

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(3), 247-255(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.3.247>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 핀틀 구동속도에 따른 핀틀 추력기의 비정상상태 특성에 대한 실험적 연구

황희성\*, 허환일\*\*

## Experimental Study on Unsteady-state Characteristics of a Pintle Thruster with Variable Pintle Speeds

Heuseong Hwang\* and Hwanil Huh\*\*

Dept. of Aerospace Engineering, Graduate School at Chungnam National University\*

Dept. of Aerospace Engineering, Chungnam National University\*\*

## ABSTRACT

The purpose of this study is to investigate unsteady-state characteristics of a pintle thruster with various pintle speed. Based on steady state experimental results, non-linear pintle stroke equation is obtained and applied to the unsteady state experimental system. For the unsteady state experiments, three different pintle speeds are used: 3.10 mm/s, 5.65 mm/s, 10.83 mm/s, respectively. Results show that backward pintle stroke results in faster convergence time because of high chamber pressure during backward pintle stroke sequence. During the forward and backward process, thrust curve shows singular points. These phenomena are caused by variation of mass flow rate, which is mainly due to changes of both chamber pressures and nozzle throat area. This behavior becomes distinctive for a faster pintle speed case.

## 초 록

본 논문에서는 핀틀 추력기의 비정상상태 특성을 파악하기 위하여 구동기의 속도를 측정하였으며, 정상상태 실험을 통해 비정상상태 실험 시스템을 구성하였다. 비정상상태 실험은 총 3 가지의 구동 속도(3.01 mm/s, 5.65 mm/s, 10.83 mm/s)를 이용하여 진행하였다. 그 결과 핀틀이 후진하는 경우가 전진하는 경우보다 더 빨리 명령 압력 값에 수렴하였으며, 이는 핀틀이 후진하는 경우가 연소실의 압력이 높은 상태로 형성되어 있기 때문이다. 핀틀이 전·후진하는 경우에 추력 곡선에 특이점들이 나타났으며, 이는 연소실 압력과 노즐 목 면적 변화에 기인하여 나타난 질유량 변화로 인한 것이다. 구동 속도가 빠를수록 이러한 현상이 뚜렷하게 나타났다.

**Key Words** : Experiment(실험), Unsteady State(비정상상태), Pintle Actuator Speed(핀틀의 구동 속도), Pintle Stroke Control(핀틀 위치 제어)

## I. 서 론

일반적으로 로켓 추진기관은 자체적으로 연료와 산화제를 포함하고 있어서 산소가 희박한 고고도에서도 작동이 가능하다. 로켓은 추진제의 형태에 따라 고체, 액체, 하이브리드 로켓으로 구분할 수 있으며, 특히 고체추진기관은 산화제와 연료, 첨가제가 혼합된 추진제를 연소시켜 노즐을 통해 분사하는 가장 기본적인 형태의 추진기관이다. 고체추진기관은 액체 추진기관에 비해 간단한 구조와 취급상의 안정성, 낮은 제작비용과 즉시 발사할 수 있는 장점을 지니고 있다. 하지만 고체추진기관은 추력조절에 한계점을 가지고 있어 별도의 장치가 설치되어야 한다[1, 2].

고체추진기관의 추력 제어 방식 중 핀틀을 이용한 핀틀 추력제어 기술은 Fig. 1에서 보이는 바와 같이 연소실 내부에 핀틀이라 부르는 구조물을 설치하고, 구동기를 이용하여 핀틀을 왕복운동 시킴으로써 기하학적 노즐 목 면적을 변화시켜 추력을 조절하는 방식이다[3].

핀틀 구동에 따른 노즐 목 면적 변화는 식 (1)에서 보는 것과 같이 연소실 압력( $P_c$ )에 영향을 미치며 이는 식 (2)의 연소율( $\dot{r}$ ) 과 식 (3)의 추력( $F$ )에 영향을 미쳐 전체 추력기의 추력 성능을 조절하게 된다[4].

$$P_c = \left( \frac{a\rho_p A_b C^*}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (1)$$

$$\dot{r} = aP_c^n \quad (2)$$

$$F = C_F P_c A_t \quad (3)$$

만약 핀틀이 전진하여 추력기의 기하학적 노즐 목 면적이 감소하게 되면 식 (1)과 같이 연소실 압력이 높아지게 되며 연소실 압력의 함수인 연소율 역시 상승하게 된다. 노즐 목과 연소실 압력은 반비례 관계에 있고, 노즐 목 감소율은 지수 배( $\frac{1}{1-n}$ )로 증가하기 때문에 연소실 압

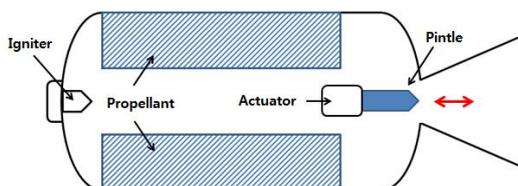


Fig. 1. Schematic of pintle thruster[1]

력의 증가율이 노즐 목 감소율 보다 크다고 할 수 있다. 따라서 작은 노즐 목 면적에 의한 큰 연소실 압력과 많은 양의 가스로 인하여 추력이 상승하게 되며 핀틀이 후진하는 경우에는 전진할 때와 반대로 추력이 작아지는 원리를 가지고 있다.

