

유입부 비대칭 노즐의 성능연구

이지형* · 김중근* · 이도형**

Performance Study of Supersonic Nozzle with Asymmetric Entrance Shape

Jihyung Lee* · Jougkeun Kim* · Dohyung Lee*

ABSTRACT

Techniques used for thrust vector control in rocket motors are mainly classified as fixed nozzles with mechanical exhaust jet interferences on the expansion region (such as jet tabs and jet vanes) and movable nozzles(such as ball&socket and flexible seal). Using the numerical analysis and the cold-flow test, this paper evaluates the performance of supersonic nozzle for asymmetric entrance shape at tilted position of ball&socket nozzle. Numerical results show that the asymmetric effects in the flow fields are gradually diminished up to the nozzle throat and are not noticeable downstream of the nozzle throat. Although the calculated thrust and the lateral force are less than those of cold-flow test, two results show a fairly good agreement.

초 록

현재까지 적용되고 있는 추력제어 장치로는 크게 노즐의 확대부에 장착되어 화염의 방향을 조종하는 제트베인(jet vane), 제트탭(jet tab)방식과 노즐자체를 회전하는 방식인 볼/소켓형(ball & socket) 노즐, 플렉시블 씰형 (flexible seal)노즐로 구분된다. 본 연구는 노즐자체를 회전하여 추력방향을 제어하는 볼/소켓형(ball & socket) 노즐이 회전할 경우 발생하는 유입부의 비대칭성이 노즐 성능에 미치는 영향을 예측하기 위하여 수행한 3차원 수치해석결과와 공압시험 결과를 수록하였다. 유동해석 결과 유입부의 비대칭성이 유동에 미치는 영향은 노즐 목까지 점차적으로 줄어들고 하류 유동에 미치는 영향이 미비 하였으며 해석된 주 추력의 크기는 시험에서 측정된 추력과 비슷한 경향을 나타내었으나 측 추력의 경우 시험 값보다 낮게 나타났다.

Key Words: Thrust Control, Ball & Socket Nozzle(볼/소켓형 노즐), Asymmetric Entrance Shape(유입부 비대칭), Nozzle Performance(노즐성능), Flow Separation(유동박리)

1. 서 론

* 국방과학연구소 기-4-1

** 국방과학연구소 기-4-2

연락처, E-mail: im_ljh@hanmail.net

볼/소켓형(ball & socket) 노즐은 추진기관 중심선에 위치하는 회전점(pivot point)을 중심으로

노즐자체가 회전하여 측력(lateral force)을 발생시키는 추력제어방법 중 하나로 현재 미국에서 개발 운용되고 있는 순항 유도무기에 적용되고 있다. 본 연구에서는 3차원 유동해석 결과와 공압시험을 통하여 볼/소켓형(ball & socket) 노즐이 회전점을 중심으로 회전할 경우 발생하는 노즐 유입부 형상의 비대칭성이 노즐 성능에 미치는 영향과 회전된 노즐에서 발생하는 추력 및 측력을 분석하였다. 그리고 실제 추력이 중심선에서 편향된 회전각과 노즐의 기하학적 회전각에 대한 분석 결과를 제시하였다.

유동해석과 공압시험은 노즐 회전각도가 0도와 10도인 경우에 대하여 챔버압력(Chamber pressure)이 노즐 내부에서 유동박리가 발생하는 저압과 유동박리가 발생되지 않는 고압의 경우에 대하여 수행하였다.

연구결과로, 회전각도가 10도인 경우 노즐 벽면에서의 압력차가 발생하였고 그 결과가 측력에 영향을 미침을 알 수 있었다. 또한 기하학적으로 회전된 회전각에 의한 추력방향과 측정된 추력의 방향이 서로 일치하지 않음을 알 수 있었다. 이러한 결과는 추후 볼/소켓형 노즐의 설계 단계에 고려되어야 할 사항으로 판단된다.

2. 연구 방법

2.1 유동해석

유동해석은 상용코드를 이용하여 회전각이 0도인 경우와 10도인 경우에 대하여 챔버압력이 110psi, 160psi, 430psi에 대하여 수행하였다. 해석에 사용된 Grid는 Fig.1과 같다.

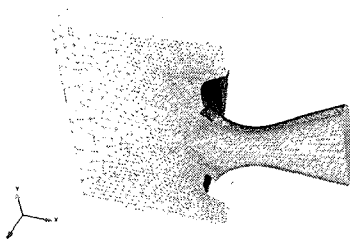


Fig. 1 3-D Mesh for Analysis

2.2 공압 시험

시험에 사용된 공압시험장치는 공기가압부, 제어 밸브부, 및 시험용 모델로 구성되며 Fig.2와 같다.

