

초음속 제트의 스크리치 톤에 관한 실험적 연구

임채민* · 권용훈** · 青木俊之** · 김희동†

An Experimental Study on the Screech Tone in Supersonic Jet

Chae-Min LIM, Yong-Hun KWEON, Toshiyuki AOKI and Heuy-Dong KIM

Key Words : Supersonic jet(초음속 제트), Supersonic jet noise(초음속 제트소음), screech tone(스크리치 톤), nozzle-lip thickness(노즐립 두께), Jet oscillation(제트 진동)

Abstract

The effects of nozzle-lip thickness on the relationship between screech tone and broadband shock-associated noise were experimentally investigated using a convergent-divergent nozzle with a design Mach number of 2.0. Overall sound pressure levels (OASPL) and noise spectra were obtained at far-field locations. Schlieren optical system was used to visualize the flow-fields of supersonic jets. A baffle plate was installed at the exit of the nozzle and its size was varied to obtain different nozzle-lip thicknesses. Experiment was carried out over a wide range of nozzle pressure ratios from 2.0 and 18.0, which corresponds to over- and under-expanded conditions. The results obtained clearly show that the screech tones are influenced by the nozzle-lip thickness. It is found that the screech tone and its peak amplitude are strongly dependent on whether the jet is over-expanded and under-expanded at the nozzle exit.

1. 서론

초음속 제트는 로켓노즐의 추력제어⁽¹⁾, 가스절단⁽²⁾, 슈트 블로어⁽³⁾, 구조물의 코팅기술⁽⁴⁾ 등 산업의 여러 분야에서 폭넓게 이용되고 있다. 초음속 제트가 노즐출구로부터 방출될 때, 고주파수의 제트소음이 발생한다. 이러한 유체소음은 환경소음 문제뿐만 아니라, 산업현장에서 유체기계의 피로 파괴⁽⁵⁻⁶⁾를 발생시키는 주요한 원인이 되므로 산업적, 공학적으로 중요한 연구과제로 대두되고 있다.

Fig.1 에 나타나 있듯이, 초음속 제트소음은 난류혼합소음, 충격파 관련소음, 스크리치 톤의 3 가지 성분으로 나뉘어진다. 스크리치 톤에 관해서는 1953 년 Powell⁽⁷⁾에 의해서 최초로 실험적 연구가

수행되었다. Powell 의 연구결과에 의하면, 스크리치 톤은 ①초음속 제트내부에서 불안정한 파동(in-stability wave)의 성장, ②불안정한 파동과 충격파 구조(shock-cell structure)와의 간섭, ③상류로 전파하는 음파, ④노즐출구에서 반사된 음파에 의한 새로운 교란의 생성으로 이루어진 음향 피드백 루프에 의해 발생한다. 이러한 스크리치 톤의 음향 피드백 루프는 Fig.2 에서 도식적으로 나타나 있다.

종래에 스크리치 톤에 관해서는 실험적, 이론적으로 많은 연구들이 수행되어 왔다. Umeda 등⁽⁸⁾은 음속노즐로부터 방출되는 스크리치 톤의 음원에 관한 실험적 연구를 수행하였다. Panda⁽⁹⁾와 Raman⁽¹⁰⁾은 부족팽창 초음속 제트에서 스크리치 톤의 생성과 소멸에 관한 실험적 연구를 수행하였다.

