

<학술논문>

DOI:10.3795/KSME-B.2010.34.3.237

핀틀 형상에 따른 추력 및 항력 변화 연구

박종호\*† · 강민호\* · 김종근\*\*

\* 충남대학교 기계공학부, \*\* 국방과학연구소

Investigation of Effect of Shape of Pintle on Drag and Thrust Variation

Jong-Ho Park<sup>†</sup>, Min-Ho Kang<sup>\*</sup> and Joung-Keun Kim<sup>\*\*</sup>

<sup>\*</sup> Dept. of Mechanical Engineering, Chungnam Nat'l Univ.

<sup>\*\*</sup> Agency for Defense Development

(Received June 29, 2009 ; Revised December 17, 2009 ; Accepted January 6, 2010)

**Key Words:** Pintle Nozzle(핀틀노즐), Variable Thrust(가변추력), Recirculation Region(재순환영역), Shock Wave(충격파), Recompression Shock(재압축파), Base Pressure(기초압력)

**초록:** 본 논문에서는 수치해석과 공압실험으로 핀틀 로켓에 적용된 핀틀 형상이 추력과 항력에 미치는 영향을 분석하여 제시하였다. 핀틀 움직임으로 노즐목 면적이 감소할 때 연소실 압력은 부드럽게 증가한다. 그리고 핀틀 몸체의 압력에 의한 추력은 연소실 압력에 비례하여 증가하였으며 노즐 벽면 압력에 의한 추력 보다 큰 값을 가졌다. 그리고 노즐 내부의 충격파가 핀틀 형상과 압력비에 따라 변하기 때문에 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 연소실 압력에 무관하였다. 핀틀에 의한 항력은 연소실 압력과 무관하게 완전히 선형적인 핀틀 형상에 서 최소 크기를 가졌다.

**Abstract:** In this study, the effect of the shape of a pintle(obstacle) on thrust-modulation performance and drag in a pintle rocket was investigated by a cold flow test and by computational fluid dynamics. Pintle movement caused a monotonic increase in the chamber pressure. Thrust generated by the pressure distribution on the pintle body was linearly changed to the chamber pressure, and this thrust was greater than that generated by the nozzle-wall pressure distribution. Because the shock pattern in the nozzle changes with the shape of the pintle body and pressure ratio, the thrust generated by the nozzle-wall pressure is not directly affected by chamber pressure. The drag due to the pintle(obstacle) can be minimized for a fully linear pintle shape, regardless of chamber pressure.

- 기호설명 -

- $F$  : 추력( $kg_f$ )
- $C_F$  : 추력계수
- $p_c$  : 연소실압력(bar)
- $A_t$  : 노즐목 면적( $m^2$ )
- $A_b$  : 연소 면적( $m^2$ )
- $a$  : 연소속도 상수
- $\rho$  : 추진제 밀도( $kg/m^3$ )
- $C^*$  : 특성 방출 속도( $m/s$ )
- $g$  : 중력 가속도( $m/s^2$ )
- $n$  : 연소속도 지수

1. 서 론

고체 추진기관은 액체 추진기관과 비교하여 구

성 부품이 적어 구조가 간단하고 작동 신뢰도가 우수할 뿐만 아니라 신속한 발사가 가능하다는 장점이 있으나 추진제 그레인 형상에 따라 추력이 결정되면 연소 도중에 이를 변경하는 것이 거의 불가능한 단점이 있다. 이런 단점을 극복하기 위해서 제안된 방법이 핀틀 노즐 교체 추진기관(이후부터 핀틀 추진기관이라 한다)으로 Fig. 1에 간단한 구성을 제시하였다.<sup>(1)</sup>

