

충격파관에서 발생하는 반사 충격파와 경계층의 간섭에 대한 연구

김동욱* · 김태호* · 김희동**

* 안동대학교 기계공학과

Study on Reflected Shock Wave/Boundary Layer Interaction in a Shock Tube

Dong Wook Kim*, Tae Ho Kim* and Heuy Dong Kim**

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

(Received February 23, 2017 ; Revised April 4, 2017 ; Accepted April 10, 2017)

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

초록: 충격파와 경계층의 간섭 현상은 경계층이 박리하고, shock train이 발생하며, 유동장은 매우 복잡한 형태로 된다. 이러한 현상은 반사 충격파와 비정상 경계층이 간섭하는 충격파관에서도 발생한다. 그러나 충격파관에서 발생하는 shock train 현상에 대한 연구는 미비한 실정이다. 본 연구에서는 2차원 축대칭 충격파관을 사용하여 수치해석을 수행하였으며, 충격파관에서 발생하는 shock train의 유동 특성을 상세히 조사하기 위하여 압축성 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 본 연구의 수치해석 결과를 바탕으로 상세한 파동선도를 통해 실험 결과와 비교하였다.

Abstract: The interaction between a shock wave and a boundary layer causes boundary layer separation, shock train, and in some cases, strong unsteadiness in the flow field. Such a situation is also observed in a shock tube, where the reflected shock wave interacts with the unsteady boundary layer. However, only a few studies have been conducted to investigate the shock train phenomenon in a shock tube. In the present study, numerical studies were conducted using the two-dimensional axisymmetric domain of a shock tube, and compressible Navier-Stokes equations were solved to clarify the flow characteristics of shock train phenomenon inside a shock tube. A detailed wave diagram was developed based on the present computational results, which were validated with existing experimental data.

1. 서 론

충격파와 경계층의 간섭(interaction) 현상은 고체 벽면이 존재하는 유동장에서는 필연적으로 발생하게 된다. 충격파가 강한 경우, 경계층은 벽면으로부터 박리(separation)하며, 충격파는 분지한다. 또 간섭 유동장은 다수의 충격파가 발생하게 되는 등 매우 복잡한 형태로 된다.⁽¹⁾ 이와 같이 충격파와 경계층의 간섭에 의하여 분지한 충격파 하류에 형성되는 다수의 충격파를 종래 shock train(ST)이라 정의하고 있다.⁽¹⁾

종래 ST에 대한 연구는 단면적이 일정한 유로

나, 유동 방향으로 유로 단면적이 확대되는 초음속 풍동 등의 유동장에 대하여 많은 연구가 수행되었으며, ST의 발생기구나 유동 특성이 비교적 잘 알려지게 되었다.⁽²⁻⁵⁾ 그러나 ST 현상에 미치는 유로 형태의 영향, ST의 제어기술 등에 대해서는 아직까지 많은 미해결점들이 남아 있어, ST 현상을 공학적으로 적절하게 응용하기 위해서는 보다 많은 후속 연구가 필요하다.

실제로 ST 현상을 실험적으로 조사하는 경우, 초음속 풍동을 구동하여야 하므로 실험 시간 및 경비 등의 측면에서 실행하기가 쉽지 않다. 종래 몇몇 연구에 의하면,⁽⁶⁻¹⁰⁾ ST 현상은 단순한 충격파관(shock tube)에서도 발생한다는 것을 보고하였으나, 후속의 관련 연구가 체계적으로 수행되

† Corresponding Author, kimhd@anu.ac.kr

© 2017 The Korean Society of Mechanical Engineers

지 않아 ST에 대해서 현재까지 잘 알려져 있지 않다.

만일 충격파관에서 발생하는 ST 현상이 잘 알려진다면, ST 현상의 제어 기구에 대한 연구나 공학적 응용에 대한 연구를 용이하게 수행할 수 있어 공학적으로 응용 가치가 매우 클 것으로 예상된다. 따라서 본 연구에서는 단순한 충격파관에서 발생하는 간섭 현상과 ST의 발생 기구 등을 상세히 조사하기 위하여, 수치해석적 연구를 수행하였다. 본 연구의 수치해석 결과에 대한 타당성을 검증하기 위해 실제 충격파관에서 발생한 간섭 현상 및 ST의 실험 결과와 비교하였다. 그 결과 수치해석의 결과는 실험 결과를 적절히 예측할 수 있었으며, 본 연구의 수치해석 결과를 파동선도(wave diagram)를 통해 간섭 현상 및 ST을 모사할 수 있었다.

