

전산 공력음향학을 이용한 공력 소음의 가시화

이덕주[†] · 김재욱^{*} · 이인철^{**}

Visualization of Aerodynamic Noise using Computational Aeroacoustics

Duck Joo Lee, Jae Wook Kim, and In Cheol Lee

Abstract. In this paper, computational aeroacoustics (CAA) method is used for flow-noise analysis and flow-noise visualization. High order high resolution scheme of optimized high order compact is used to resolve the small acoustic quantities and large flow quantities at the same time. An adaptive nonlinear artificial dissipation model and generalized characteristic boundary condition are also used. Aeolian tone noise, cavity noise, and jet noise are investigated. The visualizations of flow-noise are successful and characteristics of noise are studied. It is observed that the propagation directivity of noise is different with that of flow. With the help of CAA method, the visualization of noise is possible.

Key Words : Computational Aeroacoustics(전산공력음향학), Noise Analysis(소음 해석), Compact Scheme(Compact 방법), Noise Visualization(소음 가시화)

1. 서 론

소음이 인간의 생활에 미치는 영향은 대단히 크다. 자동차 소음, 가전 제품 소음 등 환경 소음은 물론이고 산업 현장이나 연구 개발에 있어서도 소음은 중요한 요소로 작용해 왔다. 그렇기 때문에 소음을 저감하고자 하는 시도는 오래 전부터 연구되어 왔다. 소음을 제어하고 저감하기 이전에 우선 필요한 것은 가시화 등을 통하여 소음의 특성을 파악하는 것이다.

소음의 특성을 파악하기 위해 가장 많이 쓰이는 방법은 실험을 통한 가시화이다. 측정 장비를 이용하여 소음의 크기, 전파 방향성을 측정하여 소음을 가시화 한다. 그러나 이러한 방법은 실험 환경과 시간에 의한 제약이 있다. 최근 들어 수치 해석 기법이 발전함에 따라 실험에 의존하던 소음 특성 파악이 수치 해석을 이용하여 많은 연구가 수행되고 있다. 유동에 의해 발생하는 소음을 수치 해석적으로 해석하는 것을

CAA(computational aeroacoustics, 전산공력음향학)라고 한다. 이전부터 CFD(computational fluid dynamics, 전산유체역학)를 통해 수치해석적으로 유동을 해석하는 연구는 활발히 이루어져 왔다. 그러나 일반적으로 소음의 크기는 유동 크기의 만분의 일 크기 정도로 수치 해석적 오차보다 그 크기가 작기 때문에 낮은 차수의 수치 해석 기법을 사용하는 CFD를 통해서 소음 해석을 하는 것은 거의 불가능하다. 이러한 CFD의 한계를 극복하기 위해서 CAA에서는 CFD보다 고차, 고해상도의 수치 해석 기법을 사용하여 아주 작은 크기의 소음을 잘 해석할 수 있게 하였다. CAA 방법을 이용하면 실험에 비해 상대적으로 시간, 공간 상의 제약이 없기 때문에 소음의 가시화에 있어서도 강력한 기능을 발휘한다.

본 연구에서는 CAA 방법을 이용하여 몇 가지 경우에 대해 소음 가시화를 수행한 연구사례를 살펴보고자 한다. 실린더에 의해 발생하는 소음, 공동(cavity)에 의해 발생하는 소음, 제트에 의해 발생하는 소음에 대한 가시화 연구를 살펴보았다. 이러한 소음은 모두 간단한 형상과 조건에서 발생하는 것들이지만 각각의 경우에 대한 복잡한 소음 발생 메커니즘이나 소음의 특성을 가시화를 통해 알아볼 수 있다.

