

〈論 文〉

초음속디퓨저에서 발생하는 수직충격파와 난류경계층의 간섭에 관한 실험

김희동* · 홍종우**
(1994년 12월 19일 접수)

A New Experiment on Interaction of Normal Shock Wave and Turbulent Boundary Layer in a Supersonic Diffuser

Heuy-Dong KIM and Jong-Woo HONG

Key Words : Compressible Flow(압축성흐름), Boundary Layer(경계층), Interaction(간섭), Internal Flow(내부흐름), Normal Shock Wave(수직충격파), Supersonic Diffuser(초음속디퓨저), Supersonic Nozzle(초음속노즐)

Abstract

Experiments of normal shock wave/turbulent boundary layer interaction were conducted in a supersonic diffuser. The flow Mach number just upstream of the normal shock wave was in the range of 1.10 to 1.70 and Reynolds number based upon the turbulent boundary layer thickness was varied in the range of $2.2 \times 10^4 \sim 4.4 \times 10^4$. The wall pressures in streamwise and spanwise directions were measured for two test cases, in which the turbulent boundary layer thickness incoming into the supersonic diffuser was changed. The results show that the interactions of normal shock wave with turbulent boundary layer in the supersonic diffuser can be divided into three patterns, i.e., transonic interaction, weak interaction and strong interaction, depending on Mach number. The weak interactions generate the post-shock expansion which its strength is strong as the Mach number increases and the strong interactions form the pseudo-shock waves. From the spanwise measurements of wall pressure, it is known that if the flow Mach number is low, the interacting flow fields essentially appear two-dimensional, but they have an apparent 3-dimensionality for the higher Mach numbers.

기 호 설 명

a : 음속

b : 디퓨저의 반폭

δ : 경계층두께

h : 디퓨저목의 높이

h_b : 분지점의 높이

L : 간섭영역의 길이

l_b : 충격파 분지의 길이

M : 마하수

P : 압력

Re/m : 단위 레이놀즈수

Re_s : 경계층 레이놀즈수

X : 흐름방향의 거리

Y : 흐름에 수직인 방향의 거리

Z : 폭방향의 거리

*정회원, 안동대학교 기계공학과

**九州大學 總合理工學研究科

첨자

- 0 : 정체점상태 또는 전상태
- 1 : 충격파 직전 또는 선두충격파
- 2 : 충격파 직후 또는 제2충격파
- 3 : 제3충격파
- 4 : 제4충격파
- b : 충격파의 분지점
- s : 충격파

1. 서 론

초음속흐름에서 발생하는 충격파와 벽면을 따라 발달하는 난류경계층의 간섭현상은 최근 유체공학에서 해명되어야 할 문제들 중 가장 어려운 문제인 것으로 알려져 있다. 예를 들면, 초음속 혹은 초음속비행기의 익(airfoil)이나 공기취입구(air intake), 터빈의 익렬간, 초음속풍동(supersonic wind tunnel)의 디퓨저 등에서 초음속흐름이 아음속으로 감속되는 경우, 충격파가 형성되어 벽면경계층과 복잡한 상호간섭(interaction)을 일으키게 된다. 그 결과 흐름의 박리(separation),^(1,2) 충격파의 분지(bifurcation of shock wave),^(3,4) 또 경우에 따라서는 흐름장 전체의 격렬한 진동^(5,6)이 발생하는 것으로 잘 알려져 있다. 이와 같은 간섭현상은 유체요소의 효율 및 전체 성능에 크게 영향을 미치게 되므로 설계시 고려되어야 할 중요한 문제이다.

현재까지 충격파와 벽면경계층과의 간섭현상에 관한 연구들은 비교적 단순한 형상인 익면(airfoil surface),^(7,8) 압축코너(compression ramp),^(9,10) 전향계단(forward-facing step),^(11,12) 후향계단(backward-facing step)^(13,14) 등을 지나는 외부흐름(external flows)이나, 초음속풍동의 디퓨저(diffuser),^(15,16) 노즐(nozzle),⁽¹⁷⁾ 초음속비행기의 공기취입구^(18,19) 및 각종 밸브(valves)^(20,21) 등의 관내 유체요소를 지나는 내부흐름(internal flows)에 대하여 수행되어 왔으며, 그 결과 충격파에 의한 박리의 발생, 충격파의 구조(shock wave structure) 및 충격파의 진동(oscillation)에 관한 많은 유용한 결과들을 제시하였다.

저자들은 최근 정상적인 외부 초음속흐름에서 발생하는 충격파와 벽면경계층과의 간섭현상은 내부흐름에도 그대로 적용될 수 있다는 것을 밝혔으며, 이와 같은 간섭현상은 국소적인 흐름상태에 의해

지배된다는 것을 주장하였다.⁽²²⁾ 분명히 충격파는 흐름의 상류와 하류의 압력레벨에 있어서 차이나 또는 흐름형상에 있어서의 불연속 등과 같은 흐름장 전체에 의해 영향을 받게 된다. 따라서 간섭현상이 국소 흐름상태에 의해서 결정된다는 저자들의 주장에는 보다 체계적인 연구결과가 뒷받침될 필요가 있다.

일반적으로 충격파와 벽면경계층의 간섭현상은 기류마하수(flow Mach number), 레이놀즈수(Reynolds number), 흐름의 blockage, 벽면의 온도(wall temperature) 등의 많은 유체역학적 변수들이 관여하고 있는 것으로 추정될 수 있으며, 아직까지 간섭현상의 상세한 메카니즘은 해명되지 않고 있다. 최근 수치계산에 의한 충격파와 경계층의 간섭흐름의 예측^(23,24)에 있어서, 간섭흐름장에 관한 수많은 정보들을 제공하고 있지만, 큰 박리영역(separation region)을 포함하는 간섭흐름장이나 충격파 후방에 새로운 충격파가 발생하는 흐름장 등에서 대해서는 실험결과와 계산결과의 큰 불일치⁽²⁵⁾가 지적되고 있다. 이 뿐만 아니라 수치계산에서 사용된 난류모델에 따라 서로 다른 결과를 나타내어⁽²⁶⁾ 충격파와 벽면경계층의 간섭현상에 적합한 난류모델에 대한 개발의 필요성이 활발하게 논의되고 있다. 이를 위해서는 충격파와 벽면의 난류경계층의 간섭현상에 관한 흐름물리가 충분히 이해될 필요가 있다.

한편 초음속 내부흐름에 대한 종래의 실험적 연구들은, 주로 사각단면,^(27,28) 혹은 원형단면을 가지는 직관^(29,30)에서 수행되었으며, 기류마하수가 비교적 큰 경우에 대하여 조사되었다. 이와 같은 직관 흐름에서는 간섭현상에 미칠수 있는 압력구배(pressure gradient)나 박리발생의 영향 등을 조사하기에는 적합하지 않다. 이러한 관점으로부터 본 연구에서는 압력구배를 가지는 내부흐름에서 발생하는 충격파와 벽면경계층의 간섭현상을 조사하기 위하여 초음속디퓨저 흐름을 선택하였다.

본 연구에서는 초음속디퓨저에서 발생하는 수직 충격파와 디퓨저벽면을 따라서 발달하는 난류경계층과의 간섭현상을 실험적으로 조사하기 위하여, 디퓨저 벽면에서 압력을 측정하였으며, 흐름장을 슈리렌법으로 관찰하였다. 실험은 저자 등⁽³¹⁾에 의해서 이전에 사용된 대기 흡입식 초음속 풍동의 측정부를 개선하여, 간섭현상을 3차원적으로 측정할 수 있도록 하였으며, 또 간섭현상에 미치는 경계층

레이놀즈수의 효과를 조사하기 위하여 측정부의 위치를 변화시킬 수 있도록 하였다. 특별히 흐름의 비정상성을 측정하기 위하여 다수의 고감도 극소형 압력센서를 설치할 수 있는 회전원판을 측정부에 삽입하였다.

