



전산공력음향학(CAA) 소개 및 응용사례

Introduction to the Computational AeroAcoustics and Its Applications

This paper presents a review of the methodology, problems and progress in computational aeroacoustics(CAA). The nature, characteristics, and objectives of aeroacoustics problems are quite different from the commonly encountered CFD problems. In this paper, computational methods that are designed especially for CAA applications are introduced. The potential offered by CAA, the numerical issues which need to be given careful attention, and some of the recent progress in solving aeroacoustic problem are discussed

○이 덕 주¹⁾, 심 인 보²⁾, 허 대 념³⁾

Duck-Joo Lee, In-Bo Shim, Dae-Nyoung Heo

1. 서 론

과학기술의 발달은 새로운 운송수단, 즉 자동차, 철도, 비행기, 로켓 등을 출현시킴으로써 인간에게 편리를 제공하였다. 이는 인간에게 커다란 과학 문명의 혜택이었으며, 지금껏 주로 성능향상 위주로 많은 연구들이 이루어졌다. 운송기계 뿐 아니라 여러 가지 산업기계의 성능 향상은 부수적으로 보다 더 큰 소음을 야기한 반면, 조용하고 쾌적한 환경을 추구하는 사회적 욕구는 더해가기 때문에 소음은 이제 더 이상 부수적인 문제가 아니다.

항공기나 자동차의 발달과 더불어 공력음향학(Aeroacoustics)이란 새로운 분야가 바야흐로 태동하게 되었는데, 이것은 공기역학적 힘 또는 유동자체의 비정상 거동에 기인하는 특성을 갖는다. 초기 공력음향학 범주에서 소음연구는 프로펠러 비행기와 헬리콥터 등에 의한 소음해석, 그리고 제트기의 발달로 제트소음에 대한 연구로 시작하였으나, 점차 환경문제, 상업적 경쟁력 등의 민간적인 차원에서 공력음향학에 대한 관심과 요구가 대단히 필요하게 되었다. 이를 바탕으로 가전제품의 진공청소기나 냉장고의 냉매 압축기, 자동차의 라디에이터 팬, 가전제품의 팬, 항공기 엔진이나 발전소의 제트 소음, 프로펠러 비행기나 헬리콥터 로터의 소음, 고속 전철이나 고속 항공기의 객실 소음, 잠수함의 소나에서의 신호, 고속비행체의 표면 압력 변동 등등 공력음향학에 대한 범주와 이에 따른 수요가 매우 많아지고, 이에 대한 연구와 해석적 방법의 개발, 산업 분야에서의 응용 등이 활발히 이뤄지고 있다.

이렇게 여러 범주인 공력음향학 문제들을 해석하기 위해서는 과거에는 주로 이론적이거나 해석적인 방법을 이용하였다. 주어진 유동음원으로부터의 음향방사 문제는 Lighthill 방정식, 움직이는 물체효과를 고려한 Ffocws Williams-Hawkings 방정식, 그리고 유동방정식을 변형시킨 Phillips나 Lilley 또는 Howe방정식 등이 사용되었다. 이러한 이론 공력음향학의 방법들은 간간 음향장 해석의 유용한 도구로 쓰여졌지만, 유동에 의한 원천항(source term)을 먼저 알아야 하고, 복잡한 형상에 적용하기 어려운 점이 있어 실험에 의한 연구에 많은 부분 의존할 수 밖에 없었다.

1) 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 (Tel:042-869-3710, E-mail:djlee@mail.kaist.ac.kr)

2) 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 (Tel:042-869-3756, E-mail:ibshim@acoustic.kaist.ac.kr)

3) 한국과학기술원 기계공학과 항공우주공학전공 (Tel:042-869-3756, E-mail:nyoung@acoustic.kaist.ac.kr)

그러나, 컴퓨터의 급격한 발달, 공력음향학과 전산유체역학(CFD)의 자연스런 합류 그리고 발전된 수치해석 기법 등에 의해, 전산공력음향학(Computational Aeroacoustics, CAA)라는 강력한 도구를 연구하고 이용하는 학문이 태동하게 되었다. 전산공력음향학은 유동에 의해 생성된 음향장과 유동장-음향장의 상호작용을 직접모사하는 것으로써 유동에 의해 발생하는 음원 자체에 대한 연구 및 유동에 의한 음향장과 유동장의 상호작용을 함께 고려하며, 고전음향학과는 달리 주파수 영역이 아닌 시간 영역에서 주로 문제를 해석한다.

CAA에 범주에 속하는 방법들은 크게 두가지 부류로 나눌 수 있다. 첫째는 선형화된 Euler 방정식을 이용하여 주어진 유동장에서의 음향장을 계산하는 방법이다. 두 번째는 비선형 유동방정식을 그대로 이용하는 방법으로 Euler나 Navier-Stokes 방정식을 가정없이 사용하는 것이다. 선형화된 Euler 방정식을 이용하는 방법은 주파수 영역의 Helmholtz 방정식을 이용하는 것보다 유동효과를 고려하기 쉬우며, 비선형 유동방정식일때보다 시간이 적게 들지만, 음향과 유동을 지배방정식에서 분리하였으므로 일반적인 유동-음향 상호작용을 해석하기에는 여러 어려움이 있다. 바로 이러한 것이 비선형 유동방정식을 이용하는 장점이 된다.

