

# 수직 다공벽을 이용한 초음속 공동 압력진동의 피동제어

강민성\* · 권준경\* · 김희동\*\* · Toshiaki Setoguchi\*\*\*

## Passive Control of the Supersonic Cavity Pressure Oscillations Using Porous Vertical Barrier

Min Sung Kang\* · Joon Kyeong Kwon\* · Heuy Dong Kim\*\* · Toshiaki Setoguchi\*\*\*

### ABSTRACT

A computational study has been performed out to evaluate the effect of a vertical porous barrier on the pressure oscillations in a supersonic cavity. The porous barriers with different perforations were vertically installed into a rectangular cavity at Mach numbers 1.50, 1.83 and 2.50. TVD finite difference MUSCL scheme was employed to solve the two-dimensional, unsteady, compressible Navier-Stokes equations. The present vertical porous barrier considerably altered the characteristics of the time-dependent shear layers that occur at the upstream edge of cavity and remarkably reduced the pressure oscillations inside the supersonic cavity. The present results showed that the effectiveness of passive control using the present porous vertical barrier is dependent on Mach number and the perforation of the porous barrier.

### 초 록

본 논문에서는 초음속 공동유동에서 발생하는 압력진동에 미치는 수직 다공벽의 영향을 조사하기 위하여 수치해석적 연구를 수행하였다. 본 연구에서는 2차원 사각공동내부에 수직다공벽을 설치하여, 기류 마하수를 1.50, 1.83, 2.50로 변화시켰으며, 다공벽의 기공율을 변화시켰다. 수치계산에서는 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식을 수치적으로 풀기 위하여, TVD 유한 차분 MUSCL법을 사용하였다. 본 수치계산 결과에 의하면, 본 연구에서 적용된 수직 다공벽은 공동 상류단에 발생하는 비정상 전단층의 특성을 상당히 변화시켰으며, 공동내부에서 발생하는 압력진동을 크게 줄이는 것으로 알려졌다. 이와 같은 수직다공벽을 이용한 피동제어 효과는 기류마하수 그리고 다공벽의 기공율에 의존하는 것으로 나타났다.

Key Words: Compressible Flow(압축성 유체), Supersonic Cavity(초음속 공동), Pressure Oscillation(압력진동), Passive Control(피동 제어), Shock Wave(충격파)

† 2009년 3월 6일 접수 ~ 2009년 6월 4일 심사완료

\* 학생회원, 안동대학교 기계공학과

\*\* 종신회원, 안동대학교 기계공학부

\*\*\* 일본사가대학교 기계공학과

연락처, E-mail: kimhd@andong.ac.kr

### 1. 서 론

최근 항공우주분야의 기술력 확보가 국가적인

주요과제로 부각되면서, 초음속 비행체 표면에 설치된 공동주위에서 발생하는 복잡한 물리현상들이 국내에서도 꾸준히 연구되어오고 있다. 초음속 공동은 유체역학적으로 매우 단순한 형태이지만, 공동 내부에서 발생하는 유동은 매우 복잡한 특성을 가지게 된다. 이러한 초음속 공동유동에서는 공동 내부에서 발생하는 복잡한 와류유동으로 인하여 강력한 압력진동이 발생하여 유동장의 소음진동은 물론 피로파괴를 유발하는 주요한 원인으로 되어, 종래 이에 관한 많은 연구가 수행되어 왔다 [1-6]. 이들 연구에 의하면, 공동내부의 유동은 기류마하수, 레이놀즈수, 그리고 공동의 형상 등에 큰 영향을 받는 것으로 알려져 있다.

초음속 공동의 긍정적인 효과의 예로, 내부에 안정된 와의 구조를 가지는 형태로 공동이 설계되면 마찰항력(friction drag)이 감소하여 항공기익(airfoil)의 항력을 저감시키는 도구로 사용될 수 있다. 또한, 추진시스템의 초음속 공기 흡입구(supersonic air-intake)에서 효율을 높이기 위하여 적용된 공동은, 초음속 압축의 최종단계에서 발생하는 수직충격파로 인하여 발생하는 문제점을 줄이게 된다. 그러나 일반적으로 초음속 공동 내부에서 발생하는 압력진동은 비행체의 안정적인 운전을 방해거나 전체 시스템의 성능을 저하시키는 주요 원인이 될 수 있으므로, 이를 효과적으로 저감시키기 위한 방안을 마련한 필요가 있다.

