

공력음향학 소개 및 응용

이 덕 주, 채 강 석

한국과학기술원 항공우주공학과, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

On Aeroacoustics and Associated Applications

Duck Joo Lee and Kang-Seog Chae

Korea Advanced Institute of Science and Technology, Department of Aerospace Engineering

E-mail: djlee@hanbit.kaist.ac.kr

1. 서론

음향학은 선형음향학, 비선형 및 저시음향학, 수중 음향, 공력음향, 구조음향학 및 진동, 건축 음향학, 소음 공학, 초음파 및 양자음향학, 심리음향학, 생리음향학, 생물음향학, 음악음향학 및 악기, 음향측정 및 재생기 등으로 분류되어 질 수있고, 물리학, 공학, 지구과학, 생명과학, 예술 등을 망라하는 종합적인 학문이다. 본고에서는 유동에 의해 유발되는 공기력(aerodynamic force)이나 유체운동(flow motion)에 의하여 생성된 음향을 다루는 음향학의 한 분야인 공력음향학을 다루고자 한다.

음향현상과 유체현상을 함께 다루어(예 Fig.1) 음향학의 새로운 분야를 개척한 사람은 위대한 물리학자인 Load Rayleigh 이다. 그의 저서 *The Theory of Sound* 2판 (1896년)의 일부인 "Vortex motion and sensitive jets" 는 많은 공력음향 현상의 중심 주제이며, 현재까지도 연구가 활발히 진행되는 분야이기도 하다.

공력음향학이 학문의 형태로 자리잡은 것은 1930년대 이후 많이 개발된 항공기나 헬리콥터의 프로펠러와 로터 소음 문제와 40년대 이후의 제트엔진 항공기 소음 문제에 기인한다². 프로펠러 것에는 유동변화에 의하여 깃 표면에는 압력의 변동이 있게 되고, 그 표면 압력 변화에 의하여 쌍극자음원(dipole source) 이 존재하게 된다. 1937년 Gutin³은 프로펠러 소음원의 쌍극자 특

성을 인식하고 최초의 성공적인 프로펠러 소음의 이론을 제시하였다. 한편, 항공기 제트소음은 고속의 유동이 정지 상태의 대기에 분사되어 유동 자체에서 나오는 소음으로 사극자음원(quadrupole)의 특성을 갖는 난류소음이 무질서하게 분포하는 특성을 갖는다.

제트소음 연구는 1952년 Lighthill의 선구적인 이론⁴ 전개로 새로운 전기를 맞았는데 이때부터 공력음향학은 본격적인 역사가 전개된다. 그는 유체역학의 운동량 방정식과 연속 방정식에서 공기역학적으로 생성되는 소음원의 항을 갖는 완전한 방정식을 얻어냈다.

Continuity Equation

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0$$

Momentum Equation

$$\rho \left(\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial c_{ij}}{\partial x_j}$$

$$c_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right)$$

where c_{ij} is viscous stress tensor

Lighthill's Equation

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

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + \delta_{ij} [(p - p_0) - c_0^2 (\rho - \rho_0)] - c_{ij}$$

where T_{ij} is Lighthill's stress tensor

Lighthill 식은 당시에 풀 수 없었지만 Lighthill 는 차원해석으로 제트 소음강도에 대한 유명한 속도의 8승 법칙을 유도하였다. 그의 이론은 고체 경계면이 존재하거나(Curle⁵), 고체 경계면이 움직이는 경우(Ffowcs Williams and Hawkings⁶)까지 확장 발전되었으며, 그 방정식의 해를 구하기 위한 노력이 지속되어왔다. 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.

최근에는 유체유동과 유동에 의한 소음을 함께 해석하려는 요구가 있고, 전산기계와 수치해석기법의 커다란 발달이 있어 전산공력음향학(CAA, computational aeroacoustics)이라는 새로운 분야가 생겼다. 전산공력음향학은 유동장과 유동에 의해 생성된 음향장을 직접 모사하는 것(Pierce⁷)으로 유동에 의해 발생하는 음원 자체에 대한 연구 및 유동에 의한 음향장과 유동장의 상호작용을 같이 고려한다.

