

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(6), 479-487(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.6.479

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

충격관 터널의 노즐목 크기에 따른 반사압력특성 분석

이종국*

Study on Reflected Pressure in a Shock Tunnel According to the Size of a Nozzle Throat

Jong Kook Lee*

Agency for Defense Development

ABSTRACT

In a reflected shock tunnel, stagnation conditions of a nozzle are determined by the flow behind a reflected shock. When calculating the flow behind the reflected shock, unlike a shock tube, the flow leakage through the nozzle is to be considered. The analytical studies were done to find out the characteristics of the stagnation conditions of the nozzle with various nozzle throat size. Experiments and numerical simulations were also carried out for further understanding of the flow leakage effects. It was found that the nozzle stagnation pressure was diminished by the increase of the size of the nozzle throat. It was also found that the steady pressure in the stagnation were maintained well at the area ratio of the driven tube to the nozzle throat is 4.5.

초 록

반사식 충격관 터널에서의 노즐의 정체조건은 반사충격과 이후의 유동조건에 해당된다. 반사식 충격관 터널에서 반사충격과 이후의 유동조건을 계산할 때, 노즐이 없는 충격관 튜브와는 달리, 노즐방향으로의 흐름을 고려하여야 한다. 본 연구에서는 노즐목의 크기에 따른 반사충격과 이후의 조건, 즉 노즐 정체실 조건의 특성을 이론적, 실험적, 그리고 수치해석적으로 다루었다. 노즐목의 크기가 증가할수록 정체실의 조건이 감소함을 알 수 있으며, 노즐목에 대한 피작동부의 면적비가 4.5인 조건에서도 정체실의 정상압력이 잘 형성됨을 알 수 있었다.

Key Words : Reflected Shock Tunnel(반사식 충격관 터널), Nozzle Throat(노즐목), Reflected Pressure(반사 압력)

1. 서 론

전통적인 충격관 터널(shock tunnel)은 충격관 튜브(shock tube)와 노즐로 구성되어 있다[1]. 충격관 튜브는 고압의 작동튜브(driver tube)와

저압의 피작동 튜브(driven tube)로 구성된다. 노즐은 팽창식 노즐과 수축-팽창식 노즐로 구분 될 수 있으며, 전자의 노즐을 사용하는 충격관 터널을 비반사식 충격관 터널(non-reflected shock tunnel)로, 후자의 경우를 반사식 충격관 터널

† Received : March 12, 2015 Revised : May 5, 2015 Accepted : May 24, 2015

* Corresponding author, E-mail : final@add.re.kr

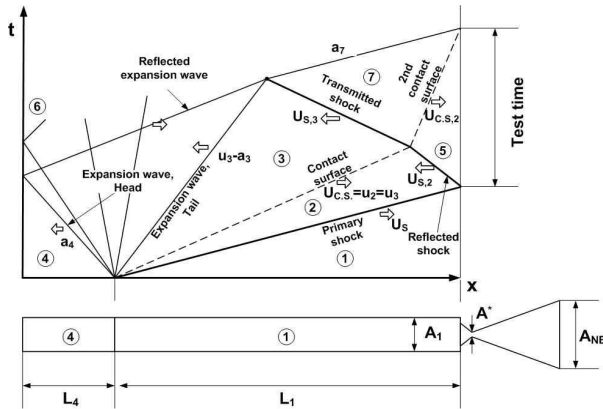


Fig. 1. Wave diagram of a shock tunnel

(reflected shock tunnel)로 일컫는다. Fig. 1은 반사식 충격관 터널내부에서 발생하는 유동현상을 보여주고 있다. 그림에서는 고압의 작동부 튜브(driver tube, ④)와 저압의 피작동부 튜브(driven tube, ①) 사이의 격막(diaphragm)이 터지면서 발생하는 주충격파(primary shock)가 좌측에서 우측으로 진행되는 것과 피작동부 끝단에서 반사되어 우측에서 좌측으로 진행되는 것을 보여주고 있다. 이 때 반사되는 주충격파를 반사충격파(reflected shock)라고 한다. 그 외의 유동현상들은 참고문헌 [2][3]에 자세히 기술되어 있다.

반사충격파가 없는 비반사식 충격관 터널에서는 주충격파 이후의 유동장(②)의 압력과 온도가 노즐의 정체실 조건이 된다. 반사식 충격관 터널에서는 반사충격파 이후 유동장(⑤)에서의 유동특성들이 노즐의 정체실 조건이 된다. 반사식 충격관 터널을 사용하면, 비반사식 충격관 터널에 비해 높은 정체실 압력과 온도를 생성할 수 있으나, 노즐을 통한 유량의 정도에 따라 반사충격파 이후의 온도, 압력, 엔탈피 등의 유동조건들이 변하게 되는 특징이 있다. 참고문헌 [4]에서는 피작동부에 대한 노즐목의 크기에 따른 충격관 터널에서의 시험시간의 경향에 대해 기술하고 있다.

본 연구에서는 공개문헌에서 잘 다루어지지 않았던 노즐목의 크기에 따른 반사충격파 이후의 압력의 정량적 변화와 비교적 큰 노즐목을 가진 노즐에서도 반사충격파 이후의 유동장이 정상적으로 잘 형성되는지를 이론적, 실험적, 그리고 수치해석적으로 살펴보고자 한다.