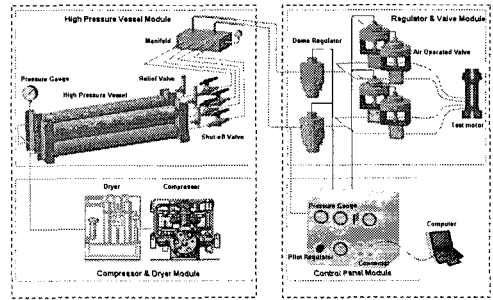


Fig. 2 Test Facility

공기가압부는 크게 압축기와 압력저장 탱크로 구성되는데 사용된 압축기의 용량은 90-350 bar, 최대 토출량은 1,480 l/min이며 압력저장용기는 총 용량 5,200 l 이고, 허용압력은 3,600 psi이다. 제어밸브부에는 시험 모델에 일정한 압력을 공급하기 위한 압력조절밸브와 압축공기의 흐름을 개폐하기 위한 air-operated on/off 밸브로 구성된다.

추력 계측 시스템은 Fig. 3과 같으며 적용된 6축 센서는 AMTI에서 구매된 것으로 3축 방향의 힘과 모멘트를 0.5% (FS) 범위에서 동시에 계측할 수 있는 것이다. 공압 배관과 시험 모델은 시험치구와 조립되어 6축 센서 위에 장착된다. 따라서 시험 중 발생된 힘과 모멘트는 6축 센서에 입력되어 지면에 대해서 약 1/1000in 정도의 상대변위를 유발시키고 이것은 6축 센서의 전압값으로 변환된다. 이때의 전압은 계측시스템을 통하여 힘과 모멘트로 변환된다. 그리고 6축 센서에서 나타나는 상호간섭(crosstalk)을 보정하여 주는 과정을 거쳐 정확한 힘과 모멘트를 얻게 된다.

시험용 모델은 연소관과 볼/소켓형 노즐로 구성된다. 연소관의 경우 입구에서의 유동 안정화를 위하여 3단에 걸친 하니콰를 설치하였으며 목직경 25mm이며 팽창비는 2.0인 시험용 노즐

은 노즐 출구를 지난 초음속 유동이 노즐 내부 유동에 영향을 미치지 않도록 설계하였고 플랜지를 회전판으로 활용하며 각도별 시험이 가능하도록 하였다. 또한 노즐 확대부의 유동박리가 예측되는 위치에 14개(0도, 180도 : 3개, 90도, 270도 : 4개)의 압력센서를 장착 할 수 있도록 설계 하였고 공급되는 연소관의 챔버 압력을 측정하기 위한 압력센서 측정 포트를 구성하였다. (Fig.4 참조)

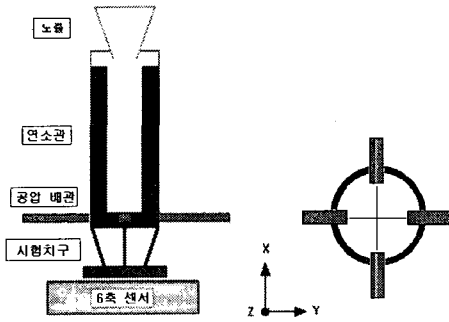


Fig. 3 Schematic of Thrust measurement

공압 시험으로 수행한 시험조건은 Table. 1과 같으며 계측의 재현성(data repeatability)을 검토한 결과 약 0.5% data scatter를 나타내고 있음이 확인되었다.

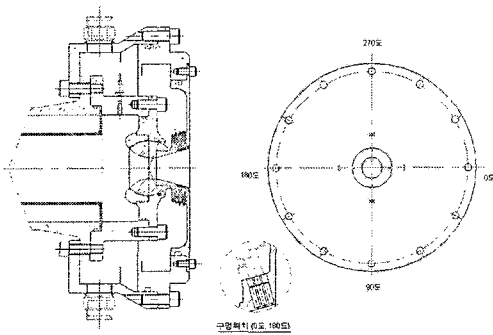


Fig.4 Schematic of Test Nozzle

Table 1. Test Conditions

unit : psi

변수 순번	노즐회전각 (0도)	노즐회전각 (10도)
	챔버압	챔버압
1	90	90
2	-	110
3	-	160
4	200	200
5	-	240
6	310	310
7	430	430
8	520	520

3. 결과 분석

3.1 유동 분석

Figure 5는 노즐의 회전각이 10도이고 챔버압력이 110psi인 경우의 마하수 분포를 보여준다. 이 경우 챔버압력이 낮아 노즐 벽면에서 유동박리(Flow Separation)가 발생됨을 알 수 있다.