지금까지 공력음향학의 발전사를 간략하게 살펴보면 산업사회가 발달할수록 환경문제, 상업적 경쟁력, 주거 조건 등에 의하여 소음 저감에 대한 관심과 요구가 증가하고 정부차원의 각종 규제도 점점 강화되고 있다. 항공기 이착륙시 공항 주변 소음, 자동차의 엔진 흡배기나 방열기 팬 소음, 가전제품의 팬 소음이나 냉장고의 냉매 압축기 소음, 발전소 보일러의 바이패스 제트소음, 고속 전철이나 고속 항공기의 객실 소음, 잠수함에 부착된 소나에서의 신호대 잡음비 및 추진기의 공동소음, 고속 비행체의 표면 압력 변동에 의한 구조물 하중 등 공력음향학에 대한 범주와 이에 따른 제반 문제가 헤아릴 수 없게 되었고, 이에 대한 연구와 산업 분야에서의 응용이 활발히 이루어지고 있어 공력음향학의 제2 황금기(J. Lighthill⁸)에 접어들게 되었다.

공력음향학은 비정상 유동, 난류, 와류 유동 등의 유체역학과 선형 및 비선형 음향학, 그리고 고도의 수

치해석 기법과 다양한 실험적 방법을 포함하므로 제한된 지면과 필자의 한정된 지식으로는 전체를 다루기는 어려운 문제이다. 따라서 본고에서는 먼저 전형적인 공력소음원에 대해서 설명하고, 최근 국내에서 연구되고 있는 분야에 대하여 그 연구 방법과 응용 사례를 소개하고자 한다.

2. 전형적인 공력소음원

2.1. 톤 소음(Tonal Noise)

물체 주위에 유동이 존재할 때 Karman 와류가 흐름을 따라 흘러가면서 물체 주위에 압력 변동을 일으키며 소리가 발생하는데 이를 aeolion tone⁹ 이라 한다. 유동과 물체의 상호작용에 의해서 소음 발생의 메커니즘을 갖는 소음원들 중 특정 주파수가 소음의 가장 큰 에너지를 갖는 경우를 톤 소음(tonal noise)이라 하며 그 형태를 분류하면 Fig. 2에 나타난 것처럼, 제트 와류가 구멍이 있는 벽에 부딪칠 때 생기는 hole tone, 제트의 후방에 형성된 고리와의 의한 ring tone, 제트 와류가 왜지에 부딪칠 때 생기는 edge tone 등이 있다.

2.2. 제트 소음

제트 소음은 고속의 흐름과 대기의 혼합에 의해서 발생하는 소음과 초음속 제트에서의 충격파와 팽창파에 의한 소음을 말한다. 이 예로는 항공기 제트 엔진이나 발전소의 보일러 바이패스 벨브등에서 그 예를 들 수 있다⁹. 제트 흐름은 Lighthill식에서 나타난 것처럼 Lighthill의 응력 텐서가 소음원으로 작용하게 되며 아음속인 경우 소음 수준은 제트 속도의 8승에 비례하나 제트 속도가 음속을 넘는 경우엔 속도의 3승에 가까워진다고 실험적으로 알려져 있다. Fig. 3에 제트 소음이 있다.

2.3. 와-물체 충돌 소음(Vortex-Body Impinging Noise)

와류가 물체에 부딪치면서 발생하는 소음의 예를 들면, 항공기의 제트엔진은 날개의 하방에 장착되어 있

으면서 제트 후방의 난류흐름이 조종면에 직접 또는 간접적으로 작용하여 이 물체 표면에 강한 비정상 압력 변동을 형성하게 된다.^{18,11} 이러한 경우 음압수준은 이러한 물체가 없이 제트 자체에 의한 소음보다 무려 10~15dB정도 더 높게 나타난다.

2.4. Feedback Mechanism

Fig. 4는 공동(cavity)이 있는 상부의 개방된 평면에 전단류가 형성이 되고 이 전단류가 흐름 뒷부분의 뒷개에 부딪치면서 강한 소음을 발생시키는 현상을 보이는데, 이 때 발생한 소음은 다시 전방의 전단흐름 형성에 영향을 주어서 전단류가 흘러갈 때 후방의 뒷개에 받음각을 변화 시킬 수 있다. 이것은 feedback mechanism이 전체적인 시스템의 유동과 소음 특성을 구분 짓게 하는 예이다.

