

〈논 문〉

직관내를 전파하는 압축파의 감쇠와 변형에 관한 수치해석적 연구

김 희 동*

(1995년 9월 14일 접수)

Numerical Study on Attenuation and Distortion of Compression Waves Propagating into a Straight Tube

Heuy-Dong Kim

Key Words : Compressible Flow(압축성흐름), Compression Wave(압축파), High-Speed Railway(고속철도), Impulsive Noise(충격성소음), Shock Tube(충격파관), Shock Wave(충격파), Attenuation(감쇠), Nonlinear Effect(비선형효과)

Abstract

A compression wave is attenuated or distorted as it propagates in a tube. The present study investigated the propagation characteristics of the compression waves which are generated by a train in a high-speed railway tunnel. A Total Variation Diminishing (TVD) difference scheme was applied to one-dimensional, unsteady viscous compressible flow. The numerical calculation involved the effects of wall friction, heat transfer and energy loss due to the friction heat in the boundary layer behind the propagating compression wave, and compared with the measurement results of a shock tube and a real tunnel. The present results show that attenuation of the compression wave in turbulent boundary layer is stronger than in laminar boundary layer, but nonlinear effect of the compression wave is greater in the laminar boundary layer. The energy loss due to the frictional heat had not influence on attenuation and distortion of the propagating compression waves.

기 호 설 명

a : 음속
 c_p : 정압비열
 D : 관의 등가직경
 e : 단위체적당 전에너지
 f : 마찰력
 p : 압력
 q : 열전달량 혹은 에너지 손실

Re : 레이놀즈 수
 t : 시간
 T : 온도
 u : 속도
 x : 흐름 방향의 거리
 γ : 간헐률
 κ : 기체의 비열비
 λ : 관 마찰계수
 ν : 동점성계수
 ρ : 밀도

*회원, 안동대학교 기계공학과

τ : 전단력

하첨자

0 : 정체점상태 혹은 대기상태

1 : 압축파 상류상태

2 : 압축파 하류상태

h : 열

i : 초기상태

l : 층류

s : 정상상태

t : 난류

u : 비정상 상태

w : 벽면

max : 최대값

1. 서 론

각종 플랜트의 배관계⁽¹⁾에서나 열차의 공기블레이크,⁽²⁾ 자동차의 배기관,⁽³⁾ 대포나 기타 총기류,⁽⁴⁾ 또는 고속철도 터널⁽⁵⁾ 등에는 압축파가 발생하여 관내를 전파하게 된다. 예를 들면 열차가 고속으로 터널에 돌입하는 경우 열차전방에는 압축파가 발생하여 터널내를 전파한다. 이 압축파가 터널출구에 도달하여 외부로 방출될 때 돌연 발파음에 가까운 충격성 소음(impulsive noise)이 발생한다.⁽⁶⁾ 이러한 충격성 소음은 종래의 열차소음과는 성질이 전혀 다른 것으로, 터널내를 전파하는 압축파와 관련되는 것으로 알려져 있다. 따라서 관내를 전파하는 압축파의 거동은 공학적으로 중요할뿐만 아니라 환경소음과도 매우 깊은 관련을 가지므로 이에 대한 체계적인 연구가 필요하다.

이와 같은 충격성 소음에 관한 종래의 연구^(6,7)에 의하면, 터널입구에서 형성되는 압축파의 강도는 열차속도의 2승에 비례하며, 또 충격성 소음의 크기는 터널내를 전파하여 출구에 도달하는 압축파 압력의 시간미분에 비례한다고 보고하였다. 따라서 터널내를 전파하는 압축파에 관한 문제는 열차의 고속화와 직결되며, 터널내를 전파하는 압축파의 전파메카니즘을 해명하는 것은 충격성 소음에 대한 대책을 강구하는데 있어서 선행되어야 할 연구과제이다.

김회동 등^(8,9)은 터널내를 전파하는 압축파의 특성을 조사하기 위하여 충격파관을 이용하여 실험

및 이론계산을 수행하였다. 그 결과 관내를 전파하는 압축파의 특성은 비선형효과(nonlinear effect)와 소산효과(dissipation effect)에 의하여 결정된다고 보고하였다. 그러나 압축파에 영향을 미칠 수 있는 유체마찰이나 열전달 등의 효과를 고려하지 않았으며, 압축파에 의해 유기되는 비정상 경계층(unsteady boundary layer)을 무시하였다. 한편 이와 유사한 연구로 관내를 전파하는 충격파에 의해서 유기되는 경계층의 특성이나 천이에 관련하여 상당히 많은 연구결과가 보고^(10,11)되어 있으나, 이들 연구의 대부분은 전파하는 충격파면에 고정된 정상이론(steady theory)을 사용하였다. 이들 연구에서는 충격파에 의해서 유기되는 경계층이 관내 흐름에 미치는 영향을 조사하기 위하여 경계층의 적분방정식을 이용하였다. 관내를 전파하는 충격파와는 달리 압축파의 전파특성에 관한 연구는 현재까지 거의 행하여지지 않았다. 이것은 압축파면이 유한한 길이를 가지므로, 전파하는 충격파면에서와 같이 파면 전후의 상태량만으로는 흐름장을 표현할 수 없기 때문이다. 본 연구에서는 압축파에 의해서 유기되는 흐름에 수치계산법을 적용하여, 파면의 변형(distortion)과 감쇠(attenuation)에 미치는 경계층의 영향을 조사하였다.

