

초음속 유동장에서의 횡돌제트 특성에 대한 실험적 연구

An experimental study on the characteristics of transverse jet
into a supersonic flow field

박종호* 김경련** 신필권** 박순종** 길경섭***
Park, Jong-Ho Kim, Kyoung-Ruen Shin, Phil-Kwon Park, Soon-Jong Kil, Kyoung-Sup

ABSTRACT

When a secondary gaseous flow is injected vertically into a supersonic flow through circular nozzle, a complicated structure of flow field is produced around the injection area. The interaction between the two streams produces a strong bow shock wave on the upstream side of the side-jet. The results show that bow shock wave and turbulent boundary layer interaction induces the boundary layer separation in front of the side-jet.

This study is to analyze the structure of flow fields and distribution of surface pressure on the flat plate according to total pressure ratio using a supersonic cold-flow system and also to study the control force of affected side-jet. The nozzle of main flow was designed to have Mach 2.88 at the exit. The injector has a sonic nozzle with 4mm diameter at the exit of the side-jet. In experiments, The oil flow visualization using a silicone oil and ink was conducted in order to analyze the structure of flow fields around the side-jet. The flow fields are visualized using the schlieren method. In this study, a computational fluid dynamic solution is also compared with experimental results.

1. 머리말

초음속 유동장에 2차 기체를 수직으로 분사할 때 주유동과 제트와의 상호작용에 의해 매우 복잡한 유동현상이 발생한다. 이러한 2차 분사에 대한 연구는 스크램제트(Scramjet) 기관에서의 원활한 연소나 비

행체의 자세제어 등을 목적으로 다양하게 연구되고 있다. 특히 2차 분사는 외부조건에 영향을 받지 않고 신속하게 비행체를 제어할 수 있기 때문에 미사일이 나 탄을 기동시키거나 조종하는데 효과적인 수단으로 인식되어왔다.

초음속 주 유동장과 2차 분사제트의 상호작용에 대한 연구는 1960년대 중반부터 실험적 방법으로 연구 되었으며 1980년대부터는 전산해석을 통한 연구도 활발히 이루어지고 있다.^[1] Driftmyer^[2]는 2차원 평판

* 충남대학교 기계공학과 교수

** 충남대학교 기계공학과 대학원

*** 한국항공우주연구원

모델에서 주 유동과 분사제트 유동과의 상호작용에 대한 연구를 수행하였으며, Werle^[3]는 비점성일 때 제트분사가 초음속 경계층에 미치는 영향에 대하여 이론적인 연구를 수행하였다. Aso^[4]는 사각노즐을 이용하여 초음속 유동장에 제트가 수직으로 분사될 때 제트 후류에 발생하는 혼합 유동장을 연구하였다. 1996년 Brandeis^[5]는 주유동 마하수 2~10까지의 범위에서 $M=1.0$ 인 사각형과 원형 분사노즐을 사용하고 전면부가 오자이브(ogive) 형태의 다양한 모델에 대하여 측면제트 분사시 각 방향의 힘, 모멘트, 표면 압력 등을 측정·분석하였다.

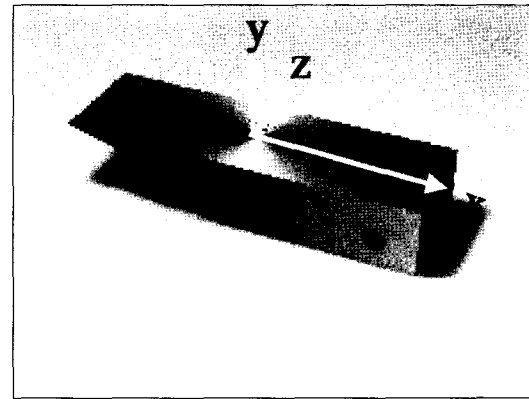
본 연구는 초음속 유동장에 원형노즐로부터 공기를 수직으로 분사할 때, 주 유동과 측면제트의 전압력비 P_c/P_o (측면제트의 전압력/주유동의 전압력) 변화에 따른 충돌 영역에서의 유동특성을 규명하고자 실험 및 수치해석을 수행하였다. 측면제트 주위에서 주유동과의 상호작용으로 인해 발생하는 박리 충격파의 위치, 분사제트 주변의 압력분포 및 유동장 구조를 압력측정 및 유동가시화 방법을 통해 분석하였다. 유동가시화는 쉬리렌 장치(schlieren system) 및 오일유동 방법을 사용하였고, 유한체적법의 상용 유동 해석 프로그램인 Fluent6.0을 사용하여 수치해석을 수행하였다.