2.5. 회전하는 깃(Rotating Blade, Fan and Rotor)

회전하는 블레이드에 의한 소음은 헬리콥터 로터, 프로펠러 비행기 뿐 아니라, 가전제품의 냉각 팬, 풍동 의 팬, 공기 순환용 팬, 자동차의 냉각 팬, 컴퓨터의 냉각 팬 등 많은 문제에 대해 해당된다¹². 블레이드가 회전할 때의 소음특성은 일정한 체적을 유지하는 고체면이 회전하면서 유체의 체적을 주기적으로 변화 시켜서 발생하는 두께소음, 블레이드에 분포하는 힘이 비정상적으로 그 세기나 변하거나 또는 회전하면서 힘의 방향이 주기적으로 바뀌면서 발생하는 하중소음, 그리고 블레이드 주변의 유동장에 분포하는 비정상 유동 또는 국부적인 충격파의 발생에 의한 사극음원 특성을 갖는 소음으로 분류할 수 있다.

2.6. 기타 소음 형태

고속항공기 등에 의해 형성된 충격파에 의한 sonic boom, 고속 전철 주위의 난류 유동장에 의한 객실 소음, 잠수함의 소나 부근에서 유동의 비정상 압력 변동에 의한 유동소음, 수중 스크류의 후방에 형성된 후류

주위의 공동 소음, 연소시 불꽃의 비정상 거동에 의한 연소소음, 그리고 덕트나 파이프 내부의 유동에 의해서 발생하는 소음 등이 있다.

3. 연구 방법 및 응용 사례

3.1 경계요소법 및 유한요소법

유한요소법¹³ 또는 경계요소법¹⁴을 이용하여 음향장의 지배방정식을 적분함으로서 해를 얻을 수 있다. 경계조건은 Dirichlet, Neumann, Robin의 세가지 조건을 주며, 이는 강체, 물체가 진동하는 경우, 그리고 물체 표면에 흡음체가 있는 경우 등에 각각 다른 형태로 사용된다. 유한요소법으로 음장 해석을 할 때는 자유 경계면에 무한요소를 고려하여 원거리에서 Sommerfeld 방사 조건을 만족하도록 하며 Jean-Pierre가 제안한 wave envelope element의 형상 함수를 사용한다.

3.1.1 엔진 덕트의 소음해석

허브가 있는 덕트 내부 음장을 유한요소법을 이용하여 해석한다¹⁵. 모드와 유동에 대한 효과를 알아보기 위해 Fig. 5에서 평면파의 경우인 (0,0)모드에 대해서 계산을 수행한 결과를 나타내었다. 마하수 0.5 인 균일 흐름이 존재한 상태에서, 덕트의 끝에 평면파의 음원이 있을 경우 덕트 외부로는 무차원 주파수에 상관 없이 음파가 방사됨을 그림에서 확인 할 수 있다.

3.2 Acoustic Analogy

대부분의 로터 소음해석은 정상상태의 공력만을 이용하여 소음을 예측하였으나 통상 팬은 단독으로 존재하지 않고 열교환기나 쉬라우드(shroude)와 함께 있으므로 이에 따르는 상호작용으로 인한 비정상 유동을 고려하여 소음을 예측하는 것이 필요하다. 이를 위해 시간영역이 적합하며 Lowson의 방법¹⁶을 이용하여 소음을 계산한다. 임의로 움직이는 집중하중에 의한 먼 영역에서의 음향밀도는 다음과 같다.

$$p - p_0 = \left[\frac{x_i - y_i}{4\pi a_0^2 r^2 (1 - M_r)^2} \left\{ \frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{F_i}{1 - M_r} \frac{\partial M_r}{\partial t} \right\} \right]$$

음원으로 작용하는 공력이 비정상, 즉 시간의 함수이고 먼 영역에서 음압식은 힘의 성분을 양력과 항력 성분으로 나누어서 나타낼 수 있다.