II. 본 론

2.1 이론적 해석

본 장에서는 화학적 평형(chemical equilibrium)

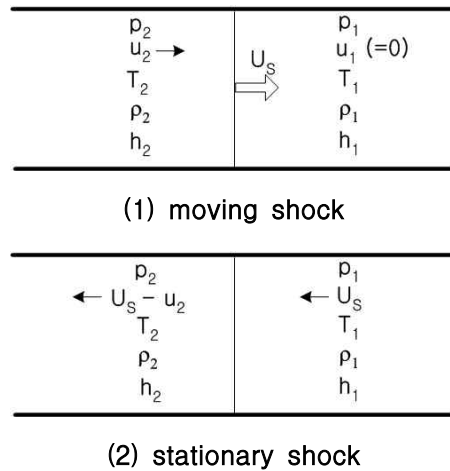


Fig. 2. Flow parameters across the primary shock

이 고려된 충격관 튜브와 충격관 터널내에서 주충격파와 반사 충격파 이후의 유동장의 특성을 이론적으로 다루고자 한다.

2.1.1 주 충격파 이후 유동

참고문헌[2][3]에 잘 알려진 바와 같이 주 충격파 이후의 유동장(②) 특성은 Fig. 2와 같이 주 충격파(primary shock)의 속도, U_s 와 피작동부의 초기(①)유동조건에 의하여 결정된다. Fig. 2-1)은 주 충격파 외부 시각에서의 주 충격파 전, 후의 유동조건을, Fig. 2-2)는 주 충격파에서 바라본 주 충격파 전, 후의 유동조건을 나타낸다.

주 충격파 전, 후의 유동장에서는 수식 (1)과 같이 유량, 운동량, 그리고 엔탈피가 보존된다. 그리고 주 충격파 이후의 온도, T_2 와 밀도, ρ_2 는 수식 (2)의 화학적 평형 관계식[5]을 사용하여 구할 수 있다.

$$\rho_1 U_s = \rho_2 (U_s - u_2) \tag{1}$$

$$p_1 + \rho_1 U_s^2 = p_2 + \rho_2 (U_s - u_2)^2$$

$$h_1 + 0.5 U_s^2 = h_2 + 0.5 (U_s - u_2)^2$$

$$T_2 = f(p_2, h_2) \tag{2}$$

$$\rho_2 = f(p_2, h_2)$$

우선, 피작동부의 초기값과 주 충격파 이후의 초기예측값(여기서는 이상기체상태의 값)을 사용하여 수식 (1)과 수식 (2)의 밀도, ρ_2 가 일치할 때까지 반복계산하여 ρ_2 를 구한다. 그 다음 u_2 , p_2 , h_2 를 수식 (1)로부터 구하며, T_2 는 수식 (2)로부터 구한다.

2.1.2 반사 충격파 이후 유동-충격관 튜브

노즐 흐름이 없는 충격관 튜브에서의 반사 충

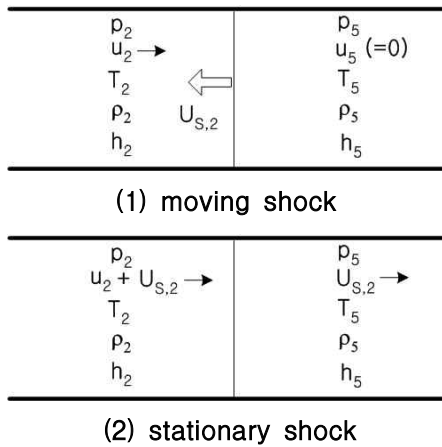


Fig. 3. Flow parameters across the reflected shock in the shock tube

격과 이후의 유동장(⑤)의 특성은 주 충격과 이후의 유동장의(②) 특성과 반사 충격파의 속도, $U_{S,2}$ 에 의해 결정되어 진다.

Figure 3의 반사 충격파 전, 후의 유동장에서는 유량, 운동량, 그리고 엔탈피가 보존되며, 이는 수식 (3)과 같이 나타낼 수 있다. 반사 충격파 이후의 유동특성들은 2.1.1장의 방법과 같이 보존식(수식 (3))과 화학적 평형 관계식(수식 (4))의 반복계산을 통하여 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \rho_2(u_2 + U_{S,2}) &= \rho_5 U_{S,2} & (3) \\ p_2 + \rho_2(u_2 + U_{S,2})^2 &= p_5 + \rho_5 U_{S,2}^2 \\ h_2 + 0.5(u_2 + U_{S,2})^2 &= h_5 + 0.5 U_{S,2}^2 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_5 &= f(p_5, h_5) & (4) \\ \rho_5 &= f(p_5, h_5) \end{aligned}$$

2.1.3 반사 충격파 이후 유동-충격관 터널

노즐 흐름이 없는 충격관 튜브와는 달리, Fig. 4의 충격관 터널에서는 노즐을 통한 흐름에서 유발되는 반사 충격파 이후의 속도, $u_5 (= U_{C,S,2})$ 가 고려되어야 한다. 반사 충격파 이후의 노즐 방향으로의 유한한 유동 속도는 반사 충격파의 속도를 느리게 하며, 결과적으로 반사 충격파 이후의 엔탈피, 온도, 그리고 압력을 감소시키는 원인이 된다. $U_{C,S,2}$ 는 유량 보존의 법칙에 의해 아래의 식으로 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} U_{C,S,2} &= \frac{\rho^*}{\rho_5} \frac{A^*}{A_1} u^* & (5) \\ &= \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-1/(\gamma-1)} \left(\frac{A^*}{A_1}\right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}\right)^{-1/2} a_5 \end{aligned}$$

