

## 핀틀을 장착한 고체추진기관의 비정상 연소 성능 분석

기태석<sup>a,\*</sup> · 하동성<sup>a</sup> · 진정근<sup>a</sup> · 이호성<sup>b</sup> · 윤현걸<sup>a</sup>

### Analysis of Unsteady Combustion Performance in Solid Rocket Motor with Pintle

Taeseok Ki<sup>a,\*</sup> · Dongsung Ha<sup>a</sup> · Jungkun Jin<sup>a</sup> · Hosung Lee<sup>b</sup> · Hyungull Yoon<sup>a</sup>

<sup>a</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

<sup>b</sup>The 1<sup>st</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: kits@add.re.kr

#### ABSTRACT

In this paper, unsteady characteristics of pressure in solid rocket motor were analyzed by using response of pintle actuation, pressure and thrust data from ground test. Pressure and thrust in solid rocket motor can be controlled in real time by varying nozzle throat area with pintle, installed in the valve. Unsteady characteristics of pressure can be observed in this system occurred by various reasons. Two critical reasons, error of pintle actuation and ablation of center tube, are found and effects of each reason can be analyzed individually by re-prediction of pressure with response of pintle actuation and analyzing thrust to pressure ratio.

#### 초 록

본 논문에서는 고체추진기관 밸브의 내부에 장착한 핀틀의 구동 응답, 추력 및 압력 데이터를 이용하여, 연소시험 시 발생한 고체추진기관 내부 압력의 비정상 특성을 분석하였다. 고체추진기관 밸브의 내부에 핀틀이라는 구조체를 장착하여 핀틀의 축방향 구동을 통해서 노즐목 면적을 조절하고, 이를 통해 고체추진기관의 압력 및 추력을 실시간으로 제어할 수 있다. 이때 연소관 내부의 압력에 비정상 특성이 나타날 수 있으며, 이러한 비정상 특성은 다양한 원인이 종합적으로 영향을 미친 결과이다. 이 경우 핀틀의 구동 응답을 이용한 내부 압력의 재예측 및 추력 대 압력 비 분석을 통해서 핀틀 구동 응답 오차와 증공 튜브 삭마에 의한 노즐목 면적 변화라는 두 가지 큰 비정상 특성의 원인을 찾아내고, 각 원인들이 연소관 내부 압력에 미치는 영향을 개별적으로 분석하였다.

Key Words: Actuation(구동), Internal Ballistic(내탄도), Pintle(핀틀), Solid Rocket Motor(고체추진기관), Stroke Control(스트로크 제어)

Received 10 June 2014 / Revised 20 October 2014 / Accepted 26 October 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30,

서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

#### 1. 서 론

최근 유도무기용 로켓모터는 기동성과 정밀

타격을 목표로 연구 및 개발되고 있는 실정이나, 유도무기용 로켓모터에 적용되는 고체 추진기관의 경우 추력의 크기 조절에 많은 제약이 있다. 고체 추진기관은 일단 연소가 시작되면 추진제를 모두 소비할 때까지 연소가 일어나기 때문에 연소 중 추력의 크기를 자유롭게 변화시킬 수 없는 단점이 있다. 이러한 단점을 해결하기 위하여 기존의 연구에서는 추진제 그레이의 형상 설계를 통해 추진제의 연소 중 추력의 크기를 변화시킬 수 있는 방법을 모색하였다[1,2]. 하지만 그레이의 형상 설계를 이용한 추력 크기 조절 방법은 그 한계가 명확하고 자유도가 매우 떨어진다. 따라서 최근에는 핀틀 구동 기술을 이용하여 고체 추진기관의 추력 크기 조절에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 먼저 John L. B., Roberto D. S.의 논문에서는 대칭성을 가지는 한축의 밸브 및 핀틀 구조체를 대상으로 시스템을 모델링하고 이에 대한 제어기를 설계하여 연소관 내부의 압력을 제어하는 연구를 이론적 및 실험적으로 수행하였다[3]. Fig. 1은 해당 연구에서 사용한 추진기관의 구성도이다.