종래 초음속 공동내부에서 발생하는 압력진동을 제어하기 위하여 많은 연구가 수행되어 왔다 [4-8]. Heller & Bliss[4]는 초음속 공동내부에서 발생하는 압력진동을 경감시키기 위한 방법으로, 공동 하류단의 형상을 여러 형태로 변화시켰다. 또 Shaw등[5]은 위의 Heller & Bliss의 연구에 추가하여, 공동 상류단을 톱니와 같은 형태로 변화시켜, 실험을 수행하였다. 그 결과 초음속 공동내부에서 발생하는 압력진동은 공동 하류단의 형상에는 크게 의존하였으나, 상류단의 형태에는 크게 영향을 받지 않는 것으로 보고하였다. 또 Jeng & Payne[6]는 초음속 공동의 하류단벽을

다공벽으로 변경하여, 압력진동에 대한 피동제어의 효과를 수치해석적 연구하였다. 또 최근 Lee 등[7]은 초음속 공동내부에서 발생하는 압력진동의 제어법에 대한 종래 연구를 체계적으로 정리하여, 여러 방법들에 대한 제어효과를 분석하였으며, 초음속 공동의 상류벽에 작은 Sub-Cavity를 적용하는 새로운 피동제어법을 연구하였다. 그 결과 Sub-Cavity의 체적과 형상에 따라 압력진동이 상당히 경감된다는 것을 확인하였다. 또 Setoguchi등[8]은 마하수가 1.83인 경우, 초음속 공동의 상류단벽에 다공벽을 설치하여 압력진동의 저감효과를 조사하였으나, 공학적응용에서 매우 중요한 자료가 될 수 있는 기류마하수와 다공벽의 형상 등의 효과에 대해서는 상세하게 조사하지 않았다.

본 연구는 초음속 공동유동에서 발생하는 압력진동을 저감하기 위한 새로운 방법으로, 공동의 상류단에 다공벽을 설치하였으며, 다공벽의 기공율을 변화시켰다. 또 피동제어에 대한 기류마하수의 영향을 조사하기 위하여, 기류마하수를 1.50, 1.83, 2.50로 변화시켰다.

## 2. 수치해석

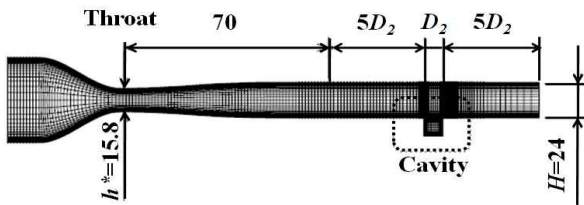
### 2.1 수치해석 방법

본 연구에서는 난류운동에너지와 와점성 방정식들과 결합된 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes을 사용하였으며, 유동의 압축성 효과를 적절하게 고려하기 위하여 Modified k- $\gamma$  난류모델을 이용하였다[9]. 이들 지배 방정식을 수치적으로 풀기 위하여, 공간차분 방법으로는 MUSCL형 third-order TVD finite difference scheme을 적용하였으며[10], 점성항에는 Second order-central difference scheme을, 시간항에는 Second-order fractional step을 적용하였다.