본 논문 결과는 스크램 제트 연소실 또는 추력방향 제어장치 등을 설계하는데 필요한 기초 자료로 활용될 수 있을 것이다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 측면제트 모델

본 연구에 사용된 측면제트 실험 모델을 그림 1에 나타내었다. 평판의 길이는 평판 선단으로부터 난류

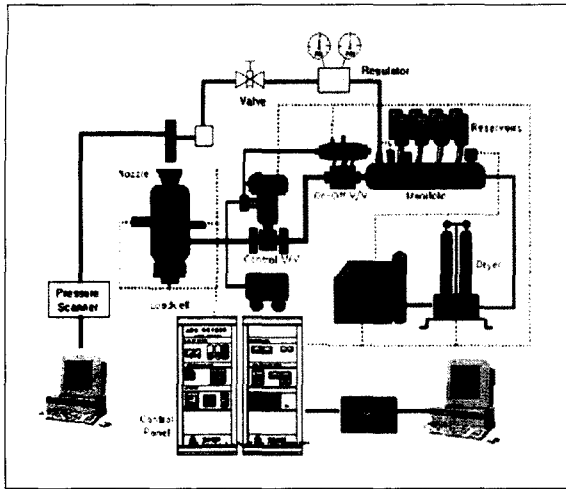


[그림 1] Sketch of test model

경계층이 충분히 발달될 수 있도록 130 mm로 하였으며, 주 유동의 초음속 노즐 출구 직경 ($D_e=46.3mm$)을 고려하여 폭 40mm, 두께 25mm로 제작하였다. 평판 모델선단은 주유동의 마하수 (2.88)을 고려하여 유입각을 15° 로 하였으며, 평판 모델 선단으로부터 측면제트 노즐출구까지의 거리는 60mm이다. 측면제트는 분사 직경이 4mm인 음속노즐을 통해 분사되도록 하였으며, 측면제트 중심으로부터 유동방향을 x 축, 가로방향을 z 축 그리고 상 방향을 y 축으로 좌표축을 정하였다.

2.2 실험장치 및 방법

주유동의 초음속을 모사하기 위하여 형상이 다른 노즐을 교체하여 마하수 1~4까지 변화시킬 수 있는 초음속 유동시험장치를 사용하였다. 실험에 사용된 초음속유동장치는 저장용기에 고압의 공기를 가압, 저장한 후 On-Off 밸브를 작동시켜 순간적으로 초음속 노즐을 통해 압축공기를 분사시켜 초음속을 발생시키는 장치이다. 그림 2에 가압시스템, 저장용기, 제어밸브, 챔버, 노즐, 측정 장비 등으로 구성된 시험장치의 구성도를 나타내었다.

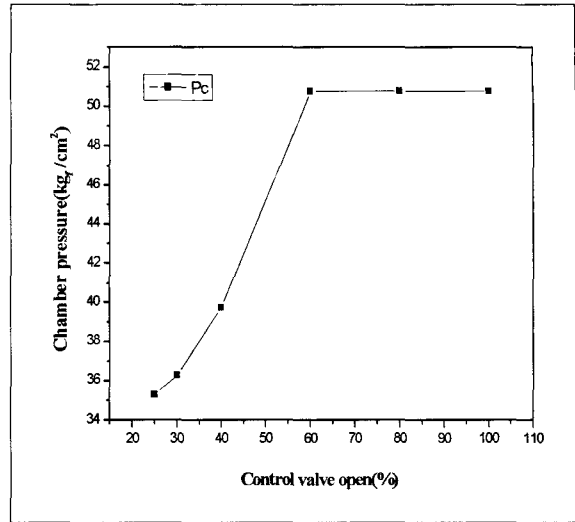


[그림 2] Schematic diagram of supersonic cold-flow system

가압시스템은 고압 압축기와 건조기로 구성되어 있으며, 압축기는 왕복동식으로 최대 토출압력이 350 kg / cm^2 이며, 송출량은 475 l / min 이다.

