한국소음진동공학회 2001년도 춘계학술대회논문집, pp. 457~464

직사각형 공동에서 덮개 효과에 대한 수치적 연구

0허대녕*, 이덕주**

Numerical Investigation of the Cover-Plates Effects on the Rectangular Open Cavity

Dae Nyoung Heo and Duck Joo Lee

ABSTRACT

The aeroacoustic phenomena in the simple rectangular open cavity are well published by many researchers. But the geometry shapes of aircraft landing gear wells, weapon bays, etc. are more complicate than that of the simple retangular cavity. They are more similar to the cavity having cover-plates at adges, or Helmholtz resonator. Therefore, the effects of cover-plates existing on edges of rectangular open cavity are numerically investigated in this paper. The compressible Navier-Stokes equations are solved for two-dimensional cavities with laminar boundary layers upstream. The high-order and high-resolution numerical schemes are used for the evaluation of spatial derivatives and the time integration. Physically correct numerical boundary conditions and buffer zone techniques are implemented to produce time-accurate solutions in the whole computation domain. The computational domain is large enough to directly resolve a portion of the radiated acoustic field. Results show that the cover-plates existing on edges of cavity reduce the noise convected from cavity, make the frequency of noise become higher, and change the directivity pattern. So these results can be used in the design of a low noise cavity.

1.서 론

항공기의 landing gear wells와 weapon bays, 자동차의 창문, sunroof 등 수송기 표면의 대부분의 구조물은 공동(cavity)의 형상을 가진다. 공동은 leading edge에서 shear layer의 불안정성으로 vortex가 생성되고, 이 vortex들은 유동을 따라 전파되어 공동의 downstream edge와 부딪쳐 소음원으로 작용하게 된다. Downstream edge에서 발생한 소음이 전영역으로 방사됨에 따라, leading edge의 shear layer에 추가적인 불안정성이 발생한다. 따라서, 유동과 소음의 피드백 작용으로 인한 공진 현상이 발생하여, 큰 소음원으로 작용할 뿐만

* 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원
** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공 교수

아니라 공력음향하중으로 작용하여 심각한 구조물 파괴의 원인이 되기도 한다.

그러므로, 공동을 지나는 비정상 유동에서 발생하는 유동과 소음의 공진을 실험 및 수치해석을 통해 물리적으로 이해하려는 연구[1],[2]가 활발히 진행되어 왔다. 그리고, 비교적 최근에 들어서, spoiler, air injection, microphone 등을 이용한 actiye noise control 기법이 활발히 연구되고 있다.[3]

이러한 연구들은 대부분 직사각형 공동 형상에 대해 수행되었지만, 실생활에서 접할 수 있는 공동은 대부분 Helmholtz resonator의 형태처럼 단순한 직각 공동 형상이 아니라 입구나 창문을 가지고 있는 것이 많다. 따라서 본 연구에서는 직사각형 공동 형상에 덮개를 씌워, 그 덮개가 변함에 따라 소음 특성이 어떻게 변화하는지를 수치적 모사를 통해 해석하는 것을 목적으로 한다.

본 연구에서는 완전한 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 공동 형상을 해석한다. 공동에서 덮개의 길이와 두께 변화에 따른 소음 발생, 원음장으로의 소음 방사를 수치적으로 직접 모사함으로써, 공동에서의 소음 발생 메커니즘을 이해하고, 덮개가 소음 및 유동에 미치는 영향을 해석한다.

공동에서 발생하는 유동과 소음의 강한 상호작용을 정확히 모사하기 위해서는 고차의 정확도와 고해상도를 갖는 수치기법이 필수적으로 요구된다. 이러한 수치해법으로 OHOC (Optimized High-Order Compact) 공간차분법[4]과 LDDRK (Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta) 시간적분법[5]을 사용하였다. 또한 계산의 정확도를 위해 물리적으로 타당하다고 알려져 있는 특성치 경계조건(Characteristic Boudnary Condition)[6]과 유입조건으로는 laminar Blasius boundary layer를 사용하였다.

2. 지배 방정식 및 수치 해석 기법

본 연구에서는 완전한 2차원 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 수치 해석을 수행하였다. 직교좌표계에서 보존형태의 N-S 방정식은 식(1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t}+\frac{\partial E}{\partial x}+\frac{\partial F}{\partial y}=\frac{\partial E_v}{\partial x}+\frac{\partial F_v}{\partial y} \qquad (1)$$

일반적으로 음향장은 유동장에 비해 그 크기가 매우 작다. 따라서 음향장과 유동장의 상호작용을 정확히 모사할 수 있기 위해서는 고차, 고해상도 수치기법을 사용하여야 한다.