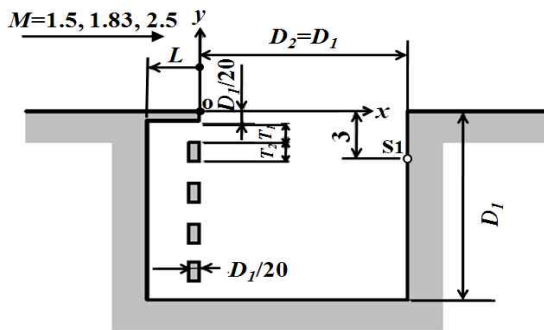
### 2.2 계산 영역 및 경계 조건

본 연구의 수치해석에서 사용된 격자와 공동의 형상을 Fig. 1에 나타내었다. 본 연구에서 사

용된 공동은 2차원 채널유로(높이  $H=24mm$ )에 설치되어 있으며, 공동의 깊이( $D_1$ )와 길이( $D_2$ )를  $12mm$ 로 설정하였다. S1은 정압을 측정하는 위치를 의미한다. 본 연구에서 적용된 압력진동의 제어방법으로 공동 전단에 평판(길이  $L$ )을 설치하여, 그 하부에 수직 다공벽을 설치하였다(Fig. 1의 (b)참조). 다공벽의 기공률(porosity)  $P$ 는 벽면의 전체 길이를 다공벽 구멍 길이의 합의 비로 정의하였다. 또 그림에서  $T_1$ 과  $T_2$ 는 각각 다공벽면의 구멍 크기와 구멍의 사이의 거리를 의미하며, 본 연구에서 적용된 제량들을 Table 1에 요약하였다.



(a) Computational grids (Unit: mm)



(b) Detailed cavity configuration and porous barrier

Fig. 1 Computational domain

Table 1. Specifications of cavity and porous barrier

Parameters	$T_1/D_1$	$T_2/D_1$	$L/D_1$	$P$
No control	0	1	0	0
Case 1	0.10	0.10	-0.25	0.5
Case 2	0.10	0.10	-0.15	0.5
Case 3	0.10	0.10	-0.05	0.5
Case 4	0.10	0.07	-0.25	0.6
Case 5	0.10	0.183	-0.25	0.4
Case 6	0.10	0.216	-0.25	0.3
Case 7	0.10	0.375	-0.25	0.2

본 연구에서는 먼저 격자수가 계산 결과에 어떠한 영향을 미치는지 조사하기 위하여, 여러차례 예비 수치계산을 수행하였다. 그 결과, 격자수가 노즐내부에서  $300 \times 80$ 과 공동에서  $50 \times 60$ 일 때, 계산 결과는 격자수에 따라 더 이상 변화하지 않는 것으로 알려졌다.

본 연구에 사용된 작동유체는 건조공기로 열적, 열량적으로 완전기체로 가정하였다. 또 공동상류의 기류 전압은  $P_0$ 로 정의하여,  $101.3kPa$ 로 하였으며, 공동 상류에서 발생하는 기류 마하수 ( $M$ )를 변화시키기 위해서, 노즐목의 단면적을 변화시켜, 1.50, 1.83, 2.50의 기류마하수를 얻었다. 한편 기류마하수가 1.83인 경우, 공동상류에서 발생하는 유동의 레이놀즈수는  $2.1 \times 10^5$ 로 계산되었으며, 본 연구에서는 난류유동으로 가정하였다. 본 수치계산에 적용된 경계조건으로는 단일 No-slip 벽조건과, 노즐 입구의 전압력을 고정시키고, 배압을 조절하여 수치계산을 수행하였다.

### 3. 결과 및 고찰

Figure 2에는 기류마하수가 1.83인 경우, 본 연구의 수치계산의 결과를 검증하기 위하여, 유용한 실험결과[11-12]를 비교하였다. 그림의 횡축은 공동의 길이( $D_2$ )를 공동의 깊이( $D_1$ )로 무차원화한 값을, 그리고 종축은 Strouhal수  $S_t$ 를 나타낸다. 또 ○는 문헌 [11,12]의 실험결과이며, ●는 본 연구의 수치해석 결과이다. 또 실선은 문헌 [3]에서 매우 잘 알려진 바와 같이, 초음속 및 초음속 공동유동에서 발생하는 압력진동의 주파수에 관한 이론적인 값을 나타내며, 그림 중의  $n$ 은 조화진동의 차수를 의미한다. Fig. 2로부터 공동에서 발생하는 압력진동의 조화진동은 공동의 형상에 다소 의존하며, 이러한 의존성은 조화진동의 차수가 증가할수록 뚜렷하게 나타나는 것을 알 수 있다. 또 본 수치계산 결과는 실험결과와 매우 잘 일치하는 것을 알 수 있다.

