

대와류모사법을 이용한 원주 주위의 공력소음 특성에 관한 기초연구

모장오* · 이영호**†

A Basic Study on the Aero-acoustic Noise Characteristics around a Circular Cylinder Using the Large Eddy Simulation

Jang-Oh Mo*, Young-Ho Lee**†

Key Words : Large Eddy Simulation(LES, 대와류모사법), Aero-acoustic Noise(공력소음), Strouhal Number (스트로우할 수), Ffowcs-Williams and Hawkings Model(FW-H 모델)

ABSTRACT

As a basic study of the aero-acoustic noise, large eddy simulations were carried out for a fixed circular cylinder at Reynolds number($Re=9.0 \times 10^4$) using commercial CFD code, FLUENT. The subgrid-scale turbulent viscosity was modeled by Smagorinsky-Lilly model adapted to structured meshes. The results of LES analysis showed that time-averaged value, $\overline{C_D}$ was approximately 1.47 which was considerably adjacent with the experimentally measured value of 1.32 in comparison with the results of two-equation turbulent models performed by previous researchers. It was observed that there were the very small acoustic pressure fluctuations with the same frequency of the Karman vortex street. In conclusion, the analysis of LES provided the improved results in the prediction of drag and lift coefficient in addition to acoustic pressure distribution than two other turbulent models.

1. 서 론

원주를 지나는 유동에 의한 소음은 물리적으로는 물체표면으로부터의 주기적인 유동박리로 인한 비정상 하중의 변화 때문에 발생한다. 주기적으로 유동박리 영역에서 와류가 물체의 위아래 영역에서 교차적으로 와류의 형태로 후류로 움직이게 되고, 이러한 주기적인 와류 흘림 때문에 전체유동장은 기본적으로 비정상유동 특성을 갖는다. 이에 따라서 실린더 표면의 주기적인 양력 및 항력의 변화가 발생하여 이것이 원거리에 소음의 형태로 방사하게 된다. 원형 실린더에 대한 공력소음의 연구는 1955년 Curle에 의해 그 토대가 마련된 이후로 다양한 방법으로 진행되었다. J. C. Hardin et al.⁽¹⁾은 유동은 유동함수 와류법으로 계산하고, 그 유동결과를 바탕으로 하여 계산한 소음예측이 기존의 소음이론식에 의한 해석결과와 일치함을 보였다. O. Mochizuki et al.⁽²⁾은 실험적

으로 두 원형 실린더 사이의 거리에 따른 소음자료를 분석하여 실린더의 사이 거리와 소음 피크치 간의 상관관계를 밝혔다. W. J. Huang⁽³⁾은 난류모델을 이용한 에어포일 주위의 유동해석을 수행하였고, Curle's 방정식을 이용하여 소음을 계산하였다. 최근에는 J. W. Kim et al.⁽⁴⁾이 Optimized Compact 방법을 사용하여 실린더 주위의 소음을 별도의 소음식을 적용하지 않고 유동해석을 통하여 직접 계산하였다.

본 연구에서는 공력소음에 대한 기초연구로서, 1996년 미국 텔러해시(Tallahassee)에서 개최된 Second Computational Aeroacoustics Workshop의 benchmark problem으로 선정된 2차원 원주를 대상으로 상용코드인 FLUENT에서 제공하는 대와류모사법(Large Eddy Simulation, 이하 LES)을 이용하여 원주의 유동특성 및 음파의 전파과정을 해석하였다. 또한 원주 유동에서 발생하는 공력소음은 LES 해석결과와 Lighthill⁽¹⁾의 파동방정식에서 출발한 음향학적 상사식인 Ffowcs Williams and Hawkings Model (이하 FW-H 모델)을 이용한 복합방법으로 원주 주위의 공력소음을 예측하고 실험값과 비교 분석하였다.

* 한국해양대학교 해양에너지 전문인력양성사업단

** 한국해양대학교 기계·정보공학부

† 교신저자, E-mail : lyh@hhu.ac.kr

2. 공력소음 모델

2.1 FW-H 모델

공력소음에 대한 최초의 이론적 연구는 1951년 Sir M. James Lighthill⁽⁵⁾의 논문에서 볼 수 있다. 그는 공간상에 분출하는 Jet의 소음에 대한 기본적인 파동방정식을 유도했으며 1955년 N. Curle⁽⁶⁾은 공간상에 정지하는 물체가 존재할 경우에 공력소음을 계산할 수 있도록 확장시켰다. 그리고 1969년에 J.E. Ffowcs Williams와 D. L. Hawkings에 의해 공간상에서 회전운동과 같이 움직이는 물체가 있는 경우에도 공력소음을 계산할 수 있도록 Ffowcs Williams-Hawkings⁽⁷⁾식이 완성되었다.

