

원형관으로부터 방출되는 펄스파에 대한 수치해석적 연구

이영기* · 권용훈** · 김희동 †

(2004년 2월 20일 접수, 2004년 5월 21일 심사완료)

A Computational Study of the Impulsive Wave Discharged from a Circular Tube

Young-Ki Lee, Yong-Hun Kweon and Heuy-Dong Kim

Key Words : Compressible Flow(압축성 유동), Impulsive Noise(충격성 소음), Impulsive Wave(펄스파), Shock Tube(충격파관), Shock Wave(충격파), Unsteady Flow(비정상 유동)

Abstract

When a shock wave arrives at the open end of a tube, an impulsive wave is discharged from the tube exit and causes serious noise and vibration problems. In the current study, the effect of the cross-sectional area of a circular tube on the impulsive wave is investigated using computational methods. Harten-Yee's TVD scheme was employed to solve axisymmetric, unsteady, compressible Euler equations. With a change in the cross-sectional area of the tube, the Mach number of an incident shock wave is varied between 1.01 and 1.50. The results obtained show that the magnitude of the impulsive wave strongly depends upon the Mach number of the incident shock wave and the cross-sectional area of the tube. It is also found that for a given cross-sectional area of the tube, the impulse wave has strong directivity to the tube axis.

기호설명

- a : 음속
- D : 관의 직경
- e : 단위체적당 전에너지
- M_s : 충격파 마하수
- p : 압력
- r : 관출구로부터 반경방향의 거리
- S : 관의 단면적
- t : 시간
- u : x 방향 속도성분
- v : y 방향 속도성분
- ρ : 밀도
- θ : 관의 중심축에 대한 방위각

하첨자

- 0 : 대기상태
- i : 관직경의 크기

1. 서론

관내를 전파하는 압축파나 충격파가 관출구로부터 방출할 때, 강한 소음과 함께 펄스형태의 압력파가 발생하게 되는데, 이를 펄스파(impulsive wave)라고 한다. 이러한 펄스파는 대개 공기의 음속 이상의 속도로 주위로 전파하여, 주변의 생태계나 구조물에 충격적인 외력을 미치게 할 뿐만 아니라, 충격성 소음과 구조물의 진동의 원인이 된다.⁽¹⁾

충격성 소음은 자동차의 배기관,⁽²⁾ 대포나 총기류,⁽³⁾ 각종 플랜트의 배관계,⁽⁴⁾ 건설현장의 발파시공을 비롯한 고속철도/터널시스템⁽⁵⁾ 등과 같이 광범위한 분야에서 발생하며, 환경소음의 주된 요인

* 회원, 안동대학교 기계공학부

** 일본큐슈대학교 총합이공학 연구과

† 책임저자, 회원, 안동대학교 기계공학부

E-mail : kimhd@andong.ac.kr

TEL : (054)820-5622 FAX : (054)823-5495

이 되고 있다. 이러한 충격성 소음은 지속시간이 짧고 순간 피크압력이 매우 높기 때문에 산업현장에서 작업자의 청력장애를 불러 일으킬 뿐만 아니라, 주변 구조물의 진동 및 파괴를 야기한다. 따라서, 충격성 소음에 관한 적절한 대응책이 요구되고 있는 실정이다.

최근 충격성 소음문제와는 별도로, 펄스파를 공업적으로 유용하게 이용하려는 기술이 중요한 공학적 과제로 부상하고 있다. 예를 들면, 펄스연소를 이용한 분립체 건조기술, 반도체 등의 물체표면에 부착한 불순물 제거기술, 펄스제트를 이용한 고효율 연소개발, 강화유리의 제작공정, 그리고 펄스제트 필터장치 등과 같이 공업적으로 폭넓게 응용되고 있다.⁽⁶⁻⁹⁾

종래에 펄스파의 전파특성에 관해서 실험적, 수치해석적으로 많은 연구들이 수행되어 왔다. 최근에는 펄스파의 강도증가를 위한 피동제어,⁽¹⁰⁾ 경사관에 충돌하는 펄스파,⁽¹¹⁾ 비원형 관출구 및 급확대/급축소 관으로부터 방출되는 펄스파의 전파특성⁽¹²⁾ 등의 연구들이 보고되어 있다.