일반적으로 관내를 전파하는 압축파 배후의 흐름에는 비정상 경계층이 발달한다. Fig. 1에는 압축파 배후에서 발달하는 비정상 경계층과 경계층 흐름의 속도 및 온도분포의 변화를 모식적으로 나타내었다. 압축파 통과직후 법선방향의 속도 및 온도

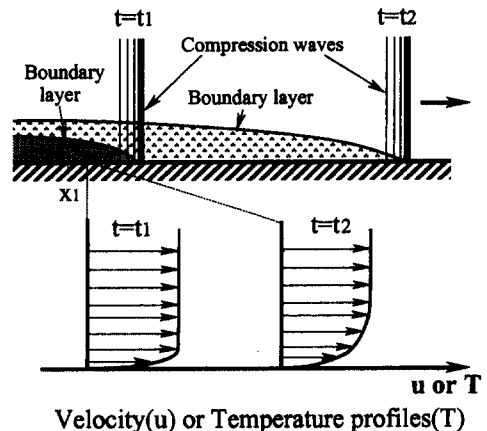


Fig. 1 Schematic diagram of unsteady boundary layer

구배는 매우 크지만, 이들 구배는 시간이 t_1 에서 t_2 로 경과함에 따라 확산작용에 의하여 서서히 작아지게 된다. 일반적으로 벽면마찰 및 열전달은 벽면에서 속도 및 온도구배에 비례하므로 양자 모두 압축파의 통과직후에 매우 크게 된다. 이러한 현상은 정상이론으로서는 설명될 수 없으며, 압축파의 전파특성을 조사하기 위해서는 비정상성을 고려할 필요가 있다는 것을 알 수 있다.

본 연구에서는 관내를 전파하는 압축파에 대하여, 비정상 경계층의 발달을 고려하여 벽면마찰 (wall friction) 및 열전달(heat transfer)의 효과를 일차원 수치계산을 통하여 조사하였다. 수치계산은 TVD법을 이용하였으며, 압축과 배후의 흐름이 층류 및 난류인 경우에 대하여 마찰과 열전달효과를 비교하였다. 또 이들 결과는 종래의 충격파관의 실험결과 및 실제 터널의 측정값과 비교하였다.

2. 수치해석법

본 연구의 계산모델에서는 관경에 비해 관의 길이가 매우 길기 때문에 관내의 흐름에 대하여 일차원 비정상 압축성 이론식을 적용하였다. 따라서 흐름에 관한 지배방정식은 질량보존, x 방향의 운동량보존 및 에너지보존의 식으로, 이들 식을 이용하여 보존형으로 고쳐쓰면 다음의 식 (1)로 된다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + G = 0 \quad (1)$$

여기에서 U 는 보존변수벡터, F 는 방향의 유속 벡터 (flux vector) 그리고 G 는 확산항으로 다음과 같이 쓰여진다.

$$U = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ e \end{Bmatrix}, \quad U = \begin{Bmatrix} \rho u \\ p + \rho u^2 \\ u(e+p) \end{Bmatrix}$$

$$G = \begin{Bmatrix} 0 \\ f(t) \\ q(t) + q_h(t) \end{Bmatrix} \quad (2)$$

위의 식 (2)에서 $f(t)$ 는 유체점성에 의한 단위 길이 당 마찰항이며, $q(t)$ 는 단위체적당 열량을 나타내는 열전달항, 그리고 $qh(t)$ 는 단위체적당 마찰열에 의한 에너지 손실을 나타내는 항이다. 또 e 는 유체의 단위체적당 전에너지이며, 내부에너지와 운동에너지의 합으로 나타난다. 위의 식 (2)에

나타난 상태량들을 대기상태의 값으로 각각 무차원하였다.⁽⁹⁾ 해석에는 위의 확산항에 대하여 비정상성을 고려한 벽면마찰, 열전달 및 마찰열로 인한 에너지 손실(이하에서는 마찰열손실이라 한다)을 적용하였다.

마찰항과 벽면전단응력과의 관계는 다음으로 쓸 수 있다.⁽¹²⁾

$$f(t) = \frac{dp}{dx} = \frac{4}{D}(\tau_{us} + \tau_{wu}) = f_s + f_u \quad (3)$$

여기에서 f_s 는 정상마찰항, f_u 는 비정상 마찰항이며, 열전달항 $q(t)$ 는 단위체적 당 열량을 고려하고 있으므로 열유속(heat flux)과의 관계는 다음의 식 (4)로 주어진다.

$$q(t) = \frac{\pi D \Delta x}{\pi \frac{D}{4} \Delta x} q_w = \frac{4}{D} q_w \quad (4)$$

여기에서 D 는 관의 등가직경을 나타낸다. 유체 마찰열에 의한 에너지 손실항은 다음의 식 (5)로 쓸 수 있다.

$$q_h(t) = f(t) u \quad (5)$$

본 수치계산에서는 흐름장을 다음과 같이 세 경우 즉 압축과 배후의 경계층흐름이 층류인 경우, 난류인 경우 그리고 천이가 발생하는 세 경우로 나누어 생각하였다. 먼저 압축과 배후의 경계층 흐름이 층류인 경우, 위의 정상마찰항과 비정상 마찰항은 각각 다음으로 쓰여진다.^(12,13)

$$f_{is} = \frac{32\rho u^2}{ReD} \quad (6)$$

$$f_{iu} = \frac{16\rho v}{D^2} \int_0^t \frac{\partial u(\tau)}{\partial \tau} w(t-\tau) d\tau \quad (7)$$

여기에서 하첨자 l 은 층류경계층을 의미한다. 따라서 전마찰항은 다음과 같이 쓸 수 있으며,

$$f_t = f_{is} + f_{iu} \quad (8)$$

열전달항은 다음의 식 (9)로 주어진다.⁽¹⁴⁾

$$q_t = -4 \frac{C_p}{PrD} s'(0) (T_w - T_r) \sqrt{\frac{u_e \rho_w u_w}{2x}} \quad (9)$$

여기에서 Pr 과 C_p 는 각각 Prandtl 수와 기체의 정압비열이며, $s'(0)$ 는 Pr 과 u_w/u_e 의 함수로 주어진다.

