

## 論文

## Mach 7 극초음속 유동 내의 돌출물 공력가열 계측

이형진\*, 이복직\*, 정인석\*\*, 김성룡\*\*\*, 김인선\*\*\*

Measurement of Aerodynamic Heating  
over a Protuberance in Hypersonic Flow of Mach 7

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

## ABSTRACT

An Experimental study was conducted on the flow characteristics and interference heating caused by a two-dimensional object protruding from a flat plate using a blow-down type of hypersonic wind tunnel. Inflow condition was a free-stream Mach number of 7.0 and a unit Reynolds number of  $2.0 \times 10^6/m$ . Experimental conditions were varied with three heights of protuberance for two flat plate models which have different lengths. Experimental data were obtained from Schlieren visualization images and heat flux measurements. Also, this paper suggests hypersonic experimental techniques such as boundary-layer detection method in detail. A Large separation region was observed in front of the protuberance and that region was very sensitive to the height of protuberance and the length of the flat plate. For only the highest protuberance, a severe jump of heat flux was observed at the top station among the measuring points. Measured heat flux is large when the height of protuberance is large and the length of flat plate is long.

## 초 록

불어내기식 극초음속 풍동을 이용하여 2차원형 돌출물 주위의 유동 및 공력가열 특성에 대한 실험적 연구를 수행하였다. 실험의 유입 유동 조건은 마하수 7, 단위 레이놀즈수  $2.0 \times 10^6/m$  이다. 실험 조건은 길이가 다른 두 개의 평판에 세 가지 돌출물이 높이에 따라 변화되며, 실험데이터는 쉐리렌 이미지 가시화 기법과 돌출물 전면에서의 열유속 계이지를 이용한 열유속 측정을 통해 획득되었다. 또한, 본 논문에서는 경계층 천이 탐지기법과 같은 극초음속 유동 실험 기법도 함께 제시하였다. 실험 결과 돌출물 전방에 큰 박리 영역이 관찰되었으며, 박리 영역은 돌출물의 높이와 평판의 길이에 따라 민감하게 변화하였다. 가장 큰 돌출물의 경우에서만, 돌출물 상부 측정점에서 열유속 측정치의 급격한 점프가 있는 것으로 관찰되었다. 또한 측정된 열유속은 돌출물의 높이가 크고 평판의 길이가 길수록 증가하는 경향성을 보였다.

**Key Words** : Protuberance(돌출물), Hypersonic(극초음속), Heat flux(열유속), Separation(박리)

† 2009년 3월 5일 접수 ~ 2009년 5월 25일 심사완료

\* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 정회원, 서울대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : enjis@snu.ac.kr

서울시 관악구 신림동 산 56-1

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

## 1. 서 론

비행체가 초음속 또는 극초음속으로 비행할 때, 비행체 표면의 돌출물 주위는 경계층과 돌출물로

부터 발생한 충격파의 상호 간섭 현상으로 인해 큰 공력하중 및 열하중 등이 발생할 수 있어 비행체 설계에 있어서 중요한 공기역학적 고려대상이 되어 왔다. 특히 열적 문제에 있어 주요 관심 대상은 돌출물 크기나 형상에 따라 발생하는 국부적인 높은 열전달 현상이다. 과도한 열전달 현상이나 큰 온도 편차로 인한 비행체 표면의 열하중은 비행체 표면을 손상시키거나 주요 부품의 연소 소실을 가져올 수 있으므로, 돌출물 주위의 충격파-경계층 간섭현상으로 인한 표면 열전달 특성은 표면의 열적 보호를 위해 매우 중요한 연구 대상이 되어 왔다. 이 밖에도 비행 중에 있는 비행체의 돌출물 주위의 박리 유동과 박리된 유동 내의 압력 분포, 표면 마찰 분포, 열전달 사이의 관계 때문에 돌출물 주위의 박리 유동 자체를 관찰하는 것도 주요한 연구 관심 대상 중 하나였다.

이와 같은 이유로 고속 유동 내에 존재하는 돌출물 주위의 공기역학적 특성을 예측하고자 1950년대부터 수많은 연구가 수행되어 왔다. 그러나 크게 세 가지 문제 1)돌출물 주위의 경계층 박리 현상과 점성/비점성 영역이 상호 간섭된 복잡한 유동 특성, 2)돌출물 주위의 박리된 유동의 비정상 특성, 3)돌출물 자체에 의한 경계층 천이 현상은 열전달 예측은 물론, 유동 해석에 대한 이론적 접근을 매우 어렵게 만들었다. 이에 대부분의 연구가 풍동 실험을 바탕으로 수행되어져 왔다. 이로써 압력 측정 및 쉘리덴 또는 오일 유동 가시화 이미지 등 풍동 실험 결과를 통해 돌출물 주위 유동에 대한 정성적 특성은 상당부분 밝혀졌다[1-8].

그러나 돌출물 주위의 공력 가열에 의한 열전달 문제에 대한 실험적 연구[9-11]는 실험의 양적인 면과 성과적인 면 모두 보다 제한적이었다. 이는 열계측에 있어서 실험을 통해 얻을 수 있는 데이터가 한정적이고, 돌출물의 형상(2차원/3차원), 높이, 지름, 너비, 경계층 두께와 상태(층류/난류), 유입 유동의 레이놀즈수, 마하수 등 수많은 변수들이 실험 결과에 관여되기 때문이다. 또한 문제에 대한 차원해석이 매우 어려운 점 역시 이러한 문제로부터 기인한다. 더욱이 초음속 및 극초음속과 같은 고속 유동에서 비정상 유동 현상에 따른 빠른 응답성을 확보한 열 계측장비의 요구도 실험적 연구를 어렵게 한 또 다른 요인이다. 이러한 이유로 국외 연구기관에서는 초음속 및 극초음속 조건에서 비행체 표면의 돌출물에 가해지는 공력 가열을 정확하게 예측하기 위해, 다양한 종류의 신뢰할 수 있는 열계측 데이터를 가능한 많이 확보하고자 하는 노력을 현재까지 진행하고 있으며, 최근에는 수치해석적 결과를 통해 돌출물 주위의 열전달 현상을 예측하고자 하는 연구도 활발히 진행되고 있다.

