해석적 연구", 한국 항공우주학회 논문집, 제 37권, 제 5호, 2009
10. 황갑성, 임유진, "고체 추진제 연구 개발 및 발전 방향", 국방 과학 기술 플러스, Vol.40, pp 5~6, 2007
11. 이호성, 이도윤, 박종승, 김중근, "상온기체 모사장치를 이용한 가변추력 고체추진기관의 압력제어 연구", 한국 항공우주학회 논문집, 제 37권, 제 1호, 2009,
12. 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
13. S. Burroughs, "Status of Army Pintle Technology for Controllable Thrust Propulsion", 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2001-3598, 2001
14. 이호성, 이도윤, "가변추력 고체추진기관의 압력제어 기법연구", 제 15차 유도무기 학술대회, ARC025-0910-015, 2009
15. 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