

# 경계층 유동의 흡입에 의한 수직충격파 진동저감

김 희 동\*

(1997년 9월 25일 접수)

## Reduction of Normal Shock-Wave Oscillations by Turbulent Boundary Layer Flow Suction

Heuy Dong Kim

**Key Words :** Compressible Flow(압축성 유동), Supersonic Wind Tunnel(초음속 풍동), Supersonic Nozzle(초음속 노즐), Normal Shock Wave(수직충격파), Boundary Layer(경계층), Pseudo Shock Wave(의사충격파), Supersonic Diffuser(초음속 디퓨저), Oscillation(진동)

### Abstract

Experiments of shock-wave/turbulent boundary layer interaction were conducted by using a supersonic wind tunnel. Nominal Mach number was varied in the range of 1.6 to 3.0 by means of different nozzles. The objective of the present study is to investigate the effects of boundary layer suction on normal shock-wave oscillations caused by shock wave/boundary layer interaction in a straight duct. Two-dimensional slits were installed on the top and bottom walls of the duct to bleed turbulent boundary layer flows. The bleed flows were measured by an orifice. The ratio of the bleed mass flow to main mass flow was controlled below the range of 11 per cent. Time-mean and fluctuating wall pressures were measured, and Schlieren optical observations were made to investigate time-mean flow field. Time variations in the shock wave displacement were obtained by a high-speed camera system. The results show that boundary layer suction by slits considerably reduce shock-wave oscillations. For the design Mach number of 2.3, the maximum amplitude of the oscillating shock-wave reduces by about 75% compared with the case of no slit for boundary layer suction.

### 1. 서 론

최근 각종 원자력, 화학, 동력, 제철, 연소 등의 플랜트에서 조업압력이 고압화되어 가고 있다. 이러한 고압플랜트에서는 고압장치측과 저압장치측을 연결하는 배관계가 존재하게 되며, 이를 통하는 가

스 등의 기체 유동의 속도는 약간의 압력조건을 변화시킨다고 하더라도 매우 쉽게 천음속(transonic) 혹은 초음속(supersonic)까지 될 수 있다. 이와 같이 관내를 통하는 초음속 유동이 아음속으로 감속될 때 발생하는 충격파는 관벽을 따라 발달하는 경계층과 복잡한 간섭(interaction)을 일으켜, 충격파는 일반적으로 비점성 유동에서 예측되는 평면상의 수직충격파가 아니라 관경의 수배에서 수십배 정도의 길이를 가지는 매우 복잡한 형상의 충격파

\*회원, 안동대학교 기계공학과

군을 형성하게 되는 것이 실험적으로 관찰되어 왔다.<sup>(1)</sup> 이러한 충격파군에 의하여 이루어지는 전체 압력상승은 비점성 이론에 의한 하나의 수직충격파에 의한 압력상승과 거의 같다는 이유로 의사충격파(pseudo-shock wave)로 불리워지고 있다.<sup>(2)</sup>

종래 의사충격파에 관한 실험적 연구<sup>(3,4)</sup>들은 주로 간섭현상이 유체기기의 성능이나 효율에 미치는 영향을 조사하기 위한 것이었다. 그러나 충격파와 경계층의 간섭현상은 유동의 박리(separation), 재부착, 유동의 난류 그리고 비정상성(unsteadiness) 등을 수반하게 되므로, 간섭현상의 물리적인 메카니즘<sup>(5,6)</sup>이나 유동특성이 충분히 알려져 있지 않다. 더욱이 관내에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭 유동은 유동장의 압력조건을 일정하게 유지한 상태에도 불구하고 충격파가 어느 시간평균 위치를 전후로 매우 격렬하게 진동하므로, 필연적으로 비정상 유동<sup>(7,8)</sup>으로 된다. 이와 같이 관내에서 발생하는 충격파의 진동현상은 극심한 압력변동을 유발하게 되므로, 소음 진동의 발생은 물론 배관계에서 밸브 및 배관의 연결부, 용접부 등에서 빈번히 피로파괴 사고가 발생하고 있다. 따라서 관내에서 발생하는 충격파의 진동을 감소시킬 수 있는 대책이 요구된다.

충격파와 경계층의 간섭현상으로 인한 유동의 비정상성 등에 관해서는 종래 많은 연구가 수행되어 왔으나, 현재까지 충격파 진동의 원인이나, 그의 방지대책은 충분하게 연구되지 않았다. 이와 같이 간섭유동장에 관한 물리적인 기구가 충분히 알려져 있지 않음에도 불구하고, 충격파의 진동을 억제하기 위한 많은 연구들이 수행되었다. 그 중에서도 항공기 익면상에 발생하는 수직충격파와 경계층의 간섭현상을 조절하기 위하여 다공벽을 적용하여 충격파 전후의 정압변화를 완하시키거나 항력을 감소시키는데 성공한 예가 보고된 바 있다.<sup>(9,10)</sup> 또 문헌<sup>(11,12)</sup>에서는 유사한 실험방법을 이용하여 익면상에서 발생하는 충격파의 진동을 감소시키는데 성공하였다.