공간 차분을 위해서는 J. W. Kim[4]에 의해 제안된 OHOC scheme를 사용하였다. 지배 방정식은 식(2)와 같다.

$$\begin{aligned}&\beta f'_{i-2}+\alpha f'_{i-1}+f'_i+\alpha f'_{i+1}+\beta f'_{i+2}\\&=c\frac{f_{i+3}-f_{i-3}}{6\Delta x}+b\frac{f_{i+2}-f_{i-2}}{4\Delta x}+a\frac{f_{i+1}-f_{i-1}}{2\Delta x}\end{aligned} \qquad (2)$$

이 기법은 Taylor series expansion과 Fourier analysis를 통해 위상 오차와, 확산 오차를 최소화할 수 있도록 계수들을 최적화한 방법이다. 본 연구에서는 계산의 정확도가 가장 우수하다고 알려져 있는 OFOP(Optimized Fourth-Order Penta-diagonal) scheme을 사용하였다. OFOP의 각 상수 값은 식(3)과 같다.

$$\begin{aligned}\alpha&=0.5900108167074074\\\beta&=0.09779791767419070\\a&=1.279672797796143\\b&=1.051191982414920\\c&=0.04475268855213291\end{aligned} \qquad (3)$$

시간 적분을 위해서는 LDDRK 시간 적분법[5]을 이용하였다. 이 기법은 OHOC scheme과 마찬가지로 낮은 위상 오차와, 확산 오차를 가지므로, 전산공력음향학(CAA, Computational Aeroacoustics)에서 많이 사용되고 있는 방법이다.

전산공력음향 해석 시에 경계조건은 결과에 큰 영향을 미칠 수 있으므로, 매우 중요하다. 본 연구

에서는 vortex와 acoustic wave가 빗물리적 반사가 없이 잘 빠져나가도록 하기 위하여 Fig. 1과 같이 inflow/outflow/upper 경계면에 buffer zone 기법[7]을 사용하였다. 또, 물리적으로 안정적인 경계조건을 위해 특성치 경계 조건(Characteristic boundary condition)[6]을 사용하였다. 이 기법은 계산영역 밖에서 안으로 들어오는 성분에 대하여 물리적으로 올바른 정보를 직접 대입하여 내부의 수치해가 정확성을 유지하도록 하는 방법이다. 본 연구에서는 특히 입출류 조건으로 Poinsot and Lele[8]의 경계조건을 사용하였다.

공동의 형상과 유동 특성을 결정하는 파라미터는 Fig. 1과 같이 공동의 깊이(D), 공동의 길이(L), 공동의 leadging edge에서 boundary layer의 momentum thickness(θ), 유입류의 속도(U)이다. 이것을 무차원화하면 공동의 길이 비(L/D), 공동의 길이에 대한 momentum thickness의 비(L/ θ), freestream의 마하수(M), Reynolds number ($Re_\theta = \frac{U\theta}{\nu}$)로 결정된다.

3. 계산 결과 및 토론

본 연구에서 사용된 수치해석 기법이 과연 얼마나 공동에서 발생하는 공력소음을 잘 모사할 수 있는지를 검증하기 위하여, 제 3회 Computational Aeroacoustics (CAA) Workshop의 Benchmark 문제를 해석하여 보았다. Fig. 2와 같은 공동 형상에서, 50.9m/s의 유동이 2.2cm의 boundary layer thickness를 가지고 불 때, 왼쪽 벽면 중앙에 위치한 1/4 inch microphone에서의 소음을 계산하는 문제이다. 본 문제를 해석하기 위하여 약 8만여개의 정렬 격자를 사용하였다. Fig. 3은 수치 해석 결과를 Henderson의 실험결과[9], G. B. Ashcroft[10], C. K. W. Tam[11] 등의 수치 해석 결과와 비교한 것이다.

