



## 연소실 경계조건 변화에 따른 핀틀 노즐의 동특성 연구

정기연<sup>a,\*</sup> · 강동기<sup>a</sup> · 이대연<sup>a</sup> · 최재성<sup>a</sup>

### Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle about Changes of Chamber Boundary Condition

Kiyeon Jeong<sup>a,\*</sup> · Dong-Gi Kang<sup>a</sup> · Daeyeon Lee<sup>a</sup> · Jaesung Choi<sup>a</sup><sup>a</sup>PGM Tech R&D Lab, LIG Nex1 Co., Ltd., Korea\*Corresponding author. E-mail: [kiyeon.jeong@lignex1.com](mailto:kiyeon.jeong@lignex1.com)

#### ABSTRACT

In this study, numerical simulations were performed to determine the dynamic characteristics of a pintle nozzle, with changes to the chamber boundary conditions. To apply movement, to the pintle, the nozzle and pintle were created separately by an auto-grid generation program using an overset grid method. The chamber boundary conditions were selected between a constant mass-flow rate condition and a propellant burn-back condition. The pressure and thrust characteristics of the constant mass-flow rate condition were determined by changing the ratio of the mass-flow rate in the inlet. The propellant burn-back condition was considered by formulation of the combustion rate. The burn-back conditions represented nonlinear phenomena, unlike the constant mass flow rate, and a small flow rate resulted in a large change in the chamber pressure.

#### 초 록

본 연구에서는 연소실 경계조건 변화에 따른 핀틀 노즐의 동특성을 파악하기 위해 수치해석을 수행하였다. 핀틀의 움직임을 모사하기 위해 노즐과 핀틀의 영역을 분리하여 격자를 생성하고 중첩격자기법을 사용하였다. 연소실의 경계조건은 일정질량유량과 추진제 연소속도 조건을 적용하여 결과를 비교하였다. 일정질량유량조건은 입구에 유입되는 질량유량을 정량적으로 변화시켜 연소실의 압력과 추력 특성을 파악하였다. 추진제 연소속도 조건은 연소실 압력에 의한 연소속도 식을 고려하였다. 추진제 연소속도 조건은 일정질량유량조건과는 다른 비선형적 유량변화를 나타내며, 작은 유량으로도 큰 연소실 압력변화를 가져온다.

Key Words: Pintle Nozzle(핀틀 노즐), Propellant Burn-back(추진제 연소), Chamber Pressure(연소실 압력) Thrust(추력), Propellant Exponent(추진제 압력 지수)

#### 1. 서 론

운용 위험성 감소를 지속적으로 요구하는 추세이며, 이를 만족시키기 위해 고체 추진 방식의 장점을 모두 갖춘 추진 기술이 요구되고 있다. 따라서 국방 선진국에서는 추력 크기를 액체 추진 방식과 같이 자유자재로 조절 가능한 고체 추진 기술의 개발에 주력하고 있으며, 이를 가변 추진기술로 분류하고 있다[1].

이러한 가변추진기술 중에서 현재 가장 활발히 연구가 진행되고 있는 것이 핀틀을 이용한 방법이다. 핀틀을 이용한 추진기관의 작동원리는 연소실 내부에 설치된 핀틀의 위치를 변화시켜 노즐 목 면적을 조절하여 연소실 압력을 제어하는 방식으로, 노즐 목 면적의 함수인 추력의 크기를 자유자재로 조절할 수 있는 고체 추진기관이다.

고체추진기관의 압력은 Eq. 1, 추력은 Eq. 2로 결정된다[2].

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

$$T = C_f P_c A_t \quad (2)$$

핀틀의 이동으로 노즐 목 면적이 감소하면 연소실 압력과 추력은 증가하고, 노즐 목 면적이 증가하면 압력과 추력은 감소한다[3].

핀틀 노즐은 핀틀과 노즐의 크기에 따라 관통형과 비관통형으로 구분된다. 관통형은 핀틀 직경이 노즐 직경보다 작아서 핀틀이 노즐을 통과하는 형태이며, 비관통형은 핀틀이 노즐을 통과하지 못하는 형태이다. Ostrander는 관통형과 비관통형 핀틀 노즐에 대해 수치적 연구를 수행하였다.

관통형 핀틀 노즐은 비관통형보다 추력과 질량

유량이 크며, 핀틀의 작은 직경으로 인해 핀틀 구동하중이 작은 장점이 있다[4].

국내에서도 관통형 핀틀 노즐에 대한 다양한 연구가 수행되어왔다. 핀틀 형상이 노즐 성능에 미치는 특성을 실험과 유동해석을 통해 연구하였다[5]. 핀틀 형상이 노즐내의 충격파 구조 및 유동박리에 영향을 주어 노즐 추력 및 핀틀 하중에 영향을 미치며, 최적의 노즐 성능을 발휘할 수 있는 핀틀 형상이 존재함을 확인하였다[6].

