

직사각형 공동의 소음 제어에 대한 수치적 연구

⁰허대녕*, 유승필**, 이덕주***, 이두용****

Numerical Investigation of the Active Control for Rectangular Cavity Acoustics

Dae Nyoung Heo and Duck Joo Lee

ABSTRACT

When fluid flows at high speed over an open cavity, large acoustic pressure is produced by fluid/structure interaction at the downstream edge of the cavity. The goal of this paper is suggestion of effective control method to suppress the noise generated from cavity and numerically simulation of active control. The cavity instability mechanism is simulated and a close-loop control algorithm is implemented. The effects of the actuator and some control function are discussed. The compressible Navier-Stokes equations are solved with the high-order and high-resolution numerical schemes to precisely simulate the interaction between flow and acoustic. The results show that noise is effectively suppressed with the control method suggested in this paper.

1. 서론

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 아니라 공력음향하중으로 작용하여 심각한 구조물 파괴의 원인이 되기도 한다.

그러므로, 공동을 지나는 비정상 유동에서 발생하는 유동과 소음의 공진을 실험 및 수치해석을 통해 물리적으로 이해하려는 연구가 활발히 진행되어 왔다¹⁻⁷. Rossiter²는 실험을 통해 공동에서 발생하는 소음의 주파수를 예측할 수 있는 식을 제시하였고, Tam과 Block³은 수학적 해석을 통해 주파수를 예측할 수 있는 선형모델을 제시한 이래 많은 모델이 제시되어 왔다. 또, 수치해석의 발달

* 한국과학기술원 항공우주공학전공 대학원

** 한국과학기술원 기계공학전공 대학원

*** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학전공 교수

**** 한국과학기술원 기계공학전공 교수

로 실험을 통해 측정하기 힘들었던 공동 내부의 유동 특성 및 소음 방사 등 많은 물리적 특성들이 규명되고 있다⁵⁻⁷.

이러한 이해를 바탕으로 최근에 들어 항공기의 weapon bay, 자동차의 sun-roof, 엔진의 nozzle 등에서 cavity에서 발생하는 소음과 비정상 상태의 유동을 제어하려는 연구가 활발히 진행되고 있다^{9, 16}. 공동에서 발생하는 소음을 제어하는 방법은 크게 공기 분사 제어 방법과 actuator 가진 제어 방법이 있다.

공기 분사 제어는 공동의 leading edge에서 공기를 분사하여 shear layer의 불안정한 성질을 변화시키는 것이다. Sarno와 Franke⁹는 여러 가지 분사 각도와 분사 주파수 변환 실험을 통해 유입류와 45°의 각도로 분사하는 것이 가장 효과적이며, 수십 Hz의 낮은 간격의 분사로 수천 Hz의 공동 공명소음을 줄일 수 있음을 밝혔다. Shaw와 Northcraft¹⁰는 비행기의 weapon bay에서 실험을 통해 소음제어효과는 공기분사 주파수에 크게 좌우됨을 보였다.

Actuator 가진 제어 방법은 공동의 leading edge나 바닥 등에서 플랩이나 스포일러(spoiler), loudspeaker 등으로 진동을 일으켜 교란을 생성함으로써, 소음원의 특성을 변화시켜 소음의 크기를 줄이는 방법이다. Shaw¹¹는 비행기의 weapon bay의 소음을 DC 모터로 구동되는 플랩으로 제어하였으며, Mongeau¹² 등은 자동차의 sun-roof에서 발생하는 소음을 loudspeaker를 진동원으로 하는 스포일러를 이용하여 제어하였다. Stanek¹³ 등은 weapon bay에서 piezo wedge를 이용하여 공동에서 발생하는 소음이 여러개의 피크를 가지게 되므로, 고주파수로 제어를 할 때, 저주파수보다 효율적임을 보였다.

