



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.3.001>

## 노즐 목 내부형 핀틀추력기의 추력 및 공력하중 특성

최준섭<sup>a</sup> · 김동연<sup>a</sup> · 허환일<sup>b,\*</sup>

### Thrust and Aerodynamic Load Characteristics of an Internal Pintle Thruster

Junsub Choi<sup>a</sup> · Dongyeon Kim<sup>a</sup> · Hwanil Huh<sup>b,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace Engineering, Graduate School at Chungnam National University, Korea

<sup>b</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [hwanil@cnu.ac.kr](mailto:hwanil@cnu.ac.kr)

#### ABSTRACT

Numerical computations are performed to investigate the effect of pintle stroke on the performance of an internal pintle thruster. Results show that the thrust control ratio was less than 2% and the aerodynamic load ratio was 22% as the pintle stroke increased. The flow past the nozzle throat rapidly expanding because of the shape of the pintle, and a shock wave was generated. Particularly, at the pintle stroke distance of 4 and 5 mm, the shock wave hit the wall of the nozzle, results in peeling bubbles. Depending on the altitude, the thrust increased and the aerodynamic load decreased, but the difference was as small as 1.5%. In the presence of the bore, the reduction of the pintle tip area resulted in a decrease in aerodynamic load.

#### 초 록

노즐 목 내부형 핀틀추력기에서 핀틀 행정거리가 추력기 성능에 미치는 영향에 대해 전산수치해석 연구를 수행하였다. 해석결과 핀틀 행정거리가 증가함에 따라 추력조절비는 2% 이내였고, 공력하중비는 최대 22%로 확인되었다. 노즐 목을 지난 유동이 핀틀의 형상으로 인해 급격히 팽창하며 충격파가 발생하였다. 특히, 핀틀 행정거리 4, 5 mm에서는 충격파가 노즐 벽면에 부딪치며 박리거품이 발생하였다. 고도에 따라서는 추력은 증가하였고 공력하중은 감소하였지만, 그 차이가 1.5% 이내로 작았다. 보어가 있는 경우 핀틀 팁의 면적 감소로 공력하중이 감소하는 결과를 보였다.

Key Words: Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Internal Pintle Thruster(내부형 핀틀추력기), Pintle Stroke(핀틀 행정거리), Thrust(추력), Aerodynamic Load(공력하중)

Received 4 April 2017 / Revised 8 May 2017 / Accepted 12 May 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

#### 1. 서 론

추진기관 중 시스템이 비교적 간단하고, 추력

대 질량비가 큰 고체로켓추진 방식은 전략적 무기나 인공위성 키모터 등에 활용하고 있지만, 추력조절이 어려운 단점을 가지고 있다. 핀틀 추력기는 Fig. 1과 같이 추력기 내부에 구조물을 설치하고, 구동기를 이용하여 구조물을 움직여 추력에 영향을 주는 인자의 값을 변형시켜 추력을 조절한다. 고체추진기관은 설계 값이 정해져 추력이 고정되어 있지만, 핀틀이라는 구조물을 통해 추력에 영향을 미치는 인자들을 조절할 수 있다. 따라서 고체추진제를 이용하는 운용체의 추력을 요구사항에 따라 조절하는 것이 가능하다.

우리나라 우주개발의 핵심 기술 중 하나인 궤도수정과 자세제어부분은 위성체 및 발사체의 미션 성공여부와 직접적으로 관련 있는 기술이다. 위성체 및 발사체에는 궤도수정과 자세제어를 위한 별도의 추력기가 구성되어 있는데, 외부 환경변화 및 임무에 따라 추력제어가 가능한 기술이 요구되고 있다. 또한 달, 화성 등 행성을 탐사하기 위한 탐사선의 착륙장치에도 탑재물을 보호하고 안전하게 착륙하기 위한 추력조절장치가 필요하다. 따라서 우주개발 핵심기술 중 하나로써 추진기관의 정밀한 추력제어를 위해 핀틀 추력기의 기술을 적용할 수 있다.

핀틀을 적용한 추력기의 추력 조절 기술 연구는 미국, 프랑스, 일본 등 항공우주기술 선진 국가에서 활발히 수행 중에 있다. Aerojet사에서는 단일축 핀틀 추력기를 제작하여 우주발사체 및 비행체에 적용하기 위한 기초실험[2]을 수행하였고, 다축 핀틀추력기를 개발하여 다양한 요구조건 of 종합적인 시스템 개발 중에 있다. 특히 궤도천이 및 자세제어 시스템(Divert and Attitude Control System, DACS)에 적용하여 활용 중에

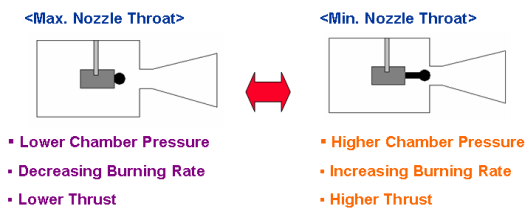


Fig. 1 Pintle technology[1].