두 번째로 와류소음에 대해서는 Lighthill의 음향방정식, $1/a_0^2 \cdot \partial^2 p / \partial t^2 - \nabla^2 p = q$ 에서 지배식을 얻어낼 수 있다. 여기서 p 는 원거리에서의 압력 교란이고, a_0 는 주위의 음속, q 는 유동에서 주어지는 음향 원천항 (acoustic source term)으로서 Lighthill의 응력텐서가 된다. 저아음속 유동에 대하여 음원항은 와류의 비정상 정보에 의해서 코리올리 가속도가 음원으로 작용함을 알 수 있다¹⁷.

3.2.1 축류팬 소음해석

Acoustic analogy에 바탕을 둔 Lowson의 방법을 이용하여 축류팬을 시간영역에서 해석하였다¹⁸. 해석 대상으로 하는 팬은 중장비에 장착되는 냉각팬으로 직경이 0.38m, 회전수는 1850 RPM이며 블레이드 수는 10개 관찰자 위치는 회전 평면에서 회전축으로부터 3m 거리에 있다. 공력계산은 블레이드가 3회전하는 동안의 계산치로 팬 흐름 방향에 라디에이터가 있는 경우에 대하여 해석하였다. 추력과 항력은 비교적 일정한 값으로 유지되었으나 비정상 척도를 나타내는 $dT/dt, dD/dt$ 항은 일정 주기를 갖고 진동하였다. Fig. 6은 축류팬과 후류 형상을 보여준다. 축류팬의 음압 신호는 Fig.7에서처럼 주파수 영역에서 첫번째 하모닉 항($f_1 = 1 * B * rpm / 60$)은 308(Hz)에서 85.4(dB)이고 두 번째 하모닉은 618(Hz)에서 66.4(dB)를 나타내었다.

3.2.2 원심팬 소음해석

진공청소기의 원심팬은 임펠러, 디퓨저, 케이싱, 출구를 모두 포함하는 복잡한 형상을 갖는다. 실제 진공청소기를 대상으로 했을 때, 이 진공 청소기는 30,000 rpm으로 회전하며, 유량은 1.36 ~ 2.526 (m³/min)이다. 유동장은 이산와류법으로 해석하고 깃 표면의 비정상 압

력 변동을 이용하여 Lowson의 식으로 음장해석을 수행하였다. 후류와류는 임펠러 뿐만 아니라 디퓨저에서도 흘러지고, 임펠러는 매 시간 회전한다¹⁹. 무차원 시간 3일때의 후류와류입자의 분포가 Fig. 8에 있다. 매 시간 임펠러와 디퓨저 깃의 각 요소에 걸리는 힘의 데이터를 이용해서 먼 거리의 음압신호를 예측할 수 있는데 주파수 특성을 보면 거의 모든 주파수에서 큰 값이 존재하는 광역소음의 특성을 나타낸다.

3.2.3 제트 와류소음

상호 관통하는 두 타원형 동축 고리와 (coaxial elliptic vortex ring)에 대한 유동 현상을 Fig. 9에 나타내었으며, 이에 따른 원거리에서의 음압 변화를 Fig. 10에 나타내었다²⁰. 두 타원형 고리와의 상호 작용할 때 대표적인 거동 현상으로 축 스위칭(axis switching)과 상호관통(mutual threading) 현상이 발생된다. 초기 타원형의 장축의 방향이 서로 동일한 상태에서 놓여지며 와선으로 싸여진 면적은 증가 단면적을 갖는다. 그림에서 처럼 $t / (R_0 / U_0) = 0.08, 0.24, 0.44, 0.62$ 근방에서 상호 관통 현상이 생기게 된다. 음압 신호는 바로 이 순간에 제일 크게 나타난다.