이에 반해 국내에서는 공력 가열 현상에 대한 연구자재[12-14]가 많지 않을 뿐 아니라, 초음속 또는 극초음속 유동 내 돌출물 주위 유동 특성에 대한 연구 역시 매우 미진하다. 더욱이 열유속 측정에 대한 연구는 일부 수행된 결과가 있으나[15-17], 고속 유동에서 열유속 계측에 관련한 연구는 그 수행 결과를 찾아보기 어렵다.

이에 마하 7의 극초음속 유동 내 평판으로부터 돌출된 2차원형 돌출물 전면에서의 열유속 계측을 목적으로 실험적 연구를 수행하였다. 언급한 바와 같이 돌출물 주위 유동 특성에는 여러 변수가 영향을 미치지만, 본 논문에서는 유입 유동 조건 및 돌출물의 형상은 동일하게 유지하고 돌출물 높이에 따른 특성만을 관찰하였다. 쉘리덴 이미지 기법을 이용한 유동 가시화를 통해 기본적 유동 특성을 관찰하였고, 돌출물 전면에 열유속 게이지를 이용하여 직접적으로 열유속을 측정하였다. 본 연구 결과는 향후 고속 비행체 설계 시 돌출물 주위 열유속 예측 및 관련 수치해석 연구결과의 검증 데이터로 활용될 수 있을 것으로 판단된다. 또한 본 논문에서 제시한 실험 기법들은 향후 고속 유동에서의 열유속 측정을 위한 실험 기법에 대한 참고 자료로도 널리 이용될 수 있을 것으로 기대된다.

## II. 본 론

### 2.1 시험장치

본 논문의 실험적 연구는 일본 동경대학의 가시와 캠퍼스에 설치되어 있는 극초음속 열풍동을 이용하여 수행되었다. 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

Table 1. Specification of hypersonic wind tunnel of University of Tokyo and experimental test conditions

항목	극초음속 풍동 제원	본 연구 실험 조건
마하수	7, 8, 9	7
노즐 출구 직경	200 mm	200 mm
정체 압력	1 MPa	0.95 MPa
정체 온도	300~800 °C	600 K
단위 레이놀즈 수 /m	0.9~2.4×10 <sup>6</sup>	2.0×10 <sup>6</sup>
시험 시간	5~30 sec	5~30 sec
축열체/가열방식	Pebble/도시가스 버너	

삽입할 수 있는 모델의 최대 단면적은 1,250 mm<sup>2</sup>으로 노즐 출구 단면적의 약 4%에 해당한다. 풍동 시험부의 가시화 영역은 200 mm로 시험부 전방의 측면과 윗면에 위치한다. 풍동의 전체적인 제원과 본 연구의 실험 조건을 표 1에 요약 정리하였다.

## 2.2 실험 모델 설계

**평판 길이의 결정** 앞서 언급한 바와 같이 본 연구의 실험적 변수는 돌출물의 높이이며, 평판으로부터 돌출된 2차원형 돌출물의 높이를 결정하는데 있어 중요한 요소는 경계층 두께이다. 경계층 두께를 예측하기 위해서는 경계층의 특성을 파악하는 것이 필요하다. 참고문헌 [18]에 의하면 앞전이 날카로운 평판의 경우, 층류-난류 경계층 전이가 일어나는 앞전으로부터의 거리  $x$ 는 식 (1)의 레이놀즈수로부터 결정되지만, 마하 6 이상의 극초음속의 경우, 경계층 전이가 일어나는 레이놀즈수는 10<sup>6</sup> 이상임이 많은 실험적 연구를 통해 밝혀졌다.[19-20] 이로부터 본 실험 조건의 경우, 경계층 전이가 일어나는 지점은 앞전으로부터 최소 500 mm 이상으로, 본 시험 설비의 시험부에 체결될 수 있는 모델의 최대 길이가 320 mm임을 감안하면 모든 실험 조건의 유동은 층류일 것으로 예상되었다.

$$Re_{x,crit} = \left( \frac{U_{\infty} x}{\nu} \right) = 3.5 \times 10^5 \sim 4 \times 10^6 \quad (1)$$

이에 두 제한 조건을 기준으로 앞전으로부터 돌출물까지 평판의 길이가 두 가지인 모델(모델 1)설리렌 가시화가 가능한 최대 경계층 두께를 갖는 짧은 모델, 모델 2)풍동 시험부 장착할 수 있는 최대 길이의 긴 모델, 다음과 같이 설계하였다.

모델 1) 짧은 모델 (Short Model)

층류 경계층의 두께가 최대인 지점: 165 mm

모델 2) 긴 모델 (Long Model)

시험부에 삽입할 수 있는 최대 길이: 320 mm

**돌출물 높이 결정** 평판의 길이를 결정한 후, 실험 변수로 작용할 돌출물의 높이를 결정하였다. 앞서 언급한 바와 같이 경계층 두께에 따라 돌출물 주위 유동 특성이 달라지므로, 경계층 두께를 예측하는 것이 필요하다. 경계층이 층류일 것으로 예측하였으므로, 돌출물이 위치한 지점에서 예측되는 경계층 두께는 Blasius 해로부터 짧은 모델의 경우 1.4 mm, 긴 모델의 경우 2 mm로 매우 작다. 따라서 일반적인 열유속 게이지의 직경을 고려하면 돌출물 자체를 경계층 내부에 잠기게 하는 것은 불가능하다. 이에 사용하고자 하는 열유속 게이지를 삽입할 수 있는 최소 높이 6 mm를 기준으로 돌출물의 높이를 3단으로 조절할 수 있도록 하였다. 이

Table 2. Dimensions of test models

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

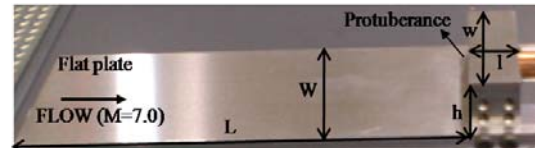


Fig. 1. Test model

와 같은 방법으로 설계된 실험 모델의 모습은 Fig. 1과 같으며, 최종 제원은 표 2에 제시하였다.