여기에서는 본 실험에서 수행한 측정결과중 정상적인 간섭흐름에 대한 결과에 대하여 기술한다.

2. 실험장치 및 방법

2.1 초음속풍동

본 연구에 이용된 대기흡입식 초음속풍동(indraft type supersonic wind tunnel)에 대해서는 문헌

(31, 32)에 상세히 기술되어 있으므로 여기에서는 충격파와 경계층의 간섭현상에 미치게 되는 기류마하수, 레이놀즈수, 흐름의 Blockage의 영향 및 간섭현상의 3차원성을 조사하기 위하여, 특별히 고안된 측정부에 대하여 기술하기로 한다. Fig. 1에 나타낸 바와 같이, 실험장치는 측정부 전후에 단면이 38×60 mm인 유로를 가지는 두 직관의 위치를 측정부와 서로 교환할 수 있도록 구성되어 있으며, 따라서 측정부내의 2차원 초음속디퓨저에 유입하는 경계층의 두께를 변화시킬 수 있다. 본 실험은 측정부의 위치에 따라 3종류로 구성된다. 이하부터는 측정부+덕트+덕트의 순으로 배치되는 경우를 실험 1, 덕트+측정부+덕트 순으로 된 배치를 실험

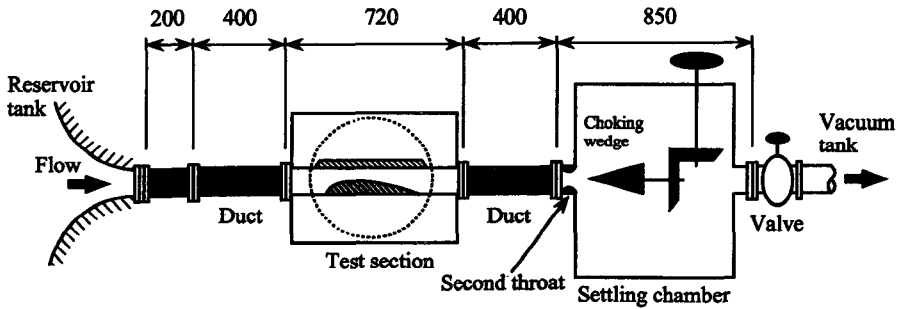


Fig. 1 Schematic diagram of indraft type wind tunnel

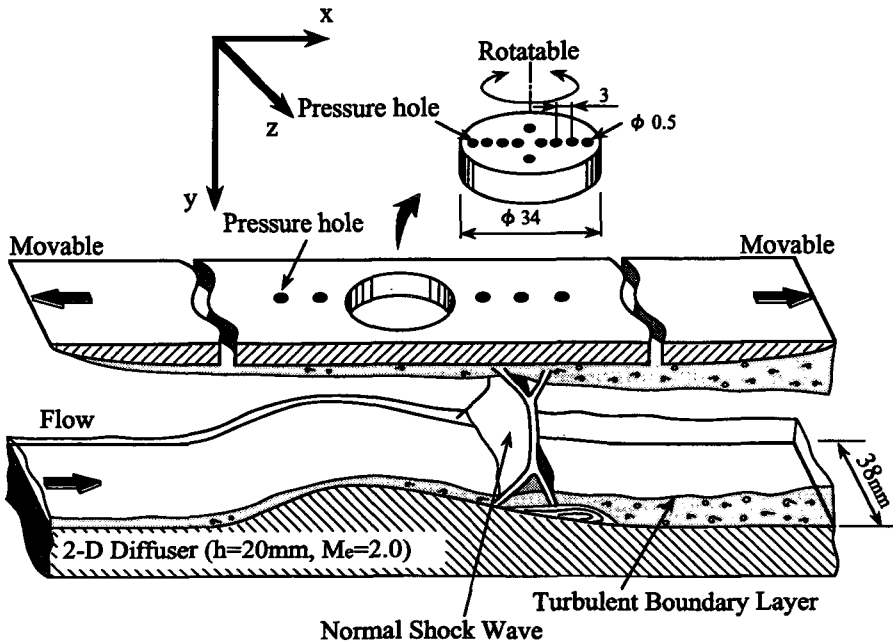


Fig. 2 Schematic diagram of interaction flow field in supersonic diffuser

2 그리고 덕트+덕트+측정부의 순으로 된 배치를 실험 3으로 정한다. 따라서 Fig. 1은 실험 2의 상태를 나타낸다. 덕트 하나의 길이는 400 mm이며, 덕트의 양단에는 덕트와 덕트, 혹은 측정부와의 연결을 위하여 플랜지가 부착되어 있다. 측정부의 하

류에는 체적이 0.15 m³인 하류정체실이 위치하며, 이 정체실 내부에는 쇠기형태의 흐름조절기(shock generator)가 있다. 실험에서는 이 흐름조절기를 전후로 이동시킴으로서, 하류정체실 입구에 설치된 제2목(second throat)의 면적을 변화시키며, 따라

Table 1 Details of two-dimensional supersonic diffuser

Xmm	Ymm	Xmm	Ymm	Xmm	Ymm
-183.00	56.00	-6.00	20.08	85.00	27.05
-170.00	55.74	-4.00	20.04	95.00	28.14
-160.00	55.17	-3.00	20.02	100.00	28.66
-150.00	54.29	-2.00	20.01	110.00	29.65
-140.00	53.09	-1.00	20.00	120.00	30.56
-130.00	51.57	0.00	20.00	130.00	31.40
-120.00	49.71	1.00	20.00	140.00	32.09
-110.00	47.53	2.00	20.01	150.00	32.71
-100.00	45.01	3.00	20.01	160.00	33.23
-90.00	42.14	5.00	20.03	170.00	33.67
-80.00	38.91	6.00	20.05	180.00	34.01
-70.00	35.31	8.00	20.09	190.00	34.29
-60.00	31.28	10.00	20.14	200.00	34.50
-50.00	27.33	12.00	20.22	205.00	34.56
-46.00	26.10	14.00	20.30	210.00	34.62
-39.00	24.18	16.00	20.38	220.00	34.69
-35.00	23.27	18.00	20.46	230.00	34.73
-30.00	22.30	20.00	20.58	240.00	34.78
-28.00	21.98	24.00	20.82	250.00	34.83
-26.00	21.67	26.00	20.94	260.00	34.88
-24.00	21.40	30.00	21.26	270.00	35.33
-22.00	21.16	34.00	21.57	280.00	37.17
-20.00	20.93	40.00	22.12	290.00	40.56
-18.00	20.74	46.00	22.71	300.00	45.75
-16.00	20.57	52.00	23.35	310.00	50.74
-14.00	20.46	58.00	24.01	320.00	53.96
-12.00	20.35	65.00	24.80	330.00	55.66
-8.00	20.14	73.00	25.70	336.18	56.00

서 초음속디퓨저의 배압(back pressure)을 조절할 수 있도록 구성되어 있다.

