

초음속유동장 내에 돌출된 실린더와 2차분사 홀 주변에서의 열전달 현상 연구

이종주* · 유만선* · 송지운* · 조형희*

Heat transfer in the perturbed boundary layer by cylinder and secondary injection in supersonic flow

Jongju Yi,* · Mansun Yu** · Jiwoon Song* · Hyunghee Cho***

ABSTRACT

In this paper, heat transfer changes due to the shock/boundary layer interaction were investigated on surfaces where protruding bodies such as a cylinder and a secondary jet are mounted. With an infra-red thermography, surface temperature was measured and the measured data was used to obtain the convective heat transfer. Heat transfer phenomena around these two solid and fluid bodies were appeared to be very comparable each other. The inclination of a cylinder and the jet injection ratio were the important factors for the change of heat transfer on the effective surfaces.

초 록

초음속 유동장내에 분사된 이차제트 주변에서의 열전달 현상을 고찰 하였다. 초음속 유동장내에 등 열유속조건이 적용되도록 히터를 표면에 설치하였으며, Jet to freestream momentum ratio(운동량비)에 의 변화에 따른 2차분사를 하여, 2차분사홀 주변의 표면온도 변화를 적외선 카메라를 통하여 측정하였으며, 이를 바탕으로 대류열전달 계수를 계산하였다. 또한 초음속 유동장 내에서 돌출된 실린더 주변 표면의 대류열전달 계수 측정 결과와 비교 하였다. 실린더의 주유동에 대한 기울어진 각도와 2차분사의 운동량비는 표면 대류열전달계수 분포에 중요한 요인으로 작용하였다.

Key Words: Supersonic(초음속), Heat Transfer(열전달), Secondary Injection(이차분사), Perturbed Cylinder Body(실린더)

1. 서 론

초음속 유동장 내에 이차분사가 이루어지는 분야는 다양하다. 추력방향제어(TVC : Thrust Vector Control)의 주요기술은 노즐목이나 디퓨

저부분에 이차분사를 시켜 주유동의 방향을 제어하는 것이다. 또한 스크림제트는 엔진 내부에서 초음속 유동장 내에 연료를 분사시켜 점화 후 추력을 얻는다. 마하 이상의 속도로 비행하는 각종 비행체의 경우, 비행체 외부 표면에 부착된 각종 돌출물에 의하여 항공공학적 가열이 일어난다고 알려져 있다. 초음속 유동장내에 분사되는 이차분사와 초음속 유동장내에 돌출된 돌출

* 정회원, 연세대학교 기계공학부
연락처, E-mail: leeongreal@yonsei.ac.kr

물은 초음속 유동장내에 장애물 역할을 하기에 이차분사홀과 돌출부 주변에서의 유동현상은 비슷하다고 할 수 있다. 초음속 유동장내에 돌출된 실린더 주변에서의 열전달 현상 및 유동장 연구는 많이 있었다. Aso[1]는 실린더 주변에 얇은 필름형태의 열유속 측정 게이지를 설치하여, 초음속 유동장내에 돌출된 실린더 주변에서의 열유속을 측정하였다. 이를 통하여 유동의 재부착 지점과 박리되는 지점에서 열전달이 증가함을 알아내었다. Yu[2]는 초음속 유동장 내에 돌출된 실린더 주변 표면온도를 적외선 카메라를 통하여 표면 대류열전달계수를 측정하였다. Everett[3]는 원형 이차분사홀 주변 표면의 압력장을 PSP(Pressure Sensitive Paint)를 통하여 측정하였으며, 최대 압력분포는 이차분사홀의 양단에서 나타난다고 보고하였다. Gruber[4]는 원형 이차분사홀과 타원형 이차분사홀 주변 표면압력분포를 PSP를 통하여 압력을 측정하였다. 초음속 유동장에 돌출된 돌출부 주변의 압력장과 열전달 현상에 대한 연구는 많이 있었으나, 초음속 유동장내에 분사되는 이차분사홀 주변에서의 열전달 현상 연구는 찾아보기 어려웠다. 본 연구에서는 Yu[2]의 논문에 제시된 초음속 유동장내에 돌출된 원형 실린더 주변에서의 표면 대류열전달 현상과 이차분사홀 주변에서의 대류열전달 특성을 비교하였다.

