

평판 난류경계층에서의 벽 압력섭동에 대한 실험적 연구

이 승 배* · 김 휘 중**

(1998년 10월 2일 접수)

Experimental Study on Wall Pressure Fluctuations in the Turbulent Boundary Layer on a Flat-Plate

Seungbae Lee and Hooi-Joong Kim

Key Words: Flow-Induced Noise(유동유기소음), Wall-Pressure Fluctuation(벽 압력섭동), Anechoic Wind Tunnel(무향풍동), Cross-Spectrum(교호 스펙트럼), Scaling(무차원화), Turbulent Boundary Layer(난류경계층)

Abstract

The wall pressure fluctuations of a turbulent boundary layer over a flat plate have been investigated in an anechoic wind tunnel facility. The anechoic wind tunnel consists of acoustically-lined duct, muffler, and splitter-type silencer for noise suppression and vanes for reducing head losses involved. To improve spectra characteristics in high frequency range, a 1/8" pressure-type microphone sensor, which has a pin-holed cap of various diameters, was employed in this experiment. It was shown that the pin-holed microphone sensor with a dimensionless diameter d^+ of 7.1 resolved the high frequency pressure fluctuations most effectively among ones with various pin-hole diameters. The measured wall pressure spectra in terms of three types of scaling parameters were in good agreement with other experimental and numerical results. The pressure events of high amplitude were found to contribute to total fluctuating pressure energies in the turbulent boundary layer significantly and supposed to radiate to the far-field effectively.

기호설명

C_f : 마찰계수

d : 캡의 홀 지름

d^+ : $= du_r/\nu$

H : 경계층의 형상계수

k : 한계치($= P'/P'_{rms}$)

$P(k, \omega)$: 섭동압력의 파수-주파수 스펙트럼

P' : 섭동하는 벽압력

P'_{rms} : 섭동하는 벽압력의 제곱평균의 제곱근

Re_θ : 운동량두께에 대한 레이놀즈수($= U_0\theta/\nu$)

$R(\lambda_1, \lambda_2, \tau)$: x_1, x_3 공간좌표와 시간, τ ,에 대한 교호상관함수

$R.M.S.$: 제곱평균제곱근

t : 실시간

t^+ : 내충변수로 스케일된 시간($= tu_r^2/\nu$)

U_0 : 자유유동속도

$\langle u'^2 \rangle, \langle v'^2 \rangle$: 수직 난류용력 성분

u_r : 전단 속도

δ : 경계층 두께

δ^* : 경계층의 배제두께

$\Phi(\omega)$: 섭동하는 벽압력의 스펙트럼밀도

θ : 경계층의 운동량두께

ρ : 유체의 밀도

* 회원, 인하대학교 기계공학과

** 인하대학교 대학원 기계공학과

- τ_w : 평균 벽면 전단응력
- ν : 유체의 동점성계수
- ω : 진동수 ($= 2\pi f$)

1. 서론

과거 삼십 년 동안 난류경계층 내의 벽 압력섭동에 대한 실험적 연구는 꾸준히 진행되어 왔다. 특히 난류경계층에서 발생하는 소음에 대한 연구는 물수체의 소나돔(sonar dome)에서의 외부자력소음(self-noise) 제거나 항공기 표면에서의 압력섭동에 의한 객실 소음 저감 등에 적용되고 있다.

난류경계층(turbulent boundary layer) 벽 근처에서는 두 가지의 다른 형태의 구조적 유동이 존재한다고 알려져 있다.⁽¹⁾ Kline⁽²⁾은 유동가시화 실험을 통하여 벽 근처에서 매우 낮은 속도의 유선방향의 가는 띠(streak) 구조를 처음으로 발견하였다. 그 후 이러한 가는 띠 구조가 벽면 근처에서 들어 올려진 후 요동하는 유동과 함께 잘게 부수진 후, 상대적으로 빠른 속도의 유체에 의해 쓸려 버리는 파열(bursting) 구조가 Blackwelder⁽³⁾에 의해 제시되었다. 즉 유선방향의 와동(vortex)을 갖는 구조는 벽 근처에 존재하며, 너비방향(spanwise)의 와동을 갖는 구조는 로그 경계층에 위치하여 두 개의 유선방향의 구조와 너비방향의 구조가 합쳐져 머리핀(hair-pin) 형태의 유동구조를 형성한다.⁽⁴⁾ 또한 벽 근처에서 약 $100 \sim 200(\nu/u^*)$ 의 거리를 두고 서로 반대방향으로 회전하는 유선방향의 와동은 낮은 속도외 다리를 형성하며 너비방향의 와동 중심 부분을 돌아올려 말굽(horseshoe) 모양의 구조를 만들기도 한다. 그러나 최근 들어 비대칭적으로 한 쪽의 유선 방향 와동의 다리가 길게 머리부분과 연결된 구조가 제시되고 있다.⁽⁶⁾ 이러한 구조가 깨지면서 발생하는 파열(bursting)은 난류경계층에서 양의 벽면 압력섭동을 일으키며, 말굽모양 와동의 머리가 튕리면서 발생하는 음의 벽면압력섭동은 파열의 앞에서 발생한다고 알려져 있다.⁽⁶⁾ 이 밖에도 Chong⁽⁷⁾에 의해 부착된 소용돌이(eddy) 구조가 제안된 바 있다.

경계층 내의 유동구조에 의한 방사소음의 관점에서에서는 Powell⁽⁸⁾은 매끄러운 무한 평판의 경우 벽면에 의한 이미지(image) 효과로부터 이극자(dipole) 음원은 상쇄되며, 벽면 압력섭동은 주로 종방향 사극음원의 반사에 의해 강화된 레이놀즈 응력의 영향을 반영한다고 주장하였다.

Meecham⁽⁹⁾은 당시 난류경계층 내의 유동구조에 대한 이해를 바탕으로 경계층 소음은 체적 적분인 사극음원의 기여가 표면 적분인 이극소음원보다 크다고 주장하였다. 그러나 Landahl⁽¹⁰⁾에 의하면 벽 근처에서 발생하는 파열 구조가 방사소음에 가장 큰 기여를 하며, 기존에 발표된 바와는 달리 이극소음원에 의한 방사가 사극소음원에 의한 기여보다 크다고 하였다. Hardin⁽¹¹⁾에 의한 연구에 의하면 매끄러운 평판 경계층에서의 이극자 음원의 방사는 무시할 수 있으며, 벽면 압력섭동의 파수성분 중 특정한 조건을 만족하는 성분만 소음방사에 기여한다고 주장하였다. 특히 방사에 기여하는 유동구조는 종방향 사극자 음원인 수직방향 레이놀즈 응력을 일으키는 구조임을 밝힌 바 있다. Wang⁽¹²⁾은 수치적 계산을 통하여 사극자 소음원은 큰 전단층 내의 유동구조 분해 및 머리핀 형태의 소용돌이(eddy)들의 떨어짐과 밀접한 레이놀즈 응력의 생성에 크게 기여된다고 한 바 있다.