있다. CFD Research Corporation (CFDRC)에서는 고체추진제 가스발생기의 핀틀을 이용한 밸브와 제어 시스템에 관련된 기술을 개발 중에 있다[2]. SNECMA사에서는 구동기와 압력 피드백을 통하여 자세제어용 추력기의 개발을 완료하였고, 고고도에서 운용하는 비행체의 자세제어 용도로 핫가스 밸브 기술을 적용하였다[2]. 국내에서는 전산수치해석 기법을 이용하여 핀틀추력기의 특성을 분석[3-8]하고, 공압실험을 통한 핀틀 형상별 추력 성능 분석 및 추력제어기법에 대한 기초실험연구를 수행하였다[9-12]. 또한 핀틀을 장착한 고체추진기관의 비정상 연소 성능을 분석하기 위한 연소시험이 수행되었다[13].

본 논문에서는 핀틀의 직경이 설계상 노즐 목보다 큰 비관통형의 내부형 핀틀을 이용하여 핀틀의 행정거리에 따른 추력 및 챔버 압력 변화와 핀틀에 작용하는 공력하중 특성에 대해 연구하였다.

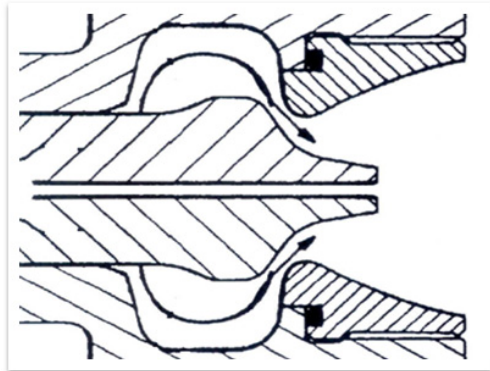
## 2. 해석 모델 및 조건

### 2.1 유동해석 모델 선정

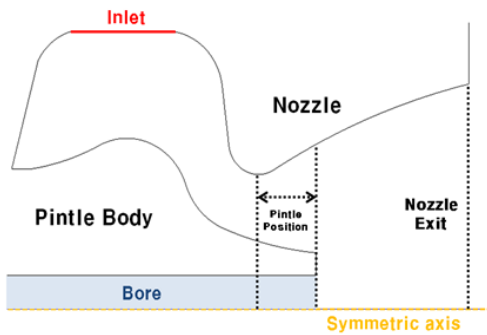
본 논문에서는 내부형 핀틀 형상이 추력기에 미치는 영향을 분석하기 위하여 Fig. 2(a)의 SNECMA사 특허모델[14]을 기준으로 Fig. 2(b)와 같이 핀틀추력기를 모델링하였다. SNECMA사 특허의 핀틀 모델은 보어(Bore)라는 구멍이 뚫려있는 특징이 있다. 핀틀추력기의 보어의 존재는 추력성능에 미치는 영향은 없지만, 공력하중을 감소시키는 역할을 하였다[3].

### 2.2 유동해석 조건

실제 유도미사일 요격비행체에서 운용하는 궤도천이 추력기는 고압·고온의 연소가스가 유입되어 노즐을 통해 빠져나간다. 선행연구의 cold gas 모델[6]로는 정확한 성능을 예측할 수 없기 때문에 실제 운용되는 연소가스와 같은 조건인 hot gas 해석이 필요하다. 실제 운용환경의 hot gas와 유사한 조건으로 해석을 통해 성능을 확인함으로써 요구되는 설계조건에 가장 부합하는



(a) SNECMA model[14]



(b) Pintle thruster modeling

Fig. 2 Internal pintle thruster.

Table 1. CFD analysis conditions.

| Solver             | Fluent                    |
|--------------------|---------------------------|
| Working Fluid      | Hot gas                   |
| Inlet condition    | Mass flow rate = 5.5 kg/s |
| Wall condition     | Y+<5                      |
| Turbulent model    | Spalart-Allmaras          |
| Far-Field distance | x/de=150, y/de=30         |
| Number of grids    | Approx. 150,000           |

핀틀 형상을 찾을 수 있다. Hot gas를 이용한 해석은 질량입구조건으로 수행하였고, 해석 조건은 Table 1과 같다.

상용 유동해석 프로그램인 FLUENT를 이용하여 2차원 축대칭으로 해석을 수행하였다. 난류모델은 Raynold Averaged Navier Stokes 방정식의 S-A (Spalart-Allmaras) 모델을 사용하였는데

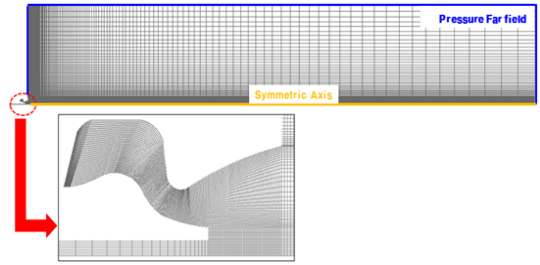


Fig. 3 Meshing of internal pintle thruster.

Table 2. Definition of pintle stroke and pintle tip position.

| Pintle stroke            | 1   | 2   | 3   | 4   | 5   |
|--------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|
| Pintle tip position [mm] | 5.5 | 6.5 | 7.5 | 8.5 | 9.5 |
| Nozzle expansion ratio   | 3.1 | 3.7 | 4.7 | 6.2 | 9.3 |

S-A 모델은 경계층 유동 등의 초음속·천음속 유동과 가벼울 박리를 포함한 공기역학 분야에 사용되며 다소 복잡한 외부/내부 유동과 압력 구배를 갖는 경계층 유동에 적합한 모델이다[4,9].

### 2.3 유동장의 격자 생성

유동장은 추력기 내부의 유동해석을 위한 내부 유동장과 노즐 출구 이후의 유동해석을 위한 외부 유동장을 생성하여 해석을 진행하였다. 유동장은 Fig. 3과 같이 격자 생성 프로그램인 Gambit V2.4.6을 이용하여 2D 모델로 구성하였다. 핀틀 추력기의 격자는 사각 정렬 격자로 생성하였다. 추력기 외부조건은 압축성 유동에 적합한 Pressure far field로 설정하였으며, 그 크기는 노즐 출구 직경(de)의 가로로 150배, 세로로 30배 크기로 구성하였다.

### 2.4 핀틀 행정거리 정의

핀틀의 위치는 Fig. 2(b)와 같이 핀틀이 없을 때의 노즐 목에서부터 핀틀 끝단까지의 거리를 나타낸 것이다. 핀틀 행정거리는 핀틀 끝단과 노즐 목 사이의 거리가 5.5 mm인 곳을 1로 하여 1 mm씩 전진하는 것으로 정의하였다. 핀틀이 행정거리와 핀틀의 위치 및 그에 따른 노즐 팽

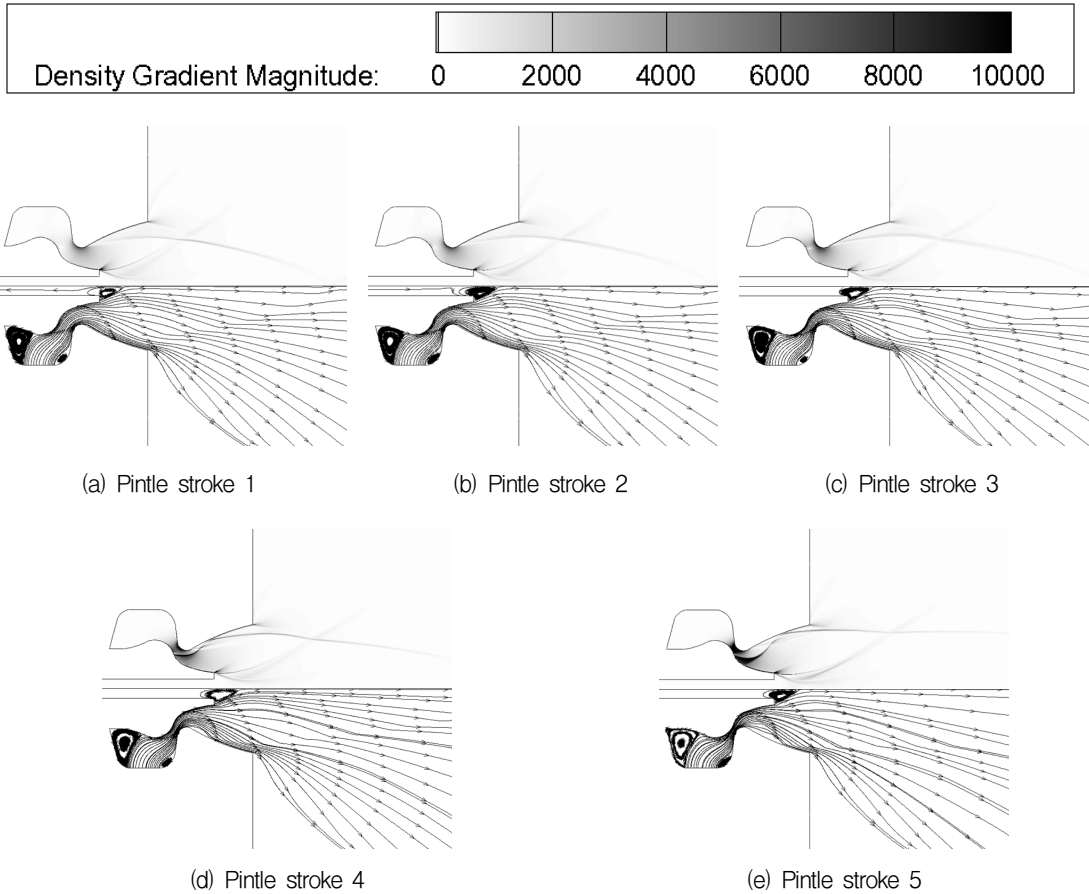


Fig. 4 Density gradient contours(top) and stream lines(bottom) according to pintle stroke.

창비의 관계는 Table 2와 같다. 이 때 핀틀 행정 거리 2 mm에서의 노즐 팽창비 3.7은 설계상 이상팽창조건이다.

### 3. 내부형 핀틀추력기 성능 분석

#### 3.1 핀틀추력기 유동장 분석

핀틀추력기는 핀틀의 위치에 따라 노즐 팽창비를 조절함으로써 추력을 제어한다. 내부형 핀틀추력기의 핀틀 행정거리에 따른 밀도구배와 유선(stream line)을 Fig. 4로 나타내었다. 내부형 핀틀추력기 밀도구배를 보면 노즐 목을 지나 핀틀 벽면을 따라 흐르던 유동이 핀틀 형상에 의해 급격하게 팽창하고, 이로 인해 충격파가 발생

하는 현상을 보이고 있다. 이 충격파는 노즐 벽면까지 형성되어 반사 충격파를 생성한다. 특히 핀틀 행정거리 4.5 mm에서는 충격파로 인해 노즐 벽면에 박리거품(separation bubble)이 발생하였다. 핀틀 끝단에서는 후향 계단 유동(backward-facing step flow)과 같은 형상으로 인해 재순환 영역이 형성되었다. 핀틀을 빠져나간 유동이 서로 만나 축 방향으로 흐르기 위해 급격히 방향이 변하면서 항적 충격파가 발생하고, 유동은 재압축되어 압력이 상승한다. 이 현상은 국내 선행 연구[15]와 동일하게 나타났다.

#### 3.2 핀틀추력기 유동장 분석

Fig. 5의 핀틀 윗면 압력을 분포를 보면 핀틀 행정거리가 증가할수록 핀틀 윗면 핀틀 윗면 앞

단, 즉 연소실내부의 압력이 증가하는 것을 알 수 있다. 이것을 질식유동에 관한 Eq. 1을 통해 살펴보면 좌항의 질량유량( $\dot{m}_{max}$ )은 5.5 kg/s로 고정되어 있는 반해 노즐 목 면적 감소로 우항의 연소실 압력 증가하기 때문이다. Eq. 1을 정리하여 Eqs. 2, 3과 같이 나타낼 수 있다[16].

$$\frac{\dot{m}_{max}}{A_t} = P_c \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

$$\dot{m}_{choked} = \frac{P_c A_t}{\sqrt{\gamma RT}} \left\{ \gamma \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma+1)}} \right\} \quad (2)$$

$$= 5.5 \text{ kg/s} \approx P_c A_t$$

$$P_c = \left( \frac{1}{A_t} \right) \quad (3)$$

즉, 모든 핀틀 행정거리에서 질량유량이 일정할 때, 노즐 목 면적 변화와 연소실 압력은 선형적으로 반비례한다. CFD 결과 값과 이론적 계산 값을 Fig. 6에 그래프로 비교하였다. 핀틀 행정거리 1,2 mm에서 CFD 결과 값이 이론적 계산 값보다 크다는 것을 알 수 있다. Fig. 7의 마하수 분포에서 마하수가 1이 되는 CFD상의 노즐 목을 보면 핀틀 행정거리가 1,2,3 mm에서는 핀틀 윗면을 따라 후류로 밀려있는 것을 확인할 수 있다. 그 결과 이론적인 노즐 목 면적보다 CFD상의 노즐 목 면적이 증가하게 되었고, 이론적 계산결과와도 차이를 발생하게 되었다. 본 논문의 핀틀 형상은 윗면이 오목한(concave)형상으로 볼록한(convex)형상에 비해 마찰력이 증가하는 것으로 알려져 있다. 고체 표면 위를 흐르는 유체가 볼록한 표면을 지나게 되면 경계층이 안정화(stabilizing)되는 반면, 오목한 표면을 지나면 경계층이 불안정화(destabilizing)되어 경계층이 더 두꺼워지게 된다. 실제 액체로켓엔진은 크기가 커서 경계층의 영향을 무시할 수 있지만 본 핀틀추력기는 크기가 작아 경계층의 영향이 더 크게 작용하는 것으로 판단된다. 작은 핀틀 행정거리에서 연소실의 압력이 이론식 계산 값

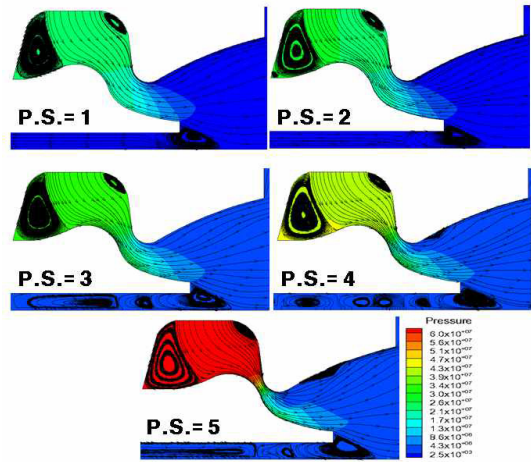


Fig. 5 CFD results for the internal pressure distribution of the combustion chamber[16].

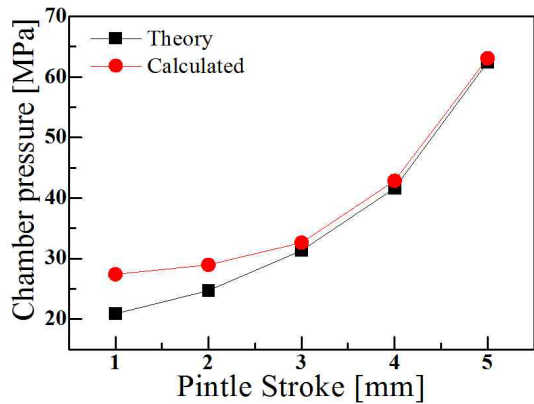


Fig. 6 Comparison of theoretical calculations and CFD results[16].

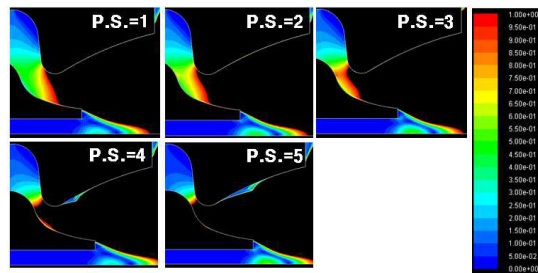


Fig. 7 The throat of the internal pintle thruster shown by CFD[16].

보다 크게 나온 이유가 바로 핀틀 윗면에서의

경계층의 영향으로 인한 노즐 목 면적 감소 때문이다. 또한 경계층 외부에서는 유체의 와동 확산계수(eddy diffusivity)의 증가로 핀틀 윗면의 유체 운동에너지가 손실되어 sonic line이 후류로 밀려나게 된다[17].

### 3.3 추력 및 공력하중

핀틀 행정거리에 따른 추력성능을 나타내기 위해 추력( $F_x$ )을 핀틀 행정거리 1 mm에서의 추력( $F_1$ )으로 나누어 표현하였다. Fig. 8에서처럼 핀틀 행정거리가 증가할수록 추력이 증가하는 것을 알 수 있다. 하지만 최대로 핀틀이 전진한 상태에서도 추력 증가폭은 2% 이내로 조절비가 크지 않았다. 외부형 핀틀추력기의 추력조절비 [8]는 약 8% 정도로 추력조절 성능면에서는 외부형 핀틀 추력기가 더 나은 결과를 나타내었다.

공력하중은 핀틀 추력기에서 핀틀을 구동하기 위해 추력성과 더불어 고려되어야 할 주요한 인자이다. 핀틀 행정거리에서의 공력하중( $FL_x$ )을 핀틀 행정거리 1 mm에서의 공력하중( $FL_1$ )으로 나누어 Fig. 9에 나타내었다. 공력하중이 작용하는 방향은 추력과 반대인 추력기 내부를 향하며, 핀틀 행정거리 증가에 따라 최대 22% 감소하였다. Fig. 7에서 핀틀 행정거리가 증가할수록 노즐 목은 추력기 내부를 향하게 되는 것을 확인하였다. 이것을 통해 노즐 목 이후 유동 팽창으로 인해 핀틀 윗면에서 높은 압력으로 작용하는 면적이 줄어들어 핀틀 행정거리가 증가할수록 공력하중이 감소하는 것을 알 수 있다.

하지만 Fig. 10의 핀틀 윗면의 정압력분포를 보면 연소실 내부에서 핀틀 표면에 작용하는 압력은 축방향에 수직으로 작용하기 때문에 공력하중에는 기여하지 못하게 된다.

### 3.4 고도에 따른 성능

내부형 핀틀추력기의 고도에 따른 특성을 파악하기 위해 고도 0 km, 20 km의 두 가지 조건에서 수치해석을 수행하였다. 핀틀의 행정거리는 해수면 조건에서 이상팽창조건인 2 mm에서 고도별로 동일하게 설정하였고, 그 결과는 Fig. 11에 밀도구배와 유선으로 나타내었다.

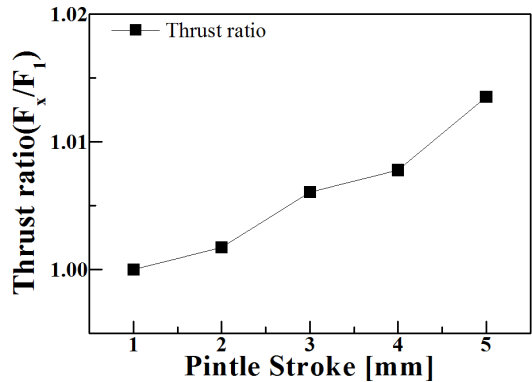


Fig. 8 Thrust ratio according to the pintle stroke.

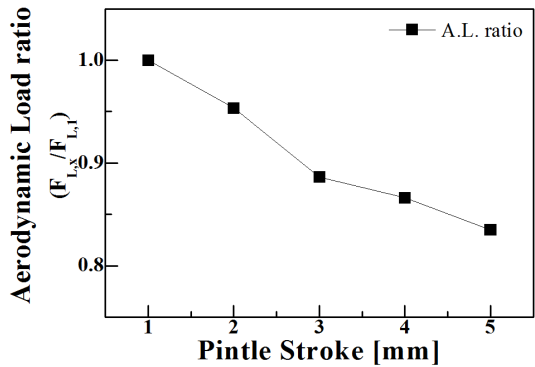


Fig. 9 Aerodynamic load ratio according to the pintle stroke.

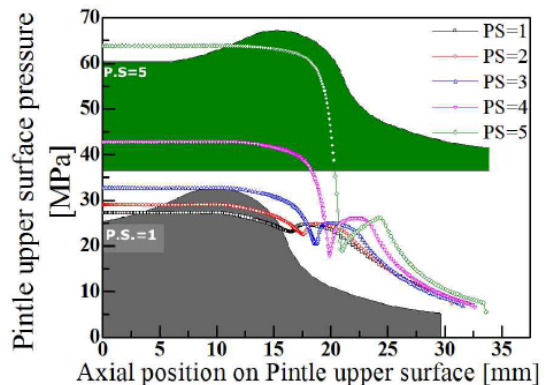
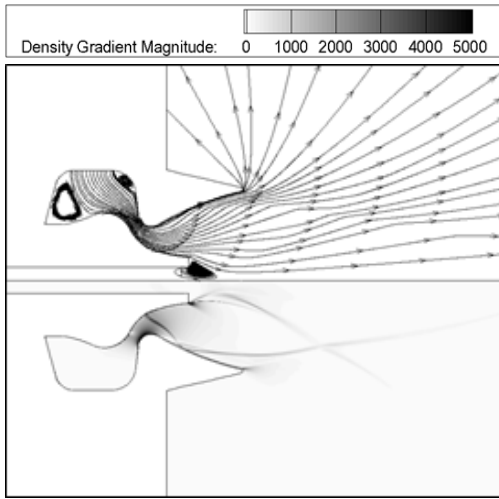
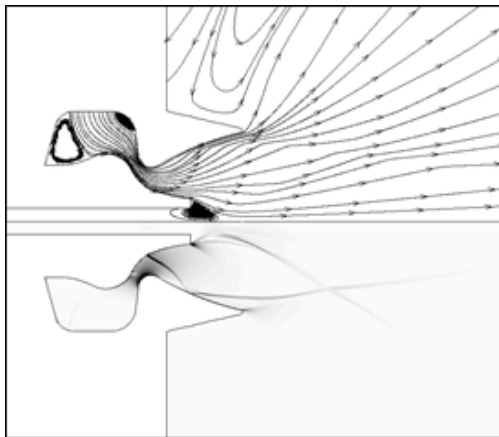


Fig. 10 Static pressure distribution of pintle upper surface according to pintle stroke.

내부형 핀틀추력기는 해수면 고도에서 과소팽창하기 때문에 고도 조건이 20 km로 상승하여



(a) Altitude 0 km

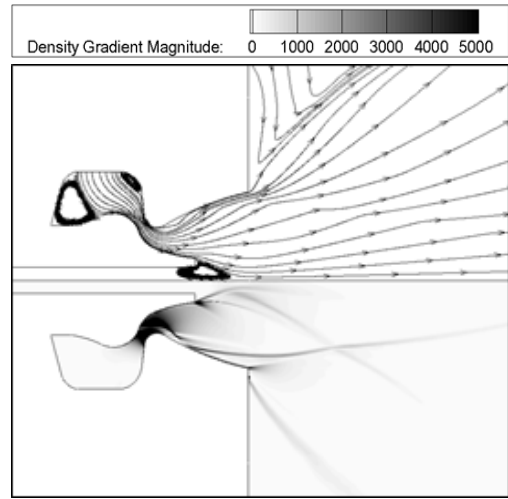


(b) Altitude 20 km

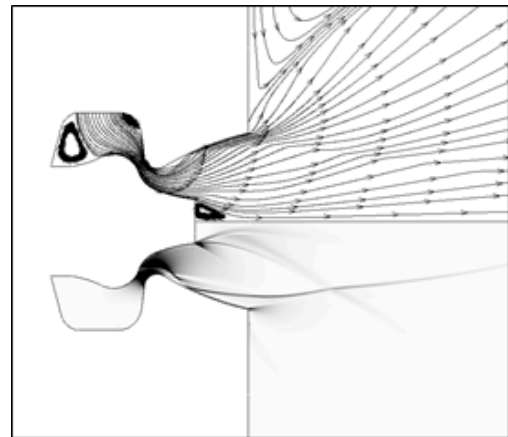
Fig. 11 Stream lines (top) and density gradient contours (bottom) for altitude (a) 0 km and (b) 20 km.

도 과소팽창하는 결과를 보이고 있다. 핀틀 팁에서 발생하는 재순환영역도 고도에 관계없이 유사한 경향을 보인다. 밀도구배를 보게 되면 노즐 목을 지난 유동이 팽창하다가 핀틀의 형상으로 인해 유동 방향이 바뀌게 되면서 충격파가 발생하게 되는데, 고도에 관계없이 동일한 현상을 보이고 있으며, 이 충격파가 노즐 벽면까지 형성되면서 반사충격파가 발생하였다.

고도 0 km에서의 추력은 12,420 N, 공력하중은 4,408 N 이며, 고도 20 km에서의 추력은



(a) with bore



(b) without bore

Fig. 12 Stream lines (top) and density gradient contours (bottom) for bore effects.

12,605 N, 공력하중은 4,346 N의 결과를 보였다. 고도가 증가함에 따라 추력은 약 1.5%가 상승한 반면, 공력하중은 약 1.4% 감소하였다. 이는 고도가 증가함에 따라 외부압력의 감소로 인한 결과로 판단되지만, 추력과 공력하중 모두 1.5% 이내의 근소한 차이를 보이고 있다.

### 3.5 보어 유무에 따른 성능

내부형 핀틀추력기의 보어 유무에 따른 특성을 파악하기 위해 보어가 없는 모델을 별도로

모델링하였고, 해수면 고도 및 핀틀 행정거리 4 mm 조건에서 수치해석을 수행하여 그 결과를 Fig. 12에 비교하였다.

Fig. 12를 보면 보어의 유무가 주유동에는 영향을 미치지 않아 노즐에서의 과소팽창 및 충격과 발생 등 유사한 경향성을 보이고 있다. 또한 핀틀 팁 이후에 발생하는 재순환영역 역시 보어 유무에 관계없이 유사한 형태를 보이고 있다.

보어가 있을 때의 추력은 13,166 N, 공력하중은 7,636 N의 결과를 보였고, 보어가 없을 때의 추력은 13,169 N, 공력하중은 7,687 N의 결과를 보였다. 추력의 경우 보어의 존재 유무가 주유동에 영향을 미치지 않기 때문에 유사한 결과를 보이고 있다. 공력하중의 경우 보어가 없을 때 약 1% 정도 증가하는 결과를 보이고 있는데, 이는 핀틀 팁에서 발생한 재순환영역이 핀틀에 작용하는 면적의 증가로 인한 차이로 판단된다. 하지만 내부형 핀틀추력기의 경우 보어 유무에 따른 핀틀 팁의 면적 변화가 크지 않기 때문에 공력하중의 변화 또한 차이가 작은 것으로 판단된다. 이 결과는 외부형 핀틀추력기의 보어 유무에 따른 결과[18]와는 반대의 현상이다. 내부형 핀틀추력기의 경우 보어가 있는 모델이 공력하중을 감소시키지만, 그 차이가 작아 핀틀의 구동력에 미치는 영향도 작을 것으로 판단된다. 하지만 보어로 인한 무게 감소에는 영향을 미칠 수 있어 실제 적용 시 임무 조건 및 환경에 따라 선택적으로 사용할 수 있을 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

노즐 목 내부형 핀틀추력기의 행정거리에 따른 성능을 전산수치해석을 이용하여 분석하였다. 추력은 핀틀 행정거리가 증가함에 따라 증가하는 경향을 보였으나, 추력조절비가 2% 이내로 작게 나타났다. 공력하중은 추력과 반대 방향인 추력기 내부 방향으로 작용하였으며, 핀틀 행정거리가 증가함에 따라 감소하는 경향을 보고, 공력하중비는 최대 22% 감소하였다. 전산수치해석을 통해 마하수가 1이 되는 노즐 목이 핀틀 행

정거리 1,2,3 mm에서는 경계층의 영향으로 후류로 밀려나는 현상을 보였으며, 행정거리가 증가함에 따라 핀틀 윗면에 높은 압력으로 작용하는 면적이 감소하여 공력하중이 감소하는 경향을 나타내게 되었다. 또한 해석 결과상 노즐 목이 후류로 밀려남에 따라 이론식에 의한 계산 값과의 오차가 발생하는 요인이 되었다.

고도에 따라서는 고도가 증가하였을 때 추력은 약 1.5% 상승하였고, 공력하중은 약 1.4% 감소하였다. 보어의 유무는 주유동에는 영향을 미치지 않아 추력 성능은 유사한 결과를 보였다. 보어의 존재는 공력하중을 감소시키지만, 그 차이는 1% 정도로 작아 보어 제작 및 시스템 무게 측면에서 보어 유무를 선택적으로 사용할 수 있을 것으로 판단된다.

핀틀추력기의 주목적인 추력조절 성능만을 고려했을 때 본 논문에서 적용한 연소가스 조건에서는 추력조절비가 낮은 결과를 얻었다. 따라서 원하는 성능의 핀틀추력기를 설계하기 위해서는 정확한 운용 목적과 조건이 요구된다.

#### 후 기

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

#### References

1. Lee, J.H., Kim, J.K. and Jang, H.B., "A study on internal flow field of supersonic nozzle by needle type pintle position," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Daejeon, Korea, pp. 269-272, Nov. 2008.
2. Kim, S.S. and Huh, H., "Recent Progress in R&D and Prospect of Divert and



- Attitude Control System(DACS)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 6, pp. 71-81, 2012.
3. Wang, S.W. and Huh, H., "Effect of Bore an Aerodynamic Loads in Modulatable Thrust Devices," *The Korea Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Uiwang, Korea, pp. 189-192, May 2011.
  4. Wang, S.W. and Huh, H., "Effect of Pintle Inflection Points on Performance of the SNECMA Modulatable Thrust Devices," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 237-240, Nov. 2011.
  5. Wang, S.W. and Huh, H., "Effect of Nozzle Contraction Angle on Performance of the SNECMA Modulatable Thrust Devices," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 14-17, Nov. 2011.
  6. Kim, D.Y., Kim, S.S. and Huh, H., "Numerical Analysis on the Inside/Outside Type of Nozzle Throat Pintle Thruster," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Yeosu, Korea, pp. 18-21, Nov. 2012.
  7. Lee, S.K. and Huh, H., "Effect of pintle shape on nozzle flow-pattern," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Yeosu, Korea, pp. 313-316, Nov. 2012.
  8. Choi, J. and Huh, H., "Effect of Pintle Stroke on Internal/External Pintle Thrusters," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Gyeonju, Korea, pp. 363-366, Dec. 2013.
  9. Choi, J.S. and Huh, H., "Preliminary Experimental Results of Control for Modulatable Thruster Applications," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 18-21, Nov. 2011.
  10. Lee, S.K. and Huh, H., "Preliminary Results of Experimental and Computational Study of Steady-state Pintle Driven Nozzle Throat Flow," *The Korea Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Gumi, Korea, pp. 392-396, May 2012.
  11. Kim, S.S., Hwang, H.S. and Huh, H., "Experimental Study of Pressure Control Methods for Modulatable Thruster Applications," *The Korea Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, Busan, Korea, pp. 529-532, May 2013.
  12. Hwang, H.S. and Huh, H., "Unsteady-State Experimental on Pintle Thruster Using Stroke Control Method," *The Korea Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, Gyeonju, Korea, pp. 394-397, Dec. 2013.
  13. Jin, J.K., Ha, D.S. and Oh, S.J., "Unsteady-State Experimental on Pintle Thruster Using Stroke Control Method," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 5, pp. 19-28, 2014.
  14. US 6543717 B1, *Compact Optimal and Modulatable Thrust Device for Controlling Aerospace Vehicle*, US Patent, Apr. 2003.
  15. 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, Chungnam National University, 2011.
  16. Kim, D.Y., "CFD Simulation of a Nozzle Throat for Inside-and Outside-Type Pintle Thrusters," Master Dissertation, Chungnam National University, 2013.
  17. Kays, W.M., Crawford, M. and Weigand, B., *Convective Heat and Mass Transfer*, 4th ed., McGraw-Hill Education, U.S.A., 2004.
  18. Choi, J., Kim D.Y. and Huh, H., "Numerical Study on Thrust Characteristics of an External Pintle Thruster," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 43, No. 12, pp. 1071-1078, 2015.