

〈논 문〉

초음속 디퓨저에서 발생하는 충격파 진동의 피동제어

김희동* · 松尾一泰**

(1995년 8월 21일 접수)

A Passive Control on Shock Oscillations in a Supersonic Diffuser

Heuy-Dong Kim and Kazuyasu Matsuo

Key Words : Compressible Flow(압축성흐름), Boundary Layer(경계층), Interaction(간섭), Oscillation(진동), Pseudo Shock Wave(의사충격파), Supersonic Diffuser(초음속디퓨저), Supersonic Wind Tunnel(초음속풍동)

Abstract

Shock wave/boundary layer interaction frequently causes the shock wave to oscillate violently and thus the global flow field to unstabilize. In order to stabilize the shock wave system in the diffuser of a supersonic wind tunnel, the present study attempted to control the shock oscillations by using a passive control. A porous wall with the porosity of 19.6% was mounted on a shallow cavity. Experiment was made by means of schlieren optical observation and wall pressure measurements. The flow Mach number just upstream the shock system and Reynolds number based on the turbulent boundary layer thickness were 2.1 and 1.8×10^6 , respectively. The results show that the present passive control method on the shock wave/boundary layer interaction in the supersonic diffuser can significantly suppress the oscillations of shock system, especially when the shock system locates at the porous wall.

1. 서 론

초음속 또는 초음속흐름이 하류의 압력조건에 의하여 감속되는 경우나, 흐름방향의 갑작스런 변화를 요구하는 물체의 존재 또는 벽면의 형상이 변화하는 경우에 충격파가 발생하게 된다. 이와 같은 충격파는 벽면을 따라 발생하는 경계층과 복잡한 상호간섭(interaction)을 일으키기 때문에 전체 흐름장은 간섭현상에 의해 크게 영향을 받게 된다. 따라서 이러한 간섭현상은 유체요소들의 효율과 성능에 지대한 영향을 미칠 수 있으므로 설계시 고려되어야 할 중요한 공학적 문제이다.

충격파와 경계층의 간섭흐름장은 여러 형태로 분류할 수 있다. 즉 충격파는 수직충격파(normal shock wave) 혹은 경사충격파(oblique shock wave)가 될 수 있으며, 또 경계층 흐름은 층류 혹은 난류인가에 따라서 간섭현상은 크게 달라진다. 수직충격파와 층류경계층의 간섭현상에 관해서는 종래 많은 연구결과가 보고되어 있다.^(1,2) 또 경사충격파와 층류경계층 및 난류경계층과의 간섭현상에 대해서도 비교적 많은 연구가 수행되어,^(3,4) 간섭흐름장에 관하여 상당한 부분까지 이해되고 있다. 수직충격파와 난류경계층의 간섭현상은 경사충격파와 경계층의 간섭현상에 비해 충격파 상류의 초음속흐름과 충격파 하류의 아음속흐름이 공존할 뿐만 아니라 충격파에 의한 박리의 발생, 충격파 하류에 새로운 충격파가 발생하는 흐름(의사충격

*회원, 안동대학교 기계공학과

**九州大學 總合理工學研究科

파), 충격파가 큰 진폭으로 진동하게 되는 현상 등과 같이, 충격파와 경계층의 간섭으로 인하여 발생하는 제 현상들은 이해하기 매우 어렵고, 아직까지 많은 미해결 문제들이 남아 있다. 예를 들어 초음속 내부흐름이 아음속으로 감속되는 경우에 발생하는 수직충격파는 관벽의 경계층과 간섭하여 관벽의 수 배로부터 수십 배의 길이를 가지는 의사충격파(pseudo shock wave)의 형태로 된다는 것이 잘 알려져 있다.⁽⁵⁾ 이러한 간섭형태는 각종 플랜트의 고압가스의 배관,⁽⁶⁾ scramjet엔진의 공기취입구(air intake),⁽⁷⁾ 초음속 축류압축기의 익간유로⁽⁸⁾ 등의 내부흐름에서는 흐름조건에 따라 여러 형태의 의사충격파가 발생한다. 일반적으로 관로에 있어서 의사충격파의 발생위치는 관로의 형상 및 관로의 상류와 하류의 압력조건에 의해 결정되지만, 압력조건을 일정하게 유지하는 경우에도 의사충격파는 그의 평균위치를 전후로 심하게 진동하여 큰 압력변동을 야기시키게 된다. 의사충격파의 진동현상은 관로의 소음, 진동 및 피로, 파괴와 관련됨은 물론 흐름의 불안정성 문제 등을 일으키게 되므로, 이러한 현상의 해명은 유로의 설계 및 소음, 진동방지 대책을 수립하는데 있어서 필수적으로 연구되어야 할 과제이다.

충격파와 경계층이 간섭하는 흐름장은 경계층 외부의 비점성적인 압축성흐름과 경계층내부의 점성 압축성흐름이 서로 영향을 미치며, 더욱이 초음속 흐름과 아음속흐름이 공존하는 복잡한 형태이므로 단순한 이론적 방법으로 해석하기에는 매우 곤란하다. 최근 대형 고속계산기의 발달로 충격파와 경계층의 간섭흐름(shock wave/boundary layer interaction; SWBLI)은 많은 연구자들에게 의해 수치계산적으로 연구되고 있으나,^(9,10) 충격파로 인한 박리(shock-induced separation) 발생,⁽¹¹⁾ 충격파 하류에 새로운 충격파들이 발생하는 흐름장⁽¹²⁾이나 간섭현상의 비정상성⁽¹³⁾ 등의 문제에 대하여서는 아직까지 실험적 연구에 의존하고 있는 실정이다.

종래 천음속 및 초음속 외부흐름에서 발생하는 SWBLI 현상을 제어하기 위하여 많은 연구가 수행되어 왔다. 그 중에서도 항공기 익면에 발생하는 수직충격파와 경계층의 간섭현상에 다공질벽(porous wall)을 적용하여 충격파 전후의 정압변화를 완하시키거나 항력을 감소시키는데 성공한 예가 보고된 바 있다.⁽¹⁴⁾ 이러한 방법은 충격파 전후에서 발생하는 압력차를 이용하는 것이므로 펌프나

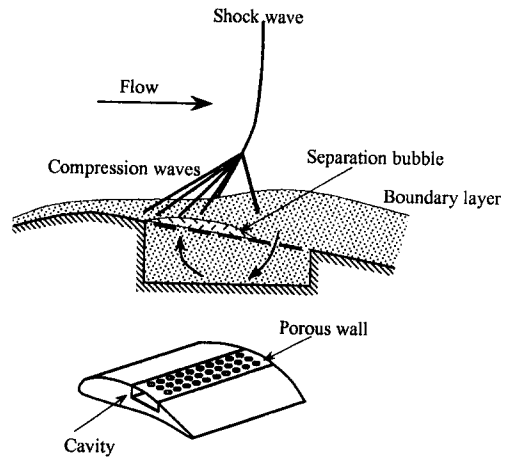


Fig. 1 Passive control of shock/boundary layer interaction on airfoil surface

블로우어 등과 같은 기계의 동력을 필요로 하지 않으므로 일반적으로 피동제어법(passive control method)이라 한다. Fig. 1에 개략적으로 나타낸 바와 같이 익면에 충격파가 발생하리라고 예상되는 영역에 이러한 피동제어법을 적용하면 충격파 하류의 경계층흐름은 충격파에 의한 압력상승으로 인하여 자동적으로 다공질벽을 통해 공동(cavity)내로 흡입되어 충격파 상류의 저압영역으로 향하게 된다. 충격파 하류 경계층흐름의 흡입(suction)작용은 일반적으로 충격파로 인해 발생하는 경계층의 박리를 억제하며, 또 공동을 통하여 충격파 상류로 피드백(feed back)되는 흐름은 충격파 전후의 압력구배를 완만하는, 즉 충격파를 약하게 하는 효과가 있는 것으로 알려져 있다. 이와 같이 초음속 외부흐름에 적용되는 피동제어법은 익의 성능이나, 흐름장의 불안정성, 저항증가 등의 공기역학적 문제들에 대하여 매우 효과적인 것으로 알려져 왔다.