최근 김회동<sup>(13)</sup> 등은 초음속 외부유동에 적용되어 온 다공벽 피동제어법을 초음속 디퓨저에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭유동장에 적용하였다. 그 결과 충격파가 발생하는 위치 부근에서 충격파의 진동은 줄어 들었으나, 충격파 하류 유동장의 진동은 증가한다는 것을 보고하였다. 그러나 그의 실험에서는 벽면 압력변동을 측정하여 충격파의

진동을 추정하였으며, 충격파와 경계층의 간섭으로 인한 충격파의 실제 순간변위 변동과 벽면 압력변동 사이의 상관관계는 지금까지 명확하지 않다.<sup>(14)</sup> 따라서 피동제어의 효과를 정량적으로 조사하기 위해서는 충격파의 시간변위 측정이 필요하다.

한편 문헌<sup>(15,16)</sup>에서는 2차원 유로에 슬릿을 설치하여 경계층 유동을 흡입함으로써, 충격파와 경계층의 시간평균 간섭유동장에 미치는 효과를 조사하였다. 그 결과 의사충격파는 하나의 수직충격파로 되며, 간섭현상에 의한 역압력구배는 경계층 유동을 흡입하지 않은 경우에 비해 보다 급격하게 된다는 것을 보고하였다.

본 연구에서는 문헌<sup>(16)</sup>의 시간평균적 측정에 이어, 충격파의 진동을 저감시키기 위하여 충격파와 간섭하는 경계층 유동의 흡입하는 일종의 능동제어법(active control method)을 적용하였다. 실험에서는 경계층 유동의 흡입이 충격파의 진동에 미치는 영향을 조사하기 위하여 고속도 카메라 시스템을 이용, 충격파의 순간변위를 측정하여 통계적으로 해석하였다.

## 2. 실험장치와 측정방법

실험은 문헌<sup>(16)</sup>의 연구에서 사용된 Blow-down형 초음속 풍동을 이용하였다. Fig. 1에 개략적으로 나타낸 바와 같이 초음속 풍동은 저장탱크(reservoir), 상류정체실(plenum chamber), 측정부, 하류정체실(settling chamber) 및 소음기(silencer)로 구성되어 있다. 압축기와 재송기에 의하여 압축 건조된 고압공기는 저장탱크에 저장되어, 감압밸브에 의하여 일정하게 감압된다.

유동은 상류정체실에서 일단 정체상태를 회복한 후, 라발노즐을 통하여 소정의 마하수까지 초음속으로 가속되어, 길이 800 mm의 측정부, 디퓨저, 하류 정체실, 소음기를 거쳐 대기로 방출된다. 측정부에서 충격파의 위치는 상류 정체실 압력에 의하여 변화하지만, 본 실험에서는 감압밸브를 수동으로 매우 천천히 조작하여 상류정체실의 압력을 조절하였다. 따라서 측정부에서 유동은 준정상상태로 간주하였다.

Fig. 2에는 본 연구에서 사용된 초음속노즐을 나타내었다. 노즐은 청동으로 제작되었으며, Table 1에 나타낸 바와 같이 설계마하수 Md가 1.6~3.0사이인 5종류의 노즐을 이용하였다. 이들 노즐의

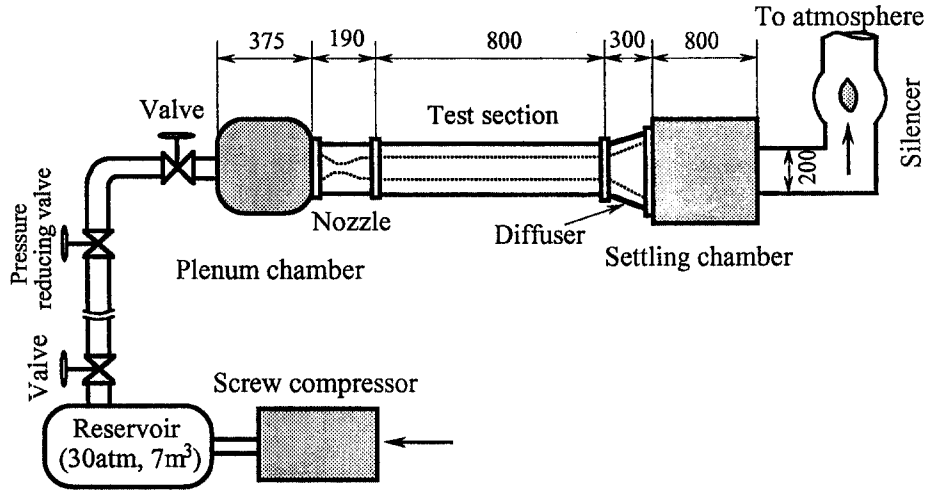


Fig. 1 Supersonic wind tunnel.

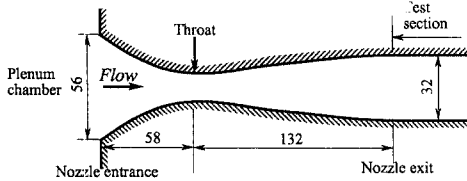


Fig. 2 Supersonic nozzle.