이러한 연구들은 대부분 실험에 크게 의존하고 있으며, 공동에서 발생하는 소음은 비선형적인 특성을 가지고 있으므로, 많은 시행착오를 거쳐야 한다. Kestens¹⁴와 Smith¹⁵ 등은 수치해석을 통하여 소음 제어를 모사하였으나, 경계 조건이 물리적으로 타당하지 않고, 단순화된 유동만을 고려하여 그 정확성에 한계가 있다. 그러므로 본 연구에서는 공동에서 발생하는 유동과 소음의 상호 작용을 정확

히 모사할 수 있는 공력음향 수치 해석 기법을 사용하여 공동에서의 소음 제어를 모사하고, 여러 가지 형상에 대해 범용적으로 사용할 수 있는 제어 기법을 제안하는 것을 목표로 한다. 또, 공기 분사 제어 방법은 쉽게 적용할 수 있는 장점은 있으나, 구동기 가진 제어 방법에 비해 그 효율성이 떨어지고 형상 및 유동 조건의 변화에 따라 광범위하게 적용되기에 어려움이 있으므로, 본 연구에서는 loudspeaker를 이용한 구동기 가진 제어 기법을 그 대상으로 하였다.

본 연구에서는 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 공동 형상을 해석한다. 공동에서 발생하는 유동과 소음의 강한 상호작용을 정확히 모사하기 위해 고차의 정확도와 고해상도를 갖는 수치기법인 OHOC (Optimized High-Order Compact) 공간차분법¹⁷과 LDDRK (Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta) 시간적분법¹⁸을 사용하였다. 또한 계산의 정확도를 위해 물리적으로 타당하다고 알려져 있는 특성치 경계 조건(Characteristic Boundary Condition)¹⁹과 laminar Blasius boundary layer를 유입조건으로 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.

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

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. Kim¹⁷에 의해 제안된 OHOC scheme를 사용하였다. 지배 방정식은 식(2)와 같다.

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

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

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

시간 적분을 위해서는 LDDRK 시간 적분법¹⁸을 이용하였다. 이 기법은 OHOC scheme과 마찬가지로 낮은 위상 오차와, 확산 오차를 가지므로, 전산 공력음향학(CAA, Computational Aeroacoustics)에서 많이 사용되고 있는 방법이다.

전산공력음향 해석 시에 경계조건은 결과에 큰 영향을 미칠 수 있으므로, 매우 중요하다. 본 연구에서는 vortex와 acoustic wave가 빔물리적 반사가 없이 잘 빠져나가도록 하기 위하여 Fig. 1과 같이 inflow/outflow/upper 경계면에 buffer zone 기법²⁰을 사용하였다. 또, 물리적으로 안정적인 경계조건을 위해 특성치 경계 조건(Characteristic boundary condition)¹⁹을 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 Poinot and Lele²¹의 경계조건을 사용하였다.

3. 제어 방법

공동에서 발생하는 가장 큰 소음원은 leading edge의 shear-layer에서 발생하는 교란(disturbance)이 유동을 따라 전파되면서 증폭되어

downstream edge에 부딪히는 현상이다. 그러므로, leading edge의 shear-layer에서 교란을 억제시켜 주는 것이 가장 중요한 제어목표이다. 공동의 leading edge에서 발생하는 교란과 같은 주파수로 180°의 위상차를 갖도록 가진시켜주는 것이 가장 이상적인 제어방법이겠지만, 실제 현상에서는 센서와 구동기간에 시간차가 발생하므로 정확히 180°의 위상차를 맞춰줄 수가 없으며, 오히려 교란을 더욱 증폭시키기가 쉽다. 그러므로 센서의 값에 따라 구동기의 주파수와 위상, 진폭을 결정해 주는 식(4)와 같은 제어 함수를 생각할 수 있다.

$$F(t) = A_a \sin(\omega_a t + \phi) \quad (4)$$

이 가진 함수에서 플랩의 진폭인 A_a 는 상수이며, 시간(t)에 따라 주로 구동기의 각속도 ω_a 를 조절하여 제어한다. 주파수만으로 제어가 안될 때에 위상(ϕ)을 이용한다.