Christina A. D., Amy B. G.의 연구에서는 앞의 연구 결과와 유사하게 연소관 내부의 압력을 제어하는 연구를 수행하였으나, 상온 시험을 통한 검증 과정을 추가하여 제어기 성능 검증의 절차를 더욱 체계적으로 구축하였다[4].

본 논문에서는 압력을 직접 제어한 기존의 선행 연구와는 달리, 원하는 압력을 발생시키기 위한 핀틀의 스트로크를 시스템 모델 및 시뮬레이션을 통해 예측하고 주어진 핀틀의 요구 스트로크에 따라 핀틀의 위치를 제어하는 방식으로 연

소관 내부의 압력을 변화시켰다. 또한 본 연구에서 실험체로 사용한 추진기관에는 크기가 서로 다른 다수의 밸브가 장착되었다. 따라서 1개의 핀틀만을 이용한 기존의 선행연구와는 달리, 크기가 상대적으로 큰 밸브 1개와 크기가 작은 밸브 2개로 구성된 총 3개의 밸브를 장착하여 연소시험 및 연소관 내부 압력 제어를 수행하였다.

## 2. 본 론

시스템의 구성은 Fig. 2와 같다. 먼저 추진제는 후단면 연소(end-burning) 타입으로 충전되어 있다. 즉 연소 면적이 연소 시작 후부터 끝까지 변화 없이 일정하게 유지가 되며, 결과적으로 노즐면적이 일정할 경우 연소관 내부의 압력도 일정하게 유지된다는 특징이 있다. 점화기에서 점화가 되어, 도넛 형태의 추진제 한쪽 면에서 연소가 시작된다. 연소면에서 발생한 가스는 연소면이 향하는 방향에 위치한 큰 밸브에서 배출될 뿐만 아니라, 추진제를 통과하며 연소관 중심에 위치해있는 중공튜브를 통해 반대 방향에 위치한 작은 밸브 쪽으로도 배출된다. 본 추진기관에 장착된 밸브 중 큰 밸브를 TCS(Thrust Control System) 1, 작은 밸브 2개를 각각 TCS 2, TCS 3이라 하겠다. 이러한 3개 밸브의 내부에는 핀틀이 밸브의 중심축 상에 위치하고 있으며, 핀틀에는 구동기가 연결되어 있어서 구동기의 작동에 따라서 핀틀이 밸브의 중심축 상에서 움직이게 된다. 핀틀의 구동은 전기 모터를 이용해서 이루어지며, 모터의 회전운동이 기어 및 캠을

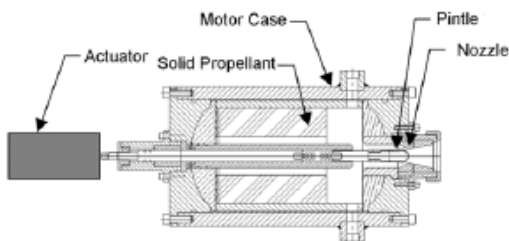


Fig. 1 Schematic diagram of solid propellant pintle motor hardware[3].

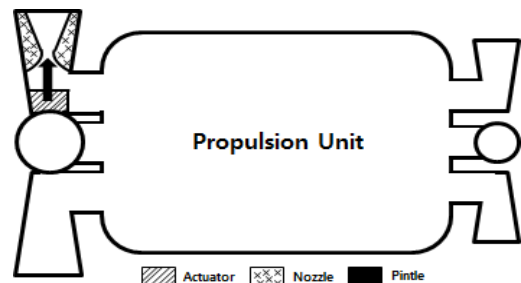


Fig. 2 System configuration.

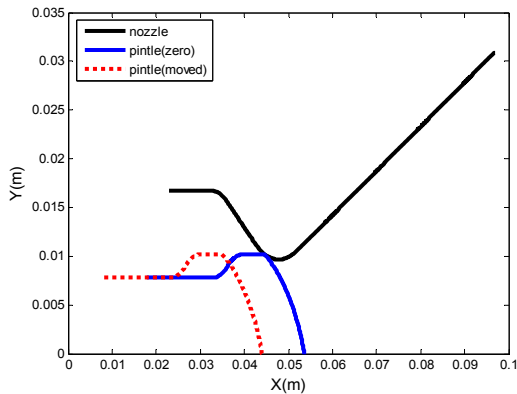


Fig. 3 Shape of nozzle and pintle.