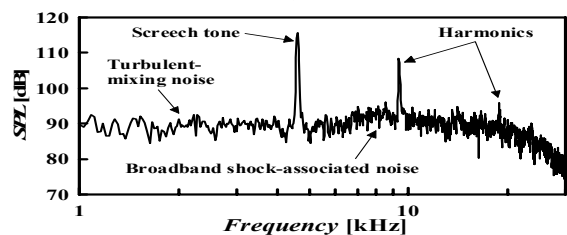


Fig. 1 Typical far-field noise spectrum of supersonic jet

† 안동대학교 기계공학부

E-mail : kimhd@andong.ac.kr

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

* 안동대학교 기계공학과 대학원

** 일본 큐슈대학 총합이공학연구과

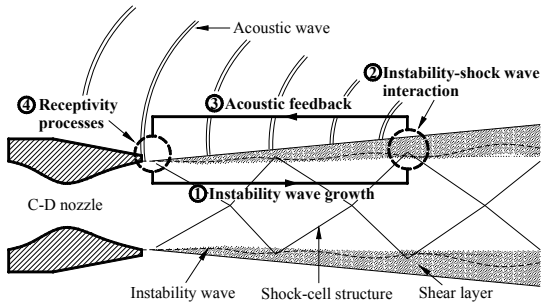


Fig. 2 Mechanism of screech tone feedback loop

Abdel-Fattah⁽¹¹⁾은 다양한 초음속 노즐을 이용하여 스크리치 톤과 충격파 구조와의 관계를 연구하였다. 또한, Powell 등⁽¹²⁾은 부족팽창 초음속 제트의 진동모드에 관해서 실험적으로 연구하였다. Tam 등⁽¹³⁾은 충격파 관련소음과 스크리치 톤과의 관계를 이론적으로 연구하였다. Suzuki 등⁽¹⁴⁾은 스크리치 톤의 생성 매카니즘에 대한 수치해석적 연구, Jorgenson 등⁽¹⁵⁾은 축대칭 모드 스크리치 톤의 음향학적 특성을 조사하였다. 최근에 Shen 등⁽¹⁶⁾은 계산공력음향학(CAA) 방법으로 스크리치 현상의 3 차원 수치해석을 수행하였다.

종래의 연구에 의하면, 스크리치 톤은 노즐출구의 형태, 반사판의 유무, 노즐립의 두께와 같은 노즐의 외부환경에 매우 민감하다. 실제로, 산업현장의 유체기계는 노즐의 출구근처에 반사판과 같은 물체를 가지고 있다. 반사판 및 노즐립 두께가 스크리치 톤에 미치는 영향에 관해서는 Nagel 등⁽¹⁷⁾, Antonov 등⁽¹⁸⁾, Norum⁽¹⁹⁾, Hammit⁽²⁰⁾과 Ponton 등⁽²¹⁾에 의해서 연구되었다. 이러한 연구들의 대부분은 음속노즐로부터 방출되는 부족팽창 초음속 제트를 연구대상으로 하였으며, 과팽창 제트의 스크리치 톤에 관한 연구는 거의 수행되어 있지 않다.

본 연구에서는 과팽창 및 부족팽창 초음속 제트에 대해서, 노즐립 두께가 스크리치 톤과 충격파 관련소음과의 관계 및 제트 진동모드에 미치는 영향을 실험적으로 조사하였다. 노즐립 두께를 변화시키기 위하여 노즐출구에 배플판을 설치하였다. 초음속 제트 유동장은 쉐리렌 광학장치를 이용하여 가시화 하였으며, 마이크로폰에 의한 음향측정을 통하여 전음압 레벨과 소음 스펙트럼을 얻었다.

2. 실험장치 및 방법

Fig.은 본 연구의 실험장치를 나타내며, 실험은 가로 5250mm, 세로 4900 mm, 높이 4900mm의 무향실 내부에서 수행되었다. 압축기에서 압축된 공기는 탱크 내부로 유입된다. 탱크의 용량은 5m³ 이

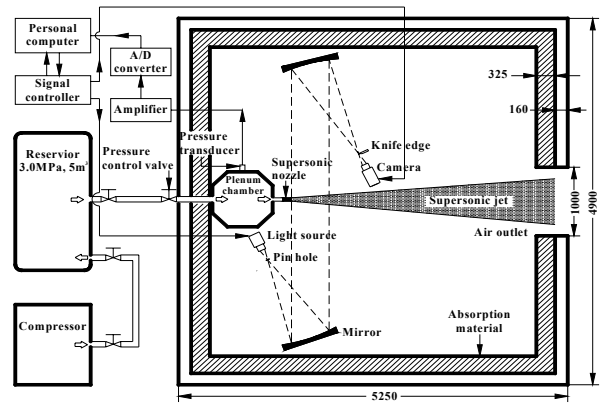


Fig. 3 Schematic diagram of experimental apparatus

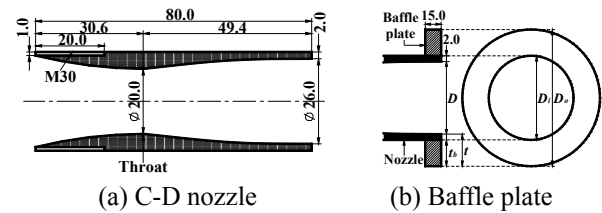


Fig. 4 Convergent-divergent nozzle and baffle plate

며, 압축공기를 3.0MPa 까지 저장할 수 있다. 압축공기는 탱크로부터 배관과 수동밸브를 통해서 정체실로 유입된다. 정체실로 유입된 압축공기는 100mm의 직관과 직관 끝에 설치된 80mm의 초음속 노즐을 통해서 무향실 내부에 방출된다.

