

# 노즐립 두께가 초음속 제트의 소음특성에 미치는 영향

권용훈\* · 青木俊之\* · 김희동†

## Effect of Nozzle Lip Thickness on the Characteristics of Supersonic Jet Noise

Yong-Hun KWEON, Toshiyuki AOKI and Heuy-Dong KIM

**Key Words :** Supersonic Jet(초음속 제트), Supersonic Jet Noise(초음속 제트소음), Nozzle-Lip Thickness(노즐립 두께), Screech Tone (스크리치 톤)

### Abstract

Supersonic jet issuing from a nozzle invariably cause high-frequency noises. These consist of three principal components ; the turbulent mixing noise, the broadband shock-associated noise, and the screech tone. In present study, it was experimentally investigated to the effect of nozzle lip thickness on the characteristics of supersonic jet noise. The convergent-divergent nozzle of a design Mach number 2.0 was used in experiment. With three different nozzle-lip thicknesses, the jet pressure ratio was varied in the range between 2.0 and 12.0. Acoustic measurements were conducted by microphones in an anechoic room, and the major structures of the supersonic jets were visualized by a Schlieren optical system to investigate the effect of nozzle lip thickness. The measured results show that the characteristics of supersonic jet noise, such as overall sound pressure level (OASPL) and screech frequency, strongly depend upon the thickness of nozzle-lip.

### 1. 서 론

초음속 제트는 슈트 블로어(Soot-blower)<sup>(1)</sup>, 제트 버너(Jet burner)<sup>(2)</sup>, 로켓 및 항공기의 엔진<sup>(3)</sup>, 가스 절단<sup>(4)</sup>, 제트 클리닝(Jet cleaning)<sup>(5)</sup>, 용사(Thermal spray)<sup>(6)</sup>, 초소형 마이크로 장비<sup>(7)</sup> 등 산업의 여러 분야에서 폭넓게 이용되고 있다. 최근에 각종 유체기계의 고속화로 수반되는 유체소음은 환경문제 뿐만 아니라, 항공기 기체의 피로파괴<sup>(8)</sup> 등의 주요한 원인이 되므로 산업적, 공학적으로 중요한 연구과제로 대두되고 있다.

이러한 소음은 제트내부에 존재하는 충격파 구조(Shock cell structure)에 기인하여 발생한 것으로, 초음속 제트소음은 그 대표적인 예이다. 일반적으로, 초음속 제트소음은 크게 난류혼합소음(Turbulent mixing noise), 충격파 관련소음(Shock-associated

noise), 스크리치 소음(Screech noise)의 3 가지로 나뉘어지며, 현재까지 각각의 소음성분에 대해서 실험적, 해석적으로 많은 연구들이 수행되어 왔다.

종래의 연구로, Powell<sup>(9)</sup>은 1953 년에 최초로 스크리치 소음에 대해서 실험적 연구를 수행하였다. 초음속 제트소음에 대한 Powell 의 선구적인 연구 이후로, 1962 년에 Davis 등<sup>(10)</sup>은 압력비 변화에 따른 초음속 제트의 스크리치 모드(Screech mode) 변환에 대한 연구를 수행하였다. 초음속 제트소음에 대한 이론적 연구로써, Tam 등은 1979 년에 제트소음 해석의 이론적 모델<sup>(11)</sup>을 제시하였으며, 1986 년에는 스크리치 톤과 충격파 관련소음에 대한 이론식<sup>(12)</sup>을 제안하였다. Tanna<sup>(13)</sup>, Norum 과 Seiner<sup>(14)</sup> 등은 충격파 관련소음에 관해서 실험적 연구를 수행하였다. 또한, 최근에 Panda<sup>(15)</sup>는 원형제트로부터 발생하는 스크리치 소음에 관한 실험적 연구를 수행하였으며, 새로운 스크리치 주파수 공식을 제안하였다.

