

C-D 노즐을 고려한 초음속 제트 소음 해석

김용석*, 이덕주**

한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

An Analysis of Supersonic Jet Noise with a Converging-Diverging Nozzle

Yong Seok Kim* and Duck Joo Lee**

Division of Aerospace Engineering, Department of Mechanical Engineering,
Korea Advanced Institute of Science and Technology

E-mail : yskim@acoustic.kaist.ac.kr

Abstract

To investigate the generation mechanism of the shock-associated noise, an underexpanded supersonic jet from an axisymmetric nozzle is simulated under the conditions of the Nozzle exit Mach number of 2 and the exit pressure ratio of $p_e/p_a=1.5$. The present simulation is performed based on the high-order accuracy and high-resolution ENO (Essentially Non-Oscillatory) scheme to capture the time-dependent flow structure representing the sound source. It was found that the shock-associated noise is generated by the weak interaction between the downstream propagating large turbulence structures of the jet flow and the quasi-periodic shock cell structure during the one is passing through the other. The directivity of propagating waves to the upstream is clearly shown in the visualization of pressure field. It is shown that the present calculation of the centerline pressure distribution is in fare agreement with the experimental data at the location of first shock cell.

* 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 박사 후 과정

** 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공

1. 서론

초음속 제트소음에 대한 연구는 초음속 여객기의 개발 시 공항 주변의 소음공해, 우주발사체의 초기안정성 확보를 위한 제트소음이 발사체 구조물에 미치는 영향해석 및 초음속 엔진의 지상 시험 시 시험동 주변의 소음공해 등과 관련하여 연구가 수행되어 왔다 [1-5].

초음속 제트소음은 크게 세가지로 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 제트의 아랫방향(downstream)으로 전파된다. 둘째로 불완전 팽창인 경우 screech tone과 shock-associated noise 들로 나뉘어지는데 feedback loop 메카니즘에 의한 screech tone은 discrete frequency를 갖으며 윗방향(upstream)으로 전파되는 특징이 있고, shock-associated noise는 broadband형태로 또한 upstream으로 전파된다.

본 논문에서는 불완전 팽창의 한 경우인 과소팽창(underexpanded) 초음속 제트의 유동장 및

음향장을 직접 수치해석 함으로써 거대 난류구조와 shock-cell의 상호작용에 의해 발생하는 shock-associated noise의 발생 메커니즘을 규명하려 한다. 현재까지는 노즐 내부 및 외부유동을 함께 고려한 직접 수치해석의 어려움으로 인해 shock-associated noise에 대한 연구가 주로 실험에 의존해 왔으나[6-8] 본 연구에서 강조할 사항은 두께를 갖는 C-D 노즐 내부 및 외부유동을 함께 고려한 방사소음 해석을 수행하였다는 것이다.

제트 소음원 및 원거리 음압을 정확하게 해석하기 위해서는 3차원 Navier-Stokes 방정식을 직접수치모사 하는 것이 필요하나 아직까지는 제한적으로 해석이 이루어지고 있으며 그의 대안으로 LES(large eddy simulation) 방법이 이용되고 있다. 제트소음 해석에 있어 난류모델링(turbulent modelling)의 적용은 몇 가지 문제점을 갖고 있다. 첫째, 제트와 같은 자유 전단층(free shear layer)에 대한 난류모델링은 벽이 있는 경우 개발된 난류모델링과는 특성이 다르고 둘째, jet spreading의 크기는 적용된 난류모델링에 따라 달라지므로 정확한 제트소음원을 해석하는데는 한계가 있다. 본 연구에서는 난류모델링은 사용하지 않고 축대칭 직접 수치모사 방법을 사용하여 연구를 수행하였다.

거대 난류와 비선형 shock을 정확하게 포착하기 위해서 전산공력음향학(Computational AeroAcoustics) 문제에 많이 검증이 된 MFA(modified flux approach) type ENO 스킴을 사용하였고 해의 안정성 확보를 위해 biased stencil algorithm을 적용하였다 [9-10].

