

〈論 文〉

# 초음속 디퓨저에서 충격파의 진동(1)

— 수직충격파의 순간변위 측정 —

김희동\* · 엄용균\*\* · 신영재\* · 권순범\*\*\*

(1993년 8월 12일 접수)

## Shock-Wave Oscillation in a Supersonic Diffuser

— Displacement Measurement of Normal Shock-Wave —

Heuy-Dong Kim, Yong-Kyoon Eum, Young-Jae Shin and Soon-Bum Kwon

**Key Words :** Compressible Flow(압축성흐름), Internal Flow(내부흐름), Normal Shock-Wave(수직충격파), Oscillation(진동), Separation(박리), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저)

### Abstract

A shock-wave in a supersonic flow can be theoretically determined by a given pressure ratio at upstream and downstream flowfields, and then the obtained shock-wave is stable in its position. Under the practical situation in which the shock-wave interacts with the boundary layer along a solid wall, it cannot, however, be stable even for the given pressure ratio being independent of time and oscillates around a time-mean position. In the present study, oscillations of a weak normal shock-wave in a supersonic diffuser were measured by a Line Image Sensor(LIS), and they were compared with the data of the wall pressure fluctuations at the foot of the shock-wave interacting with the wall boundary layer. LIS was incorporated into a conventional schlieren optical system and its signal, instantaneous displacement of the interacting shock-wave, was analyzed by a statistical method. The results show that the displacements of an oscillating shock-wave increase with the upstream Mach number and the dominant frequency components of the oscillating shock-wave are below 200 Hz. Measurements indicated that shock-wave oscillations may not entirely be caused by the boundary layer separation. The statistical properties of oscillations appeared, however, to be significantly affected by shock-induced separation of turbulent boundary layer.

### 기 호 설 명

$a$  : 음속  
 $\delta$  : 경계층두께  
 $Del$  : 충격파변위

$f$  : 주파수  
 $M$  : 마하수  
 $P_p$  : Pitot압력  
 $P_w$  : 평균 벽압력  
 $P'$  : 변동벽압력  
 $PDF$  : 확률밀도함수  
 $PSD$  : 파워스펙트럴밀도  
 $Re/m$  : 단위 레이놀즈수

\*정회원, 안동대학교 기계공학과

\*\*안동대학교 기계공학과

\*\*\*정회원, 경북대학교 기계공학과

|          |                    |
|----------|--------------------|
| $T$      | : 온도               |
| $t$      | : 시간               |
| $U$      | : 흐름속도             |
| $V$      | : 충격파의 변위속도        |
| $X$      | : 흐름방향의 거리         |
| $Y$      | : 흐름방향에 수직인 방향의 거리 |
| $\theta$ | : 디퓨저의 확대반각        |
| $\gamma$ | : 비열비              |

#### 첨자

|          |                           |
|----------|---------------------------|
| 0        | : 상류 정체점상태                |
| 1        | : 충격파직전의 상태               |
| 2        | : 충격파직후의 상태               |
| rms      | : 변동량의 root mean square 값 |
| $w$      | : 벽면                      |
| $\infty$ | : 경계층 외연                  |

## 1. 서 론

초음속흐름에서 발생하는 충격파의 위치는 일반적으로 충격파 상류와 하류의 압력비만에 의해 결정된다. 이때 충격파는 안정한 어떤 위치에서 압력 경계조건을 만족하게 되나, 실제 거의 대부분의 흐름에서 발생하는 충격파는 벽면경계층과 간섭하여, 그 결과 충격파 상류 및 하류의 압력비를 일정하게 유지한 상태에도 불구하고 충격파가 흐름의 상하류 방향으로 매우 불규칙하고 격렬히 진동한다는 것이 이미 잘 알려져 있다.<sup>(1~3)</sup> 이러한 충격파의 진동은 필연적으로 매우 격렬한 압력변동을 수반하여 흐름의 소음의 원인이 되며, 더 나아가 관로 및 유체기기 요소의 진동은 물론 피로파괴를 초래하기도 한다.

과거 충격파와 벽면경계층의 상호간섭(interaction between shock-wave and wall boundary layer)에 대한 많은 연구<sup>(4~8)</sup>들은 시간변동 데이터(time-dependent data 또는 fluctuating data)를 얻는 어려움때문에, 주로 시간평균 흐름(time-mean flow)에 대하여 수행되어 왔으며, 거의 대부분이 흐름의 저항(drag) 혹은 기기요소의 성능문제와 관련하여 충격파에 의한 경계층의 박리(separation)현상에 주목하여 왔다. 이들 연구결과에 의하면, 충격파와 벽면경계층과의 간섭현상은 충격파직전의 흐름의 마하수(mach number just upstream of shock-

wave)와 경계층의 속도분포(velocity profile)에 강하게 의존한다는 것을 밝혔다. 예를 들면, 난류 경계층과 충격파가 상호간섭하는 경우, 충격파에 의한 압력상승은 층류경계층과 간섭하는 경우의 압력상승보다 급격히 되며, 충격파에 의한 경계층의 박리(shock-induced separation)의 발생도 층류경계층에 비해 상당히 지연된다고 보고하였다. 이는 난류 경계층에서의 전단응력이 층류경계층보다 상당히 크기 때문에 박리에 대한 저항력이 큰 것으로 생각할 수 있다. 이와 같이, 정상흐름(steady flow)에서 충격파와 경계층의 간섭현상에 관하여 실험적으로 매우 많은 것들이 알려져 있고, 또한 이 결과들은 비교적 최근에 수행되어진 수치계산의 결과<sup>(9~11)</sup>와 비교해 만족할 만한 일치를 보여주고 있다.

한편 충격파와 벽면경계층의 간섭에 의한 충격파의 진동현상은 여러 흐름장에서 관측될 수 있다. 예를 들면 천음속(transonic flow)의 범위에서 비행하는 비행체의 익면상에 나타나는 충격파는 어떤 정상위치에 머무르지 않고, 어떤 평균위치의 진후로 심하게 진동<sup>(12~15)</sup>하여 항공기의 성능이나 제어에 중대한 영향을 미친다. 이런 현상에 대해 Trilling,<sup>(16)</sup> Fiszdon<sup>(17)</sup>과 Fiszdon 등<sup>(18)</sup>은 수직충격파(normal shock-wave)와 평판상의 층류경계층과의 간섭에 의해 어떤 특정의 진동수를 가지는 자려진동(self-excited oscillation)이 발생한다는 것을 이론적으로 제시한 바 있으나, 확실한 실험적 검증은 지금까지 수행되지 않았다. 또한 축대칭 무딘 물체(blunt body)의 항력을 경감하기 위하여 부착시킨 스파이크(spike)를 지나는 초음속흐름에서 blunt body의 전면에 발생하는 이탈충격파(detached shock-wave)와 스파이크상의 경계층과의 간섭에 의해서도 흐름의 자려진동이 발생한다는 것이 보고되어 있다.<sup>(19,20)</sup> 이외에도 초음속풍동(supersonic wind tunnel)의 디퓨저(diffuser)나 로켓추진노즐(propulsion nozzle),<sup>(21~25)</sup> 혹은 기타 여러 관로내의 고압가스 등의 압축성흐름에서 발생하는 거의 모든 충격파는 관벽의 경계층과 매우 복잡한 간섭을 일으켜 진동한다고 널리 알려져 있다. 이와 같은 충격파의 진동을 수반하는 외부 및 내부흐름의 공통점은 주류와 경계층흐름의 복잡한 간섭과 흐름의 불규칙성을 들 수 있지만, 현재까지 충격파의 진동의 원인이나 진동의 상세한 메커니즘은 알려져 있지 않은 실정이다.

