

Sharp Fin에 의한 초음속 유동장내 열전달 변화 연구

송지운* · 유만선** · 조형희***

A Study of Heat Transfer in Supersonic Flow Field on a Sharp Fin Shape

Jiwoon Song* · Mansun Yu** · Hyunghee Cho***

ABSTRACT

Heat transfer characteristic near a sharp fin in a supersonic flow was studied. Infra-red thermography was used to obtain the variation of surface heat transfer coefficient distribution. The attack angle of fin is ranged from 10° to 20° and the oil flow method was also conducted to understand a flow field near a sharp fin.

초 록

초음속 유동장 내에서 돌출된 sharp fin형상에 의해 발생하는 충격파로 인한 열전달 특성변화 연구를 수행하였다. IR camera를 이용하여 마하 3의 유동 내에 attack angle이 10° 부터 20° 의 fin을 돌출시켜 생기는 충격파에 의한 바닥면 열전달 계수 변화를 측정하였으며, 유동장의 변화를 알아보기 보기 위해 oil flow method를 사용하였다.

Key Words: Supersonic Flow(초음속 유동), Convective Heat Transfer Coefficient(대류 열전달 계수) Sharp fin(샤프 핀), Infra-red thermography(적외선 온도 기록법)

1. 서 론

초음속 영역에서의 비행체 설계는 많은 공기역학적 문제를 수반한다. 그중의 하나가 초음속 유동장 내 돌출된 형상에 의해 발생하는 충격파로 인한 국부적인 높은 열전달 현상이다. 과도한 열전달 현상 및 큰 온도 편차로 인한 비행체 표

면의 과도한 열 부하 초래는 비행체 표면을 손상시켜 주요 부품의 소실을 가져올 수 있다. 따라서 충격파로 인한 표면 열전달 특성 변화 연구는 비행체 설계에 있어 현상 이해를 통한 표면의 열적 보호를 위해 필수적인 과정이다.

초음속 영역에서 공기역학적 현상의 이해를 위해 앞서 많은 연구가 있었다. Yu[1], Aso[2]는 blunt Fin에 대한 연구, Knight[3]는 double sharp fin에 대한 연구를 통해 초음속 영역에서의 돌출된 형상에 의한 열전달, 압력, 유동구조에 대한 현상을 연구하였다.

* 연세대학교 공과대학 기계공학부

** 연세대학교 대학원

*** 연세대학교 공과대학 기계공학부

연락처, E-mail: dolguard@hanmail.net

특히, Yu[1]는 초음속 유동장내 돌출된 cylinder type 형상 실험에서 적외선 측정법을 이용하여 대류 열전달 계수를 도출하였다. Alvi [4]는 PLS를 이용하여 초음속 유동장내 sharp fin에 의한 λ -shock 구조를 촬영하였다. Aso[2]는 sharp fin에 대하여 압력과 열전달을 측정 실험을 통해 heat flux가 박리지점과 reattachment 지점에서 높아짐을 확인하였다. Rodi[5]는 sharp Fin 실험을 통해 peak pressure, plateau pressure, peak heat transfer rate와 mach number의 관계식이 타당함을 증명하였다. Lu[6]는 고정된 attack angle에서 mach number 변화에 따른 inviscid shock angle의 변화를 측정하였다. 그러나 앞서 열거한 실험에서 형상의 차이, 측정 방법의 차이, 측정 인자의 차이로 sharp fin형상에 대한 열전달 특성 변화를 한 번에 알 수 있는 실험은 수행된 적이 없다.

본 연구에서는 초음속 유동장내 돌출된 sharp fin근방의 충격파로 인해 생기는 heat transfer rate의 변화를 sharp fin의 각도를 변화시켜가며 IR camera를 이용한 실험을 통해 알아보고자 하였다. 또한 fin 주위의 유동 특성을 파악하기 위하여 oil film method가 수행되었다.

2. 실험 장치 및 방법

2.1 초음속 불어내리기식 풍동

이 실험에는 초음속 불어내리기 식 풍동이 사용되었다. Figure 1은 실험에 사용된 초음속 풍동의 개략도이다. 실험 장치는 압축, 저장, 초음속 풍동의 세 부분으로 구성되어 있다. 압축부는 15마력, 20MPa의 압축 성능을 갖는 compressor에서 압축된 공기는 버퍼에 잠시 저장된 다음 총 7단의 수분 및 유분 필터를 거친다. 수분과 유분이 제거된 압축공기는 저장부인 1800l용량의 탱크에 150기압으로 저장된다. 초음속 풍동에서 실험이 시작되면 압축 공기는 저장용기를 빠져나와 압력 조절기를 거쳐 6기압으로 감압되고 5단 screen을 설치한 stagnation chamber를 지나 균일한 유동을 갖게 된다. 유동은 supersonic

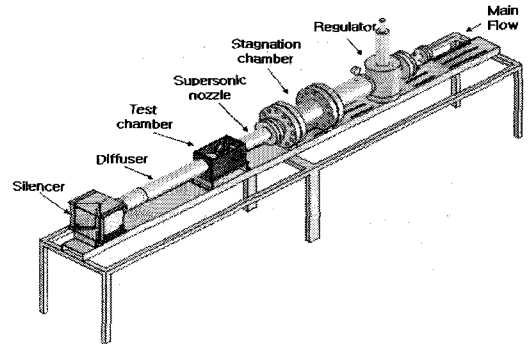


Fig. 1 Schematic diagram of Supersonic blow tunnel

nozzle을 지나 Ma 3의 유동이 된다. 가속된 유동은 test chamber를 거쳐 후방에 설치된 diffuser로 빠져나가고, 최종적으로 소음감소를 위한 silencer를 지난다.