2.2 측정부

Fig. 2에는 측정부에 내재하는 2차원 유로를 개략적으로 나타내었다. 초음속디퓨저는 유로의 하벽에 설치되어 있으며, 상벽에는 흐름방향으로 95 mm 정도로 미끄럼이 가능한 두께 4 mm의 평판을 설치하였다. 이 가동상벽에는 다수의 정압공과 전압관 등의 측정기기를 설치함으로써, 흐름방향으로의 상태량의 변화를 측정할 수 있도록 되어 있다. 더욱이 가동상벽에는 외경 34 mm의 회전가능한 플러그(rotatable plug)가 설치되어 있으며, 그림에 나타낸 바와 같이 플러그에는 10개의 정압공(구멍의 중심으로부터 거리는 3 mm이며, 구멍의 직경은 0.5 mm이다)이 설치되어 있다. 따라서 이 플러그를 회전시킴으로써 유로의 폭방향 및 흐름방향으로 다수의 점에서 정압을 측정할 수 있다. 이 플러그는 타이밍벨트(timing belt)를 사용하여 스텝모터(stopping motor; oriental UPD5913H-B)와 연결되어 있으며, 가동상벽 역시 유사한 구조로서 다른 스텝모터와 연결되어 있다. 이들의 구동은 콘트롤러 드라이버(controller driver; Ampel PPMD-806)를 이용하였다. 또 가동상벽에서 원점의 위치결정은 엠프가 내장된 포토 마이크로센서(photomicro sensor; Omron EE-SPX30)를 사용하였으며, 0.05 mm 이하의 오차로써 위치를 결정할 수 있다. 또 회전플러그의 정도(accuracy)는 $\pm 0.18^\circ$ 이하이다. Table 1에는 본 연구에서 이용된 2차원 초음속디퓨저의 상세한 형상을 나타내었다. 이 디퓨저는 경계층의 배제두께(displacement thickness)를 고려하여 설계되었으며, 디퓨저목에서 유로의 높이는 20 mm, 디퓨저출구에서 설계마하수(design Mach number)는 2.0이다.

2.3 광학관찰 및 압력측정

Fig. 3에는 초음속디퓨저 흐름에서 발생하는 수직충격파와 난류경계층의 간섭현상을 조사하기 위하여 이용된 광학 및 압력측정 영역을 나타내었다. 또 그림의 초음속디퓨저의 형상에 대응하는 흐름방향의 거리를 나타내었다. Fig. 4에는 슈리렌 광학계를 개략적으로 나타내었다. 간섭흐름장은 슈리렌 사진과 CCD 카메라를 사용하여 동시에 기록된다. 더욱이 연속 슈리렌광원(150 W의 텅스텐램프)을

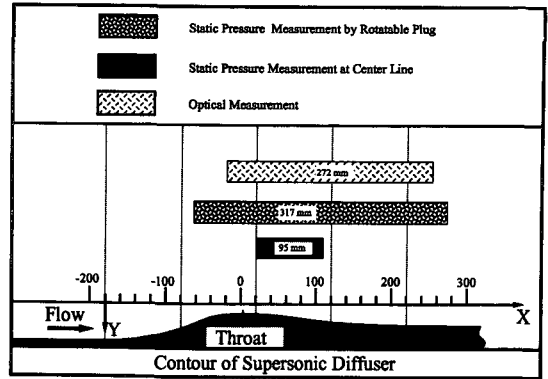


Fig. 3 Supersonic diffuser and measurement areas

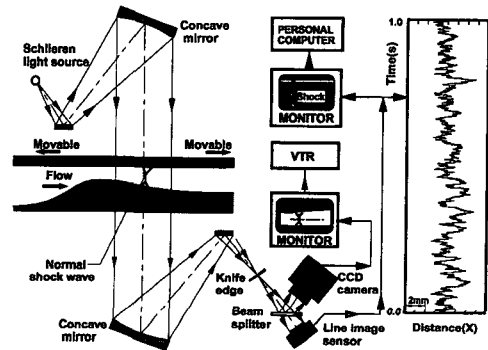


Fig. 4 Optical measurements of interaction flow field

이용하여 충격파의 진동을 계측하기 위해서 LIS(line image sensor)⁽³³⁾를 사용하였으며, LIS로부터 충격파의 순간변위에 대한 출력은 오실로스코프와 데이터 처리장치에 동시에 기록할 수 있도록 되어 있다.

한편 Fig. 2에 나타낸 정압공에는 모두 반도체형 압력센서가 취부되어 있다. 특히 회전 플러그에는 간섭현상을 효과적으로 조사하기 위하여 극소형 압력센서 Kulite XCQ-062를 설치하였으며, 그외의 정압공에는 Toyoda PMS-5H를 이용하였다. 압력센서로부터 전기적인 출력은 직류증폭기(Teac SA-59와 Toyoda AA-3004)에 의해 $\pm 10V$ 내에서 증폭시켜, A/D변환기(Canopus HYPAQ-6200, 12 Bit)에서 디지털화한 다음, 퍼스널컴퓨터에 보존되도록 되어 있다. 본 계측계에서 1회의 실험에 취할 수 있는 데이터는 최대 4 M정도이다.

2.4 실험조건

실험에서는 상류정체실 내부의 조건을 일정하게

유지하기 위하여, 대기상태의 온도 및 압력의 공기를 상대습도 $20 \pm 5\%$ 까지 제습시켜 초음속 디퓨저로 유입시킨다. 회전플러그의 각도 0° 는 흐름방향으로, 90° 는 흐름에 수직인 폭방향으로 정하였다. 광학관찰의 결과로부터 얻어지는 벽면경계층의 두께를 기준으로 한 경계층 레이놀즈수에 있어서 변화는 실험 2와 실험 3에 대하여 적용되었다. 또 디퓨저목으로부터 하류 몇몇 위치에서 측정된 경계층 내부의 속도분포에 의하면, 경계층 내부의 흐름은 1/7승의 대수법칙을 만족하는 전형적인 평형난류흐름(equilibrium turbulent flow)이었다. 그러나 벽면에 매우 근접한 부분이나 간섭영역 부근의 전압 측정치는 유선의 방향변화로 인해 상당히 큰 오차가 발생하였다. 따라서 본 연구에서 경계층의 두께는 광학관찰의 결과를 이용하였다. 구체적으로 슈리렌 광학장치의 knife edge를 횡방향으로 하여 흐름에 수직방향(Y방향)의 상세한 밀도변화를 관찰하였다. 실험에서는 디퓨저에서 발생하는 충격파를 디퓨저목으로부터 충분히 먼 하류까지 이동시킨 다음, 광학유리로부터 얻어지는 시야 전체를 초음속으로 하여 사진을 촬영하고, 이 사진을 확대경으로 확대하여 경계층의 두께를 측정한다. 이와 같이 하여 얻어진 경계층의 두께는 디퓨저목($X=0$ mm)에서 실험 1의 경우는 $\delta=0.8$ mm, 실험 2의 경우는 $\delta=1.0$ mm이었다. 또 디퓨저목으로부터 하류의 위치 $X=120$ mm에서는 각각 2.0 mm와 2.2 mm이었으며, 이 범위내에서는 거의 직선적으로 증가(즉 증가비율 $d\delta/dx=0.01$)하였다. 이와 같은 방법으로 구한 경계층두께는 경계층내의 속도분포에 의존하게 되지만, 전압관에 의한 실험결과⁽³²⁾와 거의 일치하였다.