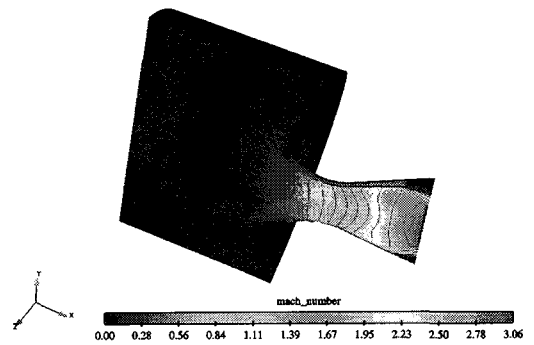


Fig.5 Mach Number Contours (Pc:110psi)

Figure 6, Figure 7, Figure 8은 노즐 회전각이 10도인 경우, 챔버압력 변화(110psi, 160psi, 430psi)에 따른 노즐 벽면(0도, 180도)에서의 정압분포를 보여준다. X축은 노즐목에서의 거리를 노즐 반경으로 무차원화 시킨 것이며 Y축의 경우 각 위치에서의 노즐 정압을 챔버압력으로 무차원화 한 것이다. 노즐 벽면압이 0도인 경우는

노즐이 회전함에 따라 유입부쪽이 들어가는 방향이며 180도는 유입부 쪽이 튀어나오는 방향이다. 유입부의 비대칭에 의한 노즐 상하면에서의 압력 변화는 X/D가 1.0미만인 경우에서 나타난다. 또한, 유동박리가 없는 경우(Fig.8)에서는 노즐목을 지나 노즐목 후류로 진행됨에 따라 노즐벽 상하면(0도, 180도)에서의 압력차가 없으나 유동박리가 발생되는 경우(Fig.6, Fig.7) 노즐 상하면(0도, 180도)에서의 압력차가 발생 후 다시 압력차가 없어지는 경향을 보여준다. 또한 박리점의 위치는 시험과 해석이 전반적으로 잘 일치함을 알 수 있다.

3.2 추력분석

Rocket motor에서의 이론적 추력은 Eq.1 또는 Eq.2와 같다.

$$F_T = - \int_{A_e} \rho \bar{V} \cdot \bar{V} \cdot \bar{n} \cdot dA \quad (1)$$

$$- \int_{A_e} (P_e - P_a) \cdot \bar{n} \cdot dA$$

$$F_T = \int_{SRM} P \cdot \bar{n} \cdot dA \quad (2)$$

여기서 n : 단위 수직 벡터

공압 시험의 경우는 이론적 추력은 Eq.3과 같다.

$$F_T = \int_{A_i} (\rho \bar{V} \cdot \bar{V} + P) \bar{n} \cdot dA \quad (3)$$

$$+ \int_{model} P \cdot \bar{n} \cdot dA$$

그러나 본 시험에 적용된 유입부는 Fig.4와 같이 추력(Fx)과 직각 방향으로 설치되어 있기 때문에 축력(Fy, Fz)에도 거의 영향을 미치지 않음에 따라 Eq.3은 Eq.4와 같이 계산된다. (:노즐 회전 좌표계)

$$F_T = \int_{model} P \cdot \bar{n} \cdot dA \quad (4)$$

$$P \cdot \bar{n} \cdot dA = dF_x \cdot e_x + dF_y \cdot e_y + dF_z \cdot e_z \quad (5)$$

$$dF_x = P \cdot (-\sin \Psi') \cdot dA$$

$$dF_y = P \cdot \cos \Psi' \cdot \sin \Theta' \cdot dA$$

$$dF_z = P \cdot \cos \Psi' \cdot \sin \Theta' \cdot dA$$

따라서 시험모델 중심을 지나는 좌표계(연소관 좌표계)에 대한 힘은 Eq.6, Eq.7으로, 그리고 계측된 힘으로부터 계산된 노즐 경사각은 Eq.8로 구할 수 있다.

$$F_x = F_x \cos \alpha - F_y \cdot \sin \alpha \quad (6)$$

$$F_y = F_x \sin \alpha + F_y \cdot \cos \alpha \quad (7)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{F_y}{F_x} \right) \quad (8)$$

노즐을 0도로 고정하고 6회의 실험을 수행하여 얻은 힘(Fx, Fy, Fz)을 Fig. 9에, 그리고 노즐 회전각을 Fig. 10에 나타내었다. 시험으로 얻은 Fx, Fy, Fz는 수치해석과 유사한 결과를 나타내었다. 시험의 결과 경사각이 0이 아닌 값을 나타낸 것은 시험용 모델 제작 시 발생한 가공공차나 설치에 의한 정렬오차(misalignment)가 원인인 것으로 추정된다.