여기서, A_1 와 A^* 는 각각 피작동부 튜브와 노즐

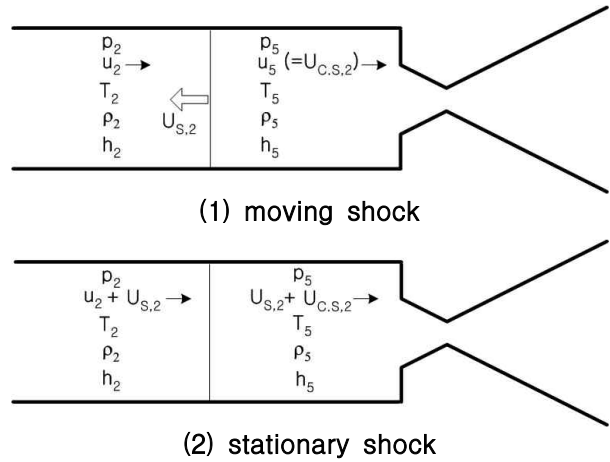


Fig. 4. Flow parameters across the reflected shock in the shock tunnel. ($U_{C,S,2}$ denotes the velocity of the second contact surface shown in Fig. 2)

목의 단면적이다. 노즐을 통한 흐름이 고려된 반사 충격파 전, 후의 유동장 보존식은 수식 (6)과 같다.

$$\begin{aligned} \rho_2(u_2 + U_{S,2}) &= \rho_5(U_{S,2} + U_{C,S,2}) & (6) \\ p_2 + \rho_2(u_2 + U_{S,2})^2 &= p_5 + \rho_5(U_{S,2} + U_{C,S,2})^2 \\ h_2 + 0.5(u_2 + U_{S,2})^2 &= h_5 + 0.5(U_{S,2} + U_{C,S,2})^2 \end{aligned}$$

수식 (1) ~ (6)을 사용하여 반사 충격파 이후의 화학적 평형상태의 유동장 특성을 구할 수 있다.

2.2 실험

2.2.1 실험장치

본 연구에 사용된 충격관 터널[6]은 Fig. 5와 같이 축대칭 충격관 튜브와, 축대칭 노즐, 그리고 축대칭 시험부로 구성되어 있다. 작동부 튜브의 내경은 68.0mm 이며, 피작동부 튜브의 내경은 47.6mm 이다. 0.35mm 두께의 폴리에틸렌 재질의 첫 번째 격막이 작동부와 피작동부 튜브 사이에 위치한다. 이 격막은 작동부의 충전압력이 1.7MPa 일 때 터지게 된다. 노즐은 수축부와 확산부로 구성되어 있으며, 수축부와 확산부 사이에 두 번째 격막이 위치한다. 실험 목적에 따라서 반사충격파가 형성될 때 두 번째 격막이 터지는 경우와 그렇지 않은 경우가 있다. 전자의 경우에는 폴리에틸렌 재질의 격막이 두 번째 격막으로 사용되었으며, 후자의 경우에는 비닐호일 재질의 격막이 사용되었다.

2.2.2 계측

PCB piezoelectric 압력 센서, P_{TX} 세 개가

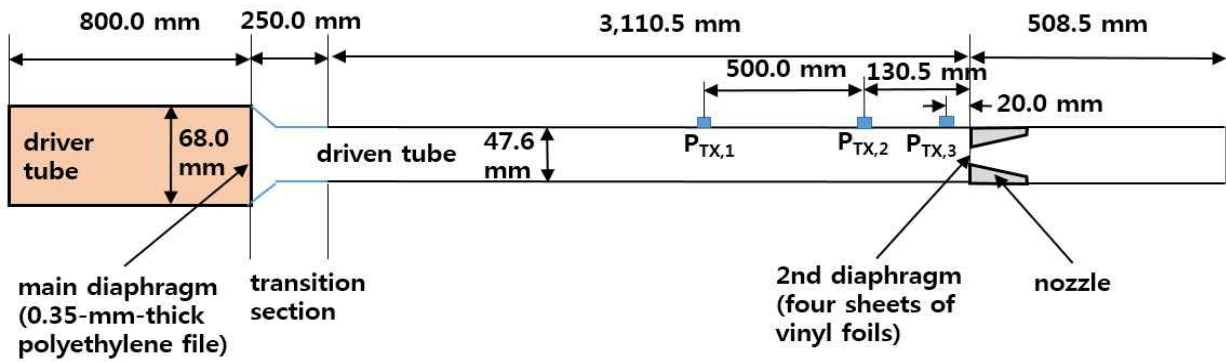


Fig. 5. Schematic of the test facility

Table 1. Characteristics and measurement purpose of the transducers(Position means the location from the nozzle entrance in the upstream direction)

Transducer	Range [MPa]	Accuracy [kPa]	Position [mm]	Purpose
$P_{TX,1}$	0.69	± 5.5	130.5	primary shock velocity
$P_{TX,2}$	0.69	± 5.5	630.5	
$P_{TX,3}$	6.89	± 68.9	20	reflected pressure, p_5

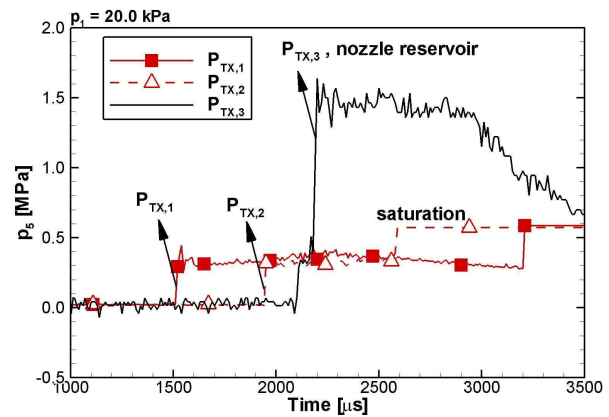


Fig. 6. Pressure history recorded in the experiment

실험에 사용되었다. 모든 압력센서는 10μsec 간격으로 계측되었다. 압력센서들의 측정범위, 정확도, 설치위치, 그리고 측정목적을 Table 1에 표기하였다. P_{TX} 센서들의 설치 위치는 Fig. 5에 나타나 있다.