한편 충격파 직전의 기류마하수는 흐름방향의 정압분포로부터 구하였으며, 본 실험에서는 기류마하수가 1.10으로부터 1.70까지의 범위로 비교적 약한 수직충격파를 대상으로 하였다. 또 충격파 직전의 경계층두께를 기준으로 한 경계층 레이놀즈수의 범위는 $2.20 \times 10^4 - 4.4 \times 10^4$ 이었다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 간섭흐름장의 가시화

Fig. 5에는 실험 1의 경우에 대하여, 수직충격파와 디퓨저 벽면의 난류경계층의 간섭흐름장을 가시화하였다. 이들 사진은 간섭현상에 의한 벽면경계

층의 변화를 관찰하기 위하여 슈리렌의 Knife edge를 횡방향으로 설정한 결과이다. 사진으로부터 흐름방향은 왼쪽에서 오른쪽방향이며, 각 사진의 좌측부분에는 디퓨저의 목을 표시하였다. 또 그림중의 M_1 은 수직충격파 직전의 기류마하수를 나타낸다. 그림의 $M_1=1.13$ 인 경우, 디퓨저내에 형성되는 충격파는 흐름에 대해 거의 수직이며, 충격파 직후의 흐름은 천음속 익(transonic airfoil)상의 흐름에서 흔히 관찰되는 압력교란파(pressure disturbance wave)⁽³⁴⁾가 나타난다는 것을 알 수 있다. 이것은 충격파가 매우 약하여 충격파 직후의 흐름이 거의 음속에 가깝기 때문에 발생한다. 그러나 기류마하수가 커지면 충격파는 점점 하류로 이동하여 파면의 형상이 수직으로부터 곡면으로 변화하게 된다($M_1=1.33$). 이 경우 벽면경계층은 충격파의 위치에서 박리하게 되며(사진에 나타나지 않았지만 $M_1=1.30$ 에서 경계층의 박리가 관찰되었다), $M_1=1.13$ 의 경우에 나타난 압력교란파는 더 이상 관찰되지 않는다. M_1 이 더욱 커지게 되면 충격파는 더욱 더 하류로 이동하며, 파면은 경계층과 간섭결과 현저하게 굽은 형태로 관찰된다. 이 경우 특히 충격파직후에 새로운 제2의 충격파 및 제3의 충격파가 발생한다. 이와 같은 일련의 사진으로부터 충격파분지(shock wave bifurcation)의 크기는 상벽보다도 하벽에서 크게 나타난다. 이것은 부분적으로 충격파 하류에서 발생하는 박리영역이 하벽에서 크게 나타나기 때문이다. 실제의 벽압력과 경계층의 측정으로부터 디퓨저의 상벽과 하벽에서 흐름마하수와 경계층의 두께는 거의 같았다. 따라서 간섭형태는 간섭영역에서 벽면형상에도 크게 영향 받는 것으로 이해할 수 있다.

이와 같이 기류마하수의 변화에 따른 간섭흐름장의 변화는 실험 2와 3에서도 정성적으로 같은 경향을 나타내었다. 일반적으로 충격파와 난류경계층의 자유간섭(free interaction)의 개념⁽¹⁾에 따르면, 충격파의 역압력구배로 인한 경계층의 박리발생은 경계층의 두께나 경계층 레이놀즈수 및 벽면의 형상 등에는 의존하지 않고, 충격파 직전의 기류마하수만에 의존하며, 박리발생의 임계마하수(M_1)는 약 1.30 정도이다. 이것은 본 연구의 가시화결과와 잘 일치한다. 그러나 선두충격파의 하류에서 흐름장은 발생된 박리영역의 크기 및 재부착 등과 관련되기 때문에 경계층의 두께나 경계층 레이놀즈수에 따라 현저하게 달라진다는 것을 실험 2와 실험 3의 결과

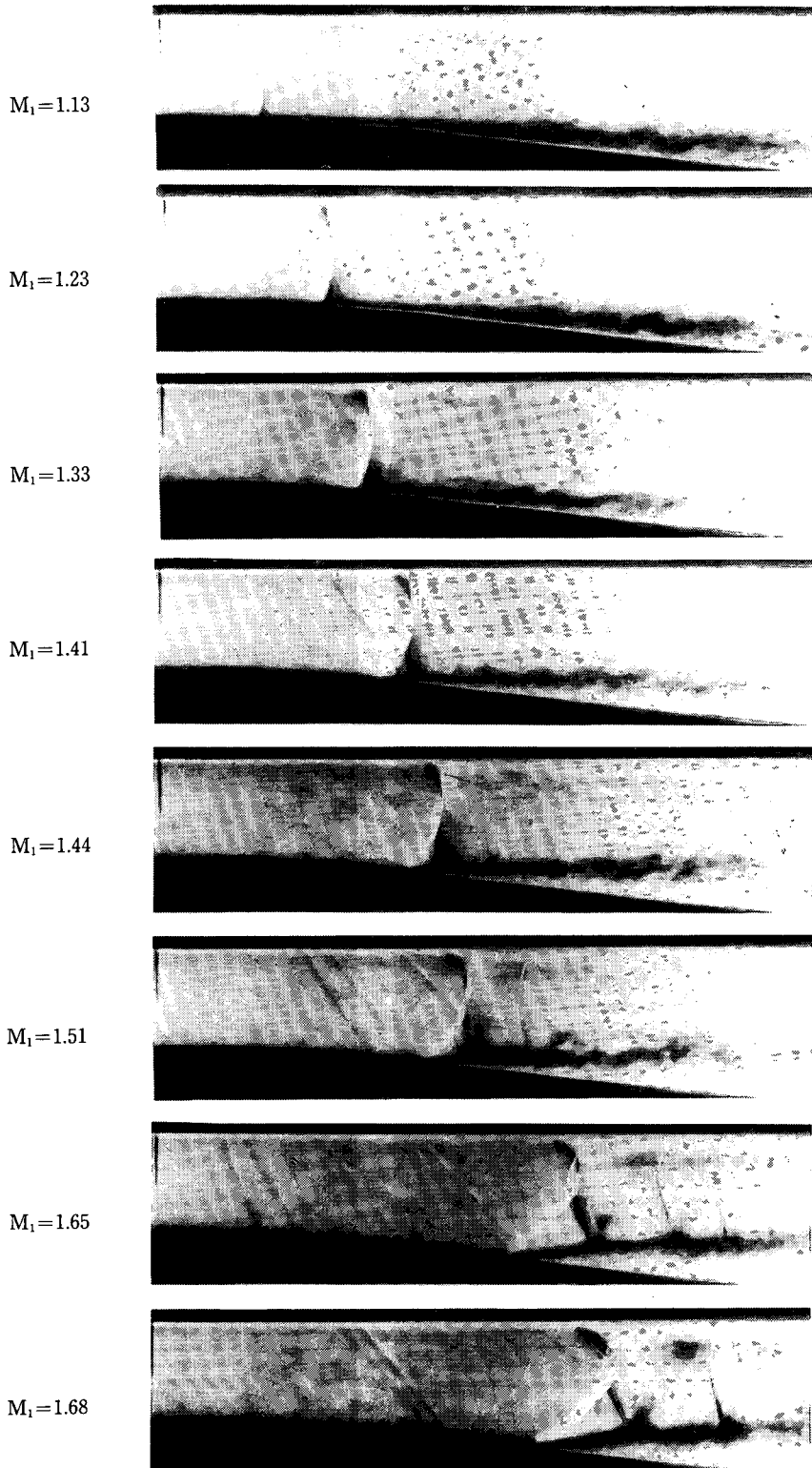


Fig. 5 Schlieren photographs showing interaction flow field

들로부터 알 수 있었다.