Figure 3과 4에는 기류마하수가 1.50과 1.83이고, 다공벽을 설치하지 않은 경우에 등밀도 선도

를 나타내었으며, 그림에서  $f$ 는 진동의 한 주기(주파수:  $f$ )를 의미한다. 그림에서 시간이 경과함에 따라 공동내에서 발생한 압력파가 상류 방향으로 전파한다. 그 후 공동의 상류단에 충돌하여, 전단층(shear layer)을 교란시키며, 다시 불안정한 전단층이 공동 하류단에 다시 충돌하는 유동장이 반복하여, 피드백 루프(feedback loop)를 형성하는 것을 알 수 있다. 기류마하수가 변화하

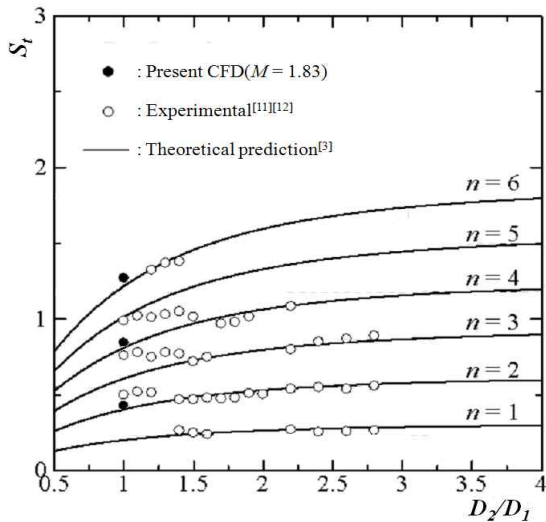


Fig. 2 Strouhal number Comparison between experimental and predicted results

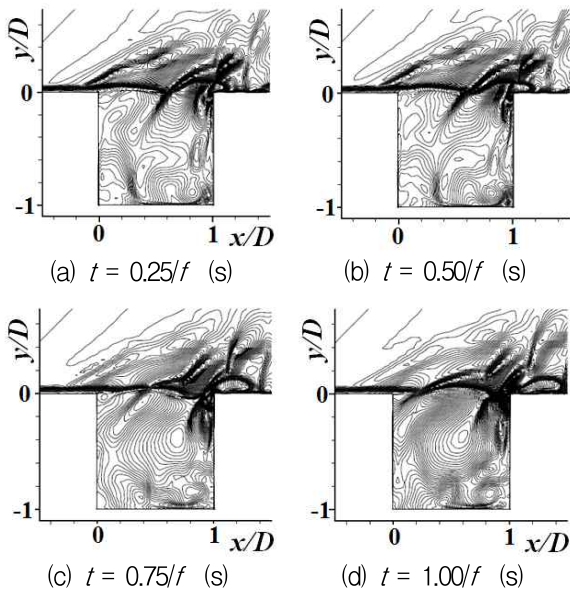


Fig. 3 Time-dependent iso-density contours at  $M=1.50$  (No control)

더라도 이러한 피드백 루프의 발생기구는 정성적으로 유사한 것으로 나타나지만, Fig. 5에 나타난 바와 같이 압력측정점 S1에서 압력 변동값은 기류마하수에 크게 의존하게 된다. 기류마하수가 증가하는 경우 측정점 S1에서 압력진동의 진폭은 상당히 줄어들게 된다. 그러나 Fig. 6으로부터 압력진동의 주파수(dominant frequency)는 기류마하수가 증가할수록 증가한다는 것을 알 수 있다. 위와 같은 경향은 초음속 공동유동에서 발생하는 압력진동의 종래 연구결과들과 동일하다. 참고로 기류마하수가 1.50, 1.83, 2.50

