

수치계산에 의한 초음속 제트에서의 스크리치 현상 해석

김용석* · 김성초* · 김정수*

Numerical Simulation of the Screech Phenomenon in a Supersonic Jet

Yongseok Kim* · Suncho Kim* · Jeong Soo Kim*

ABSTRACT

An axisymmetric supersonic jet screech in the Mach number range from 1.07 to 1.2 is numerically simulated. The axisymmetric mode is the dominant screech mode for an axisymmetric jet. The Reynolds-averaged Navier-Stokes equations in the conjunction with a modified Spalart-Allmaras turbulence model are employed. A high resolution finite volume essentially non-oscillatory(ENO) schemes are used along with nonreflecting characteristic boundary conditions that are crucial to screech tone computations to accurately capture the sound waves, shock-cell structures, unsteady shock motions and large-scale instability waves.

초 록

초음속 제트 마하수 1.07부터 1.2 범위에서 축대칭 제트 스크리치 톤을 해석하였다. 축대칭 모드는 낮은 마하수 축대칭 제트의 지배적인 스크리치 톤 모드이다. 난류 해석을 위해 수정된 Spalart-Allmaras 모델을 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 방정식에 사용하였다. 스크리치 톤 해석에서 중요한 음파의 전파, shock-cell 구조, shock-cell의 비정상 거동 및 거대한 불안정 파를 정확히 계산하기 위해 비반사 특성 경계조건과 연계한 고차정확도의 ENO 기법을 사용하였다. 수치 해석결과는 다른 연구자들의 실험 결과와 잘 일치하였으며, 따라서 본 연구에 사용된 수치 기법들이 초음속 제트 유동 구조 및 소음연구에 유용함을 확인하였다.

Key Words: Supersonic Jet Flow(초음속 제트유동), Screech Tone(스크리치 톤), ENO Schemes, Spalart-Allmaras Turbulence Model, Unsteady Shock Motion(충격셀의 비정상 거동)

1. 서 론

초음속 제트소음은 우주발사체의 초기안정성 확보를 위해 제트소음이 발사체 구조물에 미치는 영향, 우주발사체에 의해 운반되는 인공위성과 같은 탑재물의 전자 장비 파괴로 인한 오동작, 초음속 여객기의 이착륙에 의한 공항 주변의

* 순천대학교 기계우주항공공학부
연락처, E-mail: yongskim@sunchon.ac.kr

소음 공해 및 초음속 엔진의 지상 시험동 주변의 환경 소음공해 등과 관련하여 연구가 수행되어 왔다[1-3].

초음속 제트소음은 크게 세 가지로 나눌 수 있다. 첫째, 난류 혼합소음(turbulent mixing noise)으로서 완전 팽창(perfectly expanded)인 경우와 불완전 팽창(imperfectly expanded)의 경우 모두 나타나며, 특징은 마하파(Mach wave) 형태로 제트 하류 방향(downstream)으로 전파된다. 둘째로, 불완전 팽창인 경우는 스크리치 톤(screech tone)과 충격연합(shock-associate) 소음으로 나뉘어 있는데 피드백 기구(feedback mechanism)에 의한 스크리치 톤은 불연속 주파수(discrete frequency)를 갖고 상류 방향(upstream)으로 전파되는 특징이 있으며, 충격연합 소음은 광역(broadband) 주파수 특성을 갖고 또한 상류 방향으로 전파된다. 특히 스크리치 톤 소음은 단일 주파수로 상류 방향으로 전파되는 특성이 있고 피크 소음레벨이 커서 구조물에 큰 영향을 줄 수 있으므로 50년 전에 Powel[4]이 발견한 이후 실험 및 해석 방법으로 많은 연구가 수행되고 있다[5-8].

본 논문에서는 불완전 팽창의 한 경우인 과소 팽창(underexpanded) 초음속 제트 스크리치 톤의 유동장 및 음향장을 직접 수치모사 함으로써 거대 난류구조와 충격셀(shock-cell)의 상호작용에 의해 발생하는 스크리치 톤의 발생 기구와 주파수를 분석하고, 해석결과를 기존의 실험결과와 비교분석함으로써 시뮬레이션에 사용된 수치 기법의 타당성을 보이고, 향후에 실험적으로 제약이 많은 초음속 제트유동 및 소음연구에 대한 물리현상을 파악하는데 이 결과를 이용하고자 한다.

