

## 자동차 Cooling Fan용 비등각 축류팬 소음해석

송우석\* · 이정수\* · 김주용\*\* · 이승배\*\*\*

### Acoustic Analysis of Unevenly Pitched Fan of Automobile Cooling Pack System

W.-S. Song\*, J.-S. Lee\*, J.-Y. Kim\*\*, S. Lee\*\*\*

**Key Words :** Unevenly Pitched Fan(부등각팬), Kirchhoff Surface, Boundary Element Method(경계요소법), Ffowcs Williams-Hawkins(FW-H) 방정식, Dipole Source(이극자 음원), Loading Noise(하중소음)

#### ABSTRACT

The 2-dimensional unsteady flows on and around the cambered airfoils were computed by applying LES with the deductive dynamic SGS model. The unsteady flow field were used as inputs to compute the far-field sounds and directivity patterns from rotating blades by a hybrid approach that exploits Farassat's formula. The BEM (Boundary Element Method) was applied to predict the frequency characteristics from the rotating blades for the cases of even- and uneven-pitched fans. The BEM results suggested that the unevenly pitched fan have less pronounced discrete peaks at BEF frequencies, which was confirmed by the experiment.

#### 1. 서 론

프로펠러형 축류팬은 효과적인 냉각을 목적으로 하는 가전제품, 에어컨 실외기, 특히 자동차 냉각 팬 등에 널리 활용되고 있다.

이러한 축류팬의 블레이드 피치 간격이 균일한 등 피치를 가지고 일정한 속도로 회전을 하게 되면, 블레이드와 규칙적인 상호작용을 하게 되어 BPF에 해당하는 토널 소음이 발생하는 문제점이 나타나게 된다. 이러한 BPF 토널 소음을 줄이기 위하여 블레이드의 피치 간격을 조절하거나<sup>(1)</sup>, 횡류팬일 경우는 스태빌라이저의 형상을 변형하는 방법이 연구되어 왔으며<sup>(2)</sup>, Mellin and Sovran<sup>(3)</sup>은 토널 소음을 최소화 할 수 있는 피치 간격 모델을 제시한 바있다.

익형들의 후단 부근에서 발생되는 비정상 유동형태

들은 스테이터와의 상호작용 및 입구난류가 없는 설계 점에서 작동하는 터보기계의 소음특성을 파악할 수 있다. 회전하는 날개로부터 음향학적 특성들은 다음과 같다. : 원거리로 전파되는 후단 부근에서의 광대역 난류 경계층 소음<sup>(4)</sup>과 이산주파수 와흘림<sup>(5)</sup>, 박리<sup>(6)</sup>, 후단의 유한한 두께의 존재로 인한 스트롤 주파수 소음인 이산소음<sup>(7)</sup>의 특징들이 있다.

본 논문은 에어포일을 추론적 동아격자 모델을 LES에 적용하여 익형 주변 및 후단에서의 비정상 유동을 계산한 후, 그 유동정보를 Farassat's 접근법을 사용하여 음향학적 상사성을 이용한 복합방법으로 익형으로부터 발생되는 소음의 원거리 소음 및 방향성에 관한 예측을 수행하였다. 또한 이를 이용하여 Kirchhoff-BEM을 이용하여 등각과 부등각에 대한 회전하는 블레이드의 주파수 특성에 대한 연구를 수행하였다.

\* 인하대학교 기계공학과

E-mail : songfory@hotmail.com

\*\* (주) 동양기전

\*\*\* 인하대학교 대학원 기계공학부

#### 2. 이론적 배경

## 2.1 비정상 유동 해석

불균일 유동의 수치해석은 추론적 동아격자 모델을 이용한 ANSWER Code 를 익형주위의 난류유동의 불균일 유동의 수치해석을 수행하였다.

또한 Navier-Stokes 방정식은 일차된 정렬격자 시스템에 대한 유한체적법을 사용하여 적분하였다. 시간에 대한 적분방법으로는 세 방향(x,y,z)으로 나누어 대수 방정식을 계산하는 ADI(Alternating Direction Implicit) 방법을 적용하였으며, 이 방법은 선형적 의미에서는 무조건적 안정성을 나타낸다.

## 2.2 유동 소음 해석

Farassat 등<sup>(8,9)</sup>은 FW-H 방정식<sup>(10)</sup>의 단극자 음원과 이극자 음원에 의한 두께소음 및 하중소음을 구하기 위해, 시간영역 방법을 이용한 수치계산이 가능하도록 개선된 형태의 FW-H 방정식 해를 발표하였다. Farassat의 해를 햌소음에 적용할 경우 가장 지배적인 소음은 하중소음이며, 송풍기들의 날개끝단 마하수가 대체로 0.3 이하의 아음속이므로 대류속도인  $(1 - M_r)$ 의 영향을 많이 받지 않는다. 또한 햌이 회전함에 따라 소음원이 시간에 따라 주기적으로 회전하므로, 정상상태의 유동의 경우에도 정상 양력에 의해 소음이 발생하게 된다. 이러한 음압의 해는 다음과 같이 각 음원들의 합으로 표현되며, 이는 음원들끼리 서로 독립적이며 중첩의 효과에 의해 음향장이 구성된다 는 파동의 선형적 특성에 근거한 것이다.

$$p(\vec{x}, t) = \sum_{i=1}^{n_i} [p_{t,i}(t) + p_{ln,i}(t) + p_{lf,i}(t)] \quad (20)$$