충격파와 경계층의 상호간섭으로 인한 충격파의 진동현상을 연구하기 위해서는, 일반적으로 간섭 흐름장의 벽면에 부착시킨 고감도, 극소형 압력센서(pressure transducer)에 의한 벽면의 변동 압력 측정<sup>(26~28)</sup>이나 고속도카메라(high speed camera)에 의한 측정방법<sup>(29,30)</sup>이 사용될 수 있다. 고감도 압력센서에 의한 측정에 있어서는 다수의 압력센서가 필요할 뿐만 아니라 벽면에 취부(mounting on wall surface)할 때의 문제와 아무리 소형의 압력센서라고 하더라도 수압면(sensitive area)의 유한한 크기때문에 발생하는 측정데이터의 오차<sup>(31,32)</sup> 등으로 인하여 실제의 충격파 진동의 계측에 있어서는 많은 문제점들이 있다. 또한 고속도 카메라를 이용할 경우, 대량의 충격파 변위데이터를 해석하기 위하여 장시간의 노력이 필요할 뿐만 아니라 많은 비용이 요하게 된다.

본 연구에서는 초음속 디퓨저에서 발생하는 수직 충격파와 난류경계층과의 간섭으로 인한 충격파의 진동을 간단하고 효율적으로 계측하기 위하여 Line Image Sensor(LIS)를 종래의 슈리렌 가시화(schlieren visualization) 시스템에 적용시켜, 충격파의 순간변위의 신호를 통계적으로 해석하였다. 또한 디퓨저의 벽면에 부착시킨 다수의 압력센서로부터 변동압력을 측정하여 변위신호와 비교하였다. 흐름의 가시화방법으로는 슈리렌법과 흐름의 시간평균 박리점(2차원적)을 측정하기 위하여 유막법(oil-tracer method)을 이용하였으며, 경계층내부의 속도분포는 전압관(pitot tube)을 사용하여 측정하였다.

충격파 진동에 관한 본 연구에서는 주로 세 단계로 실험을 수행하였다. 첫째로 초음속 디퓨저에서 발생하는 충격파의 진동현상을 조사하고, 둘째, 충격파진동의 원인 및 진동이 미치는 영향을 규명하며, 셋째로 충격파의 순간변위를 직접 측정하였으며, 충격파 상하류에서 발생하는 압력 Disturbance의 전파 및 변동압력의 크기를 조사하기 위하여, 디퓨저벽면에 압력센서를 취부하여 변동압력을 측정하였다. 또한 디퓨저의 확대반각 및 벽면 경계층의 두께 등, 흐름장의 형태를 변화시켜 진동양상의 변화를 측정하였다. 본 논문에서는 충격파 진동에 관한 연구의 첫 단계인 충격파의 순간변위측정에 대하여 다루기로 하며, 나머지 연구결과들은 “초음속 디퓨저에서 충격파의 진동(2, 3)”에 기술하기로 한다.

## 2. 실험장치 및 실험방법

### 2.1 초음속 디퓨저

본 실험에서는 대기 흡입식 초음속풍동(indraft supersonic wind tunnel)의 디퓨저를 이용하였다. 약 18 m<sup>3</sup>의 체적을 가지는 상류 정체실(upstream plenum chamber)에서 조절되어진 대기상태의 공기가 단면 수축비 140 : 1의 수축부(contraction : 길이 1.0 m)를 통해 초음속 디퓨저로 유입한다. 이 초음속 디퓨저는 스테인레스 철판(두께 20 mm)으로 만들어진 직육면체(80×400×800)의 내부에 장착되어, 초음속풍동의 측정부(test section)로 사용되었다. 이 측정부의 측면은 흐름의 가시화를 위하여 양질의 광학유리(optical glass)로 만들어져 있으며, 압력센서의 리드선이나 Stepping Motor 등의 회전축을 삽입하기 위한 몇개의 구멍을 포함하고 있지만, 측정부의 내외부는 유체역학적으로 밀폐되어 있다. 또한, 이 측정부의 하류에는 체적 0.5 m<sup>3</sup>의 하류집합실(downstream settling chamber)이 접속되어 측정부로부터의 고속의 기류를 일단 정체시켜 진공실(vacuum chamber)로 인도하도록 되어 있다. 하류집합실 내부에는 Wedge가 레크와 피니언 시스템에 부착되어, 하류집합실 외부에서의 조절에 의해 전후진 이동이 가능하도록 되어 있으며, 따라서 측정부의 하류에서 흐름의 단면적을 조절하는 역할을 하도록 되어 있다. 따라서 이와 같은 흐름단면적의 변화에 의해 측정부내 초음속 디퓨저에서 발생하는 수직충격파의 위치를 변화시킬 수 있도록 되어 있다.

Fig. 1은 본 실험에서 사용한 초음속 디퓨저의 간략도이다. 실험에서 확대반각( $\theta$ : half angle of divergence) 5, 7, 9도(degree)인 세가지의 디퓨저가 사용되었지만, 본 논문에서는 9도에 대한 실험결과들을 해석하였다. 그림에서 보이는 디퓨저의 상벽은 대기의 공기가 급팽창될 때 발생하는 응축으로 인한 부식문제 때문에 황동으로 제작되었으

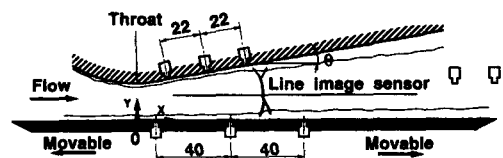


Fig. 1 Schematic of supersonic diffuser

며, 흐름방향의 정압측정을 위해 다수의 정압공이 설치되어 있다. 디퓨저의 하벽은 알루미늄합금으로 된 두께 6 mm의 평판이 다른 평판(두께 20 mm) 위에 놓여져 있어서, Stepping Motor(Vexta PH 566-B)를 이용하여 상류 및 하류방향으로 미끄럼이 가능하도록 되어 있다. 또한 이 디퓨저 하벽에는 다수의 정압공 및 Pitot관 삽입용의 구멍이 설치되어, 하벽을 이동시켜 흐름의 전 영역에 걸쳐 상세한 압력측정이 가능하도록 제작되어 있다. 이들 초음속 디퓨저의 목(throat)에서의 높이는 약 15 mm이며, 비교적 약한 수직충격파와 디퓨저 상하벽에서의 난류경계층의 간섭을 연구하기 위하여 디퓨저 출구에서의 설계마하수(design mach number)는 약 2.0으로 설계되었다. 실험은 진공실의 압력을 약 10 torr 정도까지 낮춘 후, 하류집합실 하류에 위치하는 밸브를 열어 흐름을 발생시키고, 또한 이 밸브의 신호가 제반 측정장치의 Trigger의 역할을 하도록 구성되어 있다.

## 2.2 측정

본 실험에서 사용된 압력센서는 세가지 종류가 사용되었다. 디퓨저의 상하벽에 설치된 정압공에는 Toyota PMS-5와 하류집합실내에서의 압력측정을 위해 반도체형 압력센서(Kulite XTM-190)가 이용되었다. 이들 압력센서는 각각 공진주파수(natural frequency) 15 kHz와 50 kHz,  $\pm 1\%$  이하의 최대 비선형성 및 히스테리시스를 보유했다. 또한 디퓨저 벽면 경계층흐름의 전압측정을 위하여 유효수압면(effective sensitive area)의 직경이 0.71 mm인 극소형 압력센서(Kulite XCQ-062)를 전압관(직경 2 mm, 입구단면  $0.14 \times 1.6$  mm)에 삽입하였다. 이 센서의 감도는  $0.363 \times 10^{-4}$  mV/(N/m<sup>2</sup>)이며, 공진주파수는 500 kHz였다. 전압관은 특별히 제작한 수직 이송장치를 이용하여 경계층 내부에서 약 20 점의 전압데이터를 측정하여 속도분포를 다음과 같은 방법을 산출하였다.

