# 핀틀 노즐 유동장의 수치해석적 연구

김중근* · 이지형* · 장홍빈*

# Computational Investigation of Pintle Nozzle Flow

Joung Keun Kim* · Ji Hyung Lee* · Hong Been Chang*


## ABSTRACT

Both the nozzle expansion ratio and the chamber pressure are simultaneously and continuously changed according to pintle movement, resulting in a different internal flow structure and flow separation characteristics. In this paper, the pintle position effect on nozzle flow structure and separation phenomena is analyzed by experimental-aided Computational Fluid Dynamic(CFD). Among the turbulent models for RANS(Reynold Averaged Navier Stokes) in Fluent, Spalart-Allmaras model is better agreement with the nozzle wall pressure distribution attained by cold-flow test than other models. And even if a conical nozzle is used, there is a shock structure similar to cap-shock pattern mainly occurred in contoured or shaped optimized nozzle because of internal shock generated from pintle tip flow separation.

## 초 록

핀틀 움직임에 따라 노즐 팽창비와 압력비가 동시에 연소면적도 변함에 따라 노즐 내부의 유동장 구조는 물론 유동박리 특성도 변한다. 본 논문에서는 핀틀 위치가 노즐 내부 유동장 구조에 미치는 영향을 공압시험과 수치해석 기법을 이용하여 분석하였다. Fluent에서 제공하는 RANS를 위한 난류모델을 적용한 결과, Spalart-Allmaras 모델이 공압시험에 얻은 노즐벽면 압력을 잘 모사하는 것으로 나타났다. 적용된 노즐이 원뿔형 노즐이었음에도 핀틀 끝단에서 발생한 유동박리에 의한 충격파 때문에 Contoured 또는 Optimized 노즐에서 나타나는 Cap-shock pattern과 유사한 유동 구조가 나타났다.


Key Words: 핀틀(Pintle), 유동박리(Flow separation), 원뿔형노즐(Conical Nozzle)

## 1. 서 론

핀틀 노즐 고체추진기관(이후로는 핀틀 추진기관이라 칭한다)은 연소관 내부에 설치된 핀틀을

† 2008년 4월 1일 접수 ~ 2009년 2월 23일 심사완료
* 정회원, 국방과학연구소 1기술본부 6부
연락저자, E-mail: korea_kimjk@yahoo.co.kr

움직여 노즐목 단면적을 조절함으로써 연소관 압력 및 추력을 조절할 수 있는 추진시스템으로, 실시간으로 추력 조절이 불가능하다는 고체 추진기관의 단점을 극복하기 위한 방안으로 활발히 연구가 진행되고 있다. 핀틀 추진기관은 목표물에 따라 최적의 추력 성능을 발휘할 수 있는 조건을 선택할 수 있도록 연소관 압력을 매우 낮은 값(3.5 bar내외)에서 높은(85 bar 내외)값으로 실시간 조절하여 추력 변화폭이 20배 이상이 가능하도록 개발되고 있으며 심지어 소화-재점화가 가능한 고체 추진기관을 개발하기 위한 핵심기술로 연구되고 있다[1-3].

일반적으로 추진기관의 노즐 내부 유동장과 내탄도 성능은 주로 압력비($p_c/p_a$)와 노즐 팽창비($A_e/A_t$)에 의해 결정되는 노즐 내부의 충격파(Shock Wave)에 큰 영향을 받는다. 따라서 추진기관의 노즐 출구 압력은 외부 대기압과 비교하여 충분히 크게 하여 유동이 노즐벽면에서 분리되는 유동박리(Flow separation)가 발생하지 않게 설계한다. 이것은 노즐 팽창비가 변하지 않고 설계 압력비가 높은 추진기관 설계에 주로 적용된다[4-5].

그러나 핀틀 추진기관은 핀틀 움직임으로 노즐 팽창비가 변하고, 동시에 연소관 내부 압력이 변하기 때문에 높은 노즐 출구 압력을 갖도록 설계하기가 쉽지 않다. 지금까지 핀틀과 같은 방해물이 존재하지 않는 노즐의 유동장 해석과 과팽창(Over expanded Nozze)노즐의 유동박리에 대한 연구는 많이 수행되었으며 유동박리에 따른 노즐벽면 압력 변화를 예측하기 위한 다양한 기준들이 제시되어 왔으나 핀틀 추진기관에 대한 연구는 아직까지 미미한 수준이다[6-8].

