

論文

동축열전대 및 TSP를 이용한 극초음속 유동 내 돌출물 주위 공력가열 계측

이형진*, 이복직**, 정인석***, 김성룡****, 김인선****

Aerodynamic Measurement over a Protuberance in Hypersonic Flows Using Coaxial Thermocouple and TSP

Hyoung Jin Lee*, Bok Jik Lee**, In-Seuck Jeung***, Seong-Lyong Kim**** and Insun Kim****

ABSTRACT

Experiments were conducted to measure the heat flux and temperature over a protuberance, using an impulse hypersonic shock tunnel-coaxial thermocouples and a blowdown hypersonic wind tunnel-temperature sensitive paints(TSP). Experimental data were compared with the heat flux data using a blowdown hypersonic wind tunnel-heat flux gauges and it was confirmed data sets agreed well. The measured heat flux is large when the height of the protuberance is large. Also, the heat flux measurements at the upper positions are larger than at the lower positions. For high protuberances, a severe jump in the heat flux is observed, from about 0.6~0.7 of the height of the protuberances. However, when the protuberance is sufficiently short, a rise in the heat flux is rarely observed as the protuberance is submerged totally under the separation region.

초 록

임펄스식 극초음속 충격과 풍동과 동축열전대, 불어내기식 극초음속 풍동과 온도감응페인트(TSP)를 이용하여 돌출물 전면 및 주위에서의 온도 및 열유속 계측 실험을 수행하였다. 측정된 실험 결과를 기 수행된 불어내기식 풍동과 열유속 계측기를 이용한 열유속 측정 결과와 비교하였다. 각각의 세 가지 기법의 결과가 서로 잘 일치함을 확인하였으며, 실험 결과로부터 돌출물 전면에서의 열전달 특성을 보다 명확하게 관찰할 수 있었다. 측정된 열유속 데이터로부터 공력가열 현상은 돌출물 전면 상부에서 크게 발생하며 돌출물의 크기가 작을수록 매우 미비해짐을 관찰할 수 있다. 돌출물의 크기가 큰 경우, 돌출물 높이 0.6~0.7 지점부터 열유속이 크게 증가한 반면, 돌출물의 높이가 충분히 작은 경우는 돌출물 자체가 전방의 박리 영역에 완전히 잠기면서 열유속이 크게 증가하는 지점이 관찰되지 않았다.

Key Words : Protuberance(돌출물), Hypersonic(극초음속), Heat flux(열유속), Coaxial thermocouple(동축열전대), Temperature sensitive paint(온도감응페인트)

† 2009년 8월 21일 접수 ~ 2009년 9월 28일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

** 정회원, LIG 넥스원 PGM 연구센터

*** 정회원, 서울대학교 항공우주공학과 항공우주신기술 연구소

교신저자, E-mail : enjis@snu.ac.kr

서울시 관악구 관악로 599번지

**** 정회원, 한국항공우주연구원

1. 서 론

고속으로 비행하는 비행체 표면의 돌출물 주위는 큰 공력하중 및 열하중이 발생할 수 있어 비행체 설계에 있어서 중요한 고려 대상이 되어

왔다. 특히 돌출물 주위에 발생하는 국부적인 높은 열전달 현상은 열적 문제에 있어 주요 관심 대상이었다. 이에 수많은 연구가 진행되어 왔으나, 물리적 현상 자체가 매우 복잡함에 따라 이론적 해석이 매우 어려워 대부분의 연구가 풍동을 이용한 실험적 방법을 통하여 수행되어 왔음은 참고문헌[1]에서 언술한 바 있다. 이에 참고문헌[1]에서 불어내기식 극초음속 풍동과 열유속 게이지를 이용하여 마하 7의 극초음속 유동 내 평판으로부터 돌출된 2차원형 돌출물 전면에서의 열유속 측정 결과와 돌출물의 높이에 따른 열전달 특성을 제시한 바 있다.

그러나, 불어내기식 극초음속 풍동 시설은 고속으로 팽창하는 유동의 액화방지를 위해 막대한 비용이 소요되는 공기 가열장치가 필요함에 따라 규모와 비용면에서 운용이 매우 어려운 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 많은 해외 연구기관에서는 적은 경비로 보다 쉽고 빠르게 극초음속 실험을 수행할 수 있는 시설로 충격과 풍동을 사용하여 왔다[2-4]. 이에 따라 극초음속 유동 내 열전달 특성 또는 열유속 측정 실험을 위해 규모 및 운용 비용면에서 큰 장점을 갖는 극초음속 충격과 풍동을 시험 설비로 이용하는 것은 실험적 측면에서 매우 바람직하다. 그러나 충격과 풍동의 경우 설비의 시험 시간이 매우 짧기 때문에 일반적인 열유속 게이지를 이용하는 것이 불가능하다. 이에 본 논문에서는 충격과 풍동을 이용하여 극초음속 유동 내 존재하는 돌출물 전방의 열유속을 측정하기 위해 충격과 풍동과 반응 시간이 매우 빠른 동축 열전대를 이용하는 기법을 제시하고자 한다.