충남대학교[5, 6]에서 수행한 기존의 비정상상태 실험은 주로 연소실의 압력 제어 기법에 관한 연구를 수행하였다. 여러 가지 제어 기법을 이용하여 오버슈트(over shoot) 혹은 언더슈트(under shoot) 현상을 최소화하면서도 명령 값에 짧은 응답 시간으로 수렴하는 제어 기법에 대한 연구를 수행하였다.

반면 한국항공대학교[7]에서 수행한 해석적 연구의 경우 핀틀을 전진 혹은 후진시킴으로써 나타나는 연소실 및 추력 변화에 대한 연구를 수행한 결과가 있다. 핀틀 구동속도를 1.0 m/s, 0.1 m/s로 하여 핀틀 이동속도에 따른 추력과 연소실 압력의 변화 특성을 살펴보았다. 핀틀의 이동속도에 따라서 성능 변화의 절대 속도는 증가하지만 핀틀 위치에 따른 경향성은 유사한 특성을 보이는 것으로 확인되었다. 또한 핀틀의 전진과 후진 시 나타나는 질량유량, 연소실 압력, 추력의 변화 특성들을 확인하였다.

기존의 사례들로 볼 때, 실험적 연구를 통한 핀틀 추력기의 동적 특성을 파악하는 연구가 활발하게 진행되지 않았음을 확인할 수 있었다. 또한 핀틀 추력기의 경우, 구동기의 구동 속도에 따라 연소실 압력의 응답 속도와 추력의 응답 속도가 결정될 수 있으며, 이는 핀틀 추력기의 성능과 동적 특성을 야기할 수 있어 중요한 변수라고 할 수 있다.

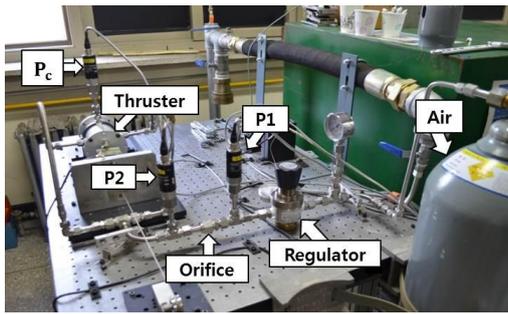
따라서 본 논문에서는 실험에서 사용하고 있는 구동기의 구동 속도를 측정하였으며, 이를 바탕으로 구동기의 구동 속도를 조절하여 핀틀의 전진 혹은 후진 시 나타나는 비정상상태 특성을 실험적 연구를 통해 분석하였다.

## II. 본 론

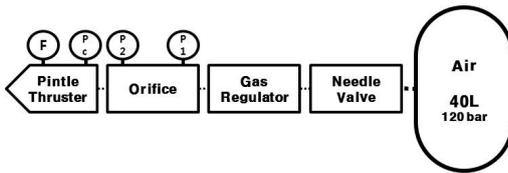
### 2.1 핀틀 추력기의 실험 시스템

#### 2.1.1 공압 실험 시스템 구성

본 연구에서는 Fig. 2와 같이 실험 장치를 구성하여 공압 실험을 수행하였다. 압력 레귤레이터를 이용하여 오리피스 전단부 압력을 일정하게 유지시켜 주었다. 또한 오리피스를 통해 유동의 질식을 야기함으로써 추력기에 동일한 질량유량



(a)



(b)

Fig. 2. Pressurizing air supply system  
(a): Test stand, (b): Schematic)

을 공급할 수 있도록 하였으며 힘이 가능한 플렉시블 튜브(flexible tube)를 이용하여 추력기로 공압을 공급해주었다. 핀틀 추력기는 Fig. 3과 같으며 내부에 핀틀을 구동하는 구동기와 이를 지지하는 구조물이 존재한다. 이 외에 핀틀의 진동 방지와 핀틀과 노즐 목의 중심점(alignment)을 맞추기 위한 리니어 부쉬가 존재한다.

실험을 진행하기에 앞서 핀틀 추력기 공압 실험의 진행 기준이 되는 핀틀 스트로크에 대하여 정의하여야 한다. 핀틀 스트로크는 기하학적 측면으로 정의할 수 있다. Fig. 4에서 보는 바와 같이 핀틀 끝의 뾰족한 꼭짓점이 노즐 목과 일치하는 경우를 “핀틀 스트로크 = 0 mm”로 정의한다. 또한 핀틀의 뾰족한 꼭짓점이 노즐 출구방향으로 전진하는 경우를 “+” 방향, 즉 핀틀 스트로크가 커지는 방향이며 연소실 방향으로 후진하는 경우를 “-”방향, 즉 핀틀 스트로크가 작아지는 방향으로 정의하였다.

핀틀은 Fig. 4와 같이 불룩한 형상을 가진 모델을 사용하였으며 Fig. 3에서 보는 바와 같이 노즐 목 부근에 장착되어 있다. MATLAB 프로그램을 통하여 핀틀 추력기의 노즐 목 면적을 계산하였다. 이는 핀틀 벽과 노즐 벽의 최단 거리를 통해 노즐 목 면적을 계산하는 것이 아닌 최소 면적이 되는 구간을 찾아 나타내었다. 이렇게 계산된 핀틀 스트로크에 따른 노즐 목 면적( $A^*$ )은 핀틀 스트로크가 0 mm인 구간( $A_{Ref}^*$ )을 기준으로 무차원화 하였으며, 그 결과는 Fig. 5와 같다.