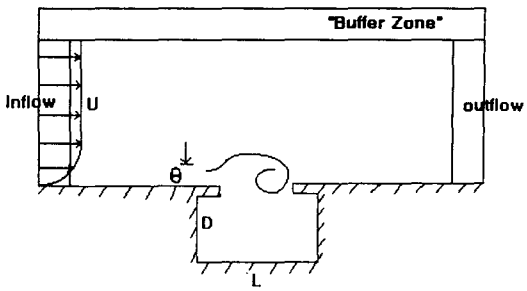


Fig. 1. Schematic diagram of cavity configuration and buffer zone

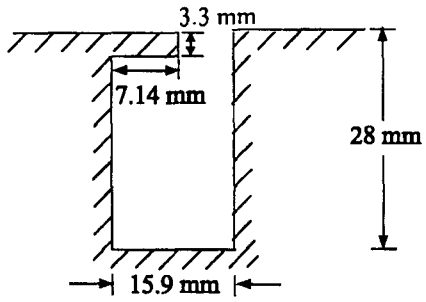


Fig. 2. Cavity geometry used for benchmark problem

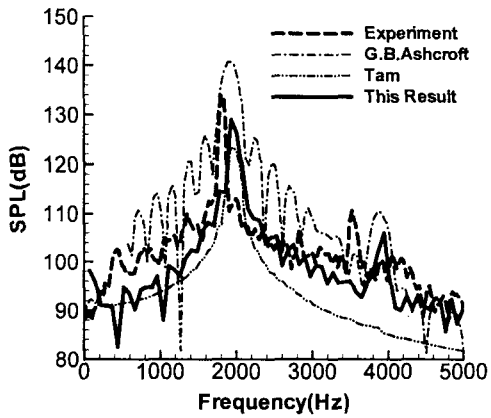


Fig. 3. Noise spectrum at the center of the left wall of the cavity

Henderson의 실험결과는 1815Hz에서 피크가 발생하는데 비하여, 본 연구의 해석결과는 1945Hz에서 피크가 발생하며 Ashcroft와 Tam의 해석 결과 역시 1940Hz, 1960Hz에서 피크가 발생한다. 이렇듯 수치해석 결과가 실험의 주파수와 다른 가장 큰 이유는, 실험에서 행한 실제 현상은 3차원 현상인데 반하여, 수치해석은 2차원에서 수행되었기 때문으로 생각된다. 그러나, Fig. 3에서도 볼 수 있듯이, 전체적인 소음의 경향은 무리 없이 잘 예측할 수 있다. 따라서, 본 연구의 수치해석 결과를 신뢰할 수 있을 것으로 생각한다.

본 연구에서는 L/D=2인 직사각형 공동에서, M=0.5, L/θ=50, Re_θ=200의 유동조건을 가질 때, Fig. 4와 같이 덮개의 길이(W)와 덮개의 두께(H)가 변화함에 따른 유동 및 소음 방사 특성을 해석하였다. 계산에 사용된 격자는 공동의 윗부분에 300×100~340×120개의 격자를 사용하였고, 공동의 내부 및 입구 영역에 160×100~200×100개의 격자를 사용하였다. 계산 영역은 공동에서 소음 발생에 영향을 미치지 않고, 그 방사를 확인할 수 있도록 충분히 크게 설정하였다.

Table 1, Table 2는 각각 덮개의 길이와 두께 변화에 따른 수치해석 결과이다. Case 0는 덮개가 전혀없는 일반적인 직사각형 공동 형상을 의미한다. Strouhal number는 far-field acoustic signal의 주파수 f, cavity의 길이 L, 유입류의 속도 U에 대해 정의 하였고, cavity의 SPL(Sound Pressure Level)은 leading edge를 x=0, y=0로 하였을 때, x=-5D, y=8D인 P1 point와 x=2D, y=8D인 P2 point에서 계산되었다.

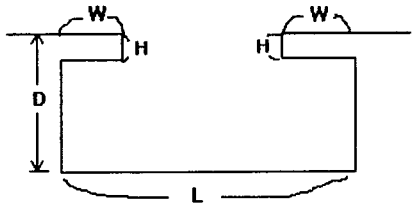


Fig. 4. Configuration of cover-plates

Case	H/D	W/D	St=fL/U	SPL(P1)	SPL(P2)
0	0	0	0.6612	151.5dB	147.2dB
05-125	0.05	0.125	0.7153	150.0dB	149.9dB
05-25	0.05	0.25	0.7874	151.0dB	151.1dB
05-375	0.05	0.375	0.9443	140.7dB	146.6dB
05-50	0.05	0.5	1.065	143.9dB	143.7dB
05-75	0.05	0.75	-	-	-