이와 같은 종래의 연구<sup>(9-15)</sup>에 의하면, 충격파 관련소음은 제트 내부의 속도구배에 의해서 발생하는 불안정한 파동(Instability wave)과 충격파 구조의

† 안동대학교 기계공학부

E-mail : kimhd@andong.ac.kr

TEL : (054)820-5622 FAX : (054)823-5495

\* 일본 큐슈대학 총합이공학연구과

상호간섭에 의해서 발생한다는 것이 알려져 있다. 불안정한 파동과 충격파 구조의 간섭에 의해서 발생한 음파는 상류로 전파하며, 일부의 음파는 노즐출구면에서 반사한다. 이 때, 노즐출구에서 발생한 교란(disturbance)은 하류로 전파하며, 충격파 구조와 간섭하여 제트외부로 강한 음파를 발생시킨다. 이러한 음향 피드백 루프(acoustic feedback loop)에 의해서 스크리치 소음이 발생한다.

종래에는 음속노즐로부터 방출되는 초음속 제트의 소음특성에 관하여 많은 연구들이 수행되어 왔으나, 노즐립(Nozzle-lip) 두께가 초음속 제트 소음 특성에 미치는 영향에 대한 연구는 많지 않다(16-18). 특히, 초음속 노즐로부터 방출되는 제트에 있어서 노즐립 두께와 제트소음 특성의 관계를 상세하게 조사한 연구는 거의 없으며, 노즐립 두께는 제트소음에 큰 영향을 끼칠 것으로 예상된다.

본 연구에서는 초음속 노즐로부터 방출되는 제트유동에 대해서, 노즐립 두께가 제트소음 특성에 미치는 영향을 실험적으로 조사하였다. 초음속 제트 유동장은 쉘리렌 광학장치를 이용하여 가시화하였으며, 음향측정을 통해서 제트소음 특성을 파악하였다.

## 2. 실험장치 및 방법

Fig.1 은 본 실험에서 사용된 실험장치와 무음실(anechoic room)을 도식적으로 나타낸 것이다. 무음실의 크기는 가로 5250mm, 세로 4900mm, 높이 4900mm 이다. 무음실 내벽에는 두께 325mm의 흡음재가 부착되어 있으며, 120Hz 이상의 주파수에 대해서 자유음장을 형성한다. 그림의 왼쪽 하단에 표시되어 있는 압축기에서 압축된 공기는 탱크로 유입된다. 탱크의 용량은 5.0m<sup>3</sup>이며, 압축공기를 3.0MPa 까지 저장할 수 있다. 압축공기는 탱크로부터 배관을 통해서 정체실로 유입되며, 수동밸브를 통해서 정체실 압력을 조절한다. 정체실로 유입된 압축공기는 길이 100mm의 직관과 직관 끝에 설치된 80mm의 초음속 노즐을 통해서 대기중으로 방출된다.

Fig.2 는 실험에 사용된 초음속 노즐을 도식적으로 나타낸다. 본 실험에서는 노즐목 지름이 20mm, 노즐출구 지름이 26mm인 설계 마하수  $M_d=2.0$ 의 축대칭 노즐이 사용되었으며, 노즐립의 두께는 2.0mm이다. 본 노즐은 적정팽창 제트유동이 노즐축에 평행하도록, 노즐목에서 노즐출구까지의 내벽을 축대칭 특성곡선법을 사용하여 설계하였다. 본 노즐로부터 방출되는 제트 유동은 정체실의 압력

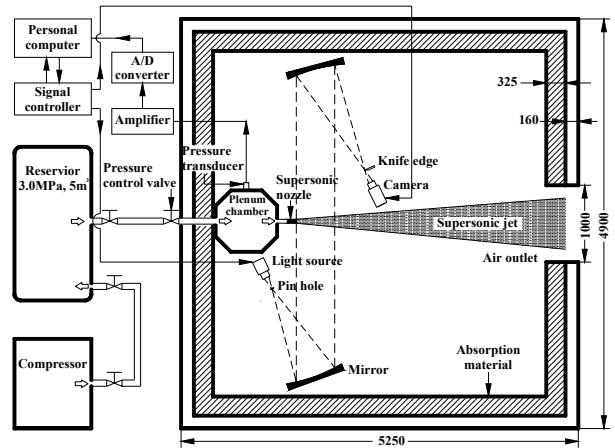
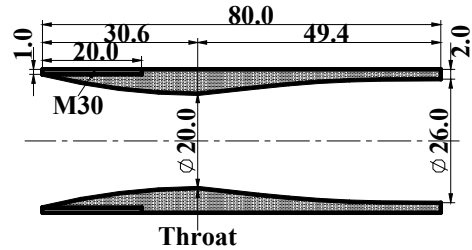
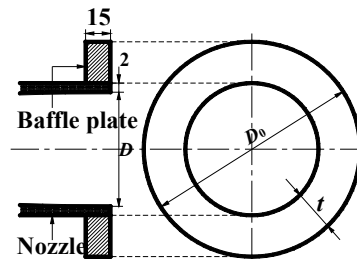