## 2.3 실험 데이터 취득

**열유속 게이지** 고속 유동 실험에서 공력가열에 의한 열전달량을 산출하기 위해 이용되는 방법은 크게 두 가지로 구분된다. 하나는 박막게이지(Thin Film Gauge)나 열전대(Thermocouples)를 사용하여 시간에 따른 표면 온도를 측정 후 'semi-infinite body' 가정 등을 이용하여 열전달량을 역산하는 방법이고, 다른 하나는 Gardon 게이지와 같은 열유속 게이지를 바로 이용하는 방법이다. 전자의 경우, 센서의 응답 속도가 수  $\mu$ s 정도로 매우 빠르기 때문에 고속 유동 혹은 온도 변화가 빠른 영역에 적합하지만, 시험 시간이 긴 경우는 1차원 semi-infinite 가정이 더 이상 유효하지 않을 뿐 아니라 박막 게이지에 증착된 필름이 파괴되거나, 수  $\mu$ m 정도의 열전대의 접점이 떨어질 수 있기 때문에, 본 연구와 같이 시험 시간이 긴 연속식 풍동을 이용하는 경우는 적합하지 않다. 이에 본 연구에서는 열유속 게이지 (TG2000-0, Vatell, 미국, 최대 측정 범위 80 W/cm<sup>2</sup>, 응답속도 20 msec)를 사용하였다. 사용된 열유속 게이지는 Gardon 게이지 타입으로 묻혀 있는 동(copper)으로 된 열싱크(heat sink)와 얇은 콘스탄탄(constantan)의 막 및 열전대로 구성되어 있다. 이의 구성은 두 개의 구리-콘스탄탄 열전대 접합으로 나누어지며 하나는 막의 중심에 있고 다른 하나는 막과 열싱크 사이의 경계면에 있다. 따라서 열전대 출력은 막의 중심과 주위 사이의 온도차의 함수로 표시되며, 이것은 막에서 싱크로의 열 흐름의 식 (2)와 같은 함수로 표시된다.

$$q = 2 \left( \frac{sk}{r^2} \right) \Delta T = C \times e \quad (2)$$

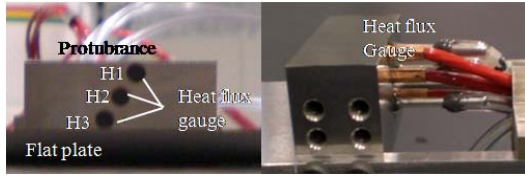


Fig. 2. Protuberance with heat flux gauge

여기에서,  $s$ =막의 두께  $k$ =막 재료의 열전도계수  $r$ =막의 반경,  $\Delta T$ =막의 중심과 가장자리 사이의 온도차  $C$ =보정 상수  $e$ =열전대의 출력이 된다. 실험 시 측정된 전압(mV)은 보정식에 의해 열유속 ( $W/cm^2$ )으로 직접 환산된다.

Fig. 2는 3개의 열유속 게이지가 장착된 실험 모델의 사진이다. 편의상 돌출물 상단에서 하단으로 위치한 순서대로 게이지를 H1에서 H3로 명명하였다. 게이지 역시 6 mm 간격으로 장착되었고, 게이지들의 중심은 평판으로부터 3 mm(H3), 9 mm(H2), 15 mm(H1)이다. 따라서 돌출물의 높이가 18 mm인 경우는 측정지점이 H1~H3, 12 mm인 경우는 H1~H2, 6 mm인 경우는 H1이 된다.

장착된 열유속 게이지의 케이블은 Fig. 2~3에 보이는 바와 같이 모델 장착을 위한 풍동 내 sting을 통해 풍동 시험부 하단의 멀티 단자와 진공용 멀티 핀 커넥터(HMS02 series, 다이트론테크놀로지, 일본)를 거쳐 외부의 신호증폭기 및 시험측정치 기록장치와 연결된다. Fig. 3은 시험부에 장착된 돌출물 실험 모델 (짧은 모델)의 모습이다.

**유동 가시화** 유동 가시화를 위해 쉐리렌 이미지 기법이 사용되었다. 쉐리렌 이미지 기법은 고속 유동을 가시화하기 위한 가장 일반적인 기법으로 유동장 내 밀도 구배가 나타난 지점을 정확히 파악할 수 있어 충격파나 팽창파 등 고속 유동 특성을 관찰하기 용이하다. 광학장치의 배열은 일반적으로 잘 알려진 Z-타입 세팅 방법을 적용하였다. 자세한 세팅 방법은 참고 문헌 [21,22]를 참조하길 바란다.

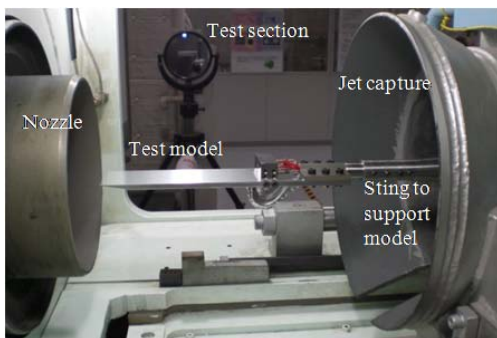


Fig. 3. Short test model installed test section

직경 300 mm, 초점거리 4 mm인 1쌍의 오목 거울과 백색 광원의 제논 램프를 이용하였다.