[†]한국과학기술원 항공우주공학전공

E-mail: djlee@kaist.ac.kr

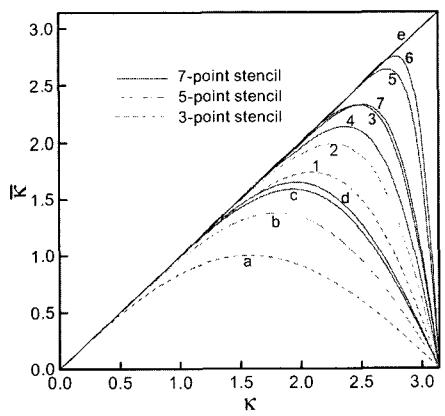
*School of Engineering Sciences, University of Southampton

**한국과학기술원 항공우주공학전공

2. 수치 해석 방법

일반적인 유동 해석 프로그램은 과도한 수치적 확산 어려로 보통 유동의 1/10000 정도의 스케일을 가지는 acoustic wave를 잘 포착하기 힘들고, 하나의 파형을 잡기 위해 많은 격자를 필요로 한다. 그러므로 앞서 언급한대로 수치적 오차가 적고, 적은 수의 격자로 파동을 잘 포착할 수 있는 고차-고해상도의 수치기법이 필요하다. 본 연구에서 사용하는 수치해석 기법은 아래의 Fig. 1에서 3번 혹은 6번에 해당하는 수치기법으로 같은 격자계를 사용하였을 경우 상대적으로 더 정확한 해상도를 나타낼 수 있다.

본 연구에서는 소음 해석을 위해, 본 연구실에서 자체적으로 개발된, 고차-고해상도의 수치 기법인 OHOC(Optimized High-Order Compact) 공간차분법⁽¹⁾과 LDDRK(Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta) 시간적분법을 사용한다. 경계에서의 음파의 비물리적 반사를 줄이고, 정확한 계산을 위한 특성치 경계조건(characteristic boundary condition)⁽²⁾, 계산의 수치적 안정성을 위한 인공점성항인 ANAD(Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation) 모델⁽³⁾ 등을 사용하여 수치해석을 수행하였다. 이러한 방법을 이용하면 정확한 유동의 해석뿐만 아니라 정확한 소음의 해석도 가능하므로 소음의 가시화를 정확하게 할 수 있다.



- a. 2nd-order central differences
- b. 4th-order central differences
- c. DRP (dispersion relation preserving) scheme
- d. exact differentiation
- e. OSOT (optimized sixth order tridiagonal) scheme
- f. OFOP (optimized fourth order pentadiagonal) scheme

Fig. 1. Maximum resolution characteristics of the optimized near-boundary compact schemes.

3. 소음의 가시화

3.1 실린더에서 발생하는 소음

실린더 주위를 흐르는 유동에 의해 발생하는 소음을 수치적으로 모사하였다.⁽⁴⁾ Fig. 2와 같이 격자계를 생성하고 실린더 뒤에서 발생하는 Karman 와류가 소음 생성과 연관이 있는 것으로 생각되므로 이를 고려하기 위해 실린더 주위에 격자계를 밀집하였다. 격자계는 원주 방향으로 201개, 반경 방향으로 101개로 구성되어 있으며 계산 영역은 실린더 지름의 40배이다. 또한 계산한 레이놀즈수는 400이며 입류의 마하수는 0.3이다.

Fig. 3은 실린더 주위의 순간적인 마하수 contour를 나타낸 것이다. 소음 생성에 관여하는 와류 훌림 현상이 실린더 뒷부분에서 잘 일어나고 있음을 알 수 있다.

Fig. 4는 순간적인 압력 contour를 나타낸 것이다.

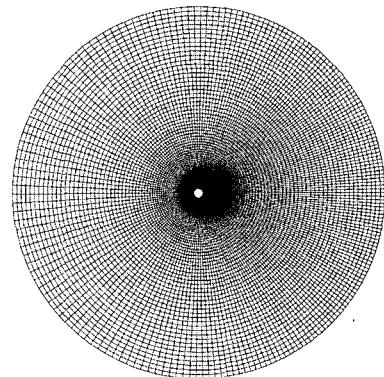


Fig. 2. Grid system for circular cylinder flow.