초음속 제트 유동 구조 및 소음원을 정확하게 해석하기 위해서는 3차원 Navier-Stokes 방정식을 직접 수치적으로 모사하는 DNS(direct numerical simulation), 또는 subgridscale 모델을 사용하는 LES(large eddy simulation)가 필요하나 아직까지는 광대한 계산시간이 요구되므로 제한적으로 해석이 이루어지고 있다. 특히 스크리치 톤 소음에 대해서는 DNS와 LES해석이 진

히 이루어지고 있지 않으므로 본 연구에서는 그 대안으로 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)방정식에 Spalart-Allmaras 난류모델[9]을 사용하여 해석하였다.

거대 난류(large-scale turbulence)와 비선형 충격(shock) 및 음향파를 정확하게 포착하기 위해 전산공력음향학(computational aeroacoustics) 문제에 대해 그동안 많은 검증이 이루어진 MFA(modified flux approach) ENO 기법(essentially non-oscillatory scheme)을 사용하였고, 외부 경계에서 음파가 반사되지 않고 잘 빠져나가게 하기 위하여 비반사 특성 경계조건(non-reflecting characteristic boundary condition)을 적용하였다.[10]

2. 본 론

2.1 지배방정식

지배방정식은 마하수 1.07~1.2범위에서 초음속 제트 스크리치 소음의 축대칭 모드만 고려하기 위하여 축대칭 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 방정식이고 초음속 제트유동과 이로 인하여 발생하는 소음을 계산하기 위하여 Spalart-Allmaras 난류모형을 사용하였다. 이것은 점성모형 그룹에 속하고, 와점도(eddy viscosity)는 편미분 방정식을 통해서 계산된다. 특히 와점도, ν_T 는 중간변수, $\bar{\nu}$ 에 의해 다음과 같이 표현된다.

$$\nu_T = \bar{\nu} f_{\nu_1}(\chi), \quad \chi = \frac{\bar{\nu}}{\nu} \quad (1)$$

여기서 f_{ν_1} 은 감쇄(damping) 함수이다. 중간변수, $\bar{\nu}$ 는 다음과 같은 미분방정식을 풀어서 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{D\bar{\nu}}{Dt} = & \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot (\nu + \bar{\nu}) \nabla \bar{\nu} + c_{b_2} (\nabla \nu)^2] \\ & + c_{b_1} \bar{S} \bar{\nu} (1 - f_{t_2}) - \left[c_{w_1} f_w - \frac{c_{b_1}}{\kappa^2} f_{t_2} \right] \left(\frac{\bar{\nu}}{d} \right)^2 \\ & + f_{t_1} (\Delta q)^2 \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 다양한 함수들, $f_{t_1}, f_{t_2}, \bar{S}$ 에 대해서는 참고문헌[11]에 자세히 기술되어 있으며 미분방식에 사용된 상수들은 다음과 같다.

$$\sigma = 2/3, c_{b_1} = 0.1355, c_{b_2} = 0.622 \quad (3)$$

$$c_{w_1} = \frac{c_{b_1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b_2}}{\sigma}, c_{w_2} = 0.3, c_{w_3} = 2$$

$$\kappa = 0.41, c_{v_1} = 7.1, c_{t_1} = 1.0, c_{t_2} = 2.0$$

$$c_{t_3} = 1.1, c_{t_4} = 2.0$$

2.2 초기조건 및 경계조건

Fig. 1은 스크리치 제트 소음 해석을 위한 개략도인데, 해석영역은 크게 2개의 블록으로 이루어져 있고, 음파의 반사를 막기 위하여 모든 외부 경계에는 비반사 특성 경계조건을 부여하였다. 특히, 유출류(outflow) 경계에서 평균 마하수 $M \geq 0.001$ 인 지역은 유동의 영향을 고려하여 유출류 경계조건을 사용하였다. 또한 초음속 제트 유동의 속도를 감소시켜 유출류 경계에서 수치 오차를 감소시키기 위해 완충영역(buffer zone)을 사용하였다.