측정한 벽면에서 정압을  $P_w$ , 전압관에 의한 전압을  $P_p$ 라고 하면, 이들의 비는 흐름을 등엔트로피적이라고 가정하여, 국소마하수(local mach number)의 항으로 표시할 수 있다.

$$\frac{P_p}{P_w} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

일반적으로 초음속흐름에서는 전압관의 전면에

형성되어지는 bow shock-wave로 인하여, 실제로 측정되어지는 전압은 2단계의 압축과정을 통하여 얻어진다고 볼 수 있다. 즉 전압관의 전면에 발생하는 충격파로 인한 비가역 압축과정과 충격파로부터 전압관 내부에 삽입한 압력센서의 수압면까지의 등엔트로피 압축과정을 고려하여, 식(1)은 Rayleigh pitot 관계식이라고 불리는 식(2)로 표시할 수 있다.

$$\frac{P_p}{P_w} = \frac{\left(\frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} M^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}} \quad (2)$$

이들 식을 사용하여 경계층 내부의 흐름의 Mach number분포를 계산하여, 속도를 다음과 같이 산출한다.

$$M = \frac{U}{\sqrt{rRT_w}} \quad (3)$$

이때 속도는

$$U = \frac{M}{\sqrt{T_0/T_w}} \cdot \sqrt{rRT_0} \quad (4)$$

로 쓸 수 있으며, 흐름의 온도와 마하수의 관계를 이용하여, 다음 식을 얻을 수 있다.

$$U = \sqrt{rRT_0} \cdot \sqrt{\frac{M^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}} \quad (5)$$

엄밀히 전 온도  $T_0$ 는 벽면과 경계층 외연(boundary layer edge)에서 변화할 수 있지만, 본 실험에서의 벽면은 거의 단역적으로 유지되었기 때문에 그 차이를 작다고 하여, 벽면의 온도회복인자(temperature recovery factor)를 근사적으로 1.0으로 하였다.

한편 이들 압력센서로부터의 모든 압력신호는 10 kHz의 속도로 샘플링하여, 직류증폭기로 증폭하였으며, 또 경우에 따라서는 Filtering하여 A/D변환기(analog/digital converter, ADX-98H)로 전송되어 PC로 처리하도록 되어 있다. 이 변환기는 채널당 50 kHz의 속도로 Digitizing하여,  $\pm 10$  V의 범위에서 12 bits를 활용한다. 본 실험에서는 흐름장의 각점에서 1 kwords 혹은 2 kwords의 압력데이터를 취하여 통계처리에 이용하였다.

흐름의 가시화방법으로는 종래의 슈리렌법을 이용하였다. 충격파와 벽면경계층이 간섭의 시간 평균 흐름의 정성적인 관찰은 주로 순간 광원 및 연

속 광원을 이용하였다. Fig. 2에서 보는 바와 같이 연속 광원으로부터 측정부를 지난 빛은 Knife Edge를 통과하여 편광기(beam splitter)에서 슈리렌 사진용의 카메라와 수직충격파의 순간변위를 측정하기 위한 Line Image Sensor(LIS)로 인도되어, 변위데이터를 기록한 후에 통계처리하도록 되어 있다. Fig. 3에 보여지는 LIS(EXCEL TEC EYE

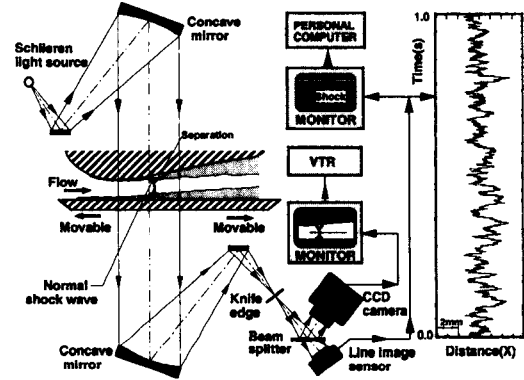


Fig. 2 Schematic of measuring system and flow visualization (the x-t diagram indicated the raw data of shock displacements)

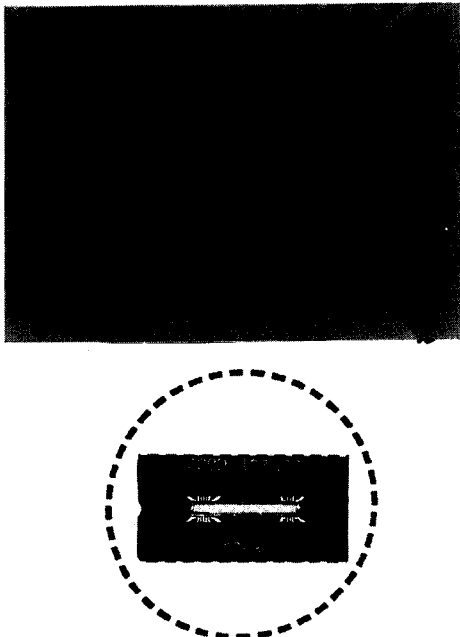


Fig. 3 Appearance(top) and sensitive area(bottom) of line-image sensor

1024F)는 pn결합의 고감도 Photodiode(1024개)의 일차원적인 배열과, 데이터를 카운팅하는 Register, 그리고 CCD analog shift register로 구성되어 있다.

Fig. 4는 초음속 디퓨저에서 발생하는 수직충격파의 변위 측정의 상세도를 나타낸다. 고감도 Photodiode 배열로 입사하는 빛은 그의 강도의 차이로 인하여 직류로 되어, 각각의 다이오드에 Capacity로서 측정된다. 이때 동시신호를 가지는 카운터가 작동하여 구 Capacity를 계산하며, 그 결과를 한 쪽으로는 CCD analog shift register에 의해 Video 신호로, 다른쪽으로는 A/D변환기로서 전송하여 통계 처리하도록 되어 있다. 각 Photodiode간의 피치는  $13 \mu\text{m}$ 이고, 일초당 Photodiode의 출력의 수(video 샘플속도)는 10 Hz에서 20 MHz까지의 범위에서 조절 가능토록 되어 있으며, 초당 Scan속도는 100에서 18867까지로 설정되어 있다. 또한 감도와 입력범위는 각각  $2.8 \text{ V/1 x. sec}$ 와  $5 \text{ V}$ 이었다. 본 실험에서는 LIS의 Photodiode의 배열이 실제 흐름장에서의 흐름방향의 길이를 40 mm와 대응하도록 설치하였으며, 디퓨저의 하벽에서 10 mm 떨어진 위치에서 충격파의 변위를 측정하였다. 이 위치는 광학관찰 결과, 충격파와 벽면경계층이 간섭하여 충격파가 분지(bifurcation)하기 때문에,

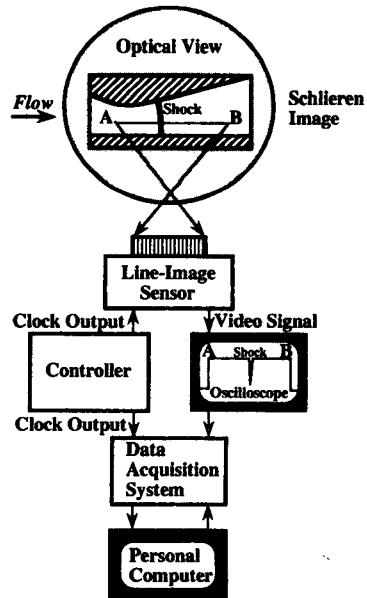


Fig. 4 Measurement of normal shock-wave displacement

충격파면(shock-wave front)의 수직인 부분을 취하기 위해 결정되었다.