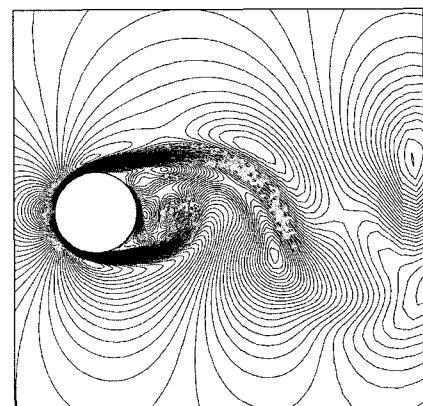


Fig. 3. Mach number contour.

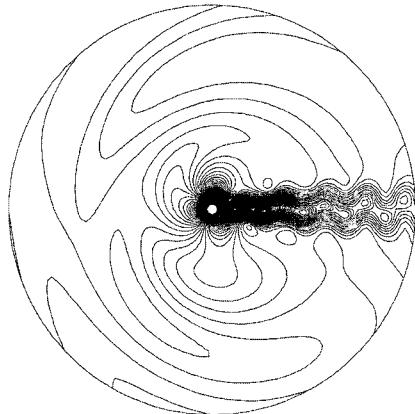


Fig. 4. Pressure contour.

그림에서 위, 아래 방향으로 소음이 방사되고 있음을 알 수 있다. 이를 통해 유동에 의해 발생하는 와류가 흘러가는 방향과, 그 와류에 의해 발생하는 소음이 방사되는 방향이 서로 다른 것을 알 수 있으며 실린더에 의한 소음원의 특성을 확인할 수 있다.

3.2 공동에서 발생하는 소음

공동의 형상과 유동 특성을 결정하는 파라미터는 Fig. 5와 같이 공동의 깊이(D), 공동의 길이(L), 공동의 leading edge에서의 boundary layer의 momentum thickness(θ), 유입류의 속도(U)이다. 이것을 무차원화하면, 깊이의 비 L/D , θ/D , freestream의 마하수(M), momentum thickness에 대한 Reynolds number ($Re_\theta = U\theta/v$)로 결정된다.

본 연구에서는 $M=0.5$, $L/D=2$, $\theta/D=1/25$, $Re_\theta=200$ 인 경우가 해석 되었으며, 이 조건에서 공동은 shear layer mode를 가진다. 위상이 다른 두 순간에서의 vorticity contours를 나타낸 Fig. 6를 보면, shear layer에서 vortex가 roll up을 하며 전파되어 downstream

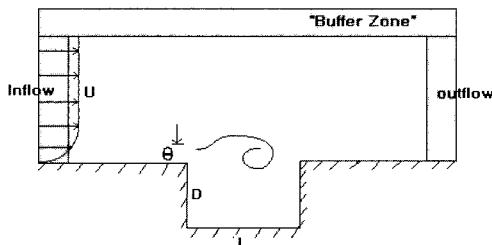
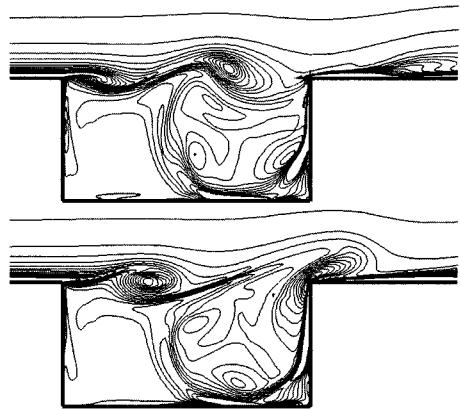


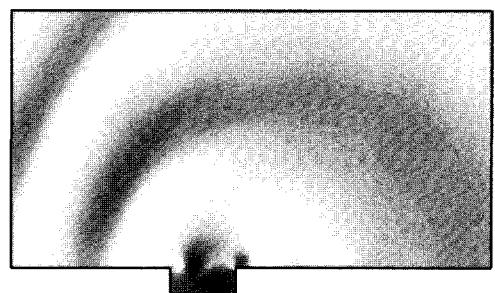
Fig. 5. Schematic diagram of cavity configuration and Computational domain.