또 유체 마찰열에 의한 에너지 손실은 다음의 식 (10)으로 주어진다.

$$q_{ht} = f_i u \tag{10}$$

압축파 배후의 경계층 흐름이 난류인 경우에는 관벽이 유체역학적으로 원활한 표면과 어느 정도 표면거칠기를 가지는 표면 두 경우에 대하여, 정상관마찰계수는 Blasius의 식과 Darcy의 식을 사용하여 각각 다음과 같이 주어진다.⁽¹³⁾

$$f_{is} = \frac{0.158 \rho u^2}{Re^{1/4} D} \tag{11}$$

$$f_{is} = \frac{\lambda \rho u^2}{2D} \tag{12}$$

또 비정상 마찰항은 다음과 같이 주어진다.^(15,16)

$$f_{tu} = \frac{16 \rho \nu}{D^2} \int_0^x \frac{\partial u(t^*)}{\partial t} w(t^*) dt^* \tag{13}$$

따라서 압축파 배후의 경계층 흐름이 난류인 경우 전마찰항은 다음으로 표현된다.

$$f_t = f_{is} + f_{tu} \tag{14}$$

또 열전달항은 비정상 벽면전단응력을 사용하여 다음과 같이 구해진다.⁽¹⁷⁾

$$q_t = \frac{4C_p(T_w - T_e)}{u_e D} P r^{-2/3} (\tau_{ws} + \tau_{wu}) \tag{15}$$

그리고 마찰열에 의한 에너지 손실은 다음으로 주어진다.

$$q_{ht} = f_t u \tag{16}$$

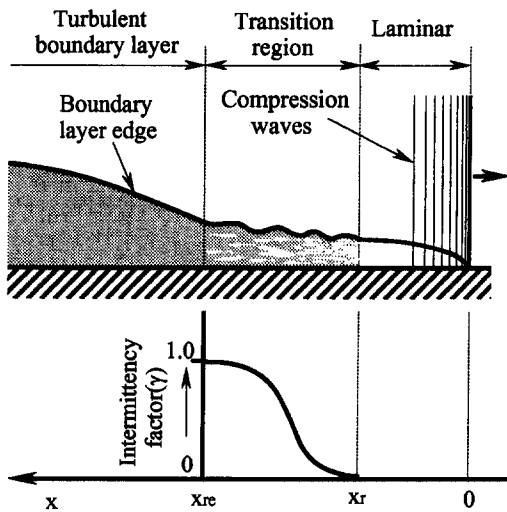


Fig. 2 Unsteady boundary layer behind compression waves

한편 관내를 전파하는 압축파의 강도가 큰 경우에는 압축파 배후의 경계층 흐름이 천이(transition)하는 것으로 알려져 있다. 본 연구에서는 경계층의 천이를 고려하기 위하여, Fig. 2에 모식적으로 나타낸 바와 같이 경계층 흐름의 천이를 고려하였다. 천이영역에서 난류가 차지하는 비율을 나타내는 간헐률(intermittency factor)을 다음의 식^(18,19)으로 나타내었다.

$$\gamma = \frac{1}{2} - \frac{1}{2} \cos \left[\frac{\pi(x - x_r)}{x_{re} - x_r} \right] \tag{17}$$

$(x_r < x < x_{re})$

여기에서 x 는 압축파의 파두로부터 거리, x_r 는 파두로부터 천이점까지의 거리, x_{re} 는 파두로부터 천이가 종료하는 점까지의 거리를 나타낸다. 이 간헐률의 값을 이용함으로써 천이영역에서 확산항은 다음 식 (18)로 쓰여진다.

$$G = (\gamma - 1) \left\{ \begin{matrix} 0 \\ f_t(t) \\ q_t(t) + q_{ht}(t) \end{matrix} \right\} + \gamma \left\{ \begin{matrix} 0 \\ f_t(t) \\ q_t(t) + q_{ht}(t) \end{matrix} \right\} \tag{18}$$

본 계산에서는 x_r 및 x_{re} 의 값으로써 실험값⁽¹⁸⁾을 이용하였으며, 계산법으로 TVD차분법을 사용하였다. 계산에서는 지배방정식 (1)을 연산자 분할법으로 분할하여, 제차항의 해를 구한 후 그 결과를 이용하여 비제차항의 시간변화분을 계산하였다. 한편 계산조건으로 관의 등가직경 D (equivalent diameter)를 0.02356m로 가정하였으며, 터널입구에서 형성되는 압축파는 \tan^{-1} 형으로 근사화하였다.⁽¹⁵⁾ 또 대기중의 공기의 음속 a 를 350m/s, 온도 T 를 305.15K, 밀도 ρ 를 1.143kg/m³, 대기압 p_0 를 100.125 × 10³Pa, 동점성계수 ν 를 16.55 × 10⁻⁶m²/s, 공기의 비열비 γ 를 1.4로 가정하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 수치계산의 결과

본 연구에서 초기압축파를 \tan^{-1} 형으로 가정하였으므로 압축파의 강도를 정확하게 평가하는 것은 어렵다. 따라서 Fig. 3에 나타낸 바와 같이 압축파의 파두로부터 일정시간(16ms) 경과한 위치에서

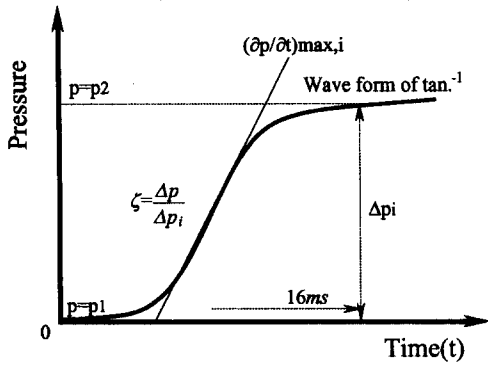


Fig. 3 Initial compression wave form used in the present study

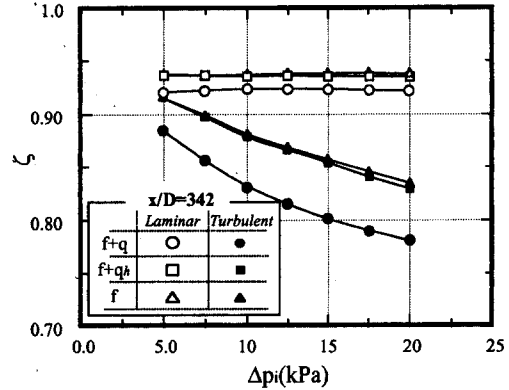


Fig. 5 Comparison of attenuation of compression waves in laminar and turbulent boundary layers