Fig.4(a)는 실험에 사용된 초음속 노즐을 나타내며, 노즐목 지름이 20mm, 노즐출구 지름이 26mm인 설계 마하수 $M_d=2.0$ 의 축대칭 노즐이 사용되었다. 노즐립의 두께는 2.0mm이다. 제트유동은 정체실의 압력 p_0 와 배압 p_b 의 노즐압력비가 $p_0/p_b=7.8$ 일 때, 이론적으로 적정팽창상태에 도달한다. 노즐압력비는 $p_0/p_b=2.0\sim 18.0$ 의 범위에서 변화되었다. Fig.4(b)는 노즐립의 두께를 변화시키기 위하여 노즐출구에 설치한 배플판의 형상을 나타낸다. 배플판의 두께는 $t_b=11\text{mm}\sim 102\text{mm}$ 까지 변화시켰다.

음향측정은 노즐출구에서 1300mm, 제트 중심축에 대해서 제트 상류방향으로 $\theta=60^\circ\sim 96^\circ$ 지점에 마이크로폰을 12° 간격으로 설치하였으며, 마이크로폰의 음압신호는 FFT 스펙트럼 해석을 수행하였다. 제트 유동장은 쉐리렌 광학장치를 이용하여 가시화 하였으며, 광원으로는 스파크의 발광시간이 약 20ns인 나노 스파크를 이용하였다.

3. 결과 및 고찰

Fig.5는 노즐압력비가 $p_0/p_b=4.0$ 일 때, 노즐출구로부터 방출되는 초음속 제트를 나타낸 쉐리렌 사진이다. Fig.5(a)의 $t/D=0.1$ 와 같이, 노즐립 두께가

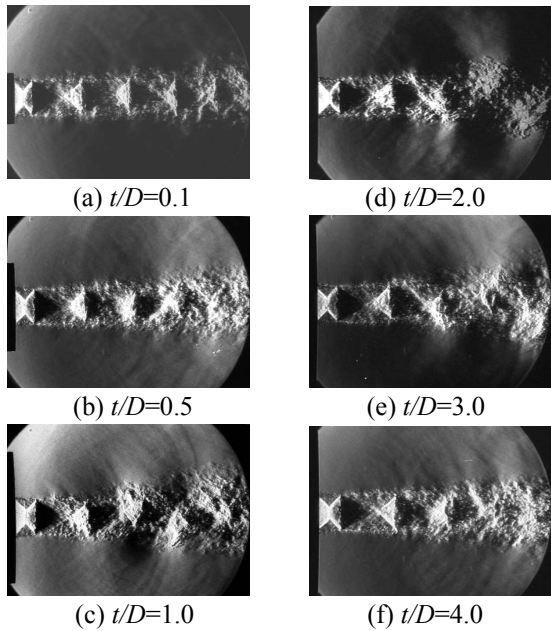


Fig. 5 Schlieren photographs of supersonic jets for $p_0/p_b=4.0$

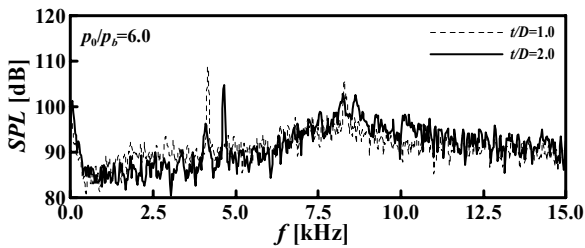


Fig. 6 Far-field noise spectra of supersonic jets for $p_0/p_b=6.0$

얇은 경우의 제트유동은 축대칭 형태를 나타낸다. 노즐립 두께가 증가할 때, 초음속 제트는 상하 비대칭적으로 진동하며, 전단층 내부의 교란과 충격파 구조는 강하게 간섭한다. 이러한 간섭에 의해 발생한 근거리 음장은 제트경계층 외부에서 밝은 영역과 어두운 영역이 교대로 나타나며, 제트유동의 상·하류로 전파하는 음파가 명확히 관찰된다. Fig.5로부터, 노즐립 두께의 변화는 초음속 제트의 진동(jet oscillation)과 음장(acoustic field)에 크게 영향을 끼친다.

