

고해상도 수치기법의 경계조건에 따른 공력음향 특성에 관한 연구

이 상 수¹, 김 재 수^{*2}THE STUDY OF AERO-ACOUSTICS CHARACTERISTICS
BY THE BOUNDARY CONDITIONS OF HIGH ORDER SCHEMES.S. Lee¹ and J.S. Kim^{*2}

The present paper focuses on the analysis of aero-acoustics characteristic by applying different four boundary conditions. The high-order and high-resolution numerical schemes are used for discrete accurate computation of compressible flow. The four boundary conditions include extrapolation, characteristic boundary condition, zonal characteristic boundary condition. These boundary conditions are applied to the computation of two dimensional circular cylinder flows with Mach number of 0.3 and Reynolds number of 400. The computation results are validated against measurement data and other computation results for the Strouhal frequency of vortex shedding, the mean drag coefficient and root-mean-square lift for the unsteady periodic flow regime. The characteristics of secondary frequency is predicted by three kinds of boundary conditions.

Key Words : Aero Acoustics, Vortex shedding, Strouhal Number, Circular cylinder, Boundary condition

1. 서 론

실린더 주위의 유동 및 소음을 예측하는 연구는 여러 산업 분야에서 다양하게 응용이 되고 있지만, 유동 현상이 복잡하고 음향학적 해석이 어려움으로 인하여 제한적인 해석만이 가능하였다. 현재까지 원형 실린더에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있지만 아직까지 명확하지 못한 부분이 있는 것이 사실이다. 원형 실린더 주위에는 벽면의 경계층 유동, 유동 박리, 후류등 다양하고 복잡한 유동현상이 존재할 뿐만 아니라 실린더 유동의 불안정성에서 발생하는 층류 및 난류 천이의 시작 영역과 3차원 유동특성에 의해 발생하는 다양한 유동현상이 나타나는 것으로 알려져 있다.

실린더 유동에서 레이놀즈수는 유동현상 및 공력소음 특성의 중요한 변수이다. Zdravkovich[1]에 의해 제안된 레이놀즈수에 따른 유동장의 특성은 다음과 같다. 레이놀즈수가

$0 < Re < 4$ 일 경우 creeping 유동이 형성되고, $4 < Re < 48$ 에서는 한 쌍의 와류가 대칭으로 형성된다. $48 < Re < 180$ 범위에서는 주기적인 와류유출(vortex shedding)이 발생하며, $180 < Re < 400$ 에서는 3차원 불안정성이 나타난다. 실린더 하류부분에서 발생하는 진동와류는 레이놀즈수 증가에 따라 불안정성이 커지게 되며, 특히 레이놀즈 응력이 증가하여 재순환 영역의 길이가 감소함과 동시에 기저압력이 증가하고, 비정상적인 힘이 발생하게 된다. 이러한 힘의 불균형은 양력 및 항력 증가의 원인이 될 뿐만 아니라 소음의 주된 원인이 된다. 실린더주위에서 방사되는 소음원은 3가지 항으로 구별되고 있다. 유동장 내에 존재하는 비정상성에 의한 사극자 소음원, 유동장 내에 있는 물체 표면에서 발생하는 응력 변동에 의한 쌍극자 소음원, 그리고 경계층 평창에 의한 단극자 소음원으로 구별할 수 있다. 유동에 의한 비정상적인 진동은 유동과 음향장간의 상호 작용에 의해 발생한다. 이러한 상호 작용을 정확하게 모사하기 위해서는 고차, 고해상도의 미분항과 장시간 계산에서도 안정적인 해를 제공할 수 있는 경계조건이 반드시 필요하다. 저 레이놀즈 유동에서 자유유동 조건을 사용하게 되면 와류처럼 강한 유동이 경계면을 통과할 때 저주파가 생성됨은 Sreenivasan[2]에 의해 알려졌다. 여기서 발생하는 진동은 진동

접수일: 2009년 5월 1일, 수정일: 2009년 6월 25일,

게재확정일: 2009년 7월 3일.

1 정회원, 한국항공우주산업(주)