2.2 Test Model과 기타 장비

Figure 2는 test model 및 flat plate의 개략도이다. Flat plate model 위에 돌출 형상인 sharp fin이 위치한다. Sharp fin은 알루미늄으로 제작되었으며 unswept type이고, 10° 부터 20° 까지의 attack angle을 갖는 5개의 sample이 제작되었다. Fin을 포함한 $40\text{mm} \times 40\text{mm}$ 의 표면영역은 두께 0.2mm 의 390Ω 의 저항을 갖는 foil heater, 배면으로의 열 차단을 위한 5mm 의 teflon과 1mm 의 mineral wool을 채운다.

IR image를 이용한 온도 분포 측정 및 계산을 위해 test chamber의 내부와 모든 test model은 emissivity 0.89의 검은색 무광 도색제로 도색하였다.

Test chamber에 설치된 pressure transducer와 stagnation chamber에 설치된 thermocouple은 voltmeter를 이용하여 신호를 받은 후, computer를 이용하여 각각의 압력과 온도를 계산하였다. test model의 표면온도($= T_w$)는 적외선 카메라를 이용하여 측정하였다.

2.3 실험 조건과 실험 과정

주유동 조건은 Ma 3, unit Reynolds number $5 \times 10^7 / m$ 이다.

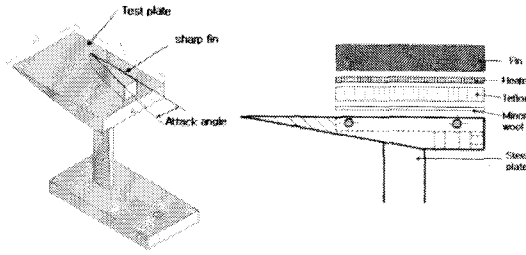


Fig. 2 Schematic diagram of Test Plate

실험은 표면 등 열유속 조건에서 이루어졌으며 heat flux는 다음과 같이 계산되었다.

$$\dot{q} = \dot{q}_g - \dot{q}_l \quad (1)$$

$\dot{q}_g = I^2 R$: 히터에서의 열 발생

(I : 공급된 전류량, R : 390Ω)

\dot{q}_l : test surface 후방으로의 열 손실

열손실은 model 표면에서 깊이 방향으로 1차원 비정상 열전도 해석을 통해 계산되었다.

대류 열전달 계수는 제시된 Newton's law of cooling에 의해 계산한다.

$$h = \frac{\dot{q}}{T_w - T_{aw}} \quad (2)$$

T_w : 적외선 카메라로 측정

$$T_{aw} = T_0 \cdot \frac{1 + r \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2}$$

T_0 : Stagnation chamber내의 온도

r : 회복계수 (=0.9), γ : specific heat ratio

Ma : 주 유동의 마하수

3. 결과 및 고찰

3.1 유막법

Figure 3은 oil flow method를 이용한 바닥면의 유선이다. Aso[2]가 제시한 박리선들이 관찰되고 있으며 attack angle이 증가할수록 separation line이 이루는 각도가 증가하는 경향을 확인 할 수 있었다. 12.5° 와 20° 사이의

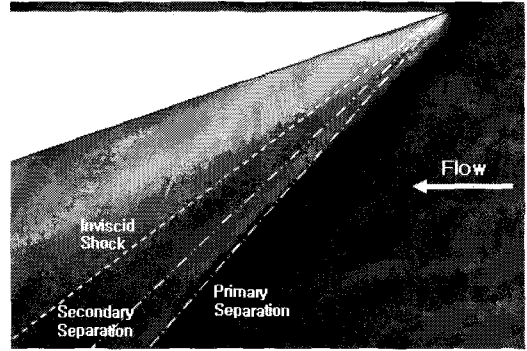


Fig. 3 Flow Visualization by Oil Flow at 20°

attack angle(= β_α)에 따른 primary separation angle(= β_s)의 변화를 1차식으로 curve fitting 하면

$$\beta_s = 2.0148\beta_\alpha + 8.657 \quad (3)$$

로 나타낼 수 있다.