이러한 연구들에 의하면, 관출구에서 발생하는 충격성 소음의 크기는 식 (1)과 같이 공력음향이론으로 주어질 수 있다.

$$\Delta p_{\max} \propto \frac{S}{\pi a_0 r} \left(\frac{\partial p}{\partial t} \right)_{\max} \quad (1)$$

여기에서 Δp_{\max} 는 관출구로부터 방출되는 펄스파의 피크압력, S 는 관의 단면적, a_0 는 대기상태의 음속, r 은 관출구로부터 반경방향의 거리, 그리고 $(\partial p/\partial t)_{\max}$ 는 관출구면에서 형성되는 압축파의 최대 압력구배를 의미한다.

위의 식 (1)에 의하면, 펄스파의 피크압력은 압축파의 최대 압력구배, 관출구면에서 거리 및 관출구의 단면적과 관련이 있다. 식 (1)은 선형음향이론으로부터 산출된 것이며, 충격파와 같이 최대압구배가 무한대에 가까운 경우에는 이 식을 이용하여 펄스파의 피크압력을 결정하는 것은 매우 곤란하다.

관내를 전파하는 충격파의 경우, $(\partial p/\partial t)_{\max}$ 가 거의 무한대에 가까운 값을 가지므로, 공력음향이론의 적용은 한계가 있다. 또한, 식 (1)의 Δp_{\max} 는 관의 단면적에 비례하지만, 관의 단면적이 매우 크거나 작은 경우에는 식의 타당성이 재검토되어야 할 필요성이 있다. 실제로, 산업현장에서는 매우 다양한 형태의 관이 사용된다. 이러한 다양한 면적을 갖는 관출구로부터 방출되는 펄스파

의 전파특성에 대한 예측은 충격성 소음과 같은 환경문제뿐만 아니라, 내연기관의 배기계, 각종 고압플랜트의 배관계 및 도시가스의 blow-off 라인의 설계측면에서 대단히 중요하다.

본 연구에서는 수치해석을 통해서 원형관 단면적의 변화가 펄스파의 전파특성에 미치는 영향을 상세하게 조사하였다. 얻어진 수치계산 결과는 유용한 실험결과⁽¹³⁾와 비교하였으며, 펄스파에 의한 유동장 변화를 관찰하기 위하여 수치계산 결과를 이용하여 유동장을 가시화하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 지배방정식

본 수치계산은 축대칭, 비정상, 압축성 Euler 방정식에 Harten-Yee 의 TVD 법⁽¹⁴⁾을 적용하였으며, 수치계산에 사용된 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + W = 0 \quad (2)$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{bmatrix}, W = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ (e+p)v \end{bmatrix}$$

여기에서 t 는 시간, ρ 는 기체의 밀도, u, v 는 각각 x, y 방향의 속도성분, p 는 압력을 나타낸다. 단위 체적당 전에너지 e 는 다음과 같이 주어진다.

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \quad (3)$$

식 (2)와 (3)의 상태량은 다음과 같이 무차원 상태량으로 다시 쓰여진다.

$$t' = \frac{t}{(D_i/a_0)\sqrt{\gamma}}, \quad x' = \frac{x}{D_i}, \quad y' = \frac{y}{D_i},$$

$$p' = \frac{p}{p_0}, \quad \rho' = \frac{\rho}{\rho_0}, \quad u' = \frac{u}{a_0/\sqrt{\gamma}}, \quad v' = \frac{v}{a_0/\sqrt{\gamma}}$$

위의 식에서 a 는 음속, 상첨자 ($'$)는 무차원량, 하첨자 (0)은 대기상태를 의미한다.

