

초음속 유동내 원형 2차분사 제트 주변에서의 표면 열전달 현상 연구

이종주* · 유만선** · 조형희***

Study on the Surface Heat Transfer Around a Circular Secondary Jet in the Supersonic Flow

Jongju Yi* · Mansun Yu** · Hyunghee Cho***

ABSTRACT

Convective heat transfer coefficient was measured around a circular secondary jet ejected into the supersonic flow field. The wall temperature measurement around a injection nozzle was conducted using infra-red camera. The constant heat flux is applied to the wall around a secondary nozzle. According to jet to freestream momentum ratio, the injection flow penetrates into the supersonic flow field. The measured temperature is used to calculate the convective heat transfer coefficient.

초 록

본 논문에서는 초음속유동장 내에 분사된 2차분사유동과 주유동의 상호작용에 의한 2차분사노즐 주변에서의 열전달 현상을 관찰하였다. 벽면에는 등열유속조건을 주었다. 제트 자유유동간 운동량비(Jet to Freestream Momentum Ratio, J)에 따라 2차분사를 초음속유동장에 분사시켰으며, 적외선 카메라를 이용하여 2차분사노즐 주변 벽면온도를 측정하였고, 이를 통하여 대류열전달계수를 제시하였다.

Key Words: Heat Transfer(열전달), Supersonic(초음속), Secondary injection flow(2차분사)

1. 서 론

현재 전투기 및 우주 발사체들에서 사용되고 있는 추력 방향 제어 방법은 노즐을 움직이거나, 제트 흐름속에 베인과 같은 부품을 삽입하여 유

동을 기계적으로 방해하여 추력의 방향을 변화시키는 방법이다. 이러한 방법은 부가적인 복잡한 기계적 작동 장치와 이에 따른 무게의 증가가 필수적으로 따르게 된다. 그러나 2차 유동 분사에 의한 추력 방향 제어방법(TVC : Thrust Vector Control)은 복잡한 기계적 장치와 무게의 증가 없이 주유동의 방향을 바꾸어 주유동의 방향을 제어할 수 있는 장점을 가지고 있다. 이러한 장점을 가지고 있는 TVC는 2차분사노즐 출

† 2007년 2월 6일 접수 ~ 2007년 2월 28일 심사완료

* 학생회원, 연세대학교 기계공학부 대학원

** 정회원, 연세대학교 산업기술 연구소

*** 정회원, 연세대학교 기계공학부

E-mail: leongreal@yonsei.ac.kr

구 근방에서 초음속인 주유동과 2차분사유동의 상호작용으로 인한 충격파와 경계층의 간섭등 복잡한 유동현상이 나타나게 된다. 따라서 이러한 현상들은 추력제어의 성능에 직접적인 영향을 미치게 된다.

초음속 유동내에 분사되는 2차분사에 관련된 많은 연구가 진행되어 왔다. Aso[1]는 원형노즐 및 슬롯형태의 2차분사노즐을 이용하여, 2차분사노즐 주변에서의 표면압력을 측정하였다. Frank[2]는 2차분사시 2차분사유동 주변의 표면압력을 주유동의 마하수에 따라 측정하였다. Wayne[3]은 PDFs(Probability Density Functions)을 이용하여 2차분사에 의한 혼합특성(Mixing characteristics)을 연구하였다. Steven[4]는 운동량비(Jet to Freestream Momentum Ratio)를 변화시키면서 PIV(Particle Image Velocimetry)를 이용하여 주유동을 통과하는 2차분사유동의 높이와 속도장을 측정하였다. Huang[5]는 1993년 8월부터 운전실험에 들어간 Titan IV K-11의 엔진내부에 설치된 2차분사노즐 주변에서의 삭마(ablation)현상을 보고 하였고, 이는 2차분사유체와 연소가스의 상호작용으로 인하여 2차분사노즐 표면근처로 많은 열이 전달되어 일어난 일이라 결론 내렸다.

