

초음속 유동내에 분사되는 원형 제트 주위에서의 열전달 연구

이종주* · 유만선* · 조형희*

Study on Heat Transfer around a Circular Jet Ejected into a Supersonic Flow

Jongju Yi* · Mansun Yu* · Hyunghee Cho*

ABSTRACT

Convective heat transfer coefficient was measured around a secondary jet ejected into the supersonic flow field. Wall temperature distribution was measured on the surface, which the constant heat flux condition is applied. According to jet to freestream momentum ratio, the secondary flow was penetrated into the supersonic flow field. During the test, two dimensional thermal image of a wall temperature is taken by an infra-red camera. Experiments were performed under the testing condition of freestream Mach number of about 3, stagnation pressure of 630 kPa and Reynolds number of 3.0×10^6

초 록

본 논문에서는 초음속 유동장내에 분사된 이차제트 주변에서의 열전달 현상을 고찰 하였다. 초음속 유동장내에 등열유속조건이 적용된 표면을 설치하고, jet to freestream momentum ratio의 변화에 따른 2차분사를 하여, 2차분사 노즐 주변의 표면온도변화를 적외선카메라를 통하여 측정하였으며, 이를 바탕으로 대류열전달계수를 계산하였다.

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

1. 서 론

현재 전투기 및 우주 발사체에 사용되고 있는 추력 방향 제어 방법은 노즐을 움직이거나, 제트 흐름속에 베인과 같은 부품을 삽입하여 유동을 기계적으로 방해하여 추력의 방향을 변화

시키는 방법이다. 부가적인 복잡한 기계적 작동 장치와 이에 따른 무게의 증가가 필수적으로 따르게 된다. 그러나 2차 유동 분사에 의한 추력 방향 제어방법은 복잡한 기계적 장치와 무게의 증가 없이 주유동의 방향을 바꾸어 추력의 방향을 제어할 수 있는 장점을 지닌다. 그러나 2차분사노즐 출구근방에서의 초음속 흐름에서는 충격파와 경계층 상호작용등 복잡한 유동현상이 관찰되며, 이는 추력제어의 성능에 직접적인 영향

* 연세대학교 기계공학 대학원
연락처, E-mail: leeongreal@yonsei.ac.kr

을 미치게 된다.

초음속 유동내로의 2차분사와 관련된 많은 연구가 진행되어왔다. Aso[1]는 2차분사노즐을 원형노즐 및 슬릿형태의 노즐을 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)를 연구하였다. Steven[4]는 jet to freestream momentum ratio를 변화시키면서 PIV(Particle Image Velocimetry)를 이용하여 주유동을 통과하는 2차분사유동의 높이와 속도장을 측정하였다. Huang[5]은 1993년 8월부터 운전실험에 들어간 Titan IV K-11 비행기 엔진의 2차 분사노즐 주변에서 삭마(ablation)현상을 보고 하였고, 이는 2차분사유체와 연소가스의 열교환에 의한 상호 작용에 의하여 일어난 일이라 결론 내렸다.

위에서 언급된 것과 같은 많은 연구에도 불구하고, 이차제트근방 표면에서의 열전달 현상에 관해서는 아직 그 결과가 미미한 실정이다. 본 연구에서는 수직 분사되는 제트 근방에서의 열전달 특성에 대한 연구를 수행하였다. 등열유속 조건이 적용된 표면에 2차분사노즐 및 히터를 설치하여 초음속유동장에 노출시켰으며, jet to freestream momentum ratio를 변화시켜 2차분사 노즐주변의 표면온도를 적외선카메라를 통하여 측정하였다. 측정된 표면온도로부터 대류열전달 계수를 계산하였다.

2. 실험장치 및 방법

Figure 1은 이번 실험에 쓰인 풍동으로, Yu[6]의 실험에서 쓰였던 풍동에 본 실험을 위하여 2차분사장치를 추가한 그림이다. 주유동의 stagnation pressure($P_{\infty,0}$)는 630 kPa, stagnation temperature($T_{\infty,0}$)는 269 K이다. Fig. 2는 본 실험에서 test chamber 내에 설치된