Table 1. Variant length of the cover-plates

Case	H/D	W/D	St=fL/U	SPL(P1)	SPL(P2)
0	0	0	0.6612	151.5dB	147.2dB
05-25	0.05	0.25	0.7874	151.0dB	151.1dB
10-25	0.10	0.25	0.8172	146.2dB	148.4dB
15-25	0.15	0.25	0.8563	145.0dB	146.7dB
20-25	0.20	0.25	0.8727	143.8dB	144.6dB

Table 2. Variant thickness of the cover-plates

Table 1은 덮개의 두께가 0.05D로 일정하고, 덮개의 길이가 변화하는 경우이다. 이때 가장 큰 특징은 Fig. 5와 같이 덮개의 길이가 길어짐에 따라 Strouhal number가 증가한다. 일반적인 Helmholtz resonator는 $f=2\pi c\sqrt{\frac{S}{LV}}$와 같이 S가 커질수록, 즉 덮개의 길이가 짧아질수록 주파수가 증가하는데, 본 연구의 결과는 반대의 경향을 보인다. 이것은 Helmholtz resonator의 형상을 가지고 있지만, 유동과 소음의 공진 현상이 더욱 강하게 나타나기 때문이다.

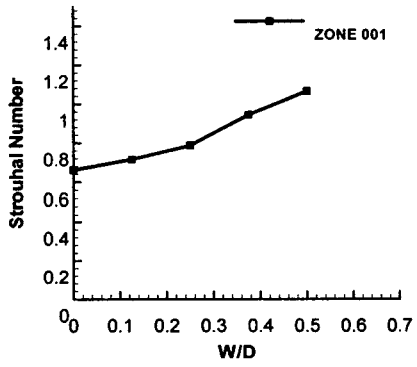


Fig. 5. Dependence of Strouhal number on the cover-plates length (H/D=0.05)

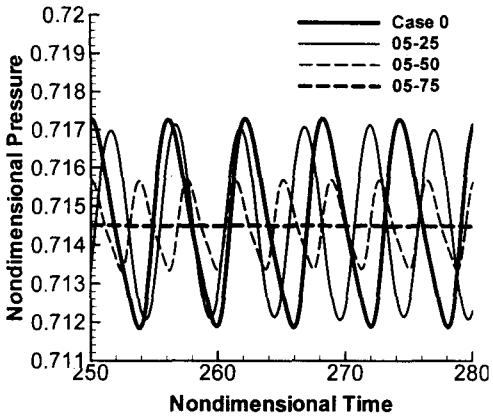
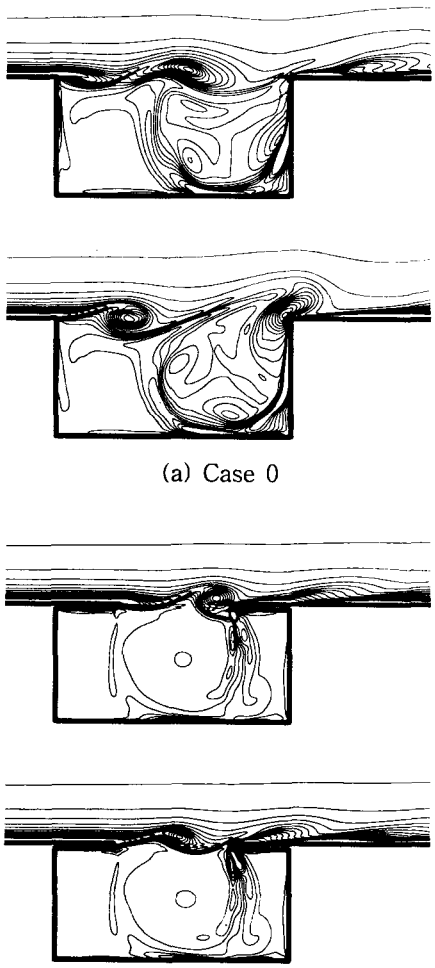


Fig. 6. Acoustic Signals at P1 point

Table 1에서 SPL의 변화를 보면, 덮개의 길이 변화에 따라, 유동과 소음의 공진현상이 몇 개의 모드를 갖게 되므로, SPL 값이 비선형적인 변화를 보인다. P1 점에서의 acoustic signal을 보면, Fig. 6과 같이 소음이 대체로 감소하는 추세를 가지며, 어느 정도 이상의 길이가 되면, case 05-75와 같이 완전히 수렴되어, 더 이상 소음을 발생하지 않게 된다. 또, Table 1에서 P1, P2 두 점에서의 소음을 비교해 보면, 덮개의 길이 변화에 따라 방향성 역시 변화함을 알 수 있다.