한편 시간 평균흐름의 2차원성의 확인 및 흐름의 박리를 측정하기 위하여, 올레인산, 산화티타늄, 그리고 경유의 혼합물을 초음속 디퓨저의 벽면에 적용시켜 흐름의 표면마찰(skin friction)의 방향을 측정하였다.

### 2.3 실험조건 및 측정오차

상류 정체실에서의 압력( $102 \text{ kPa} \pm 0.3\%$ )과 온도( $290 \text{ K} \pm 1.8\%$ )는 거의 일정하게 유지되었다. 실험에서는 약한 수직충격파와 경계층의 간섭현상을 측정하기 위하여 적용된 흐름의 등엔트로피 마하수(충격파 직전에서의 마하수)는 1.7 이하의 영역에서 수행하였다. 따라서 측정부에서 흐름의 단위 레이놀즈수(unit Reynolds number)는 약  $1.5 \sim 2.0 \times 10^7/\text{m}$ 의 범위로, 흐름방향의 각 위치에서 단위 레이놀즈수의 변화는 그다지 크지 않았다. 이것은 디퓨저 목하류에서 유속의 증가가 흐름의 밀도 및 온도변화의 효과와 상쇄되기 때문이다.

디퓨저벽면에서의 열전달효과를 최소화하기 위하여 측정전 약 15초 정도 흐름을 발생시켜 벽면이 냉각되도록 하였다. 따라서 이런 상태에서 디퓨저의 벽면은 거의 단열상태로 간주되었다.

압력센서로부터의 순간 압력신호들은 다음과 같이 시간평균으로써 계산되었다.

$$\bar{P}_p = \frac{1}{t} \int_0^t P_p(\tau) dt \quad (6)$$

또 LIS는 실제 흐름장의 흐름방향의 길이 40 mm에 대응하도록 설정되었기 때문에, 공간 분해능은 약 0.039 mm이며, 흐름과 수직인 방향에서의 분해능과 거의 동일한 Order인 것으로 산출된다. 특히 본실험에서 사용된 디퓨저의 하벽은 흐름의 정방향 혹은 역방향으로 미끄럼이 가능하도록 제작되었기 때문에, 측정시에는 벽면의 이동으로 인한 흐름장의 영향을 주의깊게 관찰하였다. 즉, Motor 드라이브의 Pulse신호로부터 구동되는 Stepping Motor를 이용하여 디퓨저의 하벽을 이동시킨 후, 전체 샘플링시간(total sampling period)의 약 5배 정도 동안 정지시킨 후 데이터를 측정하였다. 이 압력데이터들은 벽면을 이동시키지 않은 상태에서의 측정결과와 비교하여, 벽면의 이동이 흐름장에 미치는 영향은 나타나지 않았다.

시간평균 압력측정의 재현성은 반복측정 혹은 압력센서들을 서로 교환한 상태에서 측정된 결과와 비교하였다. 평균 압력측정에서의 오차는 3% 이하인 것으로 나타났지만, 이 결과는 충격파 하류의 압력회복 단계에서는 조금 크게 나타났다. 또한 경계층 전압관의 측정에서는 벽면근처에서 유선의 방향변화, 벽면과 전압관의 간섭효과(interference effect) 및 흐름장 고유의 비정상성때문에 더욱 큰 측정 오차들을 포함할 수 있었다.

## 3. 결과 및 고찰

### 3.1 흐름장의 가시화

초음속 디퓨저에서 수직충격파와 벽면 경계층과의 대표적인 간섭형태를 Fig. 5에 나타낸다. 이 사진들은 흐름의 난류 Eddy들을 효과적으로 동결하여 가시화할 수 있도록 약 3  $\mu\text{sec}$ 의 스파크 광원에 의해 촬영되었다. 흐름은 그림에 표시된 디퓨저 목(throat)에서 초크(choke)<sup>(34)</sup>되어, Throat하류에서 가속되는 전형적인 초음속 노즐흐름과 비슷하지만 배압(back pressure: 본 실험에서 배압의 변화는 하류 집합실내의 wedge를 전후진시킴으로서 얻어졌다)의 영향에 의해 수직충격파가 발생한다. 흐름의 마하수는 충격파의 바로 직전에서 벽면 정압분포로부터 계산한 등엔트로피 마하수를 의미한다. 그림에서 충격파직전의 흐름의 마하수(이후 기류의 마하수로 함)가 비교적 작은 경우(마하수가 약 1.27 이하)에는 충격파는 벽면 경계층과 간섭하여, 충격파의 강도가 약해져, 경계층을 박리시킬 만한

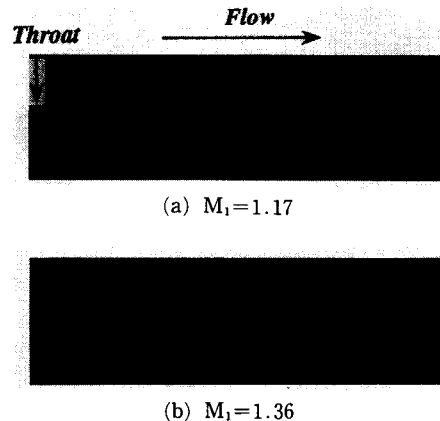


Fig. 5 Schlieren photographs showing interaction flowfields

역압력구배 (adverse pressure gradient)를 가지지 않는다고 볼 수 있다. 따라서 Fig. 5(a)에서 충격파는 거의 수직한 형태로 나타나고, 벽면 경계층은 부착된 상태로 보여진다. 또한 이것은 유막법의 결과로부터 확인되었다. 그러나 Fig. 5(b)에서 보이는 바와 같이 기류의 마하수가 크게 되면, 충격파가 강하게 되어 경계층을 박리시키고, 그 결과 충격파는 분지한 형태로 된다. 이때 충격파 하류에서 경계층 흐름과 주류의 흐름이 복잡하게 혼합되어 난류강도가 충격파 상류에 비해 상당히 증가한다는 것을 볼 수 있다. 기류의 마하수가 더욱 크게 되면, 충격파에 의한 박리영역이 성장하고, 충격파의 파면은 더욱 더 경사지게 나타나게 되며, 주류의 거의 비점성적인 흐름과 경계층에서의 점성흐름의 혼합이 활발하게 된다는 것을 관찰할 수 있었다.

3.2 압력데이터

위에서 묘사한 간섭흐름장은 압력측정 결과와 일치함을 알 수 있다. Fig. 6은 디퓨저의 하벽에서 측정한 흐름방향의 거리를 의미한다. 이러한 방법으로 표시된 벽 압력데이터들은 디퓨저 목으로부터 하류의 흐름의 가속부분에 대한 등엔트로피 팽창선과 일치한다. 이것은 충격파 하류의 압력에 의존하지 않는 초음속흐름을 의미한다. 디퓨저내의 초음속 흐름은 슈리렌 가시화사진에서 나타난 바와 같이 수직충격파에 의하여 아음속으로 감속한다. 그림에 표시한  $P_{rms,max}$ 의 위치는 변동압력의 최대 진폭점을 나타내며, 압력상승의 구간내에 존재함을 알 수 있다. 만일 흐름이 압력 회복단계를 두 부분으로 구분한다면(기류마하수가 작은 경우의 간섭흐름에 일반적으로 적용된다), 충격파에 의한 매우 급격한

압력상승과 충격파 하류의 확산흐름에서의 압력회복으로 생각할 수 있다.

