

충격파관의 길이와 직경이 Shock Train 현상에 미치는 영향

김동욱* · 김태호* · 윤영빈** · 김희동*†

* 안동대학교 기계공학과, ** 서울대학교 기계항공공학부

Effects of the Length and Diameter of Shock Tube on the Shock Train Phenomenon

Dong Wook Kim*, Tae Ho Kim*, Young Bin Yoon** and Heuy Dong Kim*†

* Dept. of Mechanical Engineering, Andong Nat'l Univ.,

** Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Seoul Nat'l Univ.

(Received April 3, 2017 ; Revised June 23, 2017 ; Accepted June 27, 2017)

Key Words: Shock Tube(충격파관), Reflected Shock Wave(반사 충격파), Shock Train(다수의 충격파), Boundary Layer Separation(경계층 박리), Contact Surface(접촉면)

초록: 충격파관에서 발생하는 충격파는 저압관단으로 전파하며, 관단에서 반사한다. 반사 충격파와 경계층의 간섭으로 반사 충격파에 분지가 발생하게 되고, 분지한 반사 충격파는 접촉면과 간섭하며, shock train이 발생하게 된다. 그러나 충격파관에서 발생하는 shock train 현상에 대한 연구는 미흡한 실정이다. 본 연구에서는 2차원 축대칭 충격파관을 사용하여 비정상, 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적용한 수치 해석을 수행하였으며, shock train의 상세한 특성을 조사하기 위하여, 고정된 압력비에서 충격파관의 길이 및 직경을 변화시켰다.

Abstract: A normal shock wave is initially formed in the shock tube that migrates towards the closed end of the tube, which, in turn, leads to the reflection of shock. Due to the interaction of the reflected shock with the boundary layer, bifurcation of the shock wave takes place. A shock train will be generated after the bifurcated shock wave approaches the contact surface. Until now, only a few studies have been conducted to investigate this shock train phenomenon inside the shock tube. For the present study, a CFD analysis has been performed on a two dimensional axisymmetric model of a shock tube using unsteady, compressible Navier-Stokes equations. In order to investigate the detailed characteristics of the shock train phenomenon, quantitative studies have been performed by varying shock tube length, diameter under fixed diaphragm, and pressure ratio inside a shock tube.

- 기호설명 -

P : 정압
 γ : 비열비
 α : 음속
 ρ : 밀도
 M_S : 충격파 마하수
 M_C : 접촉면 마하수
 U_{EH} : 팽창파 파두의 속도
 M_{ET} : 팽창파 파두의 마하수

L_{ST} : shock train의 길이
 D : 충격파관 직경
 h : 분지한 반사 충격파의 높이
 y : 관의 중심축으로부터 관벽까지의 거리

1. 서론

초음속 내부 유동에서 발생하는 충격파는 필연적으로 경계층과 복잡한 간섭을 일으켜, 다수의 충격파(shock train(ST))가 형성되거나 충격파가 진동하게 된다.^(1~6) 이러한 ST 현상은 유동 장치의 성능과 효율에 영향을 미치며, 전압의 손실 등을

† Corresponding Author, kimhd@anu.ac.kr

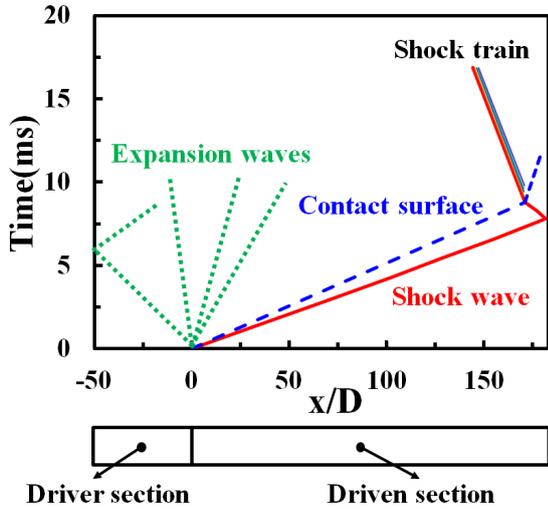


Fig. 1 x-t diagram of the wave motion in shock tube (present CFD)

야기한다. 종래 연구결과로부터,^(7~11) 이러한 충격파와 경계층의 간섭현상은 충격파관(shock tube)에서도 발생한다는 것을 보고하였다. 충격파관의 끝단에서 반사하는 충격파가 상류쪽으로 거슬러 전파하는 경우, 벽면 경계층과 간섭을 하게 되어 ST이 발생하게 되며, 또 최근 김동욱 등⁽¹²⁾에 의하여 보고된 연구에 따르면, 반사 충격파가 접촉면을 통과하여 상류로 전파하는 경우, 접촉면 후방의 기류와 간섭하여 ST을 형성하게 된다는 것을 지적하였으나, (Fig. 1) ST의 상세한 발생 기구에 대해서는 조사하지 않았다. 만일 상기의 연구결과에서와 같이 반사 충격파가 접촉면 후방의 기류와 간섭하여 ST 현상이 발생하게 된다면, 그 발생기구와 유동 특성을 상세하게 조사할 필요가 있다.