위에서 언급된 것과 같은 많은 연구에도 불구하고, 2차분사노즐 근방 표면에서의 열전달 현상에 관해서는 아직 그 결과가 미미한 실정이다. 본 연구에서는 수직 분사되는 2차분사 제트 근방에서의 열전달 특성에 대한 연구를 수행하였다. 먼저 표면에서의 유동형태를 파악하기 위하여 운동량비에 따라 2차분사를 초음속유동장에 수직으로 분사시키면서 유막가시화를 진행하였다. 자세한 유동현상을 파악하기 위하여 수치해석을 진행하였다. 또한 등열유속 조건이 적용된 표면에 2차분사노즐 및 히터를 설치하여 초음속 유동장에 노출시켰다. 그리고 운동량비를 변화시켜 2차분사 노즐주변의 표면온도를 적외선카메라를 통하여 측정하였다. 측정된 표면온도로부터 대류열전달 계수를 계산하였다.

Figure 1은 이번 실험에 쓰인 풍동으로, Yu[6]

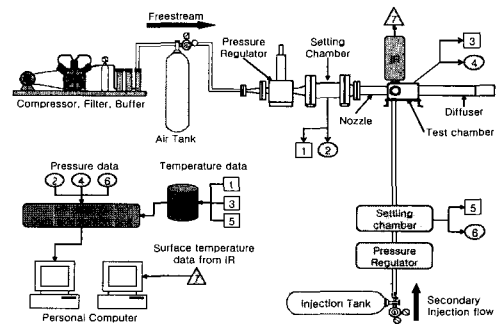


Fig. 1 Schematic diagram of supersonic blow-down tunnel

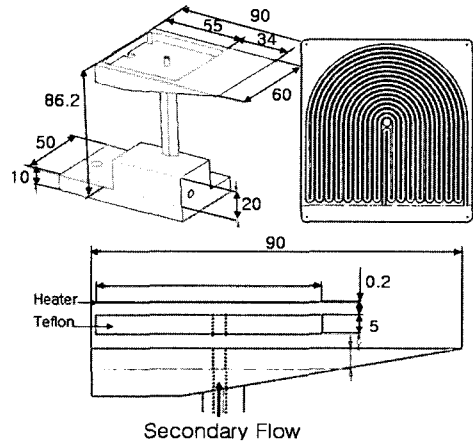


Fig. 2 Test Model and Heater

2. 실험장치 및 방법

의 실험에서 쓰였던 풍동에 본 실험을 위하여 2차분사장치를 추가한 그림이다. 주유동의 정체압($P_{\infty,0}$)는 630 kPa, 정체온도($T_{\infty,0}$)는 269K, 테스트챔버내 압력은 0.17기압이다. Figure 2는 본 실험에서 테스트 챔버내에 설치된 테스트 모델과 전기히터패턴이다. 테스트 모델의 지지대 내부로 유로를 내어 2차분사가 테스트표면에서 이루어지도록 하였다. 단열을 위하여 두께 5mm의 테프론을 전기히터배면에 위치시켰다. 전기히터패턴의 저항은 267 Ω , 두께는 0.2mm이다. 전기히터패턴은 2차분사노즐 주변에서 등열유속조건을 달성하기 위하여 반원형 패턴을 구성하였다. 2차분사에 쓰인 유동은 2차분사용 탱크에서 공급되