한편, 열유속게이지 및 동축 열전대의 경우, 열게이지가 설치된 점에서만 측정이 가능한 점 측정 기법이다. 따라서 측정 해상도를 늘리기 위해서는 가능한 많은 게이지를 설치해야 하며 이는 실험 비용 측면에서 실험 한계로 작용될 뿐 아니라 모델을 훼손해야하는 단점을 낳는다. 이러한 단점을 극복하기 위해 최근에는 불어내기식 혹은 충격과 풍동을 이용한 실험적 연구에서 온도감응 페인트(TSP)를 이용한 광학 기법의 실험적 연구를 수행하기도 한다. 온도감응페인트는 점 측정 방식이 아닌 면 측정 기법으로 충분한 측정 해상도를 갖는 장점이 있다. 이에 본 논문에서는 동축열전대와 극초음속 충격과 풍동을 이용한 실험 기법 이외에 불어내기식 극초음속 풍동과 온도감응페인트를 이용하여 열유속을 측정한 기법을 실험 결과와 함께 제시하고자 한다.

돌출물 주위 유동 특성에는 여러 변수가 영향

을 미치지만[1], 본 논문에서는 실험 결과의 비교를 위해 실험 조건을 참고문헌[1]과 동일하게 설정하였다. 유입 유동 조건 및 돌출물의 형상을 동일하게 유지하고 돌출물 높이에 따른 열전달 특성만을 관찰하였다. 각각의 기법을 이용하여 돌출물 전면 및 주위에서 열유속을 측정하고 그 결과를 비교 분석하였다.

II. 본 론

2.1 시험 장치

불어내기식 극초음속 풍동

열유속게이지 및 TSP를 이용한 열유속 측정은 불어내기식 극초음속 풍동에서 수행되었다. 본 연구에 사용한 풍동은 일본 동경대학의 가시와 캠퍼스에 설치되어 있다. 모든 실험의 풍동 운용 조건은 정체실의 정체 압력 950 kPa, 정체 온도 600 K로 설정하였다. 이때 시험부에 형성되는 유입 유동 조건은 압력 약 200~300 Pa, 단위 레이놀즈수 $2.0 \times 10^6 / m$ 이다. 풍동이 시동될 수 있는 시험부에 삽입할 수 있는 모델의 최대 단면적은 $1,250 \text{ mm}^2$ 으로 노즐 출구 단면적의 약 4%에 해당하며, 시험시간은 약 30초 정도이다. 보다 자세한 사항은 참고문헌[1]을 참조하길 바란다.

극초음속 충격과 풍동

동축 열전대를 이용한 열유속 측정 실험은 서울대학교 항공우주추진연소연구실에 구축되어 있는 극초음속 충격과 풍동을 이용하였다.[3-4] 서울대학교 극초음속 충격과 풍동은 그림 1와 같이 고압관 (길이 1.5 m, 내경 89 mm), 충격과 관 (길이 5.2 m, 내경 43 mm), 극초음속 축대칭 노즐, 시험부 ($300 \times 300 \times 600 \text{ mm}$), 덤프 탱크로 구성되어 있다. 극초음속 충격과 풍동은 일반적으로 고압관과 저압관의 압력비(P_c/P_s)에 따라 다

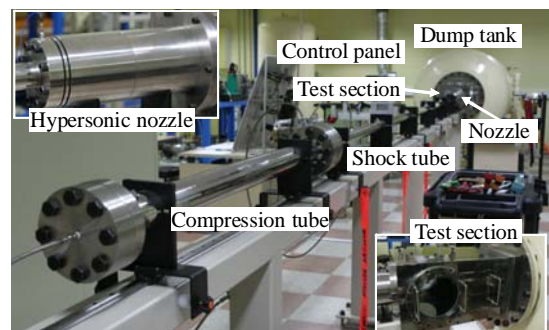


Fig. 1. Hypersonic shock tunnel of SNU

Table 1. Experimental conditions of hypersonic shock tunnel

항목	실험 조건
유입 유동 마하수	7
노즐출구 직경	150 mm
Pc/Ps	20.4 or 78.7
정체 압력 Po	1 or 2.5 MPa
정체 온도 To	600 or 900 K
시험 시간	< 1 msec

양한 정체 조건, 즉 시험 조건을 얻는 것이 가능하다. 이에 본 연구에서는 불어내기식 풍동을 이용한 실험 결과와 비교를 위해 두 가지 시험 조건에서 실험적 연구를 수행하였으며 두 실험 조건은 다음과 같다.

실험 조건 1:

불어내기식 극초음속 풍동의 정체 유동 조건 고압관과 저압관의 압력비(Pc/Ps) = 20.4

실험 조건 2:

고엔탈피 정체 유동 조건 고압관과 저압관의 압력비(Pc/Ps) = 78.7
해당하는 실험 조건을 표1에 요약하였다.