2.2 계산영역 및 경계조건

Fig. 1에는 수치계산에 적용된 원형 관출구의 형

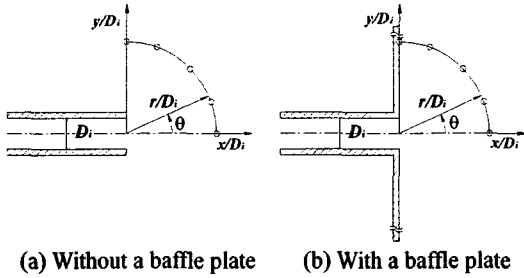


Fig. 1 Schematic diagrams of the tube exit

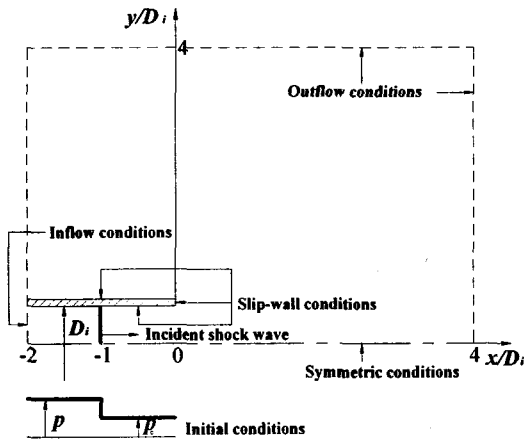
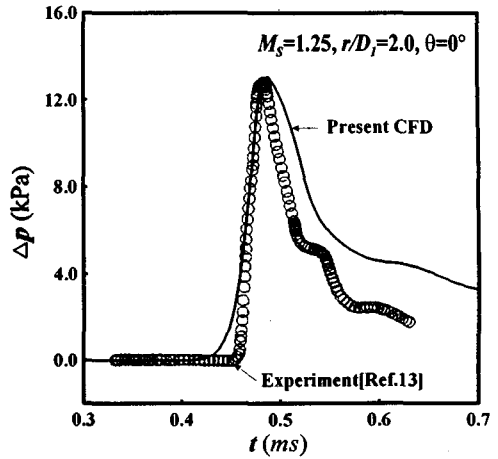


Fig. 2 Computational domain and boundary conditions

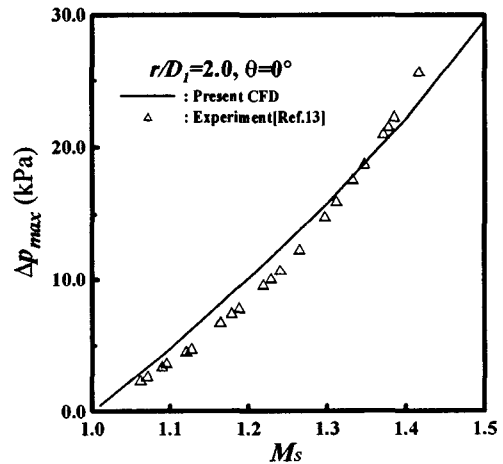
상과 펄스파의 지향성을 조사하기 위한 측정점의 위치를 나타내었다. Fig. 1(a)는 관출구에 배플판이 없는 경우, Fig. 1(b)는 무한 배플판이 장착되어 있는 경우를 나타낸다.

그림에서 D_i 는 관의 직경(하첨자 i 는 관직경의 크기)을 나타내며, 본 연구에서는 관의 직경을 $1D \sim 3D$ 까지 변화시켰다. 즉, D_1 은 관의 직경이 D 인 경우, D_2 는 $2D$, 그리고 D_3 는 $3D$ 를 의미한다. r/D_i 는 관출구로부터 임의의 지점까지의 거리 r 을 관의 직경 D_i 로 무차원한 값을 나타내며, θ 는 관의 중심축에 대한 방위각을 의미한다.

Fig. 2는 계산영역과 경계조건을 나타낸다. 계산 영역은 관출구로부터 하류방향으로 $4D_i$, 반경방향으로 $4D_i$ 이며, 유동장이 중심축을 기준으로 상하 대칭이므로 상반부에 대해서만 계산을 수행하였다. 경계조건으로는 관의 상류경계에 유입조건, 모든 벽면에 대해서 slip-wall 조건, 하류경계에는 유출조건, 중심축에 대해서는 축대칭 조건을 적용하였다. 초기조건으로는 마하수 M_s 를 갖는 충격파가 $x/D_i = -1.0$ 에서 관출구를 향해 전파하여 대기



(a) Pressure histories of an impulsive wave ($M_s = 1.25$, with a baffle plate)