Fig.6은 노즐압력비가 $p_0/p_b=6.0$ 일 때, $\theta=96^\circ$ 지점에서 측정된 제트소음 스펙트럼을 나타낸다. 노즐립 두께가 $t/D=1.0$ 인 경우, 스크리치 톤은 주파수가 약 $f=4.15\text{kHz}$ 에서 나타난다. $t/D=2.0$ 인 경우의 스펙트럼에서는 $f=4.10\text{kHz}$ 와 4.64kHz 에서 두 개의 스크리치 톤이 동시에 관찰된다. 스크리치 톤의 크기는 각각 약 96dB과 105dB이다. Powell 등⁽¹²⁾, Shen 등⁽¹⁶⁾, Ponton 등⁽²¹⁾과 Gutmark 등⁽²²⁾은 음속 노즐로부터 방출되는 초음속 제트에서 발생하는 제트진동의 모드변환에 대해서 연구하였다. 그들의 연구결과에 의하면, 제트진동모드가 변할 때,

두 개의 스크리치 톤이 일시적으로 동시에 존재한다. 노즐압력비를 더욱 증가시키면, 제트진동은 대칭모드(symmetric mode)에서 비대칭인 나선형 모드(helical mode)로 완전히 바뀐다. Fig.5와 Fig.6에 나타나 있듯이, 노즐립 두께를 변화시킬 때, 초음속 제트의 진동모드가 바뀐다.

Fig.7은 제트 마하수 M_j 에 대한 스크리치 톤의 주파수에 상응하는 Strouhal 수의 변화를 나타낸다. 횡축의 M_j 는 정체실 압력 p_0 인 기체가 노즐을 통하여 배압 p_b 까지 등엔트로피 팽창을 한다고 가정한 경우, 제트유동의 마하수를 의미한다. 종축의 S_t 는 제트속도 u_j 와 노즐출구의 지름 D 로 무차원된 스크리치 톤의 주파수 f_s 를 나타낸다. $t/D=0.1$ 의 경우, M_j 가 증가할수록 Strouhal 수는 감소한다. 과팽창 초음속 제트의 경우, $t/D \leq 1.0$ 인 범위에서 노즐립 두께가 증가할수록 Strouhal 수는 감소하지만, $t/D > 1.0$ 인 범위에서 Strouhal 수는 더 이상 변하지 않는다. $t/D \geq 2.0$ 이고 $M_j=1.7\sim 1.9$ 의 경우, 동일한 M_j 에 대해서 두 개의 S_t 값이 존재한다. Fig.5와 Fig.6에 나타나 있듯이, 이러한 현상은 노즐립 두께의 변화에 따른 제트진동모드의 변화에 기인한 것으로 판단된다. 부족팽창 초음속 제트의 경우, 노즐립 두께가 증가하더라도 Strouhal 수는 크게 변하지 않는다. 그러나 $t/D=4.0$ 의 경우, $M_j=2.3$ 근처에서 Strouhal 수의 변화에 불연속이 관찰된다.

Fig.8은 제트 마하수 M_j 에 대한 스크리치 크기의 변화를 나타낸다. 여기에서 스크리치 톤의 크기는 측정된 제트소음 스펙트럼에서 극소 충격파 관련소음을 기준으로 한 음압레벨 값으로 정의하였다. Fig.8(a)에서 과팽창 초음속 제트의 경우, M_j 가 증가할 때 스크리치 톤의 크기는 증가하여 $M_j=1.6\sim 1.7$ 사이에서 극대값에 도달한 후 감소한다.