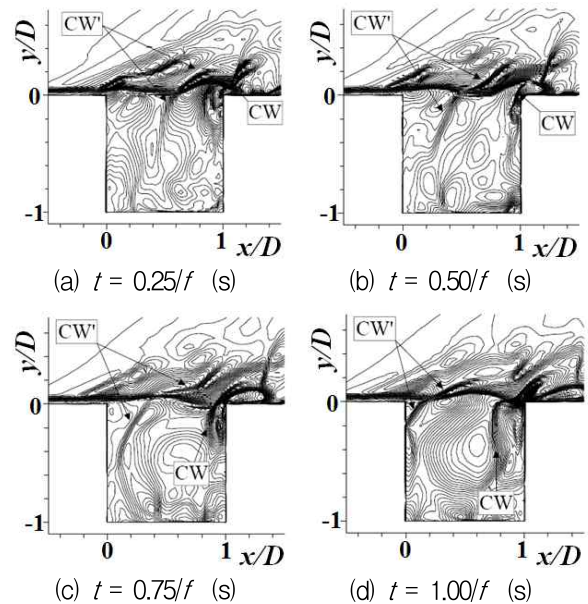


Fig. 4 Time-dependent iso-density contours at  $M=1.83$  (No control)

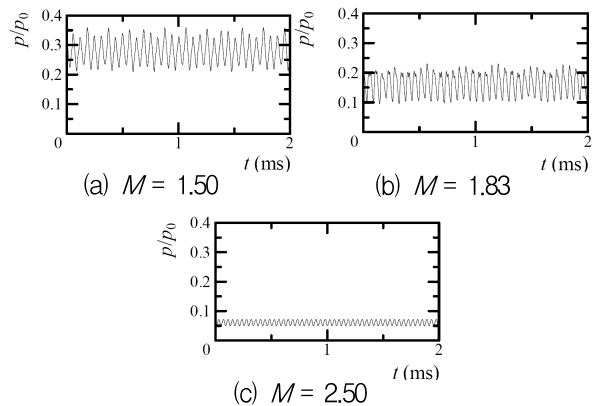


Fig. 5 Static pressure-time histories(No control)

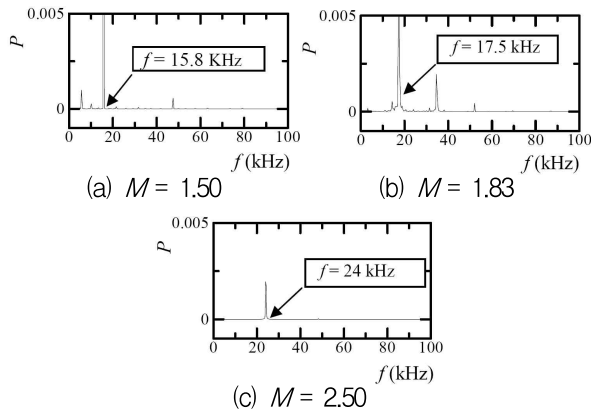


Fig. 6 Power spectra of the static pressure oscillations(No control)

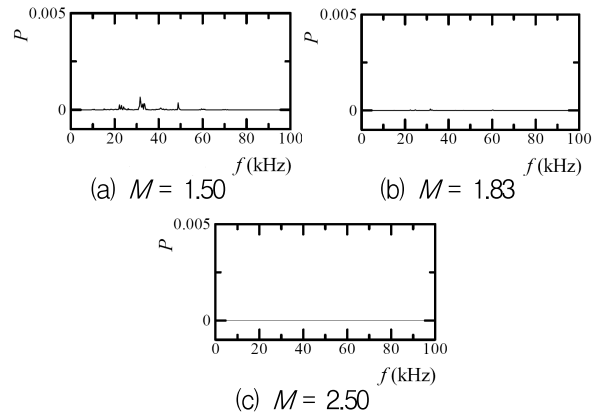


Fig. 9 Power spectra of the static pressure oscillations with control(Case1)