3.3 전산공력음향학

전산공력음향학(CAA, Computational Aero-Acoustics) 해석은 유동장과 음향장을 지배하는 방정식을 유한차분법을 이용하여 직접 푸는 방법으로서 지배방정식으로는 Euler 방정식²¹, Navier-Stokes 방정식, 또는 그 변형 형태로 교란 오일러식 등이 있다. 유동변수와 음향변수가 복합된 완전한 Navier-Stokes 식을 가정없이 푸는 직접 수치모사법 (DNS, Direct Numerical Simulation)이 증가하는 상황이다. 전산공력음향학은 전산유체역학과는 달리 수치방법에 있어 다음과 같은 요구조건이 따르게 된다. Tam²²은 공력음향을 계산하는데 필요한 몇 가지를 제시하였는데 그 중 가장 문제가 되는 것은 공기역학의 값들과 음향의 값들이 그 크기의 오더가 달라 음향변수들이 유동계산에 의한 어려들에 묻혀 버릴 수 있다는 것

이다. 둘째는 유체에 의한 격자계와 음향에 필요한 격자계의 요구사항이 서로 다르다는 것이다. 또 파동의 주파수에 따라 필요한 격자점도 서로 달라 고주파로 갈수록 더욱 더 조밀한 격자계를 사용해야 한다. Tam이 지적한 것 중 또 다른 문제점으로 계산시간을 들 수 있는데 매우 빠른 해법이 필요하다고 지적하였다. 한가지 더 추가한다면 경계조건²⁵을 들 수 있는데 비반사 경계조건이 필요하다.

전산공력음향학 (CAA, computational aero-acoustics)은 공간 차분에 대해서 높은 해상도와 고차의 절삭차수 (truncation order)를 갖는 정확한 스킴을 필요로 한다. 본고에서는 공간 차분에 대한 정확도를 개선한 OHOC (optimized the high-order compact) 스킴을 개발하여 공간 차분에 응용한 스킴을 소개한다^{26,27}. 일곱 점의 스텐실을 기반으로 한 Pade식은 아래와 같다.

$$\beta f'_{i-2} + \alpha f'_{i-1} + f'_i + \alpha f'_{i+1} + \beta f'_{i+2} = c \frac{f_{i+3} - f_{i-3}}{6\Delta x} + b \frac{f_{i+2} - f_{i-2}}{4\Delta x} + a \frac{f_{i+1} - f_{i-1}}{2\Delta x} \quad (5)$$

위 식의 계수들은 여러 차수들, 즉 2차, 4차, 6차, 8차, 10차들에 대한 Taylor 급수전개의 계수들을 비교 함으로써 얻을 수 있다. 위 식의 좌변을 중앙차분하고 양변을 Fourier급수 전개 하면 수정된 파동수 \bar{k} 를 얻어 낼 수 있고 실제 파동수와의 오차는 적분 형태의 가중 편차를 고려한 오차로, $E = \int_0^{r\pi} (k - \bar{k})^2 W(k) dk$ 를 정의 한다. 여기서 $r(0 < r < 1)$ 은 최적화 영역이며, $W(k)$ 는 가중 함수로서 다음과 같이 적분이 가능한 형태를 취한다.

$$W(k) = \{[1 + 2\alpha \cos(k) + 2\beta \cos(2k)]e^k\}^2$$

이 오차를 최소화 할 수 있는 계수 a, b, c, α, β 를 얻는 것이 최적화의 목표가 된다.

이 방법과 함께 정교한 경계조건을 이용하여 실린

더 주위의 점성 유동장(Fig. 11)과 고해상도의 음향신호 (Fig. 12)를 예측할 수 있다²⁸.

3.3.1 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. 13은 보일러용 디퓨저 소음기를 통과하는 유동 현상을 수치해석 기법으로 모사한 결과이다. 축대칭 오일러 방정식을 Optimized High-Order Compact Scheme 과 4th-Order Runge-Kutta 법으로 풀이하였다²⁹.

3.3.2 항공기 팬 소음의 방사

항공기 팬 소음은 기체 내부로 전파하여 승객에게 불쾌감을 주고 외부에 방사하여 공항 근처에 심각한 소음 공해를 유발한다. 팬 소음의 근거리 및 원거리 방사를 이해하기 위하여 Optimized Compact Scheme을 사용하여 엔진 입구의 음향장을 해석하였고 (Fig. 14), Kirchhoff 방법을 사용하여 원거리 음향장을 구하였다. 엔진 팬 및 압축기 소음원은 Tyler & Sofrin 모델²⁷을 이용하였고, 근거리 유동장 및 음향장에는 Euler 방정식을 적용하였다²⁹.