2 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

* Corresponding author, E-mail: jsckim@chosun.ac.kr

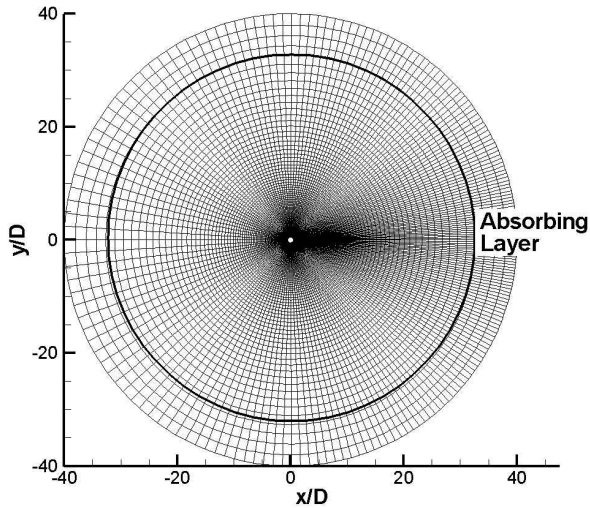


Fig. 1 Computational grids around a circular cylinder

와류에 의해 발생하는 주 진동 주파수가 아님을 확인하였다. Van Atta and Gharib[3]가 수행한 진동하는 실린더와 진동하지 않는 실린더 실험에서, 실린더의 진동모드와 와류후류가 연계되면서 공탄성적성질을 갖는 주파수는 확인하였지만, 진동이 없는 실린더에서는 와류 후류에서 발생하는 주 진동 주파수 이외의 다른 주파수는 발견되지 않았다. Sreenivasan[4]는 실험을 통하여 2차 진동 주파수가 발견 되지 않음을 증명하였다. Kamiadakis와 Triantafyllou[5]도 비압축성 실린더 유동에 대한 수치해석에서 2차 주파수를 발견하지 못하였다. 하지만, Townsend et al.[6]은 낮은 속도의 압축성 유동에서 2차 진동모드가 발생함을 발견하였고, 2차 진동모드는 계산영역의 문제가 아니라 수치적 기법에 의해 발생한다는 결론을 내렸다. Saul S. Abarbanel[7]은 원거리 경계조건 영향에 따른 2차 진동에 대하여 레이놀즈수가 80일 경우에 대하여 자유유동조건과 특성치 경계조건을 이용하여 1차 Strouhal number 및 2차 St number에 대한 수치적 연구를 수행하였다. 특히 특성치 경계조건을 사용했던 경우 2차 St Number 가 발생되지 않음을 증명하였다.

본 연구에서는 지금까지 수행되었던 유동장에 의해 발생하는 문제뿐만 아니라 고차 미분식 및 특성치 경계조건을 이용하여 음향장에서 발생할 수 있는 2차 진동수에 대한 연구를 수행하였다. 정확한 유동장 및 음향장 해석을 위해 Kim and Lee[8]가 제안한 Optimized Penta-diagonal Compact Scheme 및 수치적 안정을 위하여 인공감쇄항[9]을 사용하였다. 경계면에서 발생하는 비물리적 반사파를 최소화하는 방법으로는 격자계 확장(gird stretching), 저주파 필터링, 지배방정식에 소산항을 추가하는 방법 및 비 반사 경계조건들을 조합하는 방법을

주로 사용하였다. 본 연구에서는 유동이 경계면을 통과할 때 반사되어 나오는 음향을 효과적으로 처리하기 위하여 비반사 경계조건과 완충영역(Buffer zone) 기법을 사용하였다. 본 논문에서는 다음과 같은 경계조건에 대하여 해석을 수행하였다.

- 1) 일반적인 압축성 유동 조건
- 2) 일반적인 압축성 유동조건과 Bodony, D.J.[11] 이 제안한 Absorbing Zone을 이용한 조건
- 3) Sandberg, R.D.[10] 가 제안한 Zonal Characteristic 경계조건
- 4) 일반화된 특성치 경계조건[12] 등을 적용하여 유동장 및 음향장의 특성, 실린더 후류에서 발생하는 주 진동 주파수와 2차 진동 주파수의 유무에 대하여 분석하였다.

2. 지배 방정식과 수치기법

2.1 지배방정식과 수치기법

일반 좌표계로 변환된 2차원 비정상 압축성 Reynolds Averaged Navier-Stokes 방정식을 사용하였고, 이 때 지배방정식은 아래와 같다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} = \frac{\partial \hat{E}_V}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_V}{\partial \eta} \quad (1)$$

\hat{Q} 는 무차원 보존형의 유량함수 벡터(Conservative Flow Variable Vector)를 나타내며, $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ 는 각 방향의 비점성 유량벡터(Inviscid Flux Vector)이고, $\hat{E}_V, \hat{F}_V, \hat{G}_V$ 는 각각의 점성유량벡터(Viscid Flux Vector)를 나타낸다. 본 연구에서 사용한 고차, 고해상도 수치기법은 공간에서 4차 정밀도를 가지고 있는 OHOC (Optimized High-Order Compact) 수치기법이다. 수치 미분을 구하기 위한 방법은 다음과 같은 7 격자점을 이용한 내재적 방법에 의해 구한다. 각각 사용된 계수는 참고문헌[8]과 같다.

$$\begin{aligned} & \beta f'_{i-2} + \alpha f'_{i-1} + f'_i + \alpha f'_{i+1} + \beta f'_{i+2} \\ & = \frac{1}{h} \sum_{n=1}^3 a_n (f_{i+n} - f_{i-n}) \end{aligned} \quad (2)$$

고차, 고해상도의 높은 정확도를 유지하기 위해서 시간 차분법도 4차 정밀도의 Runge-Kutta 방법을 사용하였다. OHOC 기법이 공간에 대해서 높은 해상도를 얻을 수 있으나, 중앙차분의 특성을 가짐으로 인하여, 전방차분법(Upwind Scheme)처럼 파의 전파특성을 정확히 모사하지 못함으로 인해 소산오차와 확산오차가 발생하고 이는 수치 안정성에 크게 영향을 준다. 이 오차를 줄여 해의 안정성을 높이기 위하여 Kim & Lee[9]가 제안한 적응 비선형 인공감쇄모델(Adaptive Nonlinear

Artificial Dissipation Model)을 사용하였고, 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} - \left(\frac{\partial \hat{E}_V}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_V}{\partial \eta} \right) = \hat{D}_{i,j}^\xi + \hat{D}_{i,j}^\eta \quad (3)$$