제어방법 1 :

일정시간마다 SPL(sound pressure level)을 확인하여, 소리가 이전보다 커지면 시스템의 공명주파수와 구동기의 가진주파수를 비교하여 일정 변화율로 변화게 한다. 예를 들어 5% 변화율을 사용할 때, SPL이 이전상태보다 커지면 식(5)와 같이 주파수를 갱신하고, 작으면 주파수에 변화를 주지 않는다.

$$\begin{aligned} \omega_a(n+1) &= 1.05 \times \omega_a(n) : \text{if } \omega_s(n) \geq \omega_a(n) \\ \omega_a(n+1) &= 0.95 \times \omega_a(n) : \text{if } \omega_s(n) < \omega_a(n) \end{aligned} \quad (5)$$

제어방법 2 :

주파수를 계속 공명소음 주파수에 맞춰주는 방법이다. 센서에서 받는 값과 구동기의 위치 차이로 발생하는 위상차를 잘 해결한다면 좋은 결과를 얻을 수 있다. 주파수의 갱신은 LMS(Least-Mean Square) 알고리즘을 이용했다. 이렇게 하면 식(6)과 같이 비용함수(cost function)와 주파수의 갱신식이 나온다.

$$\omega_a(n+a) = \omega_a(n) - \frac{\mu}{2} \nabla \xi(n)$$

$$\xi(n) = (\omega_s(n) - \omega_a(n))^2 \quad (6)$$

$$\omega_a(n+1) = \omega_a(n) + \mu \Delta \omega(n)$$

ξ : mean square cost function
 μ : time step size
 $\Delta \omega(n) = \omega_s(n) - \omega_a(n)$

제어방법 3 :

공명이 더 커질 때에만 주파수를 변화시키는데, 주파수를 급격하게 변화시키지 않고 선형적으로 변화시키는 방법이다. 이 방법은 시스템의 공명주파수를 따라가되, 급격한 변화를 주지 않고, 오랜 시간만에 갱신되어 공명주파수와 큰 차이가 생겨도 쉽게 차이를 따라갈 수 있는 장점이 있다. 주파수의 갱신은 식(7)과 같이 한다.

$$\omega(n+1) = \omega(n) + \frac{\Delta \omega(n)}{\alpha \mu} (t - n\mu) \quad (7)$$

상수 α 를 사용하는 이유는 변화율을 조절하기 위해서다. 주파수의 초기값이 매우 안 좋으면 시스템이 대단히 불안정해지는 것을 막기 위하여, 초기값을 잘 모를 때는 상수값 α 를 크게 갖는 것이 좋다. 보통 1을 사용한다.

4. 해석 결과 및 토론

공동의 형상과 유동 특성을 결정하는 파라미터는 Fig. 1와 같이 공동의 깊이(D), 공동의 길이(L), 공동의 leading 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. 본 연구에서는 L/D=2인 직사각형 공동에서, M=0.5, L/ θ =50, Re_θ =200의 유동조건에 대하여, 공동 내부에 160×100, 공

동 외부에 300×100의 격자를 사용하여 해석하였다. 선행연구[22]에서 이러한 조건에서 아무런 제어를 하지 않았을 때, shear layer 모드가 발생하였다. Shear layer 모드의 경우, 1개의 주파수가 주요하게 작용하므로, sine 파와 같은 주기적인 압력 교란이 발생한다.