3.3.3 자동차 엔진의 흡기 소음

자동차의 흡기밸브의 개폐에 따라서 강한 압력파가 흡기관을 따라서 밖으로 전파하게 된다. 본 문제를 6계석하기 위해서, 축대칭 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 문제에 접근하였다. 이의 모사를 위해 단일 실린더와 밸브를 갖는 문제로 단순화 했고, 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. 15는 흡기 밸브가 닫힌 후 압력서지의 전파를 보기 위해 $x-t$ 영역에서 나타낸 것이다. 그림에서 기울기가 가파른 것은 압력파로서 음속으로 전파됨을 볼 수 있고 완만한 것은 유동이 벽에 부딪혀 생긴 와류가 흘러내려 가는 것이다. 이 압력파는 쉽게 감쇠가 되지 않고 방사된다.

3.3.4 고속 전철 소음

축대칭 열차가 고속으로 터널에 진입할 때는 순간적인 공기의 압축에 의하여 터널 출구에서 강한 충격소음이 빠져나가 방사하게 된다. Fig. 16는 이를 해석하기 위해 축대칭한 모델 열차가 터널로 향하고 있는 형상에 대한 격자계로서, 전체 격자중 열차를 둘러싼 부분과 터널 내부의 격자는 열차와 함께 움직인다. 결과를 놓고 볼 때, 시간이 변함에 따라서 생성된 압축파의 세기와 경사가 정확히 같음을 알 수 있었다²⁾.

3.4 음향 풍동 및 실험적 방법

음향풍동은 기존 풍동의 구조에 시험부에 무반사조건을 만족시켜서 음의 반사를 막고, 팬소음의 전파를 소음기와 흡음체를 사용하여 감소시키고, 원치 않는 이차적인 소음의 발생을 최소로 줄인 풍동을 말한다.

한국과학기술원 공력음향학연구실의 음향풍동(Fig. 17)은 개방형 흡입식(open suction type)으로 개방된 시험부(open-jet test section)를 갖고 시험부 주위환경은 무반사조건을 만족하도록 설계되었다. 시험부의 크기는 0.35×0.35(m)로 정사각형 단면이고, 정체실 입구는 1.6×1.6(m)로 21:1의 수축비를 갖는다. 또한 사각도관 단면의 네군데 모서리는 보조면(fillet)을 붙여 팔각형의 단면으로 만들어서 이차유동으로 인한 시험부 유동의 불균일도를 줄이고, 난류강도도 낮게 만든다. 정체실 내부는 단면이 육각형이고 반경 5mm, 길이 5cm를 갖는

하니컴(honeycomb)을 설치하여 흐름에 수직인 방향으로의 난류강도를 줄인다. 또한 망의 직경이 0.2mm, 1.5mm인 스크린 3개와 망 사이의 간격이 0.18mm, 0.85mm인 스크린 3개를 설치하여 흐름방향의 난류강도를 줄인다. 확산부는 3.91도의 등가원추각을 가지며, 입구가 0.4×0.4(m)의 정사각형 단면으로 시작하여 0.6×0.6(m)의 단면으로 끝나고 길이는 3.3(m)이다. 확산부 출구에서 송풍기 입구까지의 도관에서는 송풍기 소음의 시험부로의 전파를 막기 위하여 도관내부에 2.5cm 두께의 흡음체를 붙이고 표면은 천공판으로 덮는다. 또한 높은 주파수의 소음 감소를 목적으로 90도 각도의 모서리 및 흡음체로로 감싼 회전깃(turning vane)을 사용하고, 스플리터형의 소음기를 장착한다. 낮은 주파수의 소음감소를 위해 6×1×4(m)와 1.5×2×1.5(m) 크기의 공명형 소음기를 부착하였다. 무향실은 크기가 6×5×4(m)이고, 두께 20cm의 콘크리트 벽으로 만들어서 차음효과를 높인다. 또한 무향실 내부에는 두께 10cm의 흡음매트와 45cm의 흡음체를 사용하여 배경소음 50-55dB의 자유음장 조건과 같은 무반사 조건을 만족시키도록 설계되었다²⁾.