2. 지배 방정식 및 수치기법

2.1. 고전음향학

소음에 대한 초기의 연구는 연속 방정식과 선형화된 비점성 운동량 방정식으로부터 유도되는 Wave Eq.으로부터 시작되었다.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' \equiv 0 \quad (1)$$

$$\text{or } \frac{\partial^2 p}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 p \equiv 0$$

여기서, ρ' , p 는 음향 밀도와 압력이다. Wave Eq.은 p 가 일정한 주파수인 경우에 대해 다음과 같은 Helmholtz Eq.을 얻을 수 있다.

$$(\nabla^2 + k_0^2) \bar{p} = 0 \quad (2)$$

여기서, $p = \bar{p}(\omega) e^{i\omega t}$ 이며 k_0 는 wave number로 $k_0 a = \omega$ 가 성립한다. 일반적인 Helmholtz Integral Eq.은 다음과 같다.

$$p(x, \omega) = \int \int_S \left\{ \frac{e^{ik_0 r}}{4\pi r} \frac{\partial p(y, \omega)}{\partial n} - p(y, \omega) \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{e^{ik_0 r}}{4\pi r} \right) \right\} dS(y) \quad (3)$$

표면에서의 p 와 $\frac{\partial p}{\partial n}$ 를 알면 Kirchhoff Eq.이 된다.



2.2. 음향 삼사 방정식

유동에 의해 발생하는 소리를 수학적, 물리적으로 이해 가능하게 하는 이론은 Lighthill[1]에 의해 처음으로 유도되었다. 그는 유체역학의 비선형 운동량 방정식과 연속 방정식에서 공기역학적으로 생성되는 소음원의 항을 갖는 완전한 방정식인 Lighthill's Eq.을 얻어냈다.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (4)$$

$$T_{ij} = \sum_{i,j=0}^3 \widetilde{w}_i \widetilde{w}_j + (p - \rho c_0^2) \delta_{ij}$$

T_{ij} 는 Lighthill의 stress tensor이다. Lighthill 식을 다시 경계면이 움직이는 경우로 확장시킨 Ffowcs Williams and Hawkins Eq.[2]은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \rho' = & \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_{v, \zeta(t_0)} \left[\frac{T_{ij}}{r(1-M_d)} \right] d\zeta - \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_i} \int_{S, \zeta(t_0)} \left[\frac{f_i}{r(1-M_d)} \right] dS(\zeta) \\ & - \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial}{\partial x_j} \int_{v, \zeta(t_0)} \left[\frac{\rho_0 a_j}{r(1-M_d)} \right] d\zeta + \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_{v, \zeta(t_0)} \left[\frac{\rho_0 V_i V_j}{r(1-M_d)} \right] d\zeta \end{aligned} \quad (5)$$

T_{ij} , f_i , $\rho_0 a_j$, $\rho_0 V_i V_j$ 는 각각 stress tensor, surface force, 가속도에 비례하는 dipole source의 크기, quadrupole source의 크기를 의미하며, r , M_d 는 관측자까지의 거리와, 전파방향으로의 마하수를 의미한다. 이러한 이론공력음향학의 방법은 음향해석에 유용한 도구로 사용되어 왔지만, 유동에 의한 소음원의 원천항을 먼저 알아야하는 어려움이 있고, 실험 등의 방법에 의존해야 하며, 복잡한 형상에 대해서는 적분이 곤란한 문제가 있다.

2.3. 전산공력음향학

2.3.1. 지배방정식

최근에는 유체유동과 유동에 의한 소음을 함께 해석하려는 요구와, 컴퓨터와 수치해석기법의 발달로 전산공력음향학(CAA, computational aeroacoustics)라는 새로운 분야가 생겼다. 전산공력음향학은 유동장과 음향장을 지배하는 방정식을 직접 계산하는 방법[3]으로서 유동에 의해 발생하는 음원 자체에 대한 연구 및 유동에 의한 음향장과 유동장의 상호작용을 같이 고려한다. 지배방정식으로는 Euler 방정식, Navier-Stokes 방정식, 또는 그 변형 형태로 교란 오일러식 등이 있다. 최근에는 컴퓨터와 수치기법의 발달에 힘입어 유동변수와 음향변수가 복합된 완전한 Navier-Stokes 식을 가정없이 계산하는 직접 수치모사법 (DNS, Direct Numerical Simulation)[4],[5]이 활발히 연구되어지고 있는 상황이다. 3차원의 Navier-Stokes Eq.은 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \quad (6)$$

2.3.2. 수치기법



전산공력음향학은 공간 차분에 대해서 높은 해상도와 고차의 잘삭차수(truncation order)를 갖는 정확한 수치기법을 필요로 한다. 이러한 공간 차분법 중에서 대표적인 것이 OHOC(Optimized High-Order Compact) Scheme[6],[7]이다. 7 points stencil을 기반으로한 Pade 식은 다음과 같다.

$$\beta f'_{i-2} + \alpha f'_{i-1} + f'_i + \alpha f'_{i+1} + \beta f'_{i+2} = c \frac{f_{i+3} - f_{i-3}}{6\Delta x} + b \frac{f_{i+2} - f_{i-2}}{4\Delta x} + a \frac{f_{i+1} - f_{i-1}}{2\Delta x} \quad (7)$$

위 식에서 Taylor 급수전개를 이용하여 계수들을 비교하고, Fourier analysis를 통해 위상 오차와, 확산 오차를 최소화할 수 있도록 계수들을 최적화함으로써 각 계수를 결정할 수 있다. 계산의 정확도가 가장 우수하다고 알려져 있는 OSOT(Optimized Sixth-Order Tridiagonal) Compact Scheme과, OFOP(Optimized Fourth-Order Pentadiagonal) Compact Scheme의 계수는 다음과 같다.