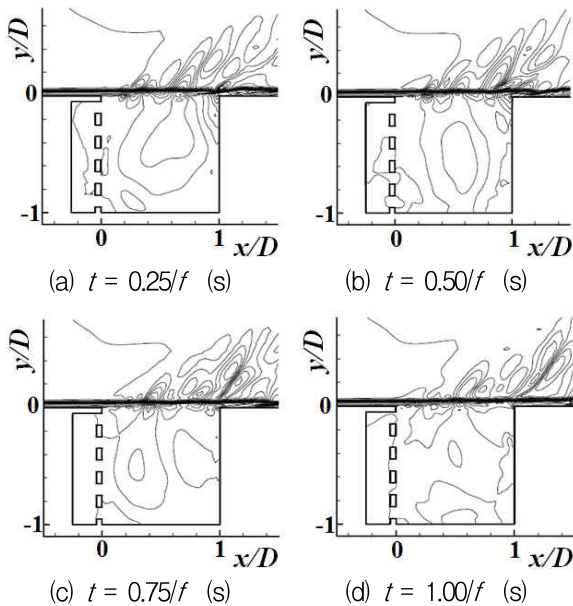


Fig. 7 Time-dependent iso-density contours at  $M = 1.83$  (Case1)

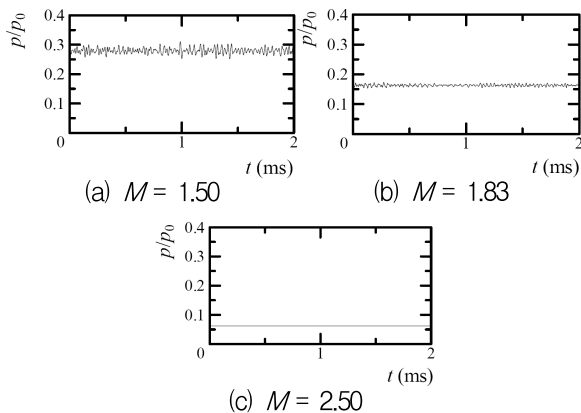


Fig. 8 Static pressure-time histories with control(Case1)

로 변화할 때, 주파수  $f$ 는 각각 15.8kHz, 17.5kHz, 24kHz로 증가한다.

Figure 7에는 기류마하수가 1.83일 때, Case1의 경우 등밀도 선도를 나타내었으며, 그림으로부터 시간의 변화에 따라 공동내부에서 발생하는 강한 변동은 발생하지 않는다. 따라서 Fig. 4의 결과와 비교하여, 수직 다공벽은 공동내부의 유동을 상당히 안정화시킨다는 것을 알 수 있다.

Figure 8과 9에는 Case1의 경우에 기류마하수  $M$ 을 1.50, 1.83, 2.50로 변화시켜 얻어진 압력 변동값과 파워스펙트럼을 나타내었다. 두 그림으로부터 수직다공벽은 측정점 S1에서 발생하는 압력변동을 상당히 줄이는 것을 알 수 있으며, 스펙트럼에서도 뚜렷한 지배적 주파수를 확인하기 곤란할 정도로 압력변동의 에너지가 크지 않다. 따라서 본 연구의 수직 다공벽의 효과는 다음과 같이 설명할 수 있다. 공동전단에서 발생하는 전단층이 하류단에 충돌하여 압축파가 발생하게 되며, 이러한 압축파는 공동내부에서 상류로 전파하여, 먼저 수직 다공벽에서 충돌하게 된다. 그후 일부분은 수직다공벽 내부로 통과하고, 나머지 일부분은 하류로 반사되어 다시 하류단에 충돌한다. 이러한 일련의 반복적인 파동현상에 의하여, 압축파의 강도는 상당히 약해지며, 공동 전단에서 전단층의 교란을 감소시키게 되므로, 압력진동이 줄어들게 된다.