음향풍동은 항공기의 엔진 소음, 항공기 동체 내부의 객실 소음, 고속 주행하는 자동차의 차실 소음, 팬, 로터, 프로펠러, 등의 소음, 고속전철의 객실 소음이나 외부 소음, 등의 실험에 응용한다.

3.4.1 냉각 팬 전면의 그릴 표면 Perforated 효과

한국과학기술원 항공우주공학과에 있는 음향풍동의 시험부에 받음각 45도의 두 개의 그릴을 놓고 이를 시험부의 중심축에서 90도 각도로 1m 떨어진 곳에서 측정한다²⁾. 각도에 대해서 큰 차이는 없지만 20도일 때 소음이 가장 낮고, 표면의 perforate 영향을 보면 그릴 표면의 구멍에 의해 소음이 증가함을 알 수 있다. Fig. 18에서 보듯이 그릴 표면을 제거하였을 경우에 1500Hz 이상의 영역에서 전체적으로 소음이 감소하는 것을 볼 수 있다.

3.4.2 고압전기 송전선의 형상

전선 주위에 불어오는 바람으로 인한 전선에서의 주기적인 와의 흐름으로 인하여 Aeolian noise 가 발생한다. 전선표면의 유동박리 영역에서 와가 단면의 위아래 영역에서 교차적으로 흘러지고 이에 따르는 전선 표면의 주기적인 양력 및 항력의 변화가 발생하여 원거리에서 소음의 형태로 방사하게 된다. 이러한 와류소음은 Fig. 19 과 같이 전선의 형상을 나선과 같은 모양으로 하여 주기적인 와류방출 패턴을 변화 시킴으로써 소음저감 효과를 기대할 수 있다.

3.4.4 자동차 HVAC 시스템 소음

자동차의 HVAC 소음은 차 내부로 직접 유입되고 특히 센 바람이 나오는 경우 다른 소음보다 월등히 크고, 팬이라는 큰 소음원과 함께 그 구조가 복잡하여 저감을 위한 체계적인 연구가 필요하다. KAIST 음향풍동에 HVAC 모형을 설치하여 그 특성과 저감방법을 연구하였다. Fig. 20에 보이는 것과 같이 HVAC 소음은 원심팬의 이극특성을 갖는 소음과 저주파 공명소음 그리고 유동의 박리 등에 의한 광역 소음이 나타난다.

4. 결 론

공력음향학의 개략적 소개와 전형적인 공력음향 소음원들과 이에 대한 연구방법과 응용사례를 살펴보았다. 19세기 말 물리현상의 이해로 시작한 공력음향학은 1930년대 이후 항공분야와 함께 발전하여 유동소음과 관련이 있는 다양한 분야로 그 영역이 확대되었으며 전산공력음향학 해석과 실험적 방법으로 그 이해의 깊이가 더해지고 있다. 그러나 유동소음은 아직까지 그 특성이 완전하게 파악되지 않고 있고, 정확한 정량적 예측 또한 어려운 상황이다. 현실적으로도 소음환경에 대한 요구가 증대되고 정부차원의 각종 규제도 강화되고 있으므로 그에 대한 연구는 절실하다.

I. Powell, A., "Load Rayleigh's Foundations of Aeroacoustics", *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol.98 (4), pp.1839-1844, 1995