Table 1 Nozzle configuration.

| Md  | h* (mm) | h (mm) |
|-----|---------|--------|
| 1.6 | 25.2    | 32     |
| 2.0 | 18.6    | 32     |
| 2.3 | 14.2    | 32     |
| 2.6 | 10.6    | 32     |
| 3.0 | 7.2     | 32     |

길이는 190 mm로 모두 동일하며, 지면에 수직인 폭이 32 mm로 일정한 2차원 초음속노즐의 형태이며, 노즐출구의 단면적은 32×32 mm로 측정부의 단면적과 일치하도록 제작하였다. Fig. 3에는 경계층 유동의 흡입을 위한 장치 및 배관계를 개략적으로 나타내었다. 노즐을 통과한 유동은 단면적 32×32 mm, 길이 360 mm의 직관을 통과한 후, 일부는 유로의 상하벽에 설치한 폭 32 mm의 2차원 슬릿을 통하여 흡입되며, 나머지는 단면적 32×32 mm, 길이 440 mm의 직관을 거쳐 디퓨저로 유입하게 된다. 유로의 상하벽에 설치된 슬릿으로 흡입되는 유량은 그림의 니이들밸브로 조절되어, 직경 50 mm

인 관으로 합류한다. 그 후 유동은 on-off용 볼밸브 및 유량측정용 오리피스를 통과하여 진공탱크로 인도된다.

한편 그림의 파선으로 나타낸 부분은 간섭유동장을 광학적으로 관찰하기 위한 것이며, 본 연구에서는 슈리렌 광학계를 이용하였다. Fig. 4에는 슬릿부분을 상세하게 나타내었다. 슬릿부분은 문헌<sup>(15)</sup>의 형상과 거의 같으며, 슬릿 입구에서 유동방향으로의 폭은 10 mm, 관로 중심선에 대한 경사각은 36°로 고정하였다. 슬릿부분의 최소단면적은 4×32 mm이며, 그 하류의 유로는 확대각 7.4°로 설계되었다. 또 그림에 나타낸 바와 같이 슬릿부분으로부터 흡입된 상하 두 부분의 유동은 직경 25 mm의 관을 통과하여, 직경 50 mm의 관으로 합류한다.

본 연구에서 실험값을 정리하기 위하여, 측정부를 통과하는 유동의 단위시간당 전체 질량유량 m에 대한 슬릿으로 흡입되는 질량유량 m<sub>s</sub>의 비를 α (=m<sub>s</sub>/m)라 정의하였다. 유동을 등엔트로피 유동이라고 가정하는 경우, 상류정체실의 전압력을 p<sub>0</sub>, 전온도를 T<sub>0</sub>, 단면적을 A, 마하수를 M으로 정의하여, m은 다음의 식으로 쓰여진다.

$$\frac{m}{A} = \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0}} p_0 M \left[ 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (1)$$

여기에서 γ는 기체의 비열비이며, R은 기체상수이다. 일반적으로 상류정체실에서 라발노즐의 목까지의 유동을 등엔트로피 유동으로 가정할 수 있으므로, 식(1)에서 A를 노즐목의 단면적 A\*(M=1)을

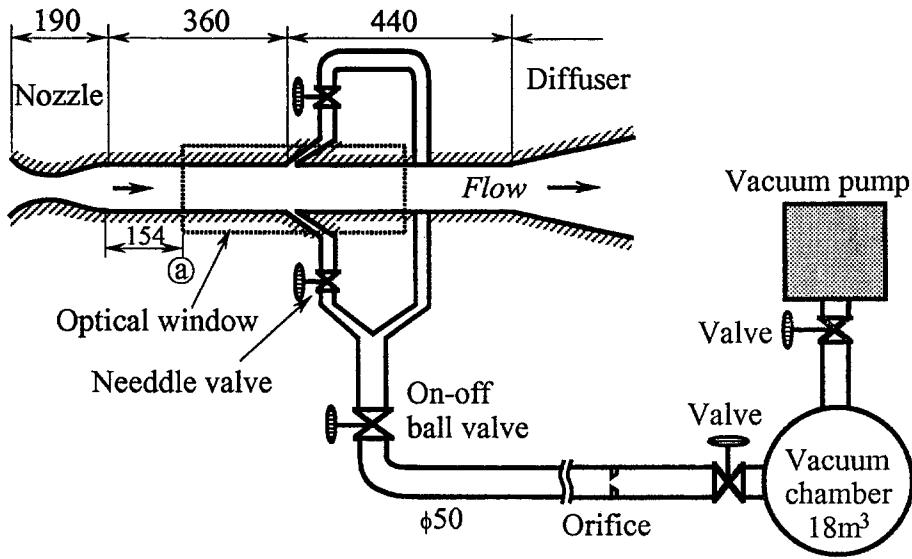


Fig. 3 Boundary layer bleed system.

사용하여, 변형하면 다음의 식으로 쓰여진다.

$$m = p_o A^* \sqrt{\frac{r}{RT_o}} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2)$$

따라서 위의 식으로부터 실험값  $p_o$ ,  $T_o$ 를 이용하면 측정부를 통과하는 전체 질량유량을 구할 수 있다.

