

# 초음속 노즐 내부 이차제트 분출을 통한 추력편향 제어에 관한 연구

윤상훈\* · 김국진\* · 민성규\*\* · 이 열\*\*\* · 전동연\*\*\*\*

## Thrust Vectoring Control by Injection of Secondary Jets Inside Supersonic Nozzle

SangHoon Yoon\* · KukJin Kim\* · SeongKyu Min\*\* · Yeol Lee\*\*\* · DongYeon Chun\*\*\*\*

### ABSTRACT

Thrust vectoring control by injection of secondary jet inside a convergent-divergent supersonic nozzle was studied by both experimentally and computationally. For various stagnation pressure of the secondary jet injected at a specific location(12 mm-downstream of throat) in the divergent section of nozzle, the characteristics of thrust vectoring were observed. Present numerical results were compared with previous investigators' results and Schlieren flow visualizations for the identical boundary conditions, and it showed a qualitatively good agreement. It was also noticed that the characteristics of thrust vectoring is strongly related to the reflection structure of oblique shock inside nozzle, ie., the pressure ratio of the secondary jet, SPR.

### 초 록

수축-확대 초음속 노즐 내부에 분출된 이차제트에 의한 추력편향 제어에 관한 실험적, 수치적 연구가 진행되었다. 특정위치(노즐 목으로부터 12mm 떨어진 곳)에서 분출되는 이차제트 유동전압이 변화할 때 나타나는 제트유동의 추력편향 특성이 관찰되었다. 수치해석 결과는 동일한 경계조건에서 수행된 과거 연구결과 및 본 연구에서 수행된 실험된 유동가시화 결과와 비교되었으며, 정성적으로 좋은 일치를 나타냈다. 추력편향의 특성은 노즐 내부의 경사충격파의 반사구조, 즉, 이차제트 압력비 SPR의 크기에 관계되어 있음이 관찰되었다.

Key Words: Thrust Vectoring Control(추력편향제어), Supersonic(초음속), Secondary Jet(이차제트), Shock Wave(충격파)

\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부(원)  
\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부  
연락처, E-mail: ylee@kau.ac.kr  
\*\*\*\* (주)엠앤에스 대표이사

### 1. 서 론

그동안 고속 비행체의 추력방향 제어(Thrust Vector Control, TVC)를 위하여 기계적인 플랩

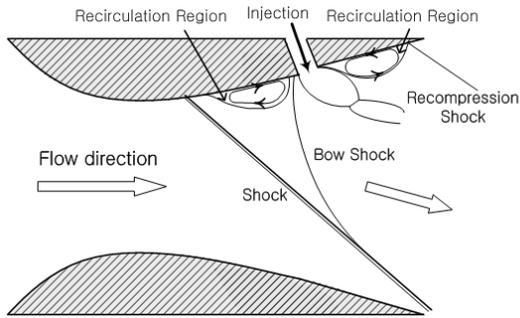


Fig. 1 Fluidic thrust Vectoring by shock.

이나 배인 등을 이용하는 과거의 방법은 구동장치에 따른 복잡한 시스템의 구조 및 추가동력소요, 아울러 고온의 제트에 노출된 장치의 손상가능성 등 그 단점이 지적되어 왔다. 이에 반하여 노즐의 내부에 이차유동이 분출될 때 나타나는 충격파의 구조를 이용한 주제트 유동의 추력방향 제어방법(Fig. 1 참조)은 기계적인 구동장치 없이 응용이 가능하다는 점에서 큰 장점이 있어, 과거부터 관련된 연구가 다양하게 진행되어 왔다[1-3].

그러나 이러한 이차제트 및 노즐내부 충격파의 구조를 이용하는 추력제어 방법은 이차제트의 분출위치 및 압력크기에 민감하며 또한 충격파에 의한 박리유동으로 노즐의 추력이 감소되는 문제점을 안고 있다. 따라서 본 연구에서는 노즐 확대부 슬롯에서 분출되는 이차제트의 전압이 다양하게 변화할 때 나타나는 후방 주유동의 추력 특성변화를 관찰하였다. 특히 슬롯은 노즐 확대부 상하 벽면에 설계되어, 상하 슬롯에서 분출되는 이차제트의 전압이 다양하게 변화될 때 그 조합에 따른 추력변화를 관찰하고자 하였다. 또한 향후 노즐목(throat)의 크기 및 위치를 변화시키는 Shock Skewing Technique[4-5]으로의 응용 및 노즐 상면에 두 개 이상의 슬롯에서 이차유동이 동시에 분출될 때[6] 나타나는 추력변화 연구에 대한 기초적인 연구자료를 확보하고자 하였다.