2.2 실험 모델

본 연구에 이용한 실험 모델은 평판과 2차원형 돌출물로 구성되어 있다. 자세한 설명은 참고문헌[1]에 제시되어 있으며, 간략히 표 2에만 제시한다. 단, 동축열전대 및 TSP를 이용한 실험적 연구에서는 짧은 모델만을 이용하였다.

Table 2. Dimensions of test model

항목	짧은 모델	긴 모델
L (평판 길이)	165 mm	320 mm
W (평판 너비)	60 mm	60 mm
h (돌출물 높이)	6, 12, 18 mm	6, 12, 18 mm
w (돌출물 너비)	50 mm	50 mm
l (돌출물 길이)	24 mm	24 mm

2.3 열유속 및 온도 측정 기법

앞서 언급한 바와 같이 본 연구에 적용된 측정 기법은 모두 세 가지이다. 열유속 측정을 위한 세 가지 실험 기법은 참고문헌[1]에 제시한 기법을 포함하여 사용한 풍동과 측정 장치를 바탕으로 다음 세 가지;

- 기법A: 불어내기식 풍동-열유속계이지
- 기법B: 충격파 풍동-동축 열전대
- 기법C: 불어내기식 풍동-온도감응페인트(TSP)

으로 구분된다. 이 중 기법A에 해당하는 열유속계이지는 참고문헌[1]에 자세히 제시하였으며, 본문에서는 기법B와 C로 구분된 동축열전대 및 TSP에 대해서만 설명하고자 한다.

동축 열전대 기법B에 사용된 동축 열전대는 응답 시간이 1μs 정도로 1 msec 정도의 시험 시간을 갖는 극초음속 충격파 풍동에 이용하는 것이 적합하다. 동축 열전대는 두 개의 금속으로 이루어져 있으며, 두 금속에는 매우 얇은 접합점(1μm 이내)이 형성되어 있다. 시험 시간동안 측정된 전압 신호는 사용된 동축 열전대 특성에 의해 온도로 변환된다. 열유속은 시간에 따라 측정된 온도분포로부터 1차원 반무한 가정(semi-infinite assumption) 등을 이용하여 식(1)과 같이 유도된다.[5-7] 본 연구에서 사용된 동축 열전대는 외경 1.9 mm로 Chromel과 Constantan(독일 SWL, Model KL, E 타입)으로 구성되어 있다.

$$q(t_n) = 2 \sqrt{\frac{\rho c k}{\pi}} \sum_{i=1}^n \frac{T(t_i) - T(t_{i-1})}{(t_n - t_i)^{1/2} + (t_n - t_{n-1})^{1/2}} \quad (1)$$

여기에서, q는 열유속, T는 표면 온도, t는 시간을 나타내며, r, c, k는 각각 열전대 재료의 밀도, 비열, 열전도 계수를 나타낸다.

온도감응페인트(TSP) 기법C에는 TSP와 불어내기식 극초음속 풍동이 이용되었다. 적절한 파장의 빛이 조사되면, TSP의 분자들이 전기적으로 어느 에너지 준위로 가진된 후, 복사 혹은 비복사 과정과 같은 몇 가지 열방출 메커니즘을 걸쳐 초기 상태의 에너지 준위로 되돌아온다. 이때 복사 과정을 통한 photon의 방출을 보통 발광이라 부른다. 온도가 증가하면 분자 간 충돌 빈도가 증가하면서 비복사 과정이 증가하기 때문에 TSP의 발광은 온도가 증가할수록 감소하게 된다 [8-10]. 시험 시간 동안 발광 강도가 CCD 카메라를 이용하여 측정되고, 측정된 발광 강도는 미리 수행한 보정 시험을 통한 식(2)와 같은 보정식에 의해 온도로 변환된다.

$$\frac{I(T)}{I(T_{ref})} = f\left(\frac{T}{T_{ref}}\right) \quad (2)$$

여기에서 I는 발광강도, T는 온도를 나타낸다.

이와 같은 방법으로 획득된 시간에 따른 온도 변화 분포는 기법B에서와 동일한 방식으로 식(1)을 통해 열유속으로 환산되는데, 이때는 반무한가정이 유효한 시험 초기 시간의 데이터만 이용한다. 본 연구에서 사용한 TSP는 Ru(phen)₃²⁺ (발광원, luminophore), polyacrylic acid(바인더,

binder), ethanol(용매, solvent)로 구성되어 있다. 사용한 Ru(phen)₃²⁺은 상온에서 온도에 민감한 것으로 알려져 있으며, 풍동 시험에서 자주 사용된다. 사용한 TSP의 바인더에 대한 발광원은 농도는 기 수행된 연구결과로부터 10⁻² mol/liter가 적절한 것으로 알려져 있으며, 본 연구에서도 동일한 농도를 사용하였다.