### III. 결과 및 논의

#### 3.1 경계층 특성 파악

돌출물 주위의 유동 특성을 파악하기 위한 실험적 연구를 수행하기 위해서는 유입 유동의 경계층 특성을 먼저 조사하여야 한다. 2.1에서 언급한 바와 같이 본 실험 조건의 유동은 층류 경계층을 가질 것으로 예측되지만, 이를 실험적 방법을 통해 명확히 검증하는 것이 필요하다. 실험을 통한 경계층 특성 파악은 경계층 천이에 대한 연구와 맥락을 함께 한다. 경계층 천이에 대한 연구는 크게 경계층 천이 자체에 대한 연구와 이의 가시화를 위한 기법 연구로 분류된다. 흔히 풍동에 장착되는 실험 모델은 그 크기가 작기 때문에 실험의 목적에 맞도록 원하는 지점에 경계층 천이가 일어나지 않는 문제가 발생한다. 이에 실험 모델의 표면 거칠기나 트립 등을 이용하여 강제로 경계층 천이를 발생시키고자 연구가 수행되었으며, 더불어 이를 가시화하고자 하는 연구가 함께 병행되어 왔다. 이러한 이유로 많은 연구자에 의해 경계층 천이 가시화 기법에 대한 방법론적 연구가 충분히 수행되었다. 그러나 국내에서는 관련 연구가 거의 수행된 바 없어 본 논문을 통해 간략히 소개하고자 한다. 보다 자세한 사항은 참고문헌[21] 등을 참조하길 바란다.

**경계층 천이 가시화 (Detecting of Boundary Layer transition)** 경계층 천이 가시화를 위해 느린 아음속 유동에서는 smoke를 이용한 smoke filament 가시화 기법을 사용하기도 하지만, 고속 유동에서는 적용할 수 없다. 고속 유동에서 경계층 천이를 탐지하기 위한 가장 간단한 방법은 광학계를 이용한 웨도우 혹은 쉐리렌 이미지 기법으로, 천이 지점을 촬영한 사진을 통해 명확히 식별할 수 있다. 그러나 이러한 이미지 촬영은 발광 시간이 수  $\mu s$  이내인 고가의 고휘도 스파크 광원을 필요로 하는 단점을 갖는다. 그 외 유동의 압력이나 속도를 측정하여 경계층 천이 지점을 탐지할 수 있으나, 충분한 해상도를 위해서는 수많은 동압 센서가 필요하게 된다. 이러한 단점을 극복하기 위해 많은 기법들이 경계층의 천이시 층류 유동이 난류 유동으로 바뀌게 되면서 열전달량이 크게 증가하는 점에 착안하여 연구되었다. 여기에는 크게 China clay 기법, Liquid-film 기법, 온도 측정 기법 등이 있다. 다시 Liquid-film 기법에는 액정 (liquid crystal)을 이용하는 방법과 승화성 고체를

이용하는 승화(sublimation) 방법이 있고, 온도 측정 기법에는 열전대 혹은 열유속 게이지를 이용하는 방법과 적외선 온도가시화(IR thermography) 기법 등이 있다. 이상 언급한 모든 기법이 난류 영역에서 표면 열유속이 커지는 특징을 이용한다. 각 기법마다 각각의 장단점을 가지고 있으나, 승화성 고체를 이용하는 승화 방법은 특별한 별도의 장치를 요구하지 않으므로 손쉽게 고속 풍동에 적용할 수 있다. 이에 본 연구에서도 경계층 특성 파악을 위해 승화 방법을 적용하였다.

승화 방법은 승화성 고체를 적절한 용매에 녹인 후, 실험 모델에 균일하게 분무(spray)하면 용매는 매우 빠른 시간에 증발하고 실험 모델에는 승화성 고체만 증착된다. 유동이 형성되어 실험 모델의 어느 지점에서 경계층 천이 발생하면, 열전달량이 증가한 난류 영역에서 증착되어 있던 승화성 고체가 승화되기 때문에 경계층 천이 지점을 식별하는 것이 가능하게 된다. 이때 풍동의 정체 온도는 사용하는 승화성 고체에 따라 다르지만 보통 330 K 이상이어야 한다.[21] 또한 실험 대상에 용매에 녹인 승화성 고체를 유동의 온도 조건에 따라 적절한 두께로 균일하게 분무하는 것이 매우 중요하다. 승화 방법에 흔히 사용되는 승화성 고체는 아조벤젠(Azobenzene,  $C_{12}H_{10}N_2$ ), 플루오렌(Fluorene,  $C_{16}H_{10}$ ), 나프탈렌(Naphthalene,  $C_{10}H_8$ ) 등이며 용매로는 아세톤, 톨루엔, 에탄올 등이다. 본 연구에는 은색 실험 모델에 대해 흰색의 플루오렌이나 나프탈렌 보다 상대적으로 육안으로 잘 구분되는 갈색의 아조벤젠-아세톤을 사용하였다.

**경계층 천이 탐지를 위한 실험 결과** 아조벤젠을 이용한 경계층 천이 가시화를 위한 실험은 긴 모델을 이용하여 수행되었다. 아조벤젠을 아세톤에 약 2:8의 비율로 용해시킨 후 압축 공기와 소형 페인트 분사기를 이용하여 실험 모델에 균일하게 분무하였다. 평판에서의 경계층 천이 유무에 대한 가시화가 실험 목적이므로 돌출물은 장착하지 않고 실험이 수행되었다. 이 실험의 경우, 시험부의 측면 가시화 창은 쉘리렌 이미지를 얻는데 이용하였고, 시험부 윗면의 창이 경계층 천이 가시화를 위해 사용되었으며, 가시화 이미지는 비디오 카메라를 이용하여 촬영되었다. Fig. 4는 아조벤젠이 분무된 실험 모델이 시험부에 장착된 사진이다.