## 2. 실험장치 구성 및 방법

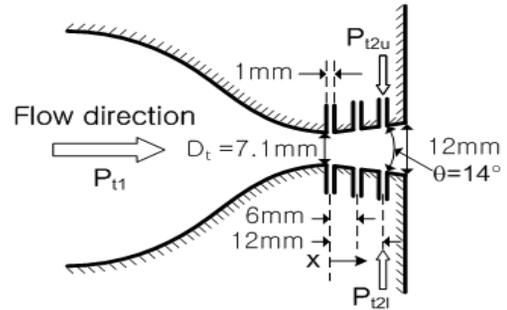


Fig. 2 Schematic diagram of the TVC nozzle.

다음 Fig.2에는 본 연구에 응용된 실험장치의 개략도가 나타나 있다. 이차원 주노즐 출구의 폭은 40 mm, 높이는 12 mm(노즐출구 단면 종횡비=3.3:1)로 출구 마하수는 완전팽창 경우  $M=2$ 가 되도록 설계되었다(설계 노즐압력비  $NPR_D=7.8$ ). 주노즐 확대부의 확산반각은  $7^\circ$ 로 결정되었고, 노즐출구 높이를 기준으로 한 레이놀즈수는 초음속 제트의 경우 약  $1.2 \times 10^6$ 으로 나타났다. Figure 2에 나타난 바와 같이 이차제트가 분출되는 슬롯(폭 1 mm)은 노즐목을 기준으로 하여 하류방향으로 0, 6, 12 mm인 위치에 노즐 상하부에 각각 위치변경이 가능하도록 하였다.

압축기, 냉각기, 건조기를 지나 약 25 atm의 압력으로 고압탱크( $3 \text{ m}^3$ )에 저장된 공기는 정밀 압력조절장치(Tescom, Model: ER3000SI-1)를 통하여 제어되고(압력변화 폭  $\pm 3\%$  이내), 주노즐 유동 및 이차제트의 정체압은 다중압력 측정장치를 통하여 측정되었다. 유동가시화는 두 개의 쉐러린 거울(직경 125 mm, 초점거리=1000 mm)과 두 개의 광학거울을 사용한 변형된 Z-형태 쉐러린 장치를 이용하여 얻어졌다. 추력편향된 제트유동장의 편향각을 정량적으로 관찰하기 위하여 5 개의 마이크로 피토관(외경 1.0 mm, 내경 0.5 mm)이 각각 5 mm 간격으로 3차원 이송장치에 부착되어 제작되었으며, 이러한 피토관은 최대  $60^\circ$ 까지 각도가 조정될 수 있도록 설계되어, 제트유동장의 편향각을 정량적으로 측정할 수 있도록 하였다.

본 연구에서 설계된 실험장치 구조에서 실험변수는 주노즐 전압( $P_{t1}$ ), 상부슬롯 이차유동 노

즐전압( $P_{t2u}$ ), 하부슬롯 이차유동 노즐전압( $P_{t2l}$ ), 그리고 상하부 슬롯의 위치가 된다. 초기연구는 노즐 내부 슬롯의 위치가 노즐 최후방( $x=12$  mm) 상부에 위치하는 경우에 한정하고, 이차유동의 전압( $P_{t2u}$ )이 변화하는 조건에서 수행되었다. 노즐 압력비( $NPR=P_{t1}/P_{\infty}$ , 여기서  $P_{\infty}$ 는 배압)가 4.6으로 고정되었으며, 이차노즐의 압력에 의한 압력비( $SPR=P_{t2u}/P_{t1}$ )가 0.2, 0.4, 0.7, 1.0 로 각각 변화할 때, 주제트 유동의 편향정도를 쉐리렌 유동가시화 및 이차원 수치해석을 통하여 관찰 비교분석 되었다.