한편 초음속 외부흐름에 비해 내부흐름에서 발생하는 SWBLI 현상에 대하여 피동제어법을 적용한 예는 그다지 많지 않다. 유사한 예로 충격파 전후에 바이패스(bypass) 유로를 설치⁽¹⁵⁾하거나, 유로내에 미소돌기(small protuberance)를 설치⁽¹⁶⁾하여 돌기근방에 충격파를 고착시킴으로써 충격파의 안정성을 증진시킬 수 있다고 보고하고 있다. 일반적으로 SWBLI로 인한 충격파의 안정성은 정적인 안정성과 동적인 안정성의 두 형태로 나누어 생각할 수 있다. 정적인 안정성은 풍동압력비(wind tunnel pressure ratio)의 변화에 따른 충격파의 발생위치

의 변화를 말하며, 동적인 안정성은 SWBLI 현상에 의해 충격파가 어느 시간평균 위치를 중심으로 진동함으로써 발생한다. 바이패스 유로를 설치하는 경우에 바이패스 출구부근에서 충격파는 정적으로 안정하게 되지만, 동적으로는 불안정하게 되는 것이 보고되어 있다. 미소돌기를 설치하는 경우에는 정적 및 동적 안정성이 향상되는 것을 보고하였다. 이 뿐만 아니라 SWBLI의 제어법으로 와발생기(vortex generator)와 다공질벽을 병행한 방법,⁽¹⁷⁾ 상류 흐름장에 음향을 추유닝하는 방법⁽¹⁸⁾ 등이 제안되어 그 효과가 시험되었다. 이에 의하면 와발생기나 음향 추유닝에 의한 방법들은 충격파에 의해서 발생하는 박리를 억제하는 효과가 있지만, 박리영역이 작아지기 때문에 충격파 분지(shock bifurcation)의 정도가 작아져 충격파 손실이 증대한다고 보고하였다. 또 피동제어법을 적용한 경우에는 충격파 손실은 감소하지만, 충격파 하류흐름의 난류혼합 손실이 증가한다는 것을 지적하였다. 이와 같은 실험적 사실들을 종합하면, SWBLI 현상에 대한 제어법은 사용목적에 따라 적당하게 선택할 필요가 있다. 예를 들면 익면상의 저항을 감소시키기 위해서는 다공질벽을 이용한 피동제어법을, 초음속 디퓨저에는 충격파에 의한 박리가 디퓨저의 성능에 악영향을 미치므로 박리방지에 효과가 있는 와발생기를 채택하면 바람직하다. 종래 다공질벽을 이용한 피동제어의 실험결과⁽¹⁹⁾에 따르면 충격파의

진동은 상당히 감소하지만, 충격파 하류의 진동상태는 변하지 않는 것으로 보고하였다. 더욱이 선두 충격파의 위치에서 압력변동의 주파수는 수백 Hz 이상의 고주파수 성분은 피동제어법에 의하여 상당히 감소하지만, 100 Hz 이하의 저주파수 성분은 상대적으로 증가한다고 보고하였다. 그러나 이러한 연구는 압력구배가 없는 직관내에서 발생하는 SWBLI 현상에 대하여 적용되어 왔으며, 초음속 디퓨저내에서 발생하는 SWBLI 현상에 적용된 예는 아직까지 없다.

본 연구에서는 충격파의 진동을 제어하기 위한 목적으로 초음속 풍동의 디퓨저내에 발생하는 SWBLI 현상에 대하여 피동제어법을 적용하였다. 이러한 피동제어의 효과는 다공질벽의 형상이나, 기류마하수, 경계층 레이놀즈수, 벽면의 상태, 흐름장의 물리적 크기 등 수많은 인자들이 관여하게 되지만, 이들 인자의 영향을 고려하지 않았다. 본 연구에서는 다공질벽을 적용한 경우와 피동제어를 적용하지 않은 경우를 정성적, 정량적으로 비교하였다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 blow-down형 초음속 풍동의 개요를 Fig. 2에 나타내었다. 고압탱크에 저장

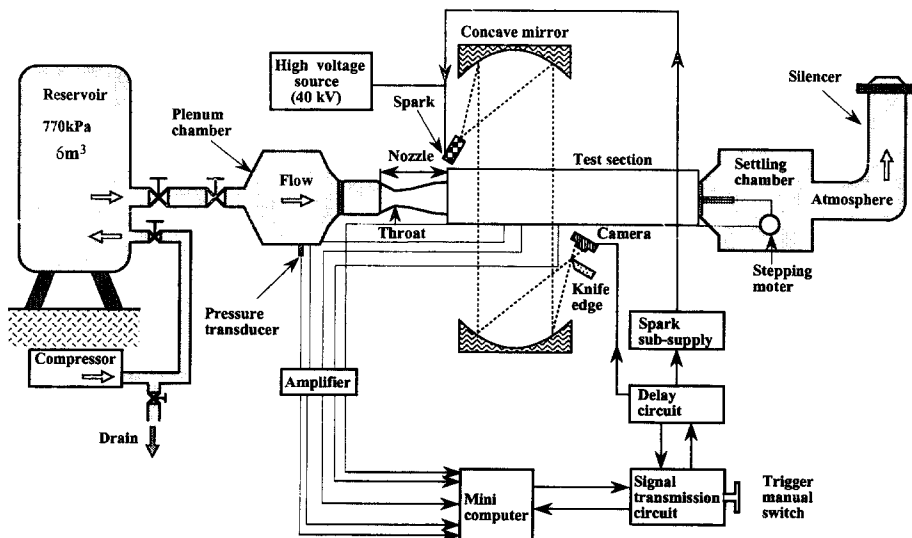


Fig. 2 Schematic diagram of blow-down type supersonic wind tunnel

된 고압의 전조공기는 유량 조절밸브를 거쳐 상류 정체실(upstream plenum chamber)에 보내지며, 상류정체실에서 일단 정체상태로 된 후 초음속 노즐을 통하여 가속된다. 초음속흐름은 노즐하류에 설치된 디퓨저(축정부)에서 충격파에 의하여 감속되어 하류정체실(downstream settling chamber)과 소음통(silencer)을 거쳐 대기로 방출된다. 고압탱크의 용적은 약 6 m³ 정도이며, 초음속 흐름은 약 90 s 동안 지속되도록 구성되어 있다.