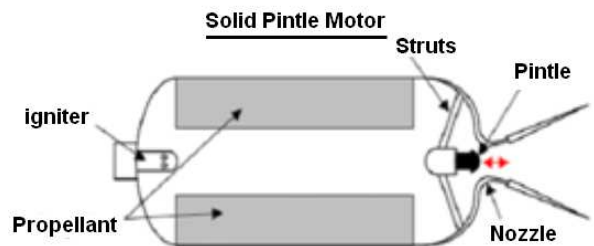


Fig. 1 Schematics of pintle rocket motor

<sup>†</sup> Corresponding Author, jhpark@cnu.ac.kr

고체 추진기관의 압력은 식 (1)로, 추력은 식 (2)로 결정된다.<sup>(2)</sup>

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

$$F = C_F P_c A_t \quad (2)$$

핀틀 이동으로 노즐목 면적이 감소하면 연소관 압력과 추력은 증가하고, 반대로 노즐목 면적이 증가하면 압력과 추력은 감소한다.<sup>(3)</sup>

1960년대에 미국 Aerojet에서 최초로 핀틀 추진 기관에 대한 시험이 진행되었으나 핀틀의 과도한 삭마(Erosion)로 시험을 성공하지 못하였다.<sup>(4)</sup> 이후 실험에서도 핀틀 움직임에 따른 과도한 추력 진동(Thrust spike)에 의해 핀틀 끝단이 이탈되는 현상이 나타났다.<sup>(5)</sup> 최근에 컴퓨터의 발달로 전산 수치해석(Computational Fluid Dynamics)으로 핀틀 노즐 성능을 예측하기 위한 시도가 다양하게 진행되었다.<sup>(6,7)</sup> Fig. 2는 본 연구에서 수행된 수치해석으로 얻은 핀틀 노즐의 대표적인 유동 특성을 나타낸 것으로 핀틀이 노즐목 가까이 있어 초음속 유동장에 노출되므로 핀틀 하류 부근에는 복잡한 유동 패턴이 형성된다.

Fig. 2에서 핀틀 이동으로 초기 설계된 노즐목이 아닌 (a)지점에서 새로운 노즐목이 형성되어 유동 속도는 음속(M=1)이 되고 이후 급속히 팽창하게 된다. 유동의 과팽창에 의한 압력강하를 보상하기 위한 충격파가 (b)지점에서 발생되고 이 충격파는 노즐 벽면과 (c)지점에서 충돌하게 된다. 핀틀의 (b)지점 하류에는 충격파의 세기에 따라 핀틀 끝단 (d)지점에 유동방향이 주유동과 다른 재순환 영역이 생성되기도 한다. 재순환 영역

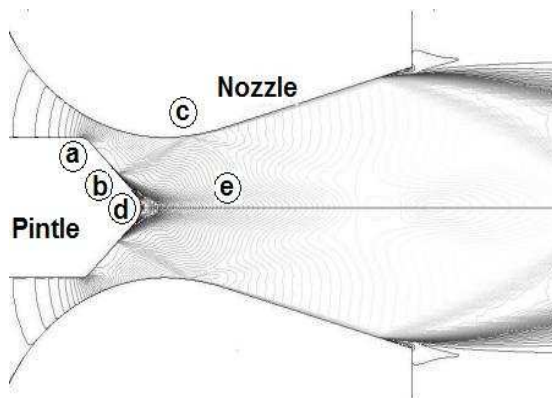


Fig. 2 Flow field structure in pintle nozzle

의 압력을 기초압력이라고 한다. 이후 (e)지점에서는 재순환 영역을 흐르면서 경사졌던 유동방향이 주유동과 평행하게 흐를 수 있도록 재압축과 발생하게 된다.<sup>(8)</sup> 일반적으로 핀틀 경사면 또는 핀틀 끝단의 압력은 과팽창으로 정상적인 압력보다 낮아지게 되고 이는 추진기관의 추력에 대한 항력(Drag)으로 나타난다.

본 논문에서는 노즐목 근처에 있는 핀틀 형상이 추력과 항력에 미치는 영향을 공압 시험과 수치해석으로 분석하여 제시하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 핀틀 형상

본 논문에서 고려한 핀틀 형상은 Fig. 3과 같이 오목한 형상부터 볼록한 형상까지 6가지를 적용하여 핀틀 형상이 추력 및 항력에 미치는 효과를 분석하였다. 기하학적 단순성을 고려하여 핀틀 경사면((a)에서 (b) 사이)의 형상 곡선은 모든 모델에서 1차 미분값이 항상 음수가 되도록 하였다.