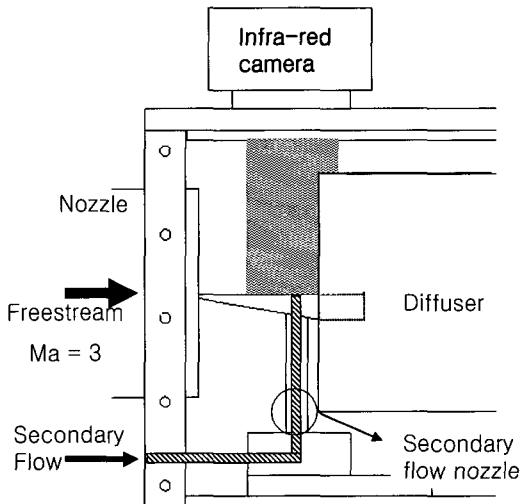


Fig. 3 The schematic diagram of test chamber and test model

는 공기를 사용하였다. 2차분사용 탱크에서 나온 공기는 압력레귤레이터를 통과하면서 운동량비에 맞는 2차분사 상류압이 되도록 조절된다. 본 연구에서 실험한 운동량비는 Table 1에 정리되어 있다. 압력레귤레이터를 통과한 유동은 정체 챔버를 통과하여 테스트 챔버내로 들어간다. 2차분사의 정체챔버 내에 압력센서를 설치하여 2차분사유동의 정체압력을 측정하였다. 2차분사노즐 직경은 2mm이며, 초킹되어 마하 1로 분사될 수 있도록 설계하였다.

Figure 3은 테스트 챔버내에 테스트모델을 설치한 그림이다. 테스트표면을 지지하는 지지대 내부에 2차분사용 유로(빗금부분)를 설치하였으며, 2차분사용 노즐은 지지대 아랫부분에 위치하고 있다. 테스트 표면의 수직방향에 적외선 카메라를 설치하여 테스트표면 온도를 직접 찍을 수 있도록 하였다. 테스트 모델의 선단은 10°의 책기 형상으로 주유동에 의한 저항을 최소화 하도록 하였다. 테스트 모델 선단으로부터 생긴 충격파와 2차분사에 의해 생긴 충격파는 후방에 설치된 디퓨저 안으로 들어가게 된다.

본 실험은 등열유속조건으로 설정된 표면에서의 2차분사유동과 주유동의 상호작용에 의한 표면 대류열전달계수 측정을 주목적으로 하고 있다. 이를 위하여 2차분사와 주유동의 운동량에

Table 1. Jet to Freestream ratio

J	$P_{j,0}$ (kPa)
1.17	364
1.63	507
2.15	660

대한 비를 달리 하였으며 이를 운동량비(J)로 표현하였다. 운동량비(J)는 Eq. 1과 같다.

$$J = \frac{(\rho V^2)_j}{(\rho V^2)_\infty} = \frac{(\gamma p Ma)_j}{(\gamma p Ma)_\infty} \quad (1)$$

하첨자가 j 는 2차분사인 경우, ∞ 는 주유동의 유동성질인 경우이다. ρ 는 밀도, V 는 속도이다. γ 는 비열비, p 는 압력이며, Ma 는 마하수이다. 테스트 표면에서 나오는 열유속은 Eq. 2과 같다.

$$\dot{q} = \dot{q}_e - \dot{q}_l \quad (2)$$

여기에서 \dot{q}_e 는 전류를 히터에 흘렸을 때 나오는 열량으로 $30,000 \text{ W/m}^2$ 이다. \dot{q}_l 는 테스트표면 뒤로 빠져나가는 열손실이다. 열손실은 테스트모델 길이방향으로 1차원 비정상 열전도 해석을 통해 전기히터에서 나오는 열량의 6%로 계산되었다. 대류열전달계수는 Eq. 3과 같이 계산 하였다.

$$h = \frac{\dot{q}}{T_w - T_{aw}} \left[1 - \left(\frac{\xi}{x} \right)^{0.9} \right]^{-\frac{1}{9}} \quad (3)$$

ξ 는 테스트 모델의 선단에서 히터까지의 비가열 길이($\xi = 0.034m$)이고, T_w 는 적외선 카메라를 통하여 측정한 표면온도이다. x 는 선단에서 T_w 가 측정되는 지점까지의 직선길이이다. 단열벽면 온도(T_{aw})는 Eq. 4와 같이 계산하였다.

$$T_{aw} = T_{\infty,0} \times \frac{1 + r \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_{\infty}^2} \quad (4)$$

$T_{\infty,0}$ 는 주유동의 정체챔버내 온도(269K), Ma_{∞} 는 주유동의 마하수로 $Ma_{\infty} = 3$ 이며, r 은 회복 계수($Pr^{1/3}$)이며, 전체 실험영역에 있어서 상수로 가정하였다. 배면으로의 열손실과 측정시 측정기기의 오차를 감안하여 실험의 정확성을 계산하였을때, 13.39%가 나왔다. 이는 배면으로의 열손실과 히터저항의 오차로 인하여 큰 측정오차가 나온 것으로 사료된다.