잘 알려진 바와 같이, 충격파관은 구조가 매우 단순한 장치지만, 그 내부에서 발생하는 유동장은 비정상 파동현상과 점성 압축성 유동에 의하여 지배되므로, 유동장의 특성을 이해하는 것이 쉽지 않다. 그러나 충격파관은 보다 용이하게 충격파를 발생시킬 수 있어 간단하게 실험할 수 있으며, 유동장의 재현성이 매우 높아 기체역학, 고속유체공학 등의 분야에서 매우 다양한 용도로 활용되고 있다. 따라서 이러한 충격파관을 이용하여 압축성 공학의 복잡한 유동현상을 연구하는 것은 매우 중요하다.

본 연구는 문헌⁽¹²⁾의 후속 연구로, ST 현상의 발생 원인을 명확하게 하고 충격파관의 길이나 직경 등의 제원이 ST에 어떠한 영향을 미치는지

상세하게 조사하기 위하여, 고정된 압력비 (P_4/P_1) 340에서 2차원 축대칭 충격파관을 사용하여 수치해석을 수행하였다.

2. 충격파관의 단순이론

충격파관은 고압관과 저압관을 격막으로 구분하는 매우 단순한 형태로 구성되며, 격막의 파막으로 인하여 시작되는 유동장[충격파(shock wave)], 접촉면(contact surface), 팽창파(expansion waves)^(13~15)은 충격파관의 단순이론(simple theory)에 의하여 다음과 같이 묘사할 수 있다.

유동은 1차원 비정상 압축성 유동으로 가정한다. 기체의 점성과 열전도 등을 무시할 수 있는 등엔트로피유동으로 가정하며, 충격파를 제외한 유동의 압력손실은 없다. 또 격막의 파막은 순간적으로 이루어지며, 파막 과정에서 발생하는 과도적 현상 및 에너지 손실기구는 무시한다. 위와 같은 가정을 토대로, 충격파 마하수(M_s)는 고압관(P_4)과 저압관(P_1)의 초기 압력과 음속(a)을 사용하여, 다음과 같은 식 (1)을 통해 구할 수 있으며, γ 는 기체의 비열비이다.

$$\frac{P_4}{P_1} = \left\{ 1 + \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} (M_s^2 - 1) \right\} \left\{ 1 - \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \frac{a_1}{a_4} \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right\}^{-\frac{2\gamma_1}{\gamma_1 - 1}} \quad (1)$$

또 식 (2)~(4)를 통해, 접촉면의 마하수(M_c), 팽창파 파두의 속도(U_{EH}) 그리고 팽창파 파미(M_{ET})의 마하수를 구할 수 있으며,

$$M_c = \frac{1}{\gamma_1} \left(\frac{P_2}{P_1} - 1 \right) \sqrt{\frac{\frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1}}{\frac{P_2}{P_1} + \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1}}} \sqrt{\frac{1 + \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} \frac{P_2}{P_1}}{\frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_1 - 1} \frac{P_2}{P_1} + \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^2}} \quad (2)$$

$$U_{EH} = -a_4 \quad (3)$$

$$M_{ET} = \frac{2}{\gamma_4 - 1} \left[1 - \left(\frac{P_1}{P_4} \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma_4 - 1}{2\gamma_4}} \right] - \left(\frac{P_1}{P_4} \frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma_4 - 1}{2\gamma_4}} \quad (4)$$

위의 4개의 식을 사용하여, 충격파관에서 발생하는 유동장을 계산할 수 있다.