압력 저장용기는 허용압력 150 kg / cm^2 인 68 l 의 고압 공기탱크 16개와 허용압력 200 kg / cm^2 인 76 l 의 다지관(Manifold)으로 구성하였다. 측면제트는 저장용기로부터 $1/4"$ 스테인레스 튜브를 연결하고, 레귤레이터를 부착하여 일정한 유량을 제어할 수 있도록 하였으며, On/Off 밸브로 개폐하였다. 챔버의 정체압력은 압력센서(DECO, PMSG 0100 KA AB)를 설치하여 측정하였다. 시험 마하수는 2.88로 고정했으며 이를 위해 노즐 목 직경 23.8 mm , 노즐 출구 직경 46.3 mm 인 De Laval 노즐을 제작·사용하였다. 노즐의 유입반각은 30° , 출구 확대반각은 15° 이며 내부에서 충격파나 유동 박리가 형성되지 않도록 하였다.

$M=2.88$ 일 때 노즐 압력비(P_o/P)는 30.65이며 이때 측정된 주 유동의 전압력은 11.02 kg / cm^2 이었



[그림 3] Chamber pressure according to pressure control valve

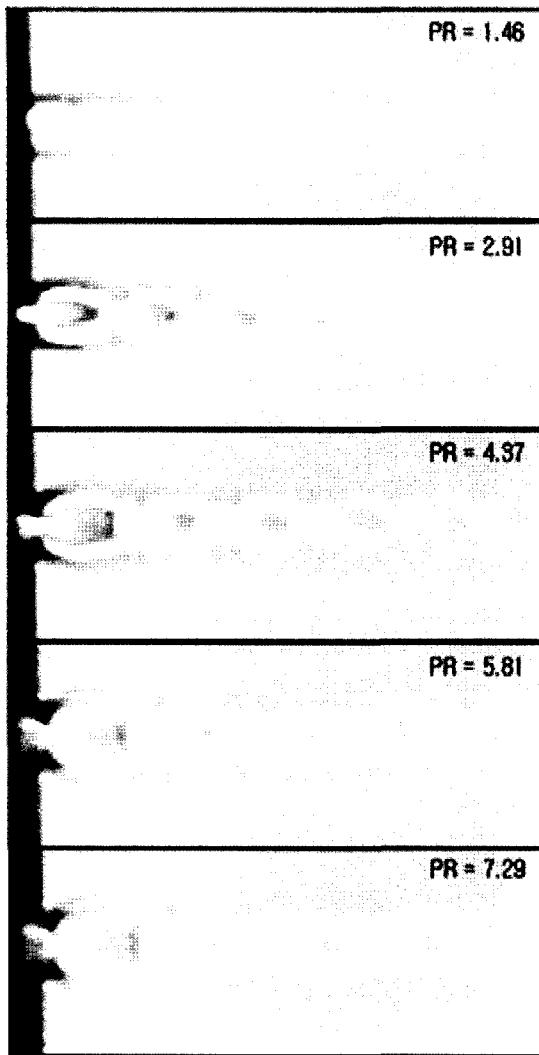
다. 실험은 측면제트와 주 유동의 전압력비(P_o/P_o)를 0.25~1.25범위에서 0.25 간격으로 변화시키며 실험을 수행하였다.

그림 3은 압력제어 밸브의 특성을 파악하기 위해 밸브 개폐정도에 따른 챔버내부의 압력을 측정함으로써 밸브개도가 25%일 때 챔버 압력은 35.2 kg / cm^2 가 되어 완전팽창 상태가 유지된다.