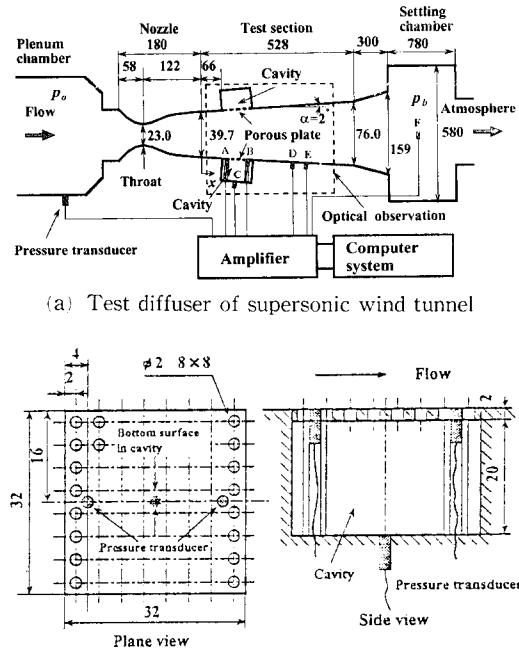
Fig. 3에는 본 실험에서 사용된 초음속 풍동의 축정부(디퓨저)와 피동제어 시스템의 상세를 나타내었다. 그림 중의 점 A~F는 압력측정점이며, 이외에도 디퓨저 중심축에서 관통관(through tube)⁽²⁰⁾을 이용하여 압력을 측정하였다. 관통관은 외경 1.6 mm(두께 0.25 mm)의 스테인레스관 내부에 외경 1.0 mm(두께 0.15 mm)의 관이 삽입된 이중구조로 되어 있으며, 바깥쪽의 관은 상류 정체실과 하류 정체실내에 고정되어 내부의 관이 스테핑모터에 의해 이동 가능하도록 되어 있다. 내부관에는 직경 0.5 mm의 정압공이 설치되어 극소형 압력센서에 의하여 흐름방향의 압력측정이 가능하다.

한편 초음속 풍동의 노즐(2차원)은 노즐입구로부터

터 노즐목까지 길이가 58 mm이며, 목으로부터 출구면, 즉 축정부의 입구까지는 122 mm이다. 또 축정부의 길이는 528 mm이며, 축정부 입구로부터 66 mm의 지점에 길이 33 mm, 길이 20 mm인 공동을 설치하였다. 공동의 윗벽은 다공질벽과 고체벽을 교환할 수 있도록 하여 피동제어의 효과를 시험하였다. 또 본 연구에서 사용된 노즐의 설계마하수는 2.0이며, 유로의 폭은 32 mm로 일정하다. 축정부인 디퓨저의 상하벽의 확대반각은 2.0°로 고정하였다. 본 연구에서는 축정부 입구를 원점(x=0)으로 하여, SWBLI로 인한 충격파 진동과 충격파 하류의 흐름 불안정성을 효과적으로 측정하기 위하여 측정점 A와 B는 원점으로부터 각각 x=70 mm와 94 mm인 공동의 윗벽에, 측정점 D와 E는 각각 x=193 mm와 233 mm, 그리고 측정점 F는 하류정체실내의 압력변동을 측정하기 위하여 x=990 mm에 위치하도록 하였다. 한편 Fig. 3(b)에 나타낸 바와 같이 다공질벽은 가로×세로, 32×32 mm인 청동판으로 제작하였으며, 직경 2.0 mm의 구멍을 8×8개 설치하였다. 공동의 밑면적에 대한 구멍의 면적비, 즉 기공률(porosity)은 19.6%이며, 다공질관의 전연부 및 후연부, 그리고 공동내부(측정점 C)에 압력측정공을 설치하였다.

2.2 측정방법

실험에서는 디퓨저 벽면에 설치한 다수개의 극소형 반도체형 압력센서(Kulite XCQ-062)를 사용하여 압력변동을 측정하였으며, 또 관통관을 이용하여 디퓨저 중심축선상에서 시간평균 압력을 측정하였다. 풍동압력비 Φ (=상류정체실의 압력 p_o /공동의 배압 p_b)는 항상 컴퓨터에 기록되도록 되어 있으며, 실험은 Φ 가 어느 설정값의 $\pm 0.5\%$ 이내가 되는 경우에 압력센서는 sampling을 시작하게 된다. 종래의 연구결과⁽²¹⁾에 의하면 SWBLI로 인한 충격파의 진동의 주파수는 대략 500 Hz 이하의 성분들이 지배적으로 나타났으므로, 본 연구에서는 압력변동의 샘플링 주파수를 10 kHz, 데이터수를 4.2 kwords로 고정하였다. 더욱이 1 kHz 이상의 고주파수 변동성분들이 존재하리라 예상되는 하류정체실내의 압력센서를 제외하고는 low-pass filter를 적용하였다. 관통관내에 설치된 압력센서(Kulite XCQ-062)로부터 압력측정도 유사한 방법으로 측정하였으나, 데이터수를 100점으로 취하여 평균값을 구한 후, 컴퓨터로부터 펄스신호를 스테핑모터에



(a) Test diffuser of supersonic wind tunnel
(b) Details of porous wall and cavity
Fig. 3 Test diffuser and porous wall

전송하여 압력측정점을 하류로 이동시켜 측정을 반복하였다. 한편 SWBLI 흐름장은 슈리렌가시화법을 이용하여 광학적으로 관찰하였다. 슈리렌계의 광원은 발광시간이 약 10 μs 정도인 마그네슘 스파크광을 이용하였으며, 디퓨저 중심축의 시간평균 압력분포와 흐름장을 비교하기 위하여 CCD 카메라를 이용하여 간섭흐름장을 비디오 테이프에 기록하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 흐름장의 가시화

주어진 풍동압력비 Φ 에 대하여, 다공질벽을 이용한 피동제어가 디퓨저내에서 발생하는 충격파의 진동에 미치는 영향을 조사하였다. Fig. 4는 풍동압력비가 2.0인 경우 각각 다른 시간에 촬영한 간

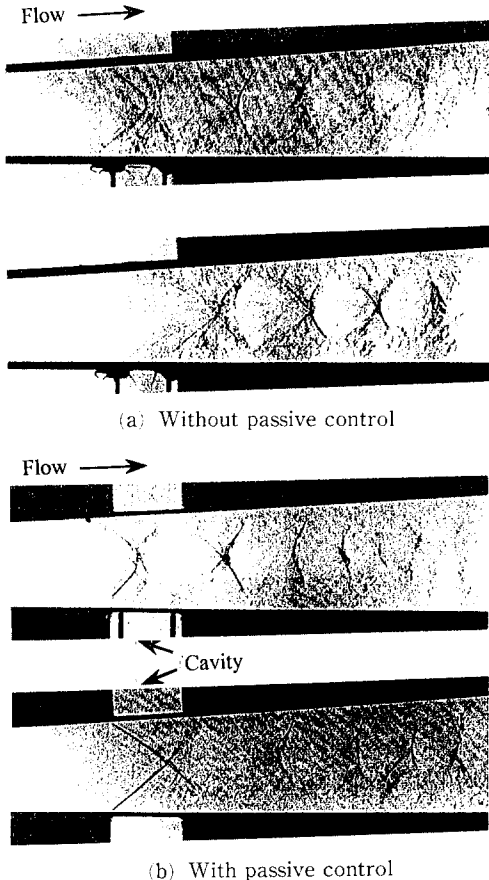


Fig. 4 Schlieren photographs of interacting flow field taken randomly

섭흐름장의 슈리렌사진이다. 이 경우 선두충격파의 바로 상류에서 기류마하수 M 은 디퓨저 벽면을 따라 발생하는 난류경계층을 고려하여 계산하면 약 2.0이며, 경계층의 두께 $\delta=4$ mm, 노즐목으로부터의 거리를 대표길이 x 로 하는 레이놀즈수는 $Re=1.8 \times 10^6$ 이었다. Fig. 4로부터 다공질벽 및 고체벽(피동제어를 적용하지 않은 경우) 두 경우에 대하여 각 충격파의 위치들은 시간 평균위치를 전후로 진동하고 있다는 것을 관찰할 수 있다. 그러나 다공질벽의 경우 선두충격파의 상류쪽 가지(전지충격파, upstream leg of shock wave)가 공동의 전연부에 고정되므로 충격파 진동의 자유도가 감소한다. 따라서 진동의 진폭은 고체벽에 비해 상대적으로 작아지게 되며, 선두충격파의 강도는 약해지게 된다는 것을 관찰할 수 있다. 고체벽인 경우 각 충격파의 형태는 변화하지 않고 거의 평행이동적인 진동형태를 보이고 있다. Fig. 5에는 각 충격파들의 진동진폭을 나타내었다. 이들 데이터는 풍동압력비가 2.0인 경우에 대하여 각각 다른 시간에 촬영한 약 30장의 가시화 사진들로부터 디퓨저 중심에서 충격파의 위치를 구한 결과이다. Fig. 5의 종축은 측정부 입구로부터 흐름방향의 거리 x 로, 충격파 진동의 진폭을 나타낸다. Fig. 5로부터 피동제어를 적용하는 경우 선두충격파 및 후속의 충격파의 진동진폭도 작아지게 되며, 본 피동제어법은 충격파 진동을 동적으로 안정화시킨다는 것을 알 수 있다.