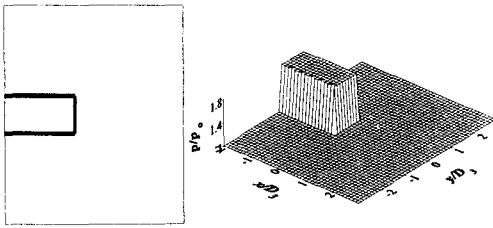
(b) Peak pressure of an impulsive wave vs M_s (without a baffle plate)

Fig. 3 Comparison of CFD results and experimental results ($r/D_i = 2.0, \theta = 0^\circ$)

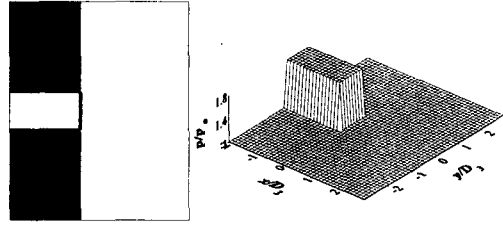
중으로 방출하도록 설정하였다. 초기 충격파의 마하수는 $M_s = 1.01 \sim 1.50$ 범위에서 변화시켰다.

3. 결과 및 고찰

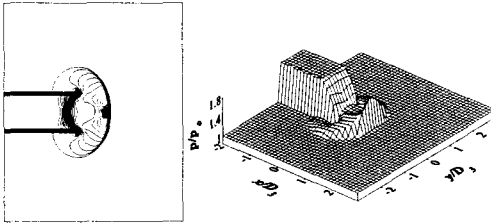
Fig. 3에는 본 수치계산 결과와 실험결과⁽¹³⁾를 비교하였다. Fig. 3(a)는 초기 충격파 마하수 $M_s = 1.25$ 인 경우, 시간 경과에 따른 펄스파의 압력변화를 나타내었다. 여기에서 시간 t 는 충격파가 관출구를 향하여 전파하는 순간부터의 시간을 의미한다.



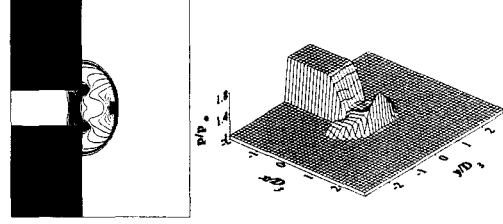
(a) $t' = 0.64$



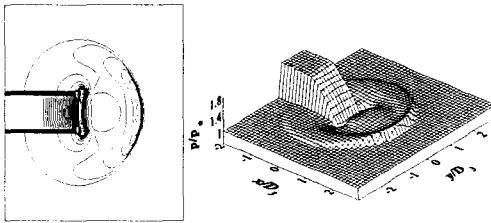
(a) $t' = 0.64$



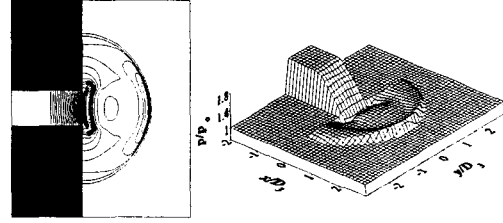
(b) $t' = 1.27$



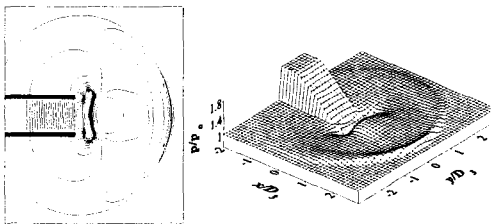
(b) $t' = 1.27$



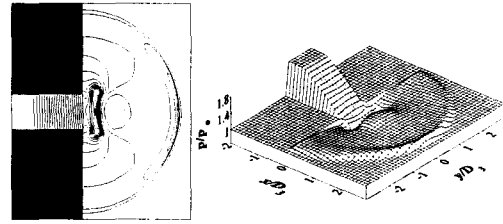
(c) $t' = 1.91$



(c) $t' = 1.91$



(d) $t' = 2.54$



(d) $t' = 2.54$

Fig. 4 Computed pressure contours ($D_i = D_3$, $M_s = 1.3$, without a baffle plate)

Fig. 5 Computed pressure contours ($D_i = D_3$, $M_s = 1.3$, with a baffle plate)

펄스파의 압력은 관출구로부터 방출되는 순간 피크 값을 가진 후, 하류로 이동하며 점차 감소한다. 약 0.5ms 부터, 수치계산 결과는 실험에서의 점성 효과 및 측정점에서 펄스파의 반사/회절로 인하여 실험결과와 다소 차이를 보이지만 대체로 펄스파의 파형을 잘 예측한다. Fig. 3(b)는 M_s 에 대한 펄스파의 피크압력 Δp_{max} 의 변화를 나타낸 것이다.