3. 충격파관의 간섭 유동장

본 연구에서는 Fig. 2에 도시한 2차원 축대칭

Table 1 Variation of shock tube length and diameter

	Driver section (mm)	Driven section (mm)	Diameter (mm)
Case 1	1,500	6,900	19
Case 2	1,500	4,900	19
Case 3	1,500	2,900	19
Case 4	1,000	6,900	19
Case 5	500	6,900	19
Case 6	1,500	6,900	9.5
Case 7	1,500	6,900	24.7



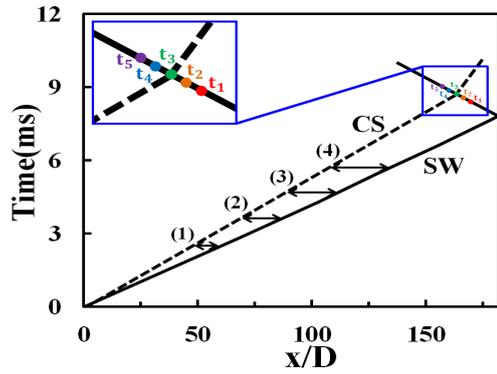
Fig. 2 Schematic of computational flow field

충격파관을 사용하여 수치해석을 수행하였다. 충격파관은 고압관과 저압관 그리고 격막으로 구성된다. 고압관의 길이를 500~1,500mm, 저압관의 길이를 2,900~6,900mm, 직경을 9.5~24.7mm로 변화시켰다. 반사 충격파와 경계층의 간섭이 발생하는 벽면 주위의 유동을 정확히 예측하기 위하여, 충격파관의 벽면과 양 끝단에 경계층 격자를 적용하였으며, 충격파관의 제원 변화에 따른 약 100,000~220,000개의 격자를 배치하였다.

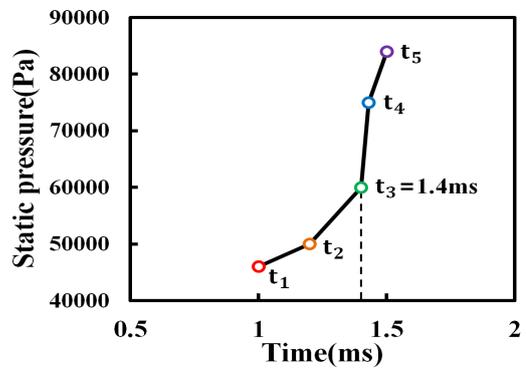
ANSYS-Fluent 15.0 소프트웨어를 사용하여 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식을 유한 체적법으로 이산화 하였다. 경계조건으로 충격파관의 상부와 양 끝단은 wall, 충격파관의 하부를 axis로 적용하였다. 고압관의 초기 압력 372,652.7Pa, 저압관의 초기압력 1,096Pa를 통해 340의 압력비를 적용하였으며, 충격파관 내부의 초기 온도는 288K를 적용하였다. 경계층 유동을 적절히 예측하기 위하여 유동의 압축성을 고려한 SST $k-\omega$ 난류 모델을 사용하였으며, Table 1의 7개 case에 대한 수치해석을 수행하였다.

4. ST의 발생 기구

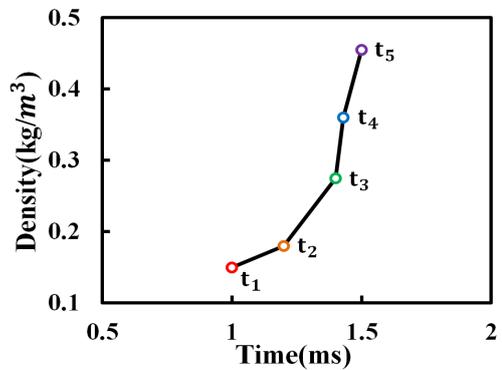
충격파관에서 발생하는 ST의 발생 기구를 조사하기 위하여, 시간에 따른 반사 충격파와 접촉면의 간섭 전, 후의 유동 상태를 조사하였으며, Fig. 3에 도시하였다. 그림(a)의 파동선도에서 t_{1-2} 는 반사 충격파와 접촉면의 간섭 전, t_3 는 간섭 순간, t_{4-5} 는 간섭 후의 시간이며, 시간(t)은 충격파



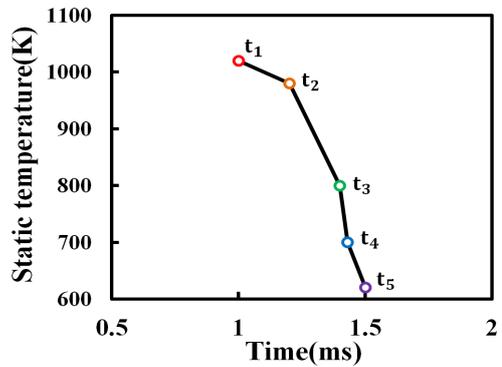
(a) x-t diagram



(b) Static pressure



(c) Density



(d) Static temperature

Fig. 3 Flow characteristics in shock tube

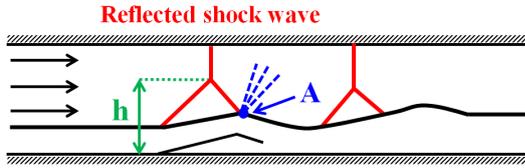


Fig. 4 Schematic sketch of flow in shock tube (Ref. 11)