2. 충격파관에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭 현상

충격파관은 일반적으로 고압관과 저압관 그리고 이들을 구분하는 격막으로 매우 단순하게 구성된다. 격막의 파막에 의하여 비정상 유동장 즉, 충격파(shock wave), 접촉면(contact surface) 그리고 팽창파(expansion wave)가 발생하게 되며, 충격파관 내에는 매우 복잡한 파동 현상이 발생하게 된다(Fig. 1).^(11~13) 저압관을 전파하는 충격파 후미에는 충격파에 의하여 유기되는 유동이 발생하게 되므로, 충격파와 고체 벽면이 접촉하는 위치(즉, 충격파의 발밑, foot of shock wave)에서는 경계층이 발생하게 되며, 전파해 가는 충격파와 함께 저압관내를 이동하게 된다.

따라서 충격파의 전방에는 정지해 있는 저압관의 기체 그리고 충격파 바로 하류에는 비정상 경

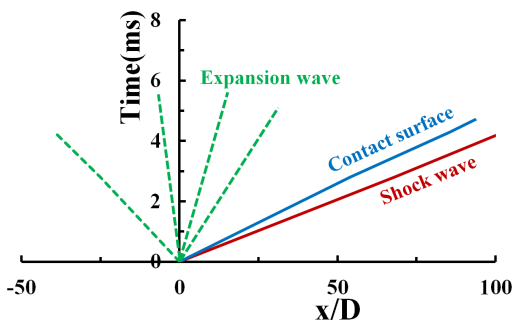


Fig. 1 x-t diagram of the wave motion in shock tube(present CFD, $M_s=2.6$)

계층이 발생하는 유동장이 형성되며, 충격파가 저압관의 관단에 도달하는 경우에 저압관 관단으로부터 반사하여 고압관 쪽으로 전파하게 된다. 이 경우 충격파는 이미 저압관 벽을 따라 형성되어 있는 경계층 유동과 간섭하면서 상류로 전파하며, 접촉면 후방 기류와 간섭할 때 ST이 발생하게 된다(Fig. 2). 따라서 충격파관에서 ST 현상은 반사 충격파와 접촉면의 간섭에 의하여 발생하게 되지만, 현재까지 이에 대한 구체적인 발생 기구, ST 현상에 미치는 충격파관의 길이나 직경, 또 충격파관의 압력비와 기체 종류의 영향에 대해서는 잘 알려져 있지 않다. 따라서 본 연구의 수치해석 결과를 바탕으로, 후속 연구를 통해 이들에 대한 영향을 상세하게 조사하여, ST의 특성과 적절한 제어 기술을 개발하는 것을 목표로 하고 있다.

3. 충격파관의 간섭 유동장

본 연구에서는 종래 수행된 실험적 연구^(9,10)를 참고하여 수치해석 결과를 검증하였다. 실험적 연구에서는 Fig. 3에 도시한 바와 같은 단순 충격파관을 사용하였으며, 충격파관은 직경이 49.5mm 이고 길이가 1500mm인 고압관과 직경이 38mm 이고 길이 6900mm의 저압관 그리고 격막으로 구성

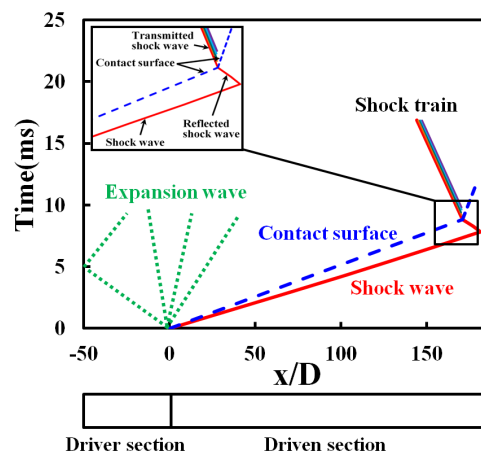


Fig. 2 x-t diagram of the wave motion in shock tube(present CFD, $M_s=2.6$)