Figure 11은 노즐 경사각 10도에 대한 시험으로 얻은 힘의 평균과 수치해석 결과를 비교한 것으로 전체적으로 시험 결과가 해석결과보다 다소 큰 값을 나타낸다. 그리고 Fig. 12는 시험 결과로부터 계산된 노즐 경사각과 수치해석 결과를 비교한 것으로, 수치해석 결과는 기하학적 노즐 경사각(Geometric nozzle angle)인 10도보다 항상 적은 9.5(평균값)로 해석 되었지만 시험에서 얻은 경사각은 평균적으로 10.4도로 기하학적 노즐 경사각보다 크게 나타났다. 또한, 시험의 결과로 해석된 노즐 회전각은 챔버압력이 낮아짐에 따라 평균값(10.4도)보다 낮아지는 경향을 보이며 압력이 높아질수록 평균값(10.4도)에 일치하는 경향을 나타내었다.

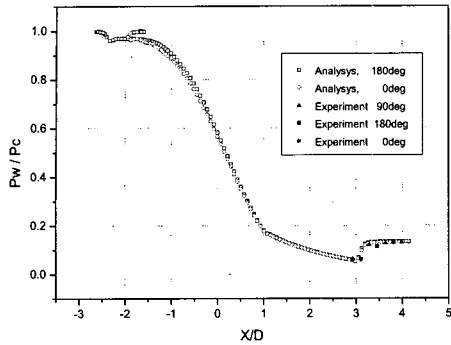


Fig.6 Static Pressure Distribution on Nozzle Wall (Pc:110psi)

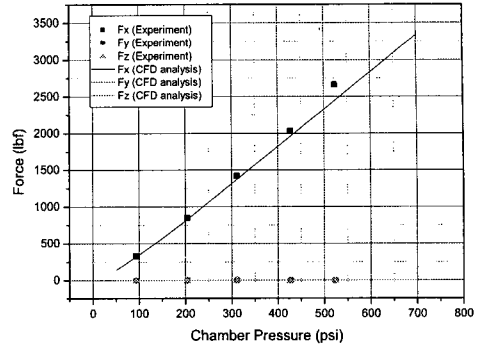


Fig.9 Force curve (Geometric Tilting Angle = 0 deg)

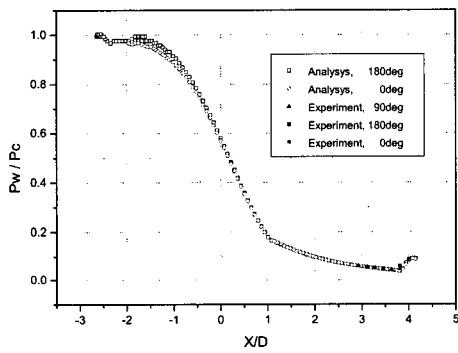


Fig.7 Static Pressure Distribution on Nozzle Wall (Pc:160psi)

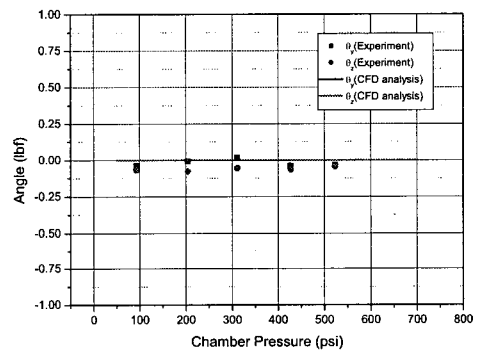


Fig.10 Real Thrust Angle (Geometric Tilting Angle = 0 deg)

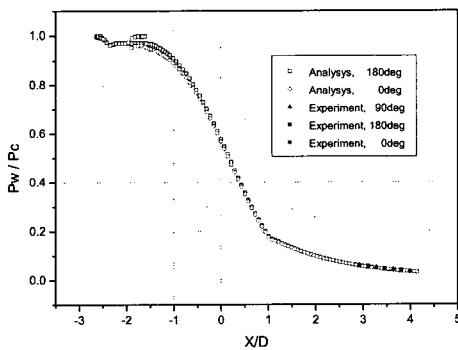


Fig.8 Static Pressure Distribution on Nozzle Wall (Pc:430psi)