수치계산 결과는 $M_s = 1.35$ 를 전후로하여 실험값보다 약간 높거나 낮게 나타나지만, 대체적으로 실험결과를 잘 예측한다.

Fig. 4 에는 관직경이 $D_i = D_3$ 인 경우, 시간의 경과에 따른 펄스파의 전파형태를 나타내었다. 왼쪽 그림은 등압력 선도를 나타내며, 오른쪽 그림은 등압력 선도의 압력 조감도를 나타낸다. Fig. 4(a)에

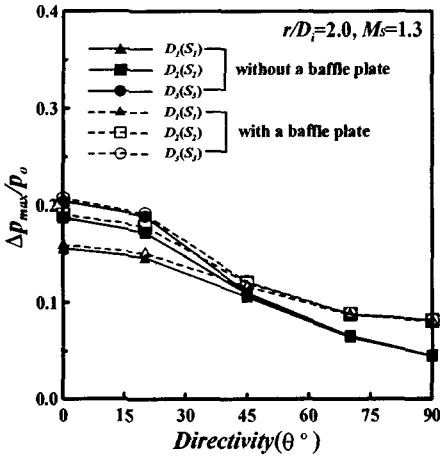
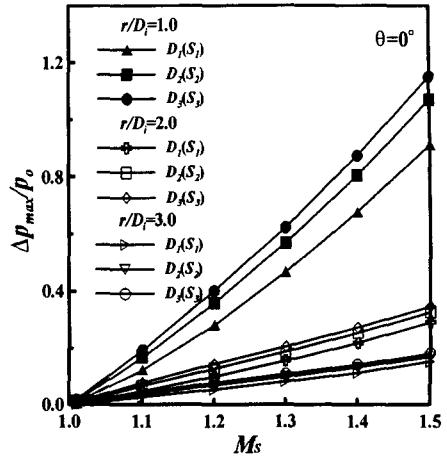


Fig. 6 Impulsive wave directivity ($r/D_i = 2.0, M_s = 1.3$)

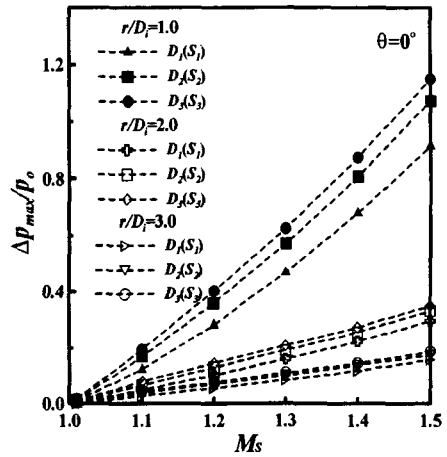
서 무차원 시간 $t' = 0.64$ 는 관내를 전파하는 충격파가 관출구로부터 방출되기 직전의 상태이다. 그림으로부터 충격파가 관출구로부터 방출할 때, 일부는 펄스파의 형태로 대기중으로 방출되며, 나머지 부분은 반사 팽창파로서 관의 상류를 향해서 전파한다. 이 경우 펄스파 후미의 유동과 정지된 기체사이의 상대속도로 인하여 관출구 부근에는 와류(vortex)가 발생하며, 시간이 경과할수록 와류는 점점 성장한다. 관출구로부터 방출된 펄스파는 시간이 경과할수록 강도가 약해지면서 하류방향으로 전파한다.

Fig. 5는 관출구에 무한 배플판이 있는 경우, 펄스파의 전파형태를 나타낸다. Fig. 5(a)는 관내를 전파하는 충격파가 관출구에서 방출되기 직전의 상태이다. Fig. 5(b) ~ (d)에 나타나 있듯이, 무한 배플판에 의한 공간의 제약으로 인해서 보다 강한 펄스파가 하류방향으로 전파된다.