<i>OSOT Compact Scheme</i>	<i>OFOP Compact Scheme</i>	
$\alpha = 0.408589269$	$\alpha = 0.59001082$	
$\beta = 0$	$\beta = 0.09779792$	
$a = 1.568098212$	$a = 1.27967280$	(8)
$b = 0.271657107$	$b = 1.05119198$	
$c = -0.02257678$	$c = 0.04475268$	

상기에서 언급한 최적화된 집적유한차분법(OHOC)은 복잡한 형상 적용에 어려움이 있으므로, 이런 경우는 고차의 정확도를 갖고, 고해상도로 충격파를 포착할 수 있는 FVM(Finite Volume Method)인 ENO(Essentially Non-Oscillatory) Scheme[8],[9]이 많은 각광을 받고 있다. ENO Scheme은 adaptive stencil을 사용함으로써, 고차의 정확도를 갖고, 비물리적 진동 없이 충격파를 포착할 수 있다. 그러므로 충격파가 존재할 경우 다른 수치기법에 비해 robust한 특징을 가진다. 그러나, smooth한 영역에서는 adaptive stencil이 오히려 수렴성을 저해하는 영향이 있으므로, Casper and Meadows[10]가 제안한 linear and nonlinear biasing stencil 기법을 사용함으로써 이러한 문제점을 해결할 수 있다. Harten-Yee[11]의 Flux Difference Splitting 계열의 Upwind-ENO 기법을 적용하면, 경계면에서의 수치적 유량항 (numerical flux term)은 다음과 같이 표현된다.

$$\hat{F}_{i+1/2,j} = \frac{1}{2} [\hat{F}_{i,j} + \hat{F}_{i+1,j} + R_{i+1/2} \Phi_{i+1/2,j}^{ENO} / J_{i+1/2}] \quad (9)$$

이 때, $\Phi_{i+1/2,j}^{ENO}$ 를 어떤 것으로 사용하느냐에 따라 ENO Scheme의 차수가 결정된다.

2.3.3. 경계조건 및 인공감쇄항

전산공력음향학을 위한 수치기법은 비정상적인 해를 구할 수 있어야 하므로, 장시간의 계산에도 수치해의 안정성을 유지할 수 있는 물리적이고 안정적인 경계조건을 필요로 한다. 전산공력음향학을 위해 가장 널리 사용되고 있는 특성치 경계조건은, 계산영역 밖에서 안으로 유입되는 성분에 대하여 물리적으로 올바른 정보를 직접 대입하여줌으로써 내부의 수치해가 정확성을 유지할 수 있도록 고안되었다. J. W. Kim & D. J. Lee[12]는 직교좌표계에서 일반좌표계로 확장함으로써 일



반화된 특성치 경계조건(Generalized Characteristic Boundary Condition)을 발표하였다. 특히 vortex가 경계면을 빠져나갈 때는 비물리적 반사가 발생하게 되므로, 이를 억제하기 위해서는 Poinsoot and Lele[13]의 경계조건을 적용하거나, Exit-Zone 기법[14],[15]을 사용할 수 있다.

전산공력음향학을 위한 인공감쇄항(Artificial Dissipation)은 충격파의 위치를 정확하게 계산할 수 있고, 충격파 근처의 수치적 진동을 효과적으로 억제할 수 있어야 할 뿐만 아니라, contact surface의 해상도 향상을 위해 선형파에 대한 감쇄가 억제되어야 한다. Tam[16]이 선형 및 비선형 음향파의 계산을 위해 고안한 ASD(Artificial Selective Damping)는 낮은 파동수 성분의 감쇄를 억제하여 선형파에 대해 감쇄가 거의 일어나지 않고, contact surface에 대한 해상도를 높였으나, 충격파 근처에서의 수치적 진동을 억제하지 못한 단점을 가지고 있다. Jameson과 Pulliam[17]이 제안한 인공감쇄항은 충격파의 위치를 정확히 계산할 수 있고, 충격파 근처의 수치적 진동을 효과적으로 억제하였지만, 선형파에 대한 감쇄가 심하여 contact surface의 해상도가 떨어진다는 단점이 있다. J. W. Kim & D. J. Lee[18]는 이 두가지 기법의 장점을 취하여 비선형파와 선형파 모두에 효과적으로 작용할 수 있는 ANAD(Adaptive Nonlinear Artificial Dissipator)을 제안하였다.