3.2 충격파의 정적 안정성

충격파의 정적인 안정성은 풍동압력비가 변화하는 경우, 충격파의 발생위치가 어느 정도 변화하는

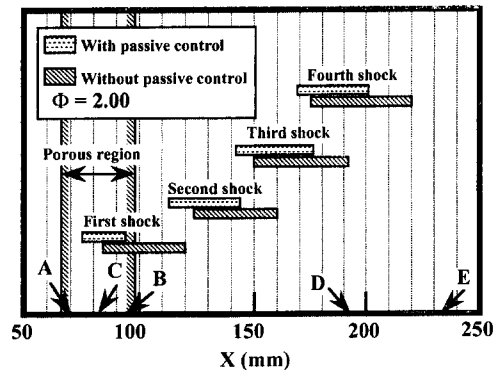


Fig. 5 Range of shock system excursion

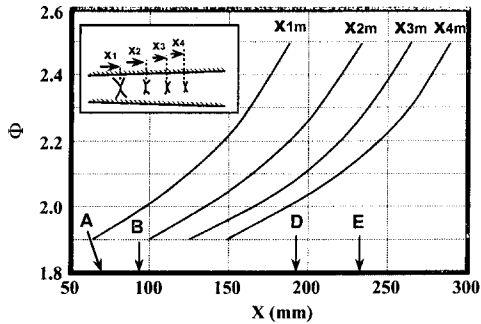
가에 있다. 본 연구에서는 충격파의 위치를 결정하기 위하여 풍동압력비 ϕ 를 일정하게 유지한 상태로 각 충격파의 시간적 변화위치를 평균하여 시간평균 위치로 정하였다. Fig. 6에는 피동제어를 적용한 경우와 적용하지 않은 경우에 대하여, ϕ 의 변화에 따른 각 충격파의 시간평균 위치를 나타내었다. Fig. 6으로부터 ϕ 가 2.0~2.1인 범위에 대해서는 피동제어를 적용한 경우의 선두충격파가 고체벽인 경우에 비해 상대적으로 정적 안정화되며, 이에 수반하여 후속의 충격파도 안정하게 된다. 그러나 ϕ 가 약 2.2 이상으로 증가하면 두 경우 모두 ϕ 가 증가할수록 충격파 시스템은 하류로 서서히 이동하여 ϕ 가 2.5 정도로 되면, 두 경우에 대한 충격파의 위치들은 거의 일치하게 된다. 따라서 본 피동제어법을 이용하는 경우 선두충격파가 다공질 벽면상에 위치하는 ϕ 에 대해서만 충격파는 정적으로 안정하게 된다는 것을 알 수 있다. 한편 슈리렌의 knife edge를 횡방향으로 하여 촬영한 슈리렌가시화사진에 의하면, 피동제어를 적용한 경우 선두충격파 후방에서 발생하는 박리영역이 고체벽에 비

해 크게 관찰되었다. 따라서 선두충격파가 다공질 벽면상에 위치할 때, 정적으로 안정화되는 것은 선두충격파 후방의 전압손실이 증가하기 때문이라고 생각할 수 있다.

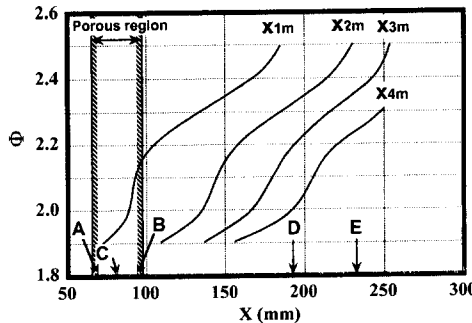
ϕ 를 변화시키는 경우에 대하여 충격파의 위치변화를 이론적으로 조사하기 위해서, 간단한 흐름모델로 계산을 수행하였다. 계산에서 의사충격파는 하나의 수직충격파로 대체하고, 의사충격파에 의한 전압손실은 하나의 수직충격파로 인한 전압손실과 같다고 가정하여 흐름장을 다음과 같이 세 가지 형태로 생각하였다. 먼저 측정부 입구로부터 수직충격파를 제외한 하류 전체의 흐름을 등엔트로피적이라고 가정한 경우를 ①, 수직충격파 이외는 단열마찰흐름을 ②, 그리고 측정부 입구로부터 수직충격파 상류까지는 단열마찰흐름이며, 하류에는 디퓨저 효율 η 를 도입하여 $\eta=0$ 인 경우는 충격파 하류의 흐름이 완전히 박리한 경우, $\eta=1$ 인 경우는 충격파 하류에서 압력이 배압까지 완전히 회복하여 디퓨저 출구에서 유속이 0인 경우를 ③으로 하였다. 여기에서 디퓨저 효율 η 는 다음의 식 (1)로 주어진다.

$$\eta = \frac{1}{\gamma - 1} \frac{1}{M_1^2} \left\{ \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right\} \quad (1)$$

Fig. 7에는 본 계산결과를 실험값과 비교하였다. 그림중의 \circ 는 피동제어를 적용하지 않은 경우의 선두충격파에 대한 실험값이다. Fig. 7(a)로부터 등엔트로피흐름 ①($f=0$)인 경우에 비해 흐름 ②인 단열마찰에 대한 곡선의 구배가 크므로, 단열마찰흐름인 경우에 충격파는 풍동압력비 ϕ 의 변화에 대해 보다 정적으로 안정하게 된다. 이러한 사실은 다음과 같이 고찰할 수 있다. 만일 디퓨저 전체의 손실이 충격파만에 의해서 발생한다고 생각한다면, ϕ 가 높아질수록 충격파는 강하게 되며 그로 인하여 충격파로 인한 손실은 커지게 된다. 충격파는 ϕ 가 높아질수록 마하수가 큰 하류로 이동하게 되지만, 단열마찰흐름에서는 충격파 손실 이외에도 벽면마찰에 의해서도 손실이 발생하게 된다. 따라서 단열마찰흐름인 경우에는 그림의 등엔트로피흐름으로 가정한 곡선만큼은 하류로 이동하지 않아도 된다. 본 계산에서는 마찰계수 f 를 일정한 것으로 가정하였기 때문에 벽면마찰에 의한 손실은 단지 벽면에서 유속이 클수록 증가한다. 따라서 충격파가 하류로 이동할수록 등엔트로피흐름과 단열마찰