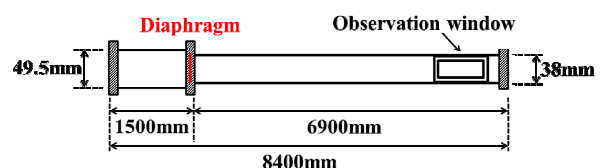


Fig. 3 Schematic of experimental equipment^(9,10)

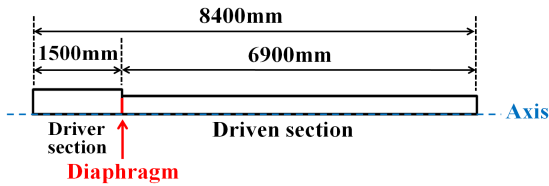


Fig. 4 Schematic of computational flow field

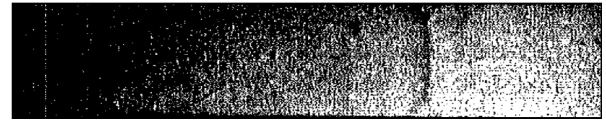
되어 있으며, 격막의 파막은 격침으로 이용한다. 실험은 충격파관 내부의 초기 온도는 288K, 고압관의 초기 압력 372,652.7Pa, 저압관의 초기 압력 666.1~6,666.1Pa을 적용하여 고압관과 저압관의 압력비(P_{41})를 10~500 사이에서 변화시켰다. 한편 고압관 및 저압관의 기체는 공기이며, 저압관단 부근에는 광학창을 설치하여 유동장의 שלי렌 가시화가 가능하도록 설계되어 있다.

본 연구에서는 이와 같은 충격파 유동을 모사하기 위하여 Fig. 4에 도시한 2차원 축대칭 충격파관을 사용하였으며, 실험과 동일한 규격을 적용하여 수치해석적 연구를 수행하였다. 경계조건으로 충격파관의 상부와 양 끝단은 wall, 충격파관의 하부를 symmetry로 적용하였으며, 격막은 interior를 사용하여 순간적인 파막을 적용하였다. 반사 충격파와 경계층의 간섭이 발생하는 벽면 주위의 유동을 정확히 예측하기 위해, 충격파관의 벽면 및 양 끝단에 경계층 격자를 적용하여 약 21만개의 격자를 배치하였다. 상용 소프트웨어 ANSYS-Fluent 15.0을 사용하여 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식을 유한 체적법으로 차분화하였으며, 충격파관의 온도 및 초기 압력 역시 실험과 동일한 조건을 적용하였다. 또 경계층 유동을 적절하게 예측하기 위하여 유동의 압축성을 고려한 SST $k-\omega$ 난류 모델을 선택하였다. 다양한 시간스텝에 대한 예비실험을 수행하였으며, 또 격자 의존성에 대한 예비 실험으로 격자수를 변화시켜 수치계산을 수행하여 실험결과와 비교하였다. 그 결과 ST이 발생할 수 있는 영역과 벽면, 관단, 또 격막부분 등에 집중적으로 격자를 배치하고, 시간 스텝을 $5.5e^{-7}$ 로 설정하면 가장 정확한 예측을 할 수 있다는 판단을 하게 되었다.

4. 결과 및 고찰

4.1 반사 충격파와 경계층의 간섭

Fig. 5는 마하수 2.5에서 반사 충격파와 경계층의 간섭으로 발생한 분지한 반사 충격파의 형상



(a) Experiment⁽⁹⁾



(b) Present CFD

Fig. 5 The bifurcation of reflected shock wave ($Ms=2.5$)

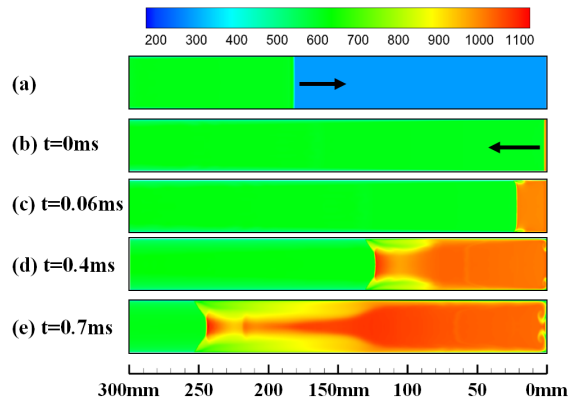


Fig. 6 The interaction of reflected shock wave with boundary layer($Ms=2.5$, static temperature contour)

을 나타낸다. 그림 (a)는 실제 충격파관의 저압관 단 부근에 설치된 광학창을 통하여 שלי렌 가시화를 사용하여 측정된 형상이며, 그림 (b)는 본 연구의 수치해석의 형상이다. 두 형상을 비교하였을 때, 수치해석에서의 반사 충격파는 실험에서 발생한 반사 충격파와 유사한 형상이 나타났다. 또 그림 (b)의 h 는 분지한 반사 충격파의 높이, α 는 분지한 반사 충격파의 각도를 나타낸다.