3. 전산공력음향학의 응용사례

3.1. 기본적인 형상의 응용

3.1.1. Circular Cylinder 소음

저마하수 유동이 circular cylinder를 지날 때 발생하는 소음은 Reynolds 수에 따라 다른 특성을 보인다.[19] 아주 낮은 Reynolds 수에서는 유동의 separation이 발생하지 않고, Reynolds 수가 5 이상이 되면 한 쌍의 fixed vortex가 발생하게 된다. Reynolds 수가 커짐에 따라, 주기적으로 vortex가 떨어져 나가 staggered vortex sheet가 형성되고, 더욱 커지면 완전한 난류가 발생하여 separation point가 뒤로 움직이고, 저항이 줄어든다. Reynolds 수가 변화함에 따라 유동 특성이 변화하게 되고, 따라서 소음도 큰 차이를 보이게 된다. Fig. 1과 같은 O-type 격자계를 사용하여, Reynolds 수 400, inflow mach number 0.3인 circular cylinder를 해석하였다.[20] Navier-Stokes Eq.을 해석하기 위해, 공간차분법과 시간적분법으로 OHOC Scheme와 4th-order Runge-Kutta법을 사용하였고, 벽면에서의 비물리적인 반사를 억제하고 vortex가 잘 빠져나가도록 하기 위해 일반좌표계에서의 특성치 경계조건과, Exit-Zone 기법을 사용하였다. Fig. 1의 pressure contour에서와 같이 vortex의 생성 메카니즘과 소음 방사를 실시간으로 정확히 계산할 수 있었다. Fig. 2는 시간에 따른 양력, 저항 계수와, far-field에서의 acoustic signals을 나타낸 것으로써, analytic 해와 정확히 일치하였다. Fig. 3은 크기가 같은 두 개의 실린더가 거리가 멀어짐에 따라 발생하는 v 표면 압력변화를 해석한 것이다.[20] 비압축성 Navier-Stokes Eq.을 FEM(Finite Element Method)을 이용하여 해석하였다. Streamline과 양력 계수에서 볼 수 있듯이 두 번째 실린더가 첫 번째 실린더에서 발생하는 vortex를 제어하는 역할을 한다. 따라서, 두 개의 실린더에서 거리 변화에 따른 소음 증감 및 감쇄를 해석할 수 있고, 소음 발생이 최소가 되는 최적거리를 해석할 수 있다.

3.1.2. 제트 소음

제트 소음은 고속의 흐름과 대기의 혼합에 의해서 발생하는 소음과, 초음속 제트에서의 충격파와 팽창파에 의한 소음을 말한다. 이 예로는 로켓 발사체 배기 화염, 항공기 제트 엔진이나 발전

소의 보일러 바이패스 밸브등에서 그 예를 들 수 있다.[19] 제트 흐름은 Lighthill의 응력 텐서가 소음원으로 작용하게 되며 아음속인 경우 소음 수준은 제트 속도의 8승에 비례하게 되고, 제트 속도가 음속을 넘는 경우엔 속도의 3승에 가까워지게 됨이 알려져 있다. Fig. 4는 노즐 출구에서의 압력이 대기압과 같은 마하수 1.5의 축대칭 압축성 제트 소음을 해석한 것이다. 고차-고해상도로 충격파를 포착하기 위하여 nonlinear stencil biasing 기법을 적용한 ENO scheme을 사용하였다. Pressure contours를 보면 vortex ring 근처에서 shock wave가 생성되고, mach wave가 일정한 각도로 방사됨을 볼 수 있다. 그리고, vorticity contours를 통해 vortex roll-up 현상을 가시화할 수 있다.

3.1.3. Cavity 소음

항공기 및 수송기에서 open cavity는 유동과 소음의 공진(resonance)에 의해 강한 압력교란을 발생한다.[21],[22] Cavity의 leading edge에서 shear layer의 불안정성이 발생하여 vortex을 생성하고, 이 vortex들은 유동을 따라 전파되어 cavity의 downstream edge와 부딪치거나 cavity을 빠져나가 소음원으로 작용하게 된다. 따라서, 전영역으로 소음이 방사되고, leading edge의 shear layer에 추가적인 불안정성을 유발하게 된다. 이러한 유동과 소음의 공진은 큰 소음을 발생시킬 뿐만 아니라 공력음향하중으로 작용하여 심각한 구조물 파괴의 원인이 되기도 한다. Fig. 5은 직교좌표계에서 Navier-Stokes Eq.을 해석함으로써 open cavity에서 발생하는 유동과 소음의 공진 현상을 모사하고 far-field에서의 소음 방사를 가시화 하였다. 수치해석 기법으로는 OHOC Scheme과 4th-order Runge-Kutta법을 사용하였다. Cavity의 높이에 대한 길이의 비가 커짐에 따라서, inflow mach number가 커짐에 따라서, 그리고 leading edge에서의 momentum thickness가 커짐에 따라서 shear-flow mode에서 wake mode로의 transition이 발생함을 알 수 있었다.

3.2. 복잡한 형상의 응용

3.2.1. 항공기 팬 소음의 방사

항공기 팬 소음은 기체 내부로 전파하여 승객에게 불쾌감을 주고 외부에 방사하여 공항 근처에 심각한 소음 공해를 유발한다. Fig. 6은 팬 소음의 근거리 및 원거리 방사를 이해하기 위하여 OHOC Scheme을 사용하여 엔진 입구의 음향장을 해석하였고, Kirchhoff 방법을 사용하여 원거리 음향장을 구하였다.[23] 엔진 팬 및 압축기 소음원은 Tyler & Sofrin 모델[24]을 이용하였고, 근거리 유동장 및 음향장에는 Euler 방정식을 적용하였다.