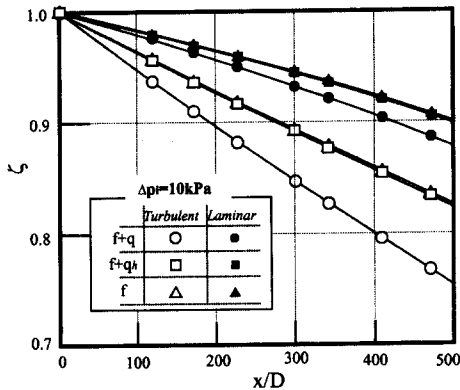
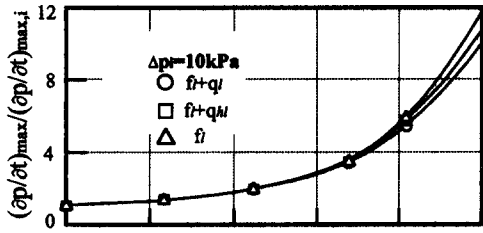


Fig. 4 Variation of attenuation of compression waves with propagating distance

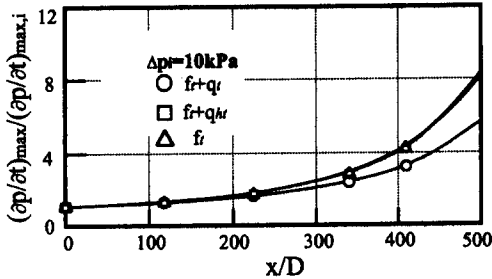
압력값(p_2)을 이용하여 압축파 강도 $\Delta p (=p_2 - p_1)$ 를 정의하였다. 또 압축파의 감쇠는 관 입구에서 가정한 초기압축파의 강도(Δp_i)에 대한 비 $\zeta (= \Delta p / \Delta p_i)$ 로 정의하였다. Fig. 4에는 초기압축파의 강도가 10kPa인 경우 압축파 배후의 경계층흐름이 각각 층류와 난류인 경우에 대한 수치계산 결과를 나타내었다. 계산에서는 유체마찰(f)과 열전달(q) 및 마찰열 손실(q_h)의 세 효과를 정성적으로 조사하기 위하여, 유체마찰과 열전달 효과를 고려한 경우(○, ●), 유체마찰과 마찰열손실을 고려한 경우(□, ■), 그리고 유체마찰(△, ▲)의 효과만을 고려한 경우를 비교하였다. 계산값 ○, □ 및 △는 압축파 배후의 경계층 흐름이 난류인 경우에 대한 것이며, ●, ■ 및 ▲는 층류에 대한 것이다. 그림으로부터 압축파 배후의 경계층흐름이 층류인 경우에 비해 난류인 경우가 압축파의 감쇠가 크게 되지

만, 압축파의 감쇠에 미치는 마찰열에 의한 에너지 손실의 효과는 두 경우 모두에 대하여 그다지 크지 않다는 것을 알 수 있다. 이와 같은 경향은 초기압축파의 강도에 무관하게 나타났지만, 초기압축파의 강도가 강할수록 마찰열손실의 효과는 점차적으로 증가하였다. Fig. 5에는 $x/D=342$ 의 위치에서 압축파의 감쇠를 초기압축파의 강도에 대하여 나타내었다. 그림으로부터 층류인 경우에 압축파의 감쇠는 초기압축파의 강도가 증가하여도 그다지 변화하지 않으며, 이에 비해 난류인 경우에 감쇠는 초기압축파의 강도가 클수록 증가한다는 것을 알 수 있다.

Fig. 6에는 초기압축파의 강도가 10kPa인 경우 압축파 배후의 경계층흐름이 각각 층류와 난류에 대하여, 압축파 파면에서 최대압력구배 $(\partial p / \partial t)_{max}$ 를 전파거리의 함수로 나타내었다. 그림에서 종축의 값은 초기압축파의 최대압력구배 $(\partial p / \partial t)_{max,i}$ 로 무차원하였다. 그림에서 압축파의 전파거리에 따른 최대압력구배의 변화 즉 압축파의 변형은 전파거리가 증가할수록 뚜렷하게 나타나며, 같은 전파거리에 대하여 압축파의 최대압력구배는 층류인 경우가 상대적으로 크다. 즉 압축파 배후의 경계층 흐름이 층류인 경우가 난류에 비해 파면은 보다 급격하게 되며, 비선형효과가 크다는 것을 알 수 있다. 이것은 난류인 경우가 와운동(turbulent eddy motion) 등으로 인하여 확산효과가 크게 된다는 사실⁽¹³⁾과 정성적으로 일치한다. 한편 층류인 경우 최대 압력구배에 미치는 유체마찰, 열전달 및 마찰열손실의 효과는 압축파의 전파거리가 길어질수록 점차적으



(a) Laminar boundary layer



(b) Turbulent boundary layer

Fig. 6 Variation of maximum pressure gradient of compression waves with propagating distance

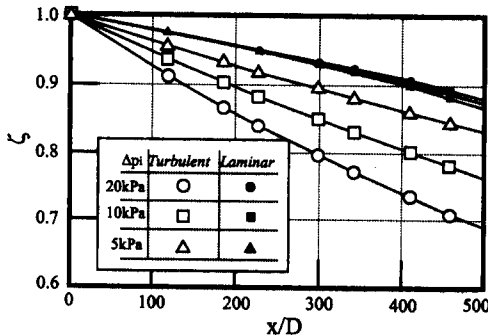
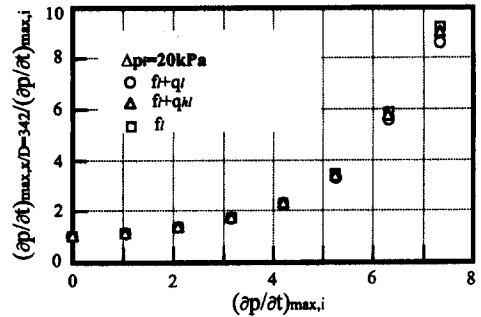
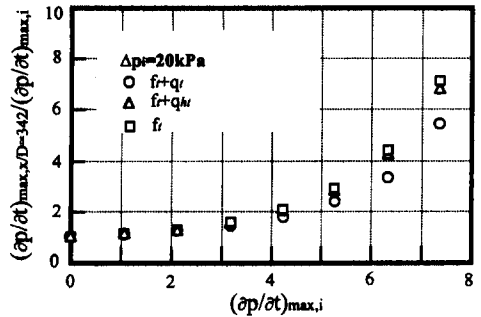