이러한 소음 발생 경향의 변화를 보다 정확히 비교해 보기 위해, 공동 주위의 vorticity contours를 그리면, Fig. 7과 같다. $\omega D/U$가 -7과 3 사이에서 20개의 contours를 그린 것이다. Case 0의 경우, leading edge에서 발생한 vortex가 공동의 경계면을 따라 흘러가서 downstream edge에 부딪치게 된다. 부딪친 vortex의 일부는 벽면을 따라 outflow로 흘러가고, 다른 일부는 공동의 내부로 흘러들어가 공동의 내부에서 공동의 뒤쪽 절반 부분에서 회전하는 큰 vortex를 형성하게 된다. 이렇게 생성된 공동 내부의 vortex는 leading edge에서 생성되는 vortex와 상호작용을 통해 그 강도가 더욱 커지게 된다. 그리고, vortex가 벽면과 충돌하는 downstream edge 부분이 큰 압력 변화를 일으키며, 가장 주요한 소음원으로 작용하게 된다. Case 05-50의 경우 덮개의 효과로 leading edge에서 약한 vortex가 생성되고, 공동 내부의 vortex도 약해진다. 따라서, Case 0에 비해 유동과 소음의 공진 현상이 약하게 발생하고, 작은 소음이 생성된다. 또, Case 0에서는 공동의 경계면에 두 개의 vortex가 Case 05-50은 한 개의 vortex가 들어간다. 이러한 vortex의 개수가 비선형적이므로, 소음 신호도 비선형적인 모드를 갖게 된다.



(a) Case 0

(b) Case 05-50

Fig. 7. Instantaneous vorticity contours at two different instants

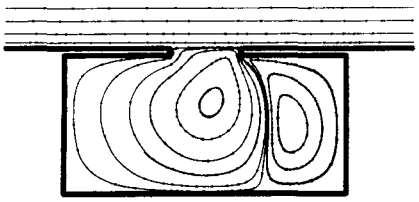


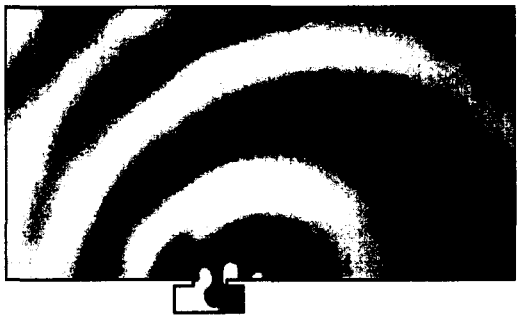
Fig. 8. Streamlines of case 05-75

Fig. 8은 case 05-75에서의 streamline을 나타낸 것이다. 덮개의 효과로 인하여, 공동의 입구가 좁아 leading edge에서 vortex가 생성되지 않고, 전 구간에서 완전히 수렴된 해를 보인다. 공동의 경계면에서 유동의 속도에 의해 공동의 왼쪽편에 한 개의 큰 vortex가 생성되고, 이 vortex는 다시 오른편의 vortex를 유발한다. 이러한 vortex는 완전한 steady 상태에 있으므로, 공진 현상을 유발하지 못하고, 소음도 전혀 발생시키지 못한다.

Table 2는 덮개의 길이가 0.25D로 일정하고, 덮개의 두께가 변화하는 경우이다. 덮개가 두꺼워짐에 따라 Strouhal number가 증가하고, 소음은 대체적으로 감소한다. 또, P1 점과 P2 점에서의 소음을 비교하면, 덮개가 전혀 없는 case 0는 P1 점이 약 4.3dB 더 크지만, 두께가 0.05D인 case 05-25는 P1 점과 P2 점의 소음이 거의 같고, 두께가 0.1D, 0.15D, 0.2D로 증가할수록 P2 점이 2.2dB, 1.7dB, 0.8dB 더 크다. 이러한 사실을 통해 덮개의 존재가 공동에서 발생하는 소음의 방향성을 변화시키게 됨을 유추할 수 있다.