3.2.2. 발전소 보일러 소음

보일러에 위험 압력이 걸리는 경우, 압력강하를 위해 기체를 외부로 방출하는 경우가 생긴다. 이 경우 100기압 정도의 매우 높은 기체가 대기로 자유 방출되면서 심각한 소음을 발생시키게 된다. 고압 기체가 대기로 방출되는 과정에서 충격파가 발생되며, 초음속 제트가 디퓨저의 공극들을 통하여 빠져나간다. 디퓨저의 크기 및 공극 개방을 등을 조절하면 이러한 소음을 상당히 저감할 수 있으며, 디퓨저 후방에 적절한 스플리터 머플러를 설치함으로써 더욱 효과를 얻을 수 있다. Fig. 7은 보일러용 디퓨저 소음기를 통과하는 유동 현상을 수치해석 기법으로 모사한 결과이다. 축대칭 오일러 방정식을 OHOC Scheme과 4th-Order Runge-Kutta법으로 풀이하였다.

3.2.3. 자동차 엔진의 흡배기 소음



자동차 흡기밸브의 개폐에 따라서 강한 압력파가 흡기관을 따라 밖으로 전파하게 된다. 본 문제를 해석하기 위해서, 축대칭 비정상 압축성 Navier-Stokes Eq.을 이용하여 ENO Scheme으로 문제에 접근하였다.[25] 이의 모사를 위해 단일 실린더와 밸브를 갖는 문제로 단순화 하였고, 동적 격자계를 이용하여 피스톤의 하강으로 유동이 유입되게 하였다. 본 연구를 통하여 흡기계의 주된 소음원은 피스톤의 하강으로 흘러들어 오던 유동이 흡기 밸브가 닫힘으로써 유동의 운동에너지가 압력으로 변환되어 강한 압력서지(pressure surge) 현상이 발생됨을 알 수 있다. Fig. 8의 pressure contours는 축대칭 3차원 엔진 내부에서의 압력분포 및 흡배기계를 통한 소음 방사를 가시화 한 것이다. 또, 오른쪽 그림은 흡기 밸브가 닫힌 후 압력서지의 전파를 보기위해 $x-t$ 영역에서 나타낸 것이다. 그림에서 기울기가 가파른 것은 압력파로서 음속으로 전파됨을 볼 수 있고, 완만한 것은 유동이 벽에 부딪혀 생긴 와류가 흘러내려가는 것이다. 이 압력파는 쉽게 감쇠가 되지 않고 방사된다.

3.2.4. 원심팬 소음해석

팬소음은 case와 duct 등의 scattering 효과로 발생하므로, 공력음향학적인 소음원을 계산하기가 어렵다. Fan을 모델화하고, 빠르고 정확하게 유동장을 계산하기 위하여 vortex method를 사용하고, 팬 깃에 걸리는 힘의 비정상 신호로부터 음압신호를 얻기 위하여 음향상사방법을 사용하였다. 그러나, 음향상사방법은 자유유동장에서만 사용할 수 있으므로, 벽면효과를 고려하기 위하여 Kirchhoff-Helmholtz BEM(Boundary-Element Method)[26]를 사용하였다. Fig. 9의 왼쪽 그림은 비정상적인 vortex 입자들의 경로와 깃에 작용하는 힘의 변화를 나타내고, 오른쪽 그림은 팬 주위의 pressure contours를 나타낸다. Fig. 10은 원심팬의 소음 해석 결과를 Noise[27]의 실험치와 비교하였다. 이 때, 실험치(circle)과 수치적으로 해석된 SPL(rectangle)은 BPF와 higher harmonics 에서 거의 같은 값을 갖게 됨을 확인할 수 있다.

4. 결론

공력음향학의 개략적 소개와 최근 많은 연구가 진행되고 있는 전산공력음향학의 연구방법과 응용사례를 살펴보았다. 19세기말 물리현상의 이해로 시작한 공력음향학은 1940년대 후반부터 항공분야와 함께 발전하여 유동소음과 관계있는 다양한 분야로 확대되었다. 최근, 급속한 컴퓨터의 발달과 함께 많은 수치기법의 연구가 이루어져 전산공력음향학은 과거 해석하지 못한 복잡한 조건에서의 유동-소음을 연구하고 또한 유동소음에 대한 특성파악에 많이 쓰이고 있다. 전산공력음향학은 비정상해를 얻기위한 방법이며, 적은 에너지의 음향파를 포착하기 위해 고차의 수치기법, 비반사 경계조건 등이 사용되며 보다 정확한 해를 얻기위해 아직도 많은 연구가 이루어지고 있다. 또한, 현재 개발된 방법으로 자동차, 항공기, 산업장비 등에서의 공력소음을 예측하고 저감하기 위한 노력들이 많이 추진되고 있다. 그러나, 유동만을 계산할때와는 달리 많은 격자를 필요로 하고, 고차 수치기법을 일반적인 형상에 적용할 때 많은 문제점이 나타나므로 아직도 많은 연구가 필요하다.