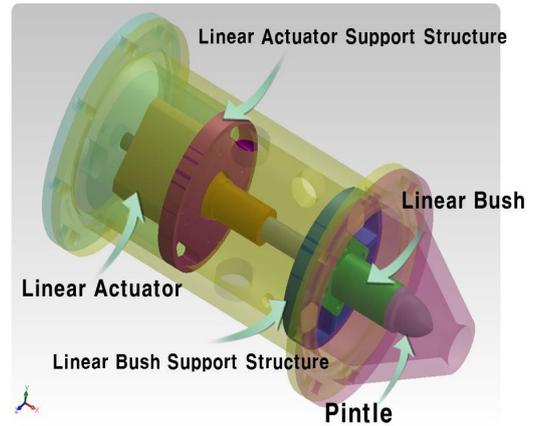


Fig. 3. Pintle thruster[1]

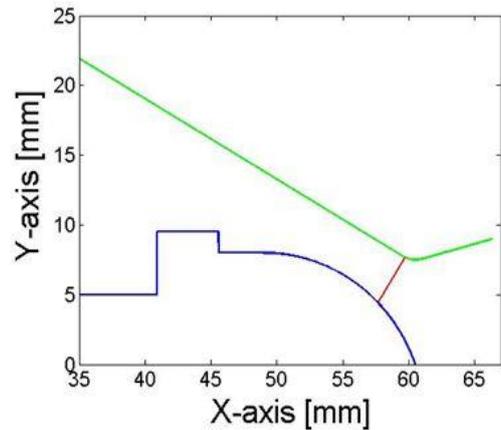


Fig. 4. Pintle model

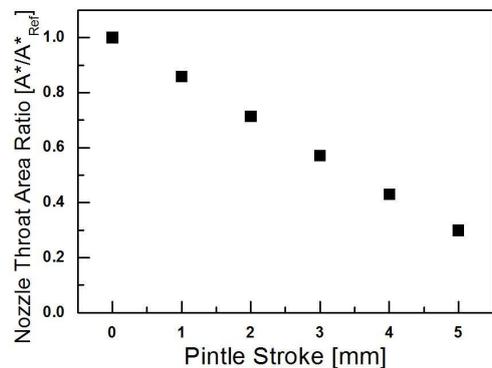


Fig. 5. Nozzle throat area vs pintle stroke

2.1.2 배관저항(Tare Load) 측정 실험

본 실험 장치는 앞서 언급한 바와 같이 공압을 추력기로 공급해주기 위하여 힘이 가능한 플

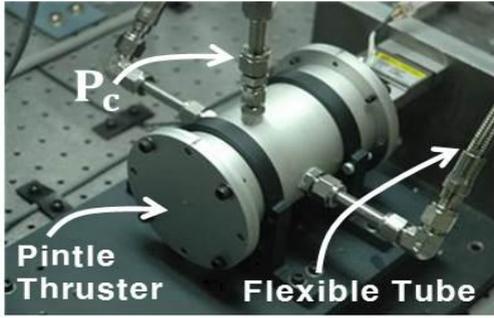


Fig. 6. Tare load calibration system

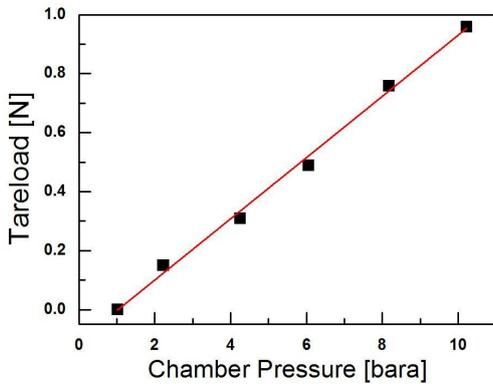


Fig. 7. Results of tare load calibration

렉시블 튜브를 이용하였다. 따라서 공압 배관에 저항이 발생하여 추력 측정 데이터에 영향을 미칠 수 있다. 이러한 현상을 보정해주기 위하여 Fig. 2 실험 장치에서 Fig. 6과 같이 추력기의 양쪽을 모두 막고 연소실에 압력을 공급해주어 배관 저항(tare load) 측정 실험을 수행하였다.

그 결과는 Fig. 7과 같으며 각 압력에 따라 선형에 가까웠다. 또한 연소실 압력이 높을수록 배관 저항의 크기가 컸으며, 그 크기는 약 0.1 N~0.8 N으로 측정되었다. 따라서 이를 로드셀(load cell)을 통해 측정된 추력 데이터에 적용하여 정상상태 및 비정상상태 데이터를 보정하였다.

## 2.2 핀틀 추력기의 정상상태 실험

Figure 2의 실험 장치를 이용하여 정상상태 실험을 수행하였다. 고압의 공기를 이용하여 실험을 수행하였으며, 압력 레귤레이터를 통해 공급 압력을 20 bara로 유지시킨 후 핀틀 스트로크를 1 mm씩 증가시켜 정상상태 실험을 진행하였다. 그 결과는 Fig. 8과 같다.