2. 실험장치 및 실험방법

압축기에서 압축된 공기는 필터를 통과하면서 압축 시 생긴 유분과 수분이 제거된다. 그 후 $1.8m^3$ 의 용적을 가진 공기탱크에 약 150기압으로 압축되어 저장된다. 실험이 시작되면 압축된 공기는 압력 레귤레이터를 통과하면서 약 6.8기압으로 감압이 된다. 감압된 공기의 불균일성을 줄여주기 위하여 주유동 정체 챔버내에 5단 스크린을 설치하였다. 실험시 정체 챔버내 압력과 온도변화는 Fig. 1와 같다. 주유동 정체챔버를 통과한 유동은 마하3으로 설계된 원형노즐을 통과하면서 마하 3의 유동이 된다. 마하 3의 유동

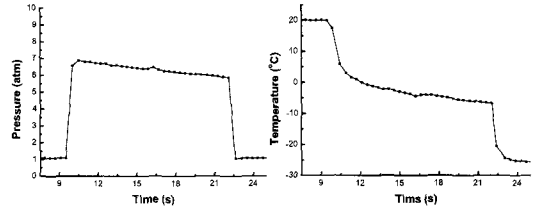


Fig. 1 The pressure and temperature variation during the test

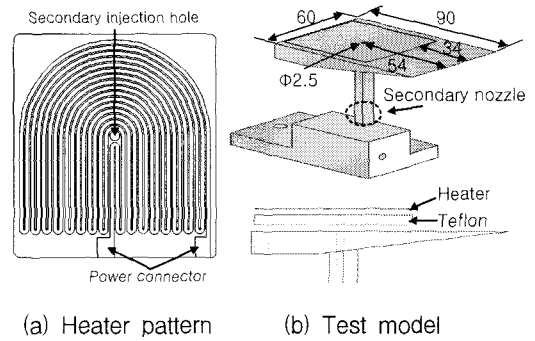


Fig. 2 The heater and test model

은 테스트 챔버내에 설치된 테스트 모델 주위를 통과한 후 디퓨저를 거쳐 대기중으로 방출된다. 이차분사를 위하여 이차분사용 압축탱크를 설치하였다. 이차분사용 압축탱크에서 나온 이차유동은 압력 레귤레이터를 통과하면서 운동량비에 맞는 상류압으로 감압이 된다. 감압된 이차유동은 이차분사 정체챔버를 거쳐 테스트모델 내부에 설치된 노즐을 통과하면서 마하1이 된다. 마하1의 이차분사유동은 테스트 모델내 유로를 따라 테스트 표면에 설치된 홀을 통과하면서 초음속 유동장 내에 돌출된다. 이차분사홀 주변에서 등열유속조건을 만족하기 위하여, Fig. 2.a와 같이 홀 중심으로 반원형 히터패턴을 고안하였다. 전기 히터의 저항은 267 Ω 이며, 전기히터의 두께는 0.2mm이다. 전기히터의 배면으로의 열손실을 최소화하기 위하여 5mm 두께의 테플론을 설치하였다. Figure 2.b는 테스트 모델의 개략도이다. 대류열전달계수를 측정하기 위하여 테스트 표면의 수직방향에 적외선 카메라(Jenoptik, Varioscanner 3011-ST)를 설치하였다. 주유동은 마하 3이며, 레이

높은 수는 $5.0 \times 10^7 / \text{m}^2$ 이다. 주유동 정체챔버내 압력은 약 6.3기압, 주유동 정체챔버내 온도는 263K이다. 전기히터에서 발생한 열유속은 $30,000 \text{W}/\text{m}^2$ 이다. 배면으로의 열손실은 상용코드인 Fluent 6.2.12버전을 통하여 깊이방향으로의 1차원 열전도 문제로 가정했으며, 약 6%의 배면 열손실이 있음을 알았다. 대류열전달 계수는 Eq. 1[7]을 통하여 계산하였다.