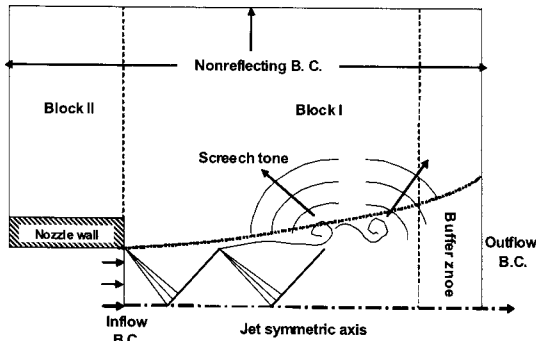


Fig. 1 Schematic diagram and boundary conditions for screech jet simulation

초음속 제트의 경우에 노즐출구에서의 유동변수는 고정되고 속도분포는 균일하다고 가정하였다. 노즐출구에서의 모든 무차원 변수들은 다음과 같이 표현된다.

$$\rho_e = \frac{\gamma(\gamma+1)P_e}{2T_r} \quad (4)$$

$$P_e = \frac{2}{\gamma} \left[\frac{2 + (\gamma-1)M_j^2}{\gamma+1} \right]^{\frac{2}{\gamma+1}}$$

$$u_e = \left[\frac{2T_r}{\gamma+1} \right]^{1/2}, \quad v_e = 0$$

여기서 $\gamma=1.4$, T_r 은 용기(reservoir) 온도를 나타낸다. 상온 제트(cold jet)의 가정으로 T_r 은 무차원화되어 1이 된다. 노즐출구에서의 난류점성은 0으로 가정하였다.

3. 계산결과 및 고찰

3.1 평균속도 분포, Shock-cell 및 거대 와류 구조

스크리치 소음 축대칭 모드의 발생 및 전파를 분석하기 위하여 과소 팽창된(Under-expanded) 마하수 1.07~1.2범위에서 축대칭 초음속 제트유동을 해석하였다. Fig. 2는 초기의 비물리적인 천이(transient) 파가 계산영역으로 빠져나간 후의 임의의 순간에서 밀도장을 보여준다.

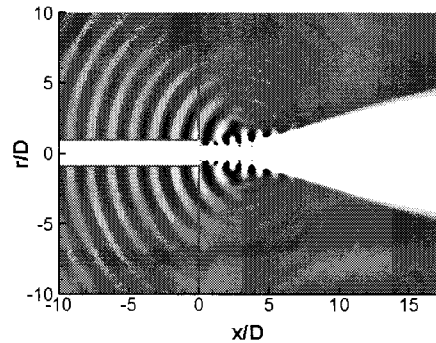


Fig. 2 Instantaneous density field from the numerical simulation showing the generation of screech tone($M_j = 1.1$)

주로 상류 방향으로 전파되는 스크리치 소음 특성을 명확히 볼 수 있고, 이러한 스크리치 음파가 노즐 립근처의 얇은 전단층을 가진하여 불안정파(instability wave)를 발생시키고, 이 불안정파는 하류방향으로 진행하면서 충격셀

(shock-cell)과 상호작용하여 더 증폭된 시크리치 톤을 생성시키고 피드백 기구를 닫게 된다.

계산 결과를 검증하기 위하여, Fig. 3에 축방향 평균 속도분포를 실험결과와 비교하였다. 시간평균 속도분포는 노즐출구로부터 축방향으로 노즐지름의 1배에서 6배되는 위치에서 비교하였으며 노즐 출구 마하수는 1.2이다. 각각 다른 위치에서 축방향 속도의 상사법칙(similarity law)이 만족되는지 살펴보았는데, 그래프의 가로축은 $\eta^* = (r - r_{0.5})/x$ 와 같이 정규화된(normalized) 함수로 표현된다. 여기서 $r_{0.5}$ 은 축방향 속도가 완전 발달된 제트 속도의 절반이 되는 위치로부터의 반지름을 나타낸다.