Fig. 6은 $r/D_i = 2.0, M_s = 1.3$ 인 경우, 펄스파의 지향성을 나타낸다. 종축은 펄스파의 피크압력값 Δp_{max} 를 대기압 p_0 로 무차원한 값, 횡축은 방위각을 나타낸다. 그림에서 S 는 관단면적을 의미한다. 펄스파의 피크압력값은 관의 중심축에 대해서 가장 크며, 방위각이 증가할수록 피크압력값은 감소한다. 이것은 펄스파가 관의 중심축에 대해서 강한 지향성을 가진다는 것을 의미한다. 관단면적이 증가할수록 펄스파의 피크압력은 증가하며, $\theta > 45^\circ$ 에 대해서 관단면적의 영향은 거의 나타나지 않는다. 관출구에 배플판이 설치된 경우, 펄스파의 피크압력은 배플판이 없는 경우에 비해 크며, 이러한 경향은 θ 가 클수록 뚜렷하게 나타난다.



(a) Without a baffle plate

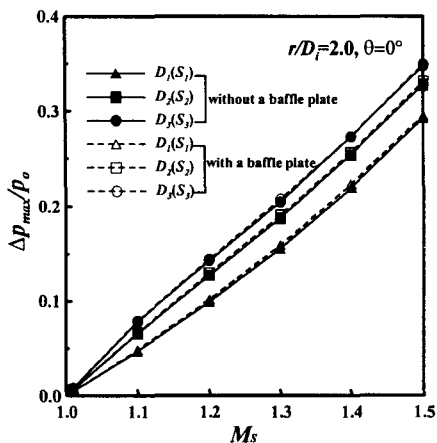


(b) With a baffle plate

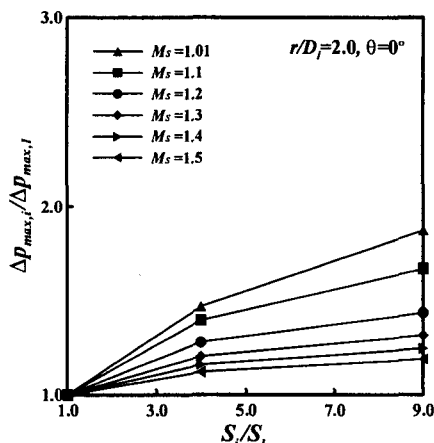
Fig. 7 Peak pressure vs M_s ($\theta = 0^\circ$)

Fig. 7에는 $\theta = 0^\circ$ 인 경우, 관출구로부터 거리 r/D_i 의 변화가 펄스파의 피크압력에 미치는 영향을 나타내었다. $r/D_i = 1.0$ 에서 펄스파의 피크압력은 관단면적이 커질수록 증가하지만, $r/D_i = 3.0$ 에서 관단면적의 변화는 펄스파의 피크압력에 큰 영향을 주지 않는다. 모든 관단면적에 대하여 초기 충격파의 마하수가 증가할수록, 펄스파의 피크압력은 증가한다. 이러한 경향은 r/D_i 가 작을 수록 뚜렷하게 나타난다.

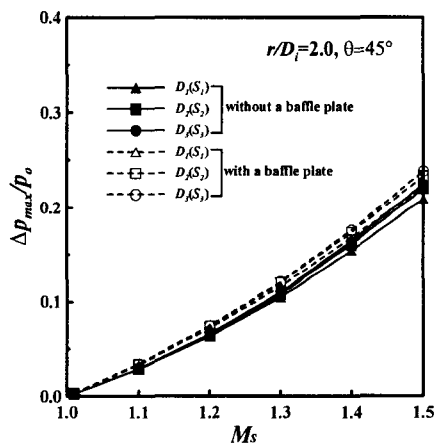
Fig. 8은 방위각과 관단면적이 펄스파의 피크압력에 미치는 영향을 나타낸다. 주어진 θ 에 대해서, 펄스파의 피크압력은 M_s 와 관단면적이 증가할수록 증가한다. 동일한 마하수의 경우, 관출구에 무한 배플판이 설치된 경우의 펄스파 피크압력이 배플판이 없는 경우에 비해 크다. θ 와 마하수가 증