3. 분석 결과 및 고찰

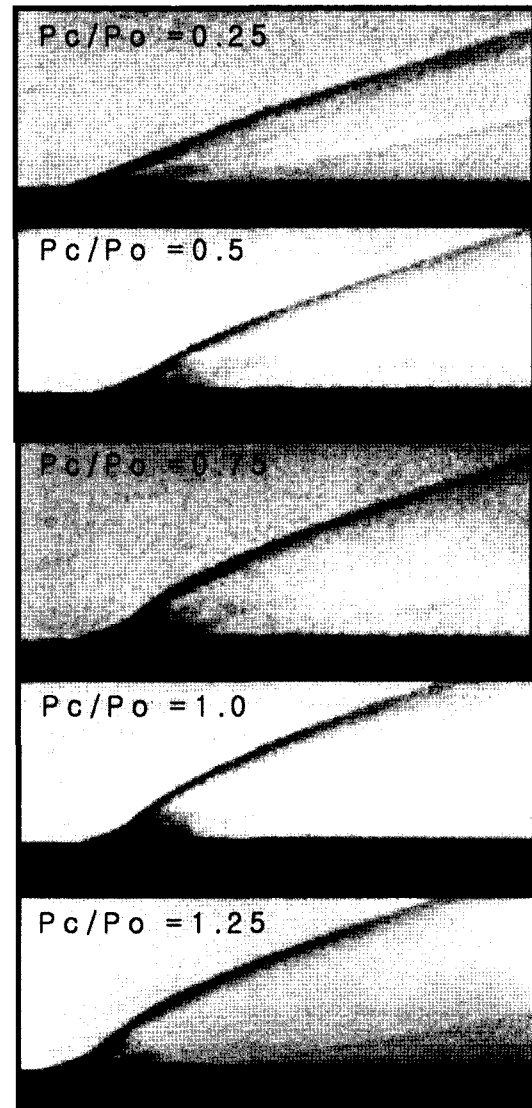
측면제트의 유동형태를 고찰하기 위하여, 주유동이 없는 상태에서 측면제트의 과소 팽창비(PR) 변화에 따라 형성되는 플룸(Plume)의 섀도우 사진을 그림 4에 나타내었다.

$PR=1.46$ 과 2.91 일 때 노즐 출구에서의 압력이 배압보다 크므로 유동은 더 팽창할 수 있는 과소팽창 상태를 보이고 있다. 또한 노즐 출구로부터 멀어짐에



[그림 4] Shadowgraphs of side-jet

따라 충격파 셀이 희미하게 보이는 것은 난류 혼합층이 주위 유동과 상호 작용하여 난류 소산이 발생한 때문이다. $PR=4.37$ 일 때는 $PR=2.91$ 인 경우보다 압력비가 크기 때문에 충격파 셀이 확장됨과 동시에 제트 경계도 더욱 팽창되었다. $PR=5.81$ 과 $PR=7.29$ 일 때 노즐 압력비가 증가하여 배럴 충격파가 서로 만나지 않고 마하 디스크를 형성하며, 마하 디스크 뒤에는 다시 팽창한 파들이 제트 경계면에 반



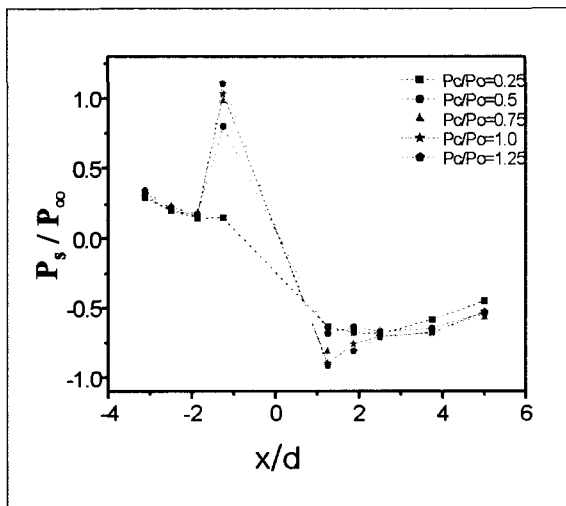
[그림 5] Shadowgraphs around side-jet according to P_c/P_e .