Fig. 7 Variation of attenuation with strength of initial compression waves

로 크게 나타나게 되지만, 난류인 경우에는 마찰열 손실의 효과는 거의 나타나지 않는다. 그러나 열전달은 압축파의 비선형효과를 감소시킨다. 이러한 경향은 초기압축파의 강도에 무관하게 거의 일정하게 나타났다. 위의 Fig. 4와 Fig. 6의 결과로부터 압축파의 감쇠나 변형에 미치는 마찰열손실의 효과는 상대적으로 작았으므로, Fig. 7에는 유체마찰과 열전달 효과만을 고려하여 초기압축파의 강도가 변화하는 경우에 대하여 압축파의 감쇠를 비교하였다. 그림으로부터 초기압축파의 강도에 관계 없이 흐름이 층류인 경우보다 난류인 경우에 감쇠가 크다. 압축파 배후의 경계층 흐름이 층류인 경우 초



(a) Laminar boundary layer

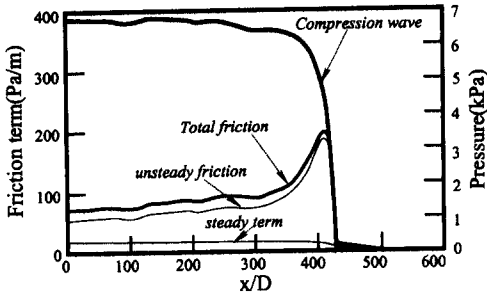


(b) Turbulent boundary layer

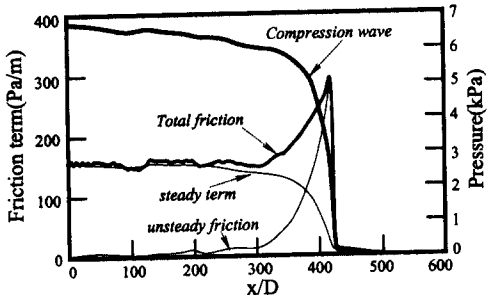
Fig. 8 Variation of maximum pressure gradient with initial compression wave

기압축파의 강도에 따른 감쇠의 변화는 난류인 경우에 비해 뚜렷하게 나타나지 않는다. 더욱이 층류인 경우 초기압축파의 강도가 강할수록 압축파의 감쇠는 작게 되지만, 경계층 흐름이 난류인 경우에는 초기압축파의 강도가 강할수록 감쇠가 크게 된다.

한편 전파하는 압축파의 최대압력구배에 미치는 초기압축파의 최대압력구배의 영향을 Fig. 8에 나타내었다. 그림의 종축은 $x/D=342$ 의 위치에서 압축파의 최대압력구배 $(\partial p/\partial t)_{max,x/D=342}$ 를 초기압축파의 최대압력구배로 무차원화한 값이다. 그림으로부터 초기압축파의 최대압력구배가 클수록 전파하는 압축파의 파면은 급격하게 되며, 이러한 경향은 층류에서 더 뚜렷하게 나타난다. 또 난류인 경우, 초기압축파의 파면이 급격할수록 압축파의 최대압력구배에 미치는 유체마찰이나 열전달 효과는 현저하게 나타나게 되며, 마찰열손실의 효과는 상대적으로 작아진다. 그러나 층류인 경우에는 압축파의 최대압력구배에 미치는 유체마찰이나 열전달의 효과는 그다지 크지 않다. 따라서 압축파 배후의 경



(a) Wall friction in laminar boundary layer

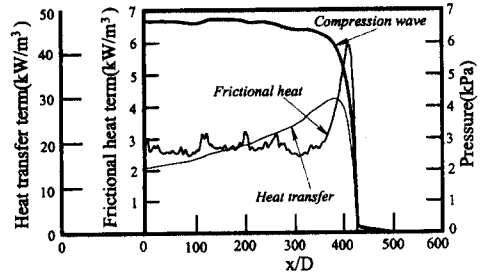


(b) Wall friction in turbulent boundary layer

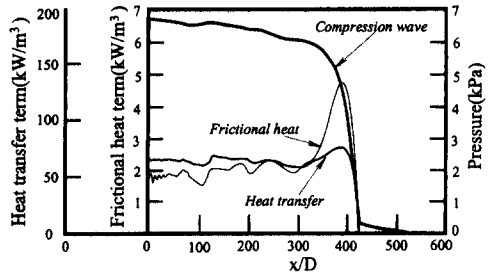
Fig. 9 Comparison of unsteady and steady friction term in laminar and turbulent boundary layer

계층 흐름이 층류인 경우에는 유체마찰이나 열전달에 의한 소산효과보다도 파의 비선형효과가 난류에 비해 상대적으로 크다는 것을 알 수 있다.