3. 결과 및 토의

3.1 유막가시화

Figure 4는 Table 1에 나와 있는 운동량비에 따라 유막가시화를 한 결과이다. 1차박리지점의 경우, 박리가 진행되면서 박리가 되는 지점에서 전단력이 0이 되어 유막이 남아 있다. 2차박리지점은 1차박리에서 나온 유동이 재부착 다시 2차박리가 일어난 것으로 추정된다. $J=1.17$ 인 경우, 중심선상의 1차박리지점은 2차분사 노즐직경의 2.25배, 2차 박리지점은 1.2배 상류에서부터 시작되었다. 또한, $J=2.15$ 인 경우, 1차박리지점은 2차분사노즐 직경의 3.5배, 2차박리지점은 1.6배 상류에서 시작되었다. Figure 5는 J 값에 따른 중심선상의 1차박리지점과 2차박리지점 거리를 노즐 직경으로 무차원화하여 나타낸 그림이다. J 값이 증가할수록 박리지점은 2차분사노즐로부터 테스트모델 선단방향으로 멀어지는 경향이 나왔다. 이는 J 값이 증가함에 따라 2차분사홀 전방에 나타나는 역압력구배가 증가하여 아음속 경계층영역을 따라 상류로의 압력전파거리 또한 증가된 결과로 사료된다.