통하여 핀틀의 직선 운동으로 변환된다. 즉 핀틀의 뒷부분에 연결된 구동기에 의해서 핀틀이 움직이게 되면, 노즐목 면적이 변하게 되어 연소관 내부의 압력을 변화시킨다.

Fig. 3은 노즐과 핀틀의 형상을 나타내고 있다. 검은색 실선은 노즐의 단면을 나타낸 것이며, 파란색 실선 및 빨간색 점선은 핀틀의 단면을 나타낸 것이다. 파란색 실선으로 표현된 핀틀은 노즐과 맞닿은 상태이며, 해당 상태의 핀틀의 스트로크(위치)를 0이라고 정의하였다. 빨간색 점선은 0의 위치에서 핀틀이 구동에 의해 특정 거리만큼 이동했을 때의 핀틀의 모습을 나타내었으며, 이동한 거리를 현재 핀틀의 스트로크로 정의하였다. 따라서 앞에서 설명하였듯이 핀틀의 스트로크가 0일 경우 노즐목 면적도 0이며, 핀틀의 스트로크가 증가할수록 노즐로부터 멀어지는 방향으로 움직이게 되어 노즐목 면적 역시 증가하게 된다.

Fig. 4는 제어기, 점검장비 및 구동기로 이루어진 구동 시스템의 전기적 인터페이스를 나타낸 그림이다. 먼저 연소시험장 계측실에서 연소 시작 30 초 전 신호를 점검장비에 보내주면 점검장비에서는 제어기 상태가 정상일 경우 제어기 정상 신호를 계측실에 피드백하여 연소시험이 정상적으로 진행된다. 이 후 추진기관의 점화와 동시에 제어기가 구동 명령을 구동기에 입력하여 구동기가 작동하게 된다. 구동 명령에 따른 구동기의 구동 응답이나 구동기에 흐르는 전류

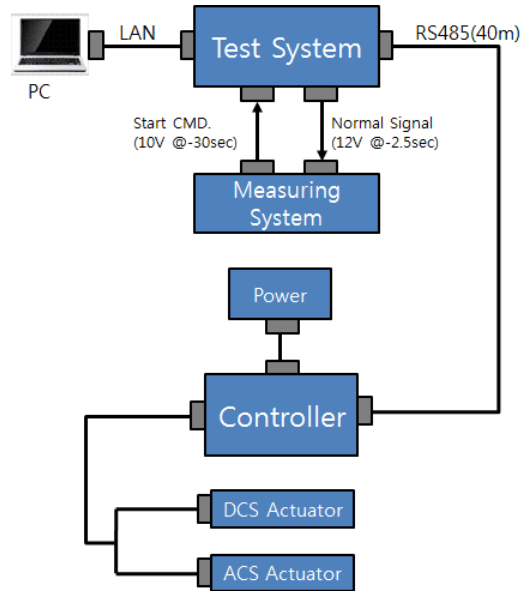


Fig. 4 Electronic interface of actuating system.

등의 계측 값은 점검장비를 통해 PC에 저장된다.

## 2.1 시스템 모델링

앞에서 설명한 것과 같이 구성된 시스템의 성능을 예측하기 위해서 연소관 내부의 압력 및 부피의 시간에 따른 변화량 및 그 사이의 상관관계가 표현된 시스템의 동적 모델을 수립하여야 한다. 시스템의 동적 모델은 다음의 과정을 통해서 간단히 정의하였다[5]. 먼저 질량보존 방정식을 이용하여 Eq. 1을 유도할 수 있다.