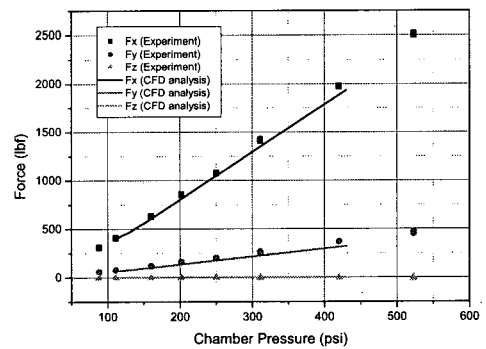


Fig.11 Force curve (Geometric Tilting Angle = 10 deg)

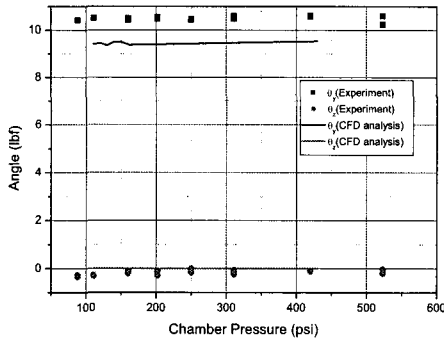


Fig.12 Real Thrust Angle (Geometric Tilting Angle = 10 deg)

4. 결 론

본 연구에서 불/소켓형 노즐이 회전함에 따라 발생하는 유입부 비대칭 효과가 노즐 성능에 미치는 영향에 대하여 3차원 수치해석과 공압시험을 수행한 결과는 다음과 같다.

- 1) 유입부의 비대칭 효과로 발생하는 노즐 벽면에서의 압력차는 $X/D=1.0$ 미만에서 나타나며 그 영향은 유동이 노즐 후류로 진행됨에 따라 없어진다.
- 2) 챔버압력이 낮아 노즐벽면에서 유동박리가 발생하는 경우 노즐벽면에서의 압력차가 발생하였다가 다시 일치하는 경향을 나타내었다.
- 3) 전반적인 노즐 벽면에서의 압력은 수치해석 결과와 잘 일치하며 유동박리가 있는 경우 시험의 결과와 해석의 결과가 약간의 차이가 발생한다. 이러한 현상은 유동박리점이 시험 중 움직이기 때문으로 판단된다.
- 4) 추력과 측력은 수치해석 결과가 시험결과보다 약간 낮게 나타나는 경향을 보이나 서로 잘 일치한다.
- 5) 노즐의 기하학적 회전각이 10도인 경우 추력의 방향은 수치해석의 경우 약 9.5도의 회전각으로 해석 되었으나 시험의 결과 10.4도로 기하학적 회전각 보다 크게 나타났다.

6) 시험의 결과로 해석된 노즐 회전각은 챔버압력이 낮아짐에 따라 평균값(10.4도)보다 낮아지는 경향을 보이며 압력이 높아질수록 평균값(10.4도)에 일치하는 경향을 나타내었다.

참 고 문 헌

1. R. Harold Whitesides, " The Determination of Forces and Moments on a Gimballed SRM Nozzle Using a Cold Flow Model", AIAA Journal, June 27-29, 1994, 94-3292
2. D.L. Bacchus and O.E.Hill, " Facility for Cold Flow Testing of Solid Rocket Motor Model" , 1992 JANNAF Propulsion Meeting, Indianapolis, Indiana, 24-27 Feb. 1992.
3. S.B.Verma and H.K.Ciezki, "Unsteady nature of flow separation inside a thrust optimized parabolic nozzle", AIAA Journal, June 27-29, 1994, 94-3292
4. Craig A. Hunter, " Experimental Investigation of Separated Nozzle Flows" Journal of Propulsion and Power , Vol.20, No.3, May-June, 2004, 527-532
5. Kevin L. Mikkelsen and Julian J. Idzorek, " Experience in the Operation of a Hypersonic Nozzle Static Thrust Stand", AIAA Journal, July 6-8, 1992, 92-3292
6. G.D. Luke, "Use of Nozzle Trip Rings to Reduced Nozzle Separation Side Force During Staging", AIAA Journal, July 6-8, 1992, 92-3617