기류의 마하수가 작은 경우( $M_1=1.17$ ), 충격파로 인한 압력상승은 명확히 정의하기는 어려우나, 비점성이론에 의한 것의 약 93%인 1.33정도로 되며, 충격파 하류의 흐름은 단조로운 압력 회복과정을 나타내고 있다. 그러나 기류의 마하수가 크게 되면( $M_1=1.41$ ), 충격파에 의한 압력상승은 비점성이론에 의한 예측치의 86%정도인 1.88에 불과하고, 압력상승의 시작점(일반적으로 정상흐름에서는 간섭의 시작점이라고도 한다)으로부터 충격파에 의한 압력상승의 종료점까지의 거리는 길어진다. 뿐만 아니라 기류마하수가 작은 경우와 비교하여 압력상승의 변곡점과 명확한 종료점이 나타나며, 이 점으로부터 하류의 압력분포에도 큰 차이가 나타남을 볼 수 있다. 즉, 충격파의 직후에서 흐름은 충격파와 벽면경계층의 간섭으로 인하여 재가속되며, 재가속의 정도에 따라 제2의 충격파가 형성되기도 한다. Kim 등<sup>(33,35)</sup>은 이 현상을 실험적 및 해석적으로 연구하여 그의 발생기구를 보고하였으며, 익면상에 나타나는 유사현상과 비교하여, Post-shock expansion(PSE)이라 명명하였다. 이들의 연구 보고에 의하면 기류의 마하수가 크게 될수록, PSE는 더욱 강하게 나타나며, 그 결과로 흐름장은 위에서 보인 비교적 단순한 1개의 충격파와 경계층의 간섭형태가 아닌 다수의 충격파, 이른바 의사충격파(Pseudo shock-wave)가 발생한다고 주장하고 있다. 그러나 PSE의 발생은 충격파 직전의 기류의 마하수뿐만 아니라, 간섭직전의 경계층의 속도분포, 경계층의 배제두께, 흐름의 압력구배 및 Turbulence, 더 나아가서는 충격파의 진동문제와도 관련될 수 있으며, 많은 해결되지 않은 의문점을 지니고 있다. 이러한 문제들은 초음속 디퓨저나 관내흐름에서 관로기기의 성능이나 효율에 직접적인 영향을 미칠 수 있으므로 보다 많은 체계적인 연구가 필요한 실정이다.

한편 충격파와 벽면 경계층이 간섭하는 흐름장의 경계층흐름의 속도분포를 Fig. 7에 나타낸다. 충격파에 유입하는 기류의 마하수는 약 1.30이며, 그림중에 표시한 X는 디퓨저의 목을 원점으로 한 흐름방향의 차원거리를 나타낸다. 이들 데이터는 충격파의 상류에서, 양압력구배(혹은 순압력구배, favorable pressure gradient)를 가진 흐름장에서의 경계층의 전형적인 벽법칙(the law of wall)과 후류법

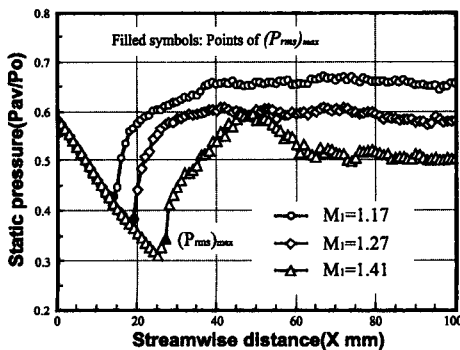


Fig. 6 Distributions of time-mean static pressures at various Mach numbers

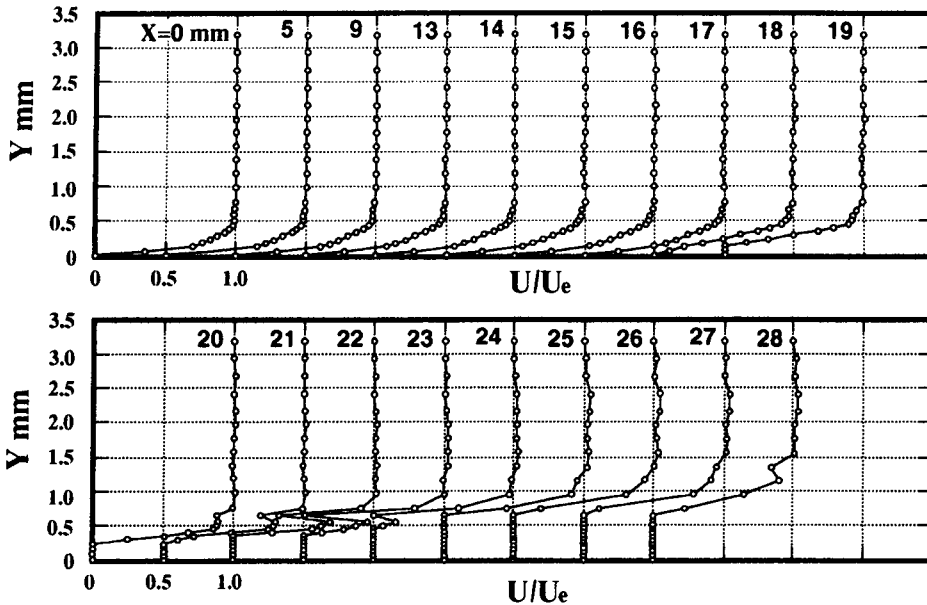


Fig. 7 Time-mean boundary layer velocity profiles on flat bottom wall of diffuser with divergence angle of 9 degrees(Mach number just upstream of shock is 1.30, and shock mean position is located at  $x=19$  mm.  $U_e$  denotes the velocity at boundary layer edge)

칙 (the law of wake)을 만족하는 난류 속도분포를 나타낸다. 그러나 벽압력분포에서 간섭의 시작점 ( $X \approx 19$  mm)에서부터 역압력구배로 인해 경계층의 두께는 급격히 증가하여, 충격파의 하류에서의 속도분포는 크게 변형되어 있다는 것을 알 수 있다. 경계층은 충격파로 인하여 박리하여, 그림에서 표시한  $X=28$  mm의 점보다 하류까지 Separation bubble를 형성하고 있음을 알 수 있다. 각각의 데이터들을 다항식 곡선근사 (polynomial curve fitting) 하여 경계층 적분량 (배제두께, 운동량두께, 형상계수 등)의 변화를 구하여, 다른 연구 결과<sup>(36,37)</sup>와 비교해 보면, 충격파와 난류경계층의 간섭으로 인한 적분량의 변화가 정성적으로 매우 유사하다는 것을 관찰할 수 있었다. 사실 충격파의 하류에서 흐름은 충격파 자신의 진동으로 인한 변동 (fluctuation)과 전단층의 불안정성으로 인한 변동 때문에 경계층의 데이터들은 큰 측정오차들을 내포할 수 있으므로 정량적인 해석은 불가능하지만 난류경계층의 박리에 대한 결과는 디퓨저 하벽에 적용시킨 유막법의 실험결과<sup>(33)</sup>와 일치하였다.

3.3 충격파 변위데이터

Fig. 8에는 LIS로 측정된 수직충격파의 순간변위

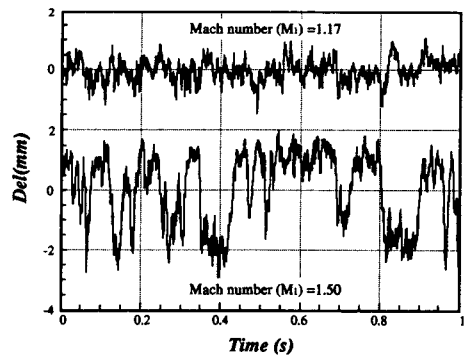


Fig. 8 Time histories of shock displacements at Mach number 1.17 and 1.50

를 나타낸다. 그림에 표시한 흐름의 마하수는 위의 시간 평균 압력분포로부터 산출하였다. 기류마하수가 작은 경우, 충격파의 진동파형은 어떤 평균위치를 전후로 거의 대칭적이고 규칙적인 조화진동을 하며, 진동의 진폭 또한 그다지 크지 않음을 알 수 있다. 그러나 기류의 마하수가 크게 되면 충격파의 진폭은 증가하며, 진동은 불규칙적이고 간헐적인 파형으로 변화함을 볼 수 있다.