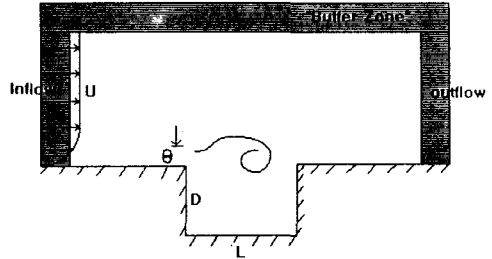


Fig. 1. Schematic diagram of cavity geometry and flow condition

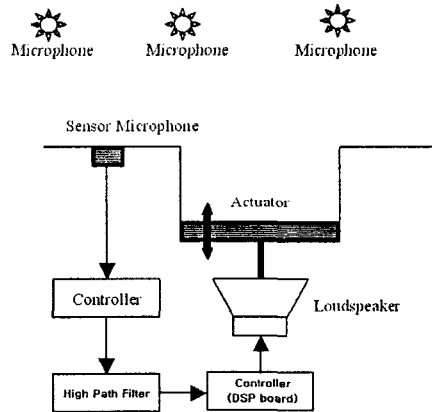


Fig. 2. Schematic diagram of control plant

본 연구에서는 Fig. 2과 같이 loudspeaker를 이용하여 공동의 바닥면 전체를 상하로 진동하며 가진시켜주는 제어방법을 사용한다. Leading edge 앞쪽에 위치한 sensor microphone의 압력 신호를 입력 받아 제어에 이용하고, far-field에 놓인 여러 개의 microphone에서 그 영향을 확인한다. 가진하는 진폭을 결정하기 위한 여러 가지 진폭에 대해

시뮬레이션을 수행하였다. 진폭이 너무 큰 경우, 진폭으로 유발되는 압력교란이 원래의 공동 내부의 압력 교란보다 더 커지므로, 공동 내부의 유동 자체가 구동기를 따라 진동하게 되고, 소음도 아주 커지게 된다. 반대로 진폭이 너무 작은 경우, 공동 내부의 유동장에 거의 영향을 미치지 못하므로, 제어기의 역할을 수행할 수가 없다. 따라서, 최적의 진폭을 결정하여 주어야 하는데, 진폭 0.005D, 초기 위상(phase)은 90° 로 하였을 때, 가장 효율적임을 확인할 수 있었다. 그러므로 구동기(actuator)의 가진함수는 식(8)과 같다.

$$F(t) = 0.005(H) \times \sin(\omega_a t + \pi/2) \quad (8)$$

위의 식(8)을 이용하여 제어방법을 적용할 때, 시스템의 주파수와 소음레벨은 FFT를 이용해서 값을 얻을 수 있다. 그러나 FFT를 위한 데이터 수집시간을 짧게 한다면, 계산되는 주파수의 해상도는 데이터 수집시간에 반비례하게 급격히 떨어지므로, 시스템의 정확한 주파수를 계산할 수 없어진다. 반대로, FFT를 위한 데이터 수집시간을 길게 할 경우 구동기가 작동하는 순간의 주파수를 계산하는 것이 아니라, 이전의 주파수를 이용하므로 시스템 제어에 문제점으로 작용한다. 또한 이러한 경우 매우 많은 계산 시간을 요구하므로, 수치해석을 수행하는데 어려움이 있다. 그러나, shear layer mode에서는 거의 sinusoidal한 압력 교란이 발생하므로, 본 연구에서는 microphone에서의 압력 신호에서 최근 몇 개의 극대값을 찾아 주파수를 직접 계산하는 방법을 채택하였다.

제어방법 1의 적용 결과 :

방법1은 소음이 커질 때 구동기의 주파수를 변화시키는 방법으로, 식(5)와 같이 제어했다. 이렇게 소음을 제어하였을 때, Far-field에서는 Fig. 3과 같은 결과가 나온다. 결과를 보면 100 단위 시간까지는 비교적 소음이 줄고 있으나, 그 이후에 소음이 더 증폭이 되었다가 줄어드는 현상을 보인다. 그 이유는 Fig. 4와 같이 구동기의 주파수변화를 보면 알 수 있다. 제어를 하게 되면, 공동의 공진 주파수는 제어를 벗어나려는 경향을 가지므로 조

급씩 변화하게 된다. 그러나, 구동기의 주파수는 소음이 줄어드는 동안 전혀 변하지 않다가, 커지기 시작한 후에 변화를 하므로, 뒤늦게 센서의 주파수로 따라가려 한다. 이때 주파수는 발산하는 것을 방지하기 위하여 변화량을 제한해 놓았으므로, 구동기 주파수의 변화가 공명소음의 변화를 한번에 쫓아가지 못하는 부분이 생기면서 뒤늦게 따라가는 동안 소음이 계속 증가하다가, 따라간 후에는 다시 소음이 줄어드는 과정을 반복하게 된다.