2.2 격자계 및 경계조건

격자계는 Fig. 1 와 같은 ‘O’형 격자계를 사용하였고, 계산 영역은 실린더 중심으로부터 전체 영역을 직경 D의 40배로 설정하였고, 후류 부분의 정확한 모사를 위하여 격자를 밀집 시켜 주었으며 격자계수는 201×131을 사용하였다. 본 연구에서는 경계조건이 음향장에 미치는 영향을 알아보기 위하여 Table 1 과 같은 조건에 대하여 수치해석을 수행하였다. Case1 은 입류 조건에서 압력에 대한 외삽조건을 적용하였으며, 출류에서는 대류경계조건과 자유유동압력조건을 적용하였다. Case2는 경계면에서 Case1 조건과 완충지역을 적용하여 수치 해석을 수행 하였으며, Case3과 Case4는 각각 Zonal 특성치 경계조건과 특성치 경계조건을 적용하였다.

2.2.1 흡수층(Absorbing layer)

경계면에서 발생하는 비 물리적인 음향반사를 제거하기 위하여 특성치 경계조건을 적용하여 계산을 할 경우 공간 차분의 정확도가 감소하면서 발생하는 오차들로 인하여 평균 압력이 증가 또는 감소하게 되어 결국 발산하게 된다. 경계면에서 음향반사를 줄이기 위하여 Bodony[11]이 제안한 완충영역(흡수층)을 적용하였다. Fig. 1는 완충지역을 나타낸 그림으로 경계면 근처의 여러층을 설정하여 물리량에 대하여 평균값을 이르게 하는 방법으로 식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} - \frac{\partial \hat{E}_V}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_V}{\partial \eta} = \sigma(q - q_{ref}) \quad (4)$$

$$a(x) = A \left(\frac{x - x_1}{x_2 - x_1} \right)^n$$

여기서 q, q_{ref} 는 계산영역에서의 물리량과 유지해야 할 평균 물리량이다 $A = 2.5, n = 1, x_1, x_2$ 는 각각 완충영역의 시작과 끝을 나타내는 변수이다.

2.2.2 특성치경계조건

아음속에서 음향파가 $U+c$ 의 속도로 전파해 가면서 경계면에 도달했을 때 2개의 반사파가 발생한다. 첫 번째는 $U-c$ 의 속도로 들어오는 물리적인 반사가 발생하고 두 번째는 수치적으로 발생하는 반사파가 발생해서 수치적 에러를 발생시키게 된다. 본 연구에서는 경계면에서 수치적으로 발생

하는 비 물리적인 반사를 줄이기 위하여 Kim, J.W. 등[12]이 제안한 특성치 경계 조건을 사용하였다. 고유값에 따라 입류, 출류 조건 및 벽면 조건에 특성치 경계조건을 적용하였다.

2.2.3 Zonal 특성치경계조건

와류와 같은 높은 에너지구조를 가지고 있는 유동이 벽면을 빠져나가게 되면 비 물리적인 반사파가 발생한다. 이러한 반사파가 최소화가 되어 계산영역에 영향을 미치지 않게 하기 위해서는 비 물리적인 도메인이 필요하다. 본 논문에서는 Sandberg, R.D. & Sandham, N.D.[10]이 연구한 zonal characteristic 경계조건을 적용하였다. 이는 기존의 local characteristic 경계조건을 바탕으로 개발된 방법으로 기존의 특성치 경계조건에 비하여 비교적 쉽게 적용 할 수 있는 장점을 가지고 있다. 특성치의 파동방정식의 특성은 고유 속도에 따라서 음향, 와류, 엔트로피 등이 들어오거나 나가게 된다. $\lambda_i = u - c$ 의 속도를 갖는 특성치 값은 다른 4개의 항과는 반대방향으로 계산 영역 안으로 들어오게 된다. $\lambda_i < 0$ 일 경우 아래와 같은 식을 적용하게 되면 특성파의 크기가 점점 작아지면서 비 물리적인 반사를 감소시킨다.

$$\tilde{L}_i = g(x) \cdot L_i$$

$$g(x) = 0.5 \left\{ 1 + \cos \left[\frac{\pi(x - x_s)}{(x_e - x_s)} \right] \right\} \quad (5)$$

x_s : 완충영역이 시작되는 지점
 x_e : 완충영역이 끝나는 지점

2.3 병렬처리

고차 및 고해상도 기법을 이용한 소음해석은 많은 격자계와 장시간 계산이 요구된다. 따라서 코드의 최적화 및 병렬화가 필요하다. 병렬처리 기법으로는 공유메모리를 이용하고 상대적으로 쉽게 프로그램을 작성 할 수 있는 OpenMp 방법과

Table 1 Comparison of Far-field boundary conditions

Case	Inflow Conditions	Outflow Conditions
1	외삽압력 조건	대류경계와 자유유동압력
2	외삽압력 조건+Absorbing Layer	대류경계와 자유유동압력+Absorbing Layer
3	Zonal characteristic boundary condition + Absorbing Layer	Zonal characteristic boundary condition + Absorbing Layer
4	Characteristic boundary condition + Absorbing Layer	Characteristic boundary condition + Absorbing Layer