주충격파의 속도는 설치 간격이 500.0mm인 $P_{TX,1}$ 과 $P_{TX,2}$ 센서로부터 계산되며, 반사충격파 이후의 유동압력은 $P_{TX,3}$ 센서로 계측된다. 실험 중 계측된 압력데이터들의 경향은 Fig. 6과 같다. $P_{TX,1}$, $P_{TX,2}$, $P_{TX,3}$ 의 값이 0.3MPa 정도로 첫 번째로 증가하는 시점은 각 센서들을 순차적으로 주충격파가 지나가는 순간을 의미한다. $P_{TX,3}$ 의 값은 0.3MPa이 증간한 이후 1.1MPa이 다시 증가하게 되는데, 이는 피작동부 끝단에서 반사된 주충격파가 $P_{TX,3}$ 를 다시 지나면서 발생한 현상이다. 이후, 700μsec 정도의 정상상태를 보이고 압력값이 감소하기 시작한다. 이는 Fig. 2와 같이 실험초기 발생한 팽창파가 작동부 끝단에서 반사되어 피작동부의 끝단에 도달하였기 때문으로 판단된다.

2.2.3 실험노즐

주충격의 속도와 피작동부의 초기조건이 일정한 상태에서 노즐을 통한 유량을 변화시키기 위하여 노즐목의 크기를 조절하였다. 노즐목에 대한 피작동부의 단면적비는 4.5에서 304.0까지이다. 실험은 Table 2와 같이 네 개의 노즐에 대하여 수행되었다.

각각의 노즐의 형태는 Fig. 7에 나타내었다.

Table 2. Nozzle dimension (Diameter of the driven tube, $D_1 = 47.6\text{mm}$)

Nozzle	Nozzle throat diameter, D^* [mm]	Diameter ratio, D_1/D^*	Area ratio, A_1/A^*
Noz 1	2.73	17.4	304.0
Noz 2	11.89	4.0	16.0
Noz 3	18.06	2.6	6.9
Noz 4	22.35	2.1	4.5

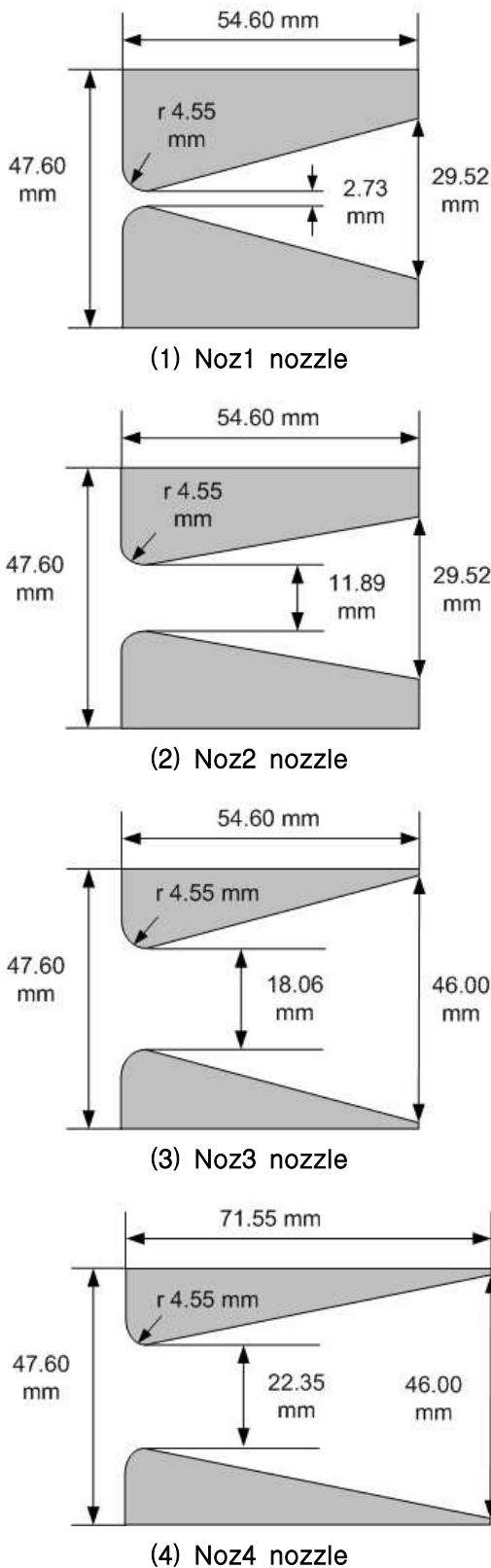
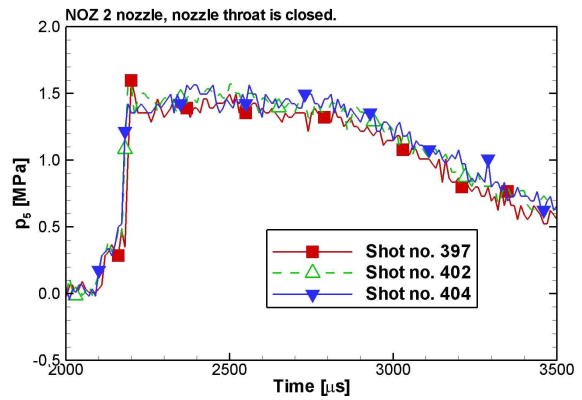