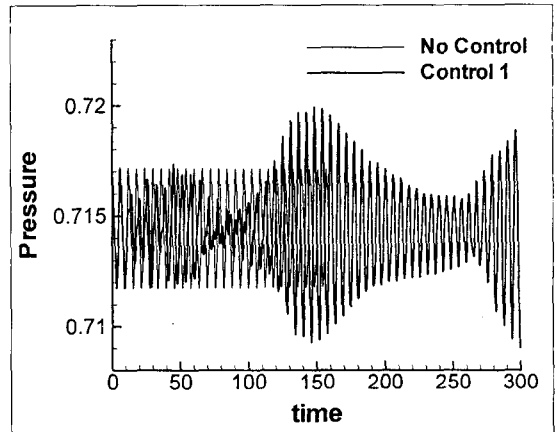


Fig. 3. Far-field acoustic signals at $x=0, y=8D$ position from the leading edge of cavity. (Control Method 1)

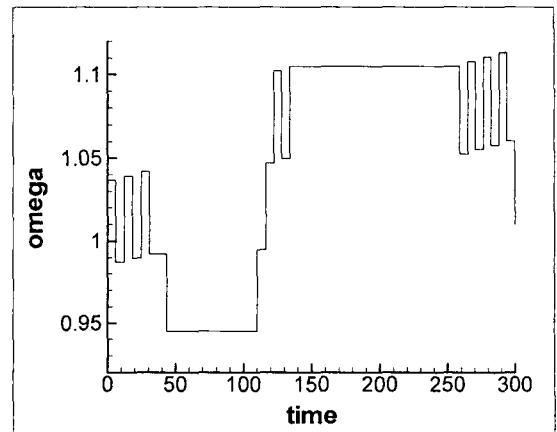


Fig. 4. The frequency of actuator (Control Method 1)

그러므로 이 제어방법에서는 공명소음이 작아지는 동안에도, 어느 정도 소음 주파수의 변화를 따라가게 만들거나, 소음주파수와 큰 차이가 날 경우 발산하지 않으면서도 좀더 빠르게 따라갈 수 있는 방법이 필요하다.

제어방법 2의 적용 결과 :

이 방법은 공동의 공명소음 주파수에 구동기의 주파수를 맞추는 방법이다. 이 방법으로 식(6)을 적용하여 제어를 하였는데, Fig. 5처럼 거의 소음 제어가 되지 않았다. 그 이유는 제어시스템의 위치 때문이다. 센서의 위치는 공동의 leading에 위치하는데 비해, 구동기는 공동의 바닥에 존재하므로 약 3 단위 시간의 시간지연(time delay)이 존재하게 된다. 따라서, 구동기는 제어 모델 구상에서 원했던 현재의 주파수를 미리 예측하여 제어를 하는 것이 아니라, 항상 3 단위 시간 전의 주파수를 따라가는 경향이 있으므로 효율적인 제어는 불가능하였다.

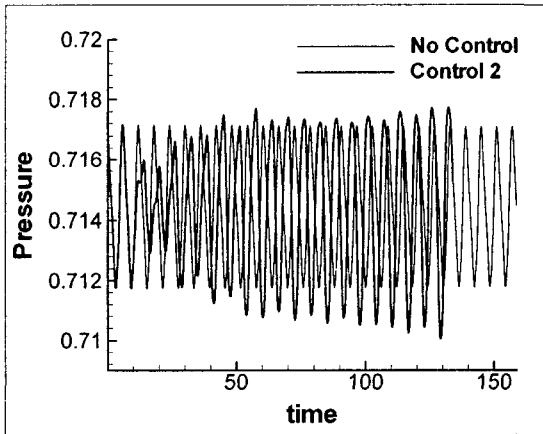


Fig. 5. Far-field acoustic signals at $x=0, y=8D$ position from the leading edge of cavity. (Control Method 2)