Figure 10과 11에는 기류마하수가 1.83인 경우, 공동전단의 평균 길이( $L$ )의 변화에 따른 압력진

동제어 효과를 나타내었다. 참고로 Table 1에 나타낸 바와 같이, 위의 두 그림에서 Case 2와 3은 각각 평판의 길이  $L/D_1$ 이 각각 0.15와 0.05로 다르며, 다른 형상인자들은 모두 동일하다. 두 그림의 비교로부터 측정점 S1에서 발생하는 압력 변동은 Case 2의 경우가 Case 3에 비하여 훨씬 작으며, 피크 주파수도 거의 나타나지 않는다. 따라서 평판의 길이는 압력진동에 큰 영향을 미치며, 길이가 증가하면, 압력진동이 줄어든다는 것을 알 수 있다.

Figure 12에는 기류 마하수가 1.83일 때, 공동에 설치한 다공벽의 기공율의 효과를 나타내었다. 그림의 (a), (b), (c) 및 (d)에서 나타낸 Case 4, 5, 6 그리고 7은 Table 1에 나타낸 바와 같이 각각 기공율  $P$ 가 0.6, 0.4, 0.3, 그리고 0.2이다. 그림으로부터 측정점 S1에서 발생하는 압력진동의 크기는 다공벽의 기공율에 상당부분 의존하는 것을 알 수 있으며, 기공율이 0.4인 Case 5의 경우가 압력진동이 가장 작은 것으로 나타난다. 이것은 다공벽의 기공률의 감소하면, 다공벽을 구성하는 고체벽의 표면적을 증가하게 되므로, 압축파의 반사가 증가하여, 강도가 강해지게 된다. 이와 반대로 기공율이 증가하면, 다공벽을 통과하는 압축파가 증가하여 거의 감소하지 않고 반사하게 되며, 극단적으로 기공율이 1인 경

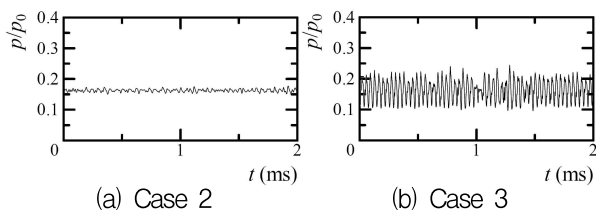


Fig. 10 Static pressure-time histories with control ( $M=1.83$ )

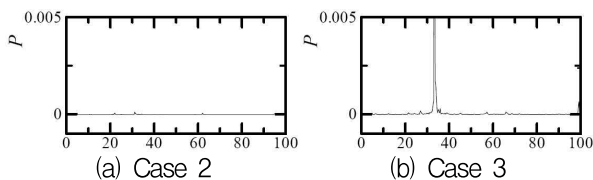


Fig. 11 Power spectra of the static pressure oscillations with control ( $M=1.83$ )

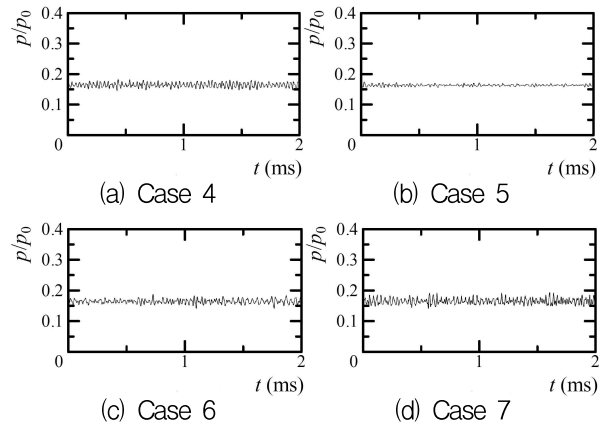


Fig. 12 Static pressure-time histories with control ( $M=1.83$ )

우에는, 공동내부의 실제적 체적이 증가 할 뿐, 공동내부에서 발생하는 기본적인 유동구조는 Case 1과 유사하게 된다. 따라서 수직다공벽을 설치하는 경우 압력진동을 가장 작게 하는 최적의 기공율이 존재한다는 것을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 기류마하수가 1.50, 1.83, 2.50일 때, 초음속 공동유동에서 발생하는 압력변동을 제어하기 위하여, 2차원 공동유동에 대한 수치해석을 수행하였으며, 얻어진 계산결과는 종래의 실험결과와 비교하여 해석방법의 타당성을 검증하였다.