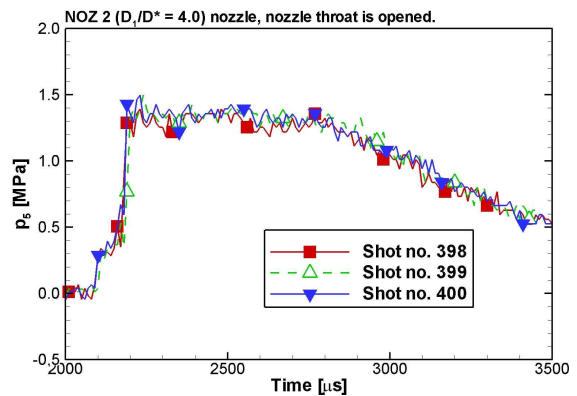
Fig. 7. Configuration of the four nozzles

2.2.4 실험조건과 반복성

상온의 헬륨과 공기가 작동부와 피작동부의



(1) without nozzle flow (The second diaphragm does not rupture)



(2) with nozzle flow (In case of the second diaphragm ruptures)

Fig. 8. Results of repeatability tests

기체로 사용되었다. 피작동부의 초기압력은 20.0kPa 이며, 이 때의 주충격파의 속도는 $1.18 \pm 0.014 \text{ km/s}$ 이다. 시험부의 초기압력은 40Pa 정도로 유지되었다. 노즐 흐름량에 따른 반사압력(reflected pressure, p_5)의 경향을 파악하기 위하여, 노즐목에 위치하는 두 번째 격막(second diaphragm)이 터지는 조건(이하, 노즐 흐름이 있는 경우)과 터지지 않는 조건(이하, 노즐 흐름이 없는 경우)에 대하여 수행되었다.

모든 실험조건에서 두, 세 번의 반복실험을 수행하여 결과의 반복성을 확인하였으며, 대표적인 결과를 Fig. 8에 나타내었다. Fig. 8-1)은 두 번째 격막이 터지지 않는 경우의 결과이며, Fig. 8-2)는 격막이 터지는 조건의 결과이다. 모든 조건에서 측정센서의 정확도 범위 내에서 실험결과가 반복적으로 획득되었다.

2.3. 수치해석

본 장에서는 실험조건에 대한 비점성 수치해석

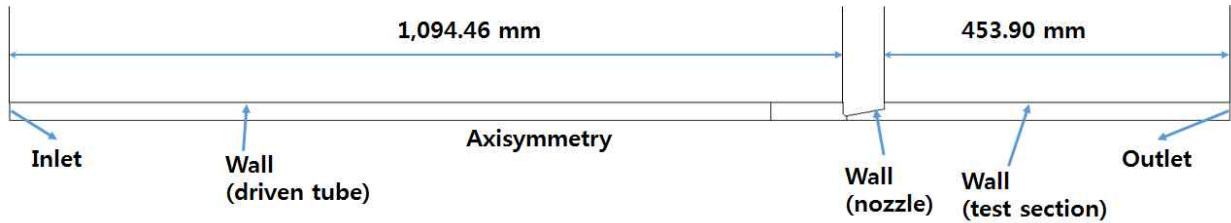


Fig. 9. Full computational flow field and boundary conditions

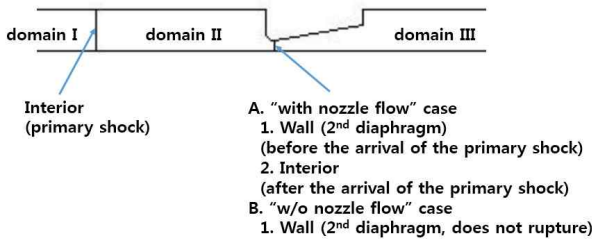


Fig. 10. Initial computational domains and boundary conditions (The boundary line between domain I and II is located at the position of 94.5 mm apart from the end wall of the driven tube)

Table 3. Boundary and initial conditions to simulate the experimental condition of $p_1=20\text{kPa}$, and $u_s=1.19\text{km/s}$

Condition		Pressure [kPa]	Temperature [K]	Velocity [m/s]
B.C.	Inlet	280.5	956.45	910.52
	Outlet	extrapolation		
I.C.	Domain I	280.5	956.45	910.52
	Domain II	20.0	290.0	0.0
	Domain III	0.04	290.	0.0

III. 결과 및 분석

피작동부 튜브의 초기압력과 초기온도가 각각 20kPa와 290K이며, 주충격파 속도가 1.18km/s인 조건에서의 노즐목 크기에 따른 반사 충격파 이후의 압력, 즉 반사 압력값의 경향을 분석하고자 한다.

3.1 이론적 해석 결과

노즐목 크기에 따른 반사 충격파 이후의 압력, 즉 반사 압력을 이론적으로 해석하였다. 충격파 이후의 유동조건들은 화학적 평형상태로 가정하였다. 이론적 해석은 Fig. 7의 네 노즐에 대하여 수행되었으며, Table 4에 해석결과를 표기하였다.