질량 및 운동방정식에 움직이는 표면을 고려하면 다음과 같은 식 (1)의 FW-H 모델 식으로 표현이 되며, 우변의 첫째 항은 Lighthill 방정식의 생성항처럼 변동하는 레이놀즈 응력에 의한 소음인 사극소음원이며, 둘째항은 물체표면에 의해 유체에 작용하는 단위면적당 이극소음원 강도들의 분포에 의한 소음을 나타낸다. 셋째항은 물체 표면 수직방향 가속도에 의한 단극소음원의 기여를 나타낸다.

$$\frac{1}{a_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\} - \frac{\partial}{\partial x_i} \{[P_{ij} n_j + \rho u_i (u_n - v_n)] \delta(f)\} + \frac{\partial}{\partial t} \{[\rho_0 v_n + \rho (u_n - v_n)] \delta(f)\}$$

$$T_{i,j} = \rho u_i u_j + P_{i,j} - a_0^2 (\rho - \rho_0) \delta_{i,j} \quad (1)$$

여기서,

p' = 원방에서의 음압 ($p' = p - p_0$)

a_0 = 원방에서의 음속

u_i = 물체 미소표면에서 각 방향 유체 국부속도

u_n = 물체 미소표면의 수직 유체 국부속도

v_i = 물체 미소표면의 각 방향 속도

v_n = 물체 미소표면의 수직 방향 속도

$\delta(f)$ = Dirac delta function

$H(f)$ = Heaviside function

$T_{i,j}$ = 라이트힐 응력 텐서

$P_{i,j}$ = 압축 응력 텐서

Green Function의 $\delta(g)/4\pi r$ 를 이용하면 FW-H 모델 식 (1)의 일반해는 단일소음원, 이극소음원 그리고 사극소음원 항으로 표현된다. Ma 수가 작은 경우 사극소음원이 공력소음에 미치는 영향은 작다고 알려져 있으므로 본 연구에서는

사극원에 대한 영향은 고려하지 않았다.

2.2 공력소음 발생 메커니즘

원주주위의 공력소음 발생 메커니즘을 Fig. 1에 도식화하였다. 원주표면을 지나가는 유동은 원주 앞부분에서 부착류(attached flow)를 형성하다가 특정위치 이후에 천이가 되면서 박리가 발생하기 시작한다. 천이가 되는 특정위치는 물체 형상에 따른 압력구배, 유동의 난류강도, 벽면 거칠기, 마하수 등에 달라진다고 알려져 있다.⁽⁸⁾ 박리가 된 이후, 원주 후류에서는 크고 작은 와 흘림(vortex shedding)에 의해 원주에 맥동적인 반력을 유도하여 방사되는 소음이 이극자 소음원(dipole source)이 된다. 또한 유동박리가 진행되면서 증폭된 크고 작은 에디(eddy)들의 교란과 소산에 의해 방사되는 소음이 사극자 소음원(quadrupole source)이 된다.

2.3 소음원의 분류

파동방정식의 소음원은 단극자, 이극자, 사극자가 있으며, 이들의 성질을 Table 1에 정리하여 나타내었다. 단극자는 물체의 주입에 의한 질량변동률에 의해서 발생되며 소음은 전 방향으로 전파하는 특징을 보인다. 사이렌이나 자동차 배기 가스 같은 경우가 단극자항에 해당된다. 이극자는 벽면에

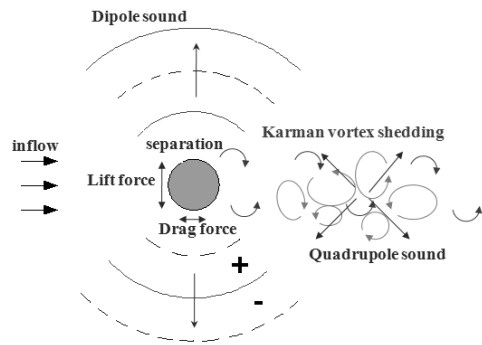


Fig. 1 Schematic of aero-acoustic noise generation mechanism

Table 1 Classification of noise sources

Monopole "simple source"	Dipole "two monopole sources"	Quadrupole "two dipole sources"
$\dot{m} = \dot{m}(t)$	$P_{surface} = P_{surface}(t)$	$\tau = \tau(t)$
unsteady mass injection	unsteady external forces	unsteady shear stresses
acoustic power $\propto U^3 M$	acoustic power $\propto U^3 M^3$	acoustic power $\propto U^3 M^5$