실험 결과는 오리피스와 노즐 목에서 모두 유

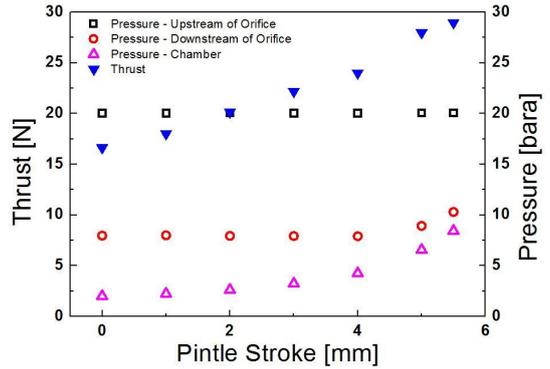


Fig. 8. Results of steady state[8]

동 질식(choking)이 일어난 구간을 나타낸 것으로 핀틀 스트로크가 0 mm~5.5 mm인 구간이다. 오리피스 전단의 압력이 20 bara로 유지되었으므로 오리피스 후단의 압력이 약 10.56 bara 이하의 구간에서는 유동 질식 현상으로 인하여 약 49.5 g/s의 동일한 질량유량이 추력기로 공급된다. 핀틀 스트로크 0~5.5 mm 구간에서는 연소실 압력이 약 2 bara~8.5 bara, 추력은 약 17 N~29 N으로 나타났다. 따라서 본 연구에서 사용한 볼록한 형상의 핀틀은 핀틀 스트로크를 5.5 mm 까지 이동시킴에 따라 연소실 압력은 핀틀 스트로크 0 mm 대비 약 4.25 배 증가시킬 수 있으며 추력은 약 1.76배 증가시킬 수 있다.

## 2.3 핀틀 추력기의 비정상상태 실험

### 2.3.1 비정상상태 실험 시스템 구성

비정상상태 실험 시스템 구성을 위하여 정상상태 실험 결과를 이용하여 Fig. 9에서 보는 것과 같이 연소실 압력에 따른 핀틀 스트로크의 그래프로 정리하였다. 비정상상태 실험 시스템에 적용을 위하여 비선형 방정식을 도출했으며 그 식은 아래의 식 (4)와 같다.

$$Pintle\ Stroke = 1.76394 \ln(P_c - 1.70136) - \ln(0.29763) \quad (4)$$

위의 도출된 비선형 방정식을 사용하여 스트로크를 계산한 값과 실험값을 Fig. 9와 같이 비교하였으며, 약 0.1~0.2 mm의 작은 오차범위를 가짐을 수치적으로 확인하였다. 따라서 이 비선형 방정식(식 (4))을 LABVIEW 제어 로직 상에 적용시켜 비정상상태 실험을 진행하였다.

### 2.3.2 구동기의 구동 속도 제어 실험

구동기의 구동 속도에 따른 비정상상태 특성을 파악하기 위하여 아래 Fig. 10과 같이 구동기

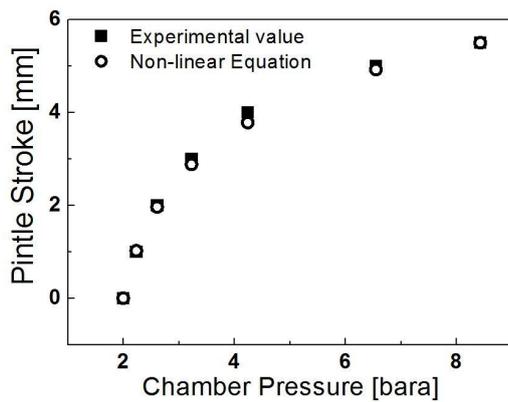


Fig. 9. Comparison of non-linear equation and experimental value[8]

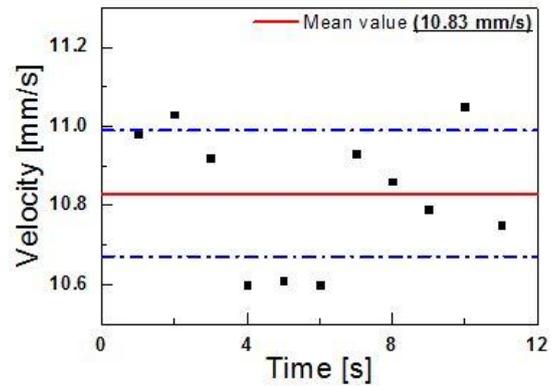


Fig. 12. Measurement of actuator speed ( $v = 10.83 \text{ mm/s}$ )

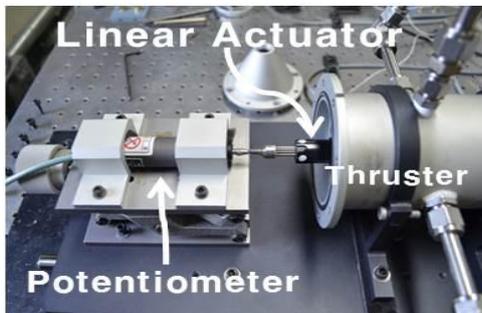


Fig. 10. Experimental system of Linear actuator speed

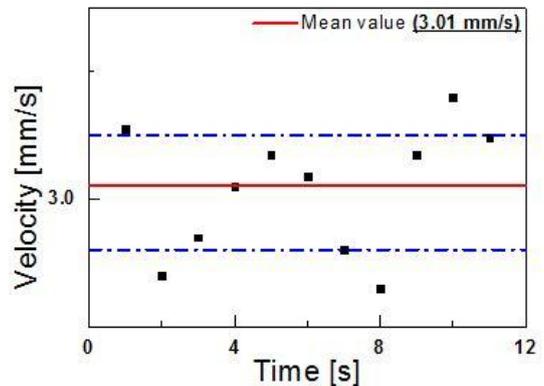


Fig. 13. Measurement of actuator speed ( $v = 3.01 \text{ mm/s}$ )