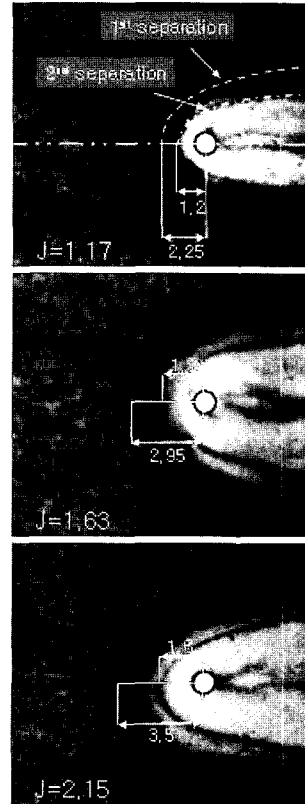


Fig. 4 The result of oil flow Visualization

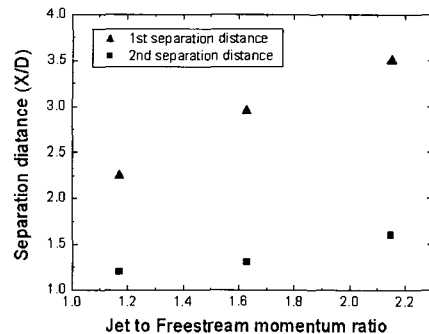


Fig. 5 The separation distance

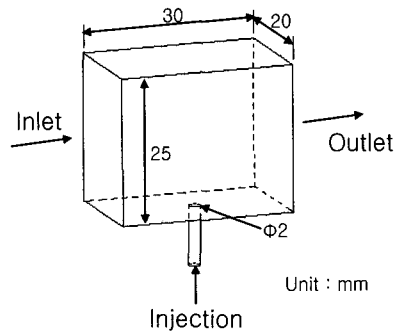
3.2 수치해석 결과

2차분사홀 주위에서의 유동장을 살펴보기 위해, $J=1.17$ 에 대하여 경우에 대하여 수치해석을

하였다. Figure 6는 수치해석 모델의 형상이다. 수치해석은 Fluent 6.2.16버전을 사용하였다. 사용된 격자는 58만개, 사용모델은 1 equation 모델인 Spalart-Allmaras model[8]을 사용하였다. 입구조건은 pressure far field조건으로 하여 마하 3, 정압이 17225Pa이다. 발달한 경계층 모사를 위해 UDF (User Define Function)을 사용하여 입구면에 1/7승 power law를 적용시킨 발달된 경계층을 포함한 속도장이 입력 되도록 하였다. 출구조건은 pressure out 조건을 사용하였으며, 정압은 17225Pa로 하였다. injection은 2차분사 되는 곳으로 pressure far field조건을 사용하였고, $Ma=1$, 정압은 195kPa로 하였다. Figure 7은 수치해석을 통해 얻은 표면에서의 전단력 분포와 유막가시화를 통해 얻은 결과를 비교한 그림이다. 전체적으로 보았을 때, 수치해석을 통해 얻은 결과에서 전단력이 낮은 부분과 유막가시화를 통해 얻은 결과에서 오일이 남아 있는 영역이 비교적 잘 일치하고 있다. Figure 8은 입자의 path line을 나타낸 결과이다. 주유동이 2차분사유동과 만나는 지점에서 말굽와류가 형성되어 궁형모양으로 이동, 회전하면서 후류쪽으로 흘러갔으며, 2차분사에 나온 유동은 주유동에 의해 꺾여 후류로 갔다. 일부 입자는 역압력구배에 의하여 테스트모델 선단쪽으로 향하였고 다시 주유동에 의해 후류로 흘러간 것으로 관찰되었다.

3.3 대류 열전달 계수

Figure 9은 운동량비가 각각 1.17, 1.63, 2.15일 때, 2차분사노즐 주변에서 실험을 통해 도출된 대류 열전달 계수의 contour이다. 전체적으로 활형형태의 대류열전달계수값 분포가 나왔으며, 이는 유막가시화를 통해 얻은 오일패턴과 수치해석을 통해 얻은 전단력분포와 비교 했을 때, 정성적으로 거의 일치한다. 높은 대류열전달계수값 분포를 보이는 지점은 2차분사노즐 앞쪽이다. Jet to Freestream Momentum Ratio가 증가함에 따라 전체적으로 대류열전달계수값이 증가하는 경향을 보이고 있다.



(a) The test model



(b) The grid around the secondary nozzle

Fig. 6 The test model and grid around secondary nozzle

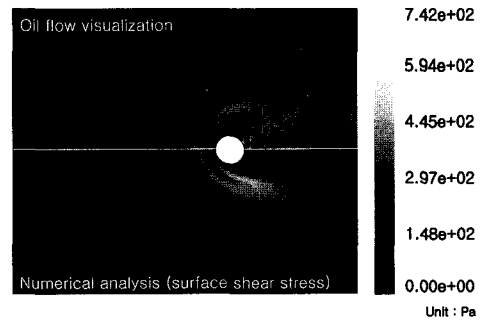


Fig. 7 The comparison between the oil streak pattern and numerical analysis (surface shear stress)