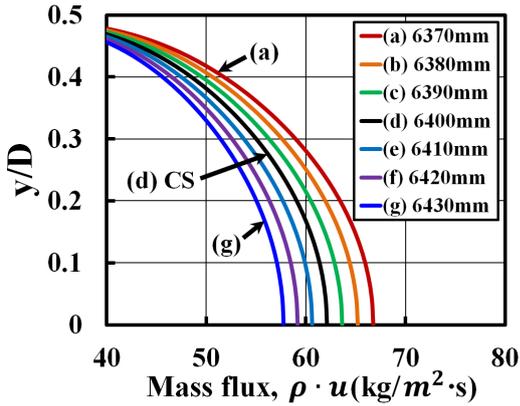


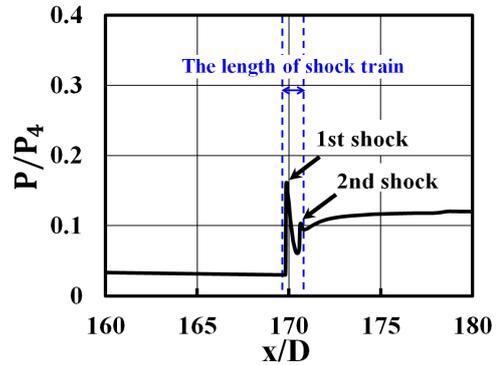
Fig. 5 Mass fluxes at different locations

가 저압관단에서 반사한 순간으로부터 경과한 시간이다. 그림 (b)~(c)에서 t_2 까지 점진적으로 증가한 압력과 밀도는, t_3 에서 반사 충격파와 접촉면의 간섭으로 급격하게 증가하였으며, 그림 (d)의 t_3 에서 온도의 급격한 감소가 발생하였다.

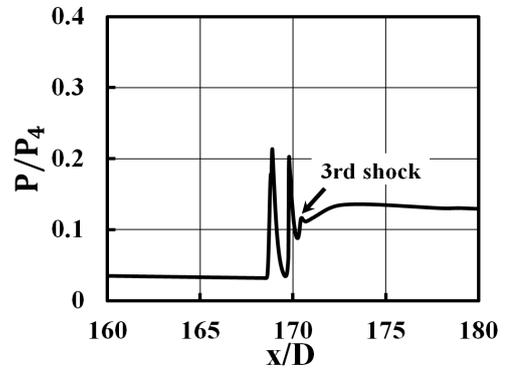
접촉면과 간섭으로 급격히 증가한 압력은 반사 충격파 강도가 증가하며, 접촉 지역(contact region 즉, 접촉면 후방 기류)의 냉기류로 인해 점성 작용이 강해진 경계층 유동을 관벽으로부터 광범위하게 박리시킨다.(Fig. 4) 또 분지한 반사 충격파의 높이(h)가 높아짐에 따라, 분지한 반사 충격파 하류 아음속 영역은 감소하게 되며, 포인트 A에서 발생한 팽창파로 인해 유동은 초음속으로 가속한다. 초음속으로 가속한 유동은 분지한 반사 충격파 하류에 형성된 고압으로 인해 압축 및 감속되며, 두 번째 충격파가 발생하게 된다.

따라서 접촉면과 간섭으로 인한 유동 상태의 변화는 반사 충격파 하류에 후속의 충격파를 용이하게 발생시키며, 접촉 지역과 간섭이 진행됨에 따라, ST이 발생하게 된다는 것을 알 수 있다.

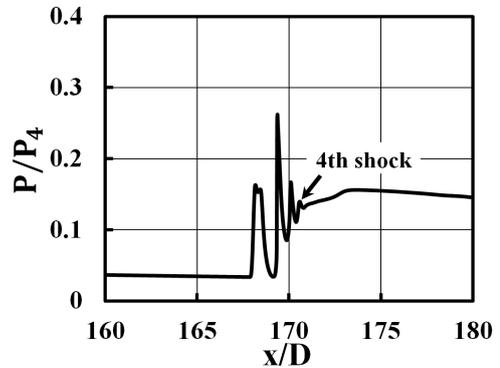
Fig. 5는 반사 충격파와 접촉면의 간섭 전, 접촉면 상, 하류 7개의 위치 (a)~(g)에서 측정한 질량유속 그래프이다. 그림의 횡축은 질량유속 값을, 종축은 관의 중심축으로부터 관벽까지의 거리(y)를 관의 직경(D)으로 무차원화 하여 나타내