사되어 반사 충격파(Reflected shock wave)를 형성하고 있음을 보여주고 있다.

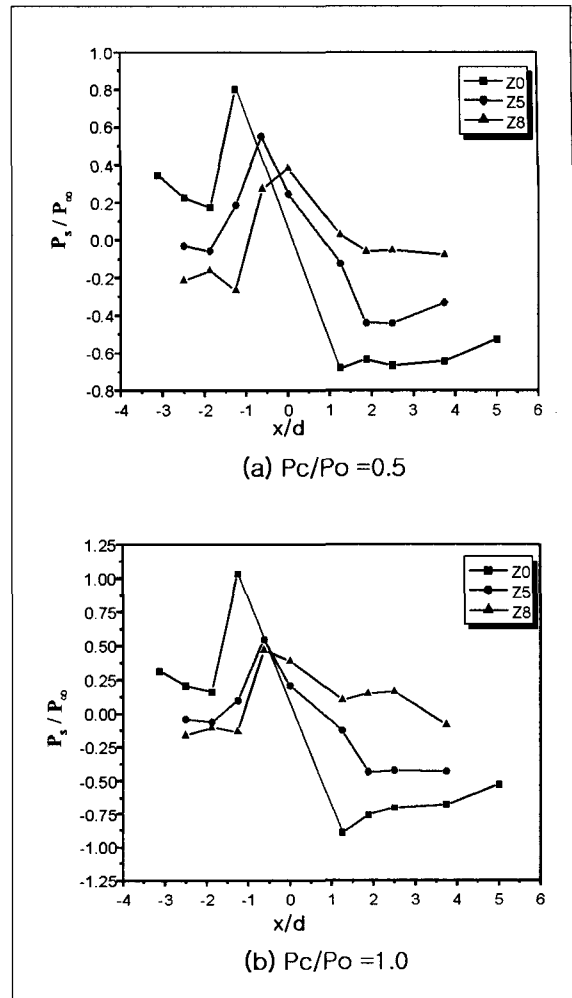
그림 5에는 측면제트와 주 유동의 전압력비의 변화에 따라 주유동과 측면제트가 충돌할 때 유동장에 대한 사진을 보이고 있다. 측면제트에서 분출된 기체는 일종의 고체 원주와 같은 역할을 하여 주유동은 측면

제트에서 분사한 제트와의 충돌로 분자에너지와 운동량의 변화가 발생하여 마하파(Mach wave)가 합해짐으로써 강한 궁형충격파를 측면제트 앞단에 형성한다. $P_c/P_o=0.25$ 인 경우 압력비가 작아서 박리충격파는 궁형충격파에 근접하여 나타나게 되어 박리충격파가 선명하게 보이지 않고 있다. $P_c/P_o=1.25$ 일 때 박리충격파는 측면제트로부터 멀리 떨어진 상류층에 발생하여 측면제트 주변에 박리영역과 충격파의 강도가 커지는 것을 볼 수 있다. 전압력비가 증가 할수록 측면제트의 운동량이 커져 궁형 충격파의 강도는 증가할 뿐만 아니라, 서서히 수직 충격파에 근접하여 더욱 강한 충격파가 발생하고 있다.

주유동과 측면제트의 전압력비(P_c/P_o)변화에 따른 유동방향의 표면압력 분포를 그림 6에 나타내었다. 가로축은 측면제트의 중심을 원점으로 하여, 평판 선단으로부터 하류방향거리를 측면제트 직경(d)으로 무차원화 하였으며, 세로축은 평판표면에서 측정된 정압을 대기압으로 무차원화 하였다. 측면제트 상류인