본 연구에서는 방사소음에 가장 큰 기여를 하는 구조는 경계층 내의 말굽모양의 와동(vortex)이며, 와동에 의한 분출(ejection)과 이러한 와동이 깨지면서 발생하는 파열이 큰 진폭의 벽면 압력섭동으로 이어지며, 이들의 대부분은 Hardin의 방사조건을 만족한다는 가정하에 방사소음 관점에서 벽 압력섭동 특성을 분석하였다.

Schewe⁽¹³⁾는 여러 가지 크기 ($19 \leq d^+ \leq 33$)인 핀 홀 마이크로폰 센서를 이용하여 벽면 압력스펙트럼을 측정하였으며, $d^+ = 19$ 인 센서를 이용하여 얻은 결과인 고주파수에서의 압력스펙트럼은 등방성(isotropic) 난류유동에 대한 스펙트럼인 $\Phi(\omega) \sim \omega^{-7/3}$ 과 비슷하였다. 그리고 압력섭동 중에서 P_{rms} 의 세 배 이상되는 발생사건(events)은 발생시간 빈도로는 1%에 해당하지만, 에너지에 대한 기여도는 40%에 달함이 측정되었다. 또

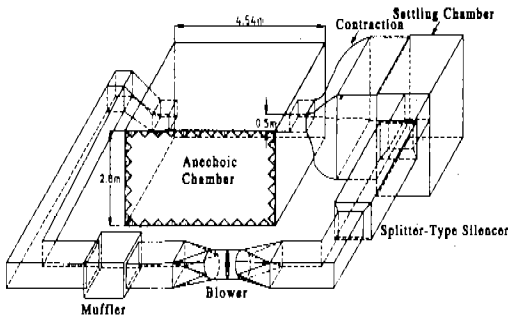


Fig. 1 Schematic of closed-circuit type anechoic wind tunnel.

한 Karangelen 등⁽¹⁴⁾의 실험에 따르면 압력섭동 중에서 $3P'_{rms}$ 크기 이상의 발생사건은 시간으로는 5%인 14 점성시간단위(viscous time units)를 갖으며 R.M.S. 에너지의 49%를 차지한다고 하였다. 큰 양(large positive)의 압력섭동과 음의 압력섭동들의 발생빈도는 파열 빈도와 일치하며, 이러한 큰 압력섭동 사건은 벽 근처에서의 파열 현상과 매우 밀접하다고 주장하였다. Farabee 등⁽¹⁵⁾은 Choi 등⁽¹⁶⁾의 수치계산결과를 토대로 경계층의 유동구조는 고주파 스펙트럼에 그리고 외층(outer layer)의 유동구조는 저주파 스펙트럼 에너지에 각각 기여한다는 Choi 등의 가정을 검증하였다.

본 연구에서는 방사소음 관점에서 중요한 큰 진폭 d^+ 를 7에서 40까지 변화시켜가며 측정하였다. 또한 여러 연구자들에 의해 측정된 자료들은 각각 다른 레이놀즈 수, 센서의 종류 및 크기 등에서 매우 다양하므로, 이러한 스펙트럼 데이터들을 무차원화하여 본 실험 결과와 비교, 분석하였다.

2. 실험 장치 및 측정 방법

평판 경계층에서의 섭동압력 측정은 김휘중 등⁽¹⁷⁾에 의해 설계된 인하대학교내에 설치된 무향풍동에서 수행되었다(Fig.1). 밀폐된 형태의 무향풍동(anechoic wind tunnel)은 0.5m(H)×0.5m(W)×2.5m(L)의 시험부(test section)를 가지며, 작동

Table 1 Boundary layer parameters.

$$U_0 = 13.57 \text{ m/s}$$

$$U_\tau = 0.56 \text{ m/s}$$

$$\theta = 4.33E-03 \text{ m}$$

$$\delta = 3.46E-02 \text{ m}$$

$$\delta^* = 3.26E-03 \text{ m}$$

$$H = 1.33$$

$$C_f = 2\tau_w / \rho U_0^2 = 0.0034$$

$$\tau_w = \rho u_\tau^2 = 0.37$$

$$Re_\theta = U_0 \theta / \nu = 2805$$

기체인 공기는 시험부의 상류에 위치되어 있는 축류형 송풍기에 의해 불어내어 진다. 송풍기에 의한 회전주파수에서의 소음에너지를 저감하기 위해 송풍기의 상류에 소음기(muffler)가 설치되었고, 송풍기 및 기타 고주파수의 배경소음을 줄이기 위한 스플리터형 소음기는 송풍기의 하류에 위치되어 있다. 또한 송풍기의 저주파수 소음에너지를 및 공급 압력의 섭동을 줄이기 위해서 송풍기의 하류에 정체실(settling chamber)을 설치하였다. 정체실을 지난 공기는 허니컴(honey-comb)과 여러 가지 규격의 격자(mesh)를 가진 스크린(screen) 7장을 통과하여 낮은 난류강도(0.25%)를 유지하였다. 수축부는 25:1로 벽에서 국부적인 박리가 일어나지 않는 정압력분포를 가지도록 설계되었다.

Fig. 2에 보여진 경계층 실험에서의 평판은 너비방향으로 1m, 유동방향으로 1.6m의 크기이며, 선단부터의 난류경계층을 형성하기 위하여 AA-40 규격의 사포를 평판의 앞쪽에 얇게 접착시켰다. 시험부에서의 자유유동속도를 0에서 20m/s까지 연속적으로 변화시키며 유동 특성을 측정하였다. 평판 위의 유동방향의 각 위치에서 측정된 경계층의 특징들은 Table 1에 나타나 있다. 벽면 섭동압력의 측정은 1/8" 마이크로폰 센서(B&K model 4138)에 핀 홀이 설치된 캡을 씌운 후, 시험부 안의 매끄러운 평판 위에 밀착시켜 가능한 유동 교란이 없도록 하였다.

핀 홀로 사용된 지름의 종류는 4가지이며 u_τ 로

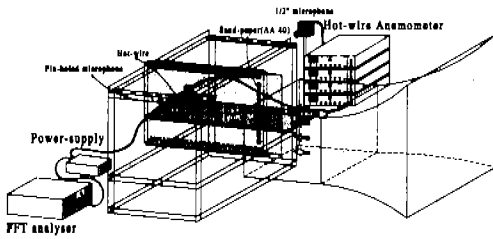


Fig. 2 Geometric setup of a smooth flat plate in the test section.

Table 2 Helmholtz resonance frequencies for series of pin-holed microphones.