이러한 충격파의 진동에 관련하여, Meier 등<sup>(38,39)</sup>은 초음속 노즐흐름에 대한 연구에서 약한 수직충



격파와 경계층의 간섭으로 인한 충격파의 진동을 경계층의 박리에 기인한다고 주장하였으며, 초음속 노즐의 작동압력비(nozzle pressure ratio)에 따라 충격파의 진동의 기준을 제시하였다. 또한 이 기준은 그들의 Mach zehnder 간섭계에 의한 계측 결과와 비교되었다. 그러나 그들은 경계층의 특성에 관해서는 언급하지 않았으며, 경계층의 박리계측에 관해서도 많은 의문점을 내포하고 있다. 전술한 바와 같이 경계층 흐름이 만일 층류라고 하면 그들의 실험에서와 같이 충격파에 의한 경계층의 박리는 기류마하수  $M_1=1.12$  부근에서 발생하여, 이 값보다도 더 작은 기류마하수의 흐름에서는 충격파는 진동하지 않게 된다. 또한 경계층흐름이 난류라고 하면 약  $M_1=1.3$  정도에서 난류경계층은 박리하며, 이보다도 작은 마하수에 대하여서는 충격파의 진동의 가능성은 배제되어야 한다고 볼 수 있다. 본 실험에서는 시간 평균흐름의 박리는  $M_1=$ 약 1.27 정도에서 일어났다. 따라서 그들의 결론에 의하면, 기류마하수 1.27 이하의 흐름에서 계측된 충격파의 진동은 다른 원인에 의한 것임을 생각할 수 있다.

한편 참고문헌(40), (41)에 의하면, 압축코너(compression ramp)를 지나는 초음속흐름에서 충격파의 진동은 상류의 난류경계층에서 발생하는 흐름의 Disturbance에 의한 것이라고 주장하였으며, 같은 실험장치를 이용한 참고문헌(42), (43)의 연구에서는 충격파의 진동은 상류경계층에서의 교란보다는 충격파의 하류에서 발생하는 Disturbance 혹은 박리 등에 원인이 있다고 하여 서로 상반된 결과를 제시하고 있다. 또 참고문헌(44), (45)에서는 초음속 내부 흐름에서 충격파의 진동을 관로흐름의 음향공진(acoustical resonance)으로 설명하고 있다. 만일 충격파의 진동의 원인이 충격파의 하류의 유체의 기주진동(氣柱振動)에 의한 것이라면 충격파의 진동주파수는 관로의 물리적 길이, 혹은 크기에 의하여 크게 달라질 것이다. 그럼에도 불구하고 충격파의 진동에 대한 많은 연구 보고들은 거의 동일한 진동주파수를 계측하였으며, 음향공진에 대한 몇가지 의문점을 갖게 한다. 예를 들면, 충격파와 경계층의 간섭으로 인하여 충격파의 하류에서 흐름이 파동현상이 단순한 일차원적인 음향공진으로 해석이 가능한지에 대한 문제와, 충격파로 인한 박리전단층이 재부착(reattachment)하는지에 따라 공진의 영향은 크게 달라질 것으로 기

대된다. 이와 같은 충격파의 진동의 원인에 대하여 많은 미해결점이 남아 있는 실정이다. 본 실험에서 얻어진 데이터들은 적용된 기류마하수의 전범위에 대하여 충격파가 진동하는 것으로 나타났다. 따라서 적어도 경계층의 박리가 충격파의 진동의 원인이라는 것은 잘못된 판단일 수 있다.

3.4 FFT해석

충격파의 진동의 시간 스케일은 순간 변위데이터들의 파워스펙트럴 밀도(power spectral density; PSD)로부터 얻어질 수 있다. Fig. 9는 일반적인 경우( $f$ 에 대한  $G(f)$  또는  $\ln(f)$ )에 대한  $\ln G(f)$ 의 형태로 표시)와는 달리 충격파 진동의 주파수  $\ln(f)$ 에 대한 파워 스펙트럴  $fG(f)$ 의 형태로 표시하였다. 이렇게 하여 얻어지는 PSD의 곡선밀의 면적이 바로 전체 진동강도에 대한 각각의 주파수 성분의 기여에 선형적으로 비례한다는 점과, 어떤 특정의 주파수 밴드의 지배적인 기여를 쉽게 알 수 있다는 것이 잇점이라고 할 수 있다. 즉,

$$\begin{aligned} G(f)df &= f \cdot G(f) \cdot df / f \\ &= f \cdot G(f) \cdot d(\ln f) \\ &\neq \ln G(f) \cdot d(\ln f) \end{aligned} \tag{7}$$

그림에서 충격파의 진동으로 인한 변동에너지는 거의 대부분이 저주파수 영역(200 Hz 이하)에 집중하고 있다는 것을 알 수 있다. 또 그림에서 충격파의 진동으로 인한 변동에너지들은 세가지 주파수대(즉, 10~30 Hz의 저주파수 영역, 약 80 Hz 부근과 100~200 Hz대)에서 집중하고 있음을 알 수

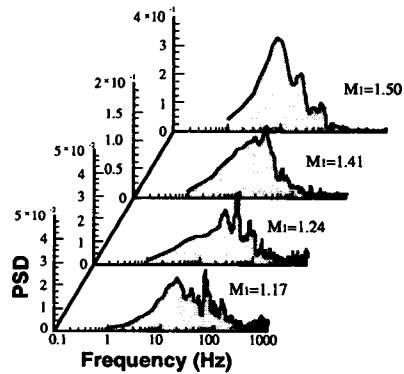


Fig. 9 Power spectral densities for shock displacements at various Mach numbers  $M_1$  (The PSDs of the ordinates were multiplied by the frequencies)

있다. 이러한 주파수 성분들은 Fig. 8에서 알 수 있는 바와 같이, 큰 진폭과 낮은 주파수를 가진 진동성분 (large amplitude-low frequency fluctuating components), 작은 진폭과 높은 주파수를 가진 진동성분 (small amplitude-high frequency fluctuating components) 그리고 중간정도의 진폭과 주파수의 성분들로 생각할 수 있다. 이러한 성분들은 각각 다른 원인에 의해 발생하는 것으로 보여지나, 명확하지 않다. 이것을 해결하기 위해서는 변동벽압력, 순간흐름의 방향 그리고 충격파의 순간변위의 동시에 측정하여, 데이터들의 상호상관 (cross-correlation)을 해석할 필요가 있다. 한편 그림에서 나타난 PSD의 형태들은 기류마하수의 변화에 관계없이 거의 일정하다. 따라서 충격파의 진동의 원인은 기류마하수에 무관하다는 앞의 결론을 지지한다.