Fig. 1 Schematic diagram of experimental apparatus



(a) Supersonic nozzle



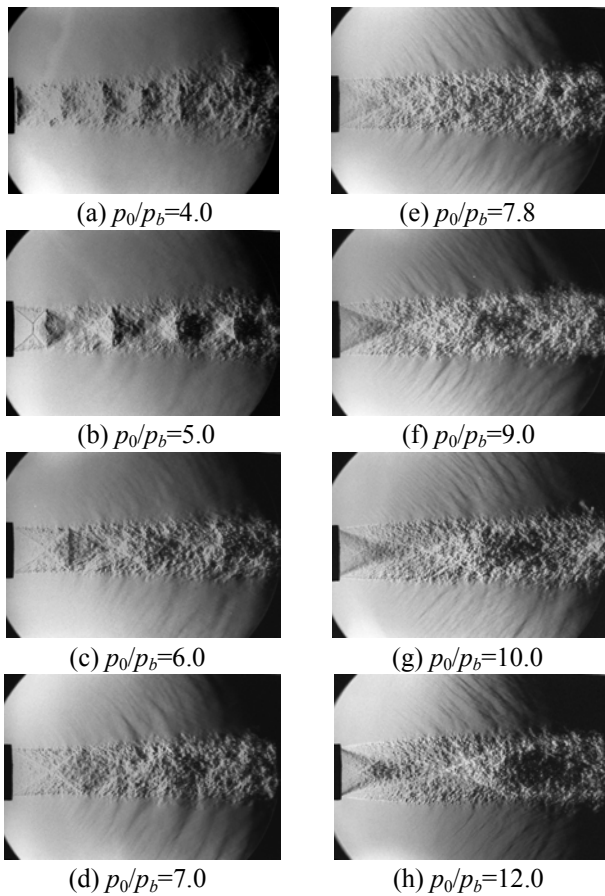
(b) Baffle plate

Fig. 2 Schematic diagram of supersonic nozzle and baffle plate

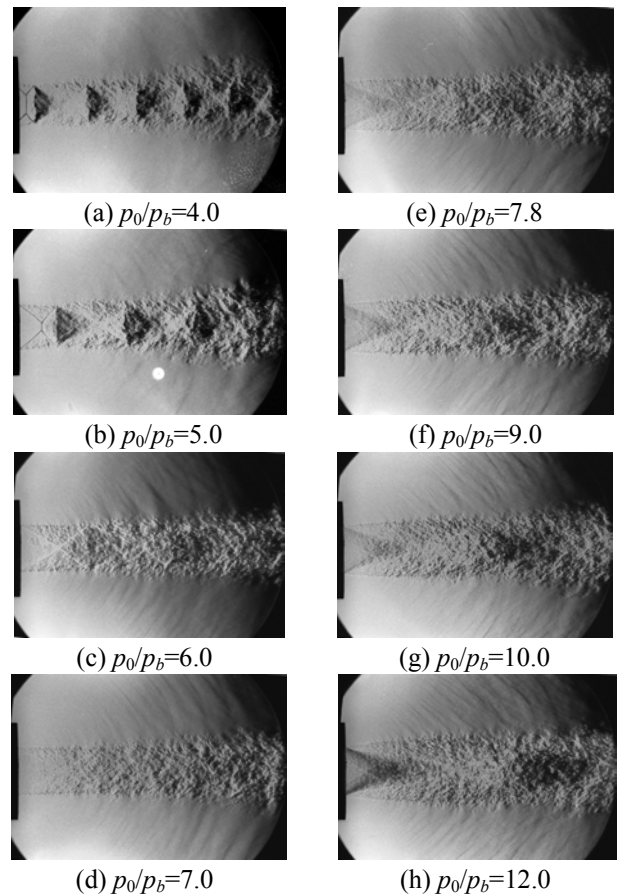
$p_0$ 와 배압  $p_b$ 의 비(압력비)가  $p_0/p_b=7.8$ 일 때, 이론적으로 적정팽창상태에 도달한다. 본 실험에서는 압력비를  $p_0/p_b=2.0\sim 12.0$ 까지 변화시켰다.