Table 4. Analytical results on the reflected shock considering the nozzle flow ($p_5=1.50\text{MPa}$, $T_5=1,466\text{K}$, $U_{S,2}=380.7\text{m/s}$ for the w/o nozzle flow case)

Nozzle	Area ratio, A_1/A^*	p_5 [MPa]	T_5 [K]	U_{S2}	$U_{C.S2}$
Noz1	304.0	1.50	1465	379.5	1.5
Noz2	16.0	1.46	1457	356.6	28.4
Noz3	6.9	1.35	1400	320.7	61.3
Noz4	4.5	1.30	1389	297.1	95.9

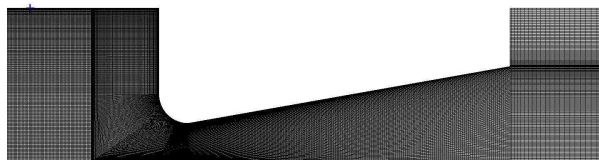


Fig. 11. Computational structured grid of the nozzle (Total : 233,500 nodes and 231,111 cells)

에 대한 내용을 다루고자 한다. 수치해석은 상용 코드인 FASTRAN[7]을 사용하여 수행되었다.

Figure 9는 해석이 수행된 유동영역과 경계조건을 나타내고 있다. Fig. 10은 초기조건에 따라 구분된 세 곳의 영역을 보여주고 있다. Domain I은 주 충격파 이후의 유동장을 의미하며, domain II는 피작동부 튜브의 초기영역을 의미한다. 그리고 domain III은 시험부의 초기영역을 의미한다. Table 3의 초기조건은 주 충격파가 domain I 과 domain II의 경계에 위치한다고 가정된 시점부터 해석이 수행되었음을 의미한다. Fig. 11는 노즐 부근의 격자를 확대하여 보여주고 있다. 해석기법으로는 Min-Mod 제한자가 적용된 고차정확도의 Roe의 FDS 플럭스 splitting과 내재적 non-iterative 시간적분 기법이 적용되었다. 점성의 효과는 고려되지 않았다.

Table 5. Experimental results on the reflected pressure

Nozzle	Area ratio, A_1/A^*	Reflected pressure, p_5 [MPa]	
		w/o nozzle flow	w/ nozzle flow
Noz1	304.0	1.421±0.046	1.443±0.041
Noz2	16.0	1.434±0.044	1.327±0.042
Noz3	6.9	1.441±0.047	1.277±0.049
Noz4	4.5	1.425±0.042	1.182±0.052

노즐목의 크기가 클수록 즉, 면적비, A_1/A^* 이 작을수록 노즐을 통과하는 유속, $U_{C.S,2}$ 은 증가하게 되며, 이로 인하여 반사충격파의 속도, $U_{S,2}$ 는 감소하게 된다. 반사충격파의 속도가 늦어질수록 반사충격파 이후의 온도와 압력이 감소함을 알 수 있다. (참고로, 노즐의 흐름이 없는 경우에서의 반사충격파의 속도는 380.7m/s, 반사압력은 1.50MPa, 그리고 반사온도는 1,466K이다.)

3.2 실험 결과

실험은 대부분의 경우에 세 번씩 반복 수행되었다. 각 실험에서 시간 2,300 ~ 2,700μsec 영역 (Fig. 6 참조)에서 반사압력의 평균값과 표준편차를 구한 후, 각 노즐에서의 반사압력의 평균값의 평균값과 표준편차의 평균값을 Table 5에 표기하였다. 표준편차의 평균값은 50kPa 이내로 Table 1의 측정센서의 정확도 이내임을 알 수 있다.

노즐흐름이 없는 경우에는 노즐목의 크기와 상관없이 반사압력, p_5 이 일정한 값을 보이는 반면, 노즐흐름이 있는 경우에는 흐름량이 증가함에 따라 반사압력의 값이 감소함을 알 수 있다. 이러한 경향은 앞 장의 이론적 해석과 일치한다.

3.3 수치해석 결과

비점성 수치해석을 각 노즐에 대하여 수행하였다. 시간의 경과에 따른 Noz2 노즐이 설치된 충격관 터널의 압력분포를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 12-(1)은 초기조건(domain I 과 domain II의 경계선에 주충격파가 위치하는 조건)으로 해석의 시간기준점이 된다. Domain II와 domain III의 경계선은 노즐목에 위치하며, 초기에는 벽면 경계조건으로 주어진다. Fig. 12-(2)와 같이 주충격파는 좌측에서 우측으로 진행하며, 82μsec 정도에 피작동부 끝단에서 반사가 되어 반사충격파가 형성되기 시작하며(Fig. 12-(3)), 반사충격파