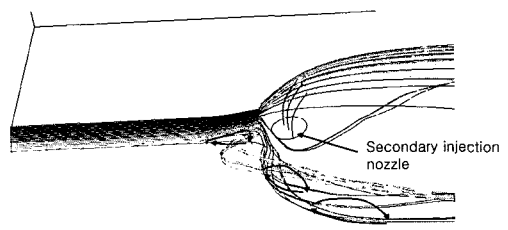


Fig. 8 The path line

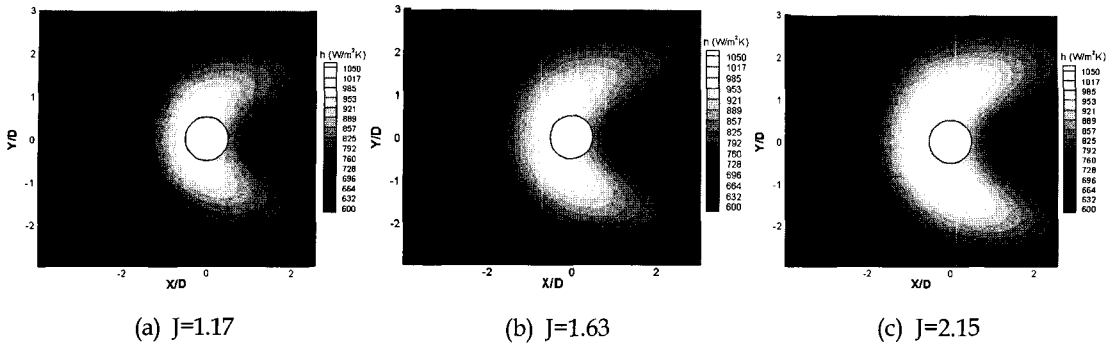


Fig. 9 The contours of convective heat transfer coefficient

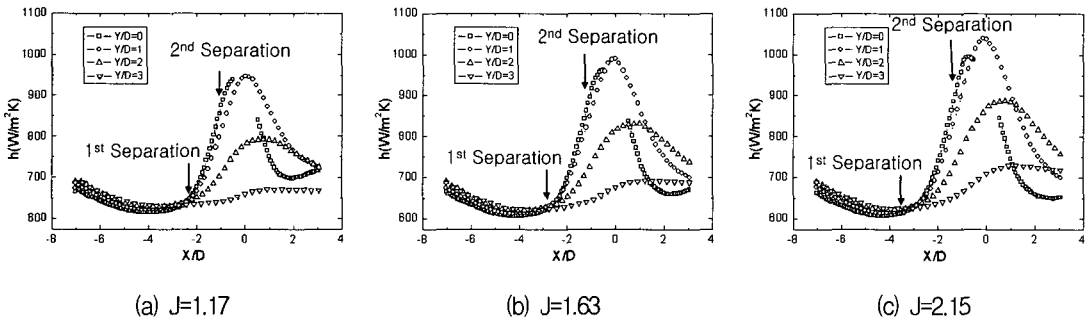


Fig. 10. The local plots of convective heat transfer coefficient along X/D

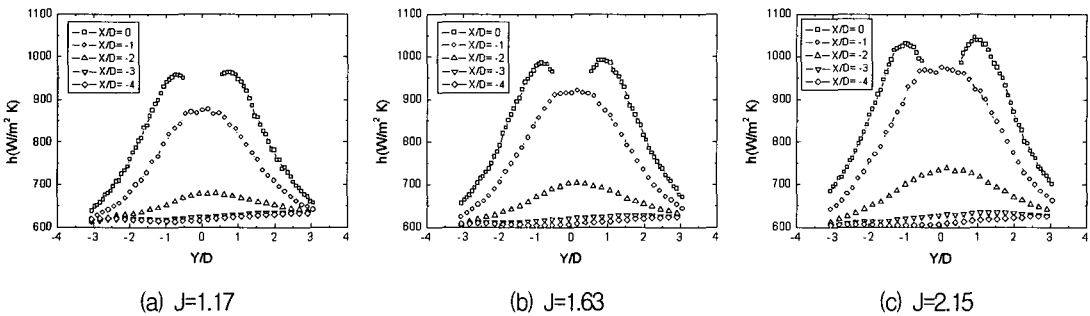


Fig. 11 The local plots of convective heat transfer coefficient along Y/D

Figure 10은 각 운동량비에 대하여, $Y/D=0, 1, 2, 3$ 에서 하류방향을 따라 표시한 대류열전달계수값 분포이다. 테스트 모델 선단에서 발달된 경계층에 의하여 테스트 모델 선단에서 1차박리 지점이 일어나는 지점까지 대류열전달계수값은 감소하는 경향을 보이고 있다. 1차박리 지점 이후, 생성된 충격파 구조에 의한 유동의 난류 섭동량 증가등의 이유로 1차박리 지점을 지난 뒤 대류열 전달계수값은 증가하는 추세를 보이고 있다.