2.4 실험 세팅

기법A에 대한 실험 세팅 기법은 참고문헌 [1]에 자세히 나타내었다. 본 논문에서는 기법 B와 C에 대한 설명만을 제시한다. 그림 2에 모델에 삽입된 동축 열전대 및 TSP가 도포된 실험 모델 사진을 제시하였다. 그림 2(a)에 보이는 바와 같이 동축 열전대가 설치된 높이는 평판으로부터 3, 9, 15 mm 이며, 측정점은 하단으로부터 H1, H2, H3로 명명하였다. 그림 3과 4는 충격과 풍동 및 불어내기식 풍동에 설치된 실험 모델이다.

그림 3에 극초음속 충격과 풍동에 설치된 모델의 사진을 제시하였다. 장착된 동축 열전대는 시험부 하단에 설치된 진공용 멀티 핀 커넥터(HMS02 series, 다이트론테크놀러지, 일본)를 거

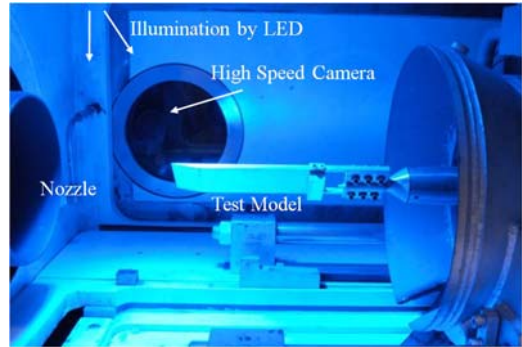
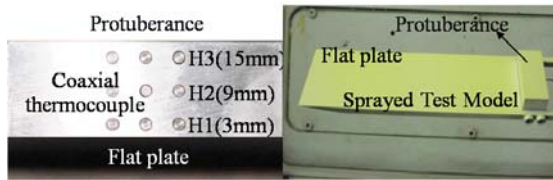


Fig. 4. Short test model installed test section of blowdown wind tunnel (Experimental technique C)

쳐 외부의 신호증폭기(MFA100, Müller, German) 및 시험측정치 기록장치와 연결된다.

그림 4에 불어내기식 극초음속 풍동에 TSP를 이용한 실험 세팅 기법을 제시하였다. 평판과 돌출물 전면에 TSP를 상용 spray건을 이용하여 균일한 두께로 도포하고 모델을 풍동 시험부에 장착한 후, 그림 4에 보이는 바와 같이 시험부 상부에 2대의 광원(LED-A294, Hamamatsu, Japan)를 이용하여 430~450 nm의 청색 빔을 균일하게 조사한다. 도포된 TSP 분자들은 풍동 작동 시 발생하는 온도 변화에 의해 여기된 후 약 600 nm 파장의 빛을 발광하게 된다. 발광하는 빛의 발광 강도를 560 nm의 High pass filter를 장착한 고속 카메라를 이용하여 측정하고 이를 2.3에서 설명한 기법에 의해 온도와 열유속으로 환산한다.



(a) Coaxial thermocouple (b) TSP

Fig. 2. Heating measurement gauges installed in the protuberance

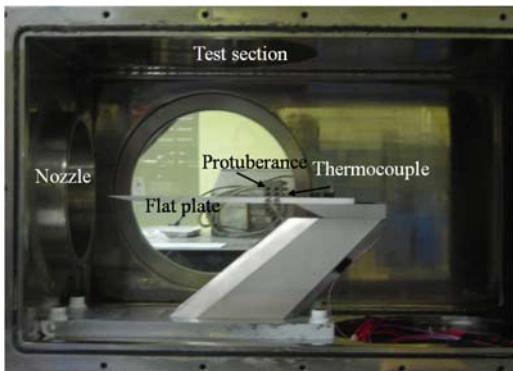


Fig. 3. Short test model installed test section of hypersonic shock tunnel (Experimental technique B)

III. 결과 및 논의

3.1 동축 열전대와 극초음속 충격과 풍동을 이용한 열유속 측정 (기법B)

서울대학교 극초음속 충격과 풍동에서 격막 파열시 고압관과 충격파관에서 측정된 압력은 범용 strain gauge type의 압력 센서(Sensys, Korea)가 사용되었고, 정체점에서의 압력 측정은 전압형식 (Piezoelectric type)의 동압 센서(PCB, 113A23)을 통해 수행되었다. 그림 5에 고압관(N₂,Pc=20.4bar)과 충격파관(Air, Ps=1.0 bar)의 압력비(Pc/Ps) 20.4 조건에서 정체점에서의 압력과 돌출물 전면에서의 온도 변화를 나타내었다. 돌출물의 높이는 18 mm이고 측정지점은 평판으로부터 15 mm로 H3에 해당한다. 압력비 20.4에서의 측정된 정체점의 압력은 약 1.1 MPa로 충