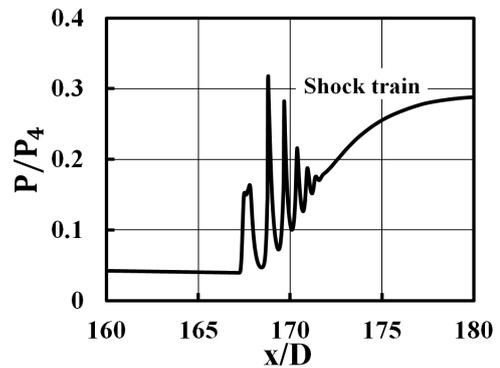
(a) $t=1.4ms$



(b) $t=1.6ms$



(c) $t=1.8ms$



(d) $t=2.6ms$

Fig. 6 Generation of shock train in shock tube

었다. 접촉면은 6400mm에 위치해 있으며, 각 위치의 거리 차이는 10mm로 동일하다. 접촉면 후방 기류로 갈수록 질량유속 값이 증가 한다는 것을 알 수 있으며, 이는 경계층 유동이 더 현저해 짐을 의미한다. 또 반사 충격파의 압력 증가는 충격파 전, 후의 밀도와 압력 관계식, 식 (5)를 통해 나타낼 수 있으며, P 는 압력, ρ 는 밀도 그리고 γ 는 기체의 비열비이다.

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{1 + \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left(\frac{P_2}{P_1}\right)}{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} + \frac{P_2}{P_1}} \quad (5)$$

5. 결과 및 고찰

5.1 ST 유동장의 특성

충격파관에서 발생하는 ST의 유동장 특성을 이해하기 위하여, ST 영역에서 다수의 충격파에 대한 압력 분포를 Fig. 6에 나타내었다. 횡축은 저압관단으로부터의 거리(x)를 관의 직경(D)으로, 종축은 반사 충격파의 압력을 고압관의 초기 압력(P_1)으로 무차원화 하였다. 그림의 점선은 ST의 길이를 의미하며, ST의 길이는 선두 충격파의 위치로부터 ST 영역 끝에 위치한 충격파의 위치까지 정의하였다. 그림(a)에서 분지한 반사 충격파와 접촉면의 간섭으로 선두 충격파 하류에 두 번째 충격파가 발생하였으며, 그림(d)를 통해 선두 충격파 하류에 5개의 충격파 즉, ST 영역에서 총 6개의 충격파가 발생하였다는 것을 알 수 있다.

Fig. 7은 시간에 따른 ST의 길이에 대한 그래프이다. 그림의 종축은 ST의 길이(L_{ST})를 관의 직경으로 무차원화 하였다. 분지한 반사 충격파와 접촉면의 간섭 순간($t=1.4ms$)으로부터, ST 영역에서 최대 개수의 충격파 즉, 6개의 충격파가 발생한 순간($t=2.6ms$)까지 ST의 길이는 $L_{ST}/D=1$ (약 40 mm)에서 $L_{ST}/D=4.21(160mm)$ 까지 선두 충격파 하류에 충격파 개수가 증가함에 따라 ST의 길이가 길어진다는 것을 알 수 있다. 또 ST 영역에서 최대 개수의 충격파가 형성된 후, ST의 길이는 큰 변화 없이 거의 유사하게 나타났다.

시간에 따른 ST를 구성하는 각 충격파의 강도 변화를 Fig. 8에 도시하였다. $P_{1,max}$ 는 ST 영역에서 선두 충격파의 과잉 압력, $P_{6,max}$ 는 여섯 번째 충격파의 과잉 압력을 의미하며, 접촉 지역과