### 2.2 공압 시험

Fig. 4는 공압 시험 장치를 개념적으로 나타낸 것이다. 2개의 압력용기 PV1에 공기를 가압한 후 밸브 SV101~107를 통해 압력용기 PV2에 원하는 시험 압력으로 공기를 충전한다. 그리고 밸브 AV102를 개방하면 오리피스에 의해 일정량의 공기가 핀틀 조립체로 방출되게 된다. 시험 과정에서 떨어지는 PV2의 압력은 밸브 AV101로 자동적으로 보상되도록 하였다.

공압 시험은 Fig. 3의 모델 4를 기준으로 수행하였다. Fig. 4는 공압 시험에 적용된 핀틀 조립체를 나타낸 것으로 공기는 90°로 4군에 설치된 플렉서블 배관으로 공급된다. 공압 시험에서 측정 항목은 연소실 및 노즐 벽면 압력 그리고 추력이다.

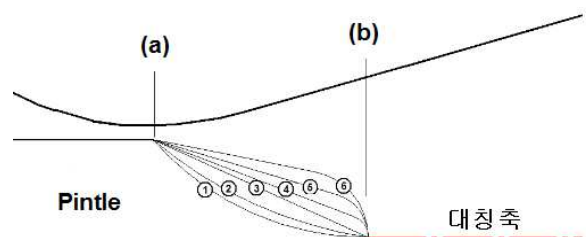


Fig. 3 Pintle tip shape model

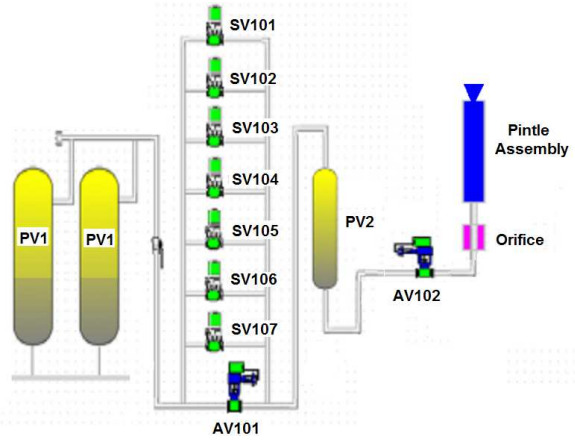


Fig. 4 Structure of cold flow test equipment



Fig. 5 Pintle assembly for cold flow test

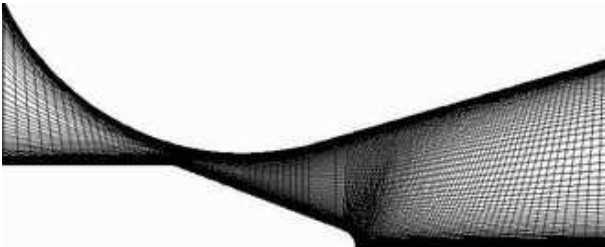


Fig. 6 Pintle nozzle grid for CFD

2.3 수치 해석

수치해석은 Gambit으로 절점을 구성하고 Fluent 6.2.16에서 제공하는  $k-\epsilon$  그리고  $k-w$  난류 모델을 적용하여 수행하였다. 경계조건은 공압 시험에서 얻은 연소실 압력을 압력 입구 조건 (Pressure inlet condition)으로, 노즐 출구조건은 대기조건(Far field condition)을 적용하였다. 대기조건 영역은 길이 방향으로 노즐목 직경의 150배, 반경방향으로 노즐목 직경의 100배로 하였다. 노즐 벽면 및 핀틀 몸체 근처는 표준 벽함수 (Standard wall function)를 적용하여 구성하였다. Fig. 6은 수치해석에 적용된 요소를 나타낸 것이다.