3.2 대류 열전달 계수

Figure 4는 attack angle 20° 인 fin에서의 열전달 계수의 분포를 나타낸다. 참고를 위해 유막법을 통해 얻어낸 1차 박리선과 비점성 구간에서의 경사 충격파선을 함께 도시하였다. 이 때, 박리선 후방에서 값이 증가하고, 비점성 충격파 후방의 Fin과 비점성 충격파선 사이의 영역에서 가장 높은 값을 보인다.

Fin 꼭짓점으로부터 유동 하류 방향으로 15mm지점에서의 열전달 계수와 Aso[2]의 압력에 관한 실험 데이터를 Fig. 5에 도시하였다. 열전달 계수는 비점성 충격파선 후방의 reattachment line에서 충격파에 의한 간섭이 없는 지점에 비해 2.5배 높은 값을 나타내었고, 1차 유동 박리선 근방에서 두번째 peak가 나타남을 알 수 있었다. Figure 5와 같이 전체적으로 바닥면의 압력 분포와 열전달 계수 분포는 같은 경향을 보이고 있다. Figure 7은 12.5° , 20° 로 Attack angle이 다른 경우이다. Attack angle이 커질수록 Heat Transfer Coefficient는 커지고, 영향을 받는 영역 또한 폭 방향으로 커지는 것을 관찰할 수 있었다.

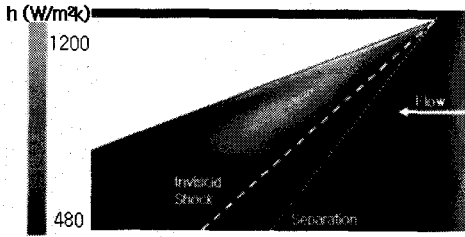


Fig. 4 Convective Heat Transfer Coefficient distribution

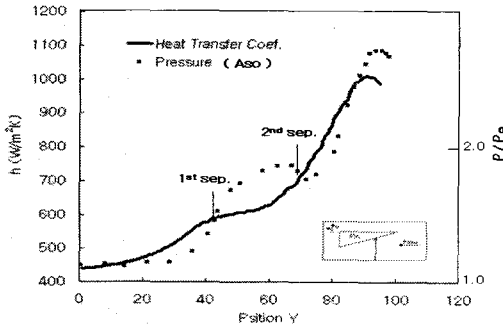


Fig. 5 Comparison with pressure distribution

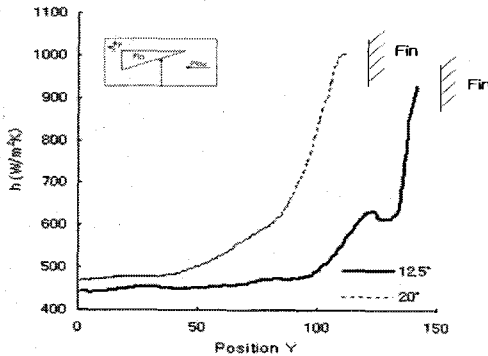


Fig. 6 Convective Heat Transfer Coefficient distribution for different attack angle

4. 결 론

초음속 유동장내 돌출된 attack angle이 설계 변수로 고려된 sharp Fin에 의해 발생하는 충격파로 인한 열전달 특성변화 연구가 수행되었다.

Separation line 근방에서 열전달 계수의 증가가 시작됨을 확인할 수 있었고, 비점성 충격파를 지나 박리영역의 재부착이 예상되는 부분에서

최고값을 갖는 것을 확인할 수 있었다. 타 논문과의 비교를 통해 열전달 계수 및 압력분포의 유사한 경향성을 또한 확인하였다. 마지막으로 fin의 attack angle이 증가할수록 heat transfer coefficient도 높아짐을 확인할 수 있었다.

참고문헌

1. Yu, M.S., Yi, J.J., Cho, H.H., Hwang G.Y. and Bae, J.C, "A Study of Heat Transfer around a Cylindrical Body Protruded into a Supersonic Flow-field", AJCCP2006-22143
2. Shigeru ASO, Masanori HAYASHI and Anzhong TAN, "The Structure of Aerodynamic Heating in Three-Dimensional Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions Induce by Sharp Fin and Blunt Fins" Proceeding of 20th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, AIAA-1989-1854
3. Doyle D. Knight, T.J. Garrison, G.S. Settles, A.A. Zheltovodov, A.I. Maksimov and A.M. Shevchenko, and S. S. Vorontsov, "Asymmetric Crossing-Shock-Wave/Turbulent-Boundary-Layer Interaction", AIAA Journal, Vol. 33, No. 12, December 1995
4. F. S. Alvi and G. S. Settles., "Phycal Model of the Swept Shock Wave/Boundary-Layer Interaction Flowfield", AIAA Journal, Vol. 30, No. 9, September 1992
5. P. E. Rodi and D. S. Dolling, "Behavior of Pressure and Heat Transfer in Sharp Fin-Induce Turbulent Interaction", AIAA Journal, Vol. 33, No. 11, September 1995
6. F. K. Lu, G. S. Settles and C. C. Horstman, "Mach Number Effects on Conical Surface Features of Swept Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions", AIAA Journal, Vol. 28, No. 1, January 1990