2. 지배방정식 및 수치기법

본 논문의 목표는 실험치와의 정량적인(quantitative) 비교보다는 shock-associated noise의 발생 메커니즘을 규명하는 정성적인(qualitative) 해석에 관심을 둘 것이다. 따라서 초음속 제트유동은 실제로 3차원 특성이지만, 축대칭 해석을 수행함으로써 복잡한 3차원 유동해석 시 필요한 물리적 통찰을 얻을 수 있을 것이다.

축대칭 N-S 지배방정식을 일반좌표계에서 강한 보존 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \eta} + \hat{H} = \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \eta} + \hat{H}_v \right) \quad (1)$$

여기서

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho e_t + p \end{bmatrix}, \hat{F} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + p \xi_x \\ \rho v U + p \xi_r \\ (\rho e_t + p) U \end{bmatrix}, \hat{G} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + p \eta_x \\ \rho v V + p \eta_r \\ (\rho e_t + p) V \end{bmatrix}, \hat{H} = \frac{1}{J r} \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ (\rho e_t + p) v \end{bmatrix}, \hat{F}_v = \frac{1}{J} [\xi_x F_v + \xi_r G_v], \hat{G}_v = \frac{1}{J} [\eta_x F_v + \eta_r G_v], \hat{H}_v = \frac{H_v}{J} \quad (2)$$

ρ, u, v, p , 및 e_t 들은 각각 밀도, x와 y방향의 속도 성분들, 압력 및 전체 에너지를 나타내고, $\hat{F}_v, \hat{G}_v, \hat{H}_v$ 들은 점성 확산항과 관계가 있다.

공간차분은 3차차정확도를 갖는 Harten계열의 유한체적법(finite volume method) ENO(essentially nonoscillatory) 스킴에 해의 안정성을 위한 biased stencil algorithm을 적용하였고, 시간적분은 행과 열 각각을 스위칭하는 Strang-type dimensional splitting 방법을 사용하였다. 본 연구에서 사용한 수치기법의 자세한 내용은 참고문헌 [11]을 참조하기 바란다.

3. 계산결과 및 토론

초음속 축대칭 C-D 노즐 내부, 외부제트유동 및 방사소음 해석을 위해 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였는데 이 식은 소음원 자체 뿐만 아니라 음의 전파를 해석할 수 있는 방정식이다. 본 연구에서는 파소팽창 축대칭 초음속 제트유동을 해석하였으며 노즐 출구 마하수는 2, 출구조건에 근거한 Reynolds 수는 100000으로 계산하였다. Fig. 1은 다중 블록 격자 시스템을 보여주는 그림으로서 노즐 내부와 외부해석을 위해 3개의 블록으로 격자계를 구성하였다.

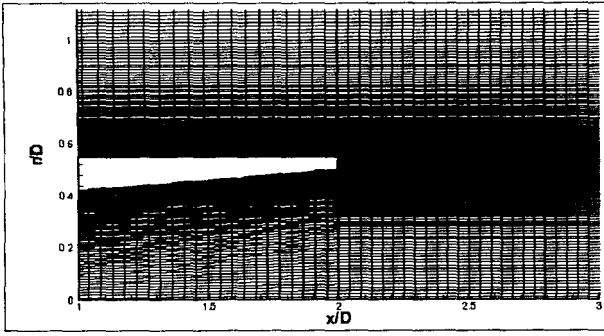


Fig. 1 Multi-block grid system with converging-diverging nozzle: Zoomed view near a nozzle lip

노즐의 형상은 로켓의 추력에 상당한 영향을 미치는데 본 연구에서는 노즐 내부에 박리(separation)가 일어나지 않는 다음과 같이 표현되는 식을 이용하여 해석하였다.

$$r(x) = \begin{cases} r_i - (r_i - r_t) \exp\left[-(\ln 1.66)\left(\frac{x}{3}\right)^2\right], & x < 0 \\ (2r_e - r_t) - 2(r_e - r_t) \exp\left[-(\ln 2)\left(\frac{x}{2}\right)^2\right], & x \geq 0 \end{cases} \quad (3)$$

노즐 출구 마하수가 2일때 isentropic관계식에 의해 노즐 출구와 목(throat)의 면적비는 1.688이 된다. $r_e = 0.5$ 로 두면 $r_t = r_e / \sqrt{1.688}$ 이고 r_i 는 $\sqrt{A_t / A_i} \times r_t$. 현 계산에서 inlet area ratio는 1.5를 사용하였다.