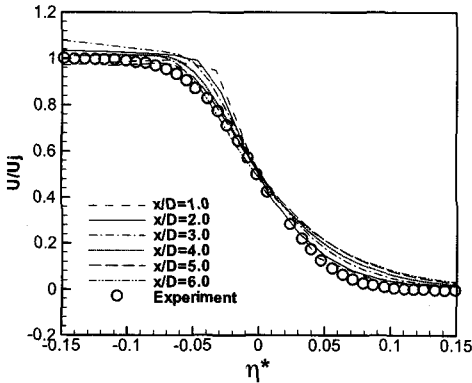


Fig. 3. Comparison between mean velocity profiles of the numerical simulation and the experiments[12] at $M_j = 1.2$

계산결과와 실험결과가 매우 잘 일치하고, 특히 단일 곡선으로 속도분포가 나타남으로써 상사법칙이 잘 만족됨을 알 수 있다. 많은 실험결과는 Lau[12]에 의해서 측정되었고, 그의 실험식에 근거한 결과를 Fig. 3에 수치 계산결과와 비교하였다.

Fig. 4는 제트 마하수가 1.2인 제트의 중심선을 따라 시간 평균된 압력분포를 보여주고 있다. 이 그림을 통해서 스크리치 톤의 중요한 요소 중의 하나인 충격셀 구조를 파악할 수 있다. 스크리치 톤의 주파수와 크기의 정확성을 보장하기 위해서는 충격셀의 거리와 크기가 정확히 계

산되어야 한다. 수치 해석 결과를 Norum과 Brown[13]의 실험결과와 비교하였고, 노즐 출구로부터 5번째 충격셀까지는 실험결과와 매우 잘 일치함을 확인할 수 있다. 따라서 본 연구에서 사용된 특성 경계조건과 고차정확도의 수치 계산 기법이 적절히 적용되었다고 판단된다.

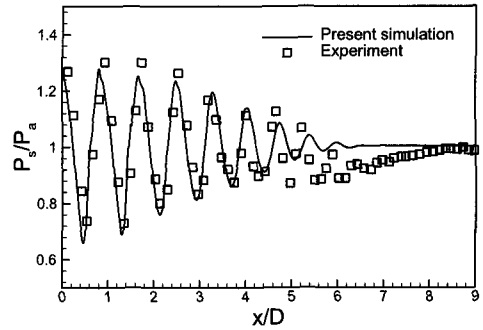


Fig. 4. Centerline pressure comparison between the calculated result and the experimental data by Norum & Brown[13] of a $M_j = 1.2$ cold jet

Fig. 5는 제트 마하수가 1.19인 초음속 제트의 충격셀 구조를 보여주고 있다. 위쪽 그림은 Panda[14]의 쉐리엔(Schlieren) 실험사진이고, 아래 그림은 본 연구의 계산 결과이다.

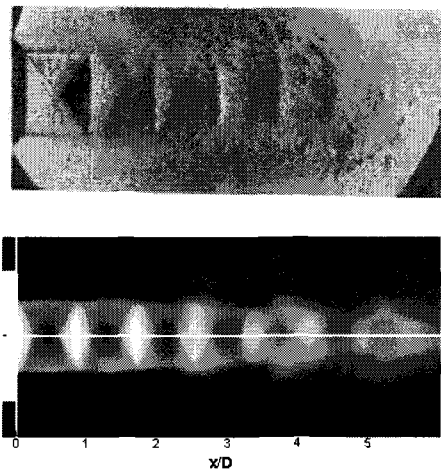


Fig. 5. Shock cell structure of a screeching jet at $M_j = 1.19$ (upper:experiment[14], lower:simulation)

계산결과 그림에서 흰색으로 보이는 부분이 압력이 높은 지역을 나타내며, 충격셀의 위치와 구조가 Panda의 실험결과와 잘 일치한다.