Fig. 6은 충격파관에서 발생하는 반사 충격파와 경계층의 간섭을 본 연구의 수치해석 결과를 통해 나타내었다. 그림 (a)는 충격파관내 격막의 파막에 의해 발생한 충격파이다. 충격파는 저압관 단으로 전파하며, 그림 (b)를 통해 관단에서 반사한다는 것을 알 수 있다. 전술한 바와 같이, 충격파와 고체 벽면이 접촉하는 위치에서 형성된 경계층은 충격파와 함께 저압관내를 전파하는데, 그림 (b)에서 반사한 충격파는 충격파관 상류로 전파하면서 경계층과 간섭이 발생하게 되며, 경계층의 박리 및 반사 충격파가 분지하는 현상이

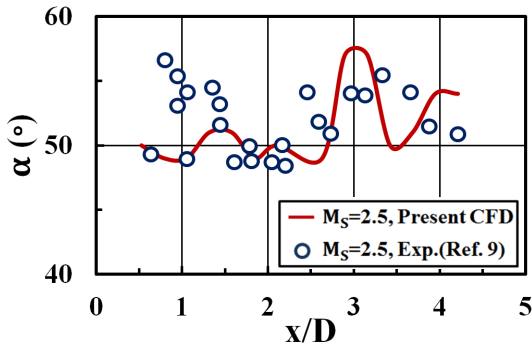


Fig. 7 The angle of the bifurcation and the distance from the end wall

발생하게 된다. 충격파가 관단에서 반사한 순간의 시간(t)을 0ms로 고려했을 때, 분지한 반사 충격파는 관의 상류로 더욱 더 전파됨에 따라, 각도 및 높이 등의 형상의 변화가 나타났으며, 이를 그림 (c)~(e)를 통해 나타내었다.

Fig. 7은 마하수 2.5에서, 저압관단으로부터의 거리에 대한 분지한 반사 충격파의 각도를 나타낸다. 그래프의 횡축은 관단으로부터의 거리(x)를 저압관의 직경(D)으로 무차원화 하여 나타내었다. 충격파 마하수(M_s)는 실험에서 적용된 고압관(P_4)과 저압관(P_1)의 초기 압력 값을 사용하여, 다음과 같은 식 (1)을 통해 나타낼 수 있으며, 비열비(γ)는 1.4를 사용하였다.

$$\frac{P_4}{P_1} = \left\{ 1 + \frac{2\gamma_1}{\gamma_1 + 1} (M_s^2 - 1) \right\} \cdot \left\{ 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_4 + 1} \frac{a_1}{a_4} \left(M_s - \frac{1}{M_s} \right) \right\}^{\frac{-2\gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (1)$$

그래프를 보았을 때, 관단($x/D=0$)으로부터 약 $x/D=5$ 까지 실험과 수치해석의 평균 각도는 각각 약 52° , 53° 로 거의 동일한 값이 나타났다. 또한 마하수 2.5 외에 다른 마하수에서도 실험과 수치해석의 평균 각도는 Fig. 7과 거의 동일한 값이 나타났는데, 이는 관단으로부터 약 $x/D=5$ 까지 분지한 반사 충격파의 각도는 마하수에 큰 영향을 받지 않는다는 것을 의미한다.