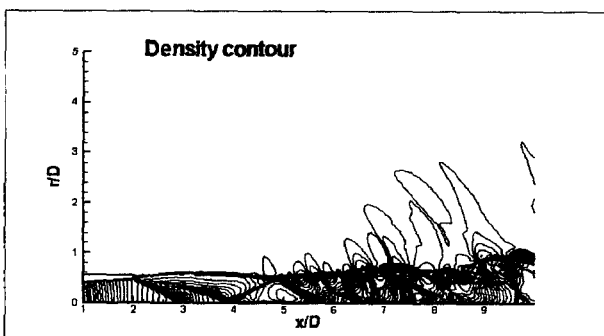


Fig. 2 Density contour showing large-scale vortices and shock cell structure interaction

Fig. 2는 밀도장을 보여주는 그림이다. 노즐 끝단에서 형성되기 시작한 shock-cell구조 및 제트 전단층(jet shear layer)에 의한 거대와류가 명확히 보이고 있는데 둘의 상호작용으로 shock-associated noise를 형성하게 된다.

Fig. 3은 노즐 출구 첫번째 shock-cell위치에서 제트축을 따르는 센터라인 압력분포를 보여주고 있다. 압력이 노즐입구에서부터 등엔트로피로 감소하여 외부압력과 같아지는데 노즐출구의 압력이 외부보다 높으면 팽창파가 생성이 된다. Fig. 3에서 보듯이 실험결과와 현 수치결과가 전체적으로 잘 일치하고 있어 유동장 계산이 타당함을 입증한다.

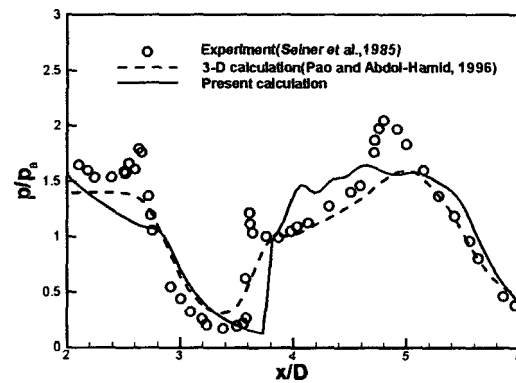


Fig. 3 Comparison of centerline pressure distribution at the location of first shock cell.

Fig. 4는 마하파와 shock-associated noise를 함께 보여주는 압력 컨투어들이다. Shock noise의 중요한 특성은 소음이 앞방향으로 전파한다는 것이다. 시간 진행에 따른 Fig 4에서 보듯이 화미하지만 명백하게 압력파가 앞방향으로 전파하는 것이 보인다. Shock noise 발생 메커니즘은 위에서 언급하였듯이 shock-cell구조와 제트전단층에 의해 생긴 거대와류의 연속적인 상호작용이다. Fig. 4의 아랫방향으로 전파되는 마하파는 완전팽창 및 불완전 팽창 제트 모두에서 발생하며 발생 메커니즘은 다음과 같다. 공기의 점성에 의해 와류가 생성이 되고, 이로 인해 와류와 와류사이에서는 강한 압력장이 생성이 된다. 강한 압력장은 근처 와류를 아랫방향으로 밀어내고

이런 와류들의 가속운동에 의해 제트유동 밖으로 마하파를 발생시킨다.