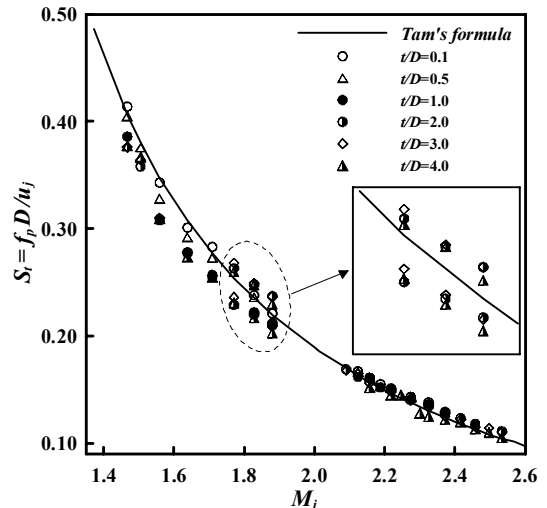
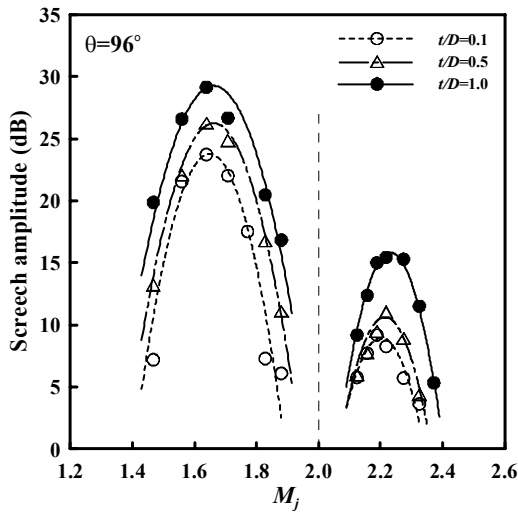
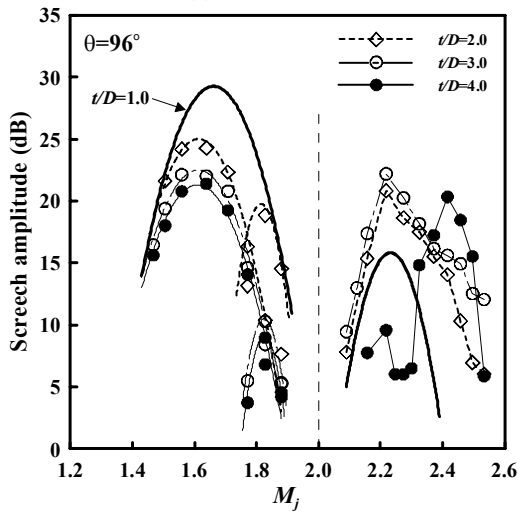


Fig. 7 Variation of screech tone S_t with M_j



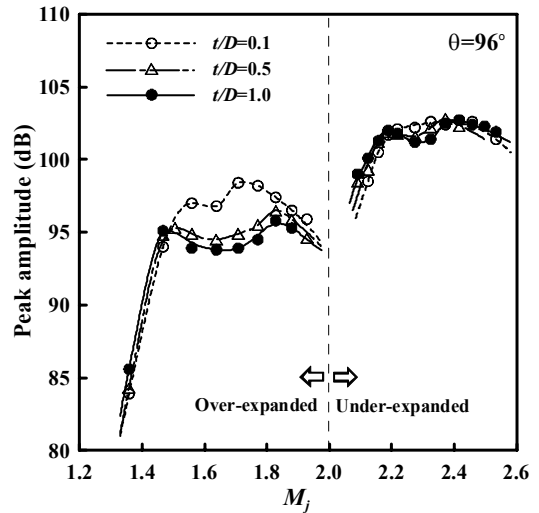
(a) $t/D=0.1\sim 1.0$



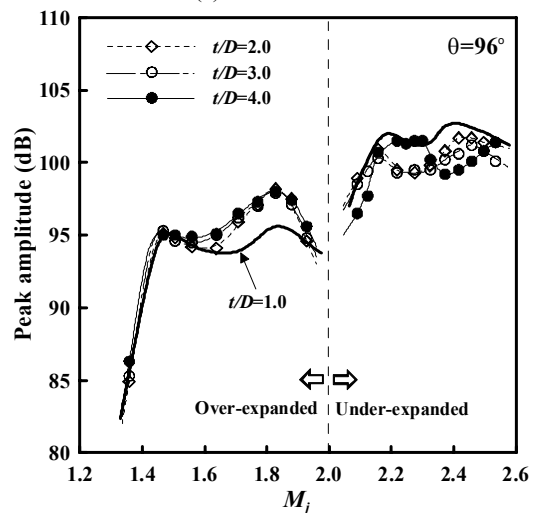
(b) $t/D=2.0\sim 4.0$

Fig. 8 Fundamental screech tone amplitude vs M_j

이러한 경향은 부족팽창 초음속 제트에서도 유사하게 나타난다. Love 등⁽²³⁾과 Norum 등⁽²⁴⁾의 연구 결과에 의하면, 스크리치 크기의 변화에서 극대값의 존재는 초음속 제트내부의 마하 디스크의 형성 및 소멸과 밀접한 관계가 있다. $t/D \leq 1.0$ 인 경우, 동일한 M_j 에 대해서 t/D 가 증가할수록 스크리치 톤의 크기는 증가한다. $t/D > 1.0$ 의 경우, M_j 에 대한 스크리치 크기의 변화는 Fig.8(b)에 나타나 있다. 과팽창 초음속 제트의 경우, 노즐립 두께가 증가할 때, Fig.8(a)와는 달리 스크리치 톤의 크기는 감소한다. 특히, $M_j = 1.7\sim 1.9$ 의 영역에서는 두 개의 스크리치 톤이 나타난다. 그림에서 3 개의 작은 곡선들은 공존하는 두 개의 스크리치 톤 중에서 후미의 스크리치 톤의 크기의 변화를 나타낸 것이다. Fig.8(b)에서 부족팽창 초음속 제트의 경우, 노즐립 두께가 증가할 때, 스크리치 톤의 크기는 증가하지만, $t/D=4.0$ 의 경우에는 상이한 변화가 관찰된다.