본 논문에서는 임의에 위치에 있는 핀틀이 노즐 내부 유동장, 특히 유동박리와 충격파 구조에 미치는 영향을 공압시험과 수치기법으로 분석하였다. 해석에 필요한 적합한 난류 모델을 찾기 위해 RANS(Reynold Averaged Navier Stokes)방정식에 적용되는 와점성 모델(Eddy Viscosity Model: EVM), 즉 Spalart-Allmaras, $k-\varepsilon$ 모델류, 그리고 $k-w$ 모델의 기준치(Default)을 적용하여 Fluent로 해석하였으며 공압시험(Coldflow Test)에서 얻은 노즐벽면 압력과 비교하였다[9].

## 2. 본 론

### 21 핀틀 이동

설계된 핀틀의 최대 이동거리는 50 mm로 설정하였다. Fig. 1은 핀틀 위치에 따른 노즐목(최소 단면적) 위치 변화를, Fig 2는 실제 공압시험에서 얻은 노즐목 단면적 및 연소관 압력변화를 나타낸 것이다.

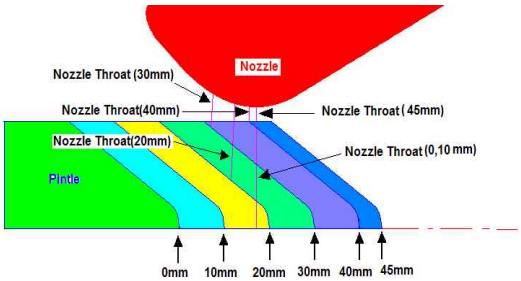


Fig. 1 Throat Variation by the pintle movement

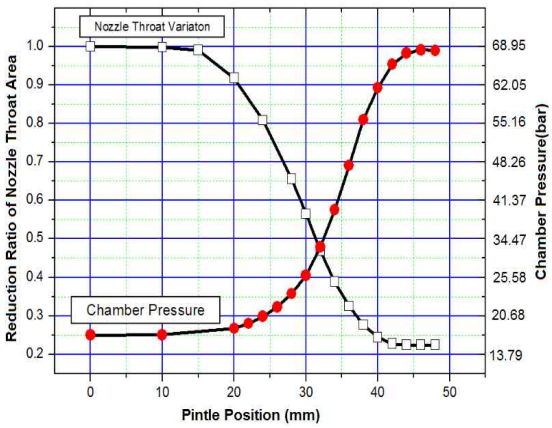


Fig. 2 Throat area and pressure variation by pintle movement

핀틀 초기 위치가 노즐목 보다 훨씬 앞에 있어 핀틀이 15 mm까지 움직여도 노즐목 위치가 변하지 않는다. 이후 핀틀 경사면에 새로운 노즐목이 형성되는 15 ~ 42 mm 사이에서는 노즐목 단면적과 연소관 압력이 급격히 변하며 핀틀 위치 42 mm 이상에서는 핀틀 경사면이 초기 노즐목

을 완전히 지나기 때문에 핀틀이 이동하여도 노즐목 크기는 일정하게 된다.

2.2 공압시험

핀틀 움직임에 의한 노즐 벽면 압력은 Fig. 3, Fig 4의 공압시험 장치를 활용하여 시험하였다.