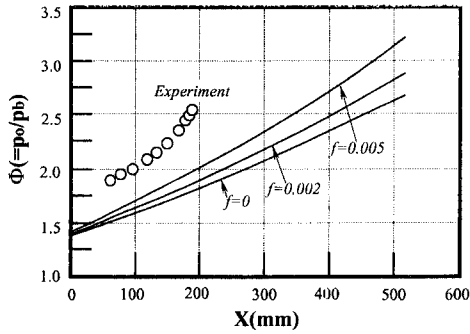


(a) Without passive control

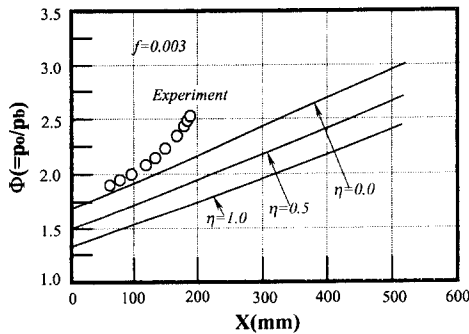


(b) With passive control

Fig. 6 Location of shock system versus wind tunnel pressure ratio



(a) Isentropic flow and adiabatic frictional flow



(b) Adiabatic frictional flow with diffuser efficiency

Fig. 7 Comparison of shock locations by experiment and calculation

흐름의 차이는 커지게 된다. 한편 본 실험값의 구배는 계산값보다 크게 나타나고 있다. 이것은 실제 흐름에서 선두충격파 하류의 다수 개의 충격파로 인해 발생하는 손실이 벽마찰 손실보다 크다는 데 기인할 수 있으며, 더욱이 전체 실험값이 계산값보다 큰 것은 실제 의사충격파에 의한 손실과 하나의 수직충격파에 의한 손실의 차이 때문이라고 생각된다.

한편 수직충격파 하류에서 디퓨저 효율 η 를 고려한 계산 결과를 Fig. 7(b)에 나타내었다. 그림으로부터 계산결과는 거의 직선으로 되어 있으며, 충격파 하류의 디퓨저 효율을 증가시켜도 구배의 변화는 거의 없다. 디퓨저 효율이 높아지는 경우 충격파 하류의 전압손실이 감소하기 때문에 같은 Φ 에 대하여 충격파는 보다 하류에 위치하게 된다. 그림에 나타난 시험값을 계산결과와 보다 잘 일치시키기 위해서는 의사충격파에 의한 전압손실을 고

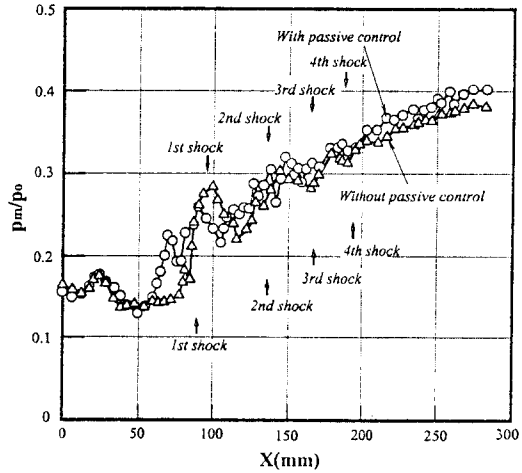


Fig. 8 Time-mean static pressure distribution on diffuser center line

려할 필요가 있다. 이들 그림으로부터 디퓨저 효율과 충격파 손실의 정도가 대략적으로 알려지면, 풍동압력비에 대한 충격파의 발생위치를 간단한 방법으로 예측가능하다는 것을 알 수 있다.

3.3 디퓨저 중심축상의 정압분포

Fig. 8에는 피동제어를 적용한 경우와 적용하지 않은 경우에 대하여 디퓨저 중심축에서 측정된 시간평균 압력(p_m)의 분포를 나타내었다. 그림의 실험값들은 $\Phi=2.0$ 에 대한 것이며, 참고로 각 충격파의 시간평균 위치들에 대하여 피동제어를 적용한 경우를 \uparrow 로, 피동제어를 적용하지 않은 경우를 \downarrow 로 나타내었다. 그림으로부터 피동제어를 적용한 경우와 적용하지 않은 두 경우에 대하여 압력분포는 거의 유사하게 나타나며 의사충격파의 존재로 인해 흐름은 압축, 팽창을 반복해 가면서 감속한다. 그러나 구체적으로 피동제어를 적용한 경우 선두충격파에 의한 압력상승은 피동제어를 적용하지 않은 경우에 비해 상대적으로 낮아지며, 선두충격파 하류에서 발생하는 각 충격파들에 의한 압력상승은 상대적으로 증가한다. 또 선두충격파 직후에서 발생하는 팽창의 정도는 피동제어를 적용하지 않은 경우가 상대적으로 강하게 나타난다. 이것은 흐름장의 가시화 사진으로부터 관찰된 바와 같이 피동제어를 적용하지 않은 경우가 선두충격파 후방에서 발생하는 박리영역은 작아진다는 사실과 일치한다.

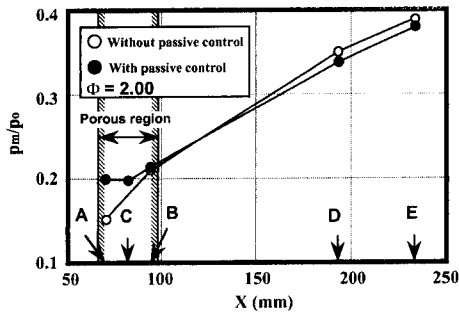


Fig. 9 Time-mean static pressure on diffuser wall

한편 피동제어를 적용한 경우의 압력회복은 피동제어를 적용하지 않은 경우보다 크다. 일반적으로 디퓨저에서 압력회복은 디퓨저내에서 발생하는 각 충격파들의 강도, 흐름의 난류강도(turbulence), 충격파의 진동, 박리의 크기 등과 관련될 수 있으나, 본 실험에서 압력회복의 차이는 피동제어를 적용함으로써 선두충격파는 약해지지만, 후속의 충격파들이 피동제어를 적용하지 않은 경우에 비해 강해지는 것에 부분적으로 기인할 수 있다. Fig. 9에는 디퓨저 벽면에서 측정된 평균압력을 나타내었다. 그림에서 종축의 압력은 풍동의 상류정체실 압력(p_0)으로 무차원화하였다. 디퓨저 벽면정압은 다공질벽 부근에서는 고체벽에 비하여 상대적으로 높게 나타나지만, 하류에서는 고체벽에 비해 상대적으로 낮다. 이것은 Fig. 8의 디퓨저 중심축선상의 압력값과 상반된 결과이며, SWBLI로 인하여 하류의 흐름장은 단면에 걸쳐 불균일한 형태로 된다는 것을 알 수 있다. 따라서 SWBLI 흐름장을 이론적으로 조사하려고 하는 경우에는 흐름방향에 대하여 수직인 방향으로의 압력구배를 고려할 필요가 있다.