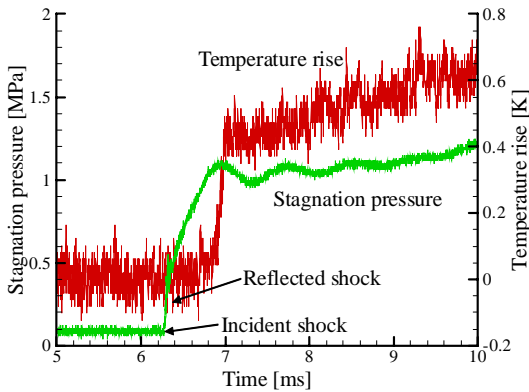


Fig. 5. Stagnation pressure in the shock tunnel and temperature rise in front of protuberance (short model and protuberance of 18 mm, measuring position: 15 mm, H3)

격과관 이론해석을 통한 압력비 11.2와 잘 일치하였다. 정체점에서의 온도 측정이 이루어지지 않았기 때문에 정체점의 온도 예측은 충격과관 이론해석을 통해 이루어졌으며, 이때 계산된 정체점의 온도는 약 600 K이다. 따라서 과열 압력비 20.4의 실험 기법B의 유동 조건은 불어내기식 풍동과 열유속 게이지를 사용한 실험 기법A의 유동 조건과 동일할 것으로 판단된다.

그림 5에서 보는 바와 같이 7 msec 근처의 시험시간에서 증가된 돌출물 전면의 온도 변화는 0.4 K 정도로 기본적으로 존재하는 노이즈 신호에 비교하면 크지 않다. 이에 적절한 노이즈 제거를 위한 후처리 과정으로 Low pass filter를 사용하였다. 동축 열전대를 상온으로부터 0°C의 냉각수에 순간적으로 노출시켜 온도가 감소되는 과정에서 역으로 온도가 상승하는 신호를 노이즈로 간주하였으며, 이에 해당하는 신호의 주파수는 약 30 kHz이다. 이를 근거로 측정된 온도 데이터에 30 kHz의 Low pass filter를 적용하여 노이즈를 제거한 후, 열유속 데이터로 환산하였다. 그림 6에 30 kHz의 Low pass filter를 적용한 온도 변화 분포와 이를 바탕으로 계산된 열유속 분포를 제시하였다.

시간에 대한 온도 분포로부터 계산된 열유속은 시험시간에 해당하는 7~7.5 ms에서 뚜렷한 증가를 보이며, 시험 시간에 대한 평균 열유속은 약 25~30 W/Cm²에 해당한다. 이 측정치는 불어내기식 풍동과 열유속 게이지를 이용하여 측정된 열유속치와 유사하다. 한편 18 mm 돌출물 전면에서 대해 평판으로부터 높이 9 mm와 3 mm에

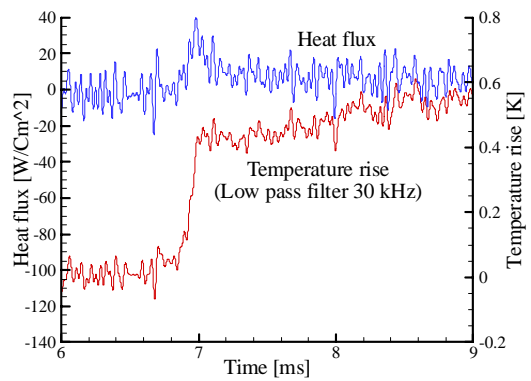
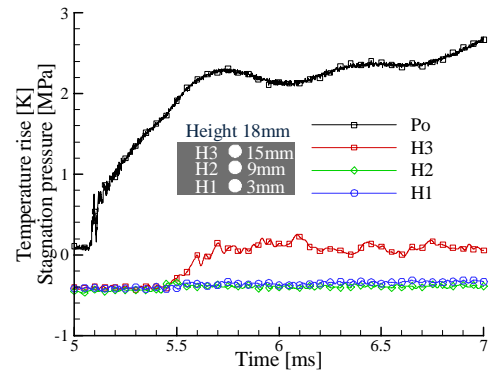
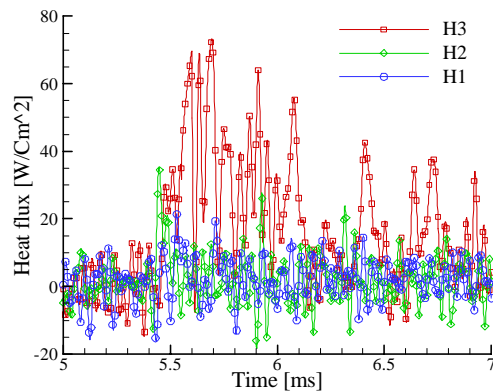


Fig. 6. Temperature rise and the heat flux applied with a low pass filter of 30 kHz



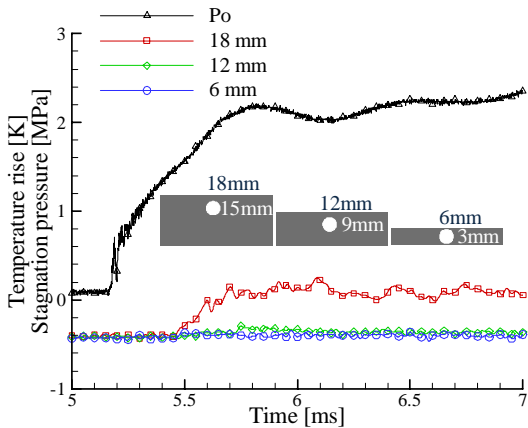
(a) Stagnation pressure & Temperature rise