작용하는 유체의 비정상적인 힘에 의해 발생하며 소음은 두 방향으로 전파되는 특징을 보인다. 회전하는 날개에 가해지는 힘의 경우가 이극자 항에 해당된다. 마지막으로 사극자는 레이놀즈 응력에 의한 난동에 의해 발생되며 네 방향으로 전파되는 특징을 보인다. 난류유동에 의한 경우가 사극자 항에 해당된다.

3. 수치해석 방법

3.1 대와류 모사법 (Large-Eddy Simulation)

최초로 아격자 응력에 대한 모델을 개발한 Smagorinsky 는 응력들이 분자운동에서처럼 구배에 의한 확산 과정을 밟는다는 이론을 제안했고 큰 스케일 내의 아격자 스케일의 효과를 나타내는 아격자 난류점성 모델을 사용하였다. 필터링된 비압축성 연속방정식과 Navier-Stokes 방정식⁽⁹⁾은 다음의 식(2), (3)과 같다.

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\mu \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j}) - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$\sigma_{ij} \equiv \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \right] - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \delta_{ij}$$

$$\tau_{ij} = \overline{\rho u_i u_j} - \rho \bar{u}_i \bar{u}_j$$

τ_{ij} 는 Boussinesq 가정에 의해 식(4)와 같이 간략화 된다.

$$\tau_{ij} = \frac{1}{3} \tau_{kk} \delta_{ij} = -2\mu_t \bar{S}_{ij} \quad (4)$$

여기서, σ_{ij} , τ_{ij} , μ_t , \bar{S}_{ij} 는 응력텐서, 아격자 응력, 아격자 난류점성, 변형률을 나타낸다.

3.1.1 Smagorinsky-Lilly 모델

FLUENT solver에서는 아격자 난류점성을 계산하기 위해 여러 가지 모델들을 제공하고 있다. 그 중 하나가 Smagorinsky-Lilly 모델이다. 이 모델은 Smagorinsky⁽¹⁰⁾에 의해 처음으로 제안되었으며, 식(5)와 같다.

$$\mu_t = \rho L_s^2 |\bar{S}| \quad (5)$$

$$L_s = \min(\kappa d, C_s V^{1/3})$$

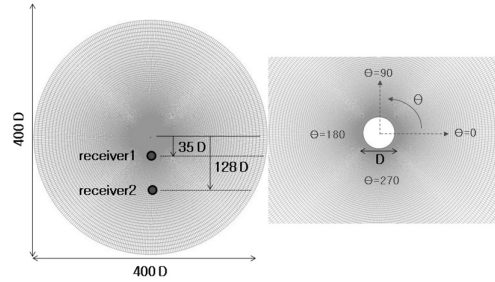


Fig. 2 Computational grid

여기서, L_s , κ , d , C_s , V 는 혼합길이, von Kármán 상수, 가장 가까운 벽면거리, Smagorinsky 상수, 그리고 격자 체적을 나타낸다. Smagorinsky 상수는 광범위한 유동장 해석에서도 사용가능하도록 Lilly⁽¹¹⁾가 제안한 상수값 0.1을 적용하였다.

3.2 수치해석 격자 및 소음측정 위치

본 연구의 해석영역은 Fig. 2와 같다. 해석에 사용된 격자 수는 약 10만개이며, 유체와 원주의 간섭에 의한 소음의 전파 과정을 모사하기 위해 해석영역을 원주 직경 D를 기준으로 400D 까지 확장하여 충분한 거리를 확보하였다. 소음측정 위치는 원주 하부 방향으로 35D, 128D 지점이며, FW-H 모델을 이용하여 음압레벨값을 계산하였다. 본 연구의 계산은 2차원이므로 각 위치에서의 절대적인 소음값을 계산할 수 없다. 따라서 원주 스캔방향의 상관길이 값을 2.5D, 5D, 10D로 변환 시킨 후 SPL값을 예측하고 실험값과 비교하였다. 그리고 실험값과 제일 유사한 5D의 경우를 해석결과에 이용하였다.