(a) $t/D=0.1\sim 1.0$



(b) $t/D=2.0\sim 4.0$

Fig. 9 Peak amplitude of broadband shock-associated noise vs M_j

Fig.8로부터, 노즐립 두께가 증가할수록 스크리치 톤은 보다 넓은 제트 마하수 범위에서 관찰된다.

Fig.9는 제트 마하수 M_j 에 대한 충격과 관련소음의 피크값의 변화를 나타낸다. 과팽창 초음속 제트의 경우, M_j 가 증가할 때 충격과 관련소음의 피크값은 증가하다가 극대값에 도달한 후 감소한다. 극소값에 도달한 충격과 관련소음의 피크값은 증가하여 극대값에 도달한 후 다시 감소한다. 이러한 경향은 부족팽창 초음속 제트의 경우에도 유사하게 나타난다. Fig.8과 Fig.9를 비교해 볼 때, 충격과 관련소음의 피크값은 스크리치 톤이 상대적으로 강한 영역에서 감소한다. 그러므로, 스크리치 톤의 크기와 충격과 관련소음의 피크값은 서로 역관계(inverse relationship)에 있다. 이러한 경향은 스크리치 톤과 충격과 관련소음의 상관관계에 대한 Norum⁽²⁵⁾의 연구결과에서도 관찰된다.

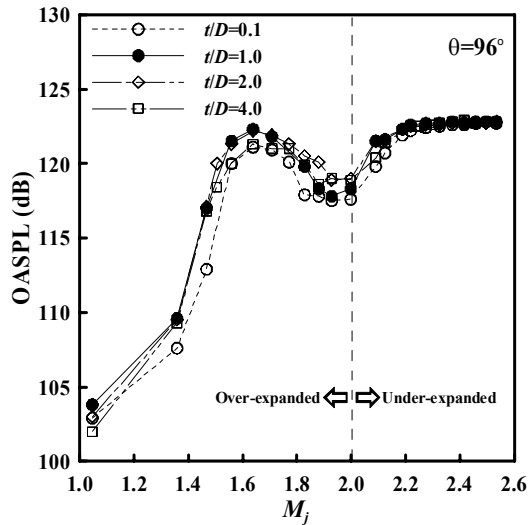


Fig. 10 Variation of far-field OASPL with M_j

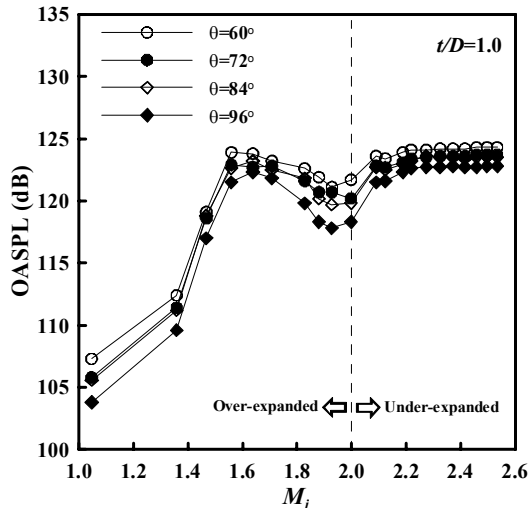


Fig. 11 Azimuthal variation of far-field OASPL with M_j

Fig.10 은 제트 중심축에 대해서 유동의 상류방향으로 96° 지점에서 측정된 전음압 레벨(OASPL)의 변화를 나타낸다. M_j 가 증가할 때, 전음압 레벨은 증가하여 약 $M_j=1.6\sim 1.7$ 에서 극대값에 도달한 후 감소한다. 전음압 레벨은 적정팽창상태에 해당하는 $M_j=2.0$ 근처에서 극소값에 도달하며, 그 이후에 M_j 가 증가할 때 다시 증가하기 시작한다. 전음압 레벨의 감소는 초음속 제트내부에 존재하는 충격과 구조의 강도약화로 인한 충격과 관련소음의 감소에 기인한다. 특히, $M_j=2.0$ 근처에서 전음압 레벨의 극소값은 적정팽창 초음속 제트의 경우에는 제트내부에 충격과 구조가 존재하지 않으며, 초음속 제트소음은 전적으로 난류혼합소음만이 존재하기 때문이다. $M_j > 2.0$ 인 경우, M_j 가 증가할 때 제트내부에는 다시 충격과 구조가 형성되며, 이로 인해서 충격과 관련소음 및 스크리치 톤이 발생하므로 전음압 레벨은 다시 증가하기 시작한다. 노