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

이 때 추진제 연소에 의해 발생하는 가스  $\dot{m}_g$  은 연소면이 일정하다고 가정하면 Eq. 2, 3과 같이 계산된다.

$$r_b = \eta_r \alpha P_c^n \quad (2)$$

$$\dot{m}_g = \rho A_r r_b = \rho A_r \eta_r \alpha P_c^n \quad (3)$$

이 때  $r_b$ 는 추진제의 연소 속도,  $\eta_{rb}$ 는 연소속도 보정계수,  $a$ 는 연소속도 상수,  $n$ 은 압력지수,  $\rho$ 는 추진제 밀도,  $A_b$ 는 연소면적,  $P_c$ 는 연소관 내부의 압력을 의미한다. 다음으로 노즐을 통해 배출되는 가스의 유량  $\dot{m}_d$ 은 Eq. 4와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{m}_d = \eta_d C_d P_c A_t \quad (4)$$

이 때  $\eta_d$ 는 보정계수,  $C_d$ 는 유량계수,  $A_t$ 는 총 노즐목 면적이다. 또한 Eq. 2와 같은 연소 속도를 가질 때 연소관 내부의 부피  $V_c$ 의 시간에 대한 변화량은 Eq. 5와 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{dV_c}{dt} = A_b r_b = A_b \eta_{rb} a P_c^n \quad (5)$$

마지막으로 Eq. 1에 Eq. 2, 3, 4를 대입하고 이상기체 상태 방정식 및 Eq. 5를 이용하면,  $P_c$ 의 시간에 대한 변화량을 Eq. 6과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{RT_c}{V_c} \left( \frac{\rho A_b \eta_{rb} a P_c^n - \eta_d C_d P_c A_t}{- \frac{A_b \eta_{rb} a P_c^{n+1}}{RT_c}} \right) \quad (6)$$

2.2 연소시험 및 결과

실제 연소시험 시 고체추진기관을 추력 측정이 용이한 시험대 위에 장착한 후에 시험을 수행하였다. 시험대에는 x, y, z 축 방향으로 발생하는 힘과 각 축 방향의 모멘트를 측정할 수 있는 센서가 부착되어 있다. 따라서 시험대를 통해 장착된 3개의 밸브 각각에서 발생하는 추력의 크기를 측정할 수 있다. 이 외에도 연소관에 3개의 압력 센서를 부착하여 연소관 내부의 압력 변화를 측정하였으며, 연소관 외부에 7개의 온도 센서를 부착하여 연소시험 중 중요 부품의 온도 변화를 관측하였다. 본 연구에서는 전체 계측 결과 중 압력 및 추력 센서의 계측 결과만을 이용하여 시스템 성능에 대한 분석을 수행하였다.

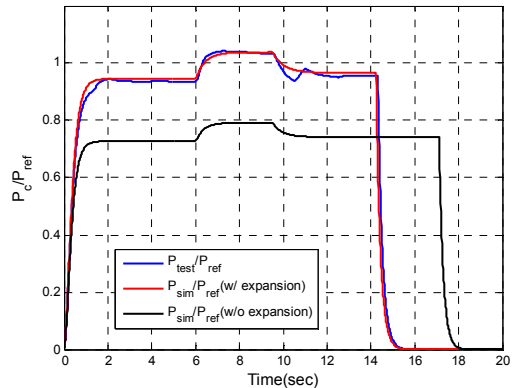


Fig. 5 Chamber pressure.

연소시험 결과 및 시뮬레이션 해석 결과는 Fig. 5와 같다. 시험 및 시뮬레이션 결과를 최대 압력 근처의 특정 값인  $P_{ref}$ 로 정규화 하여서 표기하였다. 선행된 연소시험을 통해 연소시험 중 핀틀의 길이방향 팽창량이 약 0.4 mm임을 확인하였다. 따라서 압력 예측을 위한 시뮬레이션을 수행할 때는 정해진 핀틀의 스트로크를 그대로 사용하지 않고 해당 스트로크에 핀틀의 팽창량인 0.4 mm를 고려하여 시뮬레이션을 수행하였다. 이 때 핀틀이 팽창할 경우에는 팽창하지 않은 경우에 비하여 노즐목 면적이 감소하게 되므로 압력이 상대적으로 높아지게 된다. 따라서 핀틀이 완전히 팽창하지 않은 6 초 이전에는 실제 압력값이 예측값보다 작게 측정되며, 점점 압력이 증가하여 약 6 초 이후에는 예측한 압력값에 근접하게 된다. 하지만 약 9 초 이후에 압력의 비정상 특성이 나타내는데, 그 원인으로서는 크게 다음의 2가지를 들 수 있다.