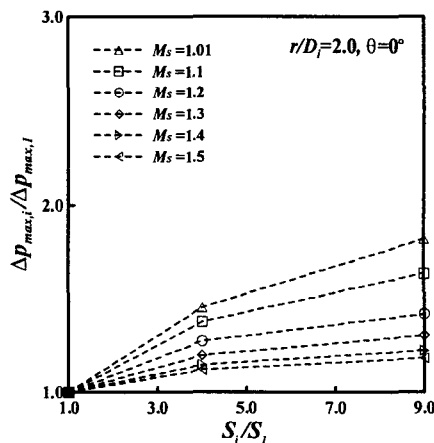
(a) $\theta = 0^\circ$



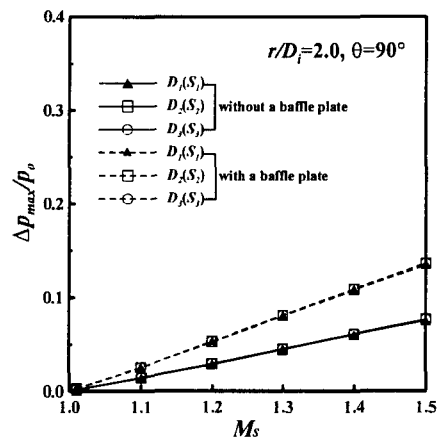
(a) Without a baffle plate



(b) $\theta = 45^\circ$



(b) With a baffle plate



(c) $\theta = 90^\circ$

Fig. 8 Peak pressure vs M_s ($r/D_i = 2.0$)

Fig. 9 Peak pressure vs S_2/S_1 ($r/D_i = 2.0$, $\theta = 0^\circ$)

가할수록 배플판이 펄스파의 피크압력에 미치는 영향은 현저하게 나타난다. 예를 들어, Fig. 8(a)의 $\theta = 0^\circ$ 인 경우, 배플판이 펄스파의 피크압력에 미치는 영향은 거의 나타나지 않는다. 관단면적이 펄스파의 피크압력에 미치는 영향은 θ 가 증가함에 따라 감소하여 $\theta = 90^\circ$ 에서는 거의 나타나지 않는다.

한편 관단면적이 펄스파의 피크압력값 Δp_{max} 에 미치는 영향을 상세하게 조사하기 위하여, 본 수치계산 결과를 음향이론의 결과와 비교하였다. 관단면적이 각각 S_2 와 S_1 인 관출구로부터 방출되는 펄스파의 피크압력을 각각 $\Delta p_{max,i}$ 와 $\Delta p_{max,l}$ 이라고 가정하여 식 (1)에 대입하면, 다음의 식이 성립한다.

$$\frac{\Delta p_{\max,i}}{\Delta p_{\max,1}} = \frac{S_i/\pi a_0 r}{S_1/\pi a_0 r} \cdot \frac{(\partial p/\partial t)_{\max,i}}{(\partial p/\partial t)_{\max,1}} \quad (4)$$

위의 식 (4)에서 $(\partial p/\partial t)_{\max,i}/(\partial p/\partial t)_{\max,1} = 1$, 즉, 동일한 형태의 충격파가 단면적이 다른 관출구로부터 방출된다고 가정한다.

Fig. 9 에는 $r/D_i = 2.0$, $\theta = 0^\circ$ 인 경우, S_i/S_1 와 $\Delta p_{\max,i}/\Delta p_{\max,1}$ 의 관계를 나타내었다. 관의 중심축에서 배플판의 유무는 펄스파의 피크압력에 거의 영향을 끼치지 않으므로, Fig. 9(a)와 Fig. 9(b)에서 S_i/S_1 에 대한 $\Delta p_{\max,i}/\Delta p_{\max,1}$ 값은 거의 동일하다. 공력음향이론에 의한 펄스파의 피크압력은 S_i/S_1 의 변화에 대해서 선형적으로 비례한다. 그러나, 유한의 진폭을 가지는 충격파의 경우, S_i/S_1 가 증가할수록 $\Delta p_{\max,i}/\Delta p_{\max,1}$ 는 증가하지만, 공력음향이론의 결과와는 상이하다. 초기 충격파의 강도가 약한 경우, 펄스파의 피크압력은 공력음향이론값과 유사하지만, 충격파의 강도가 증가할수록 그 차이는 커진다.