Fig. 6. Vorticity contours at two different instants ($M=0.5$, $L/D=2$, $\theta/D=1/25$, $Re_\theta=200$).

edge에 부딪히며, cavity의 오른쪽 내부에 존재하는 vortex와 강한 상호작용을 일으키고, 주기성을 나타냄을 확인할 수 있다.⁽⁵⁾

Fig. 7은 buff zone을 제외한 전체 계산 영역에서의 pressure contour를 나타낸 것으로써, downstream edge 부근이 소음원으로 작용하여 유동의 방향에 약 145도에 해당하는 앞쪽 상방으로 가장 강하게 소음이 전파됨을 확인할 수 있다.

Fig. 8은 cross-correlation 결과이다. 파동의 전파속도가, 공동의 앞쪽, 공동의 위, 공동의 뒤쪽에서 각각 -0.52, 0.26, 1.25이며, 이것은 $(u-c)/c$, u/c , $(u+c)/c$ 에 해당한다. 유입류가 $M=0.5$ 이므로, 공동을 지나면서 mixing layer 영역에서 속도가 약 절반 정도로 줄어듬을 확인할 수 있으며, 공동의 주위에서는 가장 주요한 교란 성분이 유동이지만, 그 이외의 지역에서는 공동에서 발생한 소음이 가장 주요한 교란 성분임을

Fig. 7. Acoustic fields of entire domain($M=0.5$, $L/D=2$, $\theta/D=1/25$, $Re_\theta=200$).

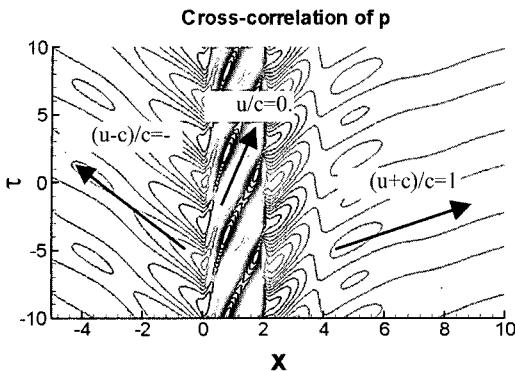


Fig. 8. Characteristic speeds of each region.

확인할 수 있다.

3.3 제트에서 발생하는 소음

초음속 제트 소음은 downstream과 upstream으로 전파된다. 초음속 제트 소음 중에서 downstream 성분은 Mach wave의 형태로 전파되고 upstream으로 전파되는 성분은 screech tone이라고 한다.

Fig. 9는 제트 마하수 1.15일 때 노즐 출구 부근의 근거리 유동장을 가시화하여 나타낸 것이다. 순간적인 밀도 contour를 나타낸 것이다. 그림에서 shock cell 구조와 mixing layer에 의해 생성되는 vortex 구조를 뚜렷이 관찰할 수 있다.

Fig. 10-11은 마하수에 따른 밀도를 나타낸 것이다. 소음 전파의 이해를 돋기 위해 각 그림의 아래 부분은 Fig. 9와 같은 shock cell 구조와 vortex 구조가 잘 관찰되도록, 위 부분은 screech tone의 전파가 잘 관

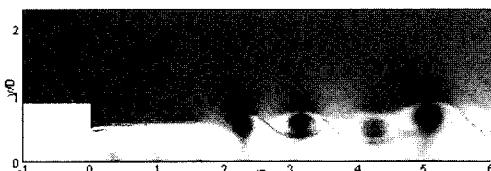


Fig. 9. 노즐 출구의 밀도 가시화.