Fig. 8은 관단으로부터의 거리에 대한 분지한 반사 충격파의 높이에 대한 그래프이며, 그래프의 횡축과 종축을 각각 관의 직경(D)으로 무차원화하였다. 4개의 그래프 모두 관단으로부터 약 $x/D=2$ 까지 높이는 선형적으로 높아졌으며, 약 $x/D=3$ 에서 특정한 값에 도달한 후 높이는 거의 일정하게 유지되었다. 마하수 2.5와 2.6을 비교하

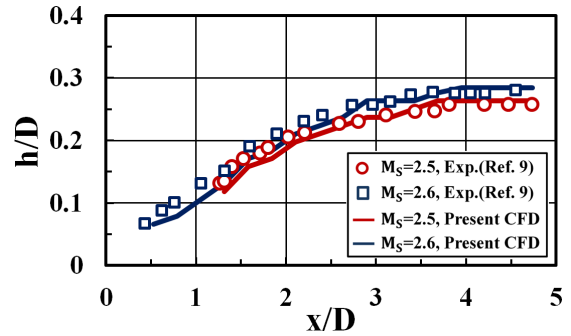


Fig. 8 Variation of the height of the bifurcation with distance from the end wall

였을 때, 마하수가 클수록 높이는 더 높게 나타났다. 이는 마하수가 클수록 반사 충격파와 경계층의 간섭은 더욱 강해지며, 반사 충격파의 분지는 더 크게 된다는 것을 의미한다. 또 Fig. 7, 8을 통해 관단으로부터 약 $x/D=5$ 까지 분지한 반사 충격파의 형상은 마하수에 큰 영향을 받지 않고 유사한 형상이 나타난다는 것을 알 수 있다.

4.2 반사 충격파와 접촉면의 간섭

Fig. 9에 반사 충격파와 경계층의 간섭 및 접촉면의 간섭을 나타내었으며, 동일한 시간에서 반사 충격파의 위치를 실험 결과와 비교하였다. 횡축은 저압관단(0mm)으로부터의 거리를 나타내었으며, 종축의 시간은 충격파가 관단에서 반사한 순간($t=0$ ms)으로부터 경과한 시간이다. 그림 (a)에서, 반사 충격파와 경계층의 간섭으로 분지한 반사 충격파는, 그림 (b)에서 접촉면과 간섭이 발생하였으며, 분지는 더 크게 되었다. 또 접촉 지역(contact region 즉, 접촉면 후방 기류)과 간섭이 진행됨에 따라, 분지한 반사 충격파 하류에 다수의 충격파 즉, ST의 발생을 그림 (c)~(g)를 통해 나타내었다.

충격파관에서 발생하는 ST의 발생 기구는 후술하는 바와 같다. Fig. 10(a)에서 반사 충격파와 경계층의 간섭으로 분지한 반사 충격파는, 그림 (b)에서 접촉면과 간섭이 발생하였다. 분지한 반사 충격파가 접촉면과 간섭 후, 반사 충격파의 강도가 증가하며, 경계층을 관벽으로부터 광범위하게 박리시킨다. 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 하류

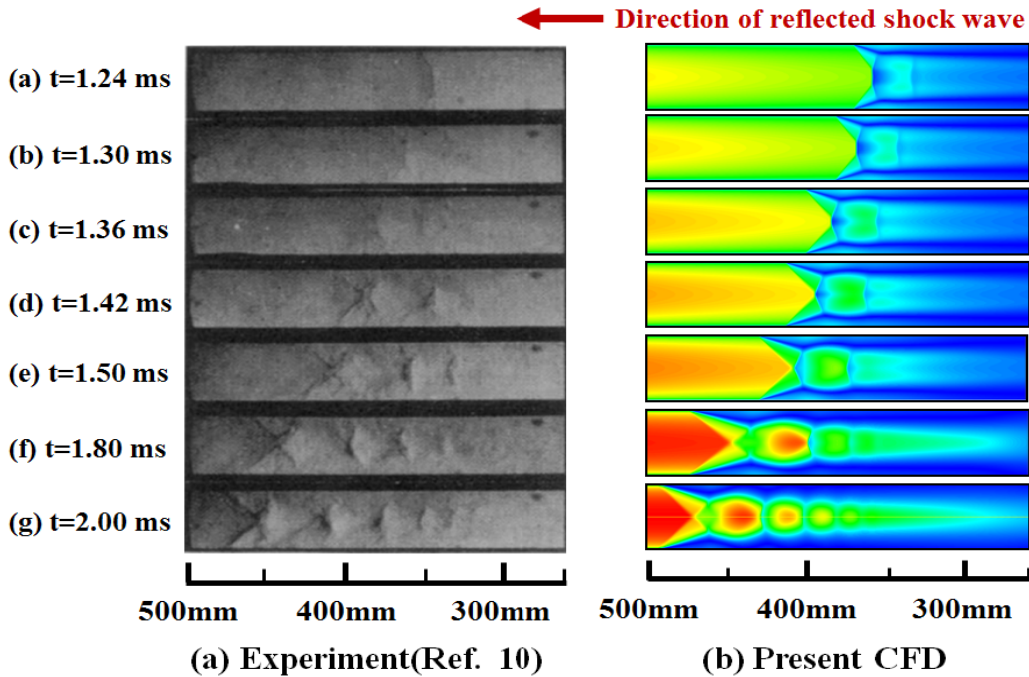


Fig. 9 Generation of multiple shock wave($M_s=2.5$, Mach number contour)