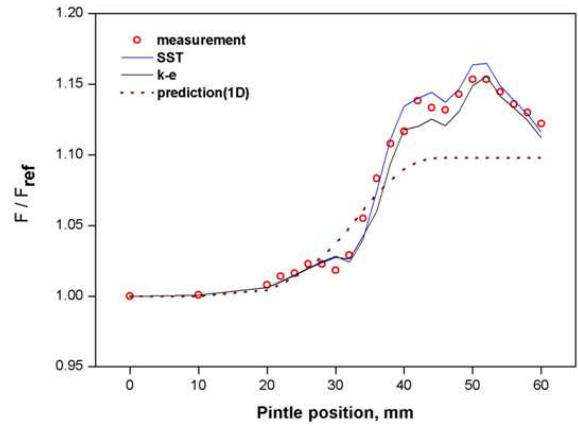


Fig. 7 Thrust obtained by cold flow test and computational fluid dynamics

Fig. 7은 공압시험과 수치해석으로 구한 추력을 노즐내부 유동을 일차원 등엔트로피 가정으로 구한 이론 해석과 비교한 것이다. 공압 시험과 수치해석으로 구한 추력은 거의 일치하지만 일차원으로 구한 이론 추력과 큰 차이를 보였다. 이것은 초음속 유동장에 있는 핀틀 때문에 내부 유동장에 유동박리와 Lip shock, 기초압력 그리고 재압축과와 같은 복잡한 거동이 나타나기 때문에 일차원 해석의 정확도가 떨어지기 때문이다. 그리고 일차원 이론 해석 보다 추력이 커지는 것은 핀틀 몸체에 작용하는 압력과 충격과가 노즐 벽면과 충돌함으로 노즐 벽면 압력이 증가하기 때문이다.<sup>(9)</sup> 그리고 핀틀 이동에 따른 추력 상승 과정이 부드럽지 않고 많은 변곡점이 나타났다. 이것은 핀틀 위치에 따라 핀틀 하류의 압력 분포와 핀틀 경사면에서 발생한 충격과가 노즐 벽면과 충돌하는 위치가 변하기 때문에 나타난 것이다. 난류 모델에 따라 약간의 추력 차이는 있으나 전체적인 경향성의 거의 일치하고 있다. 따라서 본 연구에서는  $k-\epsilon$  난류모델을 이용하여 수치해석을 수행하였다.

2.4 추력 분석

핀틀을 Fig. 3에 제시한 위치에 고정한 후 연소실 압력을 34.47~86.18bar로 증가시키면서 수치해석을 수행하였다. 그리고 모델 1의 추력을 기준으로 6가지 모델의 추력 크기를 비교 하였다. 추력은 수치해석으로 얻은 압력을 적분하여 계산하였다.

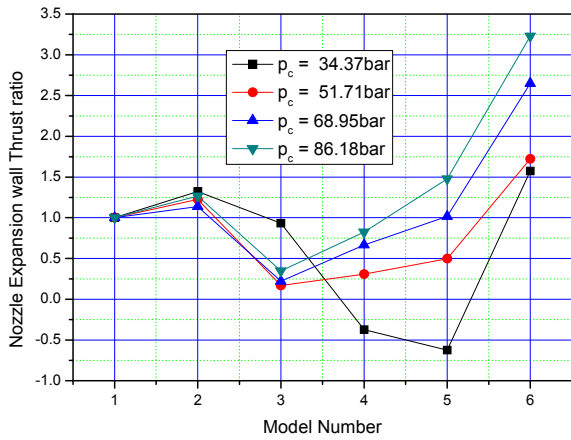


Fig. 8 Normalization thrust form pressure distribution of nozzle wall

2.4.1 노즐 벽면 압력에 의한 추력

Fig. 8은 노즐 벽면에 작용하는 압력을 적분하여 계산된 추력을 모델 1의 추력으로 비교한 것이다.