한국항공대학교에서는 관통형 핀틀 노즐의 핀틀 형상 및 위치에 따른 동특성에 대해 이동격자기법을 적용하여 연구하였다. 연소실 내부의 핀틀을 갑작스럽게 이동시키면 유동장이 급격히 변하여 압력진동유발 및 연소현상 변화를 가져오며, 연소실 내부의 핀틀 위치에 따라 핀틀과 노즐에 복잡한 충격파와 박리유동이 형성된다[7-10]. 이러한 충격파와 박리유동의 간섭으로 경계층의 난류발생을 증가시키고 유동의 불안정성을 일으킬 수 있다. 유동의 불안정성에 의해 발생하는 박리유동 해석에 적합한 2-방정식 난류모델과 압축성계수 보정모델의 영향에 대해 연구하였다[11]. 충남대학교에서는 다양한 핀틀 형상에 대한 수치해석과 공압 시험을 중심으로 연구가 진행되었으며, 핀틀 노즐의 기초연구를 토대로 다양한 특성을 파악하였다[12-14].

본 연구에서는 연소실 경계조건을 공압조건과 추진제 연소조건을 고려하여 해석을 수행하였다. 공압조건은 선행연구에서 수행된 일정질량유량 조건의 실험결과를 인용하였다. 연소실에 유입되는 질량유량을 정량적으로 증가시켜 핀틀의 이동에 의한 연소실 압력변화율을 확인하였다. 추진제 연소조건은 연소실의 압력을 피드백 받는 함수식을 적용하여 실제 추진기관의 연소특성을 적용하였다. 그로 인해 핀틀의 이동에 의한 연소실 압력변화와 추진제의 연소에 의한 압력변화의 상호특성을 파악할 수 있다.

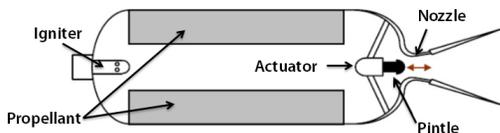


Fig. 1 Schematic of solid propellant pintle nozzle.

## 2. 해석모델 및 수치기법

### 2.1 해석모델

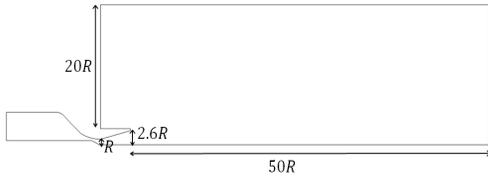


Fig. 2 Sketch of computational domain.

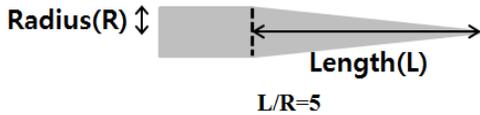


Fig. 3 Pintle shape.

Table 1. Boundary conditions at analysis case.

Case	Boundary Condition	$T_c [k]$
1	0.7 kg/s	300
2	1.4 kg/s	
3	3.5 kg/s	
4	Burnback	2,800

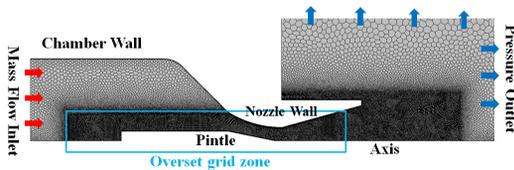


Fig. 4 Grids configuration and boundary conditions.

해석을 수행한 도메인은 Fig. 2와 같다. 노즐 목의 반경을  $R$ 이라 했을 때 노즐 출구 및 외기의 길이를 비율로 나타내었다. 노즐의 초기 목 반경은 5 mm, 노즐 출구 반경은 13 mm이고 노즐 출구 확산반각은  $15^\circ$ 이다. 핀틀의 반경은 3.5 mm이며 외기의 크기는 반경방향으로 노즐 목 반경의 20 배, 축방향으로 50 배로 설정하였다.

핀틀 형상은 Fig. 3과 같으며 선행연구[15]를 통해 추력과 추력계수의 성능이 우수한  $L/R=5$ 를 선택하였다. 여기서  $L$ 은 핀틀의 길이가 변하는 곳이며,  $R$ 은 핀틀의 반경을 나타낸다.

## 2.2 격자구성 및 경계조건

해석 모델의 격자 및 경계조건은 Fig. 4와 같다. 핀틀과 노즐 사이의 간격이 매우 작아지면 벽면에서의 난류 생성과 소멸 및 박리특성이 나타나므로 벽면에서의 첫 번째 격자는  $y^+=1$ 로 생성하였다. 벽면에서의 정확한 유동구배를 포착하기 위해 prism layer 격자 생성기법을 적용하였고 총 20 개의 layer를 생성하였다. 핀틀 주위에서의 복잡한 유동특성을 정확하게 포착하기 위해 격자밀집(Volume control)을 적용하였다. 격자는 프로그램이 제공하는 Polyhedral 비정렬 격자생성기법을 적용하였으며, 격자의존성 검증 을 통해 격자개수는 약 250,000 개로 설정하였다.

연소실 입구조건은 일정질량유량조건과 추진제 Burn-back 조건을 사용하여 핀틀의 움직임에 따른 연소실의 압력변화를 모사하였다. 일정질량유량조건은 0.7, 1.4, 3.5 kg/s의 3 가지 조건을 적용하여 연소실에 유입되는 질량유량의 비율에 따른 연소실 압력 변화율을 확인하였다. 추진제 Burn-back 조건은 연소실 압력변화에 따른 추진제에서의 연소속도 변화율을 고려하였다. Table 1은 연소실 입구 경계조건별 계산 Case를 지칭한 것이다. 해석 결과를 서술할 때는 Case로 구분하였다.