Fig. 4. Long plate model for detection of boundary layer transition

경계층 천이 가시화 실험은 유동 특성을 명확히 확인하고 그 결과를 상호 비교하기 위해 크게 두 경우로 나누어 수행되었다. 동일한 긴 평판 모델에 아무것도 부착하지 않은 경우와 강제적인 경계층 천이를 유발하기 위해 높이와 형상이 다른 2가지 트립 닷(trip dot)을 부착한 경우로 구분하여 실험을 수행하였다. 두 트립 닷은 평판 앞전으로부터 160 mm 지점에 Fig. 5과 같이 엇갈리는 배열로 3열을 동일하게 부착하였다. 모든 실험 경우의 실험 시간은 30초로 동일하게 하였다. Fig. 5에 평판 모델에 트립 닷이 부착된 사진을 제시하였고, 트립 닷의 부착 조건을 표 3에 요약하였다.

Fig. 6은 승화 기법을 이용하여 수행한 경계층 천이 가시화 결과이다. Figure 6에 표시한 바와 같이 세 경우 모두 아조벤젠이 승화된 영역이 모델의 앞전 부근에 한정되어 있으며 그 영역의 크기가 비슷하다. 평판 앞전에서의 아조벤젠의 승화는 모델 앞전 아랫면의 썩기 형상에서 유발되는 경사 충격파에 의한 고온 유동 영역 때문인 것으로 추측된다. 이 외 아조벤젠이 승화된 다른 영역은 발견되지 않았다. 이로부터 본 실험의 유동 상태는 층류이고, 높이 0.8 mm의 트립 닷을 이용하여도 경계층 천이가 발생하지 않음을 알 수 있었다. 이는 마하 6이상의 극초음속의 경우, 트립이 위치하는 지점의 레이놀즈수가  $10^5$  이상이라더라도, 트립의 높이가 경계층 두께보다 작으면 경계층 천이 지점을 강제적으로 앞당기는데 도움이 되지 않는다는 기존의 연구결과[19]를 뒷받침한다. 높이가 0.8

Table 3. Dimensions of test model

항목	평판 길이 (mm)	Trip dot		
		위치 (mm)	높이 (mm)	형상 (mm)
Case 1	320			미부착
Case 2	320	160	0.3	원기둥
Case 3	320	160	0.8	오각기둥

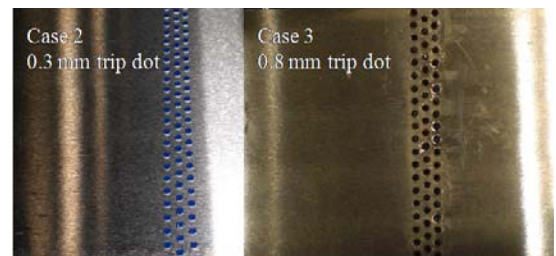


Fig. 5. Shape and arrangement of trip dot attached in flat-plate model



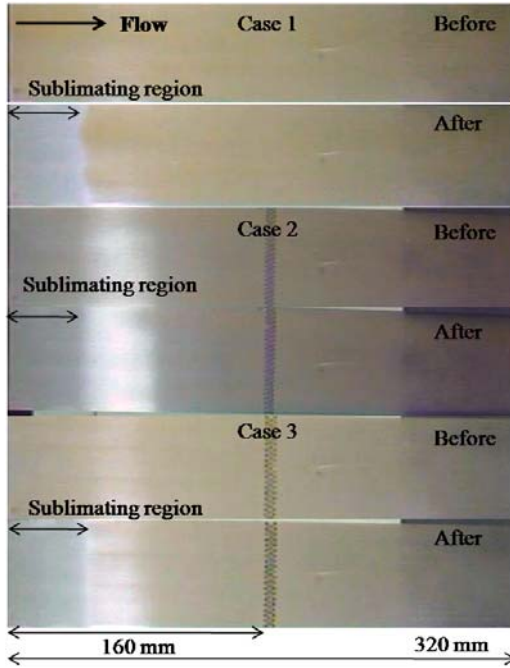


Fig. 6. Visualization images of boundary layer transition using sublimating method

mm보다 큰 트립 닷은 그 높이가 경계층 두께와 비슷하기 때문에 트립 닷 자체가 돌출물로 작용될 수 있으므로, 더 이상의 실험은 본 연구에 있어 의미가 없다고 판단되어 수행하지 않았다.

### 3.2 돌출물 주위 유동 가시화 결과

Fig. 7은 쉘리엔 이미지 결과를 바탕으로 얻어진 돌출물 주위 유동에 대한 도식도이고, Fig. 8은 실험 모델에서의 돌출물 높이에 따른 쉘리엔 이미지이다. Fig. 8의 (a)는 짧은 모델, (b)는 긴 모델에 대한 유동 가시화 결과이다.

Fig. 8로부터 평판 앞전의 윗면과 아랫면에 두 개의 충격파를 관찰할 수 있다. 모델 앞전에서는 앞전의 무딘 정도에 의해 궁형 충격파가 발생된다. 발생된 궁형 충격파의 하류 부분은 모델 윗면에서는 경계층에 의해 발생하는 경사 충격파와, 아랫면에서는 썩기 형상에 의해 발생하는 경사 충격파와 복합되어 하나의 경사 충격파로 관찰된다. 윗면의 경사 충격파의 각도는 평판에 대해 (a) 짧은 모델의 경우  $13.5^\circ$ , (b) 긴 모델의 경우  $11.3^\circ$ 로 돌출물의 높이와는 무관하게 모델별로 동일하게 측정되었다. 아랫면의 경사 충격파 각도는  $17^\circ$ 로 마하수 7에서  $10^\circ$  각을 갖는 썩기 형상에 대한 이론적 충격파 각  $16.4^\circ$ 와 큰 차이가 없다.