### 3. 수치해석 방법 및 검증

본 연구에서 얻어진 실험결과와의 비교분석을 위하여, 실험과 동일한 경계조건을 갖는 이차원 노즐에 대하여 상용코드를 사용한 수치해석이 동시에 수행되었다. 수치해석을 위한 계산격자의 수는 73,100 개이고 난류모델은  $k-\epsilon$  모델을 사용하였다. 충격파와 경계층 또는 충격파와 충격파 사이에 상호작용이 나타나는 곳은 격자를 촘촘히 구성하는 비정렬 격자를 사용하였다.

수치해석 결과의 검증을 위하여 Waithe 등[6]이 수행한 연구내용과 동일한 경계조건(설계 마하수가 2.07, 확대부의 확산반각은  $11^\circ$ , 슬롯위치 =노즐목으로부터 노즐 확대부 길이의 0.8배 되는 위치)에 대하여 수치해석이 진행되어 그 결과가 비교되었다. Figure 3에 그 비교결과가 나타나 있는데, Fig. 3 우측에 제시된 본 연구의 수치해석 결과는 실험에서 얻어진 유동가시화(Shadowgraph, Fig. 3 좌측)와의 비교를 위하여

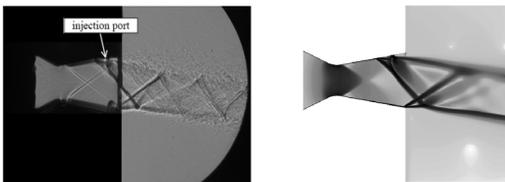


Figure 10. Shadowgraph for configuration 1.  $NPR=4.6$ ,  $SPR=0.7$ .

Fig 3 Comparison for the code validation ( $NPR=4.6$ , left: Waithe[6], right: present CFD).

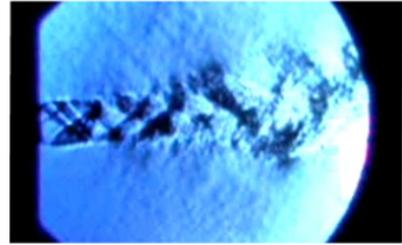


Fig. 4 Schlieren flow visualization ( $x/D_t = 1.7$ ,  $NPR = 4.6$ ,  $SPR = 0.7$ ).

그 결과를 수치해석적 Shadowgraph로 나타낸 것이다. Figure 3의 비교에서 본 연구의 수치해석 결과는 과거의 연구결과와 잘 일치하고 있다.

### 4. 결과 및 고찰

Figure 4에는 노즐압력비가  $NPR=4.6$ 이고  $SPR=0.7$ 인 경우에 대하여 얻어진 쉐리렌 유동가시화의 결과가 나타나 있다. 그림에서 제시된 결과에서 노즐 확대부 상부에서 이차유동이 분출됨에도 노즐출구에서 제트유동이 상향으로 약간 편향되어 나타나고 있음을 알 수 있다. 이러한 결과를 검증하기 위하여 본 실험조건과 동일한 경계조건에 대하여 노즐 내부유동이 수치해석적으로 진행되었으며, 그 결과가 Fig. 5에 나타나 있다.

Figure 5에서 제시된 노즐유동의 등마하수선을 보면,  $SPR = 0.2$  일 경우, 주제트의 추력방

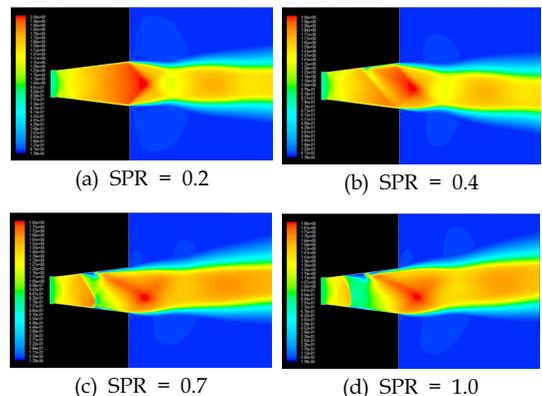


Fig. 5 CFD results for various SPR ( $NPR=4.6$ ).