3.2 중심축상의 정압분포

Fig. 6(a, b)에는 앞절에서 기술한 간섭흐름장에 대하여 디퓨저의 중심축선 상에서 측정한 정압분포를 나타내었다. 그림의 횡축은 디퓨저의 목을 원점으로 하는 흐름방향의 차원거리를, 종축은 상류정체실 압력(대기압, P_0)으로 무차원화한 국소정압을 나타낸다. 그림은 비교를 위해서 각각의 마하수에 대해서 정압분포를 종축방향으로 0.1씩 늘여서 표시하였다. 실험한 모든 경우에 대하여, 무차원정압(P/P_0)은 처음에는 흐름방향의 거리 X 의 증가에 따라 단조롭게 감소하지만, 어느 최소값에 달한 후 충격파의 위치에서부터 급격하게 상승하게 된다. 따라서 디퓨저내의 흐름은 디퓨저목에서 음속에 달하여, 목의 하류쪽으로 갈수록 가속되지만, 배압의 효과에 의해 발생하는 충격파에 의하여 아음속으로 감속되어 압력을 회복하게 된다. 그림의 (a)와 (b)로부터 기류마하수가 크게 되면 흐름은 충격파 직후에서 약간 팽창(post-shock expansion)한다는 것을 알 수 있다. 기류마하수가 더욱더 크

게 됨에 따라 팽창의 정도는 강해지게 되며, 결국에는 선두충격파 하류에서 흐름은 팽창과 압축을 반복해가면서 감속된다는 것을 알 수 있다. 이러한 사실은 Fig. 5의 가시화사진으로부터 관찰된 바와 같이, 기류마하수가 크게 되는 경우 디퓨저내에서 발생하는 충격파와 난류경계층의 간섭형태는 외부 흐름에서는 관찰되지 않는 의사충격파(pseudo-shock waves)로 천이한다는 것을 알 수 있다. 저자들은 최근 이와 같은 단일충격파와 경계층의 간섭형태로부터 복수의 충격파와 경계층의 간섭형태 즉 의사충격파로의 천이⁽³⁵⁾를 Post-shock expansion현상⁽³²⁾으로서 설명하고 있으나, 아직까지 이에 대한 많은 미해결점들이 남아있다.

3.3 충격파에 의한 압력상승

Fig. 7에는 중심축선상의 정압분포로부터 얻어진 충격파에 의한 압력상승을 기류마하수에 대하여 나타내었다. 그림중의 실선은 일차원 비점성이론에 의한 이론선이며, 점선은 초음속흐름이 약한 압축파에 의해 등엔트로피적으로 감속된다고 가정하여 얻어지는 음속점의 궤적을 나타낸다. 또 그림중의

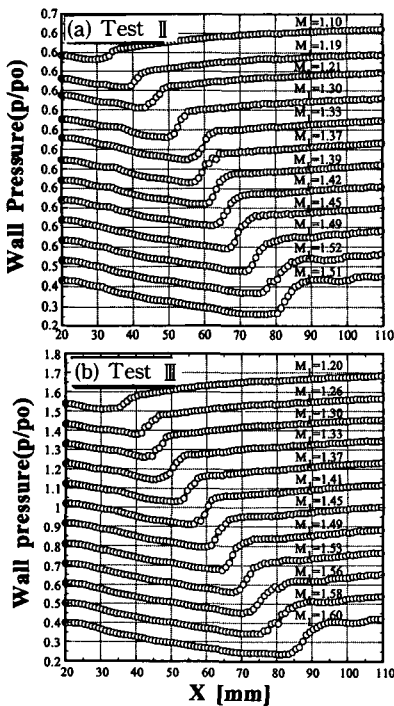


Fig. 6 Streamwise wall pressure distribution on diffuser center line

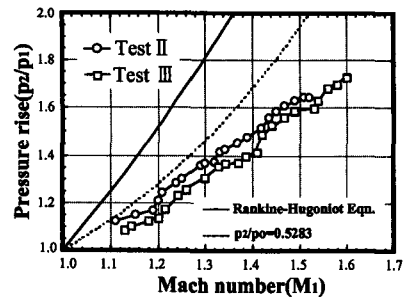


Fig. 7 Wall pressure rise due to shock wave on diffuser center line

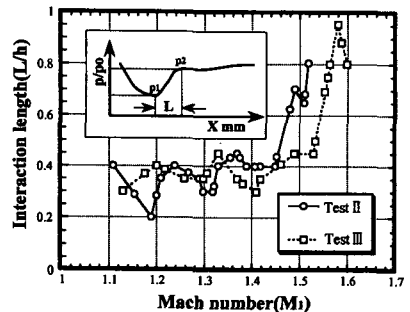


Fig. 8 Variation of interaction length with flow Mach number

○와 □는 각각 실험 2와 실험 3의 실험점이다. 그림으로부터 충격파에 의한 압축을 나타내는 실험점들은 기류마하수가 비교적 작은 경우에는 음속선에 가깝다. 이것은 앞의 가시화사진의 압력교란파에서 관찰된 바와 같이, 충격파 배후의 흐름이 거의 음속에 가까운 상태라는 것을 의미한다. 그러나 기류마하수가 커지게 되면, 충격파는 경계층과 강하게 간섭하여 분지하고, 박리한다. 이때 흐름장은 기류마하수가 작은 경우와는 현저하게 다르게 실험점은 점점 음속선으로부터 멀어져간다는 것을 알 수 있다.

한편 실험 2는 실험 3에 비교하여 간섭직전의 경계층두께가 상대적으로 얇은 경우이지만, 충격파에 의한 압력상승의 정도는 실험 2가 상대적으로 높다. 만일 비점성이론과 같이 극단적으로 흐름경계층의 존재가 무시된다면, 충격파로 인한 압력상승은 주어지는 기류마하수에 대하여 Rankine-Hugoniot식에 의한 이론값과 같아질 것이다. 그러나 경계층의 존재는 충격파와 상호간섭을 일으켜, 충격파의 파면을 변형시키고 파면내부의 강한 확산작용을 통하여 불연속이 아닌 연속적인 압력상승을 유발시키게 된다. Fig. 8에는 충격파 직전의 최저 압력점으로부터 충격파에 의한 압력상승점까지의 거리(이하에서 간섭영역의 길이로 정의⁽³⁶⁾한다)를 기류마하수에 대하여 나타내었다. 여기에서 압력상승점 P2는 기류마하수가 작은 경우에는 정의하기 어렵기 때문에 약간의 오차가 발생할 수 있지만, 마하수가 큰 경우에는 Post-shock expansion이 존재하기 때문에 정의하기가 비교적 쉽다. 그림으로부터 기류마하수가 증가함에 따라 간섭영역의 길이는 늘어나거나 줄어들거나 하면서 서서히 증가하지만, 마하수가 1.45 이상으로 되면(실험 2의 경우), 급격하게 증가한다는 것을 알 수 있다. 이와같이 간섭영역의 길이에 있어서 일련의 변화는 실험 3에서도 같은 경향을 보였지만, 간섭영역의 길이가 급격히 증가하는 기류마하수에 대해서는 약간의 차이가 발견되었다. 일반적으로 같은 기류마하수(충격파의 강도가 같음)에 대해서 경계층이 두꺼워질수록 간섭영역의 길이는 길어지지만,⁽³⁶⁾ 본 실험에서는 그의 차이가 분명히 나타나지 않았다. 이것은 부분적으로 본 실험에서 적용된 경계층의 두께변화가 그다지 크지 않거나 혹은 실험에서 오차로 생각될 수 있다. 또는 본 연구에서와 같은 내부흐름에서 발생할 수 있는 물리적 현상의 가능성도 배제할

수 없어 더욱더 면밀한 실험이 요구된다.