한편 슬릿으로 흡입되는 질량유량  $m_s$ 는 Fig. 3에 나타낸 오리피스에 의한 측정값으로 얻어진다. 즉 오리피스 상류 및 하류의 압력을 각각  $p_1$ 과  $p_2$ 로, 밀도를 각각  $\rho_1$ 과  $\rho_2$ 로 하고, 관의 단면적을  $A_1$ , 오리피스의 개구면적을  $A_2$ 라고 하면,  $m_s$ 는 다음 식(3)으로 주어진다.

$$m_s = \rho_2 A_2 \left[ \frac{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{p_1}{\rho_1} \left\{ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right\}}{1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{\gamma}} \left( \frac{A_2}{A_1} \right)^2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

위의 식에서 오리피스 상류의 정압  $p_1$ , 온도  $T_1$ , 오리피스 전후의 차압  $p_2 - p_1$ 을 측정하게 되면,  $\rho_1$ 과  $\rho_2$ ,  $p_2$ 가 계산될 수 있으므로  $m_s$ 가 결정된다. 위의 식(3)은 오리피스를 통과하는 유동의 축류계수(contraction coefficient)와 속도계수를 1.0으로 가정한 경우이므로, 실제 유동의 값과 다를 수 있다. 본 연구에서는 이의 타당성을 조사하기 위하여 Fig. 3에 나타낸 진공탱크로 일정시간 동안 유입하

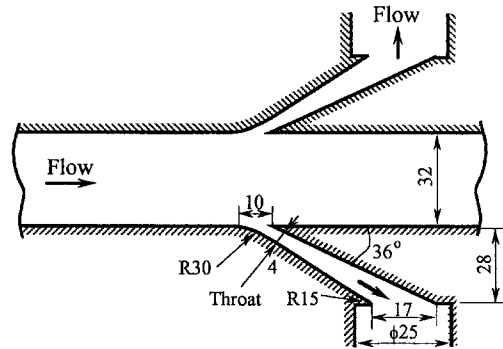


Fig. 4 Details of bleed slit.

는 공기량을 다음의 식(4)에 나타내는 바와 같이 진공탱크의 압력상승으로부터 산출하였다. 즉,

$$V d\rho_{os} = m_s dt \quad (4)$$

위의 식(4)에서  $V$ 는 진공탱크의 체적이며,  $d\rho_{os}$ 는 오리피스를 통하여 진공탱크로 유입하는 질량에 의한 진공탱크내에서 밀도변화를 의미한다. 따라서 임의의 시간동안 진공탱크의 밀도변화는 진공탱크의 압력측정으로부터 계산할 수 있으므로, 오리피스 유량계로 측정된 값과 비교할 수 있었다. 그 결과 위의 식(3)의 결과는 식(4)에 의한 산출값과 거의 일치하였다.

시간평균 간섭유동장의 광학관찰은 유효직경 300 mm의 슈리렌 장치를 이용하였으며, 광원으로 마

그네슘 순간광원(지속시간 약 5 $\mu$ s)이 사용되었다. 또 유로의 하벽에는 직경 1.0 mm의 다수개의 정압공이 설치되어 있으며, 반도체형 압력센서(Toyoda PHS-5)를 설치하였다. 압력센서로부터 전기적인 신호는 직류증폭기로 증폭한 후 A/D변환기가 장착된 퍼스널 컴퓨터에 기록된다. 본 실험에서는 변동압력 측정 이외에도 충격파의 진동현상을 관찰하기 위하여, 크세논 연속광원을 이용하여 고속도 사진 촬영을 수행하였다. 고속도 필름은 모션어널라이저로 분석하여, 경계층 유동이 충격파 진동에 미치는 영향을 정량적으로 조사하였다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 간섭유동장의 가시화

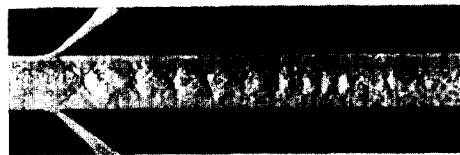
이전의 시간평균 실험으로부터 의사충격파의 위치 및 형태는 풍동압력비 및 경계층 유동의 흡입량에 의하여 변화하였다. 그러나 같은 풍동압력비에 대하여, 경계층 유동의 흡입량이 증가할수록 의사충격파의 길이는 짧아졌으며, 의사충격파를 구성하는 선두충격파의 형태는 수직 충격파에 가깝게 된다는 것을 알았다. 참고로 경계층 유동을 흡입하지 않은 경우, 본 실험장치의 측정부에서 2.6의 기류마하수를 얻기 위해서 풍동압력비는 약 2.17 정도가 필요하였다.<sup>(16)</sup> Fig. 5와 Fig. 6은 각각 Md=2.0과 2.3인 경우, 풍동의 압력비  $p_o/p_a$ 와 경계층의 흡입유량  $\alpha$ 에 따른 충격파의 위치변화를 나타내는 슈리렌 가시화 사진이다. Fig. 5의 (a)는 경계층 유동의 흡입이 없는 경우( $p_o/p_a=2.79$ )로 의사충격파를 구성하는 많은 충격파가 관찰된다. 그림에서 슬릿의 edge부근에서 경사충격파가 발생하며, 경사충격파의 하류에 발생하는 의사충격파는 그 길이가 관경의 수배에 달한다는 것을 알 수 있다. 그러나 경계층 유동의 흡입량  $\alpha=6.0\%$ , 풍동압력비  $p_o/p_a=2.38$ 인 Fig. 5(b)에서 의사충격파의 길이는 Fig. 5(a)에 비하여 상당히 짧아지며, 선두충격파의 형상은 거의 수직충격파의 형태로 된다. Fig. 5(b)와 같은 풍동압력비이며, 경계층 유동의 흡입량이  $\alpha=10.7\%$ 로 더욱 증가한 Fig. 5(c)에서 의사충격파의 길이는 더욱 짧아지며, 제2 및 제3의 충격파 하류에서는 충격파가 관찰되지 않는다. 이러한 경향은 Fig. 6에서도 유사하게 관찰된다.