	Diameter (mm)	Helmholtz resonance(Hz)	d^*	Throat length(mm)	Cavity height(mm)
Case 1	0.2	9840	7.1	0.3	0.4
	0.5	23600	17.8	0.3	0.4
	0.8	39400	28.4	0.3	0.4
	1.0	49200	35.6	0.3	0.4
Case 2	0.2	6820	7.1	0.5	0.5
	0.5	17000	17.8	0.5	0.5
	0.8	27270	28.4	0.5	0.5
Case 3	0.2	4820	7.1	0.5	1.0
	0.5	12000	17.8	0.5	1.0
	0.8	19280	28.4	0.5	1.0

무차원화된 직경의 범위는 7에서 40까지이다 (Table 2).

캡에 의해 밀봉된 체적은 핀 홀의 목 부분에 의한 헬름홀츠 공명(helmholtz resonance) 주파수가 벽 압력측정 범위 이상에서 발생하도록 설계하였다. 풍동의 운전시 무향실(anechoic room) 고유 진동에 의한 저주파수 배경소음의 영향을 줄이기 위해서 마이크로폰 센서 신호가 70Hz의 하이패스(high-pass) 필터를 통과하도록 하였다. 또한 1/2" 마이크로폰은 무향실 내에서의 제트유동에 의한 영향이 없도록 평판 경계층에서 0.54m 거리의 위치에 설치하여, 1/8" 핀 홀 마이크로폰 센서와의 상관 스펙트럼을 측정하였다.

벽 압력 신호의 파워 스펙트럼은 2채널 FFT분석기(Stanford Research SR780)를 사용하여 3000번 이상의 앙상블(ensemble) 평균을 취하였다. 즉, 본 스펙트럼 에너지 측정에서의 불규칙 오차, ϵ_d ,는 $1/\sqrt{n_d}$ 로부터 약 1.8%정도이다. 경계층

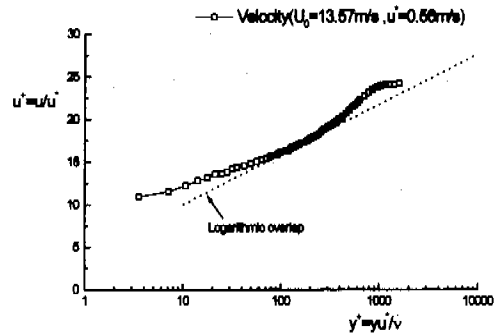


Fig. 3 Measured streamwise velocity profile scaled on inner variables.

내의 평균 속도 및 난류 분포를 측정하기 위하여 Furness Model(FC0510)인 디지털 압력계(digital manometer)와 열선 풍속계(Kanomax) 신호를 32비트 개인용 컴퓨터에 연결하여 사용하였다. 섭동 압력과 난류 속도는 각 채널당 30kHz의 획득 시간으로 A/D 변환기(converter)를 거쳐 노트북 컴퓨터를 통해 Labview® 프로그램으로 데이터를 처리하였다. 이러한 압력섭동 측정 데이터는 센서의 공간적인 분해오차와 보통 실험시설과 관련된 노이즈를 포함하고 있으므로 실험장치와 관련된 노이즈를 줄이기 위해 70Hz의 하이패스 필터를 사용하였고 공간적 분해능과 관련해서는 여러 가지 크기의 핀 홀 마이크로폰 센서를 이용하여 4초 동안 기록한 입력 신호들을 비교 분석하였다.

3. 실험 결과 및 토의

3.1 실험 측정의 조건

제추난류 평균속도의 측정에는 매우 작은 구멍 ($h^+ = hu_c/\nu = 5.0$)을 갖는 경계층용 피토판을 이용하였으며, 난류강도 등의 측정에는 경계층 I형 열선을 이용하였다.

섭동압력은 자유유동속도 $U_0 = 13.57m/s$, 배경난류강도 0.25%의 조건하에서 x/δ 가 37.6인 위치에서 측정되었다. 이 때의 경계층 두께, δ ,는 34.6mm, 레이놀즈 수, Re_θ ,는 2805이며, 전단 속

도, u_r 는 0.56m/s이다. 본 논문에서 비교한 다른 연구자들의 실험 조건과 본 실험조건은 Table 3에 나타나 있으며, 그 중 Farabee 등⁽¹⁶⁾의 실험조건이 본 실험의 조건과 가장 일치한다. Fig. 3은 이 위치에서 측정된 난류경계층의 평균속도 분포를 보여준다.

3.2 핀 홀 센서의 공간분해능 및 주파수 특성
벽면 섭동압력 파수 및 주파수의 스펙트럼 $P(k, \omega)$ 를 섭동압력의 교호상관(cross-correlation)의 푸리에(fourier) 변환으로 나타내면,

$$P(k, \omega) = \frac{1}{(2\pi)^2} \int_{-\infty}^{\infty} R(\lambda_1, \lambda_2, \tau) e^{-ik \cdot \lambda + i\omega\tau} d\lambda_1 d\lambda_2 d\tau \quad (1)$$

일반적으로 유한한 크기의 센서를 가지고 물리적 양을 측정한다면, 측정된 양은 센서의 유한성에 기인하여 공간적으로 필터링된 값으로 해석된다. 삼차원 공간에서의 무차원된 가우시안 필터(Gaussian Filter; 필터 크기 Δ 는 대략 센서의 크기)는 다음 식으로 표시된다.

$$G(x-z, \Delta) = \left(\frac{6}{\pi}\right)^{3/2} e^{-6(x-z)^2/\Delta^2} \quad (2)$$

따라서 센서의 유한성에 기인하여 필터된 섭동압력 $\tilde{p}(x, t)$ 는 다음과 같다.

$$\tilde{p}(x, t) = \int_D G(x-z, \Delta) p(x, t) dz_1 dz_2 dz_3 \quad (3)$$

이와 같이 필터링된 압력 $\tilde{p}(x, t)$ 는 가우시안 필터를 이용하여 테일러(taylor) 멱급수로 전개하면 다음과 같이 표현된다.⁽¹⁸⁾

$$\tilde{p}(x, t) = \left[1 + \frac{\Delta^2}{24} \nabla^2 + \frac{1}{2!} \left(\frac{\Delta^2}{24} \nabla^2\right)^2 + \dots\right] p(x, t) \quad (4)$$

$p(x, t)$ 의 교호상관(cross-correlation) 양인 $R(\lambda_1, \lambda_2, \tau)$ 를 푸리에 변환한 $P(k, \omega)$ 를 필터된

$\tilde{p}(x, t)$ 로 표시하면 다음과 같다.

$$P(k, \omega) = \frac{1}{(2\pi)^3} \int_{-\infty}^{\infty} \langle \tilde{p}(x, t) \tilde{p}(x+\Delta, t+\tau) \rangle - \frac{\Delta^2}{24} \frac{\partial^2}{\partial x_j^2} \langle \tilde{p}(x, t) \tilde{p}(x+\Delta, t+\tau) \rangle + \Theta(\Delta^4)] e^{-ik \cdot \Delta} \cdot e^{-i\omega\tau} d\Delta d\tau \quad (5)$$