Fig. 9에는 실험 2와 실험 3의 경우 충격파에 의한 압력상승의 구배를 기류마하수에 대하여 나타내었다. 그림의 종축의 압력구배는 디퓨저목의 높이 h 와 간섭영역의 길이 L 로 무차원화한 값을 나타내며, 이 값이 클수록 충격파는 일차원 비점성이론에 의한 값에 가깝게 되며, 작을수록 간섭의 정도가 강해진다는 것으로 이해할 수 있다. 그림으로부터 충격파에 의한 압력상승은 기류마하수가 1.30~1.40인 값을 경계로 서로 다른 경향을 나타내고 있다. 즉, 실험 2의 경우에 대해서 기류마하수가 약 1.30이하의 영역에서는 마하수의 증가에 따라 압력구배의 값은 증가하지만 약 1.40보다 큰 영역에서는 반대의 경향을 나타내고 있다. 또 마하수가 약 1.50을 넘게 되면 그의 구배는 다시 증가한다. 이와 같은 경향은 그의 경계값에 있어서 약간의 차이가 있지만 실험 3의 경우에도 거의 같았다. 따라서 본 실험의 초음속디퓨저에서 발생하는 수직충격파와 벽면의 난류경계층과의 간섭현상을 세가지 형태로 구분할 수 있다. 즉, 기류마하수가 1.30이하인 범위에 대해서 간섭현상은 천음속 특유의 거동, 즉 천음속간섭(transonic interaction)을 나타내며, 1.30으로부터 1.50까지의 범위에 대해서는 약한 간섭(weak interaction), 1.50이상에 대해서는 강한 간섭(strong interaction)으로 생각할 수 있다. 흐름방향의 정압분포로부터, 약한 간섭의 범위에 대해서는 기류마하수가 증가할수록 충격파 직후에 나타나는 팽창이 점점 강하게 되며, 강한 간섭의 범위에 대해서 충격파 직후의 흐름은 팽창과 압축을 반복하면서 감속하는, 즉 의사충격파의 영역⁽³⁷⁾으로 생각된다.

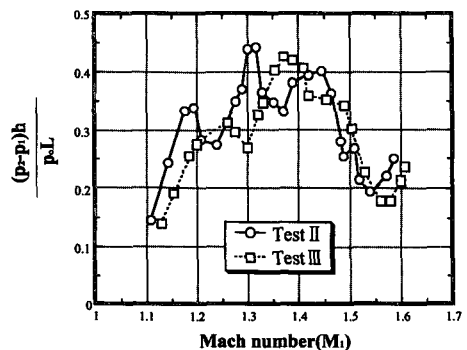


Fig. 9 Variation of non-dimensional pressure gradient with flow Mach number

Fig. 10에는 실험 2와 실험 3에 대해서 충격파의 압력상승을 충격파 직전의 위치에서 측정한 경계층 두께를 근거로 한 경계층 레이놀즈수에 대하여 나타내었다. 본 연구에서와 같은 디퓨저흐름에서 단위 레이놀즈수는 거의 흐름방향으로 변화하지 않기 때문에 경계층 레이놀즈수에 있어서 증가하는 경계층의 두께에 거의 비례하는 것으로 되며, 충격파 직전의 기류마하수에 도 거의 비례한다.⁽³²⁾ 따라서 그림의 실험값들은 경계층 레이놀즈수가 클수록 기류마하수가 커진다는 것에 주목할 필요가 있다. 그림으로부터 충격파의 압력상승은 경계층 레이놀즈수의 증가에 따라 증가하게 되지만, 경계층 레이놀즈수가 같은 경우 압력상승은 기류마하수가 클수록 크게 나타난다. 이것은 간섭현상에 미치는 경계층의 확산효과보다도 유체의 압축성, 즉 충격파 자신의 강도가 강하게 영향을 미치기 때문이라고 생각된다. 한편 실험 2와 실험 3에 대하여 같은 압력상승을 이루는 경계층 레이놀즈수는 서로 다르다. 따라서 충격파에 의한 압력상승은 기류마하수와 경계층 레이놀즈수에 영향을 받는다. 따라서 본 연구에서와 같은 내부흐름에서 이들의 영향을 구분하기 위해서는, 주어진 마하수에 대해서 독립적으로 경계층 레이놀즈수를 변화시킬 수 있는 실험 혹은 반대의 실험이 필요하다.

3.4 충격파의 분지 및 의사충격파

수직충격파와 벽면의 난류경계층과의 간섭으로 인한 충격파 분지점의 높이 h_b 를 기류마하수에 대해서 Fig. 11에 나타내었다. 분지점의 높이는 디퓨저목의 높이 h 로 무차원화하였다. 그림으로부터 분지점의 높이는 기류마하수에 선형적으로 비례하

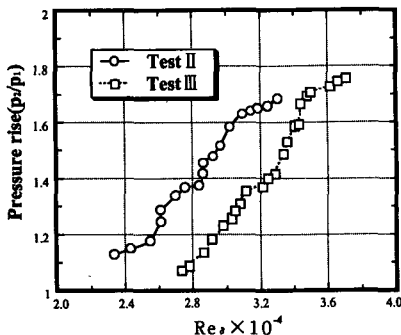


Fig. 10 Variation of wall pressure rise with boundary layer Reynolds number

며, 충격파의 분지는 기류마하수가 1.30을 넘게 되면 발생하는 것으로 나타난다. 따라서 충격파의 분지는 경계층의 박리와 관련된다는 것을 알 수 있다. 이와같은 경향은 실험 2와 실험 3의 두 경우에 대해 정성적 정량적으로 같으며, 따라서 충격파의 분지나 충격파에 의한 경계층박리(shock-induced separation)는 비점성적인 메카니즘에 의해서 결정되는 것으로 생각할 수 있다. 한편 그림중에 표시한 바와 같이 그림의 우측 종축은 선두충격파의 분지의 길이 l_b 를 분지높이 h_b 에 대하여 나타내었다. 실험 2와 실험 3의 두 경우에 대하여, 충격파의 분지의 길이는 분지높이에 비례하며, $h_b/h = l_b/h + 0.05$ 의 직선으로 근사된다는 것을 알 수 있다. 따라서 벽면 경계층과 간섭하는 선두충격파의 구조

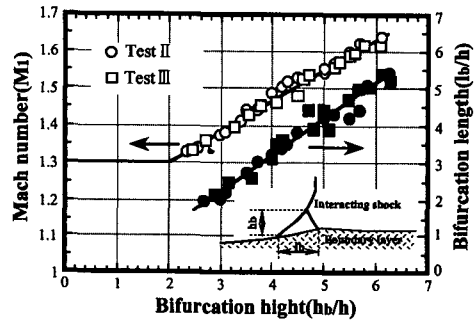


Fig. 11 Height and length of shock wave bifurcation

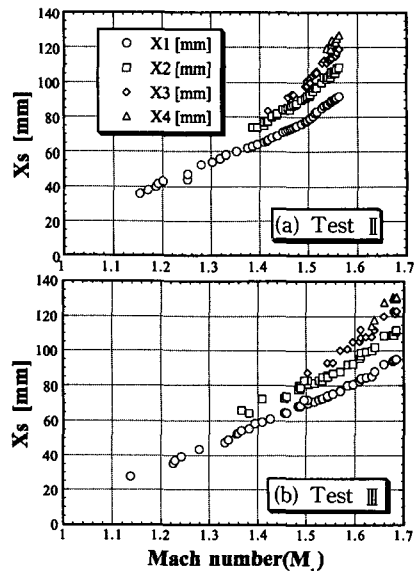


Fig. 12 Variation of shock wave position with flow Mach number

는 기류마하수에 따라 거의 상사형으로 된다는 것을 알 수 있다. Fig. 12(a, b)에는 실험 2와 실험 3의 두경우에 대해서 흐름장의 가시화사진으로부터 구한 충격파의 위치를 기류마하수에 대하여 나타내었다. 이들 위치는 충격파의 수직부분을 구하기 위하여 상벽으로부터 10 mm 떨어진 위치에서 측정하였다. 또 그림중의 실험값 \circ , \square , \diamond , \triangle 는 각각 선두충격파, 제2, 제3 및 제4충격파의 위치를 나타낸다. 그림(a)에서 기류마하수가 증가할수록 충격파는 하류로 이동하며, 마하수가 1.38 정도되면 제2충격파가 발생하고, 1.42에서 제3충격파가 발생, 1.54에서 제4충격파가 발생한다. 그림(b)에서는 1.36에서 제2충격파, 1.50에서 제3충격파, 1.63에서 제4충격파가 발생한다는 것을 관찰할 수 있다. 이들 실험값으로부터 경계층이 두꺼워질수록 제2충격파는 상대적으로 약한 마하수에서 발생하며, 제2충격파와 제3충격파, 제4충격파간의 거리는 길어진다는 것을 알 수 있다.