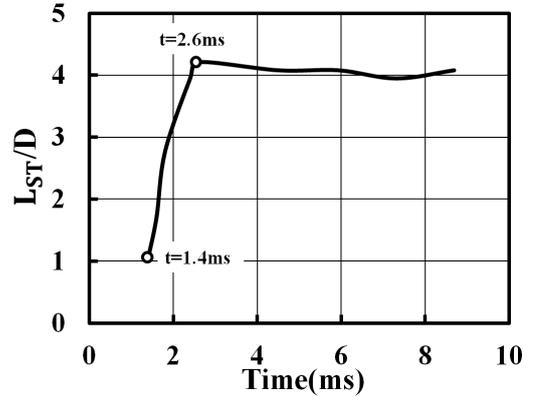


Fig. 7 The length of shock train

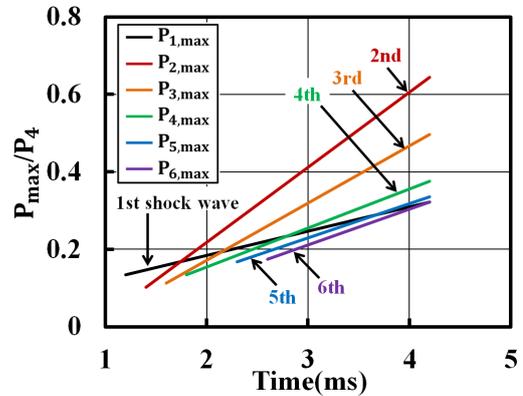


Fig. 8 Peak values of each shock wave in shock train

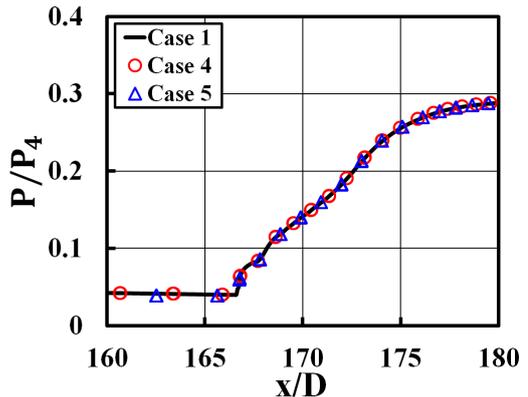
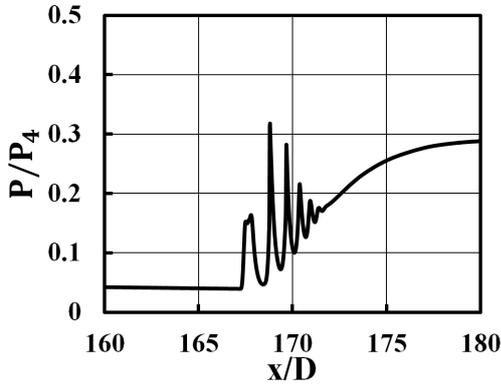


Fig. 9 Static pressure distribution along wall surface at different driver section length

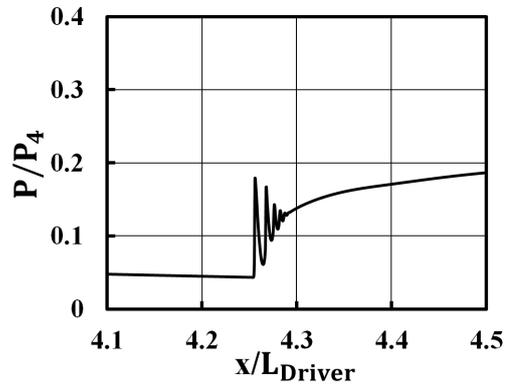
간섭이 진행될수록 각각의 충격파 즉, ST의 과잉 압력은 증가한다는 것을 알 수 있다.

5.2 고압관 길이의 영향

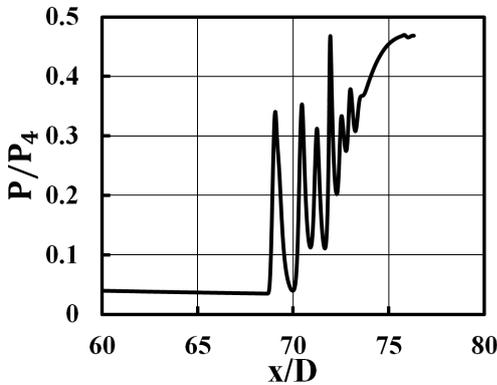
Fig. 9는 고압관 길이가 ST에 미치는 영향을 조사하기 위하여, 저압관 길이를 6,900mm로 고정



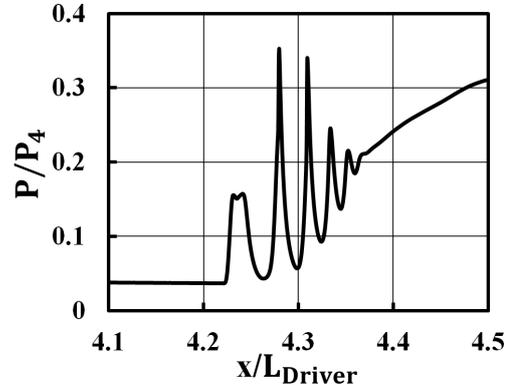
(a) Case 1(driven section : 6,900mm)



(a) Case 6(diameter : 9.5mm)