핀틀 형상이 모델 1~2처럼 오목하면 추력이 증가하다가 모델 3에서는 감소하는 경향을 보였다. 모델 4~6은 연소관 압력에 따라 노즐 압력에 의한 추력 경향성에 차이가 있었다. 연소관 압력이 34.37bar로 낮으면 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 모델 2에서 최대가 되고 모델 3~5까지 감소하다가 모델 6에서는 급격히 증가하였다. 반면에 연소관 압력이 51.71bar 이상에서는 모델 3을 최저점으로 이후에는 추력이 일정하게 증가하였다. 그러나 모델 6은 연소관 압력에 무관하게 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 항상 최대가 되었다. Fig. 9는 연소관 압력 34.37bar의 노즐 벽면 압력을, Fig. 10은 연소관 압력 86.18bar의 노즐 벽면 압력을 대기압에 대한 노즐 벽면 압력비로 나타낸 것이다.

Fig. 9에서 모델 3~5는 압력비가 1.0 보다 큰  $X=0.17$ 까지의 압력분포가 모델 1,2와 비슷한 반면에 압력비가 1.0 보다 적은 부분의 면적은 모델 1,2보다 훨씬 넓다. 따라서 모델 3~5의 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 모델 1,2보다 감소하게 된다. 모델 6은 압력비가 1.0 이상이 되는 영역은 물론 압력비가 모델 1,2보다 훨씬 증가한다. 반면에 압력비가 1.0 이하가 되는 영역은 모델 3~5와 비슷한 값이 되기 때문에 모델 6의 추력은 모델 1,2의 추력 보다 큰 값을 가진다.

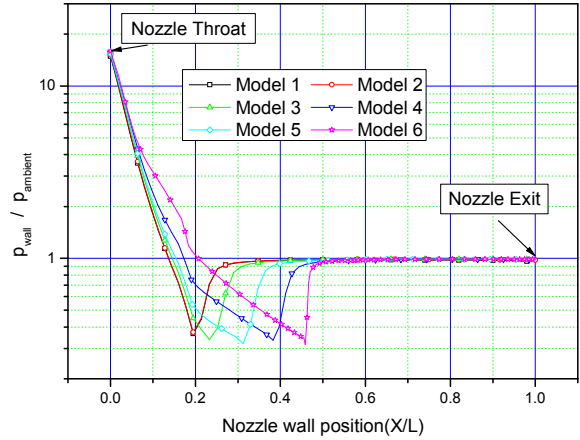


Fig. 9 Pressure distribution of pintle nozzle wall at chamber pressure 34.37bar

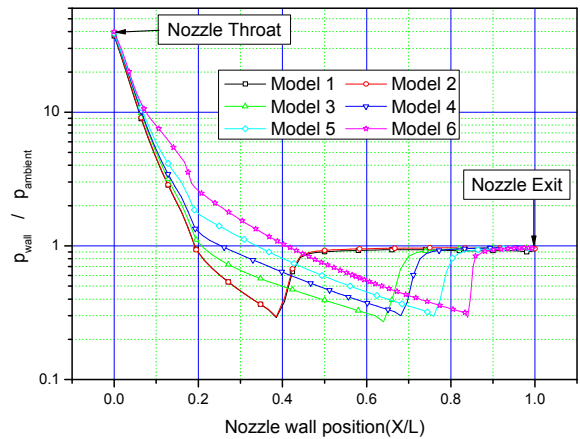


Fig. 10 Pressure distribution of pintle nozzle wall at chamber pressure 86.18bar

Fig. 10에서 모델 4까지는 압력비가 1.0 이상이 되는 영역( $0.2 < X$ )의 압력비가 모델 1,2와 비슷하지만 모델 5에서는 모델 1,2보다 압력비가 훨씬 크고 범위가 증가( $X=0.35$ )하기 때문에 추력이 모델 1,2보다 증가하게 된다. 모델 6의 경우도 모델 5와 마찬가지로 이유로 추력이 증가한다.

2.4.2 핀틀 압력에 의한 추력

Fig. 11은 연소관 압력 34.37bar에서 핀틀 몸체에 의한 추력과 노즐 벽면에 의한 추력을 전체 추력에 대한 비율로 나타낸 것이다.