적용한 Burn-back 조건식은 Eq. 3과 같다. 여기서  $\dot{r}$ 은 추진제의 연소속도이며  $a, n$ 은 추진제 특성,  $P_c$ 는 연소실의 압력이다.

$$\dot{r} = aP_c^n \quad (3)$$

작동유체는 연소실의 경계조건에 따라 다르게 설정하였다. 일정질량유량조건은 선행연구에서 공압으로 실험한 조건이 있고 검증 및 유량의 변화에 따른 특성을 파악하기 위해 공기로 설정하였고, 실제 추진제의 Burn-back 조건은 추진제의 연소 후 연소가스의 특성을 적용하기 위해 분자량과 비열비를 고려하였다. 분자량은 33.31 이고 비열비는 1.21 이다. 노즐 밖의 외기조건을 고려하기 위해 표준대기상태의 압력 출구 조건을 적용하였다. 유동해석과 격자생성 프로그램은

STAR-CCM+ v10.06을 사용하였다.

### 2.3 수치기법

노즐 형상은 제트(Jet) 축을 중심으로 축대칭이므로 2차원 축대칭 압축성 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations) 해석을 수행하였으며 지배방정식은 Eq. 4와 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int W \tilde{a} \tilde{V} + \oint [F - G] \cdot d\tilde{a} = \int H d\tilde{V} \quad (4)$$

여기서  $W, F, G, H$ 는 Eq. 5와 같다.

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho(v - v_g) \\ \rho(v - v_g) \otimes v + pI \\ \rho(v - v_g)H + pv_g \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} 0 \\ T \\ T \cdot v + \dot{q} \end{bmatrix}$$

$$H = \begin{bmatrix} S_u \\ f_r + f_g + f_p + f_u + f_w + f_L \\ S_u \end{bmatrix} \quad (5)$$

Eq. 5에서  $\rho$ 는 밀도,  $v$ 는 속도,  $E$ 는 전에너지,  $p$ 는 압력,  $T$ 는 점성 텐서,  $\dot{q}$ 는 열 플럭스 벡터,  $v_g$ 는 격자 속도이다. 해석에 사용된 시간기법은 Implicit Unsteady를 사용하였으며 계산 Time step은  $10^{-5}$ sec로 설정하고 내부 Iteration은 15번으로 선택하였다. 난류모델은 핀틀 노즐 선행연구를 통해 노즐내부에서 발생하는 박리위치를 실험결과와 유사하게 포착한 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다. Spalart-Allmaras 모델은 1차 난류모델로서 난류점성(turbulent viscosity)에 대해 1개의 난류 수송방정식을 계산하는 모델이다[16]. 공간정확도는 프로그램이 제공하는 MUSCL 3<sup>rd</sup>를 사용하였으며, 충격과 발생 시 정확한 계산을 수행하기 위해 플럭스에 대해 AUSM+ FVS[17, 18] 기법을 적용하였다.

Fig. 5는 중첩기법을 적용한 격자 도메인을 나타낸 것이다. 핀틀의 동적 움직임을 모사하기 위해서 노즐과 핀틀의 도메인을 각자 격자를 구성하였다. 노즐 도메인은 핀틀이 없는 빨간색 격자이며, 핀틀 도메인은 노즐이 없는 파란색 격자이다. 각 도메인에서 격자를 생성 후 중첩격자기법을 적용하면 두 도메인에서 격자가 있는 부분만 합쳐진다. 핀틀의

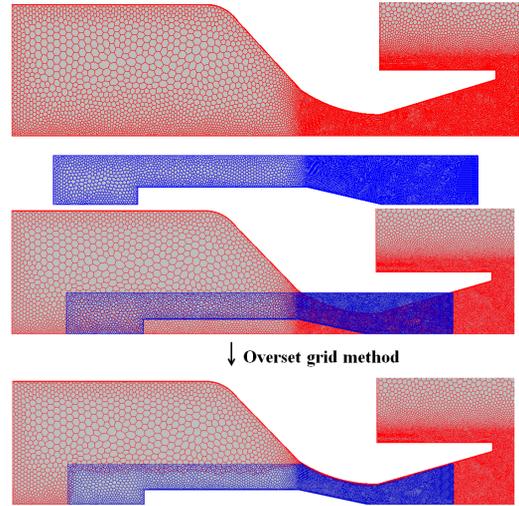


Fig. 5 Overset grid method at pintle nozzle.

속도를 파란색 격자 도메인에만 설정하면 핀틀의 움직임에 따른 특성을 해석할 수 있다.

Fig. 6은 Case 1 조건에서 핀틀 속도에 따른 연소실의 압력을 정상상태 조건과 비교한 것이다. 핀틀의 속도가 2.5 mm/s인 경우 정상상태 조건과 압력경향이 유사하지만 핀틀의 구동시간이 8 초이기 때문에 고체추진기관의 연소시간을 고려하면 적합한 핀틀 속도가 아니다. 400 mm/s의 경우 핀틀의 속도가 매우 빨라서 노즐 목 감소에 의한 압력상승효과가 나타나지 않았다.