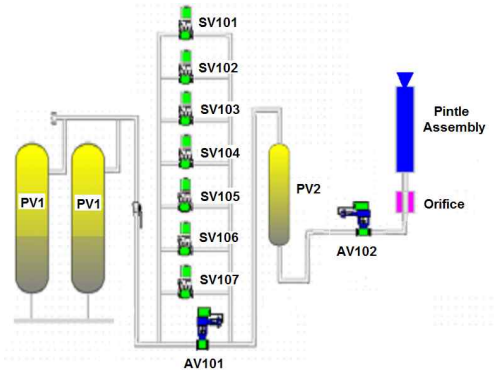


Fig. 3 Cold-flow equipments

Fig. 4 Pintle assembly for the cold flow test

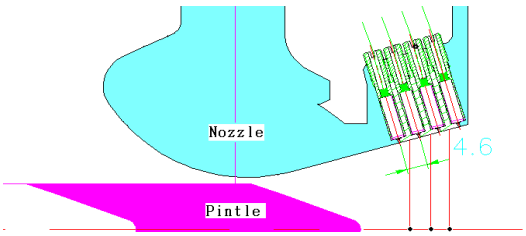


Fig. 5 Pressure sensor distribution at the nozzle wall

Figure 5는 시험에 적용된 압력 센서 위치를 나타낸 것으로 90°, 270°에 4.6 mm 간격으로 각각 4개씩, 0°와 180°에는 90°와 270°의 압력 센서 간격 사이에 위치하도록 각각 3개씩 설치하였다. 계측된 압력은 평균을 취하여 정상 상태의 CFD 해석 결과와 비교하였다.

2.3 수치 해석

Figure 6은 Gambit으로 구성한 해석요소를 나타낸 것이다. 일반적으로 난류모델 적용으로 충격파와 유동박리를 신뢰도 높게 예석하기 위해서는 노즐 벽면 근방의 격자 밀집도가 상당히 중요한 요소이며 일반적으로 $y^+ < 1$의 조건이 제시되고 있다. 본 논문에서도 계산 격자 생성 단계에서 적용 난류모델의 특징을 가장 잘 반영할 수 있는 벽면 격자 밀집도를 $y^+ < 1$ 조건을 만족하도록 구성하였다.

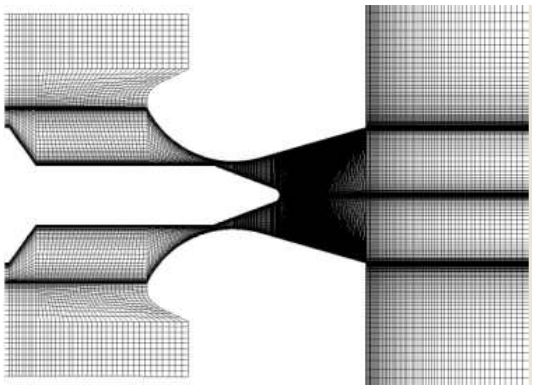

Fig. 6 CFD grid

해석조건은 Coupled- Axisymmetric- Implicit - Steady로 적용하고 이산화(Discretization)는 2차 상류 도식 방법(Second-order upwind scheme)을 적용하였다. 그리고 입구조건은 공압시험에서 얻은 연소관 내부 압력을 적용하였으며 출구조건은 초음속으로 분사되는 유동에 영향을 주지 않을 정도로 충분히 넓은 영역에 대기조건(Far field condition)으로 적용하였다. 수렴(Convergence)조건은 잔차(Residuals)가 $10^{-5}$이하가 만족되는가와 질량 유량률($kg/\sec$)변화를 함께 검토하였다.

## 3. 해석 결과

3.1 핀틀 위치 0 mm

공압시험에서 얻은 핀틀 위치 0.0 mm의 연소관 압력은 17.23 bar, 노즐 팽창비는 4.0 이다. 각각의 난류모델을 적용하여 얻은 노즐내의 마하수

분포는 Fig 7에, 노즐 벽면 압력을 공압시험 결과와 비교하여 Fig. 8에 나타내었다. 노즐 끝단에서 나타나는 경상충격파의 패턴이 모든 난류모델이 동일하게 예측하였으며 전체적인 유동의 마하수 분포와 노즐 벽면 분포는 난류모델과 무관하게 모두 유사하게 나타났다.