(b) Heat flux data

Fig. 7. Comparison of the heating data with the measurement position (applied low pass filter of 30 kHz at the high enthalpy condition)

해당하는 H2와 H1에서 측정된 온도 변화는 매우 미세하여 30 kHz의 Low pass filter를 이용한 후처리 과정을 수행하여도 시험시간에서 뚜렷



(a) Stagnation pressure & Temperature rise

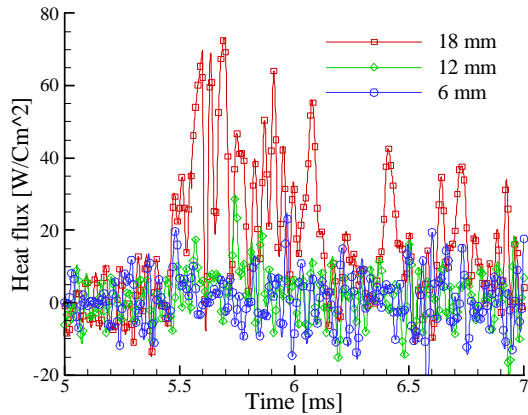


Fig. 8. Comparison of the heating data with height of protuberance (applied low pass filter of 30 kHz at high enthalpy condition)

한 열유속 데이터의 변화를 관찰하기가 매우 어려웠다.

이에 돌출물 높이 및 측정 지점에 따른 열유속 변화량을 파악하기 위해 정체점 온도가 높은 유동 조건으로 동일한 실험을 수행하였다. 그림 7은 고압관(N₂, Pc=78.7 bar)과 충격파관(Air, Ps= 1.0 bar)의 압력비 78.7 조건에서 18 mm 돌출물 전면에서 측정된 시간에 대한 온도 변화 및 환산된 열유속 분포이다. 시험시간에 해당하는 5.5~6 msec에서 측정된 온도 및 열유속 데이터는 H2와 H1에서는 큰 변화가 없는 반면, H3 지점에서는 크게 증가함을 보인다. 측정된 열유속은 H1과 H2에서는 10 W/Cm² 이내, H3에서는 70~100 W/Cm²으로 H1 및 H2에 비해 H3에서 약 15~20배 정도 높았으며 이는 불어내기식 풍동과 열유속 게이지를 이용한 실험 기법A의 결

과[1]와 유사한 경향성을 나타낸다. 그림 8은 그림 7과 동일한 실험 조건에서 돌출물의 높이에 따라 측정된 온도 및 열유속 분포를 나타낸다. 돌출물의 높이가 작아질수록 측정된 열유속 데이터가 작아졌다. 이러한 경향성은 불어내기식 풍동과 열유속 게이지를 이용한 결과와 동일하다.

3.2 TSP와 불어내기식 풍동을 이용한 열유속 측정 (기법C)

길이 165 mm의 짧은 모델과 18 mm, 12 mm, 6 mm 돌출물을 이용하여 평판과 돌출물 전면에서 TSP를 분무하여 수행되었다. 도포된 TSP의 두께를 측정하기 위해 confocal laser scanning microscope가 사용되었다. 사용된 microscope은 12bit의 A/D 해상도와 0.01 μm의 최대 1024×1024 픽셀 해상도를 갖는다. 그림 9는 microscope에 의해 스캔된 TSP 레이어의 edge 이미지 예이다. 이미지로부터 TSP 레이어의 두께는 TSP 레이어와 기본 평판 사이의 높이 차로 부터 계산된다. 측정 결과 분무된 TSP의 두께는 모든 실험 조건에 있어 0.17~0.2 μm로 균일하게 분무되었으며, 0.2 μm 정도의 TSP 두께는 기 수행된 연구결과[7-8]로부터 열유속 측정에 적합한 것으로 알려져 있다.