첫 번째로는 핀틀의 구동 응답 오차에 의한 연소관 내부 압력의 비정상 움직임이다. 앞에서 언급한 것과 같이 본 연구에서는 연소시험 시 핀틀의 구동을 통해 연소관 내부의 압력을 변화시켰다. 이때 각 TCS 1 및 TCS 2, 3에 위치한 핀틀의 구동 명령 및 응답은 Fig. 6~8과 같으며 그에 따른 총 노즐목 면적의 명령 및 응답은 Fig. 9와 같다. 먼저 TCS 2, 3의 핀틀은 TCS 1의 가지지 않고 구동함을 확인할 수 있다. 하지만 TCS 1의 핀틀은 상대적으로 큰 외란을 받음에

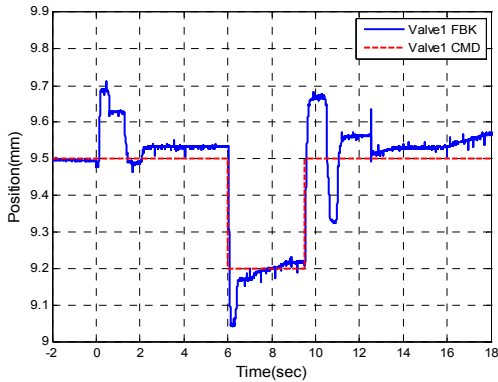


Fig. 6 Stroke command and response of TCS 1.

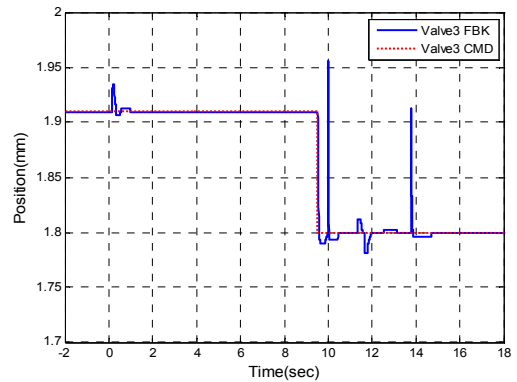


Fig. 8 Stroke command and response of TCS 3.

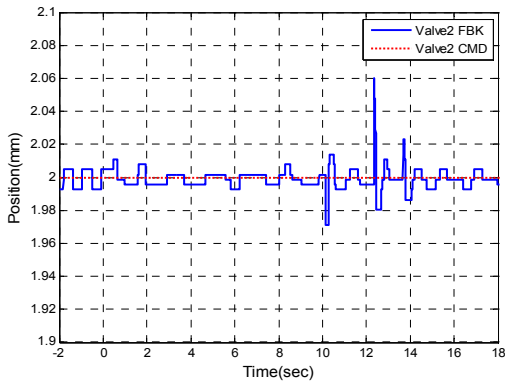


Fig. 7 Stroke command and response of TCS 2.

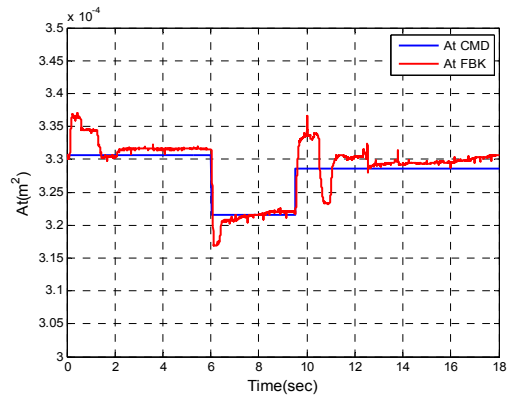


Fig. 9 Command and response of nozzle throat area.