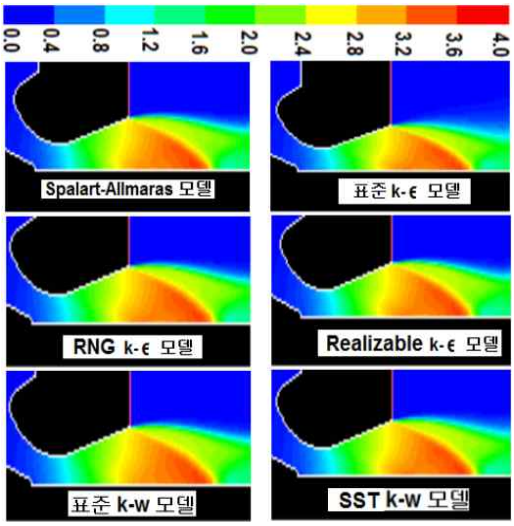


Fig. 7 Flow field at pintle position 0mm

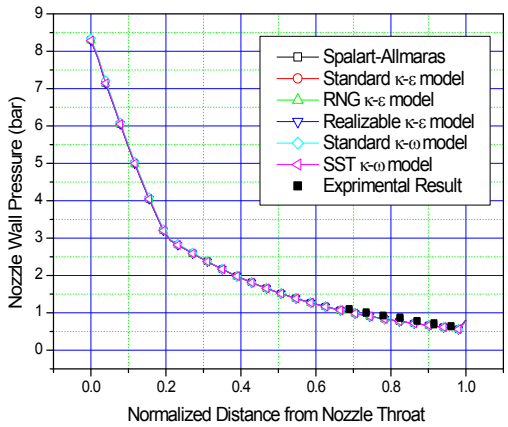


Fig. 8 Nozzle wall pressure at pintle position 0mm

### 3.2 핀틀 위치 46 mm

핀틀 위치 42 mm 이후에는 핀틀 경사면이 완전히 최초 노즐목을 지나기 때문에 이후로는 핀틀을 아무리 이동시켜도 노즐목 크기는 변화가 없게 된다. 핀틀 위치 46 mm 때의 마하수 분포를 Fig 9에, 노즐벽면의 압력분포를 Fig 10에 나타내었다. 노즐벽면 압력 분포로 보아 유동박리 위치와 압력 상승 정도가 공압시험 결과와 유사하였으며 그중에서 Spalart-Allmaras 모델의 예측성능이 가장 근사적인 것으로 나타났다