이러한 단점을 보완하기 위해서는 구동기의 위치를 공동의 leading edge로 옮기는 새로운 구동 시스템 설계가 요구된다. 또한, 구동기와 공명소음의 주파수를 같게 할 경우, 처음에는 위상이 180°

달라도 일정 시간이 지나면 공동의 공진 위상이 변화하여 구동기의 위상과 같아져, 소음이 더욱 증폭되는 현상이 발생한다. 따라서 이를 보완하기 위하여 일정 시간이 지날 때마다 구동기의 위상을 180° 씩 변화시켜주는 방법이 사용될 수 있다. 이와 같은 제어 기법을 개발하면 그 적용범위가 아주 넓은 강인(robust)한 제어시스템이 될 것으로 생각된다.

제어방법 3의 적용 결과 :

소음이 커질 때 주파수의 변화율을 조절하는 제어방법으로 식 (7)을 적용한 결과, Fig. 6와 같은 결과가 나왔다. 상당히 잘 제어되어, 500 단위시간이 지났을 때는 기존 공명소음의 약 30 %를 줄였다. 또, 일반적으로 마이크를 이용하는 ANC(active noise control)의 경우, 원하는 몇 개의 점에서는 소음이 감소하지만, 전체적으로는 소음이 증가하는 경향을 보인다. 그러나, 본 연구에서는 지정된 위치에서만 소음 저감을 시킨 것이 아니라, 소음원 자체를 제어하였으므로 전체적인 소음이 감소한다. Fig. 7은 공동의 leading edge에서의 압력변화를 나타낸 것으로써 소음원 자체가 계속 감소하고 있음을 확인할 수 있다.

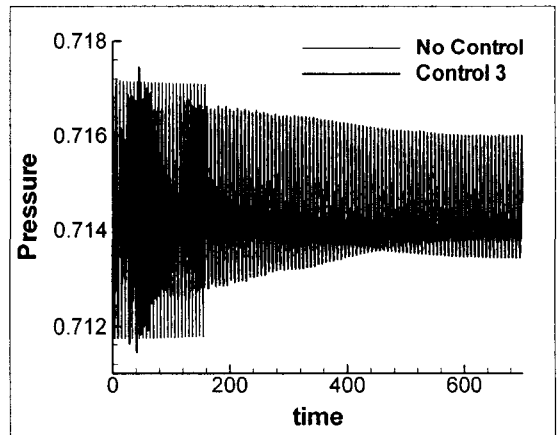


Fig. 6. Far-field acoustic signals at $x=0, y=8D$ position from the leading edge of cavity. (Control Method 3)

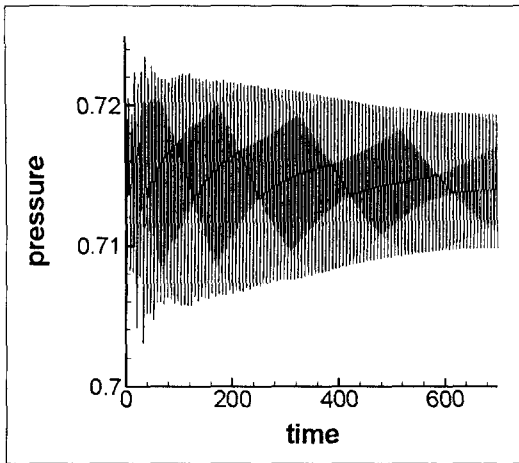


Fig. 7. Pressure signals at the leading edge
(Control Method 3)

4. 결론

본 연구에서는 공동에서 발생하는 소음을 저감할 수 있는 제어기법을 제안하고, 수치해석을 통하여 모사하여보았다. 유동과 소음을 동시에 해석할 수 있는 고차-고해상도 수치기법을 사용하므로써, 공동에서 발생하는 공진 현상을 정확히 모사할 수 있었다.