그림 10은 시험 시간에 대한 돌출물 및 평판에서의 시간에 대한 온도 변화를 나타낸다. 측정

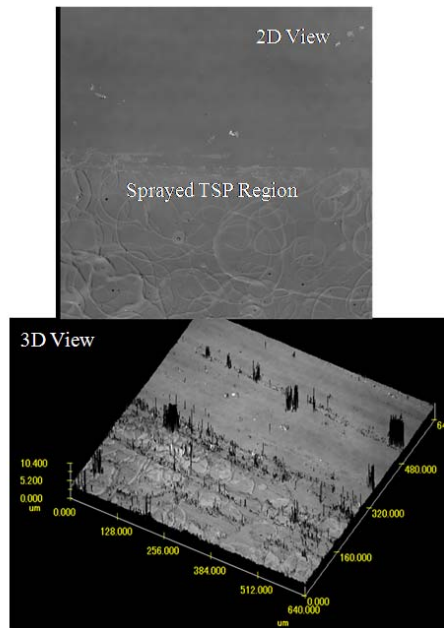


Fig. 9. TSP on the sample plate measured by a microscope

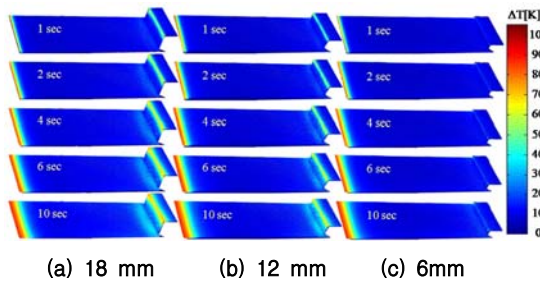


Fig. 10. Temperature rise distribution with different heights of protuberances

된 열유속은 앞서 언급한 바와 같이 반무한 가정이 유효한 초기 시험시간의 온도 데이터로부터 계산되지만, 전체 시험시간에 대한 온도 변화 데이터로부터 돌출물 주위의 공력가열 특성을 보다 명확히 이해할 수 있고, 공력가열 현상이 집중되는 지점을 판별할 수 있다. 전반적으로 온도 상승은 평판에서는 앞전과 돌출물 직전에서 크게 발생하고, 돌출물 전면에서는 상부에서 크게 발생함을 알 수 있다. 평판 앞전에서의 온도 상승은 참고문헌[1]에서 제시한 유동 가시화 결과로부터 언급한 바와 같이, 앞전 하부의 썩기로부터의 경사충격과 때문인 것으로 판단된다. 돌출물 직전에서의 온도 상승은 돌출물 전방에 발생하는 박리영역 때문인 것으로 추측된다. 앞선 두 실험 방법의 결과로부터 유추된 바와 같이, 돌출물 전면의 상부에서 공력가열 현상이 심하게 발생하며 돌출물의 크기가 작을수록 발생하는 온도 상승은 매우 미비해짐을 관찰할 수 있다. 특히 6 mm의 돌출물에서는 온도 상승이 거의 관찰되지 않고 있다. 이는 6 mm의 경우 돌출물이 전방에 발생하는 박리영역에 잠김에 따라 돌출물 끝 상단에 충격파가 발생하지 않는 것이 그 이유인 것으로 판단된다.

그림 11에 세가지 실험 기법을 이용한 돌출물 높이에 따른 열유속 분포를 제시하였다. 그림 11의 TSP를 이용하여 획득한 열유속 데이터는 실험 초기 100 msec 이내의 온도 변화 분포로부터 얻어졌다. 그림 11의 가로축은 돌출물의 높이(h)로 무차원화 된 측정지점을 나타낸다. 실험 기법 B와 C로부터 측정된 온도 변화 분포는 그림 5-8에서 보이는 바와 같이 측정 시간 동안 진동하기 때문에, 이로부터 변환된 열유속 분포 역시 진동하게 된다. 그림 11의 열유속 분포는 이러한 진동 데이터를 시간에 대한 평균값으로 제시하였다. 시간에 대한 온도분포로부터 획득된 실험 기법 B와 C로부터 얻어진 열유속 값들은 기법 A의 열유속치에 비해 다소 낮았으나, 전체적으로

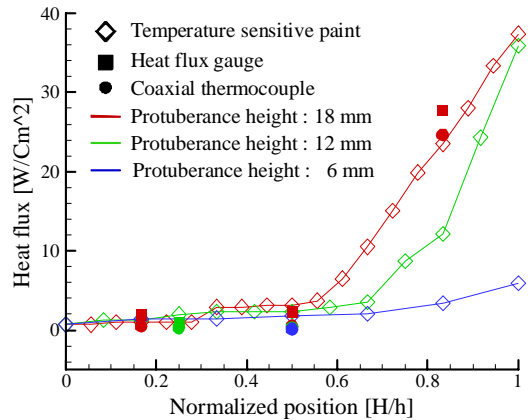


Fig. 11. Heat flux distribution at the measurement positions

세 기법의 열유속 값은 상당히 잘 일치함을 보였다. 이러한 열유속의 차이는 실험 기법 B와 C의 진동하는 온도 데이터로부터 기인하는 것으로 판단되며 이는 실험 기법 B와 C와 같은 경우 후처리 과정에 따라 열유속 데이터가 크게 달라질 수 있음을 의미한다.

TSP를 이용한 열유속 데이터로부터 돌출물 전면에서의 공력가열 특성을 보다 자세히 관찰할 수 있다. 기본적으로 열유속은 돌출물의 높이가 클수록 크게 측정되며, 돌출물 상부에서 보다 크게 측정된다. 돌출물의 크기가 12, 18 mm의 경우, 돌출물 크기의 0.6~0.7 지점에서 열유속이 크게 증가하는 경향성을 보였으나, 6 mm의 경우는 그러한 열유속 점프가 보이지 관찰되지 않았다. 이는 앞서 언급한 바와 같이 돌출물 자체가 박리영역에 완전히 잠기면서 돌출물 상부에 충격파가 존재하지 않기 때문인 것으로 판단된다.