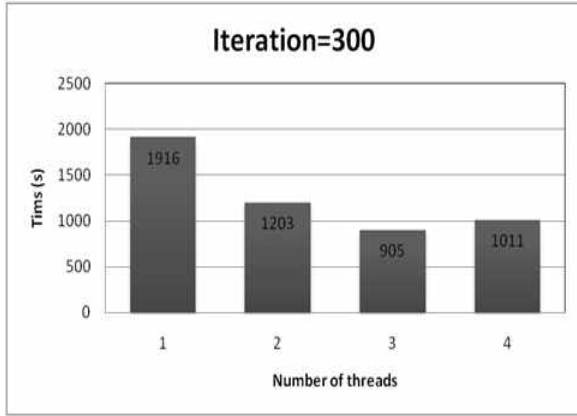


Fig. 2 Result for OpenMP performance

각 프로세스 마다 독립된 메모리를 가지고 프로세서 사이에 통신을 하는 MPI 방법 등이 주로 사용되고 있다. 본 연구에서 사용한 OpenMP는 스레드(thread)를 기반으로 하는 공유메모리 프로그래밍 모델이며, 기존의 코드에 간단한 지시어만으로 병렬처리 프로그램을 작성할 수 있다. OpenMP의 성능을 시험하기 위하여 스레드(threads) 수 별로 계산을 해 보았다. 순차 코드에 비해서 스레드 4개를 사용했을 경우 2.1배 정도의 계산시간이 향상됨을 Fig. 2를 통해서 볼 수 있었다. 스레드가 8개 일 경우는 오히려 계산시간이 4개에 비해 더 소모됨을 알 수 있는데, CPU간 통신량 부하로 성능이 저하되는 것으로 생각된다.

3. 결과 및 토의

3.1 스트롤(Strouhal) 수 및 2차 진동 주파수

Table 2는 본 연구에서 수행한 $Ma = 0.3$ 이고, $Re_{\infty} = 400$ 에서 경계조건에 따른 스트롤 수 ($St = fD/U_{\infty}$) 및 2차 진동 주파수 발생여부를 타 논문의 수치해석결과 및 실험치와 비교하였다. 현재 스트롤 수에 대한 결과는 비교적 실험 및 타 수치해석결과와 일치함을 볼 수 있다. 본 연구에서 수행하고자 하였던 2차 진동 모드는 4가지 경계 조건 중 원시변수 경계조건을 적용한 Case1과 Case2 경우에 대해서만 발생하였다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 Case1과 Case2에서는 2차 진동모드가 각각 0.038, 0.052에서 발생함을 볼 수 있다. 2차 진동은 물리적인 현상에서 발생하기보다는 경계면에서 비물리적 반사를 정확하게 처리하지 못함으로써 수치적 진동이 발생하고, 계산 영역 전체에 영향을 준다. 현재 계산 결과 중 Kim & Lee[12]가 제안했던 특성치 경계조건(Case4)을 적용했을 경우 스트롤 수가 실험치와 가장 잘 일치하였고 경계면에

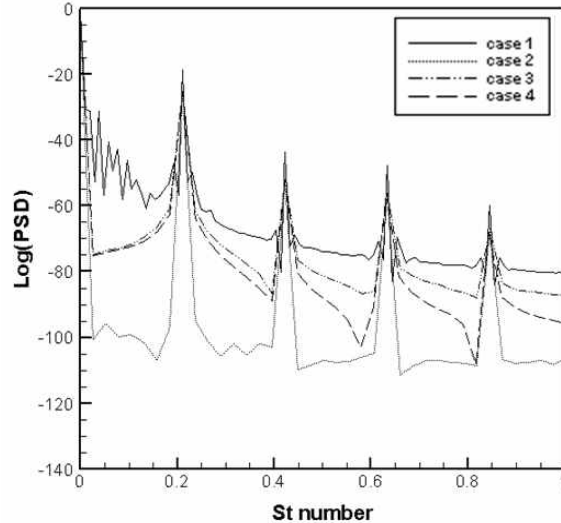


Fig. 3 Frequency spectrum of pressure

서 2차 진동 주파수 또한 발견되지 않았다. Case3조건에서도 스트롤 수가 실험치에 비해 0.01 정도 큰 값을 가지고 있지만, 2차 진동모드가 발견되지 않았음을 볼 수 있었다. 타 수치 해석 결과[14,15]는 공간에 대해서 2차 정확도 기법을 적용한 반면 본 연구와 Kim & Lee[12]에서 사용한 수치 방법은 4차의 정확도 및 인공감쇄항이 적용됨으로써 보다 더 정확한 결과를 주고 있는 것으로 생각된다.

3.2 양력계수 및 항력 계수 변화

Table 3은 특성치 경계조건을 사용했을 때 유동이 주기정상상태에 이르렀을 때의 평균항력계수, 항력계수진폭, 양력계수진폭, 평균양력계수의 RMS 값이다.