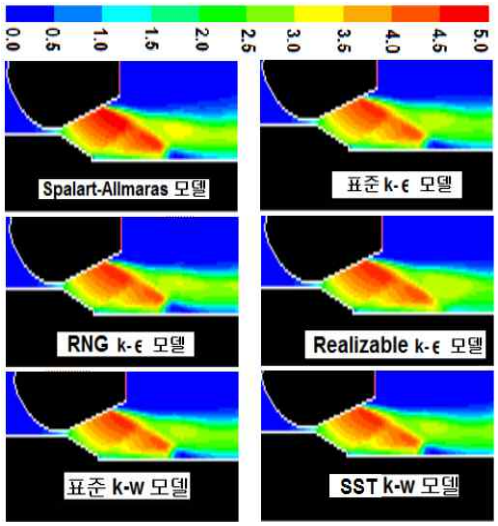


Fig. 9 Flow field at pintle position 46 mm

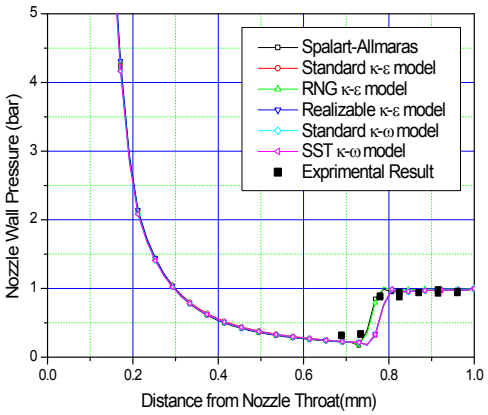


Fig. 10 Nozzle wall pressure at pintle position 46 mm

핀틀 위치에 따른 유동 박리점을 수치해석과

공압시험의 결과를 비교하여 Table 1에 정리하였다. $l_{sp}$는 최초 노즐목에서 유동 박리점까지의 거리를, $l_o$는 최초 노즐목에서 확대부 끝단까지의 거리이다. CFD 해석으로는 핀틀 위치 0.0 mm에서도 노즐 끝단에서는 출구압력 보다 높은 대기압에 노출되면서 경사충격파가 나타나고 이로 인해 압력이 다소 증가하는 것으로 예측되었으나 이 부분에 압력센서가 설치되지 않아 실험적으로 검증치 못하였다. 공압시험에서 유동박리 위치는 유동박리가 일어난 부분의 압력을 Curve fitting 한 후 유동박리가 일어나 전의 곡선과 압력이 상승하는 부분의 곡선이 서로 만나는 점으로 결정하였다. 전체적으로 공압시험에서 실시된 거의 모든 핀틀 위치에서 Spalart-Allmaras 난류 모델의 예측 성능이 가장 우수한 것으로 나타났다.

Table 1. Flow separation position at the pintle movement

| | 핀틀 위치(mm) | 0 | 34 | 38 | 42 | 46 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 조건 | 압력비 ($p_a/p_c$) | 17.0 | 39.1 | 54.9 | 64.2 | 64.2 |
| | 팽창비 ($A_e/A_t$) | 4.0 | 11.2 | 15.6 | 17.7 | 17.7 |
| | 시험($l_{sp}/l_o$) | - | 0.86 | 0.67 | 0.68 | 0.72 |
| 난류모델 | Spalart-Allmaras | 0.98 | 0.87 | 0.67 | 0.71 | 0.72 |
| | 표준 $k-\varepsilon$ | 0.98 | 0.97 | 0.80 | 0.85 | 0.72 |
| | RNG $k-\varepsilon$ | 0.98 | 0.94 | 0.76 | 0.74 | 0.75 |
| | Realizable $k-\varepsilon$ | 0.98 | 0.94 | 0.75 | 0.98 | 0.85 |
| | 표준 $k-w$ | 0.98 | 0.98 | 0.84 | 0.90 | 0.75 |
| | SST $k-w$ | 0.98 | 0.98 | 0.74 | 0.88 | 0.75 |

### 3.3 유동장 특성

핀틀 노즐은 핀틀 위치에 따라 노즐 팽창비와 압력비가 동시에 변하면서 노즐 내부의 유동장 구조, 특히 노즐 벽면의 유동박리와 핀틀 끝단에서 발생하는 Base pressure flow가 큰 영향을 받음을 확인하였다.

(1) Fig. 11은 핀틀 끝단 주위의 유동을 나타낸 것으로 핀틀 끝단이 설계된 노즐목 위치를 지나가게 되면 초음속 유동이 핀틀 표면에서 분리되면서 Lip Shock이 발생하고[10] 이 충격파 후류에는 유동의 흐름이 반대가 되는 재순환영역이 존재하여 노즐 내부 유동에 영향을 주게 된다.

핀틀 끝단에서 생기는 유동의 재순환은 핀틀 경사면을 따라 흐르던 유동이경계층에서 박리되고 박리점 후류(Downstream)에서 성장하는 Free shear layer의 분리유선(Dividing Streamline), 분리유선의 재접촉점(Reattachment) 그리고 핀틀의 곡선 부분으로 형성된 폐공간에 갇히면서 유동이 매우 느린 속도로 회전함에서 나타나는 것이다. 이것은 빠른 속도의 유동이 Rearward-facing step을 지나갈 때에 나타나는 일반적인 현상으로 이런 유동을 총칭하여 Base flow 또는 Base pressure 라고 한다[11].

난류모델에 따른 핀틀 끝단 주위의 압력분포를 Fig 12에 비교하였다. 적용된 난류 모델과 무관하게 압력분포가 같게 나타났으며 핀틀 경사면에서 박리된 유동이 핀틀 끝단으로부터 16 mm 떨어진 부분에서 서로 다시 만나(Reattachment) 압력이 다시 상승한다.