즐립 두께가 증가할 때, 전음압 레벨은 다소 증가한다. 본 실험에서 전음압 레벨의 최대값은 적정팽창상태의 전음압 레벨에 비해서 약 6dB 정도 높았다.

Fig.11 은 노즐립 두께가 $t/D=1.0$ 인 경우, 측정각도에 따른 전음압 레벨의 변화를 나타낸다. 제트 중심축에 대해서 유동의 상류방향으로 측정각도가 변할 때, 난류혼합소음은 유동의 상류에 비해서 하류에서 강하게 나타난다. 동일한 M_j 의 경우, 제트 중심축에 대해서 측정각도가 작을수록 전음압 레벨은 증가한다. 또한 측정각도가 작을수록, 전음압 레벨의 최대값과 적정팽창상태의 전음압 레벨값의 차이는 감소한다. 본 실험의 경우, 그 차이는 $\theta=96^\circ$ 인 경우에는 약 6.0dB, $\theta=60^\circ$ 인 경우에는 약 2.5dB로 나타났다.

4. 결론

본 연구에서는 노즐립 두께의 변화가 초음속 제트에서 발생하는 스크리치 톤과 충격과 관련소음과의 관계 및 제트진동에 미치는 영향에 대해서 실험적 방법으로 조사하였다. 노즐립 두께를 증가시키기 위하여 노즐출구에는 배플판을 설치하였다. 음향측정을 통하여 원거리장의 전음압 레벨과 소음 스펙트럼을 얻었으며, 실리콘 광학장치를 이용하여 초음속 제트 유동장을 가시화 하였다. 본 연구에서 얻어진 결과를 요약하면 다음과 같다.

1. 주어진 노즐립 두께에 대해서, 제트 마하수가 증가할 때 스크리치 주파수에 상응하는 Strouhal 수는 증가한다. Strouhal 수에 대한 노즐립 두께의 영향은 부족팽창 초음속 제트보다 과팽창 초음속 제트영역에서 현저하게 나타난다.
2. 과팽창 초음속 제트의 경우, 제트 마하수가 증가할 때, 스크리치 톤의 크기는 증가하여 극대값에 도달한 후 감소한다. 이러한 경향은 부족팽창 초음속 제트의 경우에도 유사하게 나타난다. 노즐립 두께는 스크리치 톤의 크기에 영향을 끼친다.
3. 노즐립 두께를 변화시킬 때, 초음속 제트의 진동모드는 바뀌며, 이 때 어떤 노즐압력비에서 일시적으로 두 개의 스크리치 톤이 동시에 존재한다.
4. 스크리치 톤과 충격과 관련소음의 피크값은 서로 역관계에 있으며, 노즐립 두께를 증가시킬 때 보다 넓은 제트 마하수 범위에서 스크리치 톤이 발생한다.

5. 노즐립 두께의 변화는 전음압 레벨에 영향을 끼친다. 동일한 제트 마하수와 노즐립 두께에 대해서, 제트 중심축에 대해서 측정각도가 작을수록 전음압 레벨은 높게 나타나며, 전음압 레벨의 최대값과 적정팽창 초음속 제트의 전음압 레벨값의 차이는 감소한다.