또한 섭동압력의 주파수 스펙트럼 $\Phi(\omega)$ 는 $P(k, \omega)$ 를 k_1 과 k_3 에 대해 적분한 값으로부터 구할 수 있다.

$$\Phi(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} P(k, \omega) dk_1 dk_3 \quad (6)$$

따라서 경계층 벽면 근처에서의 유동구조가 λ 인 파장을 갖는다고 가정하면, 파수-주파수 스펙트럼 에너지의 경우 센서의 유한성으로부터 기인된 불가피한 오차는 $(\Delta/\lambda)^2$ 의 크기를 갖으며, 섭동압력 주파수 스펙트럼 $\Phi(\omega)$ 도 이와 비슷한 오차의 범위를 갖게 된다. 또한 벽면 섭동압력 스펙트럼을 측정시와는 달리 벽 근처의 파열구조 등의 발생사건을 측정할 때의 센서의 크기, d^+ ,는 20이하가 되어야 한다고 알려져 있다.⁽¹⁹⁾ 그러나 핀 홀 마이크로폰과 같은 센서의 경우에는 핀 홀의 직경이 작아질수록 입사되는 에너지의 크기가 작아지므로 고주파수에서의 전달경로에 따른 에너지 감쇄가 증가할 수 있으므로, 가능한 핀 홀 센서내의 다이어프램을 벽면 근처로 밀착하여 사용하였다. 센서의 크기가 작을수록 공간분해능이 개선되나, 핀 홀 마이크로폰 센서의 경우 마이크로폰의 다이어프램을 가진하는 에너지는 핀 홀이 작아질수록 줄어들며 고주파수 에너지의 절단(cut-off)오차가 증가한다. 또한 핀 홀 마이크로폰 센서는 다른 반도체형 센서보다 고주파수 특성이 뛰어나나 헬륨홀츠 공명에 의한 한계 주파수가 존재한다(예를 들면 Table 2에 나타난 Case 1의 경우 d^+ 가 7.1일 때 약 10kHz). 따라서 핀 홀 마이크로폰 센서를 사용할 때의 핀 홀 구멍의 크기는 헬륨홀츠 공명에 의한 한계 주파수에 의

해 제한되며 핀 홀 구멍이 적어질수록 공명주파수는 낮아지므로, 1/8" 마이크로폰에 설치된 핀 홀 구멍의 크기는 0.2mm이하는 시도되지 않았다.

본 실험에서는 핀 홀 마이크로폰의 검정을 위하여 같은 소음원으로부터의 백색잡음에 대한 일치도(coherence)를 구하였으며, Fig. 4에 나타나 있다.

3.3 벽압력 스펙트럼 및 섭동압력 발생사건

본 연구에서 비교한 벽면 압력 스펙트럼에 대한 기존의 핀 홀 직경 혹은 계산 격자와 배제 경계층 두께와의 비인 d/δ^* 는 Bull,⁽²⁰⁾ Bull and Thomas,⁽²¹⁾ Choi and Moin,⁽¹⁶⁾ Keith and Bennet,⁽²²⁾ Schewe⁽¹³⁾ 등 다른 연구자들의 경우 각각 0.195, 0.13, 0.696 ($\Delta x_1/\delta^*$), 0.89, 0.22이다 (Table 3). 본 실험 ($U_0 = 13.57m/s$) 조건에서는 d/δ^* 의 비율 0.046, 0.116, 0.185, 0.231로 변화시키면서 특성의 변화를 살펴보았다.

섭동압력의 스펙트럼은 Keith 등⁽²²⁾이 제시한 바와 같이 세 가지의 무차원화된 내·외·혼합된(inner, outer, mixed) 변수들을 이용하여 무차원화된 에너지 형태로 비교하였다. 이 무차원화된 세 가지 스케일 중 외층변수(outer variables)의 경우 주파수는 $\omega\delta^*/U_0$ 에 의해 그리고 스펙트럼

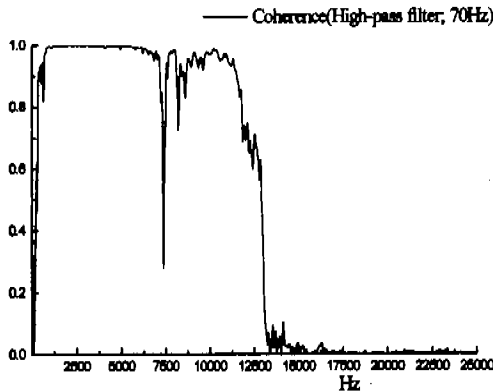


Fig. 4 Coherence test from white-noise acoustic waves between 1/2 regular microphone and 1/8" pin-holed microphone without flows.

에너지는 $\Phi(\omega)/\rho^2\delta^*U_0^3$ 으로 무차원화한다. 또한 혼합된 내·외층변수(mixed inner and outer variable)는 주파수의 외층변수인 $\omega\delta^*/U_0$, 스펙트럼 에너지는 $\Phi(\omega)U_0/(\tau_\omega^2\delta^*)$ 으로 무차원한다. 내층변수(inner variables)는 주파수와 에너지를 각각 $\omega\nu/u_\tau^2$ 와 $\Phi(\omega)u_\tau^2/(\tau_\omega^2\nu)$ 으로 무차원화하여 사용한다.

Fig. 5, 6에는 기존의 발표된 결과와 함께 측정된 섭동 압력스펙트럼을 내층, 외층, 혼합된 변수에 대하여 각각 나타낸 결과이다.

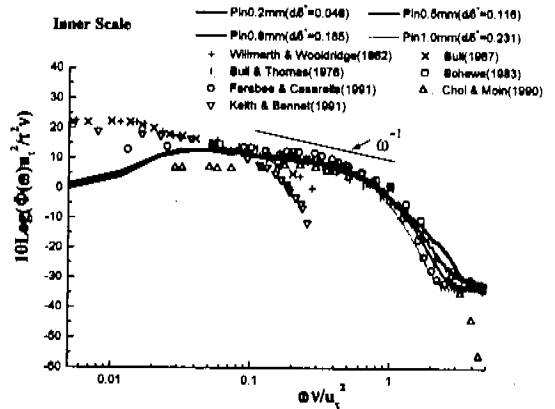


Fig. 5 Non-dimensional wall-pressure spectra scaled on inner variables.

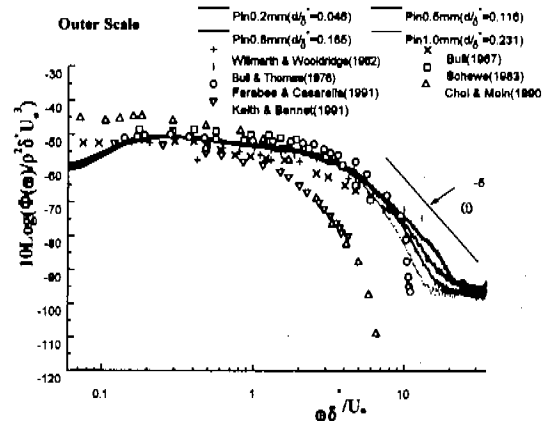


Fig. 6 Non-dimensional wall-pressure spectra scaled on outer variables.