Fig. 10. 밀도 contour ($M_j=1.08$)



Fig. 11. 밀도 contour ($M_j=1.15$).

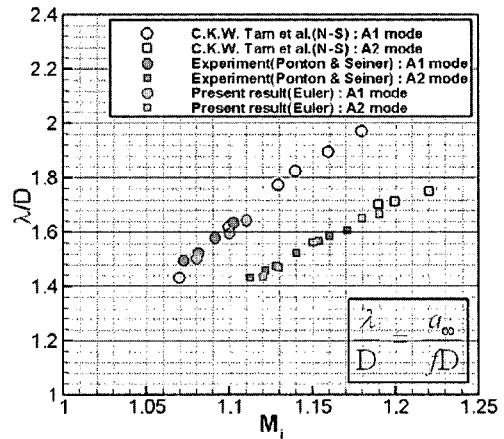


Fig. 12. Mode Change of Screech Tone.

찰되도록 가시화를 하였다.

두 그림에서 유동이 전파하는 방향과 같은 방향인 오른쪽으로 전파하는 Mach wave와 유동의 흐름과 반대 방향인 왼쪽으로 전파되는 screech tone wave 성분을 관찰할 수 있다. Screech tone 성분은, Mach wave에 비해 작은 크기이지만, 발사체 제트인 경우 발사체 내부로 전파되어 전자장치 및 발사체 자체 파괴 등으로 중요하다. 또한 upstream으로 전파되는 screech tone은 마하수가 빨라질수록 그 세기가 뚜렷해짐을 알 수 있다.

이러한 가시화를 통해 초음속 제트 소음의 정성적인 특성을 살펴보았다. 초음속 제트 소음 중 screech tone의 마하수에 따른 모드에 의한 주파수 변화를 조사해 보았다. Fig. 12에서 볼 수 있듯이 본 연구에서 소개한 CAA 방법을 이용한 결과가 다른 수치 해석 결과보다 실현 결과⁽⁷⁾와 더 잘 일치함을 알 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 고차 고해상도의 수치 해석 방법을 이용하여 소음의 가시화를 하는 연구에 대해 살펴보았다. 실린더 소음, 공동 소음, 제트 소음의 가시화를

통해 각 소음의 전파 특성을 살펴 보았고 소음의 발생 메커니즘을 살펴볼 수 있다. 이와 같이 CAA 방법을 이용하면 유동에 의한 여러 종류의 소음의 가시화가 용이함을 알 수 있다.

참고문헌

- 1) J. W. Kim and D. J. Lee, 1995, "Optimized compact finite difference schemes with maximum resolution," AIAA Journal, vol. 23, No. 5, pp. 887-893.
- 2) J. W. Kim and D. J. Lee, 1997, "Implementation of boundary conditions for optimized high-order compact scheme," Journal of Computational Acoustics, Vol. 5, No. 2, pp. 177-191.
- 3) Kim, J. W., and Lee, D. J., 2001, "Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation Model for Computational Aeroacoustics," AIAA Journal, Vol. 39, No. 5, pp. 810-818.
- 4) J. W. Kim and D. J. Lee, 2000, "Generalized characteristic boundary conditions for computational Aeroacoustics," AIAA Journal, Vol. 38, No. 11, pp. 2040-2049.
- 5) D.N. Heo, J.W. Kim, and D.J. Lee, 2003, "Study of noise characteristics of open cavity with cross-correlation analysis," AIAA paper 2003-3104, South Carolina, USA.
- 6) I.C. Lee, J.W. Kim, and D.J. Lee, 2004, "An Analysis of Screech Tone Noise and Its Mode Change of an Axisymmetric Supersonic Jet Using an Optimized Compact Scheme" AIAA/CEAS conference, UK.
- 7) C. K. W. Tam and H. Shen, "Numerical simulation of the generation of axisymmetric mode jet screech tones," AIAA Journal, Vol.36, No.10, 1998, pp. 1801-1807.