3.3 수치해석 조건

본 연구에서 적용된 원주의 해석조건은 Revell, J. D. et al.⁽¹²⁾ (1977)의 실험 및 Brentner, K.S. et al.⁽¹³⁾(1996)의 계산과 동일한 레이놀즈수(Re)인 90,000(Ma=0.2)에서 수행되었다. 원주 후류의 정확한 난류 유동장 예측을 위해 LES 모델을 적용하였다. 아격자 난류점성 모델은 Smagorinsky-Lilly 모델을 이용하였으며 상수 C_s 는 0.1을 사용하였다. 또한 벽면근처의 와 해상도를 위해 $y^+ \approx 1$ 정도의 값을 유지하도록 첫 번째 격자를 조절하였다. 그리고 해석 시간간격은 1e-6(s)로 진행을 하였으며, 원주 후류에서 주기적인 와류가 생성되는 이후부터 5주기 동안 원주표면의 압력 데이터를 확보하여 주파수에 적용하였다.

4. 해석결과 및 고찰

Fig. 3은 시간에 따른 항력(C_D)과 양력(C_L)계수의 변화를 나타내고 있다. 항력계수는 평균값 1.49를 기준으로 불규칙적으로 변화를 하고 있으며 양력계수에 비해 변화폭은 훨씬

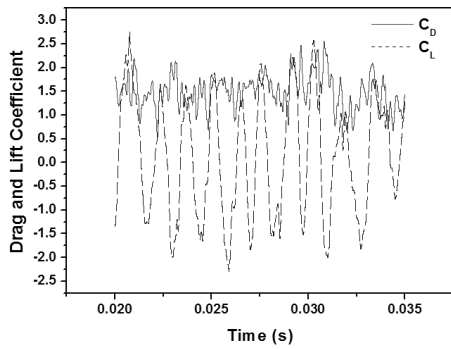


Fig. 3 Time history of drag and lift coefficient (C_D and C_L) on the circular cylinder ($Re_D=90,000$)

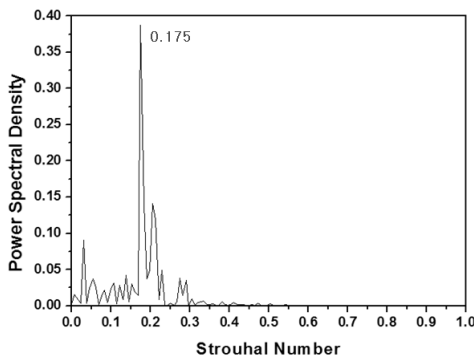


Fig. 4 Power Spectral Density of C_L

Table 2 Drag and Strouhal number predictions for the circular cylinder ($Re_D=90,000$, $Ma=0.2$)

	C_D	St
Exp. ⁽⁷⁾	1.32	0.187
Present (2D LES)	1.49	0.175
URANS with $k-\omega$ ⁽⁸⁾	0.802	0.227
URANS with $k-\epsilon$ ⁽⁸⁾	0.587	0.296

썩 작음을 알 수 있다. 즉 원주에 미치는 좌우 방향의 힘의 변동보다 상하 방향의 힘의 변동이 크다는 것을 의미한다.

Fig. 4는 양력계수를 주파수 영역에서 Power Spectral Density로 나타내었다. 원주의 압력변동에 영향을 미치는 다양한 스트로울할 수가 존재하고 있고, 그 중 와흐림에 지배적인 탁월 스트로울할 수는 0.175이다.

Table 2는 항력계수와 스트로울할 수를 Revell, J. D. et al.⁽¹²⁾의 실험값 및 Brentner, K.S. et al.⁽¹³⁾의 RANS 수치 해석 값과 비교하였다. Brentner, K.S. et al의 RANS 계산은 약 65~225% 까지 낮은 값을, 스트로울할 수는 약 21~58% 까지 높은 값을 예측하였다. 반면에 본 연구에서 적용된 LES 결과를 살펴보면, 항력계수 값은 실험값에 비해 약 13% 정도 오차를, 스트로울할 수는 0.175로 실험값과 6.9% 오차를 보였다. 이는 선행연구자에 의해 적용된 $k-\omega$ 와 $k-\epsilon$ 난

류모델로는 벽면특성과 와흐림등의 비정상특성을 모사하기에는 부족한 것으로 보이며, 이에 비해 큰스케일 와에 대해서는 직접 계산하고 작은스케일 와에 대해서는 아격자(subgrid-scale)모델을 적용한 LES가 상당히 정확한 박리예측을 제공할 수 있다. 하지만, LES 특성상 저주파 영역의 난류스케일을 모사는 어느 정도 합리적인 결과를 제시해주지만 고주파영역의 난류스케일의 모사는 해석시간 및 격자제한 등으로 인해 상당히 제한된다고 알려져 있기 때문에, 향후 격자의 조밀도에 따른 실험결과의 비교분석이 필요할 것으로 판단된다.