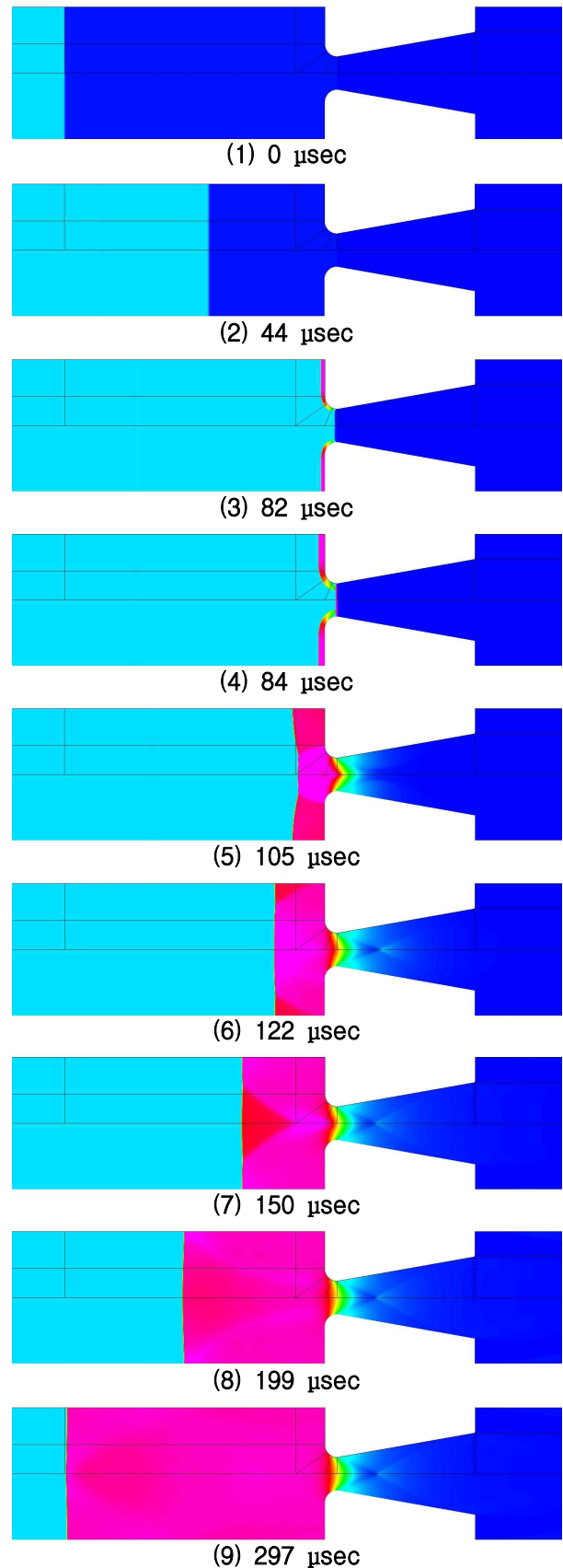


Fig. 12. Time frames of the pressure contour of NOZ2 nozzle

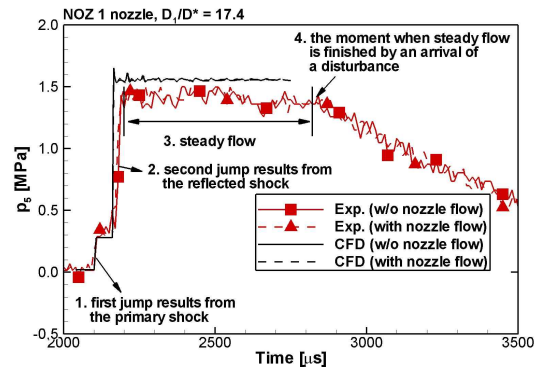
Table 6. Numerical results on the reflected pressure

Nozzle	Area ratio, A_1/A^*	Reflected pressure, p_5 [MPa]	
		w/o nozzle flow	w/ nozzle flow
Noz1	304.0	1.557±0.004	1.553±0.004
Noz2	16.0	1.557±0.011	1.489±0.003
Noz3	6.9	1.557±0.013	1.406±0.004
Noz4	4.5	1.554±0.014	1.333±0.002

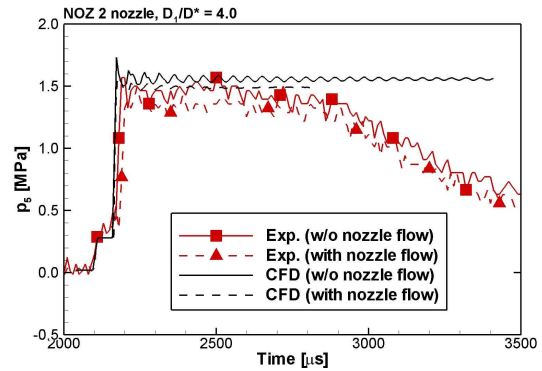
가 노즐목에 도달할 때, 노즐목의 경계조건을 벽면조건에서 유동내부조건으로 전환시켰다. Fig. 12-(4)에서 노즐유동이 생성되기 시작함을 볼 수 있으며, Fig. 12-(5) ~ (9)에서 반사충격파는 우측에서 좌측으로 진행하고, 노즐유동이 정상상태로 형성됨을 볼 수 있다.

Figure 13에 수치해석결과를 실험결과와 비교하여 나타내었으며, 반사충격파 이후 유동의 정상상태 구간에서의 반사압력의 평균값과 표준편차를 Table 6에 표기하였다. 반사압력의 측정과 계산위치는 Fig. 5의 $P_{TX,3}$ 가 위치하는 곳으로 피작동부의 끝단에서 20mm 떨어져 곳에 위치하고 있다. 실험과 해석에서 $P_{TX,3}$ 위치에서 주 충격파가 지나가는 시점을 일치시키기 위하여, 해석시간을 실험시간에 맞추어 Fig. 13에 나타내었다. 실험에서의 반사압력의 감소는 반사팽창파의 간섭에 의해서 발생하였으나, 수치해석에서는 이러한 반사팽창파가 고려되지 않았으므로, Fig. 13-(1)의 정상상태흐름 구간에서 실험결과와 해석결과를 비교하였다. 노즐목의 크기가 증가할수록 노즐의 흐름이 있는 경우와 노즐의 흐름이 없는 경우에서의 반사압력의 차가 증가하는 경향을 알 수 있다. 또한, 피작동부와 노즐목의 면적비가 4.5인 노즐4인 경우에서도 노즐 정체실 영역에서 반사압력의 정상상태가 잘 유지됨을 알 수 있다. 이는 충격관 터널의 피작동부의 크기가 정해진 경우, 노즐목 크기의 가용범위를 정할 때 도움이 될 수 있을 것으로 판단한다.