전체 추력의 약 98% 이상은 연소실 압력으로 생성되며 핀틀 압력에 의한 추력은 약 1.5% 그리고 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 0.2% 수준으로 나타났다. 그리고 핀틀 압력에 의한 추력 패턴은 연소관 압력에 무관하게 유사한 경향성을 나타내

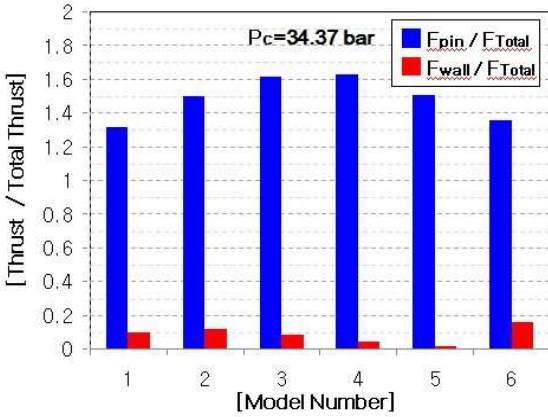


Fig. 11 Thrust component on pintle body and nozzle wall at  $p_c=34.37$ bar

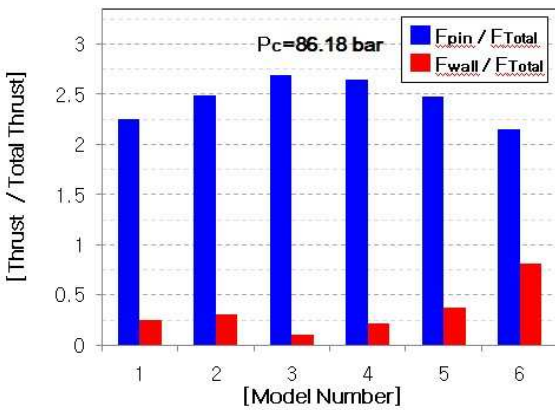


Fig. 12 Thrust component on pintle body and nozzle wall at  $p_c=86.18$ bar

었다. 이것은 핀틀 하류에 생기는 기초압력의 압력 크기가 주유동의 압력에 연관되기 때문이다.

Fig. 12는 연소관 압력 86.18bar 조건에서의 결과를 정리한 것으로 핀틀 압력에 의한 추력은 약 2.5%, 노즐벽면 압력에 의한 추력은 0.3% 수준으로 증가하였다.

노즐 벽면 압력에 의한 추력은 핀틀 하류에 생성되는 충격파 방향과 세기가 연소관 압력에 따라 변하기 때문에 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 연소실 압력과 큰 연관성이 없게 된다.

### 2.4.3 총 추력 비교

Fig. 13은 핀틀 몸체에 작용하는 압력, 노즐 벽면에 작용하는 압력 그리고 연소관 내부 압력에 의한 추력을 모델 1의 크기를 기준으로 비교한 것이다.