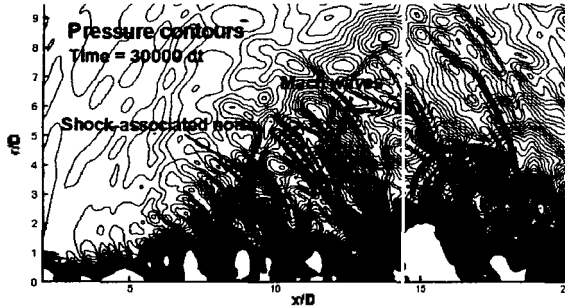


Fig 4.a Pressure contour showing Mach wave radiation and shock-associated noise. (151 levels between minimum 0.15 and maximum 0.6)

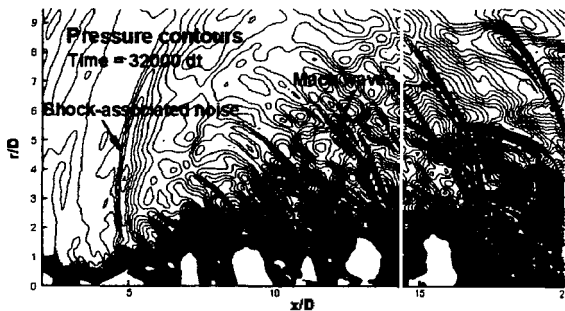


Fig 4.b Pressure contour showing Mach wave radiation and shock-associated noise

4. 결 론

본 연구에서는 C-D 노즐 내부 및 외부의 함께 고려한 과소팽창(underexpanded) 축디칭 제트유동을 해석하였다. 계산에 사용된 노즐 출구 마하수는 2, 출구에 근거한 Reynolds수는 100000이었으며 계산된 결과를 통해 소음발생 메커니즘을 규명하고 노즐 형상이 제트유동에 미치는 영향을 알 수 있었다. Shock-associated noise는 노즐 끝단에서 형성되기 시작한 shock-cell구조와 제트 전단층(jet shear layer)에 의한 거대와류의 상호작용으로 발생하고 전파특성은 앞방향임을 확인하였다. 노즐 형상에 따라 노즐 내부에 박리(separation)가 일어날 수 있음을 본

연구를 통해 경험해 보았고, 향후 연구로 박리의 유무에 따른 방사소음 변화를 해석할 것이다.

참고문헌

- [1] Tam, C. K. W., "Supersonic Jet Noise, *Annu. Rev. Fluid Mech.*," Vol. 27, 1995, pp. 17-43.
- [2] Zoppellari, E. and Juve, D., "Reduction of Hot Supersonic Jet Noise by Water Injection," AIAA/CEAS Paper 98-2204, 1998.
- [3] Mankbadi, R. P., Hayer, M.E. and Povinelli, L.A., "Structure of Supersonic Jet Flow and Its Radiated Sound," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 5, 1994, pp. 897-906.
- [4] Tam, C. K. W., and Chen, P., "Turbulent Mixing Noise from Supersonic Jets," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 9, 1994, pp. 1774-1780.
- [5] Nakamura, Y. and Yamaguchi, H., "Compressible Jet and Its Sound Emission," *Computational Fluid Dynamics JOURNAL*, Vol. 8, No. 2, 1999, pp. 250-256.
- [6] Yu, J., "Noise Field of a Supersonic Mach 1.5 Cold Model Jet," *Journal of Acoustic Society of America*, Vol. 51, No. 5, 1972, pp.1400-1410.
- [7] Norum, T. D. and Seiner, J. M., "Broadband Shock Noise from Supersonic Jets," *AIAA Journal*, Vol. 20, No. 1, 1981, pp. 68-73.
- [8] Seiner, J. M., Dash, S. M. and Wolf, D.E., "Analysis of Turbulent Underexpanded Jets, Part II: Shock Noise Features Using SCIPVIS," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 5, 1985, pp. 669-677.
- [9] Kim, Y. S. and Lee, D. J., "Essentially Non-Oscillatory Methods for Shock-Sound Interaction," *Proceedings of Third CAA Workshop on Benchmark Problems*, 1999.
- [10] Kim, Y. S., and Lee, D. J., "Numerical Analysis of Internal Combustion Engine Intake Noise with a Moving Piston and a Valve," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 241, No. 5, 2001, pp. 895-912.
- [11] Kim, Y. S., "Analysis of Radiated Noise from Internal Duct Flow and External Jet Using High-Resolution Schemes," PhD thesis, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2001.