Table 3은 원주 하부방향 35D, 128D의 두 개의 지점에서 상관길이 값을 2.5D, 5D, 10D로 변화하였을 때 각 위치에서의 음압레벨값 변화를 나타내었다. 본 연구의 2차원 해석결과를 이용하여 각 위치에서의 절대적인 소음의 크기를 나타낼 수 없기 때문에 상관길이를 이용하여 소음의 상대적인 크기를 나타내었다. 상관길이가 커질수록 각 위치에서의 음압레벨값은 커짐을 알 수 있으며, 상관길이가 5D인 경우 비교적 실험값과 유사한 값을 나타내고 있다.

Fig. 5는 원주 하부방향 35D, 128D 지점에서 시간에 따른 음압의 변동값을 나타내고 있다. 최대 2Pa에서 최소 -3Pa의 아주 작은 압력변동이 불규칙적으로 존재하고 있다. 이는 대기압의 약 0.00025%에 해당하는 값이다.

Fig. 6은 원주 하부방향 35D, 128D 지점의 음압변동을 주파수 영역에서 파워스펙트럼밀도로 나타내었다. 원주 하부방향 35D, 128D 지점에서 다양한 스트로울할 수가 존재하고 있고, 그 중 와흐림에 지배적인 탁월 스트로울할 수는

Table 3 Variation of the predicted SPL with the correlation length at the two receivers

	$L_c = 2.5D$	5D	10D	Exp ⁽⁷⁾
r = 35D	109.8	115.8	121.7	117 [dB]
r = 128D	98.5	104.5	110.5	100 [dB]

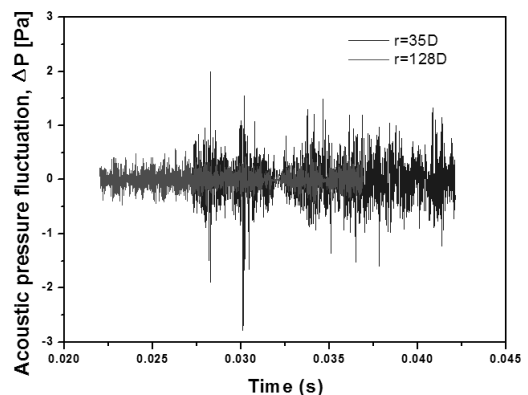


Fig. 5 Time history of acoustic pressure fluctuation, ΔP in receiver location of 35D and 128D