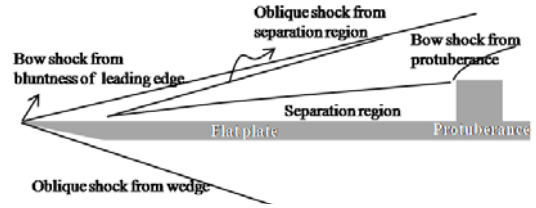
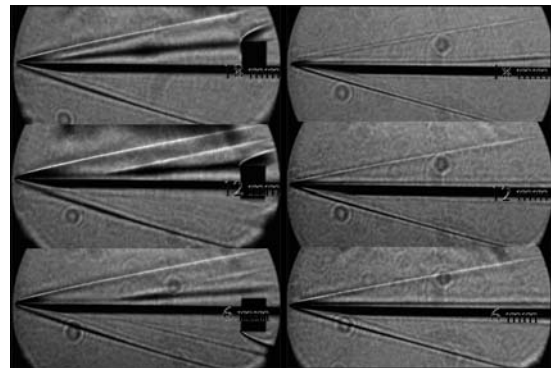


Fig. 7. Schematic of flow characteristics around protuberance



(a) 짧은 모델 (b) 긴 모델

Fig. 8. Schlieren images of flow around protuberance

쉘리엔 이미지 가시화 결과로부터 관찰된 돌출물 주위에 발생하는 유동의 가장 큰 특징은 돌출물 전방의 경계층 박리 영역의 존재이다.

(a) 짧은 모델의 경우, 돌출물 높이 18 mm, 12 mm, 6 mm에 대해 박리 영역이 시작되는 지점은, 돌출물 전면으로부터 각각 137 mm, 102 mm, 94 mm로 돌출물의 높이가 클수록 돌출물 전방의 박리 영역이 크게 발생하였다. 그러나 돌출물의 높이가 6 mm 간격으로 동일하게 작아졌음에도 불구하고, 돌출물의 높이가 작을수록 박리 영역의 크기가 감소하는 정도는 감소하여, 높이 12 mm와 6 mm의 경우 박리 영역크기의 큰 차이가 발생하지 않는 특징을 보였다. 이에 따라 박리 영역으로부터 발생하는 경사 충격파의 각도 역시 높이가 가장 큰 돌출물의 경우로부터 각각  $25^\circ$ ,  $22^\circ$ ,  $21^\circ$ 로 감소하였으나, 12 mm와 6 mm의 경우 충격파 각의 차이가 크지 않았다. 이러한 차이 때문에 높이 6 mm의 경우, 돌출물은 박리 영역에 완전히 잠기게 되고 18 mm나 12 mm의 경우와 다르게 돌출물 상부 끝단에서 궁형 충격파가 관찰되지 않는다. 즉 돌출물의 높이가 어느 수준보다 작아지면, 돌출물의 의해 형성되는 전방의 박리 영역을 포함한 아음속 영역이 돌출물 높이보다 더 클 수 있음을 알

수 있다.

(b) 긴 모델의 경우, 모델 전반부의 유동에 대한 가시화만 가능하였다. 가시화 영역에는 18 mm의 경우만 박리 영역이 시작된 부분이 관찰되었고, 12 mm와 6 mm의 경우는 박리 영역이 관찰되지 않았다. 18 mm의 경우 쉘리렌 이미지로부터 측정된 박리 영역의 시작 지점은 돌출물 전면으로부터 190 mm이다. 따라서 돌출물의 높이가 동일하다하더라도, 평판의 길이가 길어지면, 즉 돌출물이 위치하는 지점의 경계층의 두께가 증가하면 돌출물 전방에 발생하는 박리 영역이 커짐을 알 수 있다. 경계층의 특성이 층류임을 이미 확인하였으므로, 경계층의 두께는 2.2에서 Blasius식에 의해 예측한 바와 같이, 1.4 mm(짧은 모델)와 2 mm(긴 모델)로 그 차이는 매우 작을 것으로 예측된다. 따라서 돌출물 전방의 박리 영역의 크기는 돌출물이 위치하는 지점의 경계층 두께에 상당히 민감함을 알 수 있다. 그러나 이 추론은 18 mm의 돌출물에서의 실험 결과로 보다 추가적인 실험 또는 수치해석 연구를 통해 보완할 필요가 있다고 판단된다.

3.3 돌출물 전면 열유속 측정 결과

Fig. 9와 10은 돌출물 높이 18 mm의 짧은 모델을 이용한 실험으로부터 측정된 풍동 작동 및 열유속 데이터이다. Fig. 9는 실험 시간을 8초로 설정하여 풍동이 정상적으로 시동되었을 때, 풍동의 정체 압력 및 온도와 풍동 시험부에서의 정압을 시간에 대해 나타낸 그래프이다. 정체실의 정체 압력은 풍동의 On/off 밸브가 열리면서 0.5초 이내의 빠른 시간에 세팅되는 반면, 정체 온도는 설정된 600 K에 도달하는 데 약 5초의 시간이 소요된 후

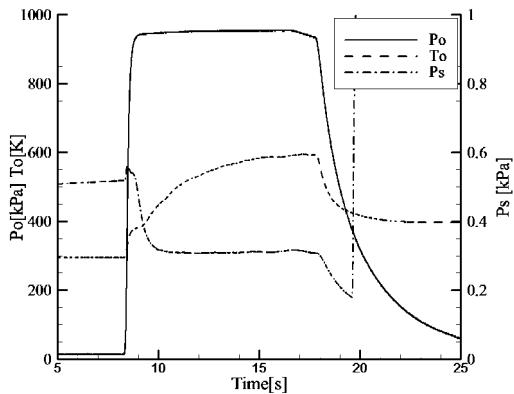


Fig. 9. Stagnation pressure & temperature and static pressure in operated condition of hypersonic wind tunnel