압축파 배후에서 발달하는 경계층 흐름이 각각 층류와 난류인 두 경우에 대하여, 압축파의 파형에 미치는 확산항의 영향을 조사하였다. Fig. 9에는 $t = 34\text{ms}$ 에서 확산항의 공간분포를 층류와 난류의 두 경우에 대하여 비교하였다. 그림에는 \arctan 형으로 가정한 초기압축파 ($\Delta p_i = 7\text{kPa}$, $\partial p / \partial t_{\max,i} = 4.14\text{Pa/ms}$)가 관내를 전파하여 $t = 34\text{ms}$ 에서 압축파의 압력분포와 정상마찰항, 비정상 마찰항 그리고 이들을 합한 전마찰항을 각각 나타내었다. 그림으로부터 두 경우 모두에 대하여 압축파의 파면에서는 속도의 시간적 변화가 매우 크기 때문에 정상 마찰항에 비해 비정상 마찰항이 상당히 크다. 구체적으로 비정상 마찰항의 피크값은 층류에 비해 난류인 경우가 더욱 크지만, 그러나 이러한 비정상 마찰항은 난류흐름에 비해 층류인 경우가 긴 시간에 걸쳐 흐름장에 영향을 미치게 된다는 것을 알 수 있다. 이것은 정상이론에서 관 입구로부터 경계층의 발달에 대한 조주구간(entrance length)이 난



(a) Heat transfer and frictional heat in laminar boundary layer



(b) Heat transfer and frictional heat in turbulent boundary layer

Fig. 10 Comparison of heat transfer and frictional heat

류보다 층류가 더욱 길다는 정성적인 경향으로 이해된다. Fig. 10에는 열전달항과 유체마찰열에 의한 손실항의 공간적 분포를 나타내었다. 그림으로부터 경계층 흐름이 층류와 난류인 두 경우에 대하여, 흐름의 비정상성을 고려하는 경우 열전달효과는 압축파가 통과한 직후에 매우 커지게 되며, 그 정도는 층류에 비해 난류인 경우가 크다는 것을 관찰할 수 있다. 이로 인하여 난류에서 압축파의 압력구배는 층류에 대한 경우보다도 작아진다고 생각된다. 본 계산에 있어서 난류의 열전달항은 마찰항의 함수로 가정하였으므로 Fig. 9의 마찰항의 분포와 유사하다. 한편 그림으로부터 층류인 경우가 마찰열손실의 피크값이 크다. 이것은 층류인 경우 압축파면의 압력구배가 크기 때문에 유속의 상승효과가 크며, 계산에서 마찰열은 유속과 마찰항의 곱으로 가정되었으므로 마찰열의 항은 크게 된다. 이에 비해 난류에서는 유속이 작은 곳에서 마찰항의 피크값이 발생하기 때문에 마찰항은 그다지 크게 되지 않는다. 한편 그림으로부터 층류인 경우 압축파 배후에서 마찰열의 값에 상당한 변동이 관찰된다. 이것은 비정상 마찰항과 유속과 관련된다.

3.2 충격파관의 실험결과와 비교

Fig. 11에는 충격파관을 이용한 압축파의 실험결과⁽²⁰⁾와 본 수치계산결과를 비교하였다. 실험에서 초기압축파의 강도와 최대압력구배는 각각 7kPa과 4.14kPa/ms이며, 충격파 배후의 경계층 흐름은 층류로 판단되었다. 그림으로부터 실험에서 얻어진 압축파의 강도는 수치계산 결과에 비해 상당히 감소하고 있다는 것을 발견할 수 있다. 이 뿐만 아니라 파면의 압력구배에 대해서도 계산결과가 실험에 비해 비선형효과가 크며, 전파거리가 길어질수록 파면은 급격하게 된다. 이와 같이 계산결과와 실험 결과의 차이는 다음과 같이 고찰할 수 있다. 실험에서 이용된 충격파관의 측정부 관⁽²⁰⁾에는 여러군데 연결부가 존재하며, 이 연결부는 플랜지 이음으로 누설을 방지하기 위하여 고무 패킹처리를 하였다. 따라서 이 부분에서 약간의 단면적 변화가 있을 수 있으며, 이로 인하여 전파하는 압축파 배후에서 팽창파가 발생하여 상류로 전파한다고 생각할 수 있다. 만일 실험에서 얻어진 압축파의 파형에서 나타나고 있는 압력강하를 이와 같은 팽창파에 기인하는 것으로 간주한다면, 그의 발생위치는 관의 연결부에 상당한다는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 실험파형에서 얻어진 압력강하나 작은 압력변동 등은 팽창파의 반사로 인해 약한 압축파가 발생하기 때문이라고 할 수 있다. 한편 이와 같은 관의 연결부는 경계층 흐름에 대하여 tripping wire와 같은 역할을 하여 흐름은 난류로 천이할 수 있다.

Fig. 12에는 위의 Fig. 11과 같은 조건에서 압축파 배후의 경계층 흐름을 난류로 가정된 경우의 실험과 계산결과를 비교하였다. 그림으로부터 압축파의 강도에 대한 실험과 수치계산결과와의 일치는 층류인 경우에 비해 상대적으로 개선된다는 것을 관찰할 수 있다. 이 뿐만 아니라 파면의 압력구배의 일치도 개선된다. 그러나 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 실제의 경계층 흐름은 압축파의 파두에서부터 바로 난류로 된다고는 생각하기 어려우며, 어느 천이영역(transition region)을 거친 후에 난류로 천이한다고 판단된다. 본 연구에서는 압축파의 파두에서부터 경계층 흐름이 천이한다고 가정하여 계산과 실험결과를 비교하였다. 그러나 난류에 대한 본 연구의 결과와 유사하게 나타났다. 위의 Fig. 11과 12의 압축파 후미에 나타난 압력에 대하여 계산결과와 실험결과와의 주된 차이는 실험에서 압축파에 의해서 발생한 경계층의 배제효과라고 생각된다.