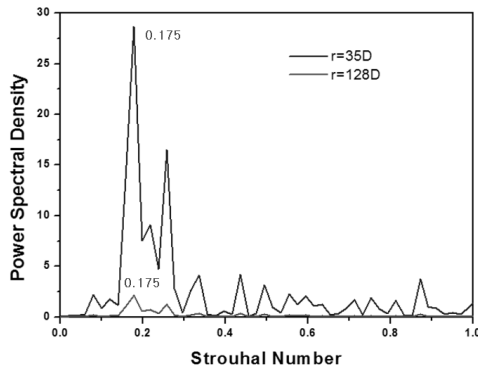


Fig. 6 Power Spectral Density of acoustic pressure

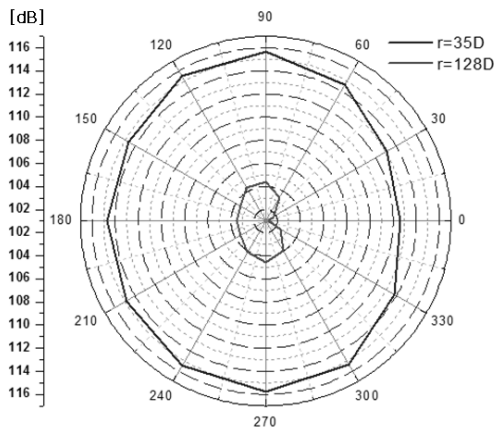
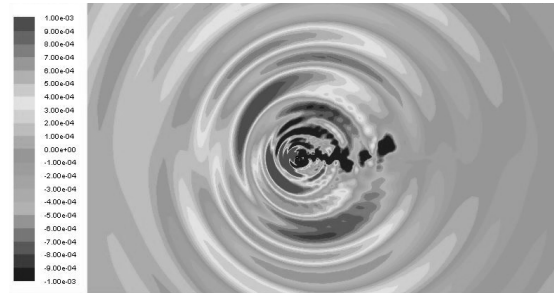


Fig. 7 Directivity of OSPL around circular cylinder

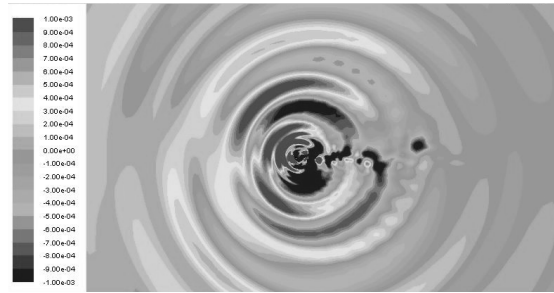
0.175이다. 이 값은 원주 후류의 와홀림에 의해 유도된 원주 압력변동과 동일한 스트로울할수이다. 이는 와홀림에 의해 원주에 맥동적인 반력을 유도하여 방사되는 소음이 지배적인 음원역할을 하며, 이 영향으로 원주 주위에 동일한 주파수를 가진 작은 음압변동이 작용하게 된다.

Fig. 7은 원주 주위의 총음압레벨값에 대한 방향 분포를 나타내고 있다. 이 값은 특정 주파수에 대한 음압레벨값이 아니라 모든 주파수에 대해 음압레벨값을 적분하여 평균한 값을 의미한다. 거리가 3.66배 증가함에 따라 전방향에 걸쳐 총음압레벨값은 11.3dB 감소하였다. 그리고 원주의 항력방향보다 양력방향($\theta=60\sim 120^\circ, \theta=240\sim 300^\circ$)으로 총음압레벨값은 약 3dB 정도 크게 나타나고 있다.

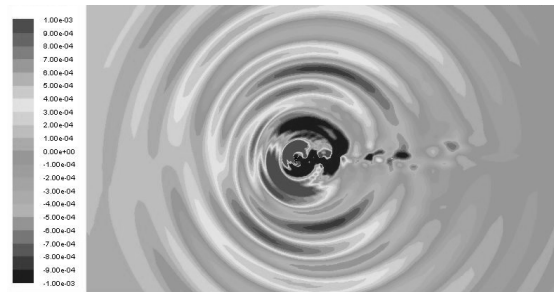
Fig. 8은 시간에 따른 원주 주위의 음파의 전파과정을 나타내고 있다. 빨간색은 양(+)압을, 파란색은 음(-)압을 나타내며, 대기압의 $\pm 0.1\%$ 로 압력범위를 설정하였다. 흐르는 유체 중에 물체가 존재하는 경우, 흐름과 물체의 간섭에 의해 유동소음이 발생한다. 이러한 대표적인 예는 유체와 원주의 간섭에 의한 Aeolian음이며, 이것은 Karman vortex의 발생과 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있다. 본 연구의 해석결과에서도 원주 후류 영역에서 Karman vortex의 주기적인 와 홀림이 관찰되었으며, 이 영향으로 고체면에 맥동적



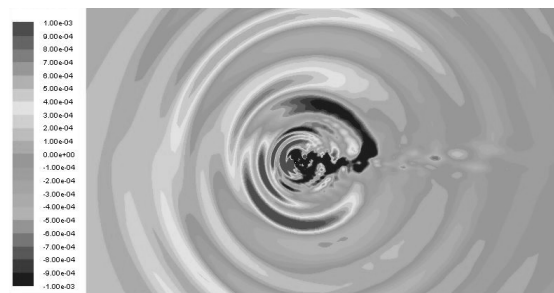
Time : 2.0e-6(s)



Time : 2.5e-6(s)



Time : 3.0e-6(s)