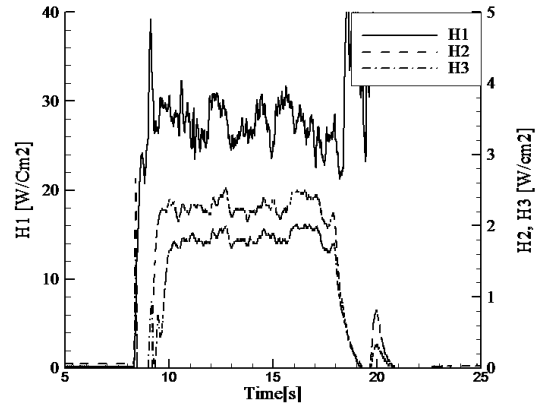


Fig. 10. Heat flux of front side of 18 mm protuberance in short model

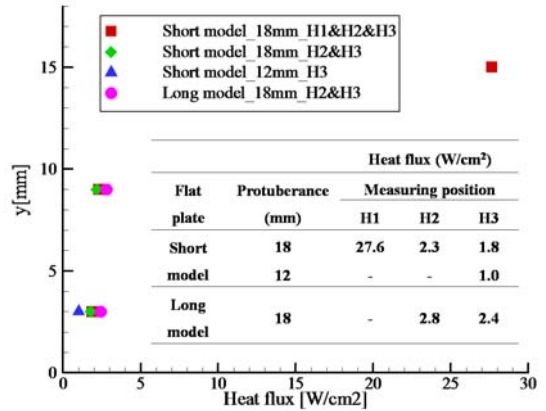


Fig. 11. Heat flux with experimental Conditions

약 3~4초간 설정된 온도를 유지하였다. 풍동이 작동되는 동안 풍동의 모든 측정데이터의 진동은 관찰되지 않았다. Fig. 10은 Fig. 9의 풍동 조건에서 측정된 열유속 데이터이다. 풍동이 시동된 직후, 풍동의 정체온도와는 무관하게 열유속은 세 지점에서 모두 이미 일정 수준에 도달하여, 풍동의 유동 데이터와는 달리 매우 큰 폭으로 진동하고 있다. 이는 돌출물 전방의 유동이 비정상 상태에 있음을 보여준다. Fig. 10의 시험 시간(11~17초)에 대한 세 위치에서 측정된 열유속의 시간에 대한 평균치는 H1=27.6, H2=2.3, H3=1.9로, 돌출물 상부에서 열유속의 점프가 발생하면서 공력가열 현상이 집중되고 있음을 보여준다.

Fig. 11에 각 실험 조건에 따른 열유속 측정치를 제시하였다. 일본 동경대학의 극초음속 풍동의 경우, 풍동이 시동 될 때 가열기로부터 티끌과 같은 입자들이 발생한다. 시험 횟수가 증가하면서 이러

한 입자들이 열유속 게이지의 전면을 오염시킴에 따라 모든 실험 조건에서의 열유속 데이터는 획득할 수 없었다. 제시된 열유속 측정치에 해당하는 실험조건은 짧은 모델의 경우, 돌출물의 높이 18 mm와 12 mm, 긴 모델의 경우, 돌출물의 높이 18 mm로 전체 실험 조건 중 일부분에 해당한다. Figure 11로부터 동일한 평판의 길이에 대한 돌출물의 높이가 다른 경우, 즉 짧은 평판 모델의 돌출물의 높이가 12 mm인 경우와 18 mm인 경우를 비교하면, 평판으로부터 동일한 위치 3 mm(H3)에서 측정된 열유속 값은 돌출물의 높이가 12 mm인 경우가 더 작았다. 또한 동일한 높이의 돌출물에 대한 평판의 길이가 다른 경우, 즉 긴 모델과 짧은 모델에 동일한 돌출물(높이 18 mm)의 실험 결과, 같은 위치(H2와 H3 지점)에서의 열유속 측정치를 비교하면, 긴 모델의 열유속이 보다 크게 측정되었다. 이와 같은 결과로부터 돌출물의 높이가 클수록, 그리고 돌출물이 위치한 평판의 길이가 길수록, 즉 돌출물이 위치한 곳의 경계층 두께가 클수록, 돌출물 전면에 공력가열에 의해 가해지는 열전달량은 큰 것으로 나타났다.

### V. 결 론

마하 7의 극초음속 유동 내 평판으로부터 돌출된 2차원형 돌출물 전면에서의 열유속 계측을 목적으로 일본 동경대학의 가시와 극초음속 풍동을 이용하여 실험적 연구를 수행하였다. 여러 실험적 제한 조건에 따라 평판의 길이가 다른 두 모델(평판 길이 165 mm, 320 mm)을 설계하고, 유입 유동 조건 및 돌출물의 형상은 동일하게 유지하여 세 가지 다른 돌출물 높이(18 mm, 12 mm, 6 mm)에 따른 공기역학적 특성과 공력가열에 의한 열전달 특성을 관찰하였다. 쉘리렌 기법을 이용한 유동 가시화를 통해, 박리 영역을 포함한 돌출물 주위의 기본적 유동 특성을 관찰하였고, Gardon 타입의 열유속 게이지를 이용하여 돌출물 전면에서 열유속을 직접 측정함으로써 그 특성을 파악하였다.

1) 쉘리렌 가시화 이미지로부터 돌출물 전방에 박리 영역이 형성됨을 관찰할 수 있었다. 형성된 박리 영역은 돌출물의 높이가 클수록 그 크기가 증가하였다. 그러나 돌출물의 높이가 어느 수준 이하이면, 동일한 돌출물의 높이차에 대해 돌출물 전방에 형성되는 박리 영역 크기의 차가 확연히 작아짐을 확인할 수 있었다.