Fig.2(b)는 노즐립 두께가 제트소음 특성에 미치는 영향을 알아보기 위하여 노즐출구에 설치한 배플판을 나타낸 것이다. 본 연구에서는 배플판이 없는 경우와 배플판의 외경  $D_0$ 가 52mm, 78mm인 3가지 경우에 대해서 실험을 수행하였다.

음압측정은 노즐출구 중심에서 1460mm, 노즐축에 대해서 상류방향으로 96°지점에 마이크로 폰



**Fig. 3** Schlieren photographs of supersonic jets for nozzle-lip thickness  $t/D=0.1$



**Fig. 4** Schlieren photographs of supersonic jets for nozzle-lip thickness  $t/D=0.5$

을 설치하였으며, 마이크로 폰에서의 음압 신호는 FFT 스펙트럼 해석을 수행하였다. 초음속 노즐로부터 방출되는 제트 유동장은 쉘리엔 광학장치를 이용하여 가시화 하였으며, 광원으로는 스파크의 발광시간이 약 20ns 인 나노 스파크를 이용하였다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3.1 유동장의 가시화

Fig.3 은 노즐출구에 배플판이 없는 경우, 노즐 립 두께 2mm ( $t/D=0.1$ )를 갖는 초음속 노즐로부터 방출되는 제트유동을 나타낸 쉘리엔 사진이다. 압력비  $p_0/p_b=4.0$  의 경우, 초음속 제트유동은 과팽창 상태이며, 노즐출구 근처에서 충격파는 명확하게 관찰되지 않는다. 이것은 실제 유동에서 충격파는 노즐벽면의 경계층과 간섭할 때, 박리를 수반하게 되므로 노즐출구에서 노즐내부로 이동하기 때문이라고 판단된다. Fig.5(b)의  $p_0/p_b=5.0$  인 경우, 제트유동은 과팽창 상태이며, 제트 경계층은 수축된 형태로 나타난다. 제트유동 내부에서는 마하 반사가

발생하며, 마하디스크 및 반사충격파가 명확히 관찰된다. Fig.3(c)와 (d)에서 볼 수 있듯이, 압력비가 증가하면 제트내부의 마하반사는 정상반사로 바뀌며, 충격파 셀의 길이는 길어진다. Fig.3(e)는 적정 팽창 제트유동장을 나타내며, 제트내부에는 충격파 구조가 존재하지 않는다.  $p_0/p_b=7.8$  이상의 제트유동은 부족팽창 상태이며, 제트경계층은 불룩한 형태로 나타난다. Fig.3(f)~(h)에서는 노즐출구에서 발생한 팽창파가 명확히 관찰된다. 또한, 초음속 제트 경계층에서 발생한 마하파(Mach wave)가 30° 각도로 하류방향으로 전파한다.

Fig.4 는 노즐출구에  $D_0=52mm$  의 배플판이 설치된 경우( $t/D=0.5$ ), 압력비에 따른 제트유동장의 변화를 나타낸 쉘리엔 사진이다. Fig.4(a)의 압력비 4.0 인 경우, Fig.3(a)에 비해서 충격파 구조가 명확히 관찰된다. Fig.4(a)와 (b)에 잘 나타나 있듯이, 압력비가 증가하면 마하디스크 지름이 작아진다. Fig.3 과 비교해 볼 때, 압력비 4.0, 5.0 인 경우의 제트유동은 약간 더 진동하지만, 대체적으로 유사한 제트유동이 나타난다.