Fig. 6의 (b)와 (c)는 풍동압력비가 각각 2.83와 2.66이며, 경계층의 흡입량  $\alpha=1.6\%$ 에서 9.2%로

증가하는 경우에 선두충격파의 하류에서 발생하는 충격파들을 비교해 보면, Fig. 6(b)에서는 제2 및 제3의 충격파 하류에도 다수의 충격파가 관찰되는 반면에 Fig. 6(c)에서 제2 및 제3의 충격파 하류에서 더 이상 충격파들이 관찰되지 않는다. 더욱이



(a)  $\alpha=0\%$ ,  $p_o/p_a=2.79$



(b)  $\alpha=6.0\%$ ,  $p_o/p_a=2.38$



(c)  $\alpha=10.7\%$ ,  $p_o/p_a=2.38$

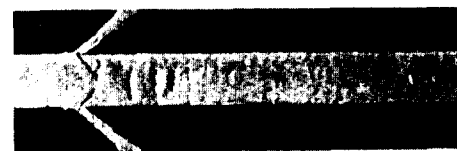
Fig. 5 Schlieren photographs (Md=2.0).



(a)  $\alpha=0\%$ ,  $p_o/p_a=2.98$



(b)  $\alpha=1.6\%$ ,  $p_o/p_a=2.38$



(c)  $\alpha=9.2\%$ ,  $p_o/p_a=2.66$

Fig. 6 Schlieren photographs (Md=2.3).

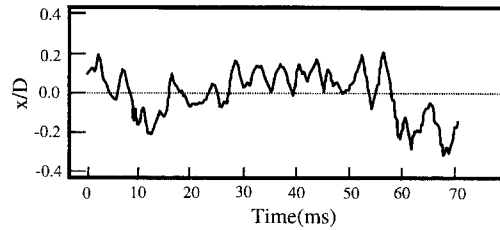
Fig. 5의 가지화 사진들과 비교하면, 슬릿 부근에서 형성되는 충격파는 기류마하수가 증가하면 경사 충격파의 형태에 가까게 된다는 것을 관찰할 수 있다.

한편  $Md=2.6$ 의 경우, 경계층 유동의 흡입량이 증가하는 경우에 의사충격파는 관로의 중심축으로부터 위쪽과 아래쪽으로 치우쳐, 상하 비대칭 형태로 된다는 것을 확인하였다. 따라서 본 실험으로부터 충격파의 진동은 유동방향과 유동에 수직인 방향에서 발생한다는 것을 알 수 있었다. 그러나 본 실험장치의 관로 크기를 고려하는 경우, 유동방향에 수직인 방향으로의 진동은 유동방향으로의 충격파 진동에 비해 제약을 받게 되므로, 충격파 진동으로 인하여 발생하는 큰 벽면 압력변동은 주로 유동방향의 진동에 의한 것이라고 생각하였다.

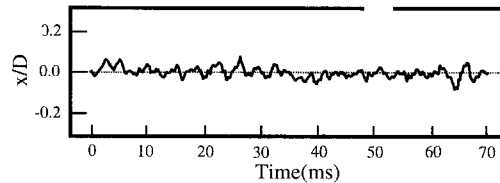
### 3.2 충격파 진동

경계층과 간섭하는 비정상 충격파를 고속도 카메라로 관찰하여, 선두충격파 변위의 시간적 변동을 조사하였다. 실험에서는 약 500프레임의 고속도 사진을 이용하여, 충격파의 순간위치를 정량화하였으며, 이를 통계처리하여 FFT주파수해석에 이용하였다. Fig. 7에는 유동의 마하수가  $Md=2.0$ 인 경우에 대하여 경계층 유동의 흡입이 충격파의 진동에 미치는 영향을 나타내었다. Fig. 7(a)는 슬릿을 설치하지 않은 경우로, 그림의 종축은 관의 등가직경(D)으로 무차원한 충격파의 순간 위치를 나타내며, 횡축은 시간(msec)를 나타낸다. 여기에서 충격파 진동의 시간 평균위치를  $x/D=0$ 으로 하였다. 그림에서 선두충격파는 매우 불규칙하고 간헐적(intermittent)인 형태로 진동하며, 최대 진동진폭은 약 0.5D 정도로 나타난다. Fig. 7(b)는 경계층의 흡입량  $\alpha$ 가 10.7%인 경우로 선두충격파의 진동진폭은 약 0.1D 정도이며, 충격파의 진동형태는 Fig. 7(a)의 경우에 비해 보다 규칙적인 것을 관찰할 수 있다. 이들 그림의 비교로부터 충격파와 간섭하는 경계층 유동을 흡입하는 경우 선두충격파의 진동은 상당히 줄어든다는 것을 알 수 있다.