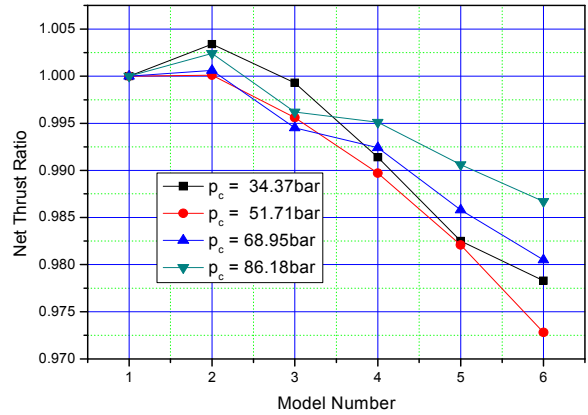


Fig. 13 Normalization thrust comparison

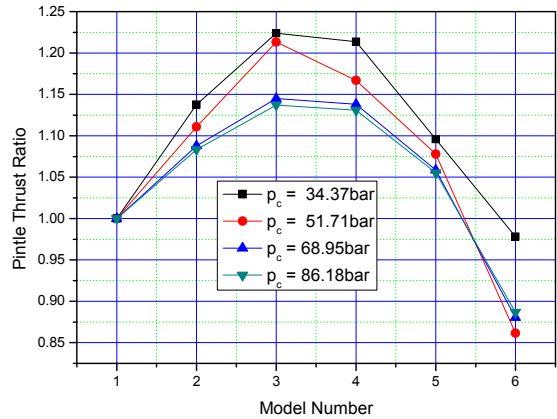


Fig. 14 Normalization thrust from pressure distribution of pintle body

연소실 압력에 의한 추력은 모든 모델에서 동일하다. 모든 연소관 압력에 대해서 모델 2는 핀틀 압력에 의한 추력은 모델 3보다 적으나 노즐 벽면 압력에 의한 추력이 증가하여 순수한 추력은 가장 큰 것으로 나타났다.

### 2.5 핀틀 항력 최소화 형상 조건

Fig. 14는 핀틀 몸체에 작용하는 압력을 적분하여 구한 추력을 모델 1을 기준으로 정리한 것이다.

핀틀 몸체 압력에 의한 추력은 연소관 압력과 무관하게 모델 3에서 최대값이, 모델 6에서 최소값이 되었다. 핀틀 몸체의 경사면을 Fig. 15와 같이 모델링하면 미소거리(Infinitesimal length)  $\Delta L$ 에 대해서 근사화를 취하였다.

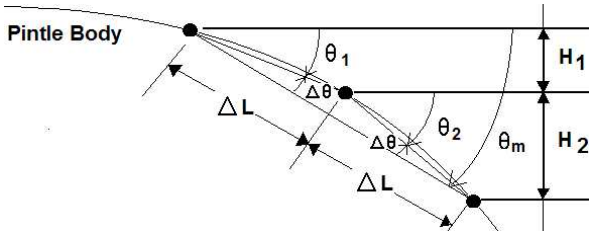


Fig. 15 Parametric model of pintle shape

$$\theta_1 = \theta_m - \Delta\theta, \theta_2 = \theta_m + \Delta\theta, H = H_1 + H_2 \quad (2)$$

$$H_1 = \Delta L \sin(\theta_m - \Delta\theta) / \cos \Delta\theta \quad (3a)$$

$$H_2 = \Delta L \sin(\theta_m + \Delta\theta) / \cos \Delta\theta \quad (3b)$$

핀틀 몸체의 압력에 의한 저항(Drag)을 식 (4)와 같이 정의할 수 있다.

$$D = \int_0^h (p_a - p_{pintle}) dy \quad (4)$$

식 (4)를  $\Delta\theta$ 에 대해서 미분하면

$$\frac{dD}{d(\Delta\theta)} = - \frac{d}{d(\Delta\theta)} (p_1 H_1 + p_2 H_2) \quad (5)$$

$$\frac{dH_1}{d(\Delta\theta)} = - \Delta L \cos \theta_m / \cos^2 \Delta\theta \quad (6a)$$

$$\frac{dH_2}{d(\Delta\theta)} = \Delta L \cos(\theta_m + 2(\Delta\theta)) / \cos^2 \Delta\theta \quad (6b)$$

$$\frac{dp_1}{d(\Delta\theta)} = - \frac{dp_1}{d\theta}, \frac{dp_2}{d(\Delta\theta)} = - \frac{dp_2}{d\theta} \quad (6c)$$

식 (6a), (6b), (6c)를 식 (5)에 대입하고 정리하면

$$\frac{dD}{d(\Delta\theta)} = f(\theta_1) - f(\theta_2) \quad (7)$$

$$f(\theta) = \Delta L (\cos \theta \cdot p(\theta) + \sin \theta \cdot \frac{dp(\theta)}{d\theta}) \quad (8)$$

식 (7)로부터 항력 D는  $\theta_1 = \theta_2$  조건에서 1차 미분이 0가 되어 극점을 갖게 된다. 만일  $\Delta\theta$ 에 대한 항력의 2차 미분이 양수이면 항력은 최소값을 가지며, 모든  $\theta$ 에 대해서 2차 미분이 양수가 되면 항력은 모든 구간에서 총체적인 최소값(Global minimum)을 가지게 된다.