참고문헌

- [1] Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically:I. General Theory", Proceedings of the Royal Society, London, A221(1107), pp.564-587, 1952
- [2] Ffowcs Williams, J. E. and hawkins, D. L., "Sound Generation by Turbulence and



- Surfaces in Arbitrary Motion", *Philosophical Transactions of the Royal Society*", London, A264, pp.321-341, 1969
- [3] Lee, D. J., Hwang, C. J., Ko, D. K., and Kim, J. W., "Comparative Study of Numerical Schemes of TVD3, ENO3-ACM and Optimized Compact Scheme," ICASE/LaRC Workshop on Benchmark Problem in Computational Acoustics, USA, Serial 1, pp. 47-57, 1996
- [4] Lele, S. K., "Direct numerical simulation of compressible free shear flows," AIAA Paper 89-0374, 1989
- [5] Tam, C. K. W. and Webb, T. C., "Dispersion-Relation Preserving Schemes for Computational Aeroacoustics," DGLR/AIAA 92-02-033, 1992
- [6] Kim, J. W. and Lee, D. J., "Optimized Compact Finite Difference Schemes with Maximum Resolution," AIAA Journal, Vol. 34, No. 5, pp. 887-893, 1996
- [7] Kim, J. W. and Lee, D. J., "Numerical Simulation of Nonlinear Waves using Optimized High-Order Compact Scheme," CFD Journal, Vol. 5, No. 3, pp. 281-300, 1997
- [8] J. Y. Yang, "Third-order nonoscillatory schemes for the Euler equation," AIAA Journal, Vol. 29, 1991, pp. 1611-1618
- [9] D. K. Ko and D. J. Lee, "Development of an efficient fourth-order non-oscillatory scheme for compressible flows," Computational Fluid Dynamics Journal, Vol. 6, 1998, pp. 519-526
- [10] K. R. Meadows, D. A. Caughey, and J. Casper, "Computing unsteady shock waves for aeroacoustic applications," AIAA paper 93-4329, 1993
- [11] H. C. Yee, "A class of high-resolution explicit and implicit shock-capturing method," NASA TM101088, 1989
- [12] 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
- [13] 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
- [14] T. Colonius, S. K. Lele, and P. Moin, "Boundary conditions for direct computation of aerodynamic sound," AIAA J., Vol. 31, pp. 1574-1582, 1993
- [15] J. B. Freund, "Proposed inflow/outflow boundary condition for hyperbolic systems," AIAA J., Vol. 35, No. 4, pp. 740-742, 1997
- [16] Tam, C. K. W., and Shen, H., "Direct Computation of Nonlinear Acoustic Pulses Using High-Order Finite Difference Schemes," AIAA Paper 93-4325, October 1993
- [17] Pulliam, T. H., "Artificial Dissipation Models for the Euler Equations," AIAA Paper 85-0438, 1985
- [18] Kim, J. W., and Lee, D. J., "Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation Model for Computational Aeroacoustics," 3rd CAA Workshop on Benchmark Problems, USA, November, 1999
- [19] William K. Blake, "Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration", ACADEMIC PRESS. INC., 1986
- [20] Kim, J. W., Jeong, C. M., Heo, D. N., and Lee, D. J., "Direct Computation of Sound



Generation and Radiation from a Singing Wire," 137th Regular Meeting of Acoustical Society of America, Germany, March, 1999

- [21] C. K. W. Tam, "The acoustic modes of a two-dimensional rectangular cavity," *Journal of Sound and Vibration*, 49(3), 353-364, 1976
- [22] 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
- [23] 심인보, 이덕주, "항공기엔진 소음의 방사해석기법 연구," 한국항공우주공학회 1999년도 춘계 학술대회, pp. 139-142
- [24] Tyler, J. M., Sofrin, T. G., "Axial Flow Compressor Noise Studies," *SAE Transaction*, Vol. 70, pp. 309-332, 1962
- [25] Y. S. Kim and D. J. Lee, "Numerical Prediction of I. C. Engine Intake Noise with a Moving Piston and a Valve," 5th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, 99-1833, 1999
- [26] WanHo Jeon, Duck Joo Lee, "An Analysis of the Flow and Sound Field of a Centrifugal Fan Located Near a Wedge," 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 99-1830, 1999
- [27] Neise, W., "Application of Similarity Laws to the Blade Passage Sound of Centrifugal Fans," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 43, No. 1, pp. 61-75, 1975

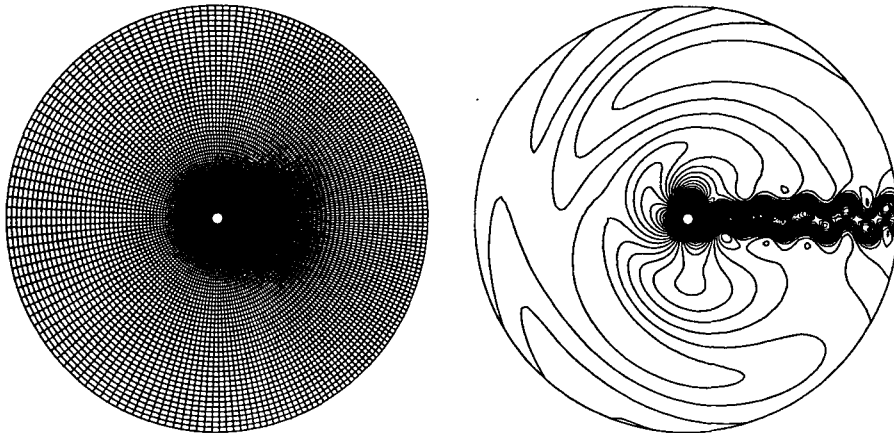


Fig. 1. Grid mesh system for the computation of circular cylinder flow and the pressure contours