Fig. 8에는  $Md=2.3$ 에 대하여 경계층 유동의 흡입이 충격파의 진동에 미치는 영향을 나타내었다. Fig. 8(a)는 경계층 흡입용 슬릿을 설치하지 않은 경우로, 선두충격파의 최대 진동진폭은 약 0.75D 정도로 관찰된다. Fig. 8(b)는 경계층 흡입용 슬릿을 설치하였으나, 경계층 유동을 흡입하지 않은 즉

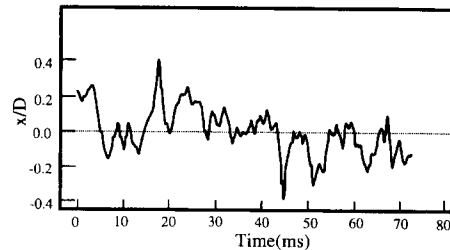


(a)  $Md=2.0$ , No slit

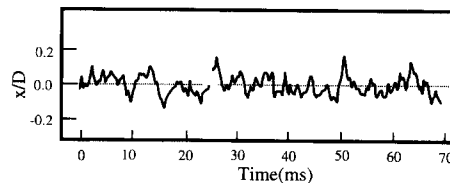


(b)  $Md=2.0$ ,  $\alpha=10.7\%$

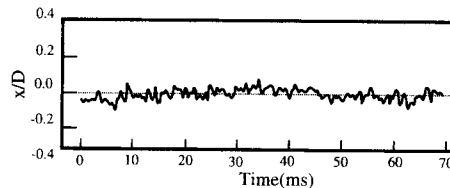
Fig. 7 Time displacements of normal shock-wave ( $Md=2.0$ ).



(a)  $Md=2.3$ , No slit



(b)  $Md=2.3$ , No bleed



(b)  $Md=2.3$ ,  $\alpha=9.2\%$

Fig. 8 Time displacements of normal shock-wave ( $Md=2.3$ ).

$\alpha=0\%$ 인 경우로 선두충격파의 최대 진동진폭은 약 0.3D 정도이다. Fig. 8(c)는  $\alpha=9.2\%$ 인 경우

로, 선두 충격파의 진동진폭은 0.1D 이하로 관찰된다. 이들 세 그림으로부터 경계층 유동을 흡입하면 충격파의 진동은 상당히 줄어든다는 것을 알 수 있다. 여기에서 슬릿을 설치하지 않은 경우에 비하여 슬릿을 설치하였으나, 경계층 유동을 흡입하지 않은 경우 선두충격파의 진동진폭이 감소하는 것은 Fig. 5와 6에서 관찰할 수 있는 바와 같이, 슬릿으로부터 발생하는 정상 경사충격파가 선두충격파의 상류쪽 가지(upstream leg) 부분과 중첩되기 때문이다.

위의 Fig. 7과 Fig. 8의 비교로부터 충격파의 진동진폭은 기류마하수가 증가할수록 커진다는 것을 알 수 있다. 일반적으로 기류마하수가 증가하는 경우, 충격파와 강개층의 간섭정도가 강해져 충격파는 보다 크게 분지(bifurcation)하게 된다. 따라서 본 연구에서는 가능한 충격파 분지의 영향을 줄이기 위하여, 고속도 필름상에 기록된 충격파면으로부터 충격파의 시간변위는 관로의 중심축에서의 위치를 선택하였다.

한편 본 연구의 고속도 사진으로부터 선두충격파 하류에서 형성되는 제2 및 제3의 충격파의 순간변위를 구하려고 시도하였다. 그러나 위의 가시화 사진으로부터 알 수 있는 바와 같이 선두충격파 하류에서 형성되는 충격파면은 선두충격파보다 두껍게 나타나고, 순간변위를 정확하게 관찰하는 것이 곤란하였다. 따라서 이들 데이터는 본 연구에서 사용하지 않았다.

Fig. 9와 10에는 각각 Fig. 7과 8의 충격파 시간변위를 주파수 해석한 결과를 나타내었다. Fig. 9의 (a)에서 충격파 진동의 에너지는 주로 150 Hz 이하의 저주파수역에 집중되어 있으며, 약 10 Hz에서 현저한 피크 값을 가진다는 것을 알 수 있다. 그러나 200 Hz이상의 주파수역에서 충격파진동의 에너지는 매우 낮다. 이에 비하여 Fig. 9의 (b)에서는 100 Hz 이하의 저주파수역에서 진동에너지는 현저하게 감소하지만, 경계층의 흡입을 수행하는 경우 충격파 진동은 400 Hz 이상의 고주파수 영역에까지 분포하게 된다는 것을 알 수 있다. 이러한 경향은 Fig. 10에서 관찰할 수 있는 바와 같이 다른 설계 마하수를 가지는 유동에 대해서도 유사하게 나타났다. 그러나 Fig. 9의 (c)에서 약 6 Hz 근방에 큰 피크는 충격파 하류의 관로의 길이, 음속 등의 값을 이용하여 추정된 결과 Helmholtz 공명현상과 같은 관로형상에 관한 진동

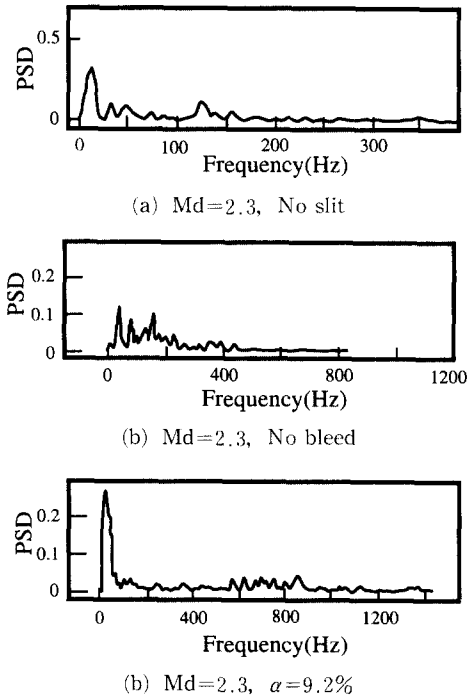


Fig. 9 Power spectral density (PSD) distributions of shock displacements ( $Md=2.3$ ).