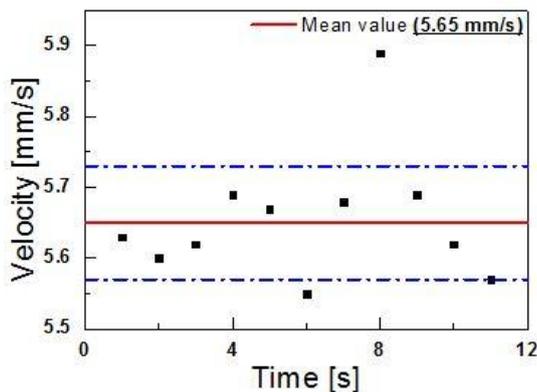


Fig. 11. Measurement of actuator speed ( $v = 5.65 \text{ mm/s}$ )

와 변위센서(potentiometer)를 접촉시킨 상태로 구동 속도 측정 실험을 수행하였다. 본 연구에서 구동 속도는 PWM(Pulse Width Modulation) 방식, 즉 LABVIEW 제어로직 상에서 구동기로 명령을 주는 펄스의 high time과 low time의 폭을

변조하는 방법과 모터 드라이브의 분해능을 조절하여 구동기의 구동 속도를 조절해 주었다.

그 결과 Fig. 12와 같이 펄스의 폭과 분해능 설정을 바꾸지 않은 기본 값(default value)의 구동기 속도는  $5.65 \text{ mm/s}$ 로 측정되었으며, 가장 빠르게 조절할 수 있는 속도는 Fig. 13과 같이  $10.83 \text{ mm/s}$ 로 측정되었다. 따라서 본 연구에서는 구동기의 기본 속도  $5.65 \text{ mm/s}$ 와 가장 빠르게 조절할 수 있는  $10.83 \text{ mm/s}$ , Fig. 14와 같이 기본 속도보다 느린  $3.01 \text{ mm/s}$ 로 구동기 속도를 선정하여 비정상상태 실험을 진행하였다.

### 2.3.3 위치제어 기법[1]

본 연구에서 비정상상태 실험은 핀틀의 위치를 제어하는 방법을 이용하여 연구를 수행하였다. 핀틀의 위치 제어 기법은 식 (4)를 이용하여 LABVIEW 컨트롤 패널에서 설정한 명령 압력 값에 대한 핀틀 스트로크를 계산한 후, 계산된

스트로크로 핀틀을 이동시키는 방식이다. 이 기법은 구동기를 전진 혹은 후진시켜 계산된 핀틀 스트로크로 이동한 후 멈추는 방식으로 명령 압력 값에 수렴하기 위해 나타는 오버 슈트(over shoot)와 언더 슈트(under shoot)가 존재하지 않는 것이 큰 특징이다. 하지만 초기 핀틀 스트로크 측정에 오차가 존재하게 되면 그 오차가 실험 결과에 영향을 미치는 단점을 가지고 있다.

**2.3.4 구동 속도에 따른 비정상상태 실험결과**

핀틀 구동 속도에 따른 핀틀 추력기의 비정상상태 특성을 파악하기 위하여 위치제어 기법을 이용하여 비정상상태 실험을 진행하였다. 비정상상태 실험은 정상상태 실험과 동일한 조건에서 실험을 진행하였으며, 실험 시작 후 3초에 연소실 압력을 2 bara, 6초에 6 bara, 9초에 다시 2 bara로 압력 명령 값을 주었다. 연소실 압력이 2 bara인 경우 핀틀 스트로크는 0 mm, 6 bara인 경우에는 4.71 mm로 6초에 핀틀이 4.71 mm 전진하며, 9초에는 4.71 mm 후진하는 시퀀스를 따른다.

Figure 14는 핀틀의 구동속도를 조절하며 위치제어기법을 이용하여 비정상상태 실험을 수행한 결과이다. 구동 속도가 빠를수록 명령 압력 값에 더 빨리 수렴함을 알 수 있으며, 이로 인해 추력 역시 구동 속도가 빠를수록 수렴속도가 빨랐다. 핀틀 전진 시 나타나는 가장 큰 특징은 6~7 초 부근에서 나타나는 추력 곡선의 변곡 구간과 핀틀이 전진 구동을 시작한 직후 추력이 미세하게 감소한 후 증가하는 현상이다. 또한 핀틀이 후진하는 구간 즉, 9초 부근에서는 추력이 순간적으로 상승하는 현상이 나타났다. 이러한 현상은 실험 결과에서만 나타나는 것이 아닌 해석적 연구[10]

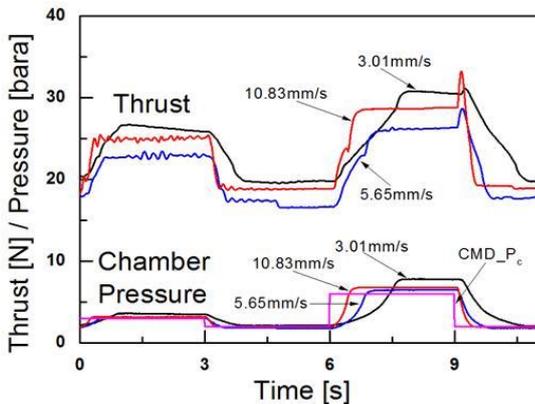


Fig. 14. Results of pintle stroke control with pintle speed[9]

와 1-D 시뮬레이션 연구[10, 11]에서도 동일하게 나타났다. 이는 핀틀의 움직임으로 인하여 나타난 것으로, 노즐 목 변화와 연소실 압력 변화로 야기된 질량유량의 변화로 인해 나타난다.