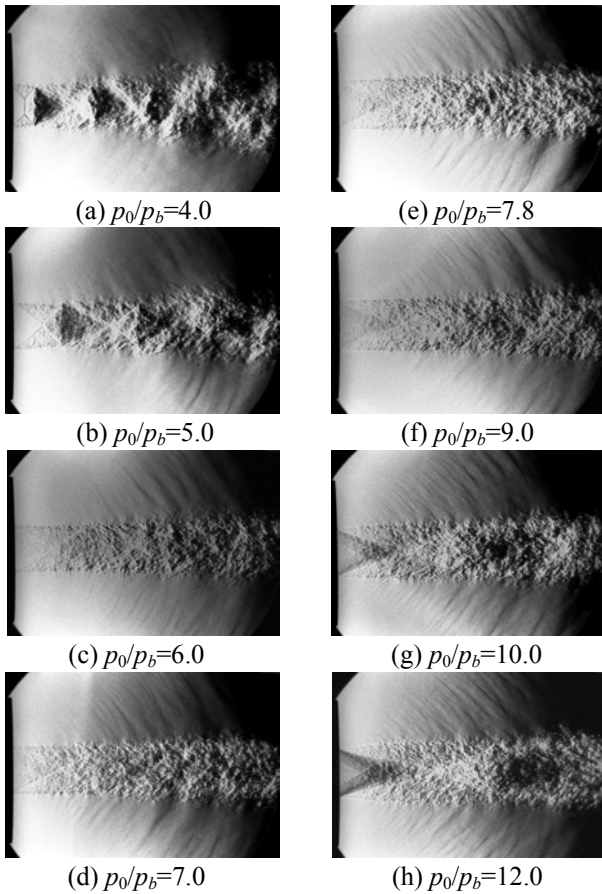


Fig. 5 Schlieren photographs of supersonic jets for nozzle-lip thickness  $t/D=1.0$

Fig.5 에는 노즐출구에  $D_0=78mm$  의 배플판이 설치된 경우( $t/D =1.0$ ), 제트 유동장을 나타낸 쉐리렌 사진이다. Fig.5(a)와 (b)에서 명확히 나타나 있듯이, 제트유동은 노즐립 두께  $t/D=0.1$ (Fig.3)와  $0.5$ (Fig.4)인 경우의 제트유동에 비해서 격렬하게 진동한다. 특히, Fig.5(a)의 제트유동은 V 형태로 진동하며, 제트 경계층 내부의 불안정한 파동과 충격과 구조의 간섭에 의하여 발생된 음파가 관찰된다. 이것은 노즐립 두께가 제트유동에 강한 영향을 끼쳤기 때문이다. 2 차원 노즐로부터 방출되는 초음속 제트 유동에 관한 Raman 의 연구<sup>(19)</sup>에 의하면, 노즐립 두께가 증가할 때 제트유동의 진동모드는 바뀐다.

3.2 음압레벨 (SPL)

Fig.6 에는 압력비에 따른 초음속 제트 소음 스펙트럼의 변화를 나타낸다. 그림의 횡축은 주파수, 종축은 음압레벨을 나타낸다. Fig.6(a)에서 압력비가 2.0 인 경우, 제트소음에 미치는 노즐립 두께의 영향은 나타나지 않으며, 스펙트럼에서 스크리치 톤도 관찰되지 않는다. Fig.6(b)와 (c)에서, 압력비를 증가시키면 전체적으로 음압 레벨은 증가한다.