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

T_w 는 적외선 카메라를 통하여 측정된 표면온도이며, \dot{q} 는 배면으로의 열손실을 고려한 열유속이다. ξ 는 테스트모델의 비가열부분 길이이며, 테스트모델 선단에서 히터가 있는 위치까지의 직선 거리이다. T_{aw} 는 Eq. 2를 통하여 계산하였다

$$T_{aw} = T_0 \frac{1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma_\infty^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_\infty^2} \quad \text{Eq. 2}$$

T_0 는 주유동 정체챔버에서 측정된 정체온도이며, Ma_∞ 는 주유동의 마하수, r 는 회복계수이다. 회복계수의 경우, 공기의 $Pr^{1/3}$ 으로 가정하였다. 운동량비는 Eq.3과 같이 정의된다.

$$J = \frac{(\rho V^2)_j}{(\rho V^2)_\infty} = \frac{(\gamma p Ma)_j}{(\gamma p Ma)_\infty} \quad \text{Eq. 3}$$

γ 는 공기비열비, p 는 테스트챔버 및 이차분사홀 정압이다. 주유동의 테스트챔버내 정압은 0.17기압으로 실험중에 일정하게 유지되었다. 이차분사의 정체압을 변화시켜 이차분사의 출구정압을 제어 할 수 있다. Table 1은 본 연구에서 측정된 운동량비와 이차분사 정체압이다.

Table 1. Jet to freestream momentum ratio

Jet to freestream momentum ratio	$P_{j,0}$, kPa
1.17	364
1.63	507
2.15	660

3. 결과 및 토의

3.1 유막가시화

Figure 3은 운동량비에 따른 이차분사홀 주변 및 Yu[2]의 실린더 주변의 유막가시화 결과이다. 운동량비가 1.17인 경우, 대칭선을 기준으로 1,2차 박리지점은 이차분사 홀 중심의 상류방향으로 홀직경의 각각 2.25배, 1.2배 되는 지점에서 일어났다. 운동량비가 2.15인 경우, 1차박리지점은 3.5배 되는 지점에서 발생했으며, 2차박리지점의 경우, 1.6배 되는 지점에서 발생되었다. 테스트표면에 수직으로 설치된 실린더의 실험결과(00D)를 보면, 대칭선을 기준으로 1,2차 박리지점은 실린