일반적으로 저주파수에서의 에너지는 레이놀즈 수에 영향을 받으며, 고주파수($\omega\nu/u_r^2 > 0.5$)에서의 에너지 레벨은 센서의 크기 혹은 계산격자 간격에 의한 불가피한 오차를 갖게 된다. 따라서 내충변수에서는 고주파수 에너지 분포에서의 개선된 일치율을 보이고 외충변수에서는 저주파수 에너지 레벨이 여러 가지 실험 및 계산에 대해 스케일링 됨을 알 수가 있다. 본 실험의 저주파수 범위에서의 에너지 레벨은 사용된 하이패스 필터

(high-pass filter: 70Hz)의 사용으로 인해 약간 낮은 형태를 나타내었다.

내충변수(inner variables)에 의한 무차원된 Fig. 5의 스펙트럼들 중에서 Bull and Thomas,⁽²¹⁾ Choi and Moin,⁽¹⁶⁾ Farabee 등,⁽¹⁵⁾ Schewe⁽¹³⁾의 결과는 $0.08 < \omega\nu/u_r^2$ 의 고주파수 영역에서 비슷한 크기의 센서들로 본 실험의 에너지 레벨과 거의 일치하는 경향을 보였다. 특히 Farabee 등,⁽¹⁵⁾ Bull and Thomas⁽²¹⁾의 데이터는 핀 홀 d^+ 가 35.6($d/\delta^* = 0.231$)의 결과와 비슷한 형태의 기울기를 가지며, $0.7 < \omega\nu/u_r^2$ 인 구간에서 Choi and Moin⁽¹⁶⁾의 계산 결과는 핀 홀 지름 d^+ 가 17.8($d/\delta^* = 0.116$)인 실험데이터와 거의 일치하는 것으로 보아 고주파수 에너지의 특성은 센서의 크기와 매우 밀접함을 알 수 있다. 또한 외충변수(outer variables)에 의해 무차원된 Fig. 6의 스펙트럼들에서는 저주파수인 $\omega\delta^*/U_0 < 2$ 인 구간에서 본 실험 데이터와 비슷한 레이놀즈 수(Re_θ)를 가지는 Farabee 등⁽¹⁵⁾의 스펙트럼은 거의 일치하고 있다. 레이놀즈 수가 본 실험 데이터보다 높은 Keith and Bennet,⁽²²⁾ Willmarth 등⁽²³⁾

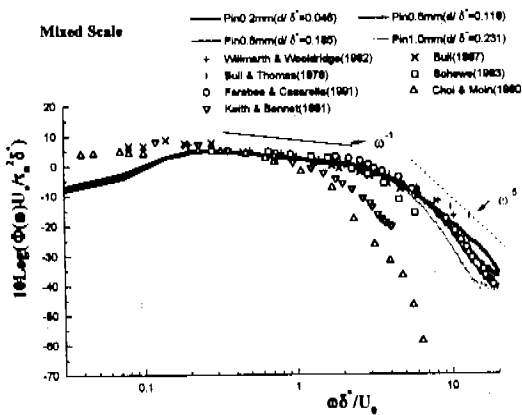


Fig. 7 Non-dimensional wall-pressure spectra scaled on mixed variables.

Table 3 Summary of characteristics of turbulent boundary layer and wall-pressure fluctuations.

Investigation	Test section	Fluid	U_0 (m/s)	δ (m)	δ^* (m)	θ (m)	ν/u_r (m)	Re_θ	d(m)	d/δ^*	$d^+ = du_r/\nu$	ν (m ² /s)	u_r (m/s)
Bull(1987)	Wind tunnel	Air	100.28	0.03018	3.70×10^{-3}	2.718×10^{-3}	0.424×10^{-1}	1.85×10^4	0.79×10^{-3}	0.195	173	1.394×10^{-5}	3.285
Bull & Thomas(1976)	Wind tunnel	Air	24.0	0.04572	5.69×10^{-3}	4.572×10^{-3}	1.745×10^{-1}	7×10^3	0.75×10^{-3}	0.13	44	1.566×10^{-5}	0.888
Choi & Moin (1990)	Fully Developed Channel Flow (Numerical)	Air	1.83	0.02540	3.58×10^{-3}	2.210×10^{-3}	1.412×10^{-1}	2.85×10^2	$dX_1 = 2.49 \times 10^{-3}$	$dX_2/\delta^* = 0.996$	$dX_3 = 17.6$	0.176×10^{-5}	0.012
Farabee & Casarella (1991)	Wind tunnel	Air	15.5	0.00279	4.50×10^{-3}	3.251×10^{-3}	2.405×10^{-1}	3.4×10^3	0.79×10^{-3}	0.177	33	1.481×10^{-5}	0.616
Keith & Bennet (1981)	Developing Channel Flow	Water	6.1	0.01880	2.29×10^{-3}	2.032×10^{-3}	0.483×10^{-1}	1.34×10^4	2.03×10^{-3}	0.89	430	0.063×10^{-5}	0.193
Schewe (1983)	Wind tunnel	Air	6.3	0.02397	4.60×10^{-3}	3.302×10^{-3}	0.541×10^{-1}	1.4×10^4	1.00×10^{-3}	0.22	19	1.496×10^{-5}	0.275
Willmarth & Woodrige (1982)	Wind tunnel	Air	47.5	0.11400	1.16×10^{-3}	1.036×10^{-3}	1.060×10^{-1}	2.9×10^4	4.54×10^{-3}	0.36	383	1.700×10^{-5}	0.935
Present Experiment	Wind tunnel	Air	13.57	0.03460	4.33×10^{-3}	3.260×10^{-3}	2.813×10^{-1}	2.8×10^4	0.2×10^{-3}	0.046	7.1	1.575×10^{-5}	0.56

의 결과는 본 실험의 저주파수 에너지들보다 낮게 나타나고, 레이놀즈 수가 작은 Choi and Moin⁽¹⁶⁾의 계산치는 본 실험 데이터보다 높게 나타났다.

혼합변수 에너지 무차원인 $\Phi(\omega) U_0 / (\tau_\omega^2 \delta^*)$ 은 외층변수 에너지의 무차원인 $\Phi(\omega) / (\rho^2 \delta^* U_0^3)$ 과 $1/(u_\tau/U_0)^4$ 의 곱으로 표시되며, 레이놀즈 수에 의한 영향을 보정해 주게 된다. 따라서 이러한 저주파수 구간에서의 레이놀즈 수의 영향을 제거하고 고주파수에서의 특성을 보존하기 위해 혼합 스케일을 사용하게 된다. Fig. 7에서 보듯이 $0.2 < \omega \delta^* / U_0 < 2$ 의 구간에서 거의 모든 데이터들이 일치하는 경향을 보이고 있다.