참고문헌

- (1) Strykowski, P. J., 1996, "Counterflow Thrust Vectoring of Supersonic Jets", AIAA J., Vol.34, No.10, pp.2306-2314.
- (2) Kai Chen, Y. Lawrence Yao and Vijay Modi, 2000, "Gas Jet - Workpiece Interactions in Laser Machining", J. Manufacturing Science and Engineering, ASME, Vol.122, pp.429-438.
- (3) Rameel, M. I., Cormack, D. E. and Tran, H., 1994, "Sootblower Optimization (Part 1 : Fundamental Hydrodynamics of a Sootblower Nozzle Jet)", TAPP J., Vol.77, No.5, pp.135-142.
- (4) Yumoto, A., Hiroki, F., Shiota, I. and Niwa, N., 2003, "In Situ Synthesis of Titanium-Aluminides in Coating with Supersonic Free-Jet PVD using Ti and Al Nanoparticles", Surface & Coating Technology, Vol.169-170, pp.499-503.
- (5) Hay, J. A. and Rose, E. G., 1970, "In Flight Shock Cell Noise", J. Sound and Vibration, Vol.11, No.4, pp.411-420.
- (6) Seiner, J. M., Manning, J. C. and Ponton, M. K., 1988, "Dynamic Pressure Loads Associated with Twin Supersonic Plume Resonance", AIAA J., Vol.26, No.8, pp.954-960.
- (7) Powell, A., 1953, "On the Mechanism of Choked Jet Noise", Proc. Physics Society, Series B, Vol.66, pp.1039-1056.
- (8) Umeda, Y. and Ishii, R., 2001, "On the Sound Sources of Screech Tones Radiated from Choked Circular Jets", J. Acoustical Society of America, Vol. 110, No.4, pp.1845-1858.
- (9) Panda, J., 1999, "An experimental Investigation of Screech Noise Generation", J. Fluid Mechanics, Vol. 378, pp.71-96.
- (10) Raman, G., 1997, "Cessation of Screech in Under-expanded Jets", J. Fluid Mechanics, Vol.336, pp.69-90.
- (11) Abdel-Fattah, A. M., 1988, "Discrete Tone Emission from High-Pressure Ratio Supersonic Jets from Convergent-Divergent Nozzles", AIAA J., Vol.26, No.3, pp.283-291.
- (12) Powell, A., Umeda, Y. and Ishii, R., 1992, "Observation of the Oscillation Modes of Choked Circular Jets", J. Acoustical Society of America, Vol.92, No.5, pp.2823-2836.
- (13) Tam, C. K. W., Seiner, J. and Yu, J. C., 1986, "Proposed Relationship between Broadband Shock Associated Noise and Screech Tones", J. Sound and Vibration, Vol.110, No.2, pp.309-321.
- (14) Suzuki, T. and Lele, S. K., 2003, "Shock leakage through an Unsteady Vortex-Laden Mixing Layer : Application to Jet Screech", J. Fluid Mechanics, Vol. 490, pp.139-167.
- (15) Jorgenson, P. C. E. and Loh, C. Y., 2002, "Computing Axisymmetric Jet Screech Tones using Unstructured Grids", AIAA paper 2002-3889.
- (16) Shen, H. and Tam, C. K. W., 2002, "Three-Dimensional Numerical Simulation of the Jet Screech Phenomenon", AIAA J., Vol.40, No.1, pp.33-41.
- (17) Nagel, R. T., Denham, J. W. and Papanthasiou, A. G., 1983, "Supersonic Jet Screech Tone Cancellation", AIAA J., Vol.21, No.11, pp.1541-1545.
- (18) Antonov, A. N., Shalaev, S. P. and Yudelovich, M. Y., 1977, "Influence of Acoustic Reflections on the Discrete Component in the Noise Spectrum of a Supersonic Off-Design Jet", Izvestiya Akademii Nauk SSSR, Mekhanika Zhidkosti i, Gaza, No.6, pp.157-160.
- (19) Norum, T. D., 1983, "Screech Suppression in Supersonic Jets", AIAA J., Vol.21, No.2, pp.235-240.
- (20) Hammitt, A. G., 1961, "The Oscillation and Noise of an Overpressure Sonic Jet", J. Aerospace Sciences, Vol.28, No.9, pp.673-680.
- (21) Ponton, M. K. and Seiner, J. M., 1992, "The Effects of Nozzle Exit Lip Thickness on Plume Resonance", J. Sound and Vibration, Vol.154, No.3, pp.531-549.
- (22) Gutmark, E., Schadow, K. C. and Bicker, C. J., 1989, "Mode Switching in Supersonic Circular Jets", Physics of Fluids, Vol.1, No.5, pp.868-873.
- (23) Love, E. S., Grigsby, C. E., Lee, L. P. and Woodling, M. J., 1959, "Experimental and Theoretical Studies of Axisymmetric Free Jets", NASA TR R-6.
- (24) Norum, T. D. and Seiner, J. M., 1980, "Location and Propagation of Shock Associated Noise from Supersonic Jets", AIAA Paper 80-0983.
- (25) Norum, T. D., 1984, "Control of Jet Shock Associated Noise by a Reflector", AIAA paper 84-2279.