핀틀과 비교하여 같은 구동 시스템을 사용하므로 구동력은 동일하지만, 핀틀의 크기가 작아서 연소관 내부 압력에 의해 핀틀에 가해지는 외란이 상대적으로 작으므로 전 구간에서 큰 오차를 따라서 6 초 및 9.5 초에 구동 명령을 수행하기 위하여 최대 약 0.18 mm의 오버슈트 현상이 나타나며, 분출 가스에 의한 강한 외란 및 기어의 백래쉬 현상 등에 의해서 연소 시작 초기에도 큰 오차가 발생한 것을 확인할 수 있다. 또한 제어기의 성능에 의해 최대 약 0.15 mm의 정상상태 오차가 발생할 수 있는데, 2~6 초 구간 및 11~18 초의 수렴 구간에서 최대 약 0.08 mm의 정상상태 오차가 나타났음을 확인할 수 있으며 구동 응답이 명령을 비교적 잘 따라가고 있음을 알 수 있다. 이러한 핀틀의 구동 명령 대비 응답

오차에 의해 연소관 내부 압력의 비정상 특성이 나타날 수 있다.

다음 원인으로서는 연소로 인한 중공튜브의 삭마가 있다. 앞서서도 설명하였듯이 연소시험에 사용되었던 추진기관에는 유량의 흐름을 위해서 연소관 중앙에 고무 재질의 중공튜브가 위치해 있다. 본 연소시험 시 TCS 2, 3쪽 유량의 증가로 인해 중공튜브의 삭마량이 증가하여 연소시험 중 중공튜브가 완전 손실되었다. 중공튜브의 손실로 인해 중공튜브의 탄화물이 노즐목 및 핀틀에 침적됨에 따라 급격한 노즐목 면적 변화가 발생하였고, 따라서 Fig. 5에 나타난 압력의 비정상 특성이 나타났을 것이다.

Fig. 10(a)는 이전의 연소시험 당시 삭마되었 않은 정상적인 중공 튜브의 모습이며, (b)는 본

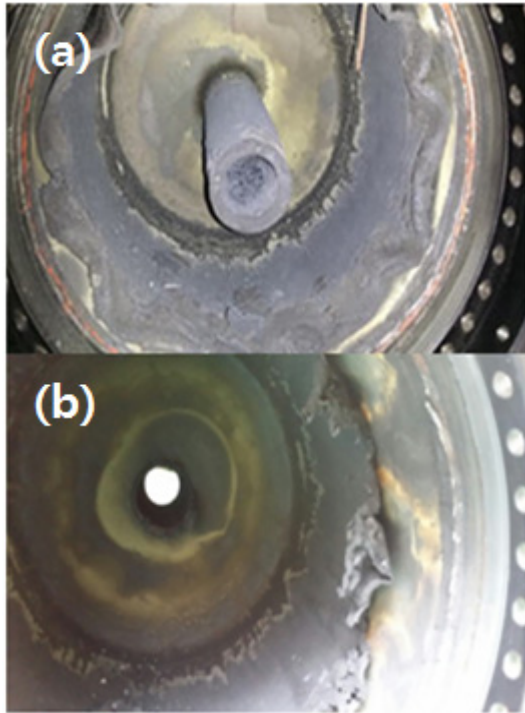


Fig. 10 Center tube after burning test(a: normal center tube, b: eroded center tube).

연소시험 후 삭마되어 완전히 손실된 중공 튜브의 모습이다.

### 2.3 비정상 특성 분석

연소시험 결과에서 나타난 9 초 이후의 비정상 특성에 대해서는 위와 같이 크게 2가지의 원인을 생각할 수 있다. 하지만 압력의 비정상 특성은 다양한 원인의 영향이 종합적으로 나타나므로, 비정상 특성에 대한 정확한 분석에 어려움이 있다. 따라서 각각의 원인이 연소관 내부 압력의 비정상 특성에 영향을 얼마나 주었는지 살펴보기 위하여, Fig. 11과 같이 핀틀 구동 응답 결과를 이용해 연소관 내부의 압력을 다시 예측해 보았다.