4. 결론

본 연구에서는 Harten-Yee 의 TVD 범을 이용한 축대칭 Euler 방정식의 수치해석을 통하여 원형관 단면적의 변화가 펄스파의 전파특성에 미치는 영향을 상세하게 조사하였다. 얻어진 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 관단면적이 펄스파의 피크압력에 미치는 영향은 원거리장에 비해서 근거리장에서 현저하게 나타나며, 방위각이 증가할수록 감소한다.
- (2) 펄스파의 피크압력은 관의 중심축 방향으로 강한 지향성을 갖는다.
- (3) 펄스파의 피크압력에 미치는 배플판의 영향은 관의 중심축에서 벗어난 영역에서 현저하게 나타난다.

후 기

이 논문은 한국과학재단 2003 년도 지역대학 우수과학자 지원사업(과제번호 : R05-2003-000-10003-0)에 의해 지원되었음.

참고문헌

- (1) Rice, C. G., 1996, "Human Response Effects of

- Impulse Noise," *Jour. Sound and Vibration*, Vol. 190, No. 3, pp. 525~543.
- (2) Sekine, N., Matsumura, S., Aoki, K. and Takayama, K., 1989, "Generation and Propagation of Shock Waves in the Exhaust Pipe of a Four Cycle Automobile Engine," *17th International Symposium on Shock Wave and Shock Tubes*, pp. 671~676.
- (3) Klingenberg, G. and Heinerl, J. M. 1992, "Gun Muzzle Blast and Flash," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, AIAA Educational Series.
- (4) Floyd, J. K., 1978, "Control of Steam Venting Noise in Power Plants," *Jour. Engineering for Power*, Vol. 100, pp. 369~373.
- (5) Matsuo, K. and Aoki, T., 1992, "Wave Problems in High-Speed Railway Tunnel," *18th International Symposium on Shock Wave and Shock Tubes*.
- (6) Smedly, G. T., Phares, D. T. and Flagan, R. C., 1998, "Entrainment of Fine Particles from Surfaces by Impinging Shock Waves," *Experiments in Fluids*, Vol. 26, pp. 116~125.
- (7) Kentfield, J. A. C., 1993, *Nonsteady, One-dimensional, Internal, Compressible Flows (Theory and Applications)*, Chapter 7, Oxford University Press.
- (8) Aratani, S., Narayanswami, N., Ojima, H. and Takayama, K., 1995, "Studies of Supersonic Jets and Shock Waves Generated During Glass Tempering Process," *JSME Jour. Series B*, Vol. 61, No. 590, p. 3706.
- (9) Morris, W. J., 1984, "Cleaning Mechanisms in Pulse Jet Fabric Filters," *Proc. of the Filtration Society, Filtration and Separation*, Vol. 21, pp. 52~54.
- (10) Lee, D. H., Kim, H. D. and Kang, S. H., 2001, "Passive Control for the Augmentation of a Pulse Wave," *Jour. KSNVE(The Korea Society for Noise and Vibration Engineering)*, Vol. 11, No. 2, pp. 241~248.
- (11) Kweon, Y. H., Lee, D. H. and Kim, H. D., 2001, "Study of the Impulse Wave Impinging upon an Inclined Flat Plate," *Proc. of KSME Fall Annual Meeting B*, pp. 438~443.
- (12) Lee, D. H., Lee, M. H., Kweon, Y. H., Kim, H. D. and Park, J. H., 2002, "A Study on the Impulse Wave Discharged from the Exit of the Convergent and Divergent Pipes," *Jour. KSNVE(The Korea Society for Noise and Vibration Engineering)*, Vol. 12, No. 5, pp. 346~354.
- (13) Kim, H. D. and Setoguchi, T., 1999, "Study of the Discharged of Weak Shocks from an Open End of a Duct," *Jour. Sound and Vibration*, Vol. 226, No. 5, pp. 1011~1028.
- (14) Yee, H. C., 1987, "Upwind and Symmetric Shock Capture Scheme," *NASA TM-89464*.