[그림 6] Surface pressure distributions for sonic nozzle along centerline



[그림 7] Surface pressure distributions according to P_c/P_o

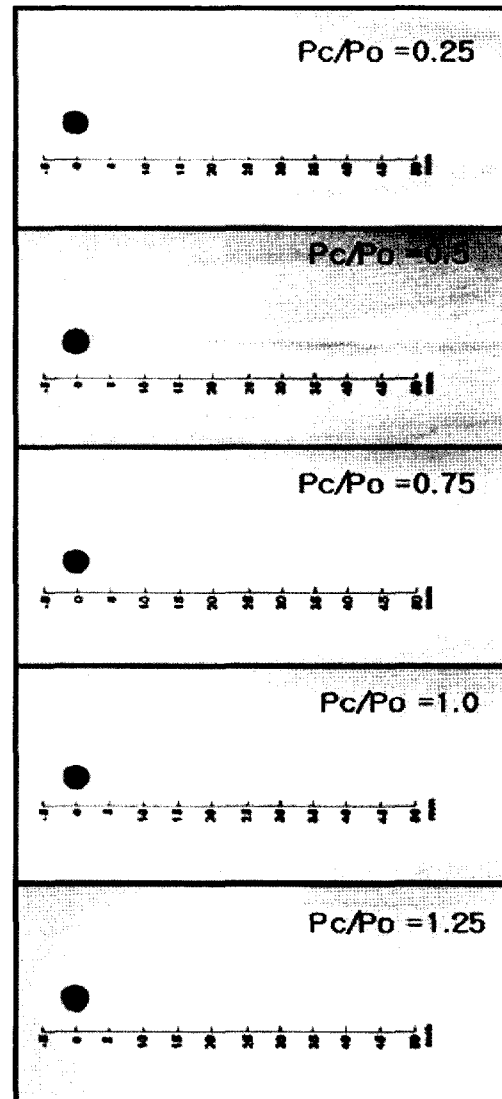
충격파의 영향으로 대기압보다 높게 나타나는 것으로 판단된다. 선단에서 압력이 급상승한 후 측면제트에 $x/d=-3.2$ 에서 압력이 평판 선단에서 발생한 경사 근접할수록 박리된 난류경계층의 유동속도가 증가하여 압력이 급격히 감소하는 경향을 보이며, 전압력비가 증가할수록 $x/d=1$ 근방에서 압력분포를 보아측면제트 상류방향으로 박리영역이 확장됨을 보이고 있다. 또한 전압력비가 클수록 하류방향에서 재순환 영

역이 크게 형성되어 대기압보다 적은 크기를 보이거나 하류로 갈수록 압력회복이 일어나는 것을 알 수 있다.

그림 7은 $P_c/P_o=0.5$ 와 1.0 일 때 측면제트 중심에서 z 축 방향으로 $0, 5mm, 8mm$ 떨어진 곳에서 유동방향에 대한 표면압력 분포를 나타낸 것이다. $P_c/P_o=0.5$ 일 때 $z=0$ 에서의 표면압력 분포는 측면제트로부터 상류방향으로 $x/d=-1.25$ 떨어진 지점에서 박리충격파에 의해 압력이 상승하며, 박리충격파의 발생 영역에 의하여 $z=5, 8mm$ 에서는 압력이 낮게 나타나며, $z=0$ 에서보다 하류에서 최대압력이 나타난다. $z=8mm$ 에서는 측면제트 상부에 압력의 평탄(plateau)영역을 지난 후 궁형 충격파 발생으로 인하여 $x/d=1.3$ 근방에서 압력이 약간 증가하는 경향을 보이고 있다.

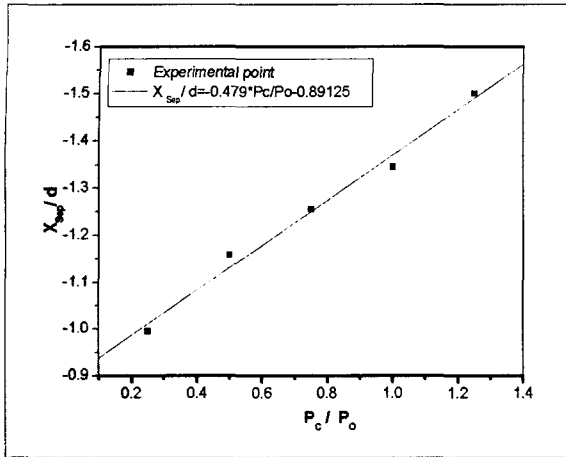
$P_c/P_o=1.0$ 인 경우는 $P_c/P_o=0.5$ 와 유사한 경향을 보이지만 $P_c/P_o=0.5$ 의 경우보다는 측면제트 상류에서 높은 표면압력을 보이고 있다. 측면제트 하류에서의 표면압력 분포는 서로 비슷하지만 압력비가 큰 $P_c/P_o=1.0$ 의 경우 하류방향으로 갈수록 압력회복 영역이 확장되는 경향을 보이고 있다.