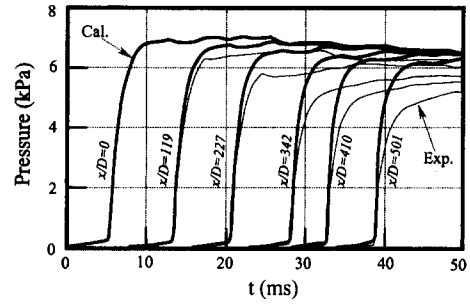


Fig. 11 Comparison of compression waves by calculation and experiment for laminar boundary layer

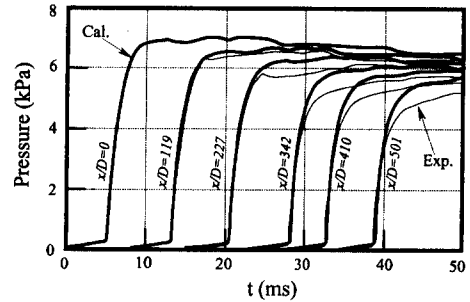


Fig. 12 Comparison of compression waves by calculation and experiment for turbulent boundary layer

한편 충격파관을 이용한 모사실험 결과⁽²⁰⁾에 의하면, 관내를 전파하는 초기압축파의 강도가 10 kPa보다 큰 경우에는 압축파 배후의 비정상경계층에서는 천이가 발생한다고 보고하였다. 본 연구에서는 초기압축파의 강도를 20kPa로 하고 앞의 식 (17)의 x_r 과 x_{re} 의 값으로 $x_r=1.41m$, $x_{re}=2.47m$ 을 대입하여 계산을 수행하였다. 그 결과 압축파는 관내를 전파함에 따라 감소하지만, 압축파 직후에서 압력이 어느 정도 감소하다가 다시 증가하는 경향을 관찰하였다. 또 이와 같은 경향은 실험결과와 유사하게 나타났으며, 압축파 직후의 압력감소는 경계층의 천이로 인한 비정상 마찰항과 열전달 효과 때문이라고 판단되었다. 이 사실을 조사하기 위하여 Fig. 13에는 비정상 마찰항과 열전달항의 공간적인 분포를 나타내었다. 그림으로부터 마찰항과 열전달항은 압축파 직후에서 경계층의 천이로 인하여 감소한다. 압축파 통과 직후의 흐름은 층류이므로 벽마찰 및 열전달 등의 소산효과가 비교적 작지만, 그 후 천이영역을 거쳐 흐름은 난류로 되므로 소산효과는 서서히 증가하게 된다. 이 때문에 압축

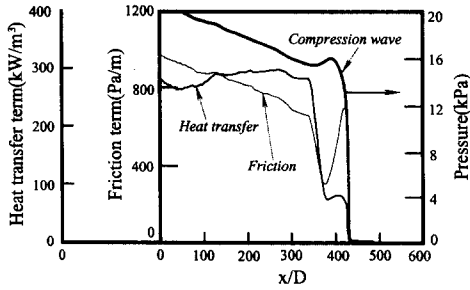


Fig. 13 Comparison of friction and heat transfer for boundary layer transition

파형의 변형이 발생한다고 생각된다.

3.3 실제 터널에서 측정결과와 비교

실제의 터널내에는 선로나 집전(集電)을 위한 가선(架線) 등과 같은 것이 존재하므로 3.2절의 충격파관의 벽면의 상태와는 상당히 다르다고 볼 수 있다. 따라서 이러한 영향을 고려하기 위하여 터널의 벽면을 유체역학적으로 거친 벽이라고 가정할 수 있으며, 압축파 배후에서 발달하는 경계층 흐름은 난류라고 할 수 있다. 본 수치계산조건을 실제 터널의 조건과 일치시키기 위하여 관의 등가직경 D 를 9.0m로 가정하였으며, 터널입구에서 형성되는 압축파형을 초기파형으로 사용하였다. 또 대기중의 공기의 음속 a 를 340m/s, 온도 T 를 294K, 밀도 ρ 를 1.2kg/m^3 , 대기압 p_0 를 $101.3 \times 10^3\text{Pa}$, 동점성계수 ν 를 $15.1 \times 10^{-6}\text{m}^2/\text{s}$, 공기의 비열비 γ 를 1.4로 가정하였다.

Fig. 14에는 고속열차(구체적으로 일본의 신간선)가 213km/h의 속도로 길이가 약 3400m인 터널에 돌입한 경우에 얻어지는 압축파의 초기파형을 이용하여 수치계산한 결과를 실제 터널출구에서의 측정값과 비교하였다. 계산에서 사용된 마찰계수는 Darcy의 관마찰계수를 이용하여 각각 $\lambda=0.05, 0.07$ 및 0.08 로 가정하였다. 그림으로부터 압축파 파면의 압력구배는 약간 차이가 있지만, 압축파의 감쇠에 관해서는 $\lambda=0.08$ 로 가정하면 계산결과와 실측값과 잘 일치한다. 이러한 경향은 열차의 돌입속도가 다른 경우에도 $\lambda=0.08$ 로 가정함으로써 실제 터널출구에서의 압축파형과 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

Fig. 15에는 고속열차의 속도가 215km/h인 경우 터널입구에서 형성되는 압축파형을 이용하여, 터널내를 전파하는 압축파의 거리감쇠에 대하여 본 수

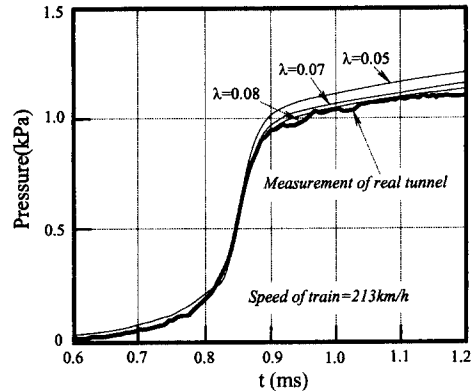


Fig. 14 Comparison of calculated and measured compression waves

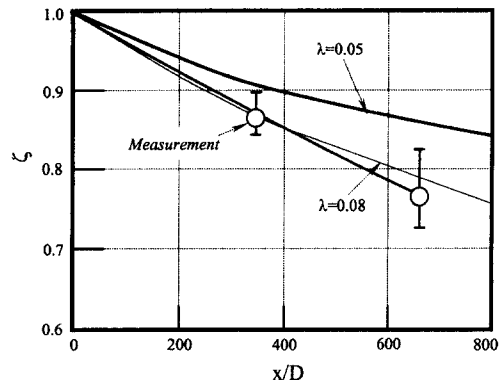


Fig. 15 Comparison of attenuations in calculated and measured compression waves

치계산의 결과와 실측값을 비교하였다. 그림의 실측값은 터널의 길이가 7900m이며, 선로가 슬라브로 되어 있는 slab track tunnel인 경우이다. 그림으로부터 $\lambda=0.08$ 로 가정함으로써 수치계산결과와 실측값은 상당히 잘 일치하게 된다. 따라서 본 수치계산에서 실제 터널입구에서 형성되는 압축파의 파형이 알려지는 경우, $\lambda=0.08$ 과 압축파 배후의 경계층 흐름을 난류로 가정함으로써 출구에서 형성되는 압축파형을 예측할 수 있다.