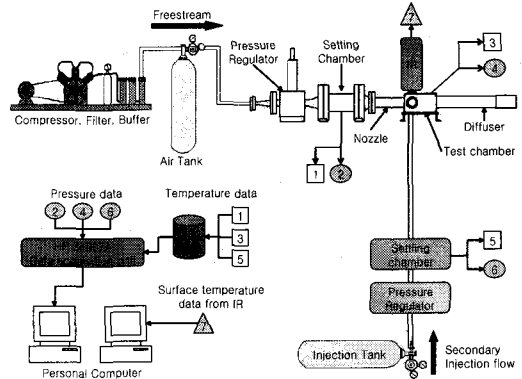


Fig 1. Schematic diagram of supersonic blow-down tunnel

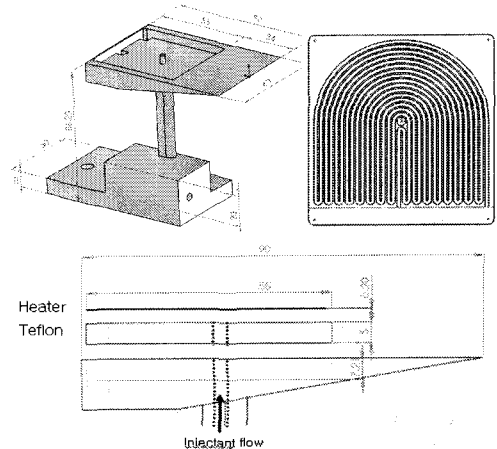


Fig. 2 Test Model & Heater

테스트 모델과 heater이다. 테스트 모델의 지지대 내부에 유로를 내어 2차분사가 되도록 하였으며, 단열을 위하여 5 mm 테프론을 사용하였다. 히터의 저항은 267 Ω , 두께는 0.2 mm 이다. 2차분사에 쓰일 유동은 2차분사용 탱크에서 공급되는 공기를 사용하였다. 2차분사용 탱크에서 나온 공기는 압력레귤레이터를 통과하면서 jet

Table 1. Jet to Freestream ratio

J	$P_{j,0}$ (kPa)
1.17	660
1.63	507
2.15	369

to freestream momentum ratio에 맞는 2차분사 상류압이 되도록 조절된다. 본 연구에서 고려된 jet to freestream momentum ratio는 Table 1에 정리되어 있다. 압력레귤레이터를 통과한 유동은 정체 챔버를 통과하여 테스트 챔버내로 들어가게 된다. 2차분사의 stagnation chamber에서는 K타입 열전대와 압력센서를 설치하여 2차분사 유동의 온도와 압력을 측정하였다. 2차분사 노즐 직경은 2 mm이며, 초킹되어 음속으로 분사 될 수 있도록 설계하였다.

본 실험은 등열유속조건으로 설정된 표면에서 2차분사유동과 주유동의 상호작용에 의한 표면 대류열전달계수 측정을 주목적으로 하고 있다. jet to freestream momentum ratio는 아래와 같다.

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

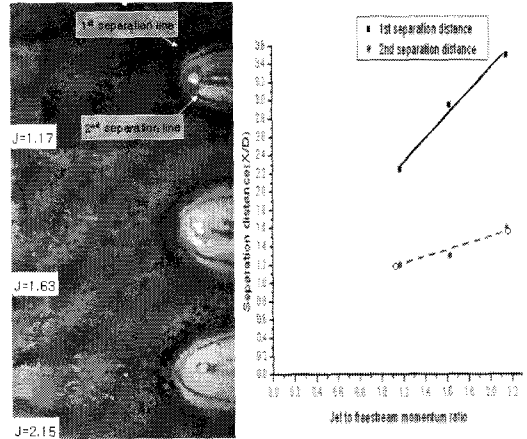
테스트표면에 설치된 히터에서 나오는 열유속은 $\dot{q} = \dot{q}_e - \dot{q}_l$ 이다. \dot{q}_e 는 전류를 히터에 흘려 나오는 열량으로 $30,000 \text{ W/m}^2$ 로 하였다. \dot{q}_l 는 테스트표면 뒤로 빠져나가는 열손실이다. 열손실은 테스트모델 깊이방향으로의 1차원 비정상 열전도 해석을 통해 6%로 계산 되었다. 대류열전달 계수는 아래와 같이 계산 하였다.

$$h = \frac{\dot{q}}{T_w - T_{aq}} \left[1 - \left(\frac{\xi}{x} \right)^{0.9} \right]^{-\frac{1}{9}} \quad (2)$$

ξ 는 테스트 모델의 선단에서 히터까지의 비가열 길이($\xi = 0.034m$)이고, T_w 는 적외선카메라를 통하여 측정한 표면온도이며, x 는 선단에서 T_w 가 측정되는 곳까지의 길이이다. 단열벽면온도(T_{aq})는 아래와 같이 계산 하였다.

$$T_{aw} = T_{\infty,0} \times \frac{1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma_\infty^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_\infty^2} \quad (3)$$

$T_{\infty,0}$ 는 주유동의 stagnation chamber내 온도, Ma_∞ 은 주유동의 마하수, r 은 회복계수이다.