3.5 Span방향의 정압분포

Fig. 13(a, b)에는 실험 2와 실험 3의 약한 간섭

에 대하여, 회전플러그의 각도를 90°로 하여 측정 한 흐름방향의 정압분포를 나타내었다. Span방향으로의 정압은 디퓨저의 반폭(half-span)으로 무차원화한 거리 Z/b 가 0.08부터 0.55까지의 범위에 대하여 표시하였다. 본 실험에서는 압력센서를 측벽에 가까운 부분까지 접근시키는데 어려움과 실험값의 오차 등으로 인하여, 유로중심 부분에서 간섭 형태의 3차원성을 조사하였다. 그림에서 기류마하수는 디퓨저의 중심축에 가장 가까운 $Z/b=0.08$ 의 위치에서 측정 한 압력분포로부터 계산한 값이다. 그림(a)는 충격파 직전의 기류마하수가 1.21이며, 천음속간섭에 대한 압력분포를 나타낸다. Span방향에서 압력분포는 충격파직후에서 약간의 변화가 관찰되고 있지만, 정성적으로 유사한 경향을 나타낸다. 실험 3을 나타내는 그림(b)에서도 Span방향으로 뚜렷한 변화는 관찰되지 않는다. 따라서 디퓨저내의 천음속 간섭현상은 2차원적이라는 것을 알 수 있다. 한편 약한 간섭현상을 나타내는 Fig. 14(a, b)에서는 충격파 직후에 팽창영역이 나타나고 있으며, 중심축 부분에서 Post-shock expansion이 보다 강하게 나타난다는 것을 관찰할 수 있다. 이

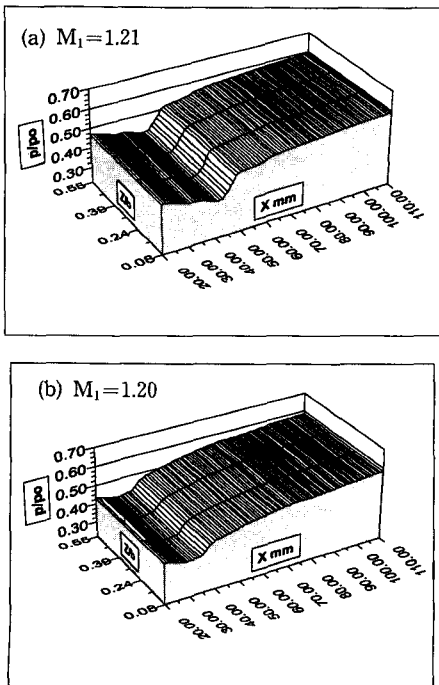


Fig. 13 Static pressure distribution on diffuser top wall (a : Experiment 2, b : Experiment 3)

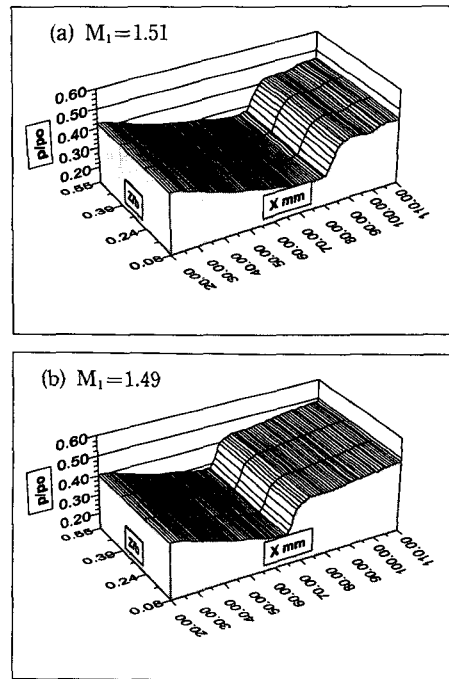


Fig. 14 Static pressure distribution on diffuser top wall (a : Experiment 2, b : Experiment 3)

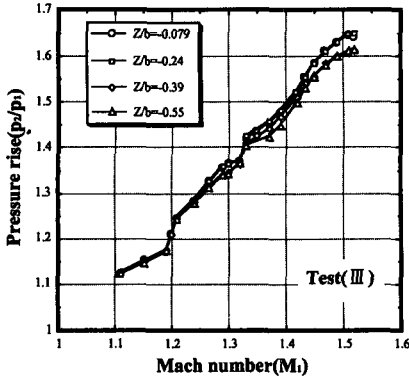


Fig. 15 Comparison of spanwise wall pressure rise due to shock wave

것은 외부흐름과는 다른 내부흐름 특유의 Blockage 효과⁽³⁰⁾(내부흐름에서 충격파의 존재는 벽면을 따라 발생하는 경계층에 강한 역압력구배를 제공하여, 경계층의 배제두께가 상당히 증가하게 된다. 따라서 흐름의 유효단면적이 좁아진다. 이것을 흐름에 대한 Blockage 효과라고 한다) 때문에 발생한다.

Fig. 15는 실험 3의 경우 충격파에 의한 압력상승의 Span 방향의 변화를 나타낸다. 기류마하수가 작은 경우, 즉 천음속 간섭의 경우에 대하여 Span 방향의 압력상승은 거의 변화하지 않는다. 그러나 약한 간섭에 대해서는 중심축에 가까운 부분에서의 압력상승이 다른 부분에 비해 약간 높다. 따라서 앞에서 기술한 Post-shock expansion은 압력상승이 큰 부분에서 강하게 나타난다는 것을 의미한다. 이것은 충격파 배후의 흐름은 충격파에 의한 역압력구배로 인하여 경계층이 급격하게 성장하여 흐름의 Blockage가 형성되며, 이 때문에 흐름의 축류 효과가 발생하여 충격파 배후의 가속영역이 발생하는 것으로 이해할 수 있다. 한편 기류마하수가 큰 강한 간섭에서는 중심축 부근에서 압력상승과 Post-shock expansion은 다른 부분에 비해 상당히 강하게 나타난다는 것을 알 수 있다. 따라서 기류마하수가 강할수록 충격파와 경계층과의 간섭은 강하게 되어 흐름장의 3차원성이 뚜렷하게 나타나게 된다.

4. 결 론

초음속디퓨저에서 발생하는 수직충격파와 디퓨저

벽면의 난류경계층의 간섭현상을 조사하기 위하여, 대기흡입식 초음속풍동을 사용하여 실험을 수행하였다. 실험은 디퓨저벽면의 다수의 지점에서 정압을 측정하였으며, 흐름장의 광학관찰을 수행하였다. 본 연구에서 얻어진 결과는 다음과 같이 요약된다.

(1) 초음속디퓨저에서 발생하는 수직충격파와 벽면의 난류경계층과의 간섭은 기류마하수에 따라 천음속 간섭, 약한 간섭 및 강한 간섭의 세 형태로 구분할 수 있다. 약한 간섭영역에서는 기류마하수가 증가할수록 충격파배후에서 발생하는 흐름팽창이 강하게 나타나며, 기류마하수가 더욱 큰 강한 간섭영역에서는 의사충격파가 발생한다.