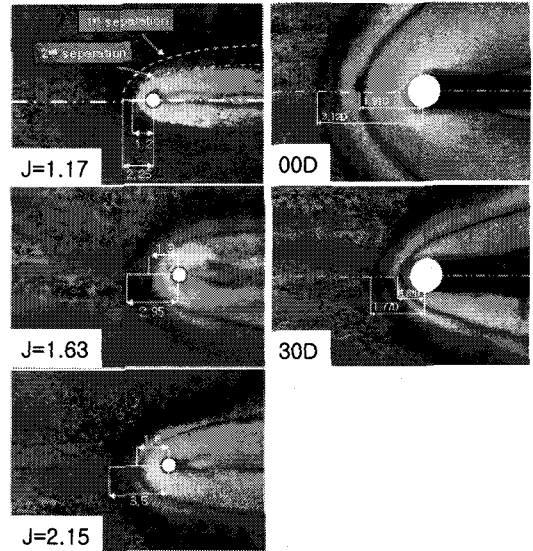


Fig. 3 The results of the oil streak pattern

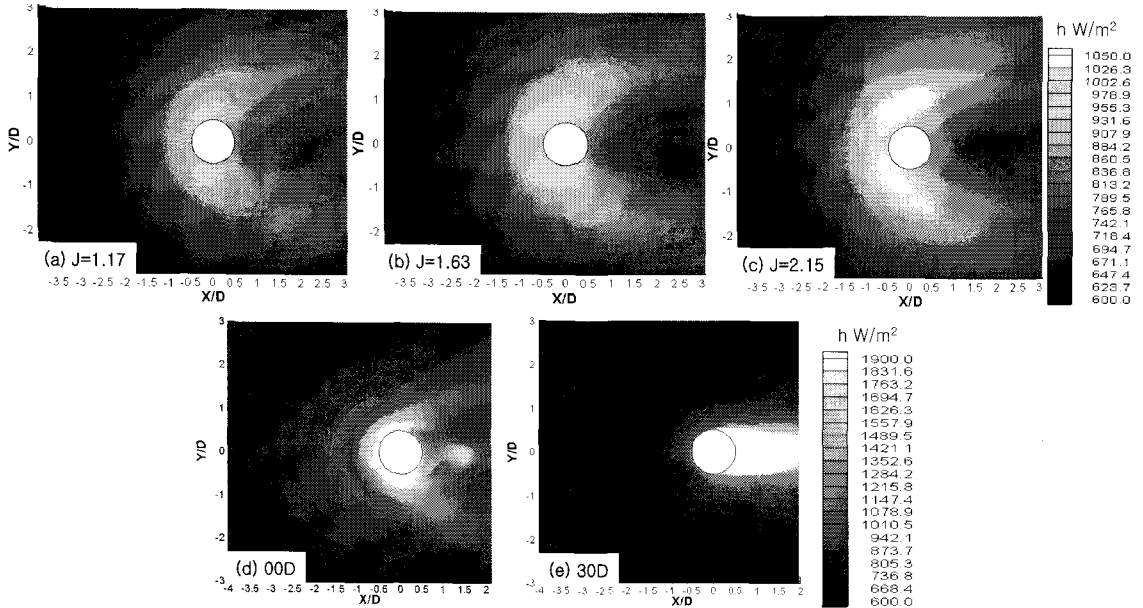


Fig.4 The results of the convective heat transfer coefficient distribution

더 홀 중심의 상류방향으로 실린더직경의 각각 3.12배, 1.91배 되는 지점에 나타났다. 주유동에 대해 30° 기울어진 실린더의 경우(30D), 1차박리 지점은 실린더 직경의 1.77배 되는 지점에서 발생되었으며, 2차박리지점은 0.82배 되는 지점에서 발생하였다. 이차분사 실험의 경우, 운동량비가 증가할수록 박리지점은 이차분사홀로부터 상류방향으로 멀어졌다. 또한 실린더 실험의 경우, 실린더가 주유동에 수직하게 위치할수록, 박리지점은 실린더로부터 상류방향으로 멀어졌다. 이차분사와 실린더의 상류부분에서 역압력구배가 증가하였다고 사료된다[3,4,6]. 이렇게 증가된 역압력 구배에 의하여 박리지점이 이차분사 홀과 실린더로부터 상류쪽으로 멀어졌을 것으로 생각된다.

3.2 대류열전달계수

Figure 4은 운동량비에 따른 이차분사홀 주변 및 Yu[2]의 실린더 주변 표면의 대류열전달계수 분포이다. Figure 4.a,b,c는 각각 운동량비가 1.17, 1.63, 2.15일 때의 대류열전달계수 분포를 보여주고 있으며, 그림에서 중심의 흰색원은 이차분사홀의 위치를 나타낸 것이다. 전체적으로 활형형

태의 대류열전달 촉진영역이 나타났으며, 운동량비가 증가할수록 대류열전달계수의 절대치가 증가하였다. 최대 대류열전달계수가 존재하는 구역은 주유동 방향으로 이차분사홀의 상단 좌우 부분에서 나타났다.

Figure 4.d,e는 실린더의 기울어짐 각도가 0도, 30도의 경우의 열전달계수분포를 나타내며, 중앙의 흰색원은 실린더와 평판 표면이 만나는 지점을 나타낸다. 실린더가 주유동에 대해 30° 기울어져 있는 경우, 테스트표면의 수직방향에 설치된 적외선 카메라는 30° 기울어진 실린더의 표면온도를 측정하게 된다. 따라서 Fig. 4e의 흰색원 우측지역은 테스트 표면이 아닌 실린더의 표면에서의 대류열전달계수를 측정한 것이기 때문에 본 논의에서 제외했다. 전체적으로 실린더 주위에서 표면대류열전달이 활형형태로 촉진됨을 알 수 있다. 또한 실린더가 주유동에 수직하게 될수록 열전달 촉진 영역의 범위가 더 커지게 되었다. 최대 대류열전달계수가 나타나는 지역은 주유동방향으로 실린더의 좌우에 나타났다.