(b) Case 3(driven section : 2,900mm)



(b) Case 7(diameter : 24.7mm)

Fig. 10 Static pressure distribution along centerline at different driven section length

Fig. 11 Static pressure distribution along centerline at different diameter

시킨 후, 고압관의 길이를 500~1,500mm로 변화시킨 수치해석의 결과이다. 압력은 관의 벽면에서 측정하였다. 그 결과 3개의 case 모두 ST이 발생한 위치는 약 $x/D=167$ (관단으로부터 550mm)로 아주 근접한 위치에서 발생하였으며, 압력 역시 거의 동일한 값을 보인다. 이는 고압관 길이는 ST의 발생 위치와 유동장에 큰 영향을 미치지 않는다는 것을 의미한다.

5.3 저압관 길이의 영향

Fig. 10에는 고압관 길이를 1,500mm로 고정하여 저압관 길이 변화를 적용한 경우, ST에 미치는 영향을 조사하였다. 그림에서 저압관 길이가 짧을수록 ST의 파인 압력은 더 크게 나타났으며, ST의 길이를 관찰해 보았을 때, 저압관 길이가 2,900mm인 경우, ST의 길이는 약 180mm, ST 영역에서 충격파의 개수는 7개, 저압관 길이가 6,900mm인 경우, 길이는 약 150mm, 개수는 6개로 저압관의 길이가 짧을수록 ST의 길이는 길어

졌으며, 충격파는 더 많이 발생하였다. 격막의 파막으로 발생한 충격파는 저압관내를 전파할시, 충격파와 관벽에서 발생하는 마찰의 증가로 충격파 강도의 손실이 발생하게 되며, 이는 저압관 길이에 따른 반사 충격파의 강도는 ST 유동장에 영향을 미친다는 것을 의미한다.

또 ST이 발생하는 위치는 선두 충격파를 기준으로, 그림 (a)는 약 $x/D=167$ (550mm), 그림 (b)는 약 $x/D=69$ (300mm)로 저압관의 길이가 길수록 관단으로부터 더 먼 위치에서 발생하였다. 이는 충격파와 고체 벽면이 접촉하는 위치에서 경계층이 발생하게 되며, 충격파 하류에는 경계층의 성장으로 마치 Converging-Diverging nozzle(CD 노즐)과 유사한 유동장이 형성된다. 따라서 접촉면은 유동장 단면적의 변화로 감속이 발생하며, 관내를 전파할수록 충격파와 접촉면의 거리는 더욱 증가하기 때문이다. 충격파와 접촉면의 거리에 대한 그래프는 Fig. 3(a)의 (1)~(4)를 통해 나타내었다.

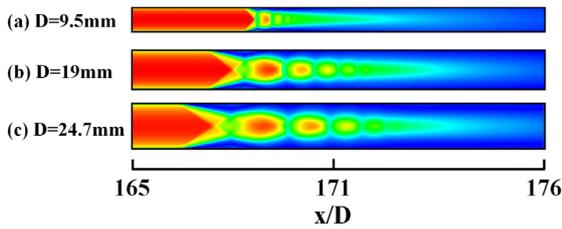


Fig. 12 Mach number contour of shock train structure

5.4 직경의 영향

충격파관의 직경이 ST에 미치는 영향을 조사하였다. Fig. 11에서 고압관의 길이를 1,500mm, 저압관의 길이를 6,900mm로 고정시킨 후, 직경을 변화시켰다. 횡측은 관단으로부터의 거리를 고압관의 길이(L_{Driver})로 무차원화 하였다. 그림에서 직경이 작을수록 ST의 과잉 압력은 감소하였으며, ST의 발생 위치는 관단과 더 인접한 위치에서 발생하였다. ST의 길이는 직경이 9.5mm인 경우 약 50mm, 직경이 24.7mm인 경우, 약 210mm로 저압관의 길이를 변화시켰을 때와는 달리, ST의 길이는 더 크게 변화하였으며, 이를 Fig. 12에 나타내었다.

전술한 바와 같이, 관벽에서 발생하는 점성마찰은 충격파의 강도에 영향을 미친다. 저압관의 길이가 짧을수록, 그리고 직경이 클수록 반사 충격파와 접촉면의 간섭은 강해지며, ST의 길이는 길어진다. ST의 길이에 비례하여 다수의 충격파 개수가 증가할수록 전압의 손실은 증가하며, 이러한 초음속 내부유동에서 고속의 흐름을 발생시키기 위해서는 ST의 제어 기구에 대한 연구 등보다 많은 후속 연구가 필요하다.