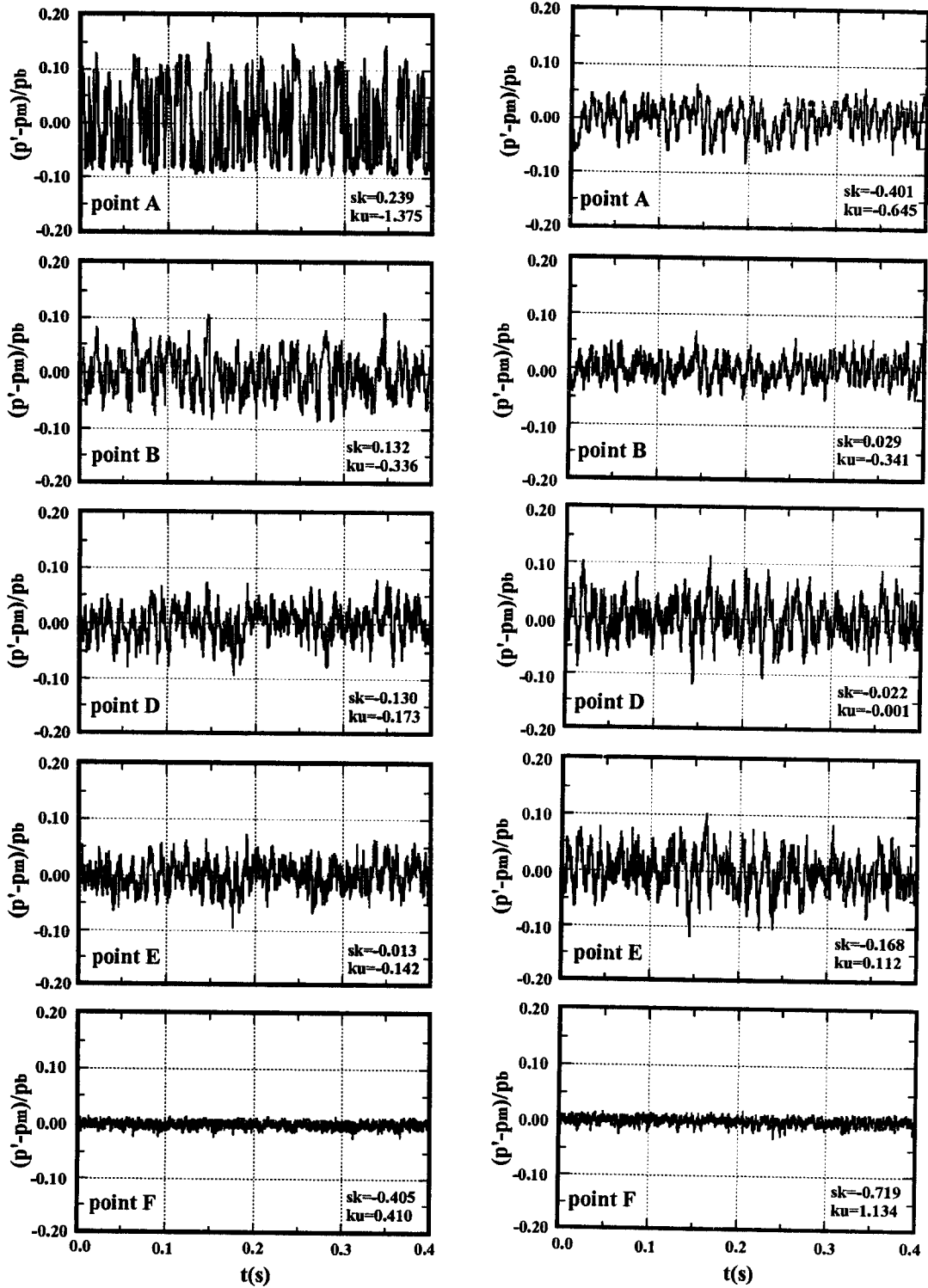
3.4 충격파의 동적 안정성

풍동압력비 Φ 를 2.0으로 고정하여 피동제어를 적용한 경우 벽면에서 정압변동이 어떻게 변화하는지 조사하였다. Fig. 10에는 각 압력센서로부터 압력변동의 파형을 나타내었다. 각각의 압력파형에는 변동의 특성을 나타내기 위하여 skewness(sk)와 flatness(ku)의 값을 함께 나타내었으며, 그림의 종축은 압력변동값에 미치는 평균압력의 영향을 없애기 위하여 압력변동값(β)에서 시간평균 값(p_m)을 뺀 후, 풍동의 배압(p_b)으로 무차원화하였다. Fig.

10(a)는 피동제어를 적용하지 않은 경우를, Fig. 10(b)는 피동제어를 적용한 경우이다. 그림에서 피동제어를 적용하지 않은 경우, 측정점 A의 압력파형은 매우 간헐적(intermittent)인 형태로, 변동폭은 풍동배압의 약 10%에 달한다는 것을 알 수 있다. 그러나 피동제어를 적용한 경우에 압력변동은 상대적으로 낮아지며, 이러한 경향은 측정점 B의 압력파형에서도 관찰할 수 있다. 그러나 측정점 D와 E에 대해서 피동제어를 적용하면 오히려 증가한다. 또 하류정체실내의 압력변동은 피동제어를 적용한 경우가 약간 크지만, 그러나 그 차이는 그다지 현저하지 않다. 한편 각 측정점에서의 압력파형들은 모두 가우스분포($sk=0$, $ku=3.0$)와는 상당한 차이가 있다. 이것은 주로 충격파의 큰 진폭저주파수의 진동 때문이다.

Fig. 11에는 압력변동의 실효값(p_{rms}), 즉 rms 값을 피동제어를 적용한 경우와 적용하지 않은 두 경우에 대하여 비교하였다. 그림으로부터 피동제어를 적용하는 경우 다공질벽 상에서 압력변동은 감소하지만, 다공질벽으로부터 하류에서는 피동제어를 적용하지 않은 경우에 비해 오히려 상대적으로 증가하고 있다. 이것은 다공질벽의 경우 선단에 충격파가 고정되므로 고체벽에 비해 그 강도는 상대적으로 약해지지만, 하류에서는 고체벽에 비해 충격파가 강해지기 때문이다.

위의 압력변동 데이터들을 FFT 주파수 해석하여 각 측정점에서 변동의 파워스펙트럴(power spectral density; PSD)을 Fig. 12에 나타내었다. 그림중의 파선은 고체벽인 경우를, 실선은 피동제어를 적용한 경우에 대한 것이며, 풍동압력비는 2.0이다. 그림에서 측정점 A와 B의 PSD에 대하여 변동에너지는 피동제어를 적용하지 않은 경우가 상대적으로 크며, 변동의 피크 주파수는 피동제어를 적용하지 않은 경우에는 약 70 Hz 정도이며, 피동제어를 적용한 경우에는 약 80 Hz 정도로 약간 높게 나타나고 있으나, 두 경우 모두 충격파의 진동으로 인한 압력변동의 지배적인 주파수는 그다지 높지 않다. 더욱이 측정점 A와 B의 PSD에서 피동제어를 적용하지 않은 경우에 약 70 Hz 부근의 피크 주파수 이외에도 70 Hz의 정수배에 가까운 다수의 피크가 나타나고 있으나, 피동제어를 적용한 경우에는 뚜렷하게 나타나지 않는다. 또 측정점 A와 B의 PSD의 경향과는 반대로 측정점 D와 E의 PSD에서는 피동제어를 적용한 경우가 상대적



(a) Without passive control

(b) With passive control

Fig. 10 Time histories of pressure fluctuations at each measuring point

으로 변동에너지가 높다. 그러나 변동의 피크 주파수는 약 70 Hz 부근으로 그다지 변화하지 않는다는 것을 관찰할 수 있다.

한편 Fig. 12로부터 하류정체실내의 압력변동은 스펙트럴 에너지는 고체벽에 비해 다공질벽인 경우가 크다. 이것은 부분적으로 다공질벽을 적용하는 경우 압력상승의 큰 부분을 차지하는 신두충격파가 상대적으로 약해지게 되므로, 디퓨저내에서 충분히 압력이 회복되지 않은 상태에서 하류정체실로 방출되기 때문이며, 또는 부분적으로 다공질벽에서 발생하는 압력교란의 영향일 수 있다. Fig. 12(e)에서 측정점 F의 압력변동의 전체에너지 레벨은 피동제어를 적용하는 경우 약간 변하게 되지만, 피크 주파수는 거의 변화하지 않는다. 만일 하류정체실 하류가 막힌 상태라고 가정하면, 하류정체실내에 발

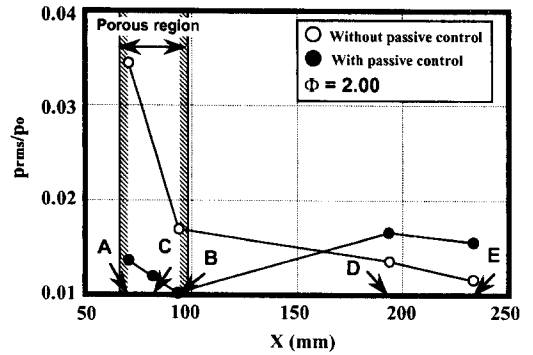


Fig. 11 Rms value of fluctuating pressures on diffuser wall

생하는 압력변동의 기본 주파수(f_e)는 다음과 같이 모델화될 수 있다.