4. 결론

관내를 전파하는 압축파의 특성을 조사하기 위하여, 유체마찰, 열전달 및 마찰열손실 등을 고려하여 일차원 수치계산을 수행하였다. 본 계산의 결과는 압축파의 감쇠나 변형에 미치는 유체마찰, 열전

달 및 마찰열손실 등의 효과를 비교하는데 사용되었다. 그 결과 압축파의 감쇠는 압축파 배후에서 발달하는 경계층 흐름이 층류인 경우에 비해 난류인 경우가 상대적으로 크게 나타났으며, 또 압축파의 감쇠에 미치는 마찰열 손실의 효과는 그다지 크지 않다는 것을 알았다. 한편 압축파 배후의 경계층 흐름이 층류인 경우 압축파의 파면에서 최대압력구배는 난류에 비해 상대적으로 크며, 파의 비선형효과는 전파길이가 길어질수록 뚜렷하게 나타났다. 또 압축파의 전파길이가 길어질수록 유체마찰이나 열전달에 의한 소산효과는 상대적으로 증가하게 된다는 것을 알 수 있었다. 본 수치계산 결과를 충격파관의 실험결과 및 실제 터널에서 측정결과와 비교하였다. 그 결과 압축파 배후의 경계층 흐름을 난류라고 가정한 경우에 수치계산 결과는 충격파관의 실험결과와 비교적 잘 일치하였으며, $\lambda=0.08$ 로 가정하면 실제 터널의 측정결과와 잘 일치한다는 것을 알았다.

참고문헌

- (1) Brandmaier, H. E. and Knebel, M. E., 1976, "Steam Flow Through Safety Valve Vent Pipes," *Journal Fluid Eng.*, Vol. 98, No. 2, pp. 199~207.
- (2) 長谷川泉, 川口清, 田中宏, 1989, "長大管内の壓縮空氣の減壓特性に関する研究(第3報, 分岐管付長大管の實驗)," *日本機械學會論文集(B)*, 第54卷, 第503號, pp. 1602~1606.
- (3) Sekine, N., et. al., 1988, "Initiation and Propagation of Shock Waves in the Exhaust Pipe of an Internal Combustion Engine," *Transactions of JSME*, Vol. 54, No. 498 (In Japanese).
- (4) Klingenberg, G. and Heimerl, J. M., 1992, "Gun Muzzle Blast and Flash," *Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA Educational Series*.
- (5) 金義東, 1994, "고속鐵道 터널에서 發生하는 流體力學的 波動現象," *大韓機械學會誌*, 第34卷, 第10號.
- (6) Ozawa, S., 1979, "Studies of Micro-Pressure Wave Radiated from a Tunnel Exit," *Railway Technical Res. Rept. of Japan*, No. 1121.
- (7) 小澤智, 森藤達夫, 前田達夫, 木下眞夫, 1976, "トンネル出口微氣壓波の實態," *鐵道技術研究報告*, No. 1023.
- (8) 金義東, 外1人, 1994, "고속鐵道 터널에서 發生하는 波動現象에 關한 衝擊波管의 研究1(壓縮波의 特性에 對하여)," *大韓機械學會論文集*, 第8卷, 第10號.
- (9) 金義東, 外1人, 1995, "고속鐵道 터널을 傳播하는 壓縮波의 一次元 數值解析," *大韓機械學會論文集*, 第19卷, 第5號.
- (10) Martin, W. A., 1958, "An Experimental Study of the Turbulent Boundary Layer Behind the Initial Shock Wave in a Shock Tube," *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol. 25, No. 10.
- (11) Flatt, R., 1986, "Unsteady Compressible Flow in Long Pipelines Following a Rupture," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 6.
- (12) Zielke, W., 1968, "Frequency-Dependent Friction in Transient Pipe Flow," *Trans. ASME, Journal of Basic Eng.*, Vol. 90, No. 1.
- (13) Schlichting, H., 1951, "Boundary Layer Theory," McGraw-Hill.
- (14) Mirels, H., 1956, "Boundary Layer Behind Shock or Thin Expansion Wave Moving into Stationary Fluid," *NACA TN 3712*.
- (15) Vardy, A. E., Hwang, K. L. and Brown, J. M. B., 1993, "A Weighting Function Model of Transient Turbulent Pipe Friction," *Journal of Hydraulic Research*, Vol. 31, No. 4.
- (16) Schultz, M. and Sockel, H., 1988, "The Influence of Unsteady Friction on the Pressure Waves in Tunnels," *6th International Symposium on the Aero-Dynamics and Ventilation of Vehicle Tunnels*.
- (17) Hartunian, R. A., Russo, A. L. and Marrone, P. V., 1960, "Boundary -Layer Transition and Heat Transfer in Shock Tubes," *Journal of the Aero. Sci.*, Vol. 27, No. 8.
- (18) Dillon, R. E. and Nagamatsu, H. T., 1984, "Heat Transfer and Transition Mechanism on a Shock-Tube Wall," *AIAA Journal*, Vol. 22, No. 11, pp. 1524~1530.
- (19) Hall, J. L., 1975, "Boundary Layer Transition Comparisons in Shock -Induced Flows," *AIAA*

Journal, Vol. 13, No. 4.

- (20) 金義東, 外1人, 1995, “高速鐵道 터널에서 발생하는 波動現象에 관한 衝擊波管의 研究2(壓縮

波의 非線形效果와 減衰),” 大韓機械學會論文集, 第19卷, 第8號.