덮개의 존재가 소음의 방향성에 미치는 영향을 보다 정확히 확인해 보기 위하여, 전체 계산영역에서의 acoustic field를 보면, Fig. 9와 같다. 어두운 부분은 expansion이 일어난 부분을, 밝은 부분은 compression이 일어난 부분을 나타낸다. 공동에서 발생한 소음이 far-field 영역까지 잘 전파되고 있음을 확인할 수 있고, 입출류 경계면에서 vortex와 acoustic wave가 빠져나갈 때, 비물리적인 반사가 발생하지 않고, 잘 빠져나감을 확인할 수 있다. 왼쪽에서 유동이 마하수 0.5로 유입되고 있으므로, 왼쪽으로 방사되는 acoustic wave가 오른쪽으로 방사되는 acoustic wave보다 더 조밀하게 나타남을 알 수 있다. Case 0는 덮개가 없는 경우로서 downstream edge에서 발생한 소음이 왼쪽 상방으로 가장 강하게 빠져나가는 것이 명확하게 보인다. 그러나, 덮개가 있는 case 20-50은 왼쪽보다 위쪽으로 더 큰 소음이 방사되고 downstream 방향인 오른쪽으로도 상당히 큰 소음이 방사되고 있음을 확인할 수 있다. 이것은 덮개의 영향으로 cavity의 입구 부분에서 아래, 위로 진동하는 영향이 발생하기 때문으로 생각된다. 이러한 소음 전파의 방향성은 Table 1과, Table 2에서 덮개가 길어지거나 두꺼워질 때 P1점과 P2점의 대소가 변하는 현상과 동일한 결과이다. 이것을 통해 덮개의 존재가 소음의 주파수, 크기 뿐만 아니라 방향성도 바뀌게 함을 알 수 있다.

(a) Case 0



(a) Case 20-50

Fig. 9. Acoustic fields

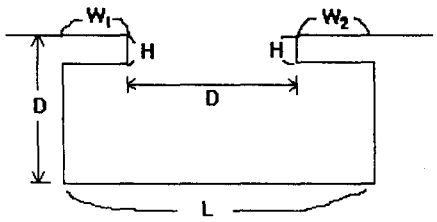


Fig. 10. Schematic diagram of the position of opening

Case	W_1/D	W_2/D	St=fL/U	SPL(P1)	SPL(P2)
P-0	0	0	0.568	128.7dB	128.2dB
P-25	0.25	0.75	0.594	136.2dB	138.6dB
P-50	0.50	0.50	1.031	127.6dB	135.2dB
P-75	0.75	0.25	0.598	130.3dB	134.6dB
P-100	1	0	-	-	-

Table 3. Variant position of opening

덮개의 크기가 양쪽이 대칭이 아닐 때, 즉 덮개의 위치가 바뀜에 따라 소음의 특성 변화에 대해 해석해 보았다. Fig. 10과 같이 cavity의 opening을 D로 일정하게 하면, $W_2 = L - D - W_1$이 된다. 본 연구에서는 L=2D, H=0.2D로 일정하게 설정하였다.

Opening의 위치 변화에 따른 가장 큰 특징은, Case P-50의 경우, 다른 경우에 비해 거의 Strouhal number가 거의 2배에 해당한다. 그러므로, P-25~P-75 사이의 위치에서 주파수가 갑자기 jumping하는 영역이 존재할 것으로 예상된다. 소음의 크기 역시 opening의 위치에 따라 큰 차이를 보인다. 이것은 Fig. 11에서 볼 수 있는 바와 같이 덮개가 cavity 내부에 발생하는 vortex의 강도와 leading edge에서 생성되는 vortex와 상호작용에 큰 영향을 미침을 알 수 있다. P-100의 경우 완전히 수렴되어 버려 소음이 발생하지 않는다. 또, opening이 중앙에 가까울수록 소음의 방향성이 P2 방향, 즉 위쪽으로 향하게 됨을 알 수 있다.