Fig. 4는 시간에 따른 양력 계수 및 항력 계수 변화를 나

Table 2 Comparison between experiment and numerical computation results

Case	Strouhal number
Kim & Lee [12]	0.211
Experiment [13]	0.21 ± 0.005
Williamson [14]	0.206
Jordan [15]	0.200
Present (Case1)	0.2114
Present (Case2)	0.2112
Present (Case3)	0.2114
Present (Case4)	0.2106

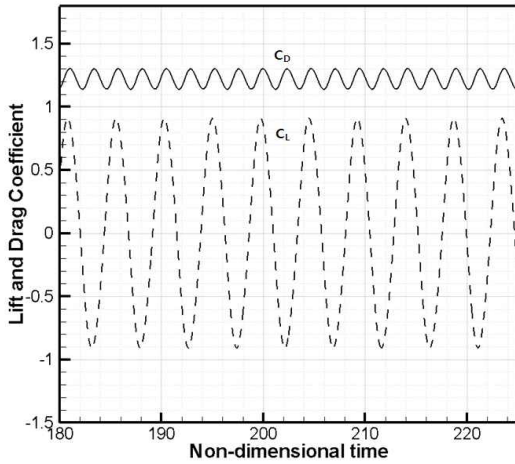


Fig. 4 Lift and Drag coefficients of a circular cylinder

타낸 것으로 일정한 시간을 지나면서 주기적인 변동이 나타남을 확인할 수 있다. 또한 양력 계수 변화 값이 항력 계수 값보다 변동이 크게 나타남을 볼 수 있다. 본 연구의 수치결과와는 Jordan[15]의 결과와 차이가 있지만, 평균항력계수 값 및 평균양력계수의 RMS 값은 실험값과 더 일치한 결과를 얻을 수 있었다.

3.3 실린더 주위 및 경계조건에서 압력변화 특성

Fig. 5와 Fig. 6은 실린더를 기준으로 상방의 1D 및 15D 거리 지점에서 원거리 경계조건에 따른 압력변화의 주기적 특성을 보여 주고 있다.

특성치 경계조건 및 완충지역을 적용한 (c) Case3과 (d) Case4의 경우는 압력 섭동이 주기적으로 일정하게 유지됨을 알 수 있으나, 경계면에서 원시조건을 사용한 (a) Case1의 경우와 (a) 조건에 완충지역을 함께 적용한 (b) Case2의 경우에서는 저주파가 발생함을 확인하였다. 실린더 주위(1D)에서도 저주파가 발생하는 현상은 경계조건에서 발생한 수치적인 오차로 인하여 계산 영역 전체의 해에 영향을 주는 것으로 판단된다.

3.4 음향파의 전파(Acoustics propagation)

Fig. 7과 Fig. 8은 경계조건에 따른 음향파의 전파특성을 보기 위하여 압력 및 밀도 선도를 그렸다. 그림에서 볼 수 있듯이 (a) Case1을 제외한 다른 경계조건은 경계면 근처에서 비 물리적인 반사가 일어나지 않고, 실린더 후류의 주기적인 유동으로 인해 발생하는 압력 교란 및 밀도가 원거리까지 잘 전파되고, 경계면에서 큰 압력 교란 없이 안정적으로 빠져나감으로써 수치 계산이 잘 진행되었음을 확인할 수 있다. 또

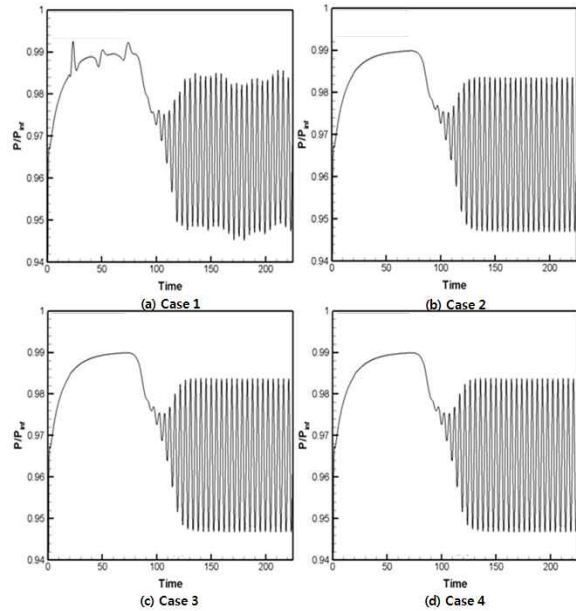


Fig. 5 Acoustics pressure signal at the point of 1 diameter distance from the wall

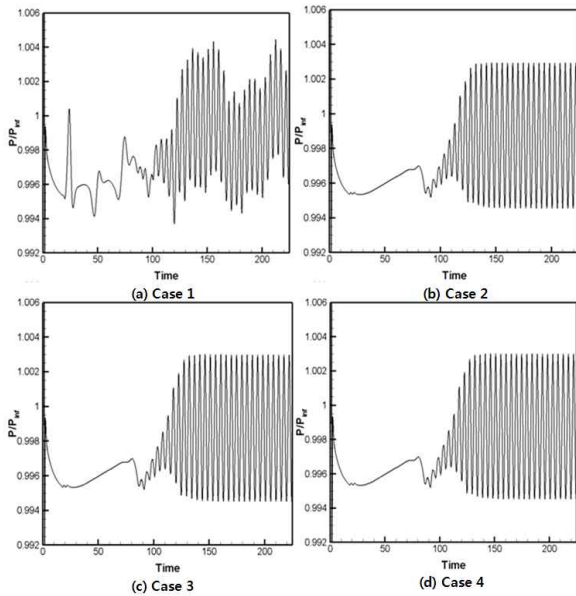


Fig. 6 Acoustics pressure signal at the point of 15 diameters distance from the wall

한, 전방 방향으로의 주기적 압력파의 전파가 명확히 발생하는 것을 볼 수 있다. (a) Case1은 경계면에서 심한 반사파가 발생하여 계산영역으로 유입되면서 압력 변화에 상당한 영향을 미치게 됨을 압력 및 밀도 선도를 통하여 확인할 수 있다.