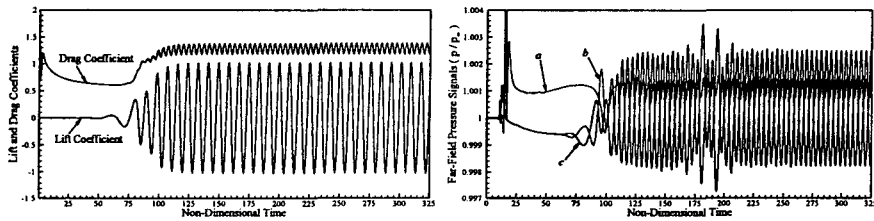


Fig. 2. Time-dependent signals of lift, drag coefficient and far-field pressures :
a. at the front end
b. at the upper end
c. at the lower end of far-field boundary

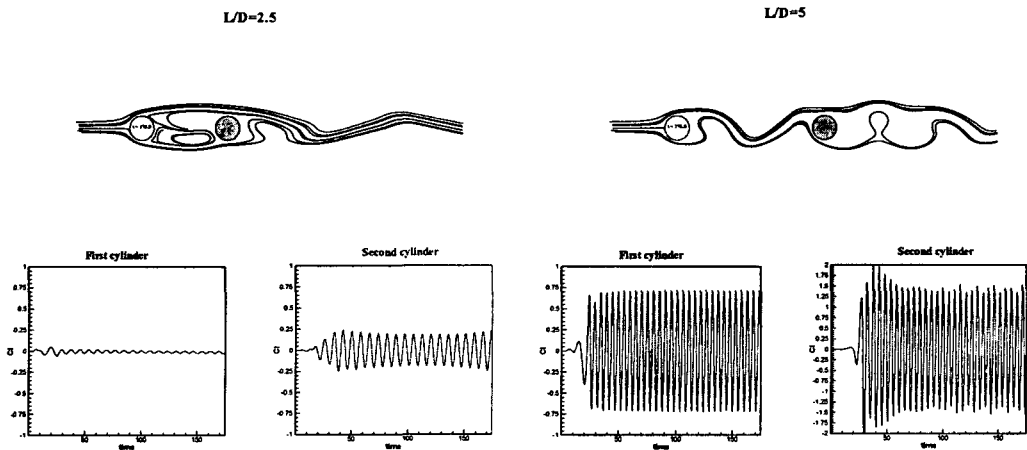


Fig. 3. Stramlines and lift coefficient signal of the FEM computation for twin cylinders.