또한 2차박리 지점 후방의 유동의 재부착이 일어나는 지점이 예상되는 곳에서 높은 대류열 전달계수값 분포를 보이고 있다. 또한 최대 대류열 전달계수는 $Y/D=0$ 이 아닌 $Y/D=1$ 인 지점에서 나타났다. 이러한 경향은 $X/D=0, -1, -2, -3, -4$ 인 지점에서 주유동에 수직한 방향으로 대류열 전달 계수를 나타낸 그래프인 Fig. 11을 통해 확실히 볼 수 있다. Figure 11은 $X/D=0$ 에서 $Y/D=-0.5\sim 0.5$ 부분이 2차분사노즐이 위치한 곳이

라 결과에서 제외시켰다. Figure 11 (a), (b), (c)에서 가장 높은 대류열전달계수를 나타낸 위치는 $X/D=0$ 에서 2차분사노즐의 중앙에서 벗어난 부분이다. 또한 J 값이 증가함에 따라 2차분사노즐 근방의 대류열전달계수가 증가함을 알 수 있었다. 대류열전달계수는 $X/D=-2$ 에서 $X/D=-1$ 로 갈 때, 급격한 대류열전달계수의 변화를 볼 수 있는데, 이는 이 부분에 유동의 박리 및 충돌, 재부착등이 발생하기 때문에 대류열전달계수의 급격한 증가가 생긴 것으로 사료된다.

4. 결 론

초음속 유동장내에 동열유속조건으로 설정된 표면에서의 2차분사유동과 주유동의 상호작용에 의한 표면 대류열전달계수를 도출하였다. 그 결과, 2차분사 홀 선단으로부터 분사홀 직경의 약 2배 거리의 상류지점을 시작으로 활형모양의 표면영역이 영향을 받는 것이 관찰되었다. 유동 해석 및 유막법 실험 결과, 이는 2차 제트 분사에 상류로부터 발달하던 경계층의 박리와 함께 발달한 말굽 와류의 표면충돌 및 재부착과 관련있음을 확인하였으며, 비박리 영역에서의 열전달계수값에 최대 1.7배까지 증가하는 경향을 보였다. 운동량비의 증가는 열전달 촉진 영역의 증가 및 대류열전달계수값의 증가 또한 야기하는 것으로 관찰되었다. Table 2는 운동량비에 따른 최대 대류열전달 계수값을 나타낸 것이다.

Table 2. The maximum convective heat transfer coefficient

Jet to Freestream Momentum Ratio	Heat transfer coefficient (W/m^2K)
1.17	968
1.63	999
2.15	1046

참 고 문 헌

1. Aso S., Okuyama S., Ando, Y. and Fujimori, T. "Two-dimensional and Three-dimensional mixing Flow Fields in Supersonic flow Induced by Injected Secondary Flows Through Traverse Slot and Circular nozzle", AIAA-93-0489
2. Frank, W. S., "Two - Dimensional Jet Interaction Studies at Large Values of Reynolds and Mach Numbers", AIAA Journal Vol. 13, No. 11, November 1975, pp. 1430-1434
3. Wayne M. V, Juan G. S, Dutton J. C and Robert P. L., "Mixing of a Sonic transverse Jec Injected into a Supersonic Flow", AIAA Journal, Vol. 38, No. 3, March 2000, pp. 470-479
4. Steven J. B, John F. H, Rocky J. E and Russell W. S., "Penetration of a Transverse Supersonic Jet into a Subsonic Compressible Crossflow", AIAA Journal, Vol. 43, No. 2, February 2005, pp.379-389
5. Huang W. M, Mistrek D. L. and Murdock J. W., AIAA Paper 96-2638
6. Yu, M. S., Yi, J. J., Cho, H. H., Hwang, G. Y. and Bea, J. C., "A Study of the Heat Transfer around a Cylindrical Body Protruded into a Supersonic Flow-field", AJCPP2006-22143
7. Everett, D. E. and Morris, M. J. "Wall Pressure Measurements for a Sonic Jet Injected Transversely into a Supersonic Crossflow", Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 6, November-December
8. P. Spalart and S. Allmaras. "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", Technical Report AIAA-92-0439, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992