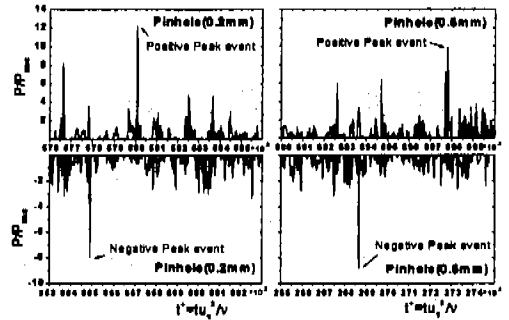
Blake⁽²⁴⁾는 여러 자료의 분석을 통해 내층변수로 나타낸 섭동압력 에너지는 $0.1 < \omega \nu / u_\tau^2 < 0.5$ 의 범위에서 대략적으로 ω^{-1} 의 기울기를 가진다고 보고한 바 있다. 본 실험에서는 약 $\omega^{-0.9}$ 의 기울기를 보이는데 이는 저주파수 영역에서 무향실의 배경소음과 진동모드를 제거하기 위해 사용된 70Hz 하이패스 필터의 영향이 약간 존재하는 것으로 평가된다. 그러나 Farabee 등⁽¹⁵⁾에 의해 주장된 바에 따르면 내층변수와 외층변수에 의해 무차원된 에너지 스펙트럼들이 서로 일치되는 경우에 ω^{-1} 의 기울기를 나타낸다고 하며, Fig. 7에 나타난 바와 같이 혼합변수에 의해 무차원된 에너지의 실험결과는 상기 주파수 영역에서 ω^{-1} 의 기울기를 나타내므로 이는 레이놀즈 수에 의한 영향이 크다고 여겨진다. 본 실험에서 사용한 네 가지 크기의 핀 홀에서 외층변수인 $\omega \delta^* / U_0 > 3.3$ 범위의 고주파수에서 기울기의 지수는 -4.7에서 -5.0범위를 갖는다. d/δ^* 가 커질수록 기울기의 크기가 약간 증가하며, 차단(cut-off)주파수는 약간 줄어든다.

큰 진폭의 벽 압력 사건들은 압력 섭동에너지의 많은 부분을 차지하며, 이러한 벽 압력섭동은 말굽모양 와동의 생성 및 분해와 밀접한 관계를 가진다. 또한 음향학적으로는 중방향 사극음원의 구조를 이루어 방사소음에도 큰 기여를 하리라

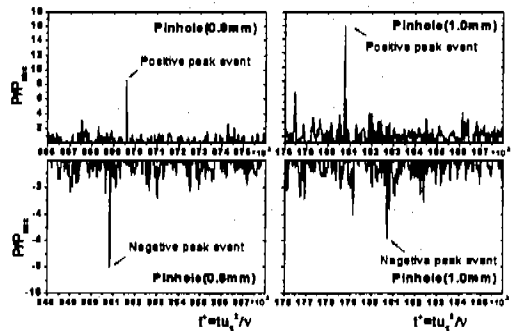
여겨진다. 이러한 양의 벽 압력섭동은 전단층의 상호작용과 벽 방향 운동들과 연관 되어지고, 음의 벽면 압력섭동은 낮은 속도 띠들(streaks)에 의한 와동의 초기 상승과 관련되어진다.

Fig. 8은 네 가지 종류의 핀 홀을 장착한 센서들로부터 측정된 섭동압력 P/P_{rms} 를 점성시간차원으로 무차원화한 시간인 $t^+ = tu_\tau^2/\nu$ 로 나타낸 그림이다.

Fig. 9에는 각각의 핀 홀에 대하여 벽면 섭동압력과 원거리장 소음음압을 무차원 점성시간으로 나타내었다. Alfredsson 등⁽²⁵⁾은 조건적 측정방법을 이용하여 경계층 벽면 근처에서 와동의 분출

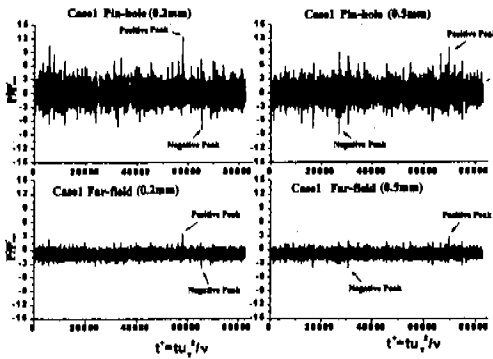


(a) Large amplitude events of the wall-pressure (Pin-hole diameter=0.2, 0.5mm)

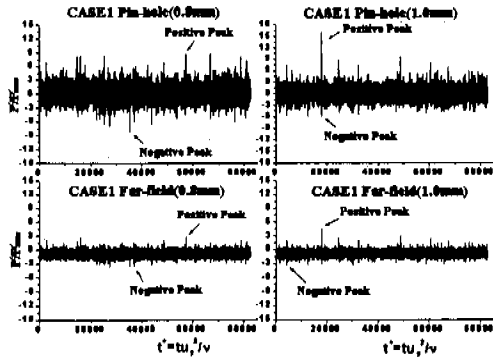


(b) Large amplitude events of the wall-pressure (Pin-hole diameter=0.8, 1.0mm)

Fig. 8 Large amplitude events of the wall-pressure for four types of pin-holed microphone.



(a) Comparisons of wall-pressure events and far-field sound(Pin-hole diameter=0.2, 0.5mm)



(b) Comparisons of wall-pressure events and far-field sound(Pin-hole diameter=0.8, 1.0mm)

Fig. 9 Comparisons of wall-pressure events and far-field sound for four types of pin-holed microphone.

과 쓸림현상의 발생사건을 조사하였다. 사극자 음원중 종방향 음원에 해당하는 수직 난류용력중 와동의 분출시에는 $\langle u'^2 \rangle$ 의 발생사건이 나타나며, 전단층의 쓸림은 $\langle v'^2 \rangle$ 의 발생사건으로 나타나 벽면 압력섭동으로 이어진다. 또한 벽면 구조적 유동과 밀접한 큰 진폭의 압력섭동의 지속 시간($t^+ = tu_0^2/\nu$)은 약 10에서 16이며 벽 섭동압력의 R.M.S.의 2배 이상되는 발생사건의 주기는 100($t^+ = tu_0^2/\nu$), 3배 이상되는 발생사건의 주기는

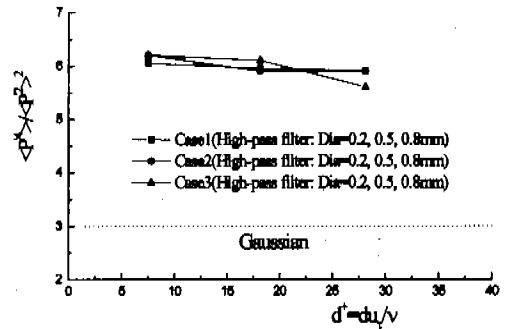


Fig. 10 Kurtosis-coefficient test for large amplitude events.