IV. 결론

본 논문에서는 마하 7의 극초음속 유동 내 평판으로부터 돌출된 2차원형 돌출물 전면에서의 공력가열 특성을 파악하기 위해 다양한 기법을 적용하여 열유속 계측을 수행하였고, 관련한 계측 기법 및 그 결과를 제시하였다. 동일한 목적을 위해 참고문헌[1]에서는 일본 동경대학의 가시와 극초음속 풍동과 열유속 계측기를 이용하여 열유속 계측 실험을 수행한 바 있다. 참고문헌 [1]에서 평판의 길이가 다른 두 모델(평판 길이 165 mm, 320 mm)에 대해 유입 유동 조건 및 돌출물의 형상은 동일하게 유지한 채로 세 가지 다른 돌출물 높이(18 mm, 12 mm, 6 mm)에 따른 공기역학적 특성과 공력가열에 의한 열전달

특성을 관찰한 바 있다[1]. 본 논문에서는 참고문헌[1]과 동일한 돌출물 모델에 대해 규모 및 운용 비용을 크게 절감할 수 있는 임펄스식 극초음속 충격과 풍동과 동축 열전대를 이용하여 열유속 측정시험을 수행하였다. 또한 열유속 게이지 및 동축 열전대를 이용하는 기법인 점측정 방식과 다른 면측정 방식인 TSP를 이용하여 열유속 측정하였고 세 가지 결과를 비교 분석하였다. 측정된 세 가지 실험 결과는 서로 잘 일치하였으며, 계측된 결과로부터 돌출물 주위 공력 가열 특성을 보다 명확히 관찰할 수 있었다.

측정된 열유속은 돌출물의 크기가 클수록 크게 측정되었다. 또한, 돌출물 전면 상부에서 공력 가열 현상이 심하게 발생하며 돌출물의 크기가 작을수록 매우 미비해짐을 관찰할 수 있다. 돌출물의 크기가 비교적 큰 경우, 돌출물 높이 0.6~0.7 지점에서 열유속의 점프가 발생한 반면, 돌출물의 높이가 충분히 작은 경우는 이러한 열유속의 점프가 관찰되지 않았다. 이는 돌출물 자체가 돌출물 전방의 박리 영역에 완전히 잠기게 되면서 돌출물 상단에 충격파가 발생하지 않게 됨에 따라 발생하는 현상으로 판단된다. 이는 돌출물이 극초음속 유동에 노출된다 하더라도, 돌출물의 크기가 충분히 작으면 발생하는 공력가열 현상이 심하지 않을 수 있음을 의미한다.

후 기

본 연구 결과는 한국항공우주연구원의 우주개발사업과 한국과학재단 중견연구자 핵심연구사업의 지원으로 수행되었으며, 일본 동경대 및 동북대 항공우주공학과와 시험 설비 및 계측장비 지원에 감사드립니다.

참고문헌

1) 이형진, 이복직, 정인석, 김성룡, 김인선, "Mach 7 극초음속 유동 내의 돌출물 공력가열 계

측", 한국항공우주학회지, 제37권 제6호, pp. 562~570.

2) A. Ferri, "Fundamental Data Obtained from Shock-Tube Experiment", 1961.

3) 이복직, 이형진, 김세환, 정인석, "극초음속 충격과 풍동 설계/구축 및 성능시험 Part I: 극초음속 충격과 풍동 설계 방법", 한국항공우주학회지, 제36권 제4호, pp. 321-327.

4) 이형진, 이복직, 김세환, 정인석, "극초음속 충격과 풍동 설계/구축 및 성능시험 Part II: 극초음속 충격과 풍동 구축 및 성능시험", 한국항공우주학회지, 제36권 제4호, pp. 328-336.

5) Buttsworth D. R., Stevens R. and Stone C. R., "Eroding ribbon thermocouple: impulse response and transient heat flux analysis", Measurement Science and Technology, 2005, pp. 161487-94.

6) Olivier H., "Thin Film Gauges and Coaxial thermocouples for Measuring Transient Temperatures", Retrieved from May 25 2009 from <http://www.swl.rwth-aachen.de/en/industry-solutions/thermocouples/>

7) Ohmi S., Nagai H. and Asai K., "Effect of TSP Layer Thickness on Global Heat Transfer Measurement in Hypersonic Flow", AIAA-2006-1048.

8) Nakakita K., Osafune T. and Asai K., "Global Heat Transfer Measurement in a Hypersonic Shock Tunnel Using Temperature-Sensitive Paint", AIAA-2003-0743.

9) Liu T. and Sullivan J. P. *Pressure and Temperature Sensitive Paints* Berlin:Springer 2004.

10) Bell J. H., Schairer E. T., Hand L. A. and Mehta R. D., "Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings", Annual Review Fluid Mechanics, 2001, pp. 33115-206.