두 실험에서, 대류열전달 계수는 상류 경계층의 발달로 의해 1차박리지점까지 감소하는 경향을 가지고 있으며, 1차박리지점이 지난뒤에 대류

열전달계수는 증가하는 추세를 가지고 있었다. 최대 대류열전달계수가 나타는 지역도 주유동방향으로 이차분사와 실린더의 좌우부분에 나타났다.

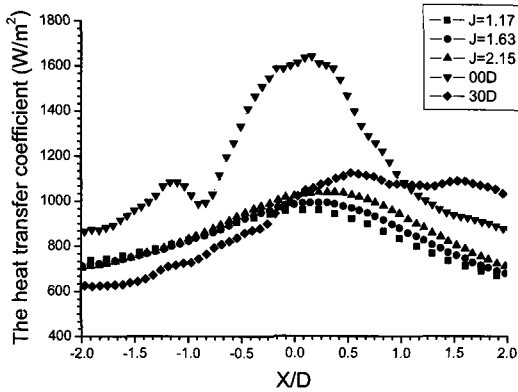


Fig. 5 The plot of the convective heat transfer coefficient at $Y/D=0.75$

Figure 5는 $Y/D=0.75$ 에서 이차분사와 실린더의 주유동방향으로의 대류열전달계수를 나타낸 그래프이다. 이차분사의 경우, 운동량비가 증가할수록 대류열전달계수값은 증가하였으며, 최대 대류열전달계수 위치는 $X/D=0.2$ 부근에서 나타났다. 실린더의 경우, 최대 대류열전달계수는 00D일 때에는 $X/D=0.2$ 부근에서 나타났으며, 30D의 경우 $X/D=0.6$ 부근에서 나타났다.

4. 결 론

초음속 유동장 내에 분사된 이차분사를 주변에서의 유막가시화 실험과 대류열전달 실험을 수행하였으며, 초음속 유동장 내에 돌출된 원형 실린더의 주위 표면 대류열전달 실험결과와 비교 하였다. 유막가시화 실험에서, 이차분사의 경우 운동량비가 증가할수록, 박리지점이 이차분사홀에서 상류쪽으로 멀어졌다. 실린더 실험의 경우 실린더가 주유동에 수직하게 될수록 박리지점이 실린더로부터 상류방향으로 멀어졌다. 대류열전달실험에서, 이차분사의 운동량비가 증가할수록 대류열전달계수값은 증가하는 추세를 가지

고 있었으며, 최대 대류열전달계수가 나타나는 지점은 $X/D=0.2$ 부근에서 나타났다. 실린더 실험의 경우 주유동에 수직하게 실린더가 설치될 때, 대류열전달계수가 증가하였으며, 최대 대류열전달계수가 나타난 지역은 00D의 경우 $X/D=0.2$ 부근이며, 30° 기울어진 실린더의 경우, $X/D=0.6$ 부근에서 나타났다.

참 고 문 헌

1. Aso, S., Hayashi, M., and TAN, A., "Aerodynamic heating phenomena in three dimensional shock wave/turbulent boundary layer interactions induced by sweptback blunt fins," AIAA-1990-381
2. 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, 2006
3. Everett, D.E., 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, pp. 861-868, 1998
4. Gruber, M.R., and Goss, L.P., "Surface pressure measurements in supersonic transverse injection flowfields," Journal of Propulsion and Power, Vol. 15, No. 5, September-October, pp633-640, 1999
5. Huang, W.M., Mistrek, D.L., and Murdock J.W., "Nozzle erosion induced by thrust vector control injection," AIAA paper 96-2638, 1996
6. Stollery, J.L., "Glancing shock-boundary layer interactions," AGARD-R-764, 1990
7. W.M.Kays, M.E.Crawford, "Convective Heat and Mass Transfer 4th edition," McGraw-Hill, 2005