(2) 기류마하수가 같은 경우, 충격파에 의한 압력상승은 경계층의 두께가 얇아질수록 크게 되지만, 같은 경계층 레이놀즈수에 대해서 압력상승은 기류마하수가 클수록 크게 된다.

(3) 약한 간섭영역이나 강한 간섭영역에서 발생하는 압력상승은 디퓨저의 중심축 부분이 강하며, 충격파 배후에서 일어나는 흐름의 팽창 역시 중심축 부분이 강하다.

(4) 초음속디퓨저에서 발생하는 수직충격파와 난류경계층의 간섭흐름장은 기류마하수가 강할수록 3차원성이 강해지며, 기류마하수가 약한 경우(천음속간섭)에 간섭흐름장은 2차원적이다.

참고문헌

- (1) Chapman, D. R., Kuehn, D. M. and Larson, H. K., 1959, "Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Stream with Emphasis on the Effect of Transition," *NACA TN. 3869*.
- (2) Kuehn, D. M., 1959, "Experimental Investigation of the Pressure Rise Required for the Incipient Separation of Turbulent Boundary Layers in Two-Dimensional Supersonic Flow," *NACA Memo 1-21-59A*.
- (3) Ackeret, J., Feldman, F. and Rott, N., 1947, "Investigations of Compressible Shocks and Boundary Layers in Gases Moving at High Speed," *NACA TM 1113*.
- (4) Seddon, J. and Haverty, L., 1954, "Experiments at Mach Number from 0.5 to 1.8 on Side Intakes of Normal-Shock Type Without Boundary

- Layer Control(PartI), *RAE TN 2329*.
- (5) Kistler, A. L., 1964, "Fluctuating Wall Pressure under a Separated Supersonic Flow," *Journal Acoust. Soc. Amer.*, Vol. 36, No. 3, pp. 543.
- (6) Dailey, C. L., 1955, Supersonic Diffuser Instability," *Journal Aerospace Sci.*, Vol. 22, pp. 733.
- (7) Pearcey, H. H., 1955, "Some Effects of Shock-Induced Separation of Turbulent Boundary-Layer in Transonic Flow past Airfoils," *ARC R&M 3108*.
- (8) Mabey, D. G., 1984, "A Review of Some Research in Time-Dependent Aerodynamics," *Aeronautical Journal*, Vol. 2, pp. 23.
- (9) 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.
- (10) Dolling, D. S. and Murphy, M. T., 1983, "Unsteadiness of the Separation Shock Wave Structure in a Supersonic Compression Ramp Flow Field," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 9, pp. 1628.
- (11) Zukoski, E. E., 1967, "Turbulent Boundary-Layer Separation in front of a Forward Facing Step," *AIAA Journal*, Vol. 15, No. 10, pp. 1746.
- (12) Bogdonoff, S. M. and Kepler, C. E., 1955, "Separation of a Supersonic Turbulent Boundary Layers," *Journal Aerospace Sci.*, Vol. 22, pp. 414.
- (13) Weinbaum, S., 1966, "Rapid Expansion of a Supersonic Boundary Layer and Its Application to the Near Wake," *AIAA Journal*, Vol. 4, No. 2, pp. 217.
- (14) Wick, R. S., 1953, "The Effect of Boundary Layer on Sonic Flow Through an Abrupt Cross-Sectional Area Change," *Journal Aeronautical Sci.*, Vol. 20, pp. 675.
- (15) Neumann, E. P. and Lustwerk, F., 1949, "Supersonic Diffuser for Wind Tunnels," *Journal Applied Mech.*, Vol. 16, No. 2, pp. 195.
- (16) Lukasiewicz, J., 1953, "Diffusers for Supersonic Wind Tunnels," *Journal Aerospace Sci.*, Vol. 20, No. 9, pp. 617.
- (17) Holder, D. W., 1961, "On the Effect of Shock-Induced Turbulent Separation on the Shock-Wave Position in a Nozzle," *Journal Royal Aeronautical Soc.*, Vol. 65.
- (18) Seddon, J., 1966, "Boundary Layer Interaction Effects with Particular Reference to Those Designed for Dual Subsonic and Supersonic Performance," *ARC R&M 28368*.
- (19) Wong, W. F., 1974, "The Application of Boundary Layer Suction to Suppress Strong Shock-Induced Separation in Supersonic Inlets," *AIAA Paper No. 74-1068*.
- (20) Addy, A. L., Morris, M. J. and Dutton, J. C., 1985, "An Investigation of Compressible Flow Characteristics of Butterfly Valves," *ASME Journal of Fluids Engineering*, Vol. 107, No. 4, pp. 512.
- (21) Benedict, R. P., 1980, *Fundamentals of Pipe Flow*, John Wiley & Sons, New York.
- (22) Kim, H. D., Hong, J. W. and Matsuo, K., 1992, "Criterion of Turbulent Boundary Layer Separation Induced by Shock-Wave," *The 70'th JSME Fall Annual Meeting*, Vol. C, p. 91 (In Japanese).
- (23) Mateer, G. G. and Viegas, J. R., 1979, "Effect of Mach and Reynolds Numbers on a Normal Shock-Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction," *AIAA Paper No. 79-1502*.
- (24) Le Balleur, J. C., Peyret, R. and Viviand, H., 1990, "Numerical Studies in High Reynolds Number Aerodynamics," *Computers and Fluids*, Vol. 8, No. 1.
- (25) Edwards, D. E., Carter, J. E. and Hafez, M. M., 1986, "Viscous-Inviscid Analysis of Transonic Shock-Induced Separation Including Normal Pressure Gradients," *AIAA Journal*, Vol. 24, No. 5.
- (26) Viegas, 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.
- (27) Sugiyama, H., Takeda, H., Zhang, J., Sekiyama, M. and Yamagishi, H., 1988, "Locations and Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Waves in a Straight Rectangular Duct(2'nd

- Report, Spectral Analysis of Wall Pressure Fluctuations in Pseudo-Shock Waves)" *Transactions JSME*, B. 53-490 (In Japanese).
- (28) Blosch, E., Carroll, B. F. and Morris, M. J., 1993, "Numerical Simulation of Confined Transonic Normal Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interactions," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 12, pp. 2241.
- (29) Om, D., Childs, M. E. and Viegas, J. R., 1985, "An Experimental Investigation and a Numerical Prediction of a Transonic Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 5, pp. 707.
- (30) Om, D. and Childs, M. E., 1983, "An Experimental Investigation of Multiple Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions in a Circular Duct," *AIAA Paper No. 83-1744*.
- (31) Matsuo, K. and Kim, H. D., 1993, "Normal Shock Wave Oscillations in Supersonic Diffusers," *An International Journal Shock Wave*, Vol. 3, pp. 25.
- (32) Matsuo, K. and Kim, H. D., 1993, "Post-Shock Expansion Phenomenon Caused by Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction," *JSME International Journal*, Vol. 36, No. 4, pp. 540.
- (33) Matsuo, K. and Kim, H. D., 1992, "Measurement of Oscillating Shock Wave in Supersonic Nozzles," *The 6'th International Symposium on Flow Visualization 1992*, Yokohama, Japan.
- (34) Inger, G. R., 1984, "The Modular Application of a Shock/Boundary Layer Interaction Solution to Supercritical Viscous-Inviscid Flow Field Analysis," *Computational Methods in Viscous Flow*, Vol. 3.
- (35) Matsuo, K., 1987, *On the Pseudo-Shock Waves*, なかれ, Vol. 6, pp. 308.
- (36) Green, J. E., 1970, "Interactions Between Shock Waves and Turbulent Boundary Layers," *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 11, Pergamon Press, New York, pp. 235.
- (37) Carroll, B. F. and Dutton, J. C., 1992, "Multiple Normal Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 8, No. 2, pp. 441.