2) 같은 높이의 돌출물이라 하더라도, 돌출물 전방에 발생하는 박리 영역의 크기는 평판의 길이가 길어질수록 크게 증가하는 특성을 보였다. 즉 돌출

물이 위치하는 지점의 경계층 두께에 매우 민감한 것으로 판단된다.

3) 돌출물의 높이가 18 mm인 경우, 시험 시간에 대한 평균으로 나타난 열유속 값은 중부와 하부에 비해 상부에서 매우 크게 증가하였다. 상부에서 측정된 열유속 값은 중부나 하부의 약 10~15배 정도에 이른다. 즉 돌출물 상부에 공력 가열 현상이 크게 집중되고 있음을 알 수 있다.

4) 돌출물의 높이가 클수록, 그리고 돌출물이 위치한 곳의 경계층 두께가 클수록, 돌출물 전면에 공력가열에 의해 가해지는 열전달은 큰 것으로 측정되었다.

본 논문의 연구 결과는 향후 고속 비행체 설계 시 돌출물 주위의 열유속 예측 및 수치해석 결과의 검증 데이터로 활용될 수 있을 뿐 아니라, 고속 유동에서의 열유속 측정을 위한 실험 기법에 대한 자료로도 이용될 수 있을 것으로 기대된다.

### 후 기

본 논문의 저자는 서울대 항공우주신기술 연구소의 일원으로, 본 연구는 한국항공우주연구원의 우주개발사업과 과학재단의 특정기초연구사업의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) L. G. Kaufman, R. H. Korkegi, and L. C. Morton, "Shock Impingement Caused by Boundary Layer Separation Ahead of Blunt Fins", AIAA Journal, Vol. 10, pp. 1363-1364, 1973.
- 2) R., Sedney, "A Survey of the Effect of Small Protuberances on Boundary-Layer Flows", AIAA Journal, Vol. 11, pp. 782-792, 1973.
- 3) R., Sedney, "The Structure of Three-Dimensional Separated Flows in Obstacle, Boundary-Layer Interactions", AGARD Conference Proceedings No. 168, pp. 37.1 -37.15. 1975.
- 4) J. C., Westkaemper, "Turbulent Boundary-Layer Separation Ahead of Cylinders", AIAA Journal, Vol. 6, pp. 1352-1355, 1968.
- 5) P. J., Waltrup, D. G. Hall and J. A. Schetz, "Flowfield in the Vicinity of Cylindrical Protuberances on a Flat Plate in Supersonic Flow", Journal of Spacecraft, Vol, 5, pp. 127-128, 1968.



- 6) A. H. Whitehead, "Flow-Field and Drag Characteristics of Several Boundary-Layer Tripping Elements in Hypersonic Flow", NASA TN5454, 1969.
- 7) R. S. Hiers and W. J. Loubsky, "Effects of Shock-Wave Impingement on the Heat Transfer on a Cylindrical Leading Edge", NASA TN D-3859, 1967.
- 8) L. M. Couch, "Flow-Field Measurements Downstream of Two Protuberances on a Flat Plate Submerged in a Turbulent Boundary Layer at Mach 2.49 and 4.44", NASA TN D-5297, 1969.
- 9) W. T. Robert, "Hypersonic turbulent boundary layer interference heat transfer in vicinity of protuberance", AIAA Journal, Vol. 3, No. 9, 1965.
- 10) F. T. Hung and J. M. Clauss, "Three dimensional protuberance interference heating in high speed flow", AIAA-80-0289, 1980
- 11) F. T. Hung and D. K. Patel, "Protuberance interference heating in high speed flow", AIAA-84-39368, 1984.
- 12) 최원, 김규홍, 이경태, "발사체 선두부의 공력가열현상 특성 연구", 한국항공우주학회지, 제30권 제6호, pp. 14-20, 2002. 9.
- 13) 김성룡, 이준호, 김인선, 조광래, "KSR-III 공력가열 해석 및 비행시험", 한국항공우주학회지, 제32권 제8호, pp. 54-63, 2004. 10.
- 14) 오범석, 박정주, "중형과학로켓의 공력가열 해석", 한국항공우주학회지, 제27권 제4호, pp. 121-127, 1999. 6.
- 15) 안원근, 박희호, 황수권, 김유, "액체로켓 추력실에서 발생하는 Heat Flux에 관한 실험적 연구", 한국항공우주학회지, 제31권 제3호, pp. 65-71, 2003. 4.
- 16) 김병훈, 박희호, 황수권, 김유, "액체로켓에서 heat flux 측정을 위한 calorimetric chamber의 연구", 한국항공우주학회지, 제31권 제4호, pp. 76-81, 2003. 5.
- 17) 안원근, 박희호, 황수권, 김유, "노즐 후방부의 Radiative Heat Flux 측정", 한국항공우주학회지, 제31권 제5호, pp. 87-92, 2003. 6.
- 18) H. Schlichting, and K. Gersten, Boundary Layer Theory, Springer, 8th Revised and Enlarged Edition, Chapter 15, 2000.
- 19) J. R. Strettett, E. L. Morrisette, J. H. Whitehead and R. M. Hicks, "Transition Fixing for Hypersonic Flow", NASA TN D-4129, 1967.
- 20) A. H. Whitehead, "Flow-Field and Drag Characteristics of Several Boundary-Layer Tripping Elements in Hypersonic Flow", NASA TN D-5454, 1969.
- 21) G. S. Settles, Schlieren and Shadowgraph Techniques, Springer, 2001.
- 22) 이형진, 김성돈, 정인석, 최정열, Shigeru Aso, "마하 4 초음속 공기 흡입구 유동 특성에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제34권 제10호, pp. 61-70, 2006. 10.