2. Ffowcs Williams, J. E., "Aeroacoustics", *J. of Sound and Vibration*, Vol.190 (3), pp.387-398, 1996
3. Gutin, L., "On the Sound Field of a Rotating Propeller", *NACA TM 1195*, 1948
4. Lighthill, M. J., "On Sound Generated Aerodynamically: I. General Theory", *Proceedings of the Royal Society, London*, A221(1107), pp.564-587, 1952
5. Curle, N., "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound", *Proceedings of the Royal Society, London*, A231(1187), pp.505-514, 1955
6. Ffowcs Williams, J.E. and Hawkings, D.L., "Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion", *Philosophical Transactions of the Royal Society*, London, A264, pp.321-341, 1969
7. Pierce, A.D., "Validation Methodology: Review and Comments", *Computational Aeroacoustics*, ed. Hardin, J.C. and Hussaini, M.Y. Springer-Verlag, pp.169-173, 1993
8. Lighthill, J., The final panel discussion, *Computational Aeroacoustics*, ed. Hardin, J.C. and Hussaini, M.Y. Springer-Verlag, pp.499-513, 1993
9. Blake, W. K., *Mechanics of flow-induced Sound and Vibration*, Academic Press, 1986
10. Park, J. H. and Lee, D. J., "Numerical Simulation of Vortex-Wedge Interaction", *AIAA Journal*, Vol.32, No. 6, June, 1994
11. Ryu, K.W., and Lee, D. J. "Interaction between a Vortex Ring and a Rigid Sphere," *European Journal of Mechanics B/Fluids*, Oct. 1997.
12. Lee, D. J., Chung, C. M., Park, S. C., Interference Effect on Rotor Thickness Noise, *AHS International Technical Specialist Meeting; Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics*, Oct.,1991, Ca. U.S.A.
13. 이재규, 이덕주, "유한요소법을 이용한 도관 내부 및 외부 음장 해석," *한국소음진동학회지*, 제 3권, 제 2호, pp.169-178, 1993
14. Ih, K. D. and Lee, D. J., "Numerical Analysis of Near and Far Fields Scattered by Two Plates with Finite Thickness," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 192, No. 2, pp.535-548, 1997
15. 전완호, 이재규, 이덕주, "비행기 엔진소음의 방사음향장 해석," *한국소음진동공학회 춘계학술회의*, 1997, 5월, 경주
16. Lowson, M. V., "The Sound Field for Singularities in Motion," *Proc. R. Soc. London, Ser A*. 286, pp.559-572, 1965.
17. Powell, A., "Theory of Vortex Sound," *J. Acoust. Soc. Am.*, Vol. 36, No. 1, 177-195, 1964
18. 정준민, 나선옥, 이덕주, 박승철, 강종민, "비정상 유동을 고려한 증장비의 냉각팬 소음해석," *한국소음진동공학회 춘계학술회의*, 1997, 5월, 경주
19. 전완호, 유기완, 이덕주, 이승갑, "전공정소기 원심팬의 유동과 소음원 해석," *한국소음진동학회지*, 제 7권, 제 1호, pp.99-106, 1997
20. Ryu, K.W., and Lee, D. J. "Sound Radiation from Elliptic Vortex Rings: Evolution and Interaction", *Journal of Sound and*

Vibration, Vol. 200, No. 3, pp.281~301, 1997.

21. Lee, D. J., Hwang, C. J., Ko, D. K., and Kim, J. W., "Comparative Study of Numerical Schemes of TVD3, UNO3-ACM and Optimized Compact Scheme", ICASE/LaRC Workshop on Benchmark Problem in Computational Aeroacoustics", USA, Serial 1, pp.47~57, 1996.

22. Tam, C.K.W., "Computational Aeroacoustics: Issues and Methods", 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit paper95-0677, Reno, NV, 1995

23. Kim, J.W., Lee, D.J., "Generalized Formulation and Application of Characteristic Boundary Conditions", 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference paper98-2222, Toulouse, France, 1998

24. 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

25. 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

26. 김재욱, 이덕주 외, "발전소 보일러의 소음해석," 삼성중공업 보고서, 1997

27. Tyler, J.M., Sofrin, T.G., "Axial Flow Compressor Noise Studies", SAE Transaction, Vol. 70, pp.309-332, 1962

28. 심인보, 최적화된 집적 유한 차분법을 이용한 항공기 팬 소음의 근거리 방사 연구, 한국과학기술원 석사학위논문, 1998

29. 황창전, "오일러 방정식을 이용한 시간영역에서의 비선형 음향파 방사 및 감소 해석," 한국과학기술원 박사학위논문, 1995

30. 이덕주, 전완호, "과기원 음향풍동의 설계 및 제작", Proceedings of the Wind Tunnel Workshop, 포항공대, 1997

31. 황대선, 이덕주 외, "증장비의 냉각소음 해석 및 저감", 삼성중공업 보고서, 1997

34. 이덕주 외, "공조소음 저감 기법 개발", 현대자동차 보고서, 1998