위 분석 결과를 살펴보면 실제 연소시험을 통해 측정된 압력의 비정상 특성 중 약 11 초에서 압력이 갑자기 상승했다가 감소하는 경향을 나타내는데 그 원인이 구동 응답의 오차에 의한 것임을 알 수 있다. 나머지 9.5 초, 10.2 초 12.5

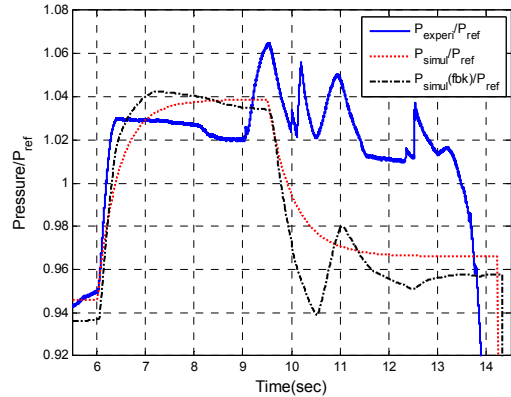


Fig. 11 Chamber pressure(include feed-back simulation with pintle response).

초 등에서 나타난 연소관 내부 압력의 비정상 특성은 구동 응답 오차가 아닌, 중공튜브의 탄화물이 노즐목 및 핀틀에 침적됨에 따라 일시적인 노즐목 면적의 변화에 의한 것임을 알 수 있다. 이는 각 밸브별 추력과 연소관 내부 압력의 비율을 계산한 그래프를 보면 좀 더 확실히 알 수 있다. 먼저 추력과 연소관 내부 압력의 비율은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{F}{P_c} = C_F A_t \tag{7}$$

여기서  $C_F$ 의 값은 일정하다고 가정하면, 추력과 압력의 비율은 각 밸브의 노즐목 면적 변화에 의해서 결정된다.

Fig. 12는 각각의 밸브에서 발생한 추력과 연소관 내부 압력의 비를 시간별로 나타낸 그래프이다. 이 때  $F_x$ 는 TCS 2, 3의 추력의 합,  $F_y$ 는 TCS 1의 추력을 의미한다. 위 그래프를 살펴보면 연소시작 후 약 9 초 이후에 급격한 노즐목 면적의 변화가 몇 차례 있음을 확인할 수 있다. 즉 마지막 핀틀의 구동이 수행된 9.5 초 이전에 급격한 노즐목 면적의 변화가 발생하였으며, 이로 인해 비정상 특성과 더불어 압력의 크기가 전체적으로 증가하는 현상 역시 나타났음을 알 수 있다. 이러한 현상이 나타난 시간대는 압력의 비정상 특성이 나타난 시간대인 9.5 초, 10.2 초,

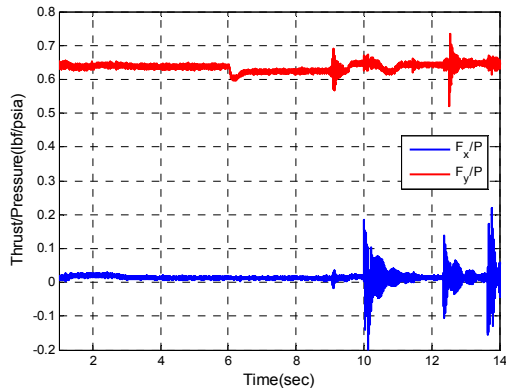


Fig. 12 Thrust/Pressure ratio of valves.