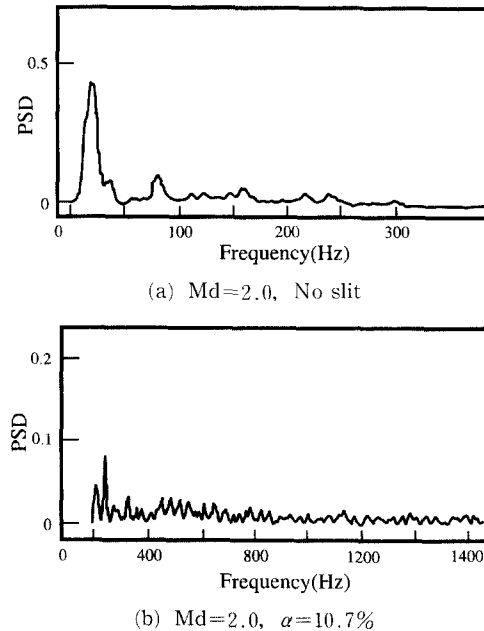


Fig. 10 Power spectral density (PSD) distributions of shock displacements ( $Md=2.0$ ).

주파수로 생각된다.

종래 초음속 외부유동에서 발생하는 충격파의 진동에 관한 연구결과<sup>(17,18)</sup>에 의하면, 충격파 진동의 주파수는 벽면에서 발생하는 난류경계층의 두께와 주류의 속도를 특성값으로 한 특성주파수와 유사하다는 것을 보고하였다. 본 실험장치에서 벽면의 난류경계층의 두께는 기류마하수에 따라 다르게 되지만, 대략 1 mm 이하로 측정 및 계산되었다.<sup>(16)</sup> 따라서 측정부에서 발생하는 기류의 속도를 이용하여 계산하는 경우 특성주파수는 수백 kHz로 된다. 따라서 초음속 내부유동에서 발생하는 충격파의 진동의 발생기구는 초음속 외부유동과는 달리 설명되어야 한다. 또 Fig. 1에 나타낸 본 실험장치의 관로 길이와 기체의 음속을 이용하여 특성주파수를 계산하는 경우에 약 150 Hz 이상으로 되어, 본 연구의 충격파 진동의 주파수와 비슷하다. 그러나 문헌<sup>(19,20)</sup>의 실험에서는 관로의 길이를 변화시켜 충격파의 진동을 측정하였지만, 충격파의 진동주파수는 크게 변화하지 않았다. 따라서 본 실험에서 관측되는 충격파의 진동은 하류 정체실에서 발생하는 압력변동으로도 그 원인을 충분히 설명할 수 없다. 충격파 진동의 원인에 대하여 보다 체계적인 연구가 요구된다.

Fig. 11에는 Fig. 7과 8에 나타낸 충격파 시간변위의 실험값으로부터 선두충격파 진동의 최대진폭  $\Delta\delta$ 와 노즐의 설계마하수  $Md$ 의 관계를 나타내었다. 그림의 종축은  $\Delta\delta$ 를  $D$ 로 무차원하였으며, 실험값은 경계층 유동의 흡입을 위한 슬릿을 설치하지 않은 경우와 경계층 유동의 흡입을 수행한 경우를 비교하였다. 본 실험에서 경계층의 유동을 흡입

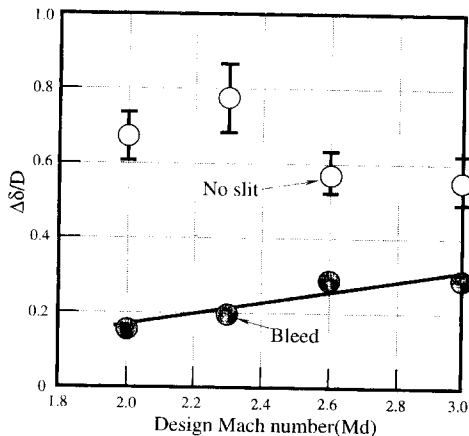


Fig. 11 Relation of maximum amplitude of shock displacement and Mach number ( $Md$ ).

하지 않은 경우에 충격파 순간변위의 진폭은 매우 크므로, 동일한 조건에서 수차례 실험을 반복하였다. 그 결과 실험에 따라 충격파 변위의 진폭값에서 차이가 발생하였다. 그림에는 반복 실험을 통하여 얻어진 진폭값의 범위를 함께 나타내었다. 그러나 경계층 유동을 흡입하는 경우에 대한 반복실험 결과 충격파의 변위진폭은 거의 일정하였다. 이것은 충격파가 슬릿의 edge부분에 고정되어, 진동의 자유도가 감소하였기 때문이라고 할 수 있다.