그림 8은 주유동과 측면제트의 상호 충돌작용에 의해 평판표면에서 발생하는 유동장 구조를 관찰하기 위해서 오일유동시험을 수행한 결과이다. 표면유동 가시화를 위해 동점성 계수 $3.0 \times 10^{-3} m^2/s$ 인 실리콘 오일(Silicone oil)에 적색 수성잉크를 혼합하여 사용하였다. 전 압력비(P_c/P_o)를 0.25 부터 1.25 까지 변화하면서 고찰한 것으로 전압력비가 증가할수록 박리 영역은 포물선형태로 하류로 넓게 확장됨을 알 수 있었다. 측면제트의 압력이 증가할수록 측면제트의 분사기체는 자유흐름 속으로 더 넓게 팽창하며, 반대로 전압력비가 작으면 주유동의 힘이 커져 측면제트

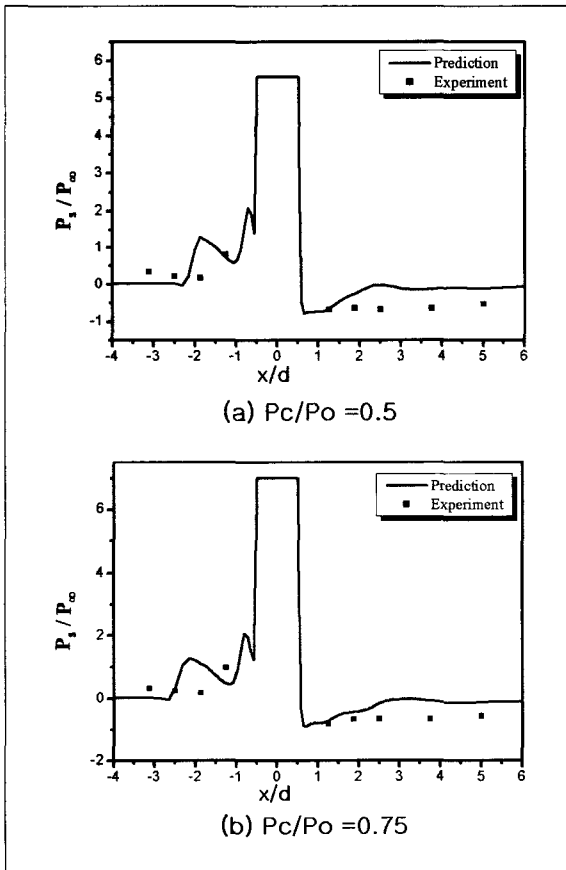


[그림 8] Oil flow pictures around side-jet

의 분사기체는 상대적으로 약해지기 때문에 분사기체가 주유동에 침투하기가 어려워진다. 따라서 그림 8에 나타난 바와 같이 전압력비가 클수록 박리충격파의 발생위치가 측면제트 상류방향으로 이동하는 경향을 보이고 있다. 또한 측면 제트의 상류에서 1차 박리선, 측면제트 바로 뒤에 2차 박리선이 형성됨을 보이고 있다.



[그림 9] Location of separation shock with P_c/P_o



[그림 10] Surface pressure distributions according to P_c/P_o

그림 9는 전 압력비를 0.25~1.2범위에서 변화하면서 측면제트 중심으로부터 박리충격파의 발생 위치를 나타낸 것으로 전압력비의 증가에 따라 박리충격파의 위치는 $X_{Sep}/d = 0.479P_c/P_o - 0.89125$ 의 선형적인관계로 측면제트 상류방향으로 이동하였다.