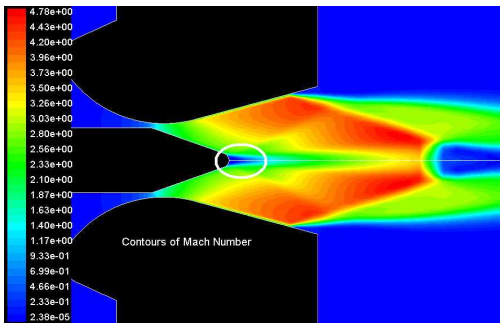


Fig. 11 Recirculation zone at pintle tip

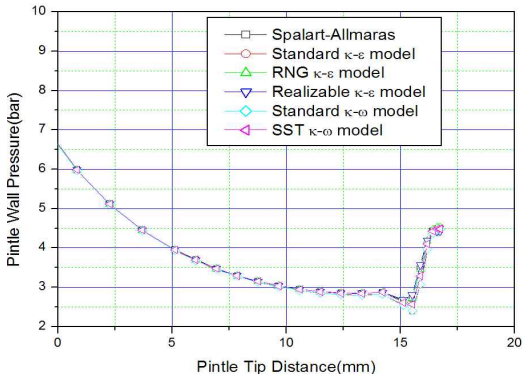


Fig. 12 Pressure distribution of pintle body

(2) 노즐 출구의 중심축 부근에 수직 충격파(Mach disk)가 후류방향으로 약간 기울어져 생성되었으며 기울어진 수직 충격파 후류에는 유동의 재순환되는 Trapped vortex 현상이 나타났다.

위와 같은 유동 구조는 RSS(Restricted Shock Separation)에서 나타나는 Cap-shock pattern과 유사한 것으로, 생성된 수직 충격파가 내부 충격파(Internal Shock)가 서로 만나 유동을 노즐 중심축에서 노즐벽면으로 밀어붙이려는 모멘텀이 발생하는 경우에만 발생되기 때문에 내부 충격파 세기가 센 주로 Contoured 또는 Optimized 형상의 노즐에서 발생하는 것으로 알려져 있다.

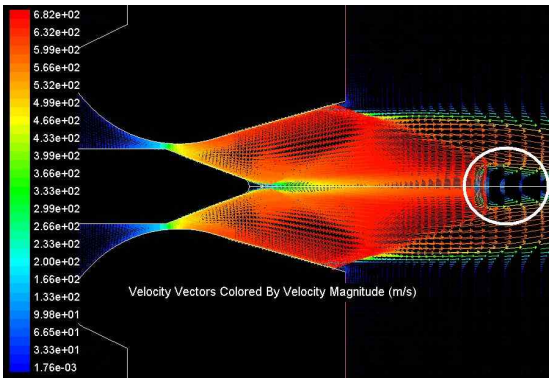


Fig. 13 Curved Mach Stem of pintle nozzle

일반적으로 본 시험에서 적용된 원뿔형 노즐에서는 내부 충격파(Internal shock)가 거의 없거나 약하기 때문에 노즐 중앙에서 Mach disk pattern의 충격파 구조가 발생하며 Cap shock pattern은 발생하지 않는 것으로 보고된다[9].

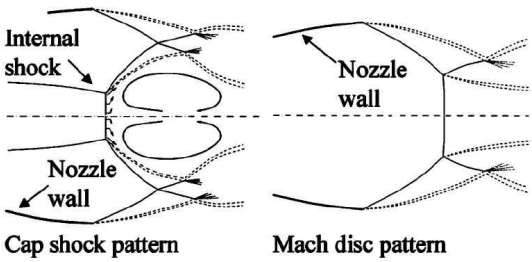


Fig. 14 Shock pattern in supersonic nozzle

핀틀 노즐의 경우, Base Pressure에서 발생한 Trailing shock이 Internal shock과 같은 역할을 하여 원뿔형 노즐에서도 Cap shock pattern을 생성한 것으로 추정된다. 일반적으로 Mach disk 후류에서는 유동방향이 유동과 같으며 대기압보다 항상 높은 반면에 Cap shock 후류에서는 재순환 영역이 존재하여 대기압과 거의 같아지는 것이 특징이다[12-15].

이런 현상은 핀틀 위치 34 mm 이상의 모든 위치에서 발생하였으며 대기압에 대한 연소관 압력비와 노즐 팽창비에 따라 충격파의 기울어짐 정도와 재순환영역 크기가 다르게 나타났다.