본 연구에서는 공동에서 발생하는 압력변동을 제어하기 위하여, 공동상류에 수직다공벽을 설치하였으며, 이 수직다공벽을 지탱하기 위하여 공동전단에 길이  $L$ 인 평판을 설치하였다. 그 결과 평판의 길이가 증가할수록 압력변동값은 줄어들었으며, 또 수직다공벽을 설치하는 경우에 압력변동의 진폭값은 크게 감소한다는 것을 알 수 있었다. 수직다공벽을 적용하는 경우, 압력변동의 주파수 성분에서도 뚜렷한 피크 주파수가 나타나지 않음을 확인하였다. 또 공동내부에서 발생하는 압력변동을 제어하기 위한 다공벽의 최적기공율이 존재함을 알았다. 향후 수직다공벽의

최적형상을 조사하기 위하여, 수치계산을 계속할 예정이며, 3차원 수치계산을 수행하여, 보다 정량적인 제어효과를 얻을 계획이다.

### 후 기

이 연구는 한국학술진흥재단의 지역대학 우수 과학자 지원사업의 지원(과제번호 : KRF-2007-521-D00060)으로 행해진 연구임.

### 참 고 문 헌

1. Krishnamurty, K., "Acoustic Radiation from two Dimensional Rectangular Cutouts in Aerodynamic Surfaces," NACA TN-3487, 1955
2. Roshko, A., "Some Measurements of Flow in a Rectangular Cutout," NACA TN-3488, 1955
3. Rossiter, J. E., "Wind-tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds," Aeronautical Research Council RM-3438, 1964
4. Heller, H. H., Bliss, D. B., "The Physical Mechanism of Flow-Induced Pressure Fluctuations in Cavities and Concepts for their Suppression," AIAA Paper, 1975, pp.75-491
5. Shaw, L., Clark, R., Talmadge, D., "F-111 Generic Weapons Bay Acoustic Environment," Journal of Aircraft, Vol.25, No.2, 1988, pp.147-153
6. Jeng, Y. N., Payne, U. J., "Numerical Study of a Supersonic Open Cavity Flow and Pressure Oscillation Control," Journal of Aircraft, Vol.32, No.2, 1995
7. Lee, Y. K., Kang, M. S., Kim, H. D., Setoguchi, T., "Passive Control Techniques to Alleviate Supersonic Cavity Flow Oscillation," AIAA Journal, Vol.24, No.4, 2008, pp.697-703
8. Setoguchi, T., Alam, M. M., Matsuo, S., Teramoto, K., and Yu, S., "A Numerical Study on Passive Control of Cavity-induced Pressure Fluctuations in Two-dimensional Supersonic Flow," International Journal of Turbo and Jet Engines, Vol.23, No.3, 2006, pp.155-164
9. Goldberg, U. C., "Toward a Pointwise Turbulence Model for Wall-bounded and Free Shear Flows," Journal of Fluids Engineering, Vol.116, 1994, pp.72-76
10. Yee, H. C., "A Class of High-resolution Explicit and Implicit Shock Capturing Methods," NASA TM-89464, 1989
11. Zhang, X., Edwards, J. A., "An Investigation of Supersonic Oscillatory Cavity Flows Driven by Thick Shear," Aeronautical Journal, Vol.94, 1990, pp.355-364
12. Takakura, Y., Suzuki, T., Higashino, F., "Numerical Study on Supersonic Internal Cavity Flows: What causes the pressure fluctuations?," Aerospace sciences meeting, 1999, pp.11-14
13. Nishioka, M., Asai, T., Sakaue, S., Shirai, K., "Some Thoughts on the Mechanism of Supersonic Cavity Flow Oscillation, Part2 A New Formula for the Oscillation Frequency," Journal of Japan Society of Fluid Mechanics, Vol.21, No.4, 2002, pp.368-378