그림 10은 $P_c/P_o = 0.5, 0.75$ 일 때 측면제트의 상류와 하류에서 축방향의 표면압력을 측정하여 수치 해석 결과와 비교한 것으로 대체적으로 유사한 경향을 보인다. 전압력비가 0.75일 때 0.5에서 보다 상류와 하류의 박리구역은 확장되며, 측면제트 하류의 압력회복이 늦게 나타난다. 전압력비가 클수록 측면제트 양단의 박리 및 와동의 크기가 커지기 때문에 측면제트 하류에서도 압력회복 영역이 하류 쪽으로 확장되기 때문인 것으로 사료된다.

4. 맺음말

측면제트의 전압력비(P_c/P_o)의 변화에 따라 측면제트 주위에서 발생하는 충격파의 구조 및 표면압력 분포를 실험과 유동해석을 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 전압력비가 증가 할수록 양단의 박리 및 와동의 크기가 커지기 때문에 상류와 하류의 박리구역은 확장되며, 측면제트 하류의 압력회복은 늦어진다.
2. 측면제트의 압력이 증가 할수록 측면제트의 분사기체는 운동량이 커져 공형충격파의 강도가 증가하며, 주 유동 속으로 더 넓게 팽창한다.
3. 전압력비의 변화에 따라 박리충격파 위치는 측면제트 상류로 선형적으로 이동한다.

후 기

이 논문은 2002년도 충남대학교 자체 연구비의 지원에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

- [1] Lazure B., "Pif-Paf Control of Tactical Missiles". AGARD n° 14, 1988.
- [2] Werle, M. J., "Two-Dimensional Jet Interaction Experimental Results of Flow-Field Problem and Scale Effect Studies," U.S. Naval Ordnance Lab., 1969.
- [3] Werle, M. J., "A Numerical Study of Supersonic Boundary Layer Separation by Slot Injection," Report No. AFL 1977.
- [4] S. Aso, S. "Two-dimensional and three-dimensional mixing flow fields in supersonic flow induced by injected secondary flows through transverse slot and circular nozzle" AIAA-93-0489.
- [5] Brandeis, j., Gill. J. "Experimental Investigation of Side-Jet Steering for Supersonic and Hypersonic Missiles," Journal of Spacecraft and Rockets. Vol.33 No.3, 1996, pp.346~352 ; also AIAA Paper 95-0316, Jan, 1995.
- [6] R. Lloyd and G. P. Throp, "A Review of Thrust Vector Control Systems for Tactical Missiles," AIAA 78-1071, 1978.
- [7] 中野 透, 戦術 "ミサイルに適用するTVCについて", 1989. 2.
- [8] Michael J. Ripley-Lotee, Scott M. O'Neill, "Jet Vane Thrust Vector Control-A Neglected Technology with New Horizon", Naval Weapons Center 93555, 1979.
- [9] H. C. Yee. and A. Harten, "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates", AIAA Journal, Vol.25, No.2, 1987, pp.266~274.
- [10] W. M. Van. Lerberghe et. al. "Mixing of a Sonic Transverse Jet Injected into a Turbulent Supersonic Flow," AIAA Journal, Vol.38, No.3, 2000, pp.470~479.
- [11] R. J. Volluz, "Handbook of Supersonic Aerodynamics ; Section 20 Wind Tunnel Instrumentation and Operation," Navord Report 1488, Vol.6.
- [12] Alan Pope and Kenneth L. Goin, "High-Speed Wind Tunnel," Chapter 2, John Wiley & Sons, New York, 1965.
- [13] Frank M. White, "Viscous Fluid Flow." McGraw-Hill, 1991.
- [14] Fuminori Sakima, He Fei, Takakage Arai "Interaction Phenomena between a Supersonic Cross Flow and a Transverse Sonic Jet," AIAA 2002-5181.
- [15] F.S. Billig, R.C. Orth, and M. Lasky, "A Unified Analysis of Gaseous Jet Penetration", AIAA Vol.9, No.6. June 1971.