향은 거의 변화가 없이 노즐출구에서 약하게 과대팽창되고 있음을 관찰할 수 있다. SPR이 0.4로 증가되면, 이차제트의 분출로 인하여 노즐상부 벽면의 경계층은 분출슬롯 상류에서 박리되고, 이 때 박리지점에서 충격파가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이로 인해 주제트는 하향 편향되며 이러한 현상은 Fig.3의 선행연구와 비교했을 때 같은 경향을 보인다. 쉘러린 유동가시화에서 확인된(Fig. 4 참조) 경우와 동일한 SPR=0.7인 경우, 슬롯 전방의 충격파가 보다 강해지면서 슬롯 상류에서 발생한 충격파는 반대 노즐하부 벽면에 부딪치면서 마하반사(Mach reflection)의 형태의 반사구조를 나타내고 있다. 이러한 충격파와 경계층 상호작용에 관한 유동구조는 과거 연구결과[7]와 잘 일치하고 있으며, 이러한 충격파의 반사구조가 Fig. 4 및 Fig. 5-(c)에 나타난 노즐출구에서의 주제트 추력방향이 상향편향 되는 원인으로 판단된다. SPR = 1.0 일 경우의 충격파는 SPR = 0.7 일 경우보다 그 강도가 더 강해지나 주제트의 상향 편향 정도는 정성적으로 큰 차이가 나타나고 있지 않다.

이와 같이 이차제트 전방에서 발생하는 경사 충격파가 노즐 하부에 부딪치는 위치는 제트의 편향각에 직접적인 영향을 주며, 이는 이차제트의 압력비 SPR의 크기와 관련되어 있다. 이러한 노즐내부 충격파의 반사구조는 주제트 유동의 압력비 NPR과도 연관이 있으므로, 향후 다양한 NPR의 변화조건에 따른 추가 연구 및 향후 노즐 확대부 후방의 슬롯 위치를 추가하여 이차유동의 다중분출(multiple injection) 효과에 대한 연구가 진행될 예정이다.

## 5. 결 론

초음속 노즐 확대부 특정 위치에서 분출되는 이차유동의 압력비가 달라질 때 나타나는 후방 주제트의 추력변화가 실험적, 그리고 수치해석적 방법을 통하여 관찰되었다. 본 연구에서 얻어진 수치해석 결과는 동일한 경계조건에서 수행된

과거 연구결과 및 본 연구에서 수행된 쉘러린 유동가시화 결과와 정성적으로 좋은 일치를 나타냈다. 또한 이차유동 압력비 SPR의 크기는 노즐내부에서 발생하는 경사충격파의 반사구조에 영향을 주어 추력편향 구조가 민감하게 변화할 수 있음이 관찰되었다.

## 참 고 문 헌

1. Wing, D. J., "Static Investigation of Two Fluidic Thrust-Vectoring Concepts on a Two-Dimensional Convergent-Divergent Nozzle," *NASA Technical Memorandum 4574*, 1994.
2. Deere, K. A., "Computational Investigation of the Aerodynamic Effects on Fluidic Thrust Vectoring," *AIAA 2000-3598*, 2000.
3. Ko, H., Yoon, W. S., "Performance Analysis of Secondary Gas Injection into a Conical Rocket Nozzle," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 2, pp. 585-591, 2002.
4. Yagle, P. J. et al., "Demonstration of Fluidic Throat Skewing for Thrust Vectoring in Structurally Fixed Nozzle," *Trans. ASME*, Vol. 123, pp. 502-507, 2001.
5. Flamm, J. D., et al., "Experimental Study of a Dual-Throat Fluidic Thrust Vectoring Nozzle Concept," *AIAA 2005-3503*, 2005.
6. Waithe, K. A., Deere, K. A., "Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring," *AIAA 2003-3802*, 2003.
7. Ko, H., et al., "Study of Flowfield of the Interaction of Secondary Sonic Jet into a Supersonic Nozzle," *J. KSPE*, Vol. 7, No. 3, pp. 45-52, 2003.