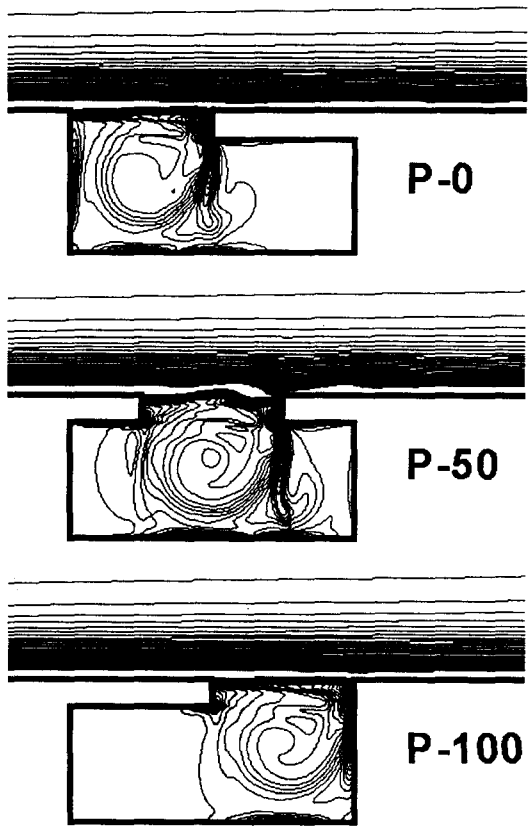


Fig. 11. Vorticity contours

4. 결론

본 연구에서는 고차-고해상도 수치기법을 이용하여 직사각형 공동에서 덮개가 있을 때, 덮개의 두께와 길이 변화, 그리고 opening의 위치변화에 따라 공동에서 발생하는 유동과 소음의 공진 현상 및 소음방사에 미치는 영향을 해석해 보았다.

공동에서 덮개의 유무와 그 형상 변화에 따라 소음의 주파수, 크기, 방향성이 변화하고 소음이 전혀 발생하지 않는 경우도 있다. 이러한 결과를 토대로 자동차, 항공기, 가전 제품 등의 공동 형상에 적절한 덮개를 씌움으로써 소음 저감 효과를 가져올 뿐만 아니라, 구조물의 안정성을 향상시킬 수 있을 것으로 예상된다.

5. 후기

본 연구는 과학재단의 특정기초 연구과제인 '유동과 소음의 되먹임 관계 규명 및 제어(1999-2-30400-009-5)' 연구의 일환으로 수행되었습니다. 본 연구를 수행할 수 있도록 도움을 주신 과학재단에 감사를 드립니다.

참고문헌

[1] Tim Colonius, Amit J. Basu and Clarence W. Rowley, "Computation of sound generation and flow/acoustic instabilities in the flow past an open cavity," 3rd ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference, FEDSM99-7228

[2] J. E. Rossiter, "Wind-tunnel experiments on the flow over rectangular cavities at subsonic and transonic speeds," Technical Report 3438, Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, October 1964

[3] Stevens, J. and Ahuja, K., "Recent advances in active noise control," AIAA Journal, Vol. 29, No. 7, 1991, pp. 1058-1067

[4] Kim, J. W., and Lee, D. J., "Optimized Compact Finite Difference Schemes with Maximun Resolution," AIAA Journal, Vol. 34, No. 5, 1996, pp. 887-893

[5] Hu,F.Q., Hussaini,M.Y., and Manthey,J., "Application of Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes to Benchmark Problems in Computational Aeroacoustics", Proceedings of ICASE/LaRC Workshop on Benchmark Problems in Computational Aeroacoustics, U.S.A, Octorber, 1994

[6] J.W.Kim and D.J.Lee, "Generalized Formulation and Application of Characteristic Boundary Conditions", 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 1998, Toulouse, France, AIAA 98-2222

[7] T. Colonius, S. K. Lele, and P. Moin,"Direct simulation of a Mach 1.92 jet and its sound fields," AIAA paper 98-2291, 1998

[8] Poinsot, T. J., and Lele, S. K., "Boundary Conditions for Direct Simulations of Compressible Viscous Flow," Journal of Computational Physics, Vol. 101, 1992, pp. 104-129

[9] Brenda Henderson, "Category 6 - Automobile noise involving feedback - Sound generation by low speed cavity flows," 3rd Computational Aeroacoustics Workshop, Nov. 1999, Cleveland, Ohio

[10] G. B. Ashcroft, K. Takeda and X. Zhang, "Computations of self-induced oscillatory flow in an automobile door cavity," 3rd Computational Aeroacoustics Workshop, Nov. 1999, Cleveland, Ohio

[11] K. K. Kurbatskii and C. K. W. Tam, "Direct numerical simulation of automobile cavity tones," 3rd Computational Aeroacoustics Workshop, Nov. 1999, Cleveland, Ohio