는 600정도이다. Fig. 9에서 나타난 바와 같이 난류계층에 의한 소음보다 상대적으로 높은 에너지 레벨을 갖는 배경소음으로 인해 벽면압력 발생사건은 방사소음 발생사건과 반드시 일치하지는 않으나 d^+ 가 7.1인 핀 홀을 사용하여 측정된 결과를 분석하면 $\omega\nu/u_0^2$ 의 값이 약 0.0325에서 벽면 섭동압력과 방사소음 음압섭동이 매우 일치된 발생사건을 나타내었다. 이를 t^+ 로 환산하면 193.3으로 벽면 섭동압력 R.M.S.의 약 2배와 3배 사이의 섭동압력 발생사건이 방사소음에 많이 기여함을 알 수가 있었다.

각각의 핀 홀에 따른 경계층 내의 유동구조에 의한 큰 진폭의 벽 압력섭동은 커토시스(kurtosis)와 스큐니스(skewness)를 이용하여 가우시안(gaussian) 분포로부터 이탈되는 정도를 분석하였다.

Fig. 10과 11에 나타난 바와 같이 커토시스(kurtosis)와 스큐니스(skewness) 계수 모두 핀 홀의 지름이 적을수록 일반적으로 가우시안 분포에서 벗어나는 것을 관찰할 수 있으며, 본 실험에 사용된 핀 홀 중 지름이 가장 적은 $d^+ = 7.1$ 인 작은 핀 홀 마이크로폰에서 가장 많은 양의 크기의 발생사건들과 가장 큰 커토시스 값의 이 탈이 나타났다.

Schewe⁽¹³⁾의 실험결과에 의하면 $3P_{rms}$ 이상의 발생사건의 발생빈도는 전체 측정시간의 1%정도 이나 에너지는 전체 에너지의 약 40%를 차지한

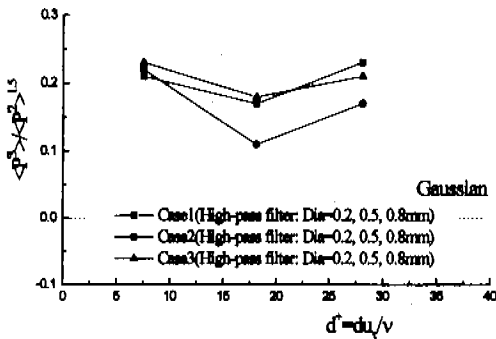


Fig. 11 Skewness-coefficient test for large amplitude events.

다. 또한 음의 발생사건은 약간 많이 나타남을 보고한 바 있다. Karangelen 등⁽¹⁴⁾은 $3P_{rms}$ 이상의 발생사건의 지속시간은 점성시간 단위로 약 14를, 그리고 전체시간의 5%를 차지하며 에너지의 49%를 측정결과로 보고하였으며, 최근 Abraham 등⁽⁶⁾도 Kim 등⁽²⁶⁾의 DNS 계산 결과를 토대로 약 1%의 발생빈도, 그리고 약 41% 에너지의 발생사건 결과물 분석한 바 있다.

앞서 살펴본 바와 같이 설계한 여러 가지 핀 홀 마이크로폰 센서들 중 헬름홀츠 공명주파수에 의한 고주파수 한계의 영향을 적게 받으면서 발생사건의 측정에 가장 우수한 $d^+ = 7.1$ 의 핀 홀의 경우, $|P| \geq 3 \cdot P_{rms}$ 인 사건은 측정시간의 1%, 압력섭동 전체에너지의 39%를 차지하였으며, 양의 사건이 상대적으로 많이 발생하였다. Fig. 12는 R.M.S. 값으로 무차원된 섭동압력의 확률밀도분포를 나타낸 그림이고, Fig. 13은 벽면 압력분포의 측정된 확률밀도분포를 이용하여 압력섭동 에너지를 표현한 그림이다.

발굴모양의 와동의 파열로 인한 양의 큰 진폭 발생사건이 상대적으로 약간 높은 에너지를 가지는 것을 보여준다. 고주파수 ($\omega u_i^2 > 0.5$)의 요동 압력의 무차원된 스펙트럼과 큰 진폭의 압력 발생사건 측정 결과로부터, 본 실험에서 사용한 여러 가지 크기의 핀 홀 마이크로폰 센서 중 핀 홀 중 지름의 d^+ 가 7.1인 핀 홀 센서가 가장 효과적으로 고주파수 압력섭동을 추적하였을 뿐만 아

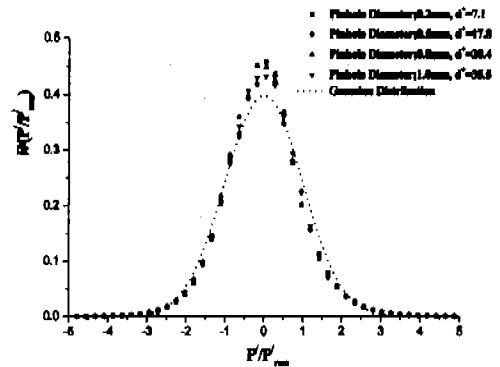


Fig. 12 Probability density distributions of the wall-pressure fluctuations for four pin-hole microphones.

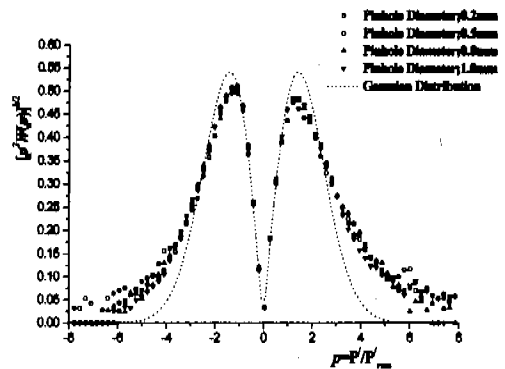


Fig. 13 Probability distributions of energy level for r.m.s. value on the wall-pressure fluctuation.

니라 펄스형태의 사건 분석에도 가장 이상적인 결과를 보여주었다. 또한 핀 홀의 주파수 특성을 개선하기 위한 핀 홀 직경인 d^+ 와 감소는 헬름홀츠 공명 주파수의 감소를 초래하므로, 낮은 벽면단속도 조건에서의 측정이 요구된다.

4. 결론

무차원화된 핀 홀 직경 d^+ 가 7.1인 핀 홀 마이크로폰 센서는 본 연구의 1/8" 압력형 마이크로폰과 함께 사용된 다양한 지름을 가진 핀 홀 센서들 중 가장 효과적으로 고주파수 ($\omega u_i^2 > 0.5$)의 압력섭동 에너지를 측정하였다.