충격파의 진동의 전체에너지의 변위의 rms값에 의해 유추할 수 있다. Fig. 10은 기류마하수에 대한 충격파변위 진폭의 rms값과 충격파의 바로 밑에서 측정된 변동벽압력의 rms값을 나타낸다. 진폭의 rms값은 디퓨저목의 높이로, 변동벽압력의 rms값은 시간평균 벽압력으로 각각 무차원화하였다. 진폭의 rms값은 기류마하수가 작은 경우에는 비교적 낮지만, 기류마하수가 1.27을 능가하면 급격히 커진다는 것을 알 수 있다. 이와 같이 변위 진폭의 큰 변화는 충격파의 바로 밑에서 발생하는 경계층의 박리와 관련됨을 알 수 있다. 따라서 경계층의 박리는 충격파의 진동의 직접적인 원인은 아닐 수 있지만, 박리가 발생하면 변위진폭이 더욱 증가하며, 이것은 변동벽압력의 측정결과와 일치하

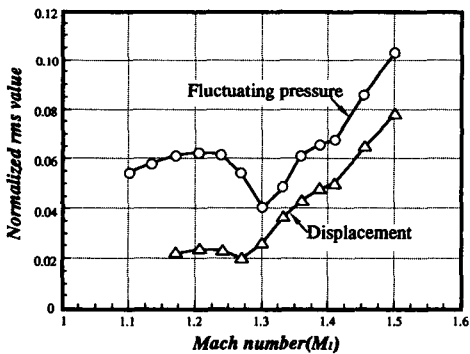


Fig. 10 Comparison of normalized rms values of fluctuating wall pressures and shock displacements at low supersonic speeds

고 있다. 또한 이러한 진폭의 증가는 박리영역의 크기, 간섭영역 하류에서 흐름의 압력구배, 대류속도, 점성확산 등에 의해 영향받는 것으로 생각할 수 있다.

Fig. 8의 변위데이터를 시간 미분함으로써 순간변위속도를 계산할 수 있다. Fig. 11은 충격파의 순간변위 속도의 확률밀도함수 (probability density function; PDF)의 분포를 나타낸다. 기류의 마하수가 작은 경우, 충격파의 하류방향의 변위속도와 상류방향의 변위속도의 PDF는 거의 일치하며, 약 0.2(m/s) 이하의 최대 확률값을 가진다. 그러나 기류마하수가 큰 경우, 하류방향의 변위속도와 상류방향의 변위속도의 PDF는 조금 다르게 나타나며, 최대 확률값도 조금 크게 나타남을 볼 수 있다. 기류마하수의 변화에 따른 이러한 차이는 충격파의 간헐적인 운동때문이다.

충격파의 순간변위의 PDF를 구하면, 난류경계층의 간섭에 의한 충격파의 진동의 범위를 알 수 있다. Fig. 12는 충격파의 순간변위의 PDF를 흐름 방향의 거리에 대하여 표시한다. 그림에 나타낸 화살표는 가시화사진으로부터 관측한 충격파의 시

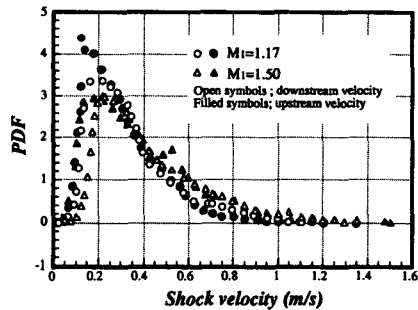


Fig. 11 Probability density functions of shock displacement velocities at Mach number of 1.17 and 1.50 (Upstream and downstream-moving velocities were taken as absolute values)

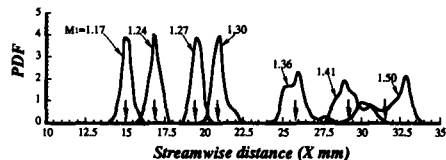


Fig. 12 Probability densities of instantaneous shock displacements at low supersonic speeds, (The arrow shown indicates the time-mean shock position)

간평균위치를 의미한다. 기류마하수가 낮은 경우, PDF의 분포는 거의 대칭으로 나타나며, 충격파의 변위진폭도 작다. 그러나 기류마하수가 크게 됨에 따라 변위진폭은 커지며, PDF의 분포는 비대칭형의 이중피크(double peaks)를 나타낸다. 이들 피크는 Fig. 8의 기류마하수 1.50에 대한 진동파형에서 볼 수 있듯이, 충격파가 상하류방향으로 간헐적인 운동을 한 직후의 일시적인 고주파수의 진동성분과 관련된다. PDF의 분포에서 비대칭의 정도(skewness)는 기류마하수가 1.27을 넘게되면서부터 뚜렷하게 나타나게 되며, 두 피크의 성장과정을 파악할 수 있다. 즉, 기류마하수가 1.50로 증가하면 하류측의 피크가 지배적으로 된다는 것을 알 수 있다. 이것은 충격파 하류의 흐름장의 변화(제2의 충격파의 발생 혹은 박리전단층의 재부착 등)와 관련된다고 생각된다.

#### 4. 결 론

초음속 디퓨저에서 발생하는 수직충격파와 디퓨저벽면의 난류경계층의 간섭으로 인한 충격파의 진동을 Line Image Sensor(LIS)를 이용하여 측정하였다. 충격파의 진동에 대한 종래의 측정방법과는 달리, 본 연구에서 사용한 방법이 간단하고 신뢰성이 높은 변위데이터를 얻을 수 있었다. 또한 종래의 널리 사용되어 왔던 슈리렌 가시화장치를 이용하였기 때문에 경제적으로도 이용도가 매우 높다고 할 수 있다. 본 연구에서 충격파의 변위측정 결과, 충격파의 진동은 경계층의 박리현상과 관계없이 발생하였으며, 박리가 발생하는 경우에는 진동이 진폭이 커진다는 것을 알았다. 더욱이 기류마하수가 크게 되면 충격파의 진동진폭은 크게 나타나며, 진동은 간헐적인 파형으로 변하여 간다. 주파수 해석 결과, 충격파의 진동으로 인한 변동에너지는 200 Hz 이하의 저주파수 영역에 한정된다는 것을 알았다.

그러나 본 연구에서는 충격파 진동현상에 관한 많은 문제점을 제시하였다. 충격파의 변위데이터의 PSD에서 나타난 세가지 지배적인 주파수성분들의 발생원인과 이들의 상호간의 상관관계, 비정상 박리점과 재부착점의 측정방법 그리고 지금까지 충격파의 진동원인으로 제안되었던 것들에 대한 보다 체계적인 실험적 검증과 이론적인 모델의 개발이 필요하다. 또한 충격파 진동의 제어와 진동현상의

공학적 응용문제들이 검토되었으면 한다.

#### 참고문헌

- (1) Kistler, A. L., 1964, "Fluctuating Wall Pressure Under a Separated Supersonic Flow," *Journal Acoustical Soc. Amer.*, Vol. 36, No. 3, pp. 543 ~ 550.
- (2) Lambourne, N. C., 1960, *Some Instabilities Arising from the Interaction Between Shock Waves and Boundary Layers*, A. R. C. CP., No. 473.
- (3) Lowson, M. V., 1967, "Pressure Fluctuations Resulting from Shock Interactions," *Journal Sound Vib.*, Vol. 7, No. 3.
- (4) Fage, A. and Sargent, R. F., 1947, "Shock-Wave and Boundary Layer Phenomena near Flat Surface," *Proc. Royal Soc. London*, Vol. 190, Series A, No. 1020, pp. 1~20.
- (5) Weise, A., 1947, *The Separation of Flow due to Compressibility Shock*, NACA TM, No. 1152.
- (6) Barry, F. W., Shapiro, A. H. and Neumann, E. P., 1950, "Some Experiments on the Interaction of Shock Wave with Boundary Layer on a Flat Plate," *Journal Applied Mech.*, Vol. 17, No. 2, pp. 126~131.
- (7) Chapmann, D. R., Kuehn, D. M. and Larson, H. K., 1957, *Investigations of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Stream with Emphasis on the Effect of Transition*, NACA TN. 3809.
- (8) Nussdorfer, T. J., 1956, *Some Observations of Shock-Induced Turbulent Separation on Supersonic Diffusers*, NACA RM. E51L26.
- (9) Shang, J. S., Hankey, W. L. Jr. and Law, C. H., 1976, "Numerical Simulation of Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction," *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 10, pp. 1451~1457.
- (10) Vigas, J. R. and Horstman, C. C., 1979, "Comparison of Multiequation on Turbulence Models for Several Shock Boundary Layer Interaction Flows," *AIAA Journal*, Vol. 17, No. 8.
- (11) Le Balleur, J. C., Peyret, R. and Viviand, H., 1980, "Numerical Studies in High Reynolds Number Aerodynamics," *Computers & Fluids*,