핀틀이 전진하는 경우 노즐 목 면적이 줄어들므로 인하여 질량유량이 작아지게 된다. 그 후 핀틀이 전진을 멈출 때 질량유량이 다시 증가하여 추력 증가량이 이전보다 커지게 된다. 이러한 질량유량 변화는 연소실 압력 변화가 노즐 목 면적 변화에 맞게 즉각적으로 변하지 않고 늦어져 노즐 목으로 흐르는 질량유량의 크기가 변하기 때문이다. 핀틀 전진 구동 시에는 노즐 목 면적이 줄어들므로 인해 노즐 목의 질량유량 감소하고 핀틀이 멈춘 후에는 높아진 연소실 압력으로 인해 노즐 목의 질량유량이 커진다.

핀틀이 후진하는 경우에는 노즐 목 면적이 순간적으로 커짐으로 인해 질량유량이 순간적으로 커져 추력 역시 순간적으로 커졌다.

이러한 현상은 핀틀 구동속도가 빠를수록 더욱 뚜렷하게 나타난다. 특히 핀틀이 후진하는 경우 핀틀의 구동속도가 빠르면 노즐 목 면적 변화량이 커지게 되어 순간적으로 큰 질량유량이 노즐 목을 빠져나가게 되므로 순간적으로 상승하는 추력의 크기가 컸다.

**Table 1. Thruster performance with pintle speed (Forward movement)[9]**

Pintle speed	Forward movement	
	Pressure	Thrust
	Settling time	Settling time
3.01 mm/s	1.83 s	1.86 s
5.65 mm/s	1.38 s	1.46 s
10.83 mm/s	0.66 s	1.06 s

**Table 2. Thruster performance with pintle speed (Backward movement)[9]**

Pintle speed	Backward movement			
	Pressure	Thrust		
	Settling time	Settling time	Thrust Over Shoot	Recovery time
3.01 mm/s	1.63 s	1.78 s	0.57 N	0.34 s
5.65 mm/s	0.85 s	0.91 s	2.17 N	0.31 s
10.83 mm/s	0.49 s	0.68 s	4.27 N	0.25 s

Table 1, 2는 실험 결과를 바탕으로 구동속도 및 핀틀의 전·후진에 따라 명령 압력 값에 수렴하기 위한 정착시간(settling time), 추력 상승폭(thrust over shoot) 등의 특성을 정리한 표이다. 정착시간이란 명령 압력 값이 주어진 시간과 명령 압력 값에 수렴하는 시간의 차를 정의한 것이다. 특히 핀틀이 후진하는 경우에는 정착시간에 추력회복 시간(recovery time)이 포함되어 있다. 추력회복 시간이란 추력이 순간적으로 상승한 구간의 시간으로 상승하기 전의 추력 값과 동일한 추력 값이 나오는 구간 사이의 시간으로 정의하였다. 압력과 추력의 정착시간은 압력의 경우가 더 빠르게 명령 값에 수렴하는 것을 수치적으로 확인할 수 있는데 이는 연소실 압력과 질량유량의 안정화 시간이 다르기 때문이다.

핀틀이 전진하는 경우, 즉 연소실 압력이 2 bara에서 6 bara로 올라가는 시퀀스에서는 구동속도가 빠를수록 압력 및 추력 정착시간이 짧아 명령 값에 더 빨리 수렴함을 수치적으로 확인할 수 있다. 하지만 압력과 추력의 정착시간 차이는 구동속도가 느릴수록 적게 나타났다.

반대로 연소실 압력이 6 bara에서 2 bara로 내려가는 핀틀 후진 구간에서도 구동속도가 빠를수록 하강시간이 짧아 명령 값에 더 빨리 수렴하였다. 핀틀이 후진하는 경우에는 추력이 순간적으로 상승하는 구간이 형성되는 것을 확인하였는데, 이 현상은 구동속도가 빠를수록 순간적으로 추력이 더 많이 커지는 것을 수치적으로 확인할 수 있다. 이는 구동속도가 빠를수록 노즐 목 변화율이 크므로 노즐 목으로 더 많은 양의 질량유량이 순간적으로 빠져나가기 때문으로 판단되며 이에 따라 순간적으로 상승했던 추력이 상승하기 전의 추력 값으로 되는 폭(추력 회복 시간)이 작게 나타났다.

### III. 추력 측정 시스템의 불확도 평가

#### 3.1 불확도 평가 이론[12, 13]

측정 불확도(uncertainty analysis)는 측정 대상의 기댓값이 특정 신뢰수준에서 실제로 놓이는 구간을 추정하여 측정된 대푯값이 가지는 오차 범위를 평가하는 것이다. 불확도 평가 방법은 반복측정 데이터를 통계적으로 처리하는 “A형 평가”와 센서의 특성, 과거의 측정 데이터 등을 이용하는 “B형 평가”로 나뉜다.