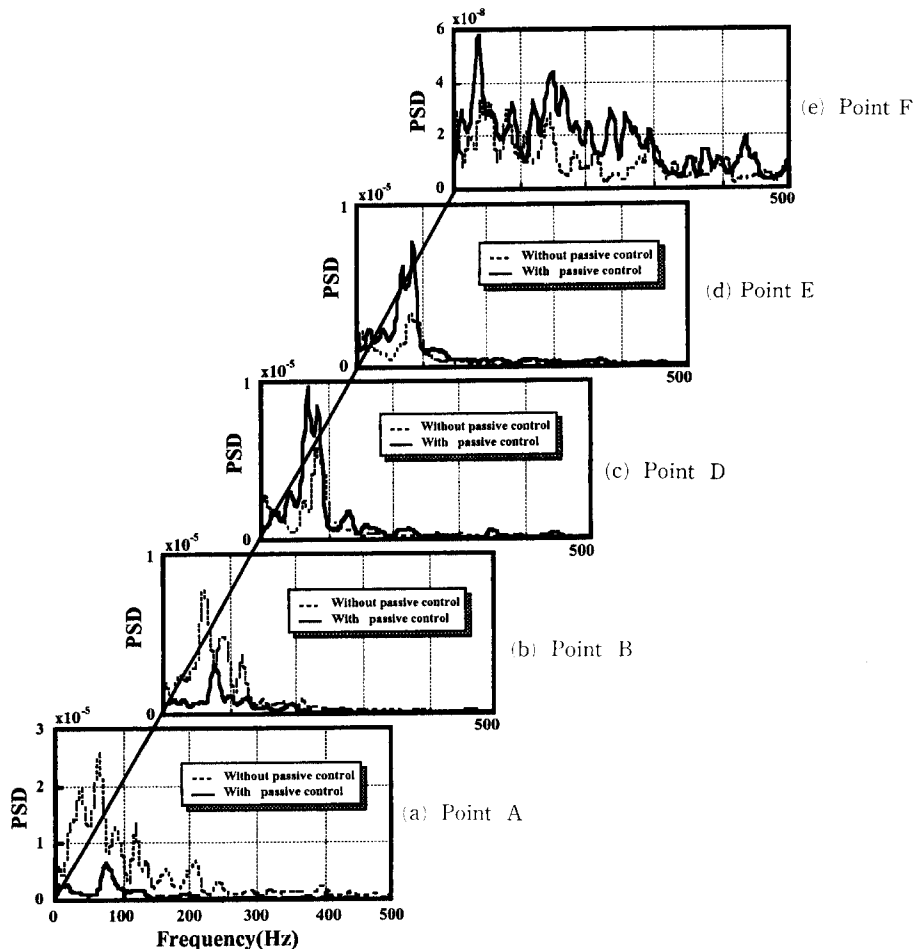


Fig. 12 Power spectral densities of fluctuating pressures

$$fe = \frac{a}{4L}(1 - M^2) \quad (2)$$

여기서, a 와 M 은 각각 하류정체실로 유입하는 기체의 음속, 마하수이며, L 은 하류정체실의 길이이다. 본 실험에서는 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 하류정체실의 출구에 연결된 관이 수직으로 되어 있으므로 하류정체실내에는 기주진동⁽²²⁾(oscillation of a lump of fluid)이 발생할 수 있다. 여기에서 본 실험장치의 $L=1.28$ m, 마하수 M 을 약 0.1로 가정하면 fe 는 약 70 Hz로 된다. Fig. 12로부터 본 실험값은 약 70 Hz 부근의 피크값 이외에도 여러 피크 주파수의 변동성분이 발생하고 있다. 이것은 측정부인 디퓨저내에서 발생하는 의사충격파의 진동과 관련되는 것으로 사료된다.

디퓨저내의 압력변동과 하류정체실의 압력변동과의 관계를 조사하기 위하여 본 연구에서는 풍동압력비 Φ 를 1.1로 하여, 측정부내 전체흐름이 아음속인 경우에 대하여 하류정체실의 압력변동을 측정하였다. 그 결과 압력변동의 대부분은 50 Hz 이하의 저주파수 성분들이 차지하고 있었지만, 약 70 Hz 부근의 피크와 이 값의 정수배 피크, 즉 70 Hz 피크를 기준으로 한 조화진동의 형태가 발견되었다. 더욱이 같은 조건에서 측정점 D에서 측정된 압력변동의 PSD를 Fig. 13에 나타내었다. 그림으로부터 아음속인 경우 하류정체실내의 압력변동은 상류의 디퓨저에서도 유사하게 나타나므로, 하류정체실의 압력변동은 흐름을 거슬러 상류로 전파한다는 것을 의미한다.

SWBLI로 인한 압력변동의 지배적인 성분들이 전파하는 과정과 전파속도를 조사하기 위하여 압력

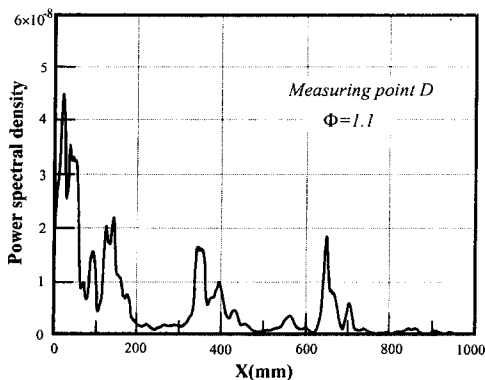
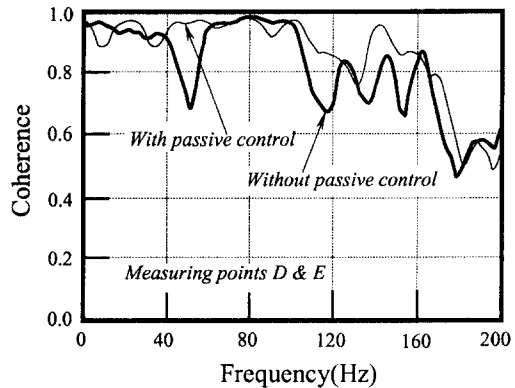
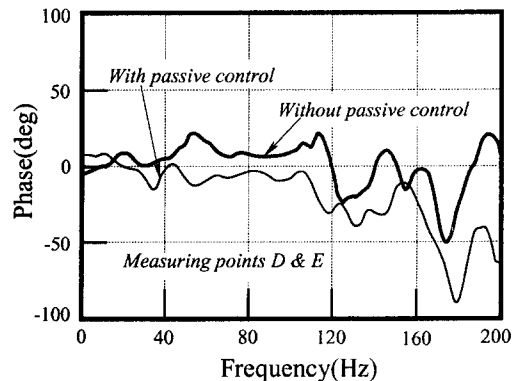


Fig. 13 Power spectral density of fluctuating wall pressures under subsonic speed