세 가지 제어 기법을 제안하였으나, 첫 번째 방법과 두 번째 방법은 아직 약간의 보완을 필요로 한다. 그러나, 세 번째 방법은 현재의 수준에서도 상당한 제어 효과를 거둘 수 있었다. 구동기의 위치를 소음원에 직접 영향을 미치는 leading edge로 옮기면 더욱 효과적인 제어가 가능하리라 기대된다.

5. 후기

본 연구는 과학재단의 특정기초 연구과제인 '유동과 소음의 되먹임 관계 규명 및 제어(R01-1999-00264)' 연구의 일환으로 수행되었습니다. 본 연구를 수행할 수 있도록 도움을 주신 과학재단에 감사를 드립니다.

6. 참고문헌

(1) K. Krishnamurty, "Sound radiation from

surface cutouts in high speed flow," PhD thesis, California Institute of Technology, 1956.

(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) C. K. W. Tam and P. J. W. Block, "On the tones and pressure oscillations induced by flow over rectangular cavities," J. Fluid Mech., Vol. 89, 1978, pp. 373-399.

(4) D. Rockwell and E. Naudascher, "Review-Self-sustaining oscillations of flow past cavities, Journal of Fluids Engineering," Transactions of the ASME, Vol. 100, 1978, pp. 152-165.

(5) T. Colonius, A. J. Basu and C. W. Rowley, "Numerical investigation of the flow past a cavity," AIAA paper 99-1912.

(6) L. N. I. Cattafesta, M. S. Kegerise and G. S. Jones, "Experiments on compressible flow-induced cavity oscillations," AIAA paper 98-2912.

(7) C. M. Shieh and P. J. Morris, "Comparison of two- and three-dimensional turbulent cavity flows," AIAA paper 2001-0511.

(8) V. Sarohia, and P. F. Massier, "Control of Cavity Noise," Journal of Aircraft, Vol. 14, No. 9, 1977, pp. 833-837

(9) R. L. Sarno, and M. E. Franke, "Suppression of Flow-Induced Pressure Oscillations in Cavities," Journal of Aircraft, Vol. 31, No. 1, 1994, pp.90-96

(10) L. Shaw, and S. Northcraft, "Closed Loop Active Control for Cavity Acoustics," AIAA paper, 99-1902, May, 1999

(11) L. Shaw, "Active Control for Cavity Acoustics," AIAA paper 98-2347, June, 1998

- (12) L. Mongeau, M. A. Franchek, and H. Kook, "Control of Interior Pressure Fluctuation due to Flow over Vehicle Openings," AIAA paper 99-1813, 1999
- (13) M. J. Stanek, G. Raman, V. Kibens, J. A. Ross, J. Odedra, and W. Peto, "Control of Cavity Resonance Through Very High Frequency Forcing," AIAA paper 2000-1905, 2000
- (14) T. Kestens, and F. Nicoud, "Active Control of an Unsteady Flow over a Rectangular Cavity," AIAA paper 98-2348, June, 1998
- (15) B. R. Smith, J. K. Jordan, E. E. Bender, S. N. Rizk, and L. L. Shaw, "Computational Simulation of Active Control of Cavity Acoustics," AIAA paper 2000-1927, 2000
- (16) Stevens, J. and Ahuja, K., "Recent advances in active noise control," AIAA Journal, Vol. 29, No. 7, 1991, pp. 1058-1067
- (17) Kim, J. W., and Lee, D. J., "Optimized Compact Finite Difference Schemes with Maximum Resolution," AIAA Journal, Vol. 34, No. 5, 1996, pp. 887-893
- (18) 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, October, 1994
- (19) 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
- (20) 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
- (21) Poinso, 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
- (22) D. N. Heo and D. J. Lee, "Numerical Investigation of the Cover-Plates Effects on the Rectangular Open Cavity," AIAA paper 2001-2127, 2001