11 초, 12.5 초와 일치한다. 이 때 TCS 1 핀틀의 구동 응답 오차의 영향이라고 판단되는 압력의 비정상 특성은 TCS 2, 3에서는 나타나지 않고 TCS 1에서만 나타나고 있으며, 그 외 시간대의 급격한 노즐목 면적의 변화는 모든 밸브에서 나타남을 알 수 있다. 즉 11 초에 나타난 노즐목 면적 변화에 의한 압력의 비정상 특성은 TCS 1 만의 영향이며, 이는 해당 시간대의 비정상 특성이 TCS 1 핀틀의 구동 오차에 의한 영향이라는 앞의 분석 결과와 일치한다. 또한 중공튜브 삭마로 인한 탄화물은 대부분 TCS 2, 3의 방향으로 빠져나갔을 것으로 예상되며, 결과적으로 TCS 1에 비해 TCS 2, 3의 추력 대 압력의 비율의 변화량이 더 큰 것을 Fig. 12를 통해 확인할 수 있다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 고체 추진기관의 추력을 제어하기 위한 방법으로, 핀틀의 움직임을 이용하여 연소관 내부 압력을 변화시키는 방법에 대해 이론적 및 실험적인 방법으로 접근하였다. 먼저 추진기관에 대한 동역학적 모델을 수립하여 핀틀의 위치에 따른 연소관 내부 압력의 변화를 예측하였다. 또한 예측 결과의 정확성을 판단하기 위하여 핀틀 구동 및 실제 연소시험을 수행하였다.

본 연구에서는 직접적으로 압력을 제어하지 않고 원하는 압력이 발생하는 핀틀의 위치를 예측하고, 해당 위치로 핀틀이 움직이는 피드백 제어를 수행하였다. 따라서 예측한 압력값과 실제 연소시험을 통해 측정된 압력값은 다양한 원인으로 인해 차이를 보이며, 본 시험의 결과와 같이 측정된 압력값에 비정상 특성이 나타나기도 한다. 이러한 비정상 특성의 원인으로서는 연소 탄화물 침적에 의한 노즐목 면적 변화, 핀틀 구동 응답의 오차 발생 및 구동기의 구동력 부족 등이 있으며 다양한 원인에 의한 영향이 종합적으로 나타난다. 따라서 다양한 원인에 의한 영향을 개별적으로 분석하기 위한 방법으로, 핀틀 구동 응답 결과에 대한 압력 변화를 다시 예측하여 핀틀 구동 응답 오차에 대한 비정상 특성의 원인을 기타 원인과 분리하여 분석할 수 있도록 하였다. 이러한 방법을 통해서 본 연구에서는 압력의 비정상 특성에 대한 핀틀 구동 응답 오차와 중공 튜브 삭마에 의한 노즐목 면적 변화의 영향을 구분하여 각 원인별 상세한 분석을 하였다. 다만 연구 결과와 같이 압력의 피크 형태로 나타나는 비정상 특성에 대한 원인은 구동 응답 오차 및 추력 대 압력 비율 분석을 통해 어느 정도 분석이 가능하나, 초기 2~4 초 사이 압력이 핀틀의 팽창에 의해 증가하지 않고 유지되는 구간 및 9 초 이후 급격한 노즐목 면적 변화에 의해 압력이 전체적으로 증가하였으나 다시 감소하지 않는 현상 등에 대해서는 주어진 정보만으로는 원인 분석이 불가능 하였다. 향후의 연구에서는 압력의 비정상 특성을 발생시키는 더욱 다양한 원인에 대한 분석 및 이를 해결할 수 있는 방법에 대한 연구가 필요할 것이다.

### References

1. Muhammad, A.R. and Wang, L., "Design and Optimization of 3D Wagon Wheel Grain for Dual Thrust Solid Rocket Motors," *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, Vol. 38, No. 1, pp. 67-74, 2013.

2. Sanal, K.V.R., Raghunandan, B.N. and Kawakami, T., "Studies on Internal Ballistics of Dual-thrust Motors for Nozzleless Propulsion," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, T.N., U.S.A., July 2010.
3. John, L.B. and Roberto, D.S., "Solid Rocket Motor Control: Theoretical Motivation and Experimental Demonstration," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., July 2003.
4. Christina, A.D. and Amy, B.G., "Variable Thrust Solid Propulsion Control Using Labview," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Huntsville, A.L., U.S.A., July 2003.
5. Niu, W.Y., Bao, W., Chang, J., Cui, T. and Yu, D.R., "Control System Design and Experiment of Needle-type Gas Regulating System for Ducted Rocket," *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 224, No. 1, pp. 563-573, 2010