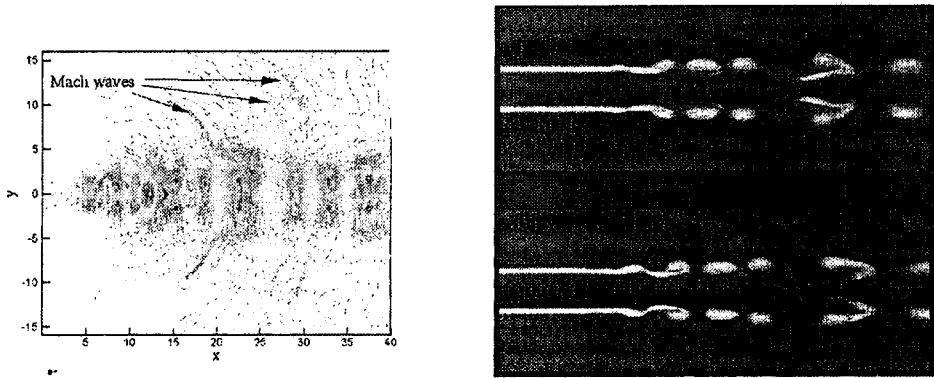


Fig. 4. Pressure contours and vorticity contours of jet flow

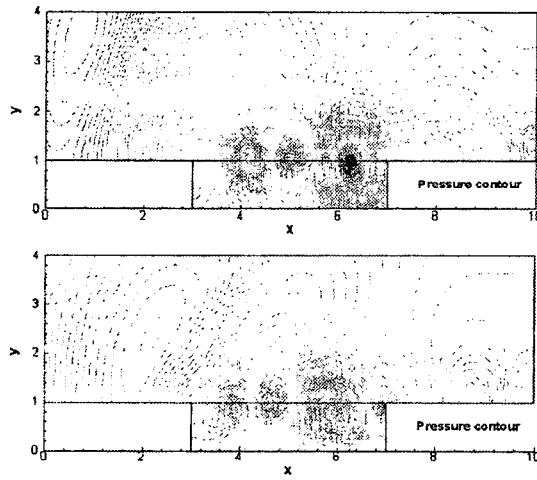


Fig. 5. Pressure contours near to open cavity at different two stage

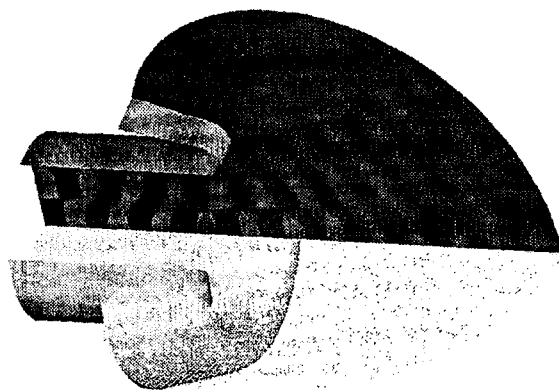


Fig. 6. Sound radiation from aircraft engine (JT15D) inlet

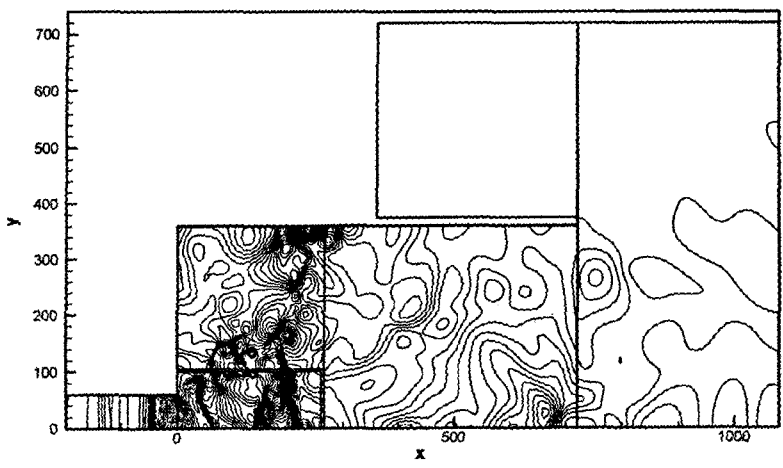


Fig. 7. Pressure contours for the radiation field in the diffuser silencer of the boiler

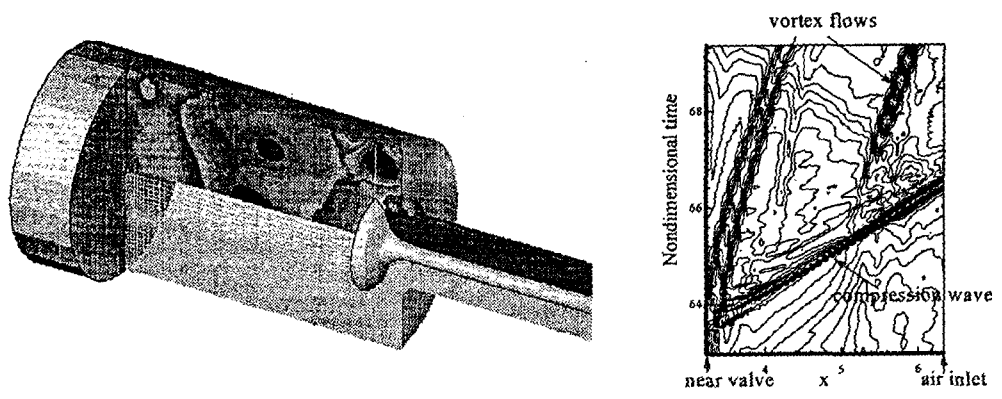


Fig. 8. Pressure contours in the engine and time histories of the pressure fluctuation at the engine inlet

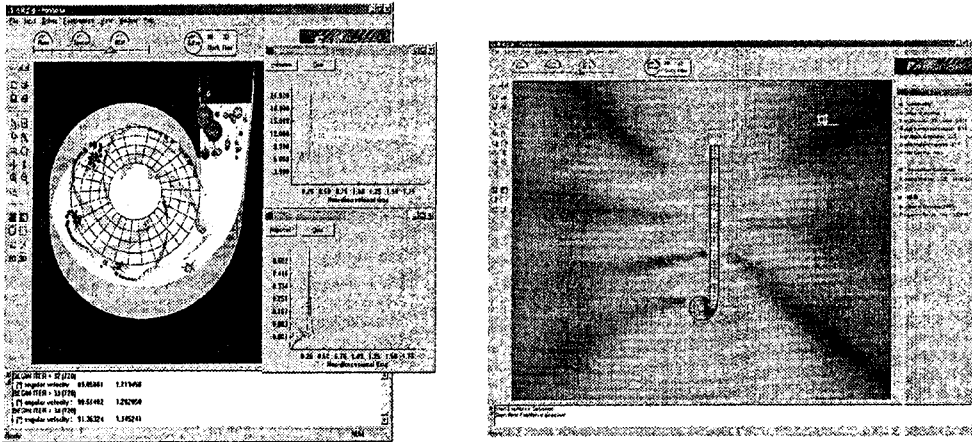


Fig. 9. Calculated unstead flow and acoustic pressure contour

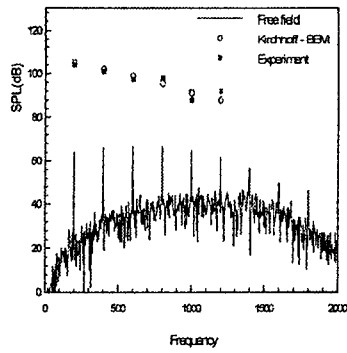


Fig. 10. Comparison of the calculated and measured acoustic pressure