측정점 D(기준점)와 E(대조점)의 변동값을 이용하여 상관해석을 수행하였다. Fig. 14에는 피동제어를 적용한 경우와 적용하지 않은 두 경우에 대하여 압력변동의 coherence와 phase를 나타내었다. Fig. 14로부터 두 경우 모두에 대하여 두 측정점간의 상관(correlation)은 강하며, 특히 60~110 Hz대의 비교적 저주파수 성분들의 상관은 매우 강하다는 것을 알 수 있다. 또 phase로부터 약 70 Hz대의 압력변동에 대하여 피동제어를 적용한 경우에는 음의 값을 취하고 있으며, 피동제어를 적용하지 않은 경우에는 양의 값을 취하고 있다. 즉, 다공질벽의 경우에는 약 70 Hz 정도의 변동성분들이 하류로부터 상류로 흐름을 거슬러 전파하며, 반대로 고체벽에서는 흐름방향으로 전파한다는 것을 의미한다. 이러한 사실은 가시화사진으로부터 피동제어를 적용한 경우에는 충격파가 위치하는 곳에서 발생한 박리가 상당한 하류까지 걸쳐 있다는 것으로부터



(a) Coherence of fluctuating pressures



(b) Phase of fluctuating pressures

Fig. 14 Correlation of fluctuating wall pressures

이해될 수 있다. 이 변동성분들의 전파속도(음파의 속도-유속)를 조사하기 위하여 phase값을 이용하여 계산해 보면, 하류방향으로의 전파속도는 약 120 m/s이며, 상류방향으로의 전파속도는 약 240 m/s 정도였다. 이러한 결과는 같은 조건에서 반복 수행된 실험으로부터 유사한 결과가 얻어졌으며, 특히 압력변동의 전파방향은 모두 같은 결과를 얻을 수 있었다.

4. 결 론

충격파와 경계층의 간섭현상으로 인하여 발생하는 충격파 진동을 제어할 목적으로, 본 연구에서는 blow-down형 초음속 풍동의 디퓨저에 다공질벽을 적용하였다. 실험에서는 충격파와 디퓨저벽을 따라 발생하는 난류경계층의 간섭흐름장을 광학적으로 관찰하였으며, 디퓨저 중심축 및 벽면상에서 시간 평균압력 및 변동압력을 측정하였다. 압력변동 데이터들을 이용하여 주파수 해석을 수행한 결과, 본 실험의 피동제어법을 적용하는 경우에 대하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 초음속 디퓨저에서 발생하는 충격파 진동현상에 대하여 다공질벽을 적용하면, 충격파는 동적으로 안정화되며, 풍동압력비가 2.0~2.1의 범위에서 충격파는 정적으로 안정하게 된다.

(2) 피동제어를 적용하는 경우 선두충격파에 의한 압력상승 및 선두충격파 직후에 발생하는 팽창의 정도는 피동제어를 적용하지 않은 경우에 비해 상대적으로 낮아진다.

(3) 충격파의 진동으로 인한 압력변동은 간헐적인 형태이며, 피동제어를 적용하는 경우 다공질벽 부근에서 압력변동은 감소하지만 다공질벽으로부터 하류에서는 피동제어를 적용하지 않은 경우에 비해 상대적으로 증가한다.

(4) 충격파와 디퓨저 벽면의 경계층과의 간섭현상으로 인하여 발생하는 압력변동은 70 Hz~80 Hz 정도의 저주파수 성분들이 지배적으로 나타난다. 피동제어를 적용하지 않은 경우에 약 70 Hz 정도이며, 피동제어를 적용하는 경우에는 약 80 Hz 정도로 약간 높게 나타난다.

후 기

이 논문은 1994년도 한국학술진흥재단의 공모과

제 연구비의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사의 뜻을 표한다.

참고문헌

- (1) Gadd, G. E., 1956, "Simple Theory for Interactions Between Shock Waves and Entirely Laminar Boundary Layers," *Journal Aero. Sci.*, Vol. 23.
- (2) Trilling, L., 1958, "Oscillating Shock Boundary-Layer Interaction," *Journal Aero. Sci.*, Vol. 25.
- (3) Settles, G. S., Bogdonoff, S. M. and Vas, I. E., 1976, "Incipient Separation of a Supersonic Turbulent Boundary-Layer at Moderate to High Reynolds Numbers," *AIAA Journal*, Vol. 14, No. 1, pp. 50~56.
- (4) Green, J. E., 1970, "Interactions Between Shock Waves and Turbulent Boundary Layers," *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 11, Pergamon Press, New York.
- (5) Matsuo, K., 1987, "On the Pseudo-Shock Waves," *ながれ*, Vol. 6, No. 4. pp. 308~314(In Japanese).
- (6) Brandmaier, H. E. and Knebel, M. E., 1976, "Steam Flow Through Safety Valve Vent Pipes," *Journal Fluid Eng.*, Vol. 98, No. 2, pp. 199~207.
- (7) Seddon, J., 1966, "Boundary Layer Interaction Effects with Particular Reference to Those Designed for Dual Subsonic and Supersonic Performance," *ARC R&M 28368*.
- (8) Lidhtfuss, H. J. and Starcken, H., 1974, "Supersonic Cascade Flow," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 15, pp. 37~149.
- (9) Hataue, I., 1989, "Computational Study of the Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction in a Duct," *Fluid Dynamics Research*, Vol. 5, p. 217.
- (10) Le Balleur, J. C., Peyret, R. and Viviand, H., 1990, "Numerical Studies in High Reynolds Number Aerodynamics," *Computers and Fluids*, Vol. 8, No. 1.
- (11) Pearcey, H. H., 1955, "Some Effects of Shock-Induced Separation of Turbulent Boundary-

- Layer in Transonic Flow Past Airfoils," *ARC R&M* 3108.
- (12) Carroll, B. F. and Dutton, J. C., 1990, "Characteristics of Multiple Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions in Rectangular Ducts," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 6, No. 2, pp. 186~193.
- (13) Kim, H. D., Matsuo, K., Kawagoe, S. and Kinoshita, T., 1991, "Flow Unsteadiness by Weak Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction in Internal Flow," *JSME International Journal*, Series B, Vol. 34, No. 4, pp. 457~465.
- (14) 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.
- (15) 山根陸一郎, 大島修造, 1983, "流路内擬似衝撃波の安定化," *タ-ボ機械*, 第11卷, 第10號.
- (16) Sedney, R. A., 1973, "Survey of the Effects of Small Protuberances on Boundary-Layer Flows," *AIAA Journal*, Vol. 11, No. 6, pp. 782~791.
- (17) McCormick, D., 1993, "Shock/Boundary-Layer Interaction Control with Vortex Generators and Passive Cavity," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 1, pp. 91~96.
- (18) Ahuja, K. K. and Burrin, R. H., 1984, "Control of Flow Separation by Sound," *AIAA Paper*, No. 84-2298.
- (19) Mochizuki, H., Miyazato, Y., Furukawa, Y. and Matsuo, K., 1993, "Effects of Passive Boundary Layer Control on Pseudo-Shock Oscillation," *Bull JSME*, Series B, Vol. 59, No. 567, pp. 143~149(In Japanese).
- (20) Matuso, K., Mochizuki, H., Miyazato, Y. and Gohya, M., 1993, "Oscillatory Characteristics of a Pseudo-Shock Wave in a Rectangular Straight Duct," *Bull JSME*, Series B, Vol. 36, No. 2, pp. 222~229.
- (21) Matsuo, K. and Kim, H. D., 1993, "Normal Shock Wave Oscillations in Supersonic Diffusers," *International Journal Shock Waves*, Vol. 3, No. 1.
- (22) Yamane, R., Kondo, E., Tomita, Y. and Sakae, N., 1984, "Vibration of Pseudo-Shock in Straight Duct, 1, Fluctuation of Static Pressure," *Bull. JSME*, Series B, Vol. 27, No. 229, pp. 1385~1392.