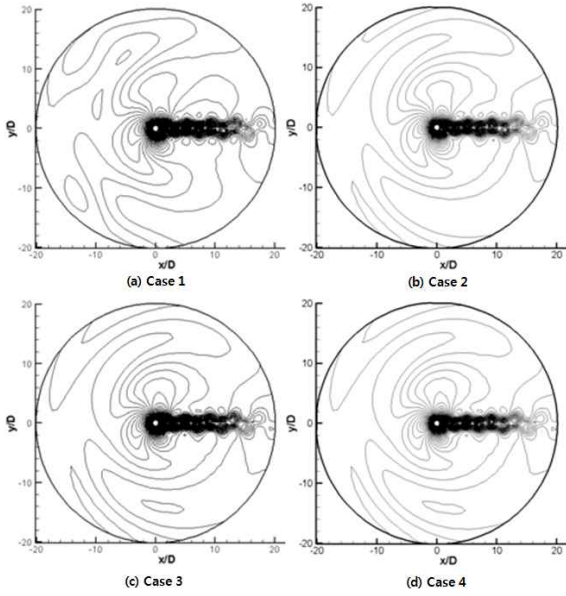


Fig. 7 Contour of dipole sound field according to the far-field boundary conditions

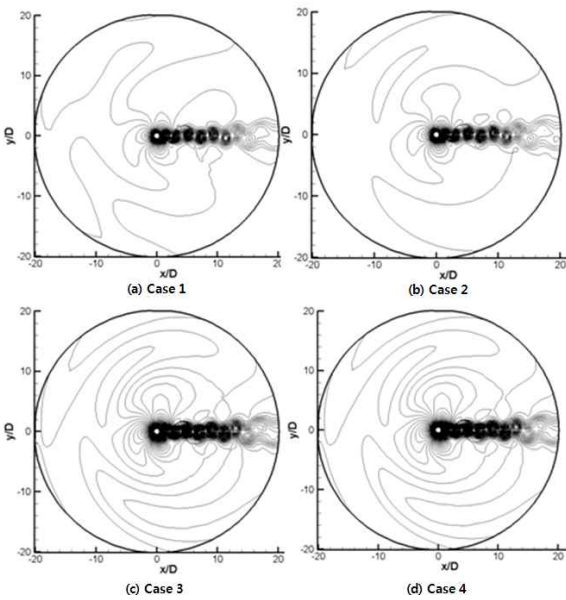


Fig. 8 Contour of density field according to the far-field boundary conditions

(b) Case2의 경우 압력 선도는 특성치 경계조건과 유사하나, 밀도선도는 원거리까지의 전파가 정확하게 묘사되지 않는데, 이는 경계면에서 발생하는 비 물리적인 반사가 발생하여 계

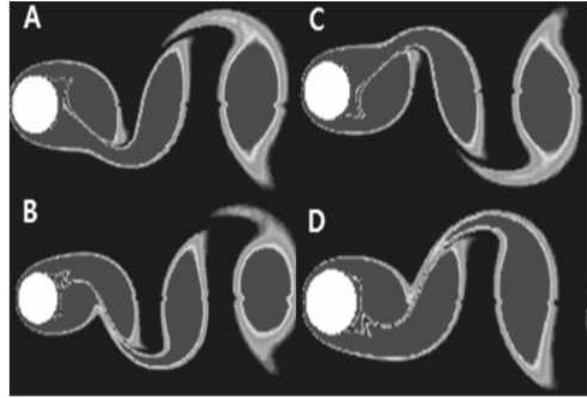


Fig. 9 Instantaneous vorticity contour at T/4,2T/4,3T/4,4T/4

산 영역에 영향을 주는 것으로 생각된다. (c) Case3과 (d) Case4의 특성치 경계조건은 경계면에서 비 물리적인 반사파를 잘 억제하고, 음향파가 원거리까지 잘 전파됨을 확인할 수 있었다.

3.4 와류유출(vortex shedding)과 공력소음

Fig. 9는 한 주기 동안의 와류유출을 보여 주고 있다. 벽면에서 와류 발생 형태를 보면, 1차 와류(primary vortex)가 발생하여 강하게 발달하여 하류(downstream)로 흘러가면서, 벽면에서 2차 와류(second vortex)가 발생하는 것을 볼 수 있다. 이 2차 와류는 반대측의 1차 와류(primary vortex)를 강하게 밀어내고, 소멸되면서 원래의 1차 와류를 후류로 유출 되도록 하는 것을 볼 수 있다. 이러한 과정은 Karman 와류의 주기적 특성을 잘 보여주고 있으며, 유동이 하류로 흘러가면서 와류의 강도가 소산되는 현상 또한 잘 보여 주고 있다. Fig. 10은 실린더 후류에서 발생하는 와류가 상하면으로 교대하면서 떨어져 나갈 때의 양력 및 항력 계수의 상관 관계를 나타내는 그림이다. 시점 A에서는 실린더 후면에서 와류가 형성되고, 최소 항력계수가 발생한다. 음향장 또한 Fig. 12에서 볼 수 있듯이 원거리까지 반사파가 없이 잘 흘러감을 확인할 수 있다. 시점 B는 벽면 상류에서 와류가 떨어져 가면서 최대 항력계수가 발생하지만 양력계수는 시점 D와는 반대로 최소값이 된다. 와류에 의한 양력 및 항력의 섭동 변화는 이극자 소