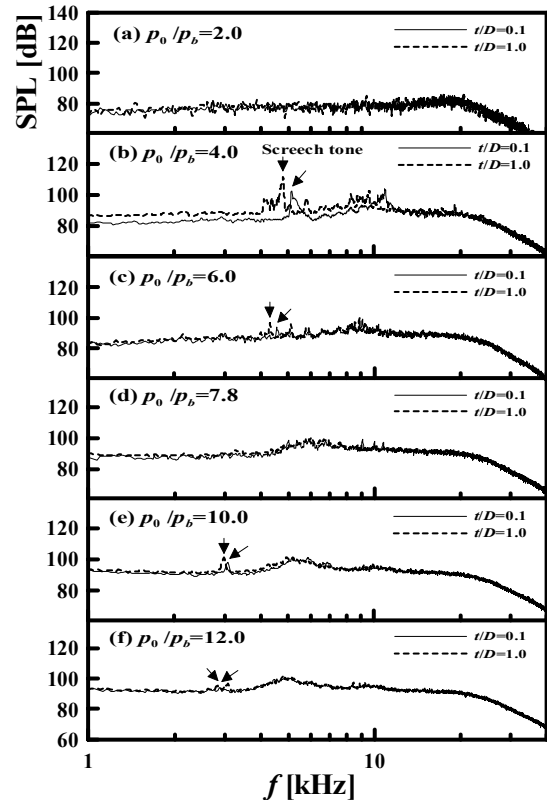


Fig. 6 Supersonic jet noise spectra

압력비가 증가할 때, 노즐립 두께가 큰 경우가 작은 경우에 비해서 음압 레벨이 더 높게 나타난다. 스펙트럼 상에서 피크형태의 스크리치 톤이 명확히 관찰되며, 노즐립 두께가 큰 경우가 스크리치 톤의 강도는 증가하며, 스크리치 주파수는 작아진다. 스크리치 톤 후미에 나타나는 스펙트럼 성분은 충격파 관련소음을 의미한다. Fig.6(d)의 압력비가 7.8 인 경우, 제트유동은 적정팽창 상태이며, 제트유동 내부에는 충격파 구조가 발생하지 않으므로 난류혼합소음만 존재한다. Fig.6(e)와 (f)의 경우, 압력비가 적정팽창 상태에서 더욱 증가하면, 다시 스펙트럼 상에서 스크리치 톤이 관찰된다.

3.3 스크리치 주파수 (Screech frequency)

Fig.7 은 압력비에 따른 스크리치 주파수 변화를 나타낸다. 횡축의  $M_j$  는 정체실 압력  $p_0$  인 기체가 배압  $p_b$  까지 등엔트로피 팽창을 한다고 가정한 경우, 제트유동의 마하수를 의미하며, 다음과 같이 표현된다.

$$M_j = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left( \frac{p_0}{p_b} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (1)$$

여기에서,  $\gamma$  는 기체의 비열비를 나타내며, 본 연구에서 작동유체는 압축공기이므로  $\gamma=1.4$  이다.

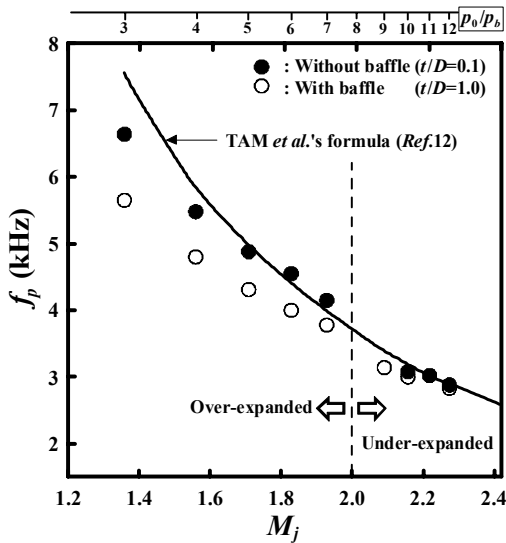


Fig. 7 Screech tone frequency vs Mach number

그림 중의 실선은 Tam 에 의해 제안된 스크리치 주파수에 대한 이론식<sup>(12)</sup>이며, 다음과 같이 표현된다.

$$f_p = \frac{0.67u_j}{D_j \sqrt{M_j^2 - 1} \left\{ 1 + \frac{0.7M_j}{\sqrt{1 + (\gamma - 1)M_j^2/2}} \right\}} \quad (2)$$

여기에서,  $u_j$  와  $D_j$  는 등엔트로피 팽창을 가정한 경우의 유속과 제트지름을 나타내며,  $D_j$  는  $D_e$ ,  $M_d$  및  $M_j$  의 향으로 표현할 수 있다.

$$\frac{D_j}{D_e} = \left( \frac{M_d}{M_j} \right)^{1/2} \left[ \frac{2 + (\gamma - 1)M_j^2}{2 + (\gamma - 1)M_d^2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{4(\gamma - 1)}} \quad (3)$$

Fig.7 에 나타나 있듯이,  $M_j$  가 증가할 때 스크리치 주파수  $f_p$  는 감소한다. 노즐립 두께가  $t/D=0.1$  인 경우, 스크리치 주파수는 Tam 의 이론값과 잘 일치한다. 특히, 적정팽창 압력비에 가까운 영역에서 Tam 의 이론식은 실험의 스크리치 주파수를 잘 예측한다. 노즐립 두께가  $t/D=1.0$  인 경우, 스크리치 주파수는  $t/D=0.1$  인 경우에 비해 낮게 나타나며, 과팽창 압력비에서 스크리치 주파수는 Tam 의 이론값과 일치하지 않는다.