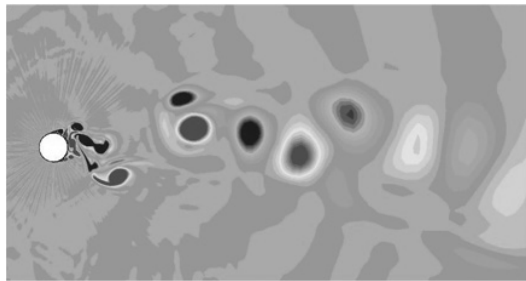


Time : 3.5e-6(s)

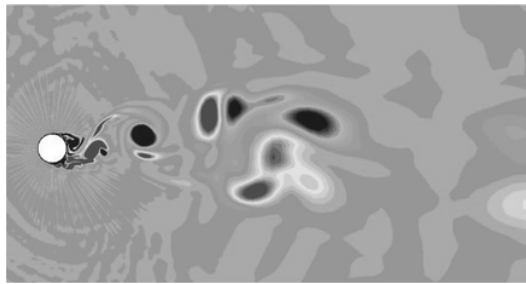
Fig. 8 Acoustic pressure distribution (pressure contour range:-1000 ~ 1000[Pa])

인 반력을 유도하여 원주의 상·하부의 주 방향으로 음압이 전파되고 있음을 확인 할 수 있다.

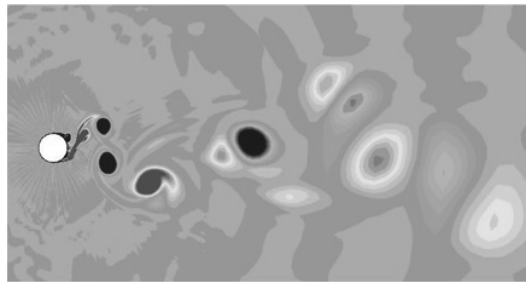
Fig. 9는 시간에 따른 원주 주위의 와도분포를 나타내고 있다. 오른손 법칙에 의해 빨간색은 (+) 방향의 와도를, 파란색은 (-) 방향의 와도를 나타내며, 와도값의 범위는 ± 5000



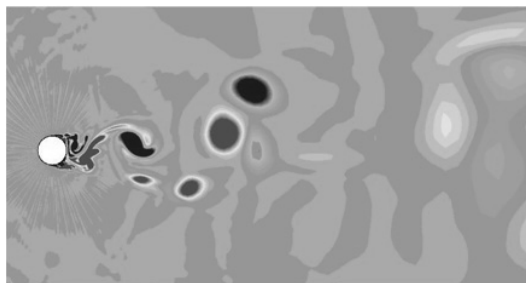
Time : 2.0e-6(s)



Time : 2.5e-6(s)



Time : 3.0e-6(s)



Time : 3.5e-6(s)

Fig. 9 Vorticity distribution (vorticity contour range:-5000 ~ 5000)

의 범위로 설정하였다. 원주근처에서는 크고 작은 와들이 생성이 관찰되며, 시간에 따라 원주 후류 영역에서 Karman vortex의 주기적인 와 흘림이 관찰되었다.

Fig. 10은 원주 하부방향인 $\theta=270^\circ$ 위치에서 거리변화에 따른 P_{rms} 을 나타내고 있다. 원주 중심에서 거리가 증가함에 따라 P_{rms} 값은 r^{-1} 에 비례해서 감소하고 있음을 알 수

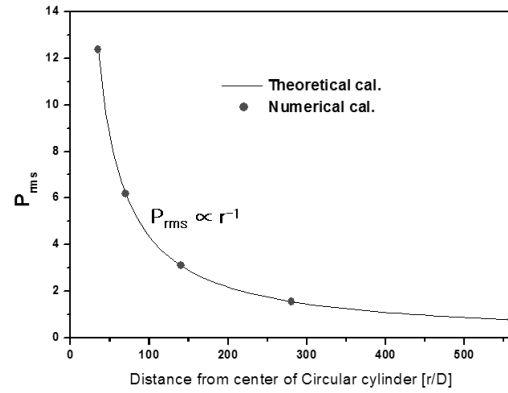


Fig. 10 variation of P_{rms} from circular cylinder at $\theta=270^\circ$

있다. 이 해석결과는 이론결과와 잘 일치하며 거리가 2배 증가함에 따라 음압 P_{rms} 값은 0.5배 (약 6dB) 감소한다.