식 (7)로부터 항력의  $\Delta\theta$ 에 대한 2차 미분값을 구하면

$$\frac{d^2 D}{d(\Delta\theta)^2} |_{(\Delta\theta=0)} = 2\Delta L [\sin \theta_m \cdot p(\theta_m) - 2 \cos \theta_m \cdot \frac{dp(\theta_m)}{d\theta}] \quad (9)$$

그런데 
$$\frac{dp(\theta)}{d\theta} = - \frac{\gamma p M^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (10)$$

만일  $M > 1$ 이면 식 (10)이 음수가 되어 식 (9)가 양수가 되므로  $\theta_1 = \theta_2$  조건에서 핀틀 몸체에 작용하는 압력에 의한 항력은 총체적인 최소값을 가지게 된다. 따라서 완전히 선형적인 모델 3의 핀틀 형상이 가장 적은 핀틀 항력을 발생시키므로 추력 기여도는 가장 높게 된다.

### 3. 결론

핀틀 추진기관에서 노즐목 면적 크기를 조절하기 위해 설치된 핀틀 형상이 추력과 항력에 미치는 영향을 공압시험과 수치해석으로 분석하여 다음의 결과를 얻었다.

- 핀틀 이동에 의한 추력 증가 패턴은 단순증가 하지 않고 다수의 변곡점을 가지는 패턴으로 증가하였다. 이것은 핀틀 위치에 따라 핀틀 몸체와 노즐 벽면에 나타나는 유동장이 매우 복잡한 거동을 나타내기 때문이다.

- 핀틀 몸체에 작용하는 압력에 의한 추력은 연소관 압력과 무관하게 핀틀이 완전히 선형적 형상을 가질 때 최대가 된다. 이것은 핀틀 경사면의 접선이 이루는 각도가 같아서 항력이 최소가 되기 때문이다.

- 노즐 벽면 압력에 의한 추력은 핀틀 형상에 따라 다른 특성을 나타내었다. 전체적으로는 노즐 팽창비가 서서히 변하는 뾰족한 핀틀 형상일 때 노즐 벽면 압력에 의한 추력이 가장 크다.

### 참고문헌

- (1) John Napior and Victoria Garmy,, 2006, "Controllable Solid Propulsion For Launch Vehicle And Spacecraft Application," AIAA 2006-2396.
- (2) Ronald W. Humble, Gart N. Henry and Wiley J. Larson, 1995, "Space Propulsion Analysis and Design," McGraw-Hill, Inc., pp. 295~364.
- (3) Godai and M. Shimizu, 1972, "Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellants," AIAA 72-1135.
- (4) Charles T. Levinsky and Gerald F. Kobalter, 1967, "Feasibility Demonstration of a Single-Chamber Controllable Solid Rocket Motor," AFRPL-TR

- 67-330.
- (5) Unmack, K.E., 1987, "Wide Range Thrust Throttling of a Solid Rocket Motor," AIAA-87-2085.
- (6) Randall Smith-Kent, Hai-Tien Loh and Pawel Chwalowski, 1995, "Analytical Contouring of Pintle Nozzle Exit Cone Using Computational Fluid Dynamics," AIAA 95-2877.
- (7) Prozan, R.J. and Luke, G.D., 1999, "CFD Prediction of Nozzle Flow Separation Without Boundary Layer Resolution," AIAA 99-2645.
- (8) Francis R. Hama, 1966, "Experimental Investigation of Wedge Base Pressure and Lip Shock," Jet Propulsion Lab., Report NO.32-1033.
- (9) Kim Joung-keun, Lee Ji-hyung and Jang Hong-bin, 2008, "Report of Cold flow Test of Pintle," ADDR-421-080682.