Fig. 6은 초음속 제트($M_j=1.2$) 유동 내의 마하수 변화를 $r/D=0, 0.25$ 그리고 0.5 인 위치에서 스크리치 사이클(screech cycle)의 한 주기 동안 나타낸 것이다. 충격셀의 비정상 거동을 좀 더 자세히 보기 위하여 $t=t_1(Ma), t=t_1+T/6(Ma-0.2), t=t_1 \dots$ 와 같이 마하수를 0.2 씩 감소시키면서 플롯 하였다. 충격셀의 유동구조가 스크리치 한 주기 동안 변화하고 있음을 분명히 확인할 수 있다. 이러한 주기적인 유동 구조의 변화로써 스크리치 톤 소음 발생 원리를 설명할 수 있다. 선 I~VII은 노즐 출구로부터 제트 하류 방향으로 충격셀의 위치를 보여주고 있다. 이것은 Fig. 4의 시간 평균된 충격셀의 위치와 일치하고 있지만, 여기서 주목할 점은 스크리치 사이클 한 주기 동안 충격셀이 좌우로 움직이는 비정상 운동(unsteady motion)을 하고 있다는 것이다. 특히 Fig. 6a, 6b에서 볼 수 있듯이, 네 번째와 다섯 번째 충격셀(IV와 V)이 시간 $t=t_1$ 에서 $t_1+3T/6$ 사이에서는 압축(compression)이 되고 시간 $t=t_1+4T/6$ 에서 t_1+T 사이에서는 팽창(expansion)되는 과정을 반복한다.

공기의 주기적인 압축과 팽창은 필연적으로 음향파(acoustic wave)를 발생시키게 되는데 이것이 스크리치 톤 소음을 일으키게 된다. 또한 충격셀 유동 구조의 주기성은 스크리치 주파수와 관련이 있고, 무차원 변수를 이용하여 충격셀의 비정상 운동의 주기성이 스크리치 주파수와 일치함을 확인할 수 있었다($T^*=1.67=\lambda^*/D$).

4. 결 론

본 연구에서는 스크리치 톤의 축대칭 모드(A_1, A_2 모드)를 분석하기 위하여 초음속 제트 마하수 1.07 부터 1.2 범위의 축대칭 제트 스크리치 톤에 대해 해석하였다. 해석을 위해 수정된 Spalart-

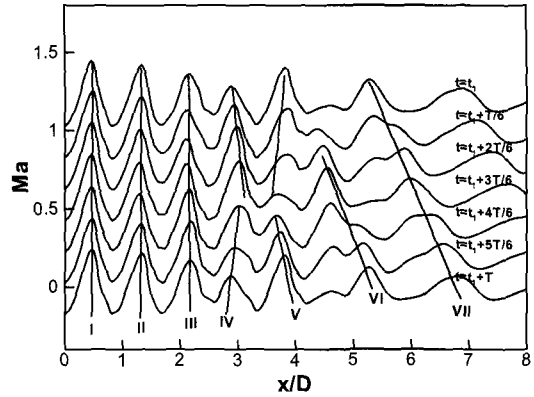


Fig. 6a Mach number variation in the jet plume of a $M_j=1.2$ screeching jet with a screech cycle. ($r/D=0$)

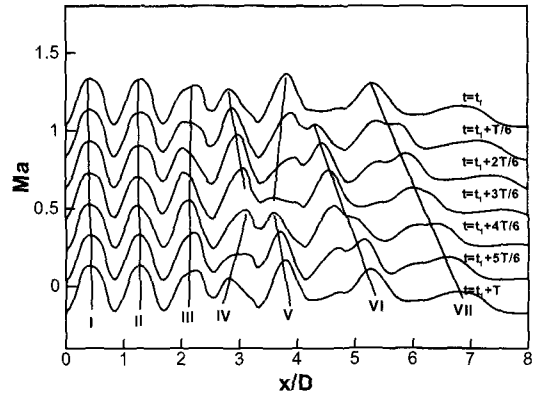


Fig. 6b Mach number variation in the jet plume of a $M_j=1.2$ screeching jet with a screech cycle. ($r/D=0.25$)