5. 결론

본 연구에서는 공력소음에 대한 기초연구로서, 1996년 미국 텔러해시(Tallahassee)에서 개최된 Second Computational Aeroacoustics Workshop의 benchmark problem으로 선정된 2차원 원주를 대상으로 상용코드인 FLUENT에서 제공하는 LES모델과 공력소음 모델인 FW-H 모델 이용하여 원주의 유동특성과 음파의 전파과정 및 원주유동에서 발생하는 공력소음을 해석하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 선행연구자에 의한 two-equation 난류모델 결과보다 LES에 의한 해석결과가 항력계수 등의 예측에 있어서 상당히 개선된 결과를 제공하였다. 이는 큰스케일 와는 직접계산하고 작은스케일 와에 대해서는 아격자 모델을 적용하는 LES의 특징으로 인해 비교적 정확한 와흘림과 박리예측이 가능했기 때문인 것으로 판단된다.

(2) 원주 하부방향 35D, 128D 지점에서 원주 후류의 와흘림에 의해 유도된 원주 압력변동과 동일한 스트로울할 수가 관찰되었다. 이는 와흘림에 의해 원주에 맥동적인 반력을 유도하여 방사되는 음압으로 인해 원주 주위에 음압변동이 작용하여 동일한 주파수를 띄는 것으로 판단된다.

(3) 상관길이 값을 2.5D, 5D, 10D로 변화하여 각 위치에서의 음압레벨값을 확인한 결과, 5D인 경우 비교적 실험값과 유사한 값을 나타내었다. 상관길이 개념을 적용한 이유는, 본 연구는 2차원 해석결과이므로 각 위치에서의 절대적인 소음의 크기를 나타낼 수 없기 때문에 상관길이를 이용하여 소음의 상대적인 크기를 나타내었다.

(4) 원주 중심에서 거리가 증가함에 따라 P_{rms} 값은 r^{-1} 에 비례해서 감소하며 거리가 2배 증가함에 따라 음압 P_{rms} 값은 0.5배(약 6dB) 감소한다는 이론결과를 수치해석을 통하여 재차 확인하였다.

(5) 향후, 다양한 분야의 외부유동 소음해석시 ANSYS FLUENT 상용코드를 활용한 공력소음 적용이 가능할 것으로 판단된다.

참고문헌

- (1) J. C. Hardin, S. L. Lamkin, 1984, "Aeroacoustic Computation of Cylinder Wake Flow", AIAA, Vol.22, No.1, Jan., pp. 51-57.
- (2) O. Mochizuki, M. Kiya, and T. Arai, 1995, "Aerodynamic sound generated by two parallel circular cylinders in various arrangements", the 6th Asian congress of fluid mechanics, May, 22-26, Singapore.
- (3) W. J. Huang, "Numerical simulation of aerosound from an airfoil using k-ε turbulence model", AIAA 96-0754.
- (4) J. W. Kim, C. M. Chung and D. J. Lee, 1999, "Direct Computation of Sound Generation and Radiation from a Singing Wire", 137th Regular Meeting of Acoustical Society of America, Germany, March.
- (5) M. J. Lighthill, 1952, "On sound generated aerodynamically (I) General Theory," Proc. Royal Society of London, Series A211, pp. 564~587.
- (6) N. Curle, 1955, "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound," Proc. Royal Society of London, Series A231, pp. 505~514.
- (7) J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, 1969, "Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion," Proc, royal Society of London, Series A264, pp. 321~342.
- (8) Frank M. White "Viscous fluid flow", pp. 375.
- (9) FLUENT 6.3.26 manual, pp. 871~875.
- (10) J. Smagorinsky, 1963, "General Circulation Experiments with the Primitive Equations". I. The Basic Experiment. Month. Wea. Rev., 91:99-164.
- (11) Lilly, D. K., 1992, "A Proposed Modification of the Germano Subgrid-Scale Closure Model", Physics of Fluids, 4:633-635.
- (12) Revell, J. D., Prydz, R. A., and Hays, A. P., 1977, "Experimental study of Airframe Noise vs. Drag Relationship for Circular Cylinders", Lockheed Report 28074, Feb. Final Report for NASA contract NAS1-14403.
- (13) Brentner, K. S, Cox, J. S., Rumsey, C.L., and Younis, b. A.M, 1996, "Computation of Sound Generated by Flow Over a Circular Cylinder: An Acoustic Analogy Approach.", Presented at the Second Computational Aeroacoustics Workshop on Benchmark Problems, Tallahassee, FL.