본 연구에서 사용한 핀 홀 마이크로폰 센서로 측정된 벽면 섭동압력 스펙트럼을 기존의 실험 데이터와 비교하면, 비슷한 크기의 레이놀즈 수의 경우 저주파수에서의 동일한 에너지 크기 및 센서의 크기가 유사한 경우 고주파수에서 거의 동일한 기울기를 보여주었다.

본 연구의 큰 진폭을 갖는 섭동압력 발생사건인 $|P| \geq 3 \cdot P_{rms}$ 의 경우 측정시간 1%, 압력섭동 전체에너지의 39%를 나타내었다. 섭동압력 발생 사건은 방사소음 발생사건과 반드시 일치하지는 않으나 d^+ 가 7.1인 핀 홀을 사용하여 측정된 결과를 분석하면, $\omega\nu/u_\tau^2$ 의 값이 약 0.0325에서 벽면 섭동압력과 방사소음 음압섭동이 매우 일치된 발생사건을 나타내었다. 즉, 벽면 섭동압력 R.M.S.의 약 2배와 3배 사이의 섭동압력 발생사건이 방사소음에 많이 기여함을 알 수가 있었다.

후 기

본 연구의 일부는 수중음향과화센터 UA-42과 제 연구비 지원에 의해 수행되었으며, 센터 및 국방과학연구소에 깊은 감사함을 표합니다.

참고문헌

- (1) Robinson, S. K., 1991, "Coherent Motions in the Turbulent Boundary Layer," *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 23, pp. 601~639.
- (2) Kline, S. J., 1967, "The Structure of Turbulent Boundary Layers," *J. Fluid Mech.*, Vol. 30, pp. 741~773.
- (3) Blackwelder, R. F., 1988, *Transport in Turbulent Flows*, Hemisphere Press.
- (4) Head, M. R. and Bandyopadhyay, P., 1981, "New Aspects of Turbulent Boundary Layer Structure," *J. Fluid Mech.*, Vol. 107, pp. 297~337.
- (5) Lueptow, R. M., 1995, "Local Wall Pressure Gradient Events in Turbulent Wall-bounded Flow," *Flow Noise Modeling, Measurement and Control*, ASME, NCA-Vol. 19/FED-Vol. 230, pp. 75~85.
- (6) Abraham, B. M. and Keith, W. L., 1997, "Wavenumber Spectra of High Magnitude Wall Pressure Events in a Numerically Simulated Turbulent Boundary Layer," *J. of Fluid Eng.*, Vol. 119, pp. 281~288.
- (7) Chong, M. S., Sona, J. C., Cantwell, B. J., and Na, Y., 1998, "Turbulence Structures of Wall-Bounded Shear Flows Found Using DNS Data," *J. Fluid Mech.*, Vol. 357, pp. 225~247.
- (8) Powell, A., 1960, "Aerodynamic Noise and the Plane Boundary," *J.A.S.A.*, Vol. 32, pp. 982~990.
- (9) Meecham, W. C., 1965, "Surface and Volume Sound from Boundary Layers," *J.A.S.A.* Vol. 37, pp. 516~522.
- (10) Landahl, M. T., 1975, "Wave Mechanics of Boundary Layer Turbulence and Noise," *J. A.S.A.*, Vol. 57, pp. 824~831.
- (11) Hardin, J. C., 1991, "Acoustic Sources in the Low Mach Number Turbulent Boundary Layer," *J.A.S.A.* Vol. 90(2), Pt. 1, pp. 1020~1031.
- (12) Wang, M., Lele, S. K., and Moin, P., 1996, "Sound Radiation during Local Laminar Breakdown in a Low Mach-Number Boundary Layer," *J. Fluid Mech.*, Vol. 319, pp. 197~218.
- (13) Schewe G., 1983, "On the Structure and Resolution of Wall-Pressure Fluctuations Associated with Turbulent Boundary-Layer Flow," *J. Fluid Mech.*, Vol. 134, pp. 311~328.
- (14) Karangelen, C. C. and Casarella, M. J., 1993, "Large Amplitude Wall Pressure Events Beneath a Turbulent Boundary Layer," *J. of Fluid Eng.*, Vol. 115, pp. 653~659.
- (15) Farabee, T. M. and Casarella, M. J., 1991, "Spectral Features of Wall Pressure Fluctuations Beneath Turbulent Boundary Layers," *Physics of Fluids*, Vol. 3, pp. 2410~2420.
- (16) Choi, H. and Moin, P., 1990, "On the Space-Time Characteristics of Wall-Pressure Fluctuation," *Physics of Fluids*, Vol. 2, pp. 1450~1460.
- (17) Kim, H.-J. and Lee, S., 1997, "Design of Low Noise Anechoic Wind Tunnel," *Proceedings of*

- the KSME 1997 Fall Annual Meeting, pp. 691~696.
- (18) Lee, S. and Meecham, W. C., 1996, "Computation of Noise from Homogeneous Turbulence and from a Free Jet," *Int'l J. of Acoustics and Vib*, Vol. 1, No.1, pp. 35~47.
- (19) Blackwelder, R. F. and Haritonidis, J. H., 1983, "Scaling of the Bursting Frequency in the Turbulent Boundary Layers," *J. Fluid Mech*, Vol. 132, pp. 87~103.
- (20) Bull, M. K., 1967, "Wall-Pressure Fluctuations Associated with Subsonic Turbulent Boundary Layer Flow," *J. Fluid Mech*, Vol. 28, No. 4, pp. 719~754.
- (21) Bull, M. K. and Thomas, S. W., 1976, "High Frequency Wall Pressure Fluctuations in Turbulent Boundary Layers," *Physics of Fluids*, Vol. 19, No.4, pp. 597~599.
- (22) Keith, W. L. and Bennett, J. C., 1991, "Low Frequency Measurements of the Wall Shear Stress and Wall Pressure in a Turbulent Boundary Layer," *J. A.I.A.A.*, Vol. 29, No. 4, pp. 526~530.
- (23) Willmarth, W. W. and Wooldridge, C. E., 1962, "Measurements of the Fluctuating Pressure at the Wall Beneath a Thick Turbulent Boundary Layer," *J. Fluid Mech*, Vol. 14, pp. 187~210.
- (24) Blake, K. W., 1986, *Mechanics of Flow -induced Sound and Vibration*, Academic press, Inc, New York, pp. 507~562.
- (25) Alfredsson, P. H. and Johansson, A. V., 1984, "On the Detection of Turbulence-Generating Events," *J. Fluid Mech*, Vol. 139, pp. 325~345.
- (26) Kim, J., Moin, P., and Moser, R., 1987, "Turbulence Statistics in Fully Developed Channel Flow at Low Reynolds Number," *J. Fluid Mech*, Vol. 177, pp. 133~166.