(a) picture of oil patten (b) separation distances in a center line

Fig. 3 Oil streak patten

3. 결과 및 토의

3.1 Oil Flow Visualization

Figure 3은 Table 1에 나와 있는 jet to freestream momentum ratio(J)에 따라 oil flow visualization을 수행한 결과이다. J값이 증가함에 따라 1차박리지점과 2차박리지점이 2차분사노즐에서 멀어졌다. 테스트 모델의 선단에서 발달된 속도 경계층은 주유동에 2차분사가 이루어짐에 따라 2차분사 노즐 앞단의 높아진 압력으로 인하여 두꺼워 지게 되면서, 박리가 생기게 된다 [7]. J값이 높아질수록 2차분사 노즐 앞단에서 압력은 더 상승하게 되며, 결국 박리가 일어나는 지점이 2차분사 노즐에서 멀어졌다고 생각된다.

3.2 대류 열전달 계수

Figure 4, 5, 6은 각 J=1.17, 1.63, 2.15일 때, 2차분사노즐 주변에서의 대류열전달계수를 계산한 contour와 Y/D=0, 1, 2에서의 무차원화한 그래프이다. 제트분사에 의해 활형 모양의 표면영역이 영향 받고 있으며, 이는 Fig.3에 나타난 오일패턴과 정성적으로 일치한다. 오른쪽에 나타난 그래프로부터 알 수 있듯이 열전달 계수는 1차 박리지점 근방에서 증가하기 시작했으며, 2차

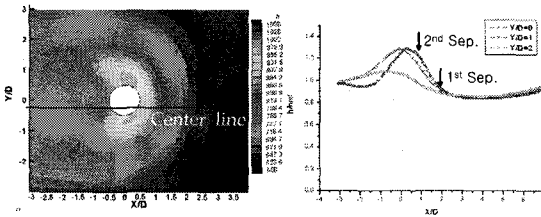


Fig. 4 Convective Heat Transfer Coefficient at J=1.17

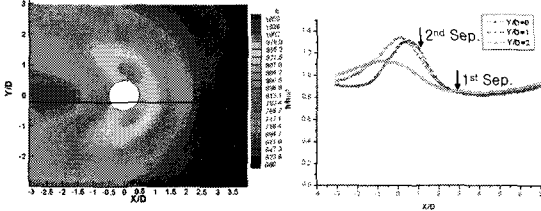


Fig. 5 Convective Heat Transfer Coefficient at J=1.63

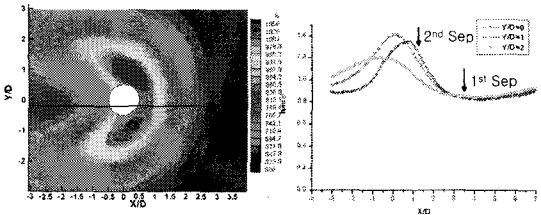


Fig. 6 Convective Heat Transfer Coefficient at J=2.15

박리지점 근방에서 최대값을 보였다. Jet to freestream momentum ratio의 증가에 따라 관심영역에서의 열전달 계수가 전반적으로 증가하고 있으며, 중심선 바깥에서의 높은 열전달 계수 분포가 관찰되었다.

4. 결 론

초음속 유동장내에 등열유속조건으로 설정된 표면에서 2차분사유동과 주유동의 상호작용에 의한 표면 대류열전달계수 측정하는 실험을 수행하였다 제트분사에 의해 활형 모양의 표면영역이 영향 받고 있었다. 1차박리지점 근방부터 대류열전달계수값은 증가하였으며, 2차박리지점 근방에서 최대 대류열전달계수값을 가졌다. 중심

선 바깥에서 높은 열전달 계수분포를 보였다.

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 Jet 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 1998, pp. 861-868