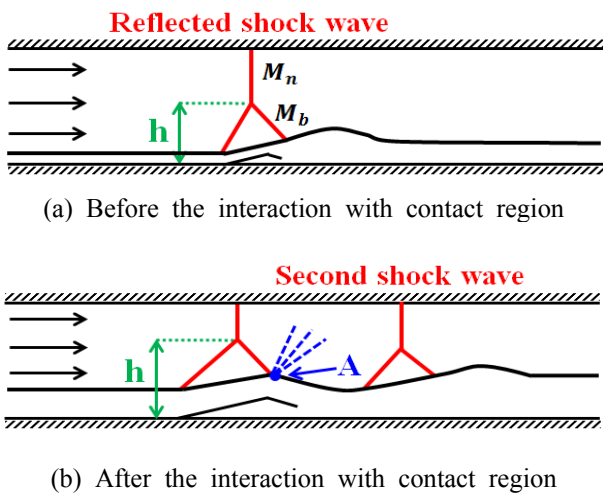


Fig. 10 Schematic sketch of flow in shock tube⁽¹¹⁾

에 형성된 고압으로 인해 압축 및 감속되며, 분지한 반사 충격파(선두 충격파) 하류에 두 번째 충격파가 발생하게 된다. 또 분지한 반사 충격파가 접촉 지역과 간섭이 진행됨에 따라 ST이 발생하게 된다.

Table 1, 2는 Fig. 10(a), (b)에서 반사 충격파와 접촉면의 간섭 전, 후, 반사 충격파 하류의 유동 마하수를 나타내었다. M_n 은 반사 충격파에서 분지하지 않은 부분의 하류 유동의 마하수, M_b 는 반사 충격파에서 분지한 부분의 하류 유동의 마

Table 1 Before the interaction with contact surface

M_s	Experiment		CFD	
	M_n	M_b	M_n	M_b
2.5	0.58	0.79	0.58	0.79
2.6	0.58	0.86	0.57	0.87

Table 2 After the interaction with contact surface

M_s	Experiment		CFD	
	M_n	M_b	M_n	M_b
2.5	0.46	1.17	0.47	1.17
2.6	0.45	1.25	0.45	1.23

하수를 의미한다. 반사 충격파와 접촉면의 간섭 전, M_n , M_b 의 유동 마하수는 초음속에서 아음속으로 감속되었다. 접촉면과 간섭 후, 분지한 반사 충격파의 높이 증가와 각도의 감소, 그리고 팽창파로 인하여 분지한 부분의 하류 유동의 마하수는 초음속으로 가속되었다. 따라서 반사 충격파의 하류 영역은 초음속 유동과 아음속 유동이 혼합된 영역이 존재하며, 이를 Fig. 11을 통해 나타내었다.

반사 충격파와 경계층의 간섭으로 약 $x/D=5$ (Fig. 7)까지 큰 변화 없이 일정하게 유지된 분지한 반사 충격파의 각도는 Fig. 12의 약 $x/D=10$ 에