본 연구에서는 불확도 평가 방법, A형 평가와 B형 평가 중에서 B형 평가를 사용하여 실험 시스템의 불확도를 추정하였다. B형 평가는 앞 서

언급한 바와 같이 과거의 측정 데이터, 측정대상의 특성, 장비의 규격, 교정 검사 성적서 등에서 ±%로 표시된 대푯값들을 이용하며, 이들을 직각 확률분포(Rectangular Probability Distribution)에 근거하여 식 (5)를 통해 B형 불확도 평가( $u_B$ )를 계산할 수 있다.

$$u_B = \frac{a}{\sqrt{3}} \quad (b=+a, a=-a) \quad (5)$$

각 각의 B형 평가를 결합하여 합성 표준 불확도( $u_c$ )를 계산하며, 모든 입력항이 상관관계 없이 독립적인 경우 다음 식 (6)으로부터 구할 수 있다.(여기서  $\frac{\partial f}{\partial x_i}$ 는 감도계수이다.)

$$u_c^2(y) = \sum_{i=1}^n \left\{ \frac{\partial f}{\partial x_i} \right\}^2 u^2(x_i) \quad (6)$$

합성 표준 불확도에 신뢰수준과 자유도에 따라 t-분포에 의해 결정되는 보상계수 k를 곱하여 최종적으로 확장 불확도를 계산하게 된다.

유효 자유도는 A형 평가의 경우 측정횟수가 N 개인 경우 “N-1”, B형 평가의 경우 아래 식 (7)로 구해진다.

$$v_{eff} = \frac{u_c^4(y)}{\sum_{i=1}^n \frac{c_i^4 u^4(x_i)}{v_i}} \quad (c_i : \text{감도계수}) \quad (7)$$

본 연구에서는 합성 표준 불확도의 감도계수는 ‘1’로 수행하였으며, 유효자유도는 ∞ 이다.

#### 3.2 실험 장치의 불확도 평가

##### 3.2.1 추력 측정 장치의 불확도 평가

본 연구에서 사용한 공압 실험 장치는 앞서 언급한 Fig. 2와 같다. 압력 센서(pressure sensor)를 이용하여 오리피스 전단과 후단, 연소실의 압력을 측정하였고, 추력기의 추력은 로드셀(load cell)을 통하여 측정하였다.

먼저 Table 3은 추력 측정 장치에 사용되는 각종 센서의 규격이다. 추력 측정 장치는 로드셀과 로드셀의 신호를 증폭시켜주는 증폭기(amplifier), 신호를 수집하는 DAQ로 구성되어 있다. 식 (5)를 활용하여 추력 측정 장치의 B형 평가를 수행하였으며 그 결과는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u_B(L_1) &= u_B(L_2) = u_B(L_4) = 0.017\%, \\ u_B(L_3) &= u_B(A_1) = 0.012\%, \quad u_B(D_1) = 0.115\% \\ u_B(A_2) &= 0.058\%, \quad u_B(A_3) = 0.029\% \end{aligned}$$

**Table 3. Specification of thrust measurement system**

Load Cell		
Non-linearity	0.03% of R.O	L1
Hysteresis	0.03% of R.O	L2
Repeatability	0.02% of R.O	L3
Creep (in 20min)	0.03%	L4
DAQ		
accuracy	0.2% of F.S	D1
Amplifier		
Non-linearity	0.02% of F.S	A1
sensitivity	0.1%	A2
thermal effect	0.05% of F.S	A3

식(6)을 이용하여 각 각의 B형 평가를 합성하여 합성표준 불확도를 추정하였으며, 합성 표준 불확도( $u_c$ )는 0.137%이다. 따라서 신뢰구간 95%일 때, 추력 측정 장치의 확장 불확도는 약 0.267%이다.

### 3.2.2 압력 측정 장치의 불확도 평가

Table 4는 압력 측정 장치에 사용되는 각종 센서 및 장비들의 규격이다. 압력 측정 장치는 압력 센서, 압력 센서에 전원을 공급해주는 전원 공급 장치, 신호를 수집하는 DAQ로 구성되어 있다. 추력 측정 장치의 불확도 평가와 동일하게 식 (5)를 사용하여 B형 불확도 평가를 수행하였으며, 그 결과는 다음과 같다.

**Table 4. Specification of pressure measurement system**

Power supply		
Voltage source error	0.01% of F.S	V1
Pressure Sensor(Chamber)		
Accuracy	0.197% of F.S	P1
Repeatability	0.02% of F.S	P2
Hysteresis	0.04% of F.S	P3
Non-linearity	0.192% of F.S	P4
DAQ		
Accuracy	0.2% of F.S	D1

$$\begin{aligned}
 u_B(V_1) &= 0.006\%, & u_B(P_1) &= 0.114\% \\
 u_B(P_2) &= 0.012\%, & u_B(P_3) &= 0.023\% \\
 u_B(P_4) &= 0.111\%, & u_B(D_1) &= 0.115\%
 \end{aligned}$$

식 (6)을 이용하여 압력 측정 장치의 합성 불확도를 추정하면 약 0.198%이다. 따라서 95% 신뢰구간에서 확장 불확도는 약 0.388%이다.

## IV. 결 론

핀틀 추력기의 비정상상태 특성을 파악하기 위하여 구동기의 구동속도를 측정하였으며, 비정상상태 실험 시스템을 구성하기 위하여 정상상태 실험을 먼저 수행하였다. 정상상태 실험은 오리피스에서 유동질식이 유지되는 구간 내에서 수행하였으며 그 결과 연소실 압력은 2~8.5 bara, 추력은 17~29 N으로 나타났다. 정상상태 실험 결과를 바탕으로 비선형 방정식을 도출했으며, 이를 이용하여 비정상상태 실험을 수행하였다.