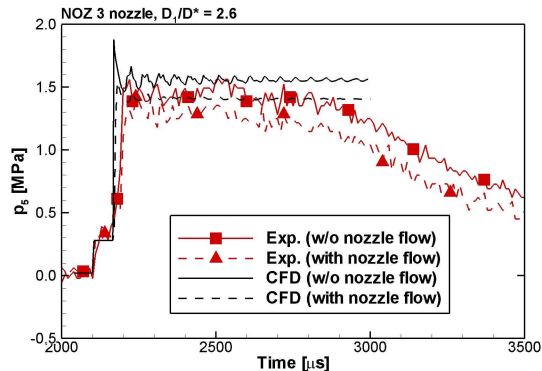
충격관 터널에서 발생하는 노즐흐름은 반사충격파 이후의 유동장, 즉 노즐의 정체실 구간에서의 유동장의 온도와 압력을 감소시킨다. 노즐 흐름의 속도가 클수록 온도와 압력의 감소량은 증가함을 알 수 있으며, 감소량을 수식 (7)으로 정의하여 노즐목의 면적비에 따른 반사압력의 감소량을 Fig. 14에 나타내었다. 이론적 해석과, 실험결과, 그리고 수치해석결과가 서로 잘 일치함을 알 수 있다.



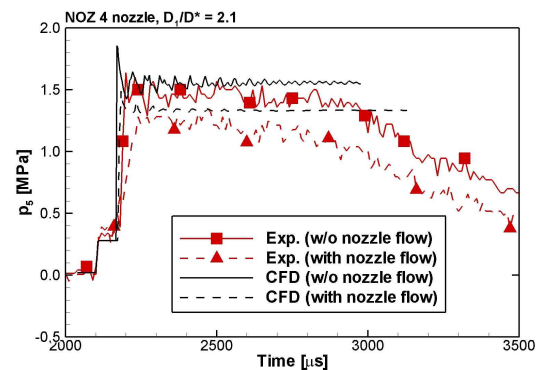
(1) Noz1 Nozzle



(2) Noz2 Nozzle



(3) Noz3 Nozzle



(4) Noz4 Nozzle

Fig. 13. Experimental and inviscid CFD results of the reflected pressure, p_5

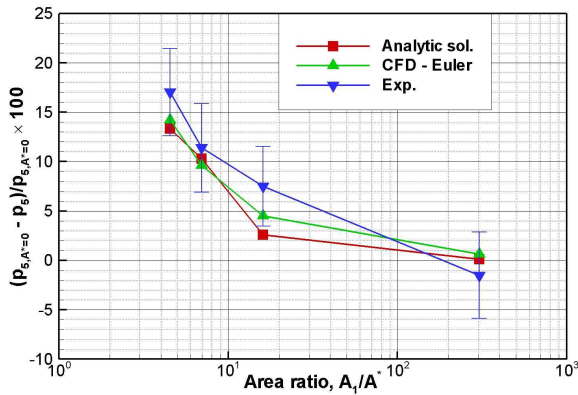


Fig. 14. Nozzle flow leakage effect on the reflected pressure, p_5

$$(X_{5,A^*=0} - X_5) / X_{5,A^*=0} \times 100 \quad (7)$$

여기서, X 는 유동변수를 나타낸다.

IV. 결론

반사식 충격관 터널에서 주충격파의 속도가 1.19km/s 이며, 피작동부의 초기압력이 20kPa인 조건에서 노즐목 크기에 따른 반사압력(반사충격파 이후의 압력) 특성을 이론적, 실험적, 그리고 수치해석적으로 다루었다. 노즐목의 크기가 증가할수록 정체실의 압력이 감소하였다. 이는 주충격파의 속도가 일정한 충격관 터널에서 노즐목의 크기가 증가할수록, 즉 노즐을 통한 유량이 증가할수록 반사충격파의 속도는 감소하게 되며, 반사충격파의 속도가 감소할수록 반사압력이 줄어

들기 때문이다. 또한 노즐목에 대한 피작동부의 단면적비가 4.5인 조건에서도 정체실의 정상압력이 잘 형성됨을 알 수 있었다.

References

- 1) Lukasiewicz, J., *Experimental Methods of Hypersonics*, Marcel Dekker, Inc., 1973
- 2) Glass, I. I., and Patterson, G. N., "A Theoretical and Experimental Study of Shock-Tube Flows," *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 22, No. 2, 1955, pp. 73~100.
- 3) Glass, I. I., and Hall, J. G., "Handbook of Supersonic Aerodynamics Section 18 Shock Tubes," NOVARD Report 1488, Vol. 6, 1959
- 4) Holder, D. W., and Schultz, B. E., "On the Flow in a Reflected-Shock Tunnel," Aeronautical Research Council Reports and Memoranda No. 3265, 1962
- 5) Gorden, S., and McBride, J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shock, and Chapman - Jouquet Detonations," NASA SP-273, 1976
- 6) Lee, J. K., Park, C., and Kwon, O. J., "Experimental Study of Shock Tunnel Flow With a Stationary Throat Plug," *Shock Waves*, Vol. 22, No. 4, 2012
- 7) CFD-FASTRAN, Theory Manual, Version 2010, 2010.