### 2.4 핀틀 속도

핀틀을 이용한 추력조절용 추진기관의 핀틀

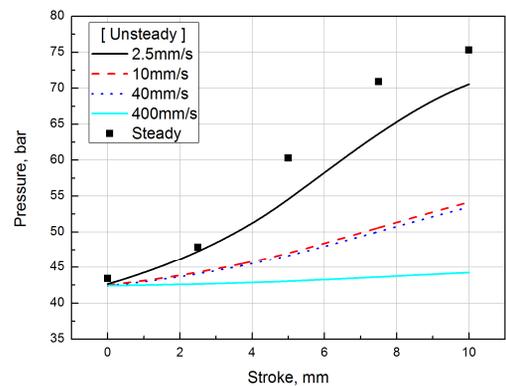


Fig. 6 Chamber pressure vs Pintle velocity.

응답시간을 찾아보면 100 ms 이내 핀틀이 움직이도록 요구된다. 핀틀의 속도 40 mm/s 조건의 경우 500 ms의 응답시간을 나타내며 핀틀 속도 400 mm/s 조건은 50 ms의 응답시간을 나타낸다. 고체추진기관의 연소시간이 1 초 내외이므로, 연소시간과 응답시간을 고려하여 본 연구에서의 핀틀 속도는 40 mm/s로 설정하였다.

### 2.5 핀틀 이동거리

Fig. 7은 핀틀 위치에 따른 노즐 목 크기를 나타낸 것이다. 노즐 목의 크기는 핀틀 위치별 기하학적인 최소면적을 나타내었으며 초기 위치의 노즐 목 크기로 정상화하였다. 설계한 핀틀 노즐의 노즐 목이 변화하는 구간은 총 20 mm이며, 핀틀이 20 mm 위치에 있으면 노즐 목 크기가 최소가 된다. 노즐 목 크기 변화에 따른 핀틀 노즐의 특성을 파악하기 위해 핀틀의 이동거리는 20 mm로 설정하였다. 핀틀의 위치별 노즐 개략도 및 격자구성은 Fig. 8과 같다.

## 3. 해석 결과

### 3.1 연소실 입구조건에 따른 유량 변화

Fig. 9는 계산 조건별 연소실 입구 질량유량을 각 조건별 초기값으로 정상화하였다. Case 1~3은 일정질량유량 조건이므로 핀틀이 전진하여도 입구의 유량이 변하지 않는다. 반면에 Case 4의 경우 연소실 압력에 피드백을 받아서 연소속도가 변하며, 이는 입구에서의 질량유량을 변화시킨다.

핀틀이 전진하면 노즐 목의 크기가 작아지며 줄어든 노즐 목 크기로 인해 연소실의 유동이 빠져나가지 못해 압력이 상승하게 된다. 상승된 압력은 연소속도를 증가시키고 입구의 유량을 증가시킨다. 이 과정은 고체추진제를 사용하는 핀틀 노즐에서는 반복적으로 일어나는 현상이다. 일정질량유량조건(Case 1~3)은 핀틀 노즐의 움직임에 따른 동특성을 볼 수 있으며, 추진제 Burn-back 조건(Case 4)은 핀틀 노즐의 연소실 내부 추진제와 압력의 상호작용에 의한 동특성을

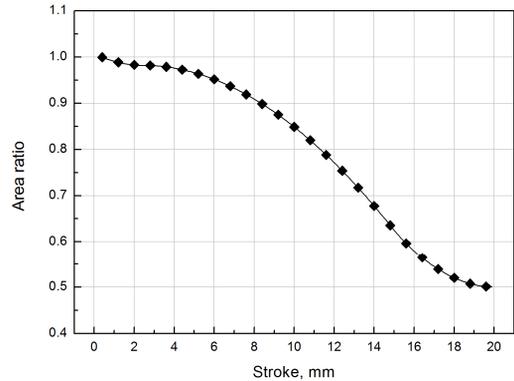


Fig. 7 Nozzle throat area ratio.

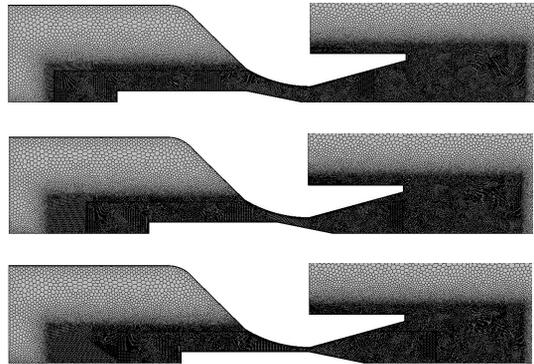


Fig. 8 Grids configuration at pintle location 0 mm(top), 10 mm(middle), 20 mm(bottom).

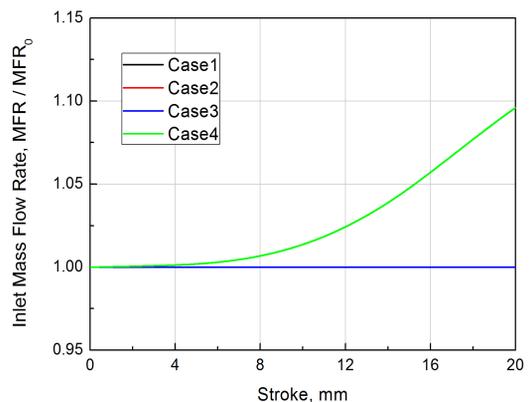


Fig. 9 Inlet mass flow rate ratio at analysis case.

파악할 수 있다.

Fig. 10은 계산 조건별 노즐 출구 질량유량을 각 조건별 초기값으로 정상화하였다. 모든 계산

조건에서 핀틀이 전진하면 출구에서의 질량유량이 감소한다. 이는 연소실의 압력 증가량보다 노즐 목 감소량이 더 크기 때문이다. Case 1~3을 비교해보면 입구의 질량유량이 2배 증가하여도 출구에서의 유량변화 경향은 다르지 않고 유량이 5배 증가하면 유량의 감소폭이 줄어든다. 추진제 Bunk-back을 고려한 Case 4의 경우 Case 3에 비해 입구의 질량유량이 매우 작음에도 불구하고 노즐 목 감소에 준하는 압력 상승으로 출구 질량유량의 감소폭이 적다.

노즐 목에서의 유량과 출구에서의 유량은 동일하므로 목에서의 유량식을 통해 이 현상을 파악할 수 있다. Eq. 6은 노즐 목에서의 질량유량을 나타낸 것이며, 연소실의 온도와 유동 특성인  $\gamma$ ,  $R$ 은 변하지 않으므로 노즐 목에서의 유량은 노즐 목 크기와 연소실 압력에 비례한다. 핀틀이 최대로 전진하면 노즐 목 크기는 50% 감소(Fig. 7)하고 연소실 압력은 40% 증가(Fig. 11)하므로 최종적으로 출구에서의 질량유량이 감소하게 된다.

$$\dot{m}_t = \frac{A_t P_c}{\sqrt{T_c}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (6)$$

### 3.2 연소실 입구조건에 따른 연소실 압력 변화

Fig. 11은 계산 조건별 연소실 압력을 초기값으로 정상화하여 나타내었다. 각 조건별 초기 연소실 압력은 Table 2와 같다. 초기 연소실 압력은 입구의 질량유량에 비례하며 Case 4는 Case 1보다 입구 질량유량과 초기 연소실 압력이 작도록 설정하였다.

Case 1~3의 입구 질량유량의 정량적 증가에 따른 연소실 압력변화를 비교해보면, 질량유량이 2배 증가해서는 압력변화 경향을 바꿀 수 없다. 질량유량을 5배 증가시키면 초기의 큰 압력으로 인해 핀틀 전진에 의한 압력상승이 더디며, 전체 압력상승율도 작다.

추진제 Bunk-back을 고려한 Case 4의 경우 연소실 압력상승에 의한 입구 질량유량 증가로, 동일한 노즐 목 감소(핀틀 이동)에 대해 압력 증가

율이 크다. 노즐 목이 50% 감소한 20 mm 위치에서 Case 1, 2는 압력이 25%, Case 3은 18%, Case 4는 40% 증가하였다.

### 3.3 연소실 입구조건에 따른 추력 변화

Fig. 12는 계산 조건별 추력을 초기값으로 정상화하여 나타내었다. Fig. 12를 Fig. 10과 비교해보았을 때 추력 경향과 노즐 출구 질량유량 경향이 동일함을 알 수 있다. 추력식 Eq. 2를 노즐출구에 의한 표현으로 바꾸면 Eq. 7과 같다. 추력의 압력항인  $(P_c - P_a)A_e$ 는 전체추력의 10% 이하이고, 출구에서의 속도는 노즐 면적비에 관련 있으므로 추력은 노즐 출구에서의 유량과 경향이 같다.

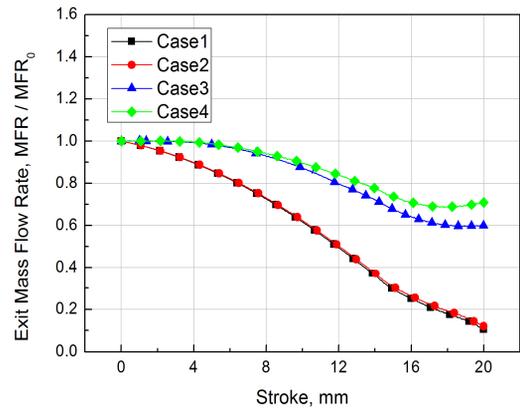


Fig. 10 Exit mass flow rate ratio at analysis case.

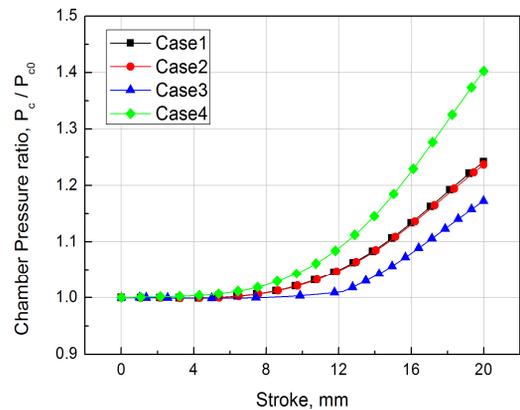


Fig. 11 Chamber pressure ratio at analysis case.

Table 2. Initial chamber pressure at analysis case.

Case	Boundary Condition	Initial $P_c$
1	0.7 kg/s	38.1 bar
2	1.4 kg/s	76.2 bar
3	3.5 kg/s	190.4 bar
4	Burnback	20.7 bar

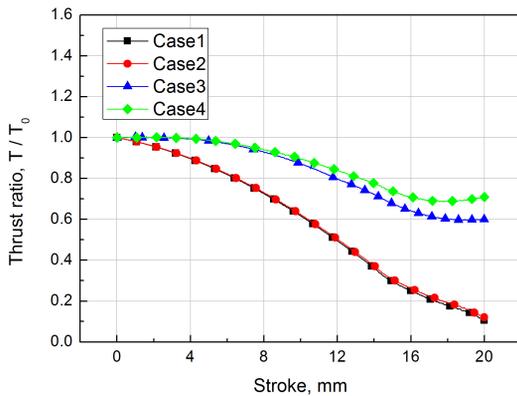


Fig. 12 Thrust ratio at analysis case.

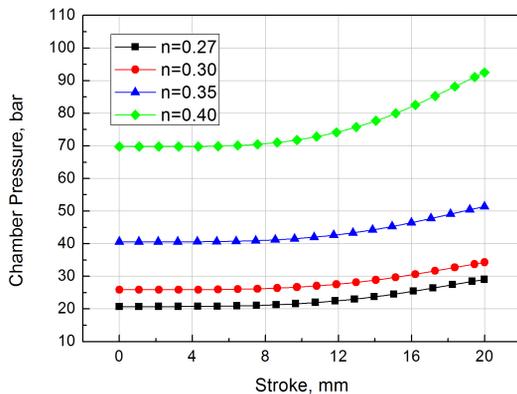


Fig. 13 Chamber pressure at propellant exponent.

$$T = \dot{m} V_c + (P_c - P_a) A_c \quad (7)$$

Case 1~3을 보면 입구에서의 질량유량을 증가시키면 연소실의 압력 증가로 추력이 증가하는 것을 알 수 있다. Case 2와 3을 비교해 보면 Case 1과 2의 비교에서는 나타나지 않은 추력 상승효과 나타난다. Case 2도 1에 비해 유량이 증

가하여 압력이 증가하였지만 추력의 변화율은 동일하다. 반면에 Case 3의 경우 2에 비해 압력이 매우 높아 추력손실이 적으며 Case 3은 추진제 연소를 고려한 Case 4와 추력 경향이 동일하다. 따라서 이 결과를 토대로 노즐 목 조절용 핀틀 추진기관은 높은 연소실 압력에서 추력손실이 적게 운용이 가능함을 알 수 있다.

Burn-back 조건인 Case 4 경우 추력 증가를 위해 입구 질량유량을 상승시키려면 연소속도를 증가시켜야 한다. 이는 Eq. 8과 같다.

$$\dot{m}_p = \rho_p v_p A_b = \rho_p a P_c^n A_b \quad (8)$$

따라서 추진제 지표인  $a, n$ 을 변화시켜 연소속도 변화로 압력과 추력 경향을 조절할 수 있다.  $a, n$ 중에서 압력의 지수인  $n$ 을 증가시켜서 압력 변화에 따른 추력과 입구 유량변화특성을 파악해 보았다.  $a$ 는 동일한 값을 사용하였다.

### 3.4 연소속도 지수변화에 따른 특성

Fig. 13은 연소속도의 압력 지수 변화에 따른 연소실 압력을 나타낸 것이다. 실제 고체추진기관의 추진제는 연소실 압력에 따라서  $n$ 값이 변화하여 연소속도가 선형적으로 나타나지 않는다. 하지만 본 연구에서는 압력에 의한  $n$ 값의 변화가 없다고 가정하고 연구를 수행하였다. 각 지수별 연소실 초기 압력은 초기 질량유량에 비례하기 때문에, 지수의 증분율에 비례한다. 예를 들어  $n=0.35$ 와  $n=0.30$ 의 경우  $n=0.30$ 일 때 연소실의 압력은 약 24 bar이므로, Eq. 9의 계산을 통해  $n=0.35$ 일 때의 초기 압력을 예측할 수 있다.

$$24^{\frac{0.35}{0.30}} = 40.7 \quad (9)$$

위의 계산식은 노즐 입구에서 유입되는 질량유량과 노즐 출구에서 나가는 질량유량이 같은 조건에서 가능하다. 핀틀이 움직이지 않는 0 mm 위치에서는 초기 계산조건에 의해 충분히 계산되므로 노즐 내에서 질량보존이 만족한다. 하지만 핀틀이 움직이게 되면 노즐 목 크기와

연소실 압력이 변화하여 유동이 비정상상태 특성을 가지므로, 노즐 유입 유량과 출구 유량은 달라진다.

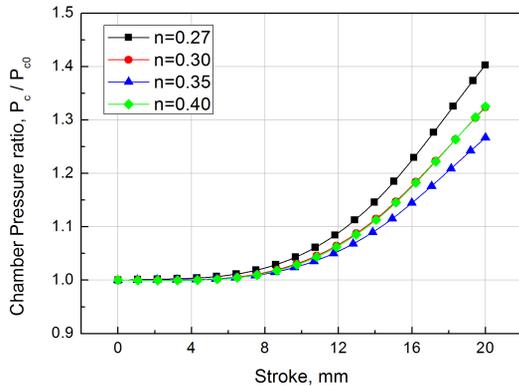


Fig. 14 Chamber pressure ratio at propellant exponent.

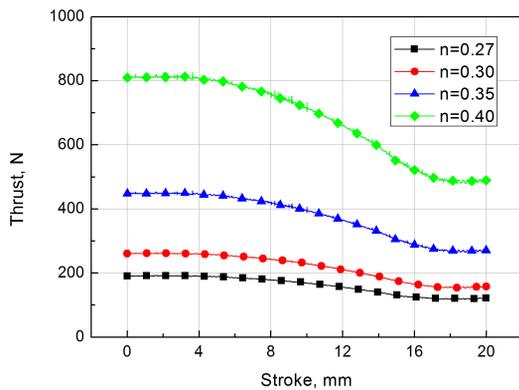


Fig. 15 Thrust at propellant exponent.

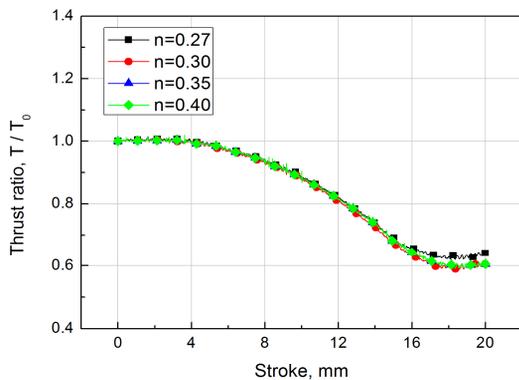


Fig. 16 Thrust ratio at propellant exponent.

지수  $n$ 의 크기가 클수록 동일한 압력에서 추진체의 연소속도가 빠르므로, 연소실에 유입되는 질량유량이 증가하여 압력 상승률이 크다. 하지만 초기값으로 정상화하여 나타내면 상승비율 경향이 달라진다.

Fig. 14는 연소속도의 압력 지수 변화에 따른 연소실 압력을 초기값으로 정상화하여 나타낸 것이다. Fig. 13에서는 지수  $n$ 의 값이 높을수록 압력이 높게 나타났지만 정상화하여 비율로 나타냈을 때는  $n$ 의 증가에 비례하지 않는다.  $n=0.27$ 의 경우 초기 연소실의 압력이 낮기 때문에 조금의 변화에도 압력변화율이 40%로 크게 나타났으며,  $n > 0.3$ 에서는 26~32% 증가하였다.

추진체 연소속도에서  $n$ 의 값을 정량적인 비율로 변화시켜도,  $n$ 은 지수의 변수이므로 연소속도가 정량적인 비율로 변하지 않는다. 따라서 단순히  $n$ 값의 변화만 고려하면 Fig. 13처럼 지수 변화량만큼 압력을 변화시킬 수 있지만 초기압력 대비 상승률은 조절할 수 없다. 실제 추진체 조성에 따라 연소속도는  $a$ ,  $n$ 이 같이 도출되므로 두 값을 모두 고려한 해석을 수행하면 다른 경향이 나타날 것이다.

Fig. 15는 연소속도의 압력 지수 변화에 따른 추력을 나타낸 것이고, Fig. 16은 초기값에 대한 비율로 정상화한 것이다. Eq. 2와 같이 노즐의 추력은 연소실의 압력에 비례하므로, 지수  $n$ 값이 높을수록 추력은 높게 형성된다. 하지만 Fig. 12와 마찬가지로 핀틀이 전진하면 추력은 감소한다. 일정질량유량 조건에 비해 Burn-back 조건이 유사한 연소실 압력에서 더 많은 유량을 유입하지만, 노즐 목 감소율만큼 연소실의 압력을 높이지 못한다.

추진체 압력 지수  $n$ 을  $0.27 \leq n \leq 0.4$  범위 내에서 변화시켜도 연소실의 압력과 추력의 변화율은 유사하였다.  $n$ 의 값이 클수록 연소실의 압력과 추력의 절대적인 값은 큰 폭으로 변화하며, 설계하는 무기체계가 추력조절의 용도가 요구될 시 가동하는 범위에 따라서  $n$ 값을 조절을 통해 성능을 만족시킬 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 연소실 경계조건 변화에 따른 핀틀 노즐의 동특성을 파악하기 위해 중첩격자 기법을 이용하여 수치해석을 수행하였다. 연소실의 경계조건은 일정질량유량 조건과 추진제 연소속도 조건을 적용하였다. 일정질량유량 조건은 작동유체를 공기로 설정하였고 공급 유량비에 따른 특성을 확인하였다. 추진제 연소속도 조건은 연소실 압력에 대한 연소속도 변화로 유량의 변화를 설정하였다. 핀틀의 속도와 이동거리는 선행연구를 토대로 40 mm/s, 20 mm 로 설정하였다.

핀틀이 전진하게 되면 노즐 목이 감소하여 연소실 내에 유동이 정체되고 연소실의 압력이 상승한다. 일정질량유량 조건에서 연소실 공급 유량을 2배, 5배 증가시키면 초기 연소실 압력은 공급 유량비에 비례하지만, 핀틀이 움직일 때의 압력 상승은 공급 유량비에 비례하지 않고 비슷한 경향을 보인다. 반면에 추진제 연소속도 조건의 경우 연소실 압력상승이 유량을 증가시켜서 일정질량유량 조건보다 동일 핀틀 이동거리에서 압력상승이 높다. 노즐 목의 크기가 50% 감소한 20 mm 위치에서 일정질량유량 조건은 연소실 압력이 18~25% 상승하였고, 추진제 연소속도 조건은 40% 상승하였다.

핀틀 노즐의 추력은 노즐 출구에서의 유량변화와 경향이 같으며, 노즐 출구와 노즐 목에서의 유량이 같음을 이용하여 그 특성을 파악할 수 있다. 노즐의 추력은 출구에서의 유량과 속도, 압력에 연관되어 있으며 출구에서의 유량이 가장 지배적이다. 노즐 목에서의 이론 질량유량식을 토대로 노즐 목의 크기와 연소실 압력이 노즐에서 발생하는 유량에 주요 인자임을 알 수 있고, 핀틀 위치에 따라서 노즐 목 크기 감소량과 압력 증가율의 곱이 추력 변화 경향과 동일하다. 핀틀이 전진하면 노즐 목 크기 감소량이 연소실 압력 증가량보다 크기 때문에 추력은 감소한다. 추진제 연소속도 조건이 일정질량유량 조건에 비해 압력상승률이 높아서 추력의 감소율이 작다.

추력을 증가시키기 위해서 추진제 압력지수인  $n$  값을 변화시켜서 연소실 압력과 추력의 변화를 확인하였다. 추진제 압력 지수  $n$  을 0.27 ~ 0.4 범위 내에서 증가시키면 연소실 압력과 추력의 절대적인 값은 큰 폭으로 변화하지만, 초기값에 대한 비율로 나타내면  $n$  의 값과 상관없이 일정한 비율을 나타냈다. 이를 통해 고체추진제를 사용하는 관통형 핀틀노즐의 압력과 추력 변화 경향을 도출할 수 있고, 설계하는 무기체계의 압력과 추력 범위에 따라  $n$  값의 조절을 통해 성능을 만족시킬 수 있다.

#### References

1. Kim, S.S. and Huh, H.I., "Recent Progress in R&D and Prospect of Divert and Attitude Control System," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 6, pp. 62-72, 2012.
2. Ronald, W.H., Gary, N.H. and Wiley, J.L., *Space Propulsion Analysis and Design*, 1<sup>st</sup> ed., McGraw-Hill, Inc., New York, N.Y., U.S.A., pp. 295-364, 1995.
3. Godai, T. and Shimizu, M., "Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellants," *AIAA/SAE 8<sup>th</sup> Joint Propulsion Specialist Conference*, New Orleans, L.A., U.S.A., AIAA 72-1135, Nov. 1972.
4. Ostrander, M.J., Bergmans, J.L., Thomas, M.E. and Burroughs, S.L., "Pintel Motor Challenges for Tactical Missile," 36<sup>th</sup> *AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 2000-3310, Jul. 2000.
5. Kim, J. K., "Study on the Effects of Pintle Shapes and Position in Nozzle Flowfield, and Thrust in a Solid Rocket Motor with Pintle Nozzle," Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical Design Engineering, Chungnam National Univ., Chungnam, Korea, 2011.

6. Kim, J.K. and Park, J.H., "Investigation of Pintle Shape Effect on the Nozzle Performance," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 8, pp. 790-796, 2008.
7. Park, H.J., Kim, L.N., Heo, J.Y., Sung, H.G. and Yang, J.S., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variant Thrust: Part 1," *37<sup>th</sup> The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 213-217, Nov 2011.
8. Heo, J.Y., Kim, K.W., Sung, H.G. and Yang, J.S., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variant Thrust: Part 2," *38<sup>th</sup> The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Gumi, Korea, pp. 123-128, May 2012.
9. Heo, J.Y., Jeong, K.Y. and Sung, H.G., "Numerical Study on Dynamic Characteristics of Pintle Nozzle for Variant Thrust: Part 3," *40<sup>th</sup> The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Busan, Korea, pp. 523-528, May 2013.
10. Heo, J.Y., Jeong, K.Y. and Sung, H.G., "Numerical Study fo the Dynamic Characteristics of Pintle Nozzles for Variable Thrust," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 1, pp. 230-237, 2017.
11. Heo, J.Y., Jung, J.Y., Sung, H.G., Yang, J.S. and Lee, J.H., "Compressibility Correction Effects of Two-equation Turbulence Models for a Supersonic Through-type Pintle Nozzle with Large Scale Separation Flow," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 1, pp. 66-69, 2013.
12. Choi, J.S. and Huh, H.I., "Steady State Experimental Study of Pintle Shape for Modulatable Thruster Applications," *36<sup>th</sup> The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Osan, Korea, pp. 153-156, May 2011.
13. Choi, J.S. and Huh, H.I., "Preliminary Experimental Results of Pressure Control for Mountable Thruster Applications," *37<sup>th</sup> The Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 18-21, Nov 2011.
14. Lee, S.K. and Huh, H.I., "Preliminary Results of Experimental and Computational Study of Steady-state Pintle Driven Nozzle Throat Flow," *38<sup>th</sup> The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Gumi, Korea, pp. 392-396, May 2012.
15. Jeong, K.Y., Kang, D.G. and Lee, H.J., "Unsteady Characteristics of Pintle Nozzle using Overset Grid Method," *The Korean Society for Computational Fluids Engineering Spring Conference*, Gyeong-ju, Korea, pp. 10-11, May 2017.
16. Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., "A One-equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *30<sup>th</sup> Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, Reno, N.V., U.S.A., AIAA 92-0439, Jan. 1992.
17. Liou, M.S., "A Sequel to AUSM : AUSM+," *Journal of Computational Physics*, Vol. 129, No. 2 pp.364-382, 1996.
18. Liou, M.S., "Ten Years in the Making : AUSM Family," NASA TM-2001-210977, 2001.