Table 3 Comparison between computation and measurement for mean drag coefficient, R.M.S value of lift coefficient and amplitude of lift, drag coefficient

Case	$\overline{C_D}$	ΔC_d	ΔC_l	$\overline{C_L^{1/2}}$
Jordan [15]	1.23	0.07	0.75	-
Experiment [13]	1.2±0.1	-	-	0.6±0.1
Present(Case4)	1.214	0.081	0.908	0.632

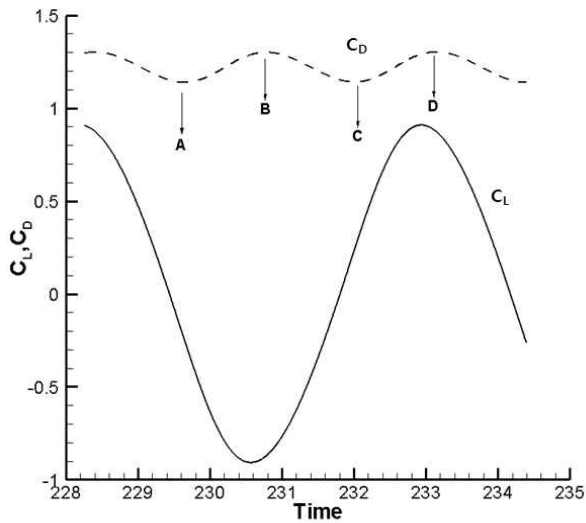


Fig. 10 A cycle of vortex shedding

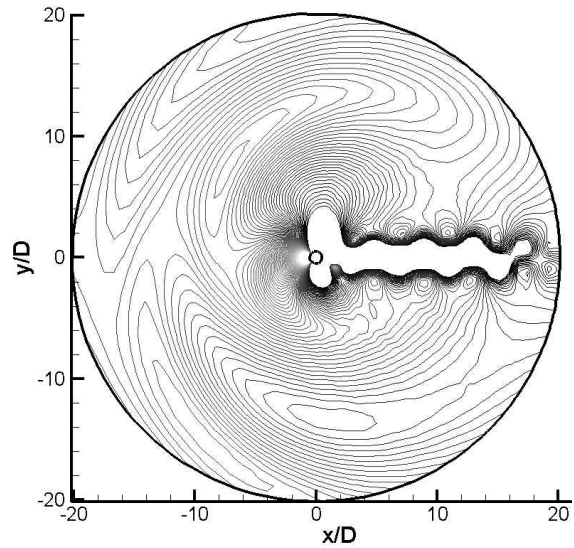


Fig. 12(a) Contour of dipole sound field at bottom shed (A point in Fig. 10)

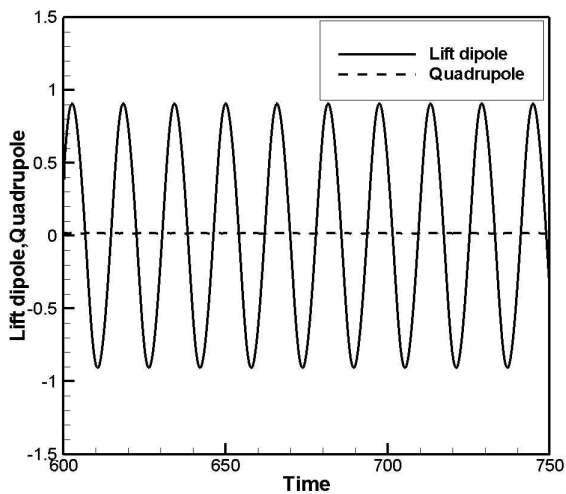


Fig. 11 Comparison of dipole and quadrupole sound amplitude

음원을 유발시킴을 Fig. 10을 통하여 확인할 수 있다. 시점 C에서는 와류가 떨어져가고 일정시간이 지나면서 최소 항력값을 유지하게 된다. 시점 D는 실린더 뒷면의 벽면 하류에서 와류가 떨어져 나갈 때 최대 항력 계수가 발생하고 양력계수 또한 최대값에 도달함을 알 수 있다. 마찰력과 압력에 기인한 시간 변화에 따른 주기적인 진동 유형을 가지게 되고 이러한 변동은 실린더 표면에서 이극자(Dipole) 공력소음을 유발시키는 주된 소음원이 되는 것으로 생각된다. Fig. 11는 사극자 소음원을 지배하는 레이놀즈 응력 변화량을 나타낸 것으로 양,

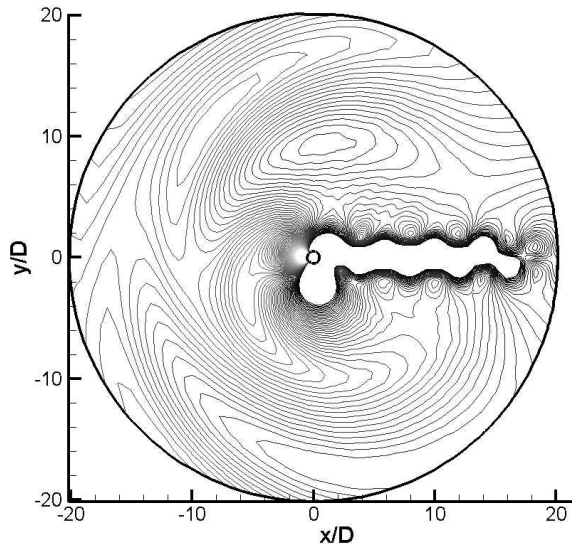


Fig. 12(b) Contour of dipole sound field at top shed (B point in Fig. 10)