## 4. 결 론

초기 노즐 팽창비 4.0, 연소관 압력 17.23 bar를 가지는 원뿔형 노즐에 핀틀을 적용하고 핀틀 위치에 따라 노즐 팽창비 17.7, 연소관 압력을 64.12 bar로 변화시켰을 때에 유동장 구조와 내부 충격파의 특성을 공압시험과 수치해석을 수행하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

- Fluent에서 제공하는 RANS 방정식을 위한 난류모델의 기본값을 적용하여 핀틀 노즐을 해석한 결과 Spalart -Allmaras 모델이 공압시험 결과를 잘 모사하는 것으로 나타났다.
- 핀틀 끝단이 노즐목 보다 후류에 존재하면 핀틀 끝단 부근에서 노즐 벽면에서와 같은 유동박리가 발생하였으며 이때에 생기는 충격파가 노즐 내부로 전달되어 유동장에 영향을 주었다.
- 핀틀 끝단에서 발생하는 충격파 후류에서는 유동의 재순환영역이 존재하였으며 이로 인해 핀틀에 작용하는 압력 분포에 영향을 주었다.
- 원뿔형 노즐은 일반적으로 FSS 특성을 보여주지만 핀틀이 설치된 원뿔형 노즐에서는 핀틀 끝단에서 발생하는 충격파에 의해 RSS에서 나타나는 Trapped vortex 현상이 발생하였다.
- 핀틀이 최대로 이동하여 노즐목 크기가 더 이상 변하지 않는 경우, 즉 핀틀 위치 42 mm 이상의 경우에도 핀틀 위치에 따라 노즐 내부의 유동 패턴과 유동박리 위치가 다르게 나타났다.

## 참 고 문 헌


1. Charles T. Levinsky, and Gerald F. Kobalter, "Feasibility demonstration of a single chamber controllable solid rocket motor", AFRPL-TR-67-300, 1968
2. M.J. Ostrander, J.L. Bergmans, and M.E. Thomas, "Pintle motor challenges for tactical missile," AIAA-2000-3310, 2000
3. S. Burroughs, "Status of army pintle technology for controllable thrust propulsion," AIAA-2002-3598, 2001
4. Craig A. Hunter, "An approximation theoretical method for modeling the static thrust performance on non-axisymmetric two-dimensional convergent-divergent nozzle", NASA Contract Report 195050, 1995
5. Jan Ostlund, "Flow Processes in Rocket Engine nozzle with focus on flow separation and side-loads", Licentiate Thesis, 2002
6. R.J. Prozan and G.D. Luke, "CFD prediction on nozzle flow separation without boundary layer resolution", AIAA-99-2645, 1999
7. E. Leon Morrisette and Theodore J. Goldberg, "Turbulent-Flow separation criteria for over-expanded supersonic nozzles", NASA Technical Paper 1207, 1978
8. 김중근,이지형,오종윤,장홍빈, “공압 시험을 이용한 추력가변 노즐의 정상상태 성능 연구”, 한국 추진 공학회 ‘07 제28회 춘계학술대회 논문집, 2007, pp.289-294
9. G.L. Romine, "Nozzle Flow separation", AIAA journal, Vol. 36, No. 9, 1998, pp.1618-1625
10. Francis R. Hama, "Experimental Studies on the Lip Shock", AIAA-67-29
11. Takashi Ito, Kozo Fujii and A. Koich Hayashi, "Computations of the axisymmetric plug nozzle flow fields", AIAA-99-2311
12. Fracesco Nasuti, Marcello Onofri and Elisa Pietropaoli, "Prediction of shock generated vortices in Rocket Nozzles", AIAA-2005-317
13. F. Nasuti and M. Onofri, "Viscous and Inviscid vortex generation during startup of rocket nozzles", AIAA, Vol. 36, No. 5, 1998, pp.809-815
14. Francesco Nasuti, Marcello Onofri and Emanuele Martelli, "Numerical Analysis of flow separation structure in Rocket nozzles", AIAA-2007-5473
15. J. Ostlund and B. Muhammad-Klingmann, " Supersonic Flow separation with Application to rocket Engine Nozzles", Applied Mechanics Review, Vol. 58, 2005, pp.143-175