3.4 전음압 레벨 (OASPL)

Fig.8 은  $M_j$  에 대한 전음압 레벨의 변화를 나타낸다.  $t/D=0.1$  인 경우, 전음압 레벨은  $M_j$  의 증가와 더불어 증가하다가  $M_j$  값이 약 1.56 에서 극대값을 가진 후에 감소한다. 전음압 레벨은 적정팽창 상태인  $M_j=2.0$  에서 최소값에 도달한 후, 다시 증가한다.  $t/D=1.0$  인 경우,  $M_j$  에 대한 전음압 레벨의 변화는  $t/D=0.1$  의 경우와 유사한 경향을 나타내지만,

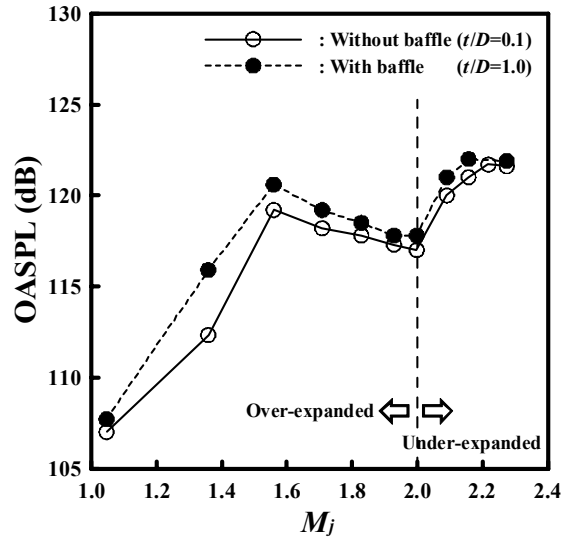


Fig. 8 Overall sound pressure variation

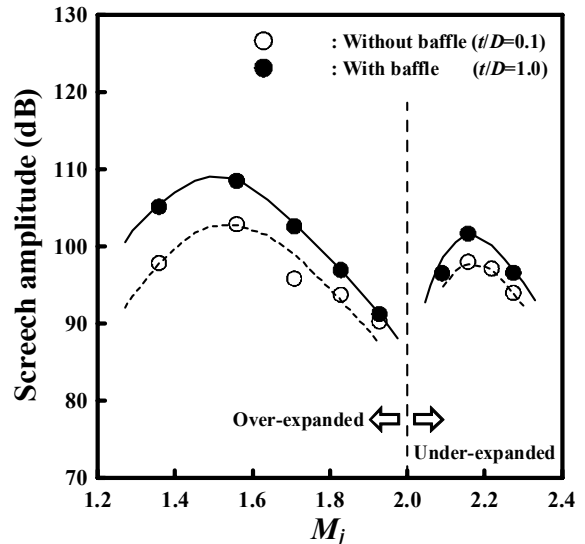


Fig. 9 Screech tone amplitude

전음압 레벨값은  $t/D=0.1$  에 비해 다소 증가한다.

3.5 스크리치 강도

Fig.9 는  $M_j$  에 대한 스크리치 강도의 변화를 나타낸 것으로, Fig.8 의 전음압 레벨의 변화와 유사한 경향을 나타낸다.  $M_j$  가 증가할 때, 초기에 스크리치 강도는 증가하다가  $M_j$  값이 약 1.56 에서 극대값을 가진 후에 감소하기 시작한다.  $M_j$  값이 2.0 근처의 제트유동은 적정팽창 상태에 가깝기 때문에, 제트내부에는 충격파 구조가 존재하지 않으며, 충격파 구조에 기인하는 스크리치 소음도 발생하지 않는다. 부족팽창 영역의 스크리치 강도는 과팽창 영역의 경우와 유사한 경향으로 변화한다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 초음속 노즐로부터 방출되는 제트 유동에 대하여, 쉘리렌 광학장치를 이용한 유동장 가시화와 음향측정을 통한 실험적 방법으로 노즐립 두께가 제트소음 특성에 미치는 영향을 조사하였다. 얻어진 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 노즐립의 두께가 증가함에 따라, 초음속 제트유동의 진동모드는 변화한다.
2. 압력비가 증가할 때, 스크리치 주파수는 단조롭게 감소한다.
3. 노즐립의 두께가 커질수록, 스크리치 주파수는 낮아지지만, 스크리치 강도와 전음압 레벨은 증가한다.
4. 스크리치 주파수에 관한 Tam 의 이론식은 노즐립의 두께가 매우 얇은 경우에는 잘 일치하지만, 노즐립의 두께가 큰 경우의 주파수는 잘 예측하지 못한다.
5. 전음압 레벨과 스크리치 강도는 적정팽창 압력비에서 최소값을 가지며, 과팽창 및 부족팽창 상태에서 극대값이 나타나는 압력비가 존재한다.