항력에 비해 변화량이 작음을 볼 수 있다. Fig. 12(a)와 (b)는 와류유출에 의한 이극자 공력 소음장을 보여주고 있다. 실린더 표면에서 발생하는 주기적인 와류유출에 의한 이극자 소음(Dipole)은 사극자 소음(Quadrupole)에 비해 상대적으로 크음을 알 수 있다. 이로써 실린더 유동에서는 이극자 소음 특성이 지배적임을 알 수 있다.

5. 결 론

경계조건에 따른 음향장 특성을 분석하였다. 계산영역이 충분히 설정되지 않은 상태에서, 원시변수에 대한 외삽조건 방법(Case1)을 사용했을 경우에는 경계면에서 반사파가 발생하게 되고, 이러한 비 물리적인 반사는 계산영역내의 유동장 및 음향장에 영향을 미칠 뿐만 아니라 수치적인 오차로 인한 2차 진동 모드가 나타남을 확인하였다. 원시 변수 조건과 완충영역 기법을 동시에 사용할 경우 계산 영역 내에서 압력 섭동이 일정하게 유지 되지만, 입, 출류 및 벽면 조건에서 입류와 출류에 대한 정보가 정확하지 않아 음향장이 정확하게 묘사되지 않음을 확인하였다. 특성치 경계조건 및 완충영역 기법(Case3과 Case4)을 사용할 경우에는 2차 진동 모드가 발견되지 않았을 뿐만 아니라 원형 실린더 주위의 Karman 볼텍스에 의해 발생하는 양력, 항력 및 레이놀즈 스트레스의 섭동에 의한 유동장 및 음향장, 스트롤 수가 실험결과 및 다른 수치 계산 결과와 잘 일치함으로써 실린더 주위의 공력음향이 잘 묘사됨을 확인하였다. 고차, 고해상도 기법을 이용하여 음향장을 묘사할 경우 안정된 해를 제공할 수 있는 특성치 경계조건이 필요함을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2008년도 조선대학교 학술연구비의 지원을 받아 연구되었음.

참고문헌

- [1] 1997, Zdravkovich, M., "Flow Around Circular Cylinders," Oxford Science Publication, Vol.1.
- [2] 1985, SREENIVASAN, K.R., "Transition and turbulence in fluid flows and low-dimensional chaos," In *Frontiers in Fluid Mechanics*, pp.41-67.
- [3] 1987, Vanatta, C.W. and GHARIB, M., "Ordered and chaotic vortex streets behind circular cylinders at low Reynolds numbers," *J. Fluid Mech.* p.174, pp.113-133.
- [4] 1989, Sreenivasan, K.R., "Whither turbulence? Remarks on the 'dynamical systems approach' to the turbulence problem," *In turbulence at Cross Roads*.
- [5] 1989, Karniadakis, G.E. and Triantafyllou, G.S., "Frequency selection and asymptotic states in laminar wakes," *J. Fluid Mech.*, pp.199,441-469.
- [6] 1987, Townsend, J.C., Rudy, D.H. and Sirovich, L., "Computation and analysis of a cylinder wake flow," *In Forum on Unsteady Flow Separation., ASME*, pp.165-174.
- [7] 1990, Abarbanel, S.S., "Secondary frequencies in the wake of a circular cylinder with vortex shedding," *ICASE report*, No.90-16.
- [8] 1996, Kim, J.W. and Lee, D.J., "Optimized Compact Finite Difference Schemes with maximum Resolution," *AIAA Journal*, Vol.34, No.5, pp.887-893.
- [9] 1999, Kim, J.W. and Lee, D.J., "Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation Model for Computational Aeroacoustics," *3rd CAA Workshop on Benchmark Problems*, USA, November.
- [10] 2006, Sandberg, R.D., Jones, L.E. and Sandham, N.D., "A Zonal characteristic boundary condition for numerical simulations of aerodynamic sound," *ECCOMAS CFD*.
- [11] 2006, Bodony, D.J., "Analysis of Sponge Zones for Computational Fluid Mechanics," *Journal of Computational Physics*, Vol.212, No.2, pp.681-702.
- [12] 2000, Kim, J.W. and Lee, D.J., "Generalized characteristic boundary conditions for computational Aeroacoustics," *AIAA Journal*, Vol.38, No.11, pp.2040-2049.
- [13] 1986, Blake, W.K., "Dipole sound from Cylinders," *Mechanics of Flow induced Sound and Vibration, 1st ed.*, Academic Press, New York, Vol.1, pp.219-287.
- [14] 1996, Williamson, C.H.K., "Three-dimensional wake transition behind a cylinder," *J. Fluid mech.* pp.328-345.
- [15] 1972, Jordan, S.K. and Fromm, J.E., "Oscillatory Drag, Lift, and torque on a Circular Cylinder in a Uniform Flow," *Physics of Fluids*, Vol.15, No.3, pp.371-376.