$p_{t,i}(t)$ ,  $p_{ln,i}(t)$ ,  $p_{lf,i}(t)$ 는 각각 두께소음, 근거리 음장, 원거리 음장의 하중소음을 나타내며, 식 (21)에서 (23)과 같이 각 음원 요소들과 관측지점사이의 기하학적 위치와 하중들의 합으로써 나타내어진다.

$$p_{t,i}(t) = \frac{\rho V_0}{4\pi} \left[ \frac{1}{r} \frac{1}{1-M_r} \times \frac{\partial}{\partial \tau} \left( \frac{1}{1-M_r} \frac{\partial}{\partial \tau} \left( \frac{1}{1-M_r} \right) \right) \right]_{ret} \quad (21)$$

$$p_{ln,i}(t) = \frac{1}{4\pi} \left[ \frac{1}{(1-M_r)^2 r^2} \times \left( \vec{r}_i \cdot \vec{f}_i \frac{1-\vec{M}_i \cdot \vec{M}_i}{1-M_r} - \vec{f}_i \cdot \vec{M}_i \right) \right]_{ret} \quad (22)$$

$$p_{lf,i}(t) = \frac{1}{4\pi} \left[ \frac{1}{(1-M_r)^2 r} \times \left( \frac{\vec{r}_i}{c_0} \frac{\partial \vec{f}_i}{\partial \tau} + \frac{\vec{r}_i \vec{f}_i}{1-M_r} \left( \frac{\vec{r}_i}{c} \cdot \frac{\partial \vec{M}_i}{\partial \tau} \right) \right) \right]_{ret} \quad (23)$$

여기서 'ret'는 지연시간(retarded time)을 의미한

다. 시간  $t$ 에서의 음압을 계산하기 위해서는 관찰자의 위치까지 음파가 도달되는 자연시간을 계산하여  $t$  시간에서의 모든 소음원의 위치가 결정되어져야 한다. 즉,  $t = \tau + r(\tau)/c_0$ 의 관계를 이용하여 자연시간과 음원위치를 정한다.

## 2.3 경계요소법

경계요소법(BEM)은 음원 경계면의 경계조건인 음압, 속도, 임피던스 등으로부터 원하는 음향장의 음압, 속도, 파워 등을 계산해 내는 수치해석 기법이다. 음향장은 음원이 되는 경계의 영향을 받게 되어 있고, 유동소음의 경우에도 유동을 생성하는 가상의 경계에 의해 영향을 받게 되어 있으므로, 음향장의 계산을 수행하기 위해 적절한 경계면을 정의하는 것이 중요하다.

경계요소법의 적분방정식은 Helmholtz 방정식으로부터 유도된다. Green의 제 2 정리를 이용하는 방법과 가중잔차법(weighted residual method)을 이용하는 방법이 있으며, 본 연구는 전자의 방법을 기초로 한다. Green 함수  $G$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\nabla^2 G + k_0^2 G = -\delta(x - y) \quad (8)$$

여기서  $\delta$ 는 델타 함수이며,  $x$ 와  $y$ 는 각각 음향장 내의 관측점(field point)과 음원의 위치를 의미한다.

Helmholtz 방정식을 전 영역에 대해 적분하고, Green의 제 2 정리를 통해 정리하면 식 (10)은 경계요소법의 기본방정식인 Kirchhoff -Helmholtz 적분방정식이 된다.

$$C(x)\phi(x) = \int_S \left[ G(x|y) \frac{\partial \Phi(y)}{\partial y} - \frac{\partial G(x|y)}{\partial y} \Phi(y) \right] dS(y) \quad (13)$$

또한 적분 경계면이 아닌 외부 혹은 내부 음향장에 음원이 있을 때의 비균일 파동방정식으로부터 유도된 Helmholtz 방정식은 식 (7)의 우변에 음원항을 갖는 비균일 Helmholtz 방정식이 된다.

$$\nabla^2 \Phi + k_0^2 \Phi = -Q_{sc} \quad (14)$$

식 (8)와 같이 Green 함수를 정의하면 다음 형태의 Kirchhoff-Helmholtz 방정식이 유도된다.

$$C(x)\phi(x) = \int_S \left[ G(x|y) \frac{\partial \Phi(y)}{\partial y} - \frac{\partial G(x|y)}{\partial y} \Phi(y) \right] dS(y) + \int_V Q_{sc}(x_{sc}) G(x, x_{sc}) dV \quad (15)$$

이러한 Kirchhoff-Helmholtz 방정식은 다음과 같이

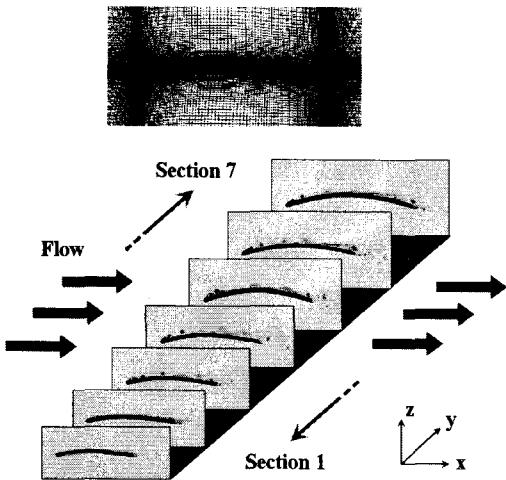


Fig. 1 Vorticity contours by LES around each blade section of 5-bladed fan from hub (front) to tip (back)

수치적 계산이 가능한 선형 행렬의 조합