#### 참고문헌

- (1) Moskal, T. E., Bunton, M. A. and Jordan, C. A., 1993, "Results of Laboratory Testing and Field Trials of Improved Sootblower Nozzles," TAPPI 1993 Engineering Conference Proceedings, TAPPI Press, Atlanta, pp.963~967.
- (2) Shimada, S., Koyama, T. and Sakusabe, K., 1994, "Development of Drying-Disintegration System by High-Temperature Jet," Shigen-to-Sozai, 110, pp.1179~1183.
- (3) Rogers, R. C., Capriotti, D. P. and Guy, R. W., 1998, "Experimental Supersonic Combustion Research at NASA Langley," 20<sup>th</sup> AIAA Advanced Measurement and Grand Testing Technology Conference, AIAA-98-2506.
- (4) Kai Chen, Y. Lawrence Yao and Vijay Modi, 2000, "Gas Jet-Workpiece Interactions in Laser Machining," Journal of Manufacturing Science and Engineering, ASME, Vol.122, pp.429~438.
- (5) Smedley, G. T., Phares, D. J. and Flagan, R. C., 2001, "Entrainment of Fine Particles from Surfaces by Gas Jets Impinging at Oblique Incidence," Experiments in Fluids, Vol.30, pp.135~142.
- (6) Alfred, D. B., 1999, "Evaluation of Surface Preparation and Application Parameters for Arc-Sprayed Metal Coatings," USACERL Technical Report 99/40.
- (7) Lemert, W. R., Boehm, M., Jiang, N. and Gimelshein, S., 2003, "Comparison of Molecular Tagging Velocimetry Data and Direct Simulation Monte Carlo Simulations in Supersonic Micro Jet Flow," Experiments in Fluids, Vol.34, pp.403~411.
- (8) Hay, J. A. and Rose, E. G., 1970, "In-Flight Shock Cell Noise," Jour. Sound and Vibration, Vol.11, No.4, pp.411~420.
- (9) Powell, A., 1953, "On the Noise Emanating from a Two-Dimensional Jet above the Critical Pressure," Aeronautical Quarterly, Vol.5, pp.103~122.
- (10) Davis, M. G. and Oldfield, D. E. S., 1962, "Tones from a Choked Axisymmetric Jet," Acoustica, Vol.12, No.4, pp.257~277.
- (11) Tam, C. K. W. and Chen, K. C., 1979, "A Statistical Model of Turbulence in Two-Dimensional Mixing Layers," Jour. Fluid Mechanics, Vol.92, pp.303~326.
- (12) Tam, C. K. W., Seiner, J. M. and Yu, J. C., 1986, "Proposed Relationship between Broadband Shock Associated Noise and Screech Tone," Jour. Sound and Vibration, Vol.110, No.2, pp.309~321.
- (13) Tanna, H. K., 1977, "An Experimental Study of Jet Noise, Part II : Shock Associated Noise," Jour. Sound and Vibration, Vol.50, pp.429~444.
- (14) Norum, T. D. and Seiner, J. M., 1980, "Location and Propagation of Shock Associated Noise from Supersonic Jets," AIAA 6<sup>th</sup> Aeroacoustics Conference, AIAA-80-0983.
- (15) Panda, J., 1999, "An Experimental Investigation of Screech Noise Generation," Jour. Fluid Mechanics, Vol.378, pp.71~96.
- (16) Norum, T. D., 1983, "Screech Suppression in Supersonic Jets," AIAA Journal, Vol.21, No.2, pp.235~240.
- (17) Ponton, M. K. and Seiner, J. M., 1992, "The Effects of Nozzle Exit Lip Thickness on Plume Resonance," Jour. Sound and Vibration, Vol.154, No.3, pp.531~549.
- (18) Shen, H. and Tam, C. K. W., 2000, "Effects of Jet Temperature and Nozzle-Lip Thickness on Screech Tones," AIAA Journal, Vol.38, No.5, pp.762~767.
- (19) Raman, G., 1997, "Cessation of Screech in Under-expanded Jets," Jour. Fluid Mechanics, Vol.336, pp.69~90.