6. 결론

본 연구에서는 충격파관에서 발생하는 ST의 발생 기구 및 유동장의 특성, 그리고 충격파관의 길이나 직경이 ST에 미치는 영향을 조사하기 위하여 수치해석을 수행하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 반사 충격파와 경계층의 간섭으로 분지한 반사 충격파는 접촉면과 간섭으로 반사 충격파의 강도가 급격히 증가한다. 이는 경계층을 벽면으로부터 광범위하게 박리시키며, ST의 발생을 야기한다.

(2) 고정된 저압관 길이에서 고압관 길이를 변화시켰을 때, 고압관의 길이는 ST의 강도 그리고

발생 위치에 영향을 미치지 않는다. 또 저압관 길이가 짧을수록, ST은 관단과 더 인접한 위치에서 발생하였으며, 과잉 압력은 증가하였다.

(3) 직경이 작을수록 ST의 과잉 압력은 감소하였으며, 관단과 더 인접한 위치에서 발생하였다.

(4) 반사 충격파의 강도가 강할수록, ST의 길이는 길어진다.

(5) 본 연구의 수치해석 결과를 바탕으로, ST 현상에 영향을 미치는 충격파관의 압력비 등을 변화시켜 후속 연구를 수행할 예정이다.

후기

본 연구는 교육과학기술부 한국연구재단(NRF)의 사업인 중견연구자지원사업 (No. NRF-2016R1A2B3016436)의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

참고문헌 (References)

- (1) Matsuo, K., Miyazato, Y. and Kim, H. D., 1999, "Shock Train and Pseudo-Shock Wave Phenomena in Internal Gas Flows," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 35, No. 1, pp. 34~41.
- (2) Weiss, A., Grzona, A. and Olivier, G., 2010, "Behavior of Shock Trains in a Diverging Duct," *Experiments in Fluids*, Vol. 49, No. 2, pp. 355~365.
- (3) 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.
- (4) Matsuo, K., Sasaguchi, K., Mochizuki, H. and Takechi, N., 1980, "Investigation of the Starting Process of a Supersonic Wind Tunnel," *Bulletin of the JSME*, Vol. 23, No. 186, pp. 1975~1981.
- (5) Akatsuka, J. and Nagai, S., 2010, "The Effect of Diffuser Geometry on the Starting Pressure Ratio of a Supersonic Wind Tunnel," *27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, p. 4344.
- (6) Deng, R., Lee, K. H. and Kim, H. D., 2016, "Unsteadiness of Pseudo-Shock Wave in a Rectangular Duct," *KSPE Spring Conference*, pp. 280~285.
- (7) Kleine, H., Lyakhov, V. N., Gvozdeva, L. G. and Gronig, H., 1992, "Bifurcation of a Reflected Shock Wave in a Shock Tube," *Shock Waves*,

- Springer Berlin Heidelberg*, pp. 261~266.
- (8) Mark. H., 1958, "The Interaction of a Reflected Shock Wave with the Boundary Layer in a Shock Tube," *National Advisory Committee for Aeronautics*.
- (9) Davies, L. and Wilson, J. L., 1969, "Influence of Reflected Shock and Boundary-Layer Interaction on Shock-Tube Flows," *The Physics of Fluids*, Vol. 12, No. 5, pp. 37~43.
- (10) Matsuo, K., Kawagoe, S. and Kage, K., 1974, "The Interaction of a Reflected Shock Wave with the Boundary Layer in a Shock Tube," *Bulletin of JSME*, Vol. 17, No. 110, pp. 1039~1046.
- (11) Matsuo, K., Kage, K. and Kawagoe, S., 1975, "The Interaction of a Reflected Shock Wave with the Contact Region in a Shock Tube," *Bulletin of JSME*, Vol. 18, No. 121, pp. 681~688.
- (12) Kim, D. W., Kim, T. H. and Kim, H. D., 2017, "Study on Reflected Shock Wave/Boundary Layer Interaction in a Shock Tube," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 41, No. 7, pp. 481~487.
- (13) Zhang, G., Setoguchi, T. and Kim, H. D., 2015, "Numerical Simulation of Flow Characteristics in Micro Shock Tube," *Journal of Thermal Science*, Vol. 24, No. 3, pp. 246~253.
- (14) Park, J. W., Kim, G. Y., Md.Alim, I. R. and Kim, H. D., 2015, "Experimental Study of Micro-Shock Tube Flow," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 39, No. 5, pp. 385~390.
- (15) Kim, H. D., 1995, "Shock Wave Phenomena in Fluid Engineerings(II)," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 35, No. 1, pp. 71~83.