그림에서 경계층 유동을 흡입하는 경우에 충격파의 진동진폭은 기류마하수가 증가함에 따라 약간 증가하는 경향을 나타내고 있으나, 슬릿을 설치하지 않은 경우에는 기류마하수가 증가함에 따라 증가하다가 감소하는 경향을 보이고 있다. 이것은 기류마하수에 따른 충격파면의 형상과 강도 그리고 충격파에 의하여 발생하는 경계층 박리영역의 크기와 관련하는 것으로 생각된다. 그림에서 두 실험값으로부터 기류마하수가 2.3이하의 범위에서 경계층의 흡입을 수행하는 경우 충격파의 진동진폭은 약 75% 정도 감소하며, 기류마하수가 3.0에서는 약 50% 정도 감소한다는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 각종 배관계에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭현상에 관한 연구의 일환으로, 충격파와 간섭하는 벽면 경계층 유동을 흡입함으로써 충격파의 진동현상에 미치는 영향을 실험적으로 조사하였다. 그 결과 충격파와 간섭하는 경계층 유동을 흡입하면, 충격파의 진동진폭은 기류마하수가 2.3이하의 범위에서 약 75%는 정도 감소하였으며, 기류마하수가 3.0에서는 약 50% 정도 감소하였다. 또 충격파 진동의 스펙트럴 밀도분포에 따르면, 경계층 유동의 흡입에 의하여, 저주파수 대진폭의 진동성분이 크게 줄어들었다. 충격파 진동진폭은 기류마하수의 증가에 따라 약간 증가하였지만, 본 실험에서 적용된 마하수 범위 ( $Md=1.6-3.0$ )에 대해서, 경계층 유동을 흡입하면 관의 등가직경  $D$ 의 약 0.2배 내지 0.3배 이하로 선두충격파의 진동진폭을 줄일 수 있었다. 그러나 슬릿을 설치한 상태에서 흡입을 행하지 않은 경우에 발생하는 충격파의 진동은, 슬릿의 존재에 의하여 제한되기 때문에 슬릿을 설치하지 않은 경우에 비하여 감소하였다.

본 연구에서는 벽면 압력변동과 충격파의 변위와



의 상관관계를 조사하지 않았지만, 저자는 이들의 관계를 포함하여, 경계층 유동의 흡입이 제2 및 제3의 충격파의 진동에 미치는 영향을 조사할 예정이다.

### 참고문헌

- (1) Matsuo, K., 1987, "On the Pseudo-Shock Waves," *Nagare*, Vol. 6, No. 4, pp. 308~314 (In Japanese).
- (2) 松尾一泰, 1994, "壓縮性流體力學-內部流れ의理論と解析" 理工學社.
- (3) Neumann, E. P. and Lustwerk, L., 1951, "High-Efficiency Supersonic Diffusers," *Jour. Aeron. Sci.*, Vol. 18, No. 6.
- (4) Lukasiewicz, J., 1953, "Diffusers for Supersonic Wind Tunnels," *Jour. Aeron. Sci.*, Vol. 20, No. 9.
- (5) Kim, H. D. and Matsuo, K., 1996, "Investigation on Shock-Induced Separation," *Intl. Jour., Shock Waves*, Vol. 3.
- (6) Kim, H. D. and Matsuo, K., 1993, "Post-Shock Expansion Phenomenon Caused by Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction," *JSME Intl. Jour.*, Vol. 36, No. 4.
- (7) Kim, H. D. and Matsuo, K., 1993, "Normal Shock Wave Oscillations in Supersonic Diffusers," *Intl. Jour. Shock Waves*, Vol. 3, No. 1.
- (8) Kim, H. D., et al, 1991, "Flow Unsteadiness by Weak Normal Shock Wave/ Turbulent Boundary Layer Interaction in Internal Flow," *JSME Intl. Journal*, Series B, Vol. 34, No. 4.
- (9) Bahi, L., Ross, L. M. and Nagamatsu, H. T., 1983, "Passive Shock Wave/ Boundary Layer Control for Transonic Airfoil Drag Reduction," *AIAA Paper*, No. 83~0137.
- (10) Nagamatsu, H., Dyer, R. and Ficarra, R. V., 1985, "Supercritical Airfoil Drag Reduction by Passive Shock Wave/Boundary Layer Control in the Mach Number Range 0.75 to 0.90," *AIAA Paper* 85-0207.
- (11) Raghunathan, S., 1988, "Passive Control of Shock Wave Boundary Layer Interaction," *Prog. Aero. Sci.*, Vol. 25.
- (12) Kim, H. D. and Matsuo, K., 1998, "Shock Train Phenomena in Internal Gas Flows," *Progress in Aerospace Sciences*, Pergamon Press (to be published).
- (13) 金義東, 外1人, 1996, "超音速 디퓨저에서發生하는衝擊波振動의被動制御," 大韓機械學會論文集, 第20卷, 第3號.
- (14) Kim, H. D. and Matsuo, K., 1992, "Measurement of Oscillating Shock Wave in Supersonic Nozzle," *6th Intl. Symp. on Flow Visualization*.
- (15) Weise, A., 1947, "The Separation of Flow due to Compressibility Shock," *NACA TM No.* 1152.
- (16) 金義東, 外1人, 1996, "流動의吸入이衝擊波/境界層의干涉現象에 미치는影響," 大韓機械學會論文集, 第21卷, 第10號.
- (17) 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.
- (18) 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.
- (19) Yamane, R., Kondo, E., Tomita, Y. and Sakae, N., 1984, "Vibration of Pseudo-Shock in Straight Duct, I, Fluctuation of Static Pressure," *Bull. JSME*, Series B, Vol. 27, No. 229, pp. 1385~1392.
- (20) Sugiyama, H., Takeda, H., Zhang, 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.