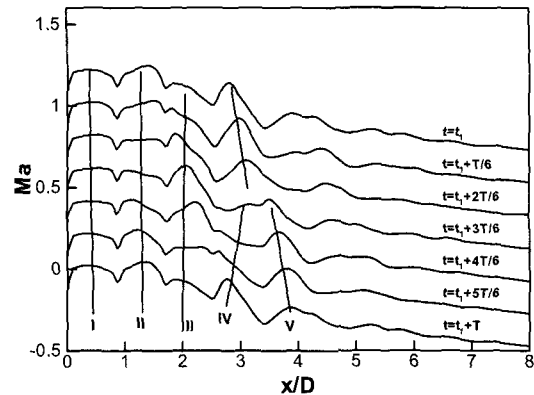


Fig. 6c Mach number variation in the jet plume of a $M_j=1.2$ screeching jet with a screech cycle. ($r/D=0.5$)

Allmaras 난류 모형에 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 방정식을 사용하였고, 비반사 특성 경계조건과 연계한 고차정확도의 MFA-ENO 기법을 사용하여 축방향 속도 분포의 상사법칙, 충격셀 구조가 실험결과와 매우 잘 일치함을 알 수 있었다. 제트 전단층 내의 거대 와류들과 충격셀과의 상호작용으로 충격셀의 공기가 압축과 팽창을 주기적으로 반복하며 스크리치 툰 소음을 발생시킴을 확인하였다. 또한 충격셀 유동 구조의 주기성은 스크리치 주파수와 관련이 있고, 무차원 변수를 이용하여 충격셀의 비정상 운동의 주기성이 스크리치 주파수와 일치함을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Tam, C. K. W., "Supersonic Jet Noise, *Annu. Rev. Fluid Mech.*", Vol. 27, 1995, pp. 17-43.
2. H. Shen and C.K.W. Tam, "Three-Dimensional Numerical Simulation of the Jet Screech Phenomenon", *AIAA J.*, Vol.40, No.1, 2002, pp.33-41.
3. T. Suzuki and S.K. Lele, "Shock Leakage through an Unsteady Vortex-Laden Mixing Layer : Application to Jet Screech", *J. Fluid Mechanics*, 2003, Vol.490, pp.139-167.
4. Powell, A., "On the Noise Emanating A Two-Dimensional Jet Above the Critical Pressure", *Aeronautical Quarterly*, Vol. 4, 1953, pp. 103-122
5. Tam, C. K. W., Shen, H., and Raman, G., "Screech Tones of Supersonic Jets from Bevelled Rectangular Nozzles", *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 7, 1997, pp. 1119-1125.
6. Shen, H., and Tam, C. K. W., "Numerical Simulation of the Generation of Axisymmetric Mode Jet Screech Tones", *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 10, 1998, pp. 1801-1807.
7. Li, X. D., and Gao, J. H., "Numerical simulation of Axisymmetric Supersonic Screech Tones", *AIAA Paper*, 2004-2951, 2004.
8. T. Aoki, Y.-H. Kweon, Y. Miyazato, H.-D. Kim and T. Setoguchi, "An Experimental Study of the Nozzle Lip Thickness Effect on Supersonic Jet Screech Tones", *J. Mechanical Science and Technology*, Vol.20, No.4, 2006, pp.522-532.
9. Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", *AIAA Paper*, 1992-0439, 1992.
10. Kim, Y. S., and Nakamura, Y., "Characteristic Boundary Conditions with Finite-Volume ENO scheme for Aeroacoustic Simulations," *International Journal of CFD*, Vol. 21, 2007, (In press).
11. Klaus, A. Hoffmann, "Computational Fluid Dynamics Volume III", 4th Edition.
12. Lau, J. C., "Effects of Exit Mach Number and Temperatures on Meanflow and Turbulence Characteristics in Round Jets", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 105, 1981, pp. 193-218.
13. Norum, T. D., and Brown, M. C., "Simulated High-Speed Flight Effects on Supersonic Jet Noise", *AIAA Paper*, 1993-4388, 1993.
14. Panda, J., "Shock Oscillation in Underexpanded Screeching Jets", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 363, 1991, pp. 311-390.