- Vol. 8, No. 1.
- (12) Levy, L. L. Jr., 1978, "Experimental and Computational Steady and Unsteady Transonic Flowfields about a Thick Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 6.
- (13) Mabey, D. G., 1984, "A Review of Some Recent Research on Time-Dependent Aerodynamics," *Aeronautical Journal*, Vol. 2, pp. 23 ~ 36.
- (14) Roos, F. W., 1980, "Some Features of the Unsteady Pressure Field in Transonic Airfoil Buffeting," *Journal Aircraft*, Vol. 17, No. 11, pp. 781 ~ 788.
- (15) Lee, B. H. K., 1990, "Transonic Buffet on a Supercritical Aerofoil," *Aeronautical Journal*, Vol. 27, No. 5, pp. 143 ~ 152.
- (16) Trilling, L., 1958, "Oscillating Shock Boundary-Layer Interaction," *Journal Aerospace Sci.*, Vol. 25.
- (17) Fiszdon, W., 1962, "Some Experimental Results of Generating High Frequency Oscillating Shock Waves and Oscillating Shock-Wave Boundary Layer Interaction of Supersonic Speeds," *Advances in Aeronautical Sci.*, Vol. 3, Pergamon Press.
- (18) Fiszdon, W. and Mollo-Christensen, E., 1960, "An Experiment on Oscillatory Shock-Wave Boundary-Layer Interaction," *Journal Aerospace Sci.*, Vol. 27, No. 1.
- (19) Reding, J. R., Geunther, R. A. and Richter, B. J., 1977, "Unsteady Aerodynamic Considerations in the Design of a Drag-Reduction Spike," *Journal Spacecraft*, Vol. 14, No. 1, pp. 54 ~ 60.
- (20) Geunther, R. A. and Reding, J. P., 1977, "Fluctuating Pressure Environment of a Drag Reduction," *Journal Spacecraft*, Vol. 14, No. 12, pp. 705 ~ 710.
- (21) Dailey, C. C., 1955, "Supersonic Diffuser Instability," *Journal Aerospace Sci.*, Vol. 22, pp. 732 ~ 749.
- (22) Biedron, R. T. and Adamson, Jr. T. C., 1988, "Unsteady Flow in a Supercritical Supersonic Diffuser," *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 11.
- (23) Kim, H. D., Matsuo, K., Kawagoe, S. and Kinoshita, T., 1991, "Flow Unsteadiness by Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction in Internal Flow," *International Journal JSME*, Vol. 34, No. 317.
- (24) Sajben, M. and Bogar, T. J., 1982, *Unsteady Transonic Flow in a Two-Dimensional Diffuser, Interpretations of Test Results*, AFOSR-TR-1453.
- (25) Chan, J. S. K. and Adamson, Jr. T. C., 1978, "Unsteady Transonic Flows with Shock Waves in an Asymmetric Channel," *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 4.
- (26) Dolling, D. S. and Dussauge, J. P., 1988, "Fluctuating Wall Pressure Measurement: A Survey of Measurements and Measuring Techniques in Rapidly Distorted Compressible Turbulent Boundary Layer," *AGARDograph*. 315, Chap. 8.
- (27) Kim, H. D., Matsuo, K. and Kawagoe, S., 1990, *The Driving Mechanism of Shock Wave Motion Interacting with Turbulent Boundary Layer in a Supersonic Diffuser*, Symp. on Shock Waves, Japan '90.
- (28) Sugiyama, H., Takeda, H., Zhang, J., Sekiyama, M. and Yamagishi, H., 1988, "Locations and Oscillation phenomena of Pseudo-Shock Wave in a Straight Rectangular Duct(2'nd Report, Spectral Analysis of Wall Pressure Fluctuations in Pseudo-Shock Waves)," *Transactions JSME*, Series B, Vol. 53, No. 490, (In Japanese).
- (29) Ikui, T., Matsuo, K. and Nagai, M., 1973, "The Oscillating Phenomenon of Pseudo-Shock Waves," *Transactions JSME*, Series B, Vol. 39, No. 326.
- (30) Sugiyama, H., Takeda, H., Zang, J., Sekiyama, M. and Okuda, K., 1988, "Locations and Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Wave in a Straight Rectangular Duct(1'st Report, High Speed Schlieren Observation)," *Transactions JSME*, Series B, Vol. 53, No. 490, (In Japanese).
- (31) Corcos, G. M., 1963, "Resolution of Pressure in Turbulence," *Journal Acoustical Soc. Amer.*, Vol. 35, No. 2, pp. 192 ~ 199.
- (32) White, P. H., 1967, "Effect of Transducer Size, Shape, and Surface Sensitivity on the

- Measurement of Boundary-Layer Pressures," *Journal Acoustical Soc. Amer.*, Vol. 41, No. 5.
- (33) Matsuo, K. and Kim, H. D., 1993, "Post-Shock Expansion Phenomenon Caused by Normal Shock/Turbulent Boundary Layer Interaction," *International Journal JSME*, Series B, Vol. 36, No. 4, pp. 540~552.
- (34) Shapiro, A. H., 1953, *The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow*, The Renald Press Company, Vol. 1.
- (35) Matsuo, K., Kawagoe, S., Kim H. D. and Yaga, M., 1989, *Transition from a Normal Shock to a Pseudo-Shock in a Nozzle Flow*, Symp. on Shock Waves, Japan '89, (In Japanese).
- (36) Doerffer, P., 1985, *An Experimental Stand and Measurement Methods to be used in Turbulent Boundary Layer-Normal Shock Wave Interaction on a Curved Wall*, *Strömungsmechanik und Strömungsmaschinen 35/85*, Universität Karlsruhe.
- (37) Kooi, J. W., 1975, "Experiment on Transonic Shock-Wave Boundary Layer Interaction," *AGARD Conference Proc.*, No. 168, on Flow Separation.
- (38) Meier, G. E. A., 1975, *Shock-Induced Flow Oscillations*, AGARD CP., No. 168.
- (39) Meier, G. E. A. and Hiller, W., 1968, *An Experimental Investigation of Unsteady Transonic Flow by High Speed Interferometric Photography*, AGARD CP., No. 35.
- (40) Smits, A. J. and Muck, K. C., 1987, "Experimental Study of Three Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction," *Journal Fluid Mech.*, Vol. 182, pp. 291~314.
- (41) Andreopoulos, J. and Muck, K. C., 1986, "Some New Aspects of the Shock Wave Boundary Layer Interaction in Compression Ramp Flows," *AIAA Paper*, No. 86-0342.
- (42) Dolling, D. S. and Or, C. T., 1985, "Unsteadiness of the Shock Wave Structure in Attached and Separated Compression Ramp Flows," *Experiments in Fluids*, Vol. 3, pp. 24~32.
- (43) Dolling, D. S., 1986, "Unsteadiness of Shock-Induced Turbulent Boundary-Layer Separation, A Review," *IUTAM Symp. 1985, on Turbulent Shear Layer/Shock Wave Interactions*, Springer-Berlin Heidelberg, pp. 341~357.
- (44) Jungowski, W. M., 1978, "Some Self-Induced Supersonic Flow Oscillations," *Prog. Aerospace Sci.*, Pergamon Press, Vol. 18, pp. 151~175.
- (45) Witczak, K. J., 1977, *Self-Excited Oscillations of Gas Flow in a Duct*, *Nonlinear Vibration Problems 18*, PWN, Warsaw.