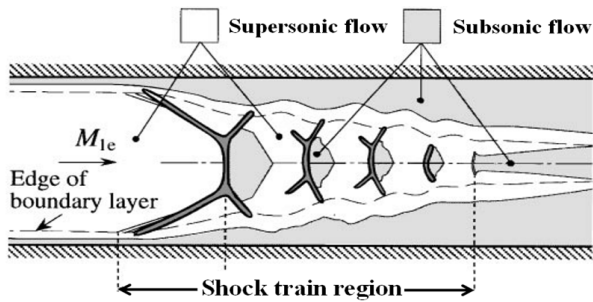


Fig. 11 Schematic sketch showing flow structure in shock train region⁽¹⁾

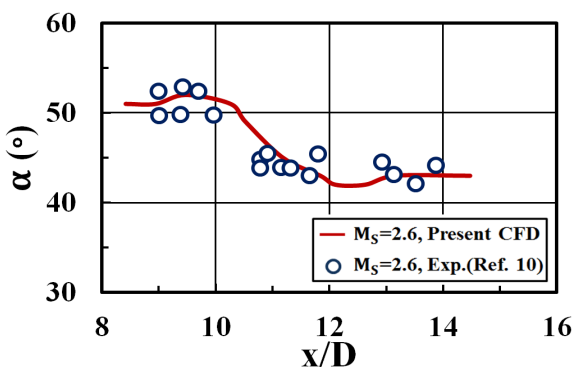


Fig. 12 The angle of the bifurcation and the distance from the end wall

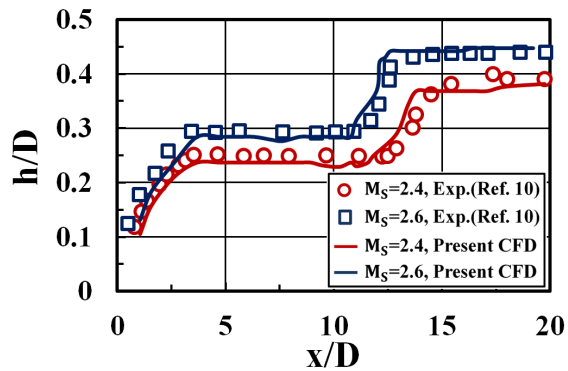


Fig. 13 Variation of the height of the bifurcation with distance from the end wall

서 접촉면과 간섭이 발생하였다. 경계층과의 간섭과는 달리, 접촉 지역과 간섭이 진행되면서 각도는 점진적으로 작아졌으며, 약 $x/D=12$ 에서 각도는 다시 일정하게 유지되었다.

Fig. 13은 관단으로부터의 거리에 대한 분지한 반사 충격파의 높이에 대한 그래프이다. 4개의 그래프 모두 경계층과 간섭으로 선형적으로 높아졌다가 특정 값에 도달한 높이는 접촉 지역과 간섭이 진행되면서 높이는 높아졌으며, 다시 일정

하게 나타났다.

경계층과 간섭으로 분지한 반사 충격파의 형상은 마하수에 큰 영향을 받지 않았지만, 접촉 지역과 간섭이 진행됨에 따라, 분지한 반사 충격파의 형상은 마하수에 비례하여 형상의 변화가 나타났다. 이를 통해 충격파관에서 발생하는 반사 충격파와 경계층 그리고 접촉면의 간섭은 충격파 강도에 비례한다는 것을 알 수 있으며, 본 논문의 수치해석 결과는 실제 충격파관에서 발생하는 간섭 현상과 ST을 적절히 예측하였다.

5. 결론

본 연구에서는 실제 충격파관에서 발생하는 충격파와 경계층의 간섭 그리고 ST을 예측 및 모사하기 위하여, 실험과 동일한 충격파관 규격 및 조건을 적용하여 수치해석을 수행하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 저압관단에서 반사한 충격파는 충격파에 의해 형성된 경계층과 간섭이 발생하게 되며, 반사 충격파에 분지가 발생한다.
- (2) 반사 충격파와 경계층의 간섭으로 분지한 반사 충격파는 접촉 지역과 간섭으로 ST이 발생하게 된다.
- (3) 본 연구의 수치해석 결과는 실험 결과를 적절히 예측할 수 있었으며, 수치해석 결과를 바탕으로 ST 현상에 영향을 미치는 충격파관의 길이, 직경 그리고 압력비 등을 변화시켜 후속 연구를 수행할 예정이며, ST의 특성과 적절한 제어 기술 개발을 목표로 한다.

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) 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.
- (3) 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.
- (4) 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.
- (5) 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.
- (6) 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.
- (7) Mark. H., 1958, "The Interaction of a Reflected Shock Wave with the Boundary Layer in a Shock Tube," *National Advisory Committee for Aeronautics*.
- (8) 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.
- (9) 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.
- (10) 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.
- (11) 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.
- (12) 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.
- (13) Kim, H. D., 1995, "Shock Wave Phenomena in Fluid Engineerings(II)," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol. 35, No. 1, pp. 71~83.