구동 속도는 3. 01 mm/s, 5. 65 mm/s 10.83 mm/s의 3가지 구동속도를 선정하여 실험을 진행하였고 가장 간단한 핀틀 위치제어 기법을 이용하여 핀틀의 전·후진 시 나타나는 비정상상태 특성을 살펴보았다.

먼저 핀틀이 전·후진할 때의 수렴시간을 비교해보면 핀틀이 후진하는 경우가 전진하는 경우보다 명령 압력 값에 더 빨리 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 이는 핀틀이 후진하는 경우에 이미 연소실의 압력이 높은 상태(6 bara)로 형성되어 있어 추력 및 압력 변화량이 전진할 때에 비하여 더 크게 나타나기 때문이다.

핀틀이 전진 혹은 후진하는 두 가지 경우에서 모두 추력 곡선에 특이점을 나타났다. 핀틀이 전진하는 경우에는 추력 곡선이 순간적으로 하강한 후 추력 변화량이 급격하게 증가하는 구간이 발생하였으며, 후진하는 경우에는 추력이 순간적으로 상승하는 구간이 발견되었다. 이 현상들은 노즐 목 변화와 연소실 압력 변화에 기인하여 나타난 질량유량의 변화로 인해 나타난 것으로, 핀틀의 구동속도가 빠를수록 위의 두 현상들은 뚜렷하게 나타났다. 구동기 속도가 빨라질수록 전진하는 경우 추력이 순간적으로 하강한 후 상승하는 현상이 뚜렷하였으며, 후진하는 경우에는 추력이 순간적으로 상승하는 폭이 더 커졌다.

또한 추력 측정 장치와 압력 측정 장치에 사용되는 각종 센서 및 장비들의 규격을 이용하여 불확도 평가를 수행하였다. 신뢰 수준 95%일 때 추력 측정 장치의 불확도는 약 0.267%로 나타났

으며, 압력 측정 장치의 경우 약 0.388%로 나타났다.

본 연구는 공기를 이용한 공압 실험이지만 실제 고체 추진기관을 적용한 추력기를 사용하면 비정상상태 특성이 공압을 이용한 경우보다 더욱더 크게 나타날 것이다. 실제 고체 추진 기관에서는 식 (1)과 같이 노즐 목 면적 변화의 지수배로 연소실 압력이 증가할 것이며, 이에 따라 챔버로 유입되는 질량유량이 클 것이다. 질량유량과 추력이 연소실 압력에 영향을 받기 때문에 연소실 압력이 높게 형성된 상태에서 핀틀을 구동하게 된다면 핀틀 전·후진 시 나타나는 추력의 비정상상태 특성이 더욱더 커질 것으로 판단된다.

### 후 기

본 연구는 정부(교육부, 미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단의 일반연구지원사업 및 우주핵심기술개발사업 지원을 받아 수행된 것임 (NRF-2013R1A1A2012553, NRF-2014M1A3A3A02034776).

### Reference

- 1) Kim, S., An Experimental Study of Pressure Control Method for Modulatable Thruster Applications, Master's Thesis, ChungNam National Univ., Daejeon, ROK, 2013.
- 2) Kim, J. and Park, J., "Investigation of Pintle Shape Effect on the Nozzle Performance," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 36, No. 8, 2008, pp. 790~796.
- 3) Napier, J. and Garmy, V., "Controllable Solid Propulsion For Launch Vehicle And Spacecraft Application," AIAA 2006-905, Oct. 2006.
- 4) Ronald W. H., Gary N. H. and Wiley J.

L., Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill, Ohio, U.S.A., 1995.

- 5) Choi, J. and Huh, H., "Preliminary Experimental Results of Pressure Control for Modulatable Thruster Applications," The KSPE Fall Conference, 2011, pp. 18~21.
- 6) Kim, S., Hwang, H. and Huh, H., "Experimental Study of Pressure Control Methods for Modulatable Thruster Applications," The KSPE Spring Conference, 2013, pp. 529~532.
- 7) Heo, J., Jeong, K. and Sung, H., "Numerical Study of the Dynamic Characteristics of Pintle Nozzles for Variable Thrust," Journal of Propulsion and Power, Vol. 31, No. 1, 2015, pp. 230~237.
- 8) Hwang, H. and Huh, H., "Preliminary Experimental Results on Pintle Thruster with Improved Choked Flow Section," The KSAS Fall Conference, 2013, pp. 335~338.
- 9) Hwang, H. and Huh, H., "Dynamic Characteristics of Pintle Thruster with Pintle Speed," The KSAS Spring Conference, 2014, pp. 434~436.
- 10) Lee, J., "A Study on the Static and Dynamic Characteristics of Pintle-Perturbed Conical Nozzle Flows," Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical Engineering, Yonsei Univ., Seoul, ROK, 2012.
- 11) Noh, S., Kim, J., and Huh, H., "Performance Analysis of the Pintle Thruster Using 1-D simulation - II: Unsteady State Characteristics," Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 43, No. 4, 2015, pp. 311~317.
- 12) Kim, H. and Huh, H., "Uncertainty Analysis of Thrust Measurement of a Supersonic Wind Tunnel," The KSAS Spring Conference, 2003, pp. 538~541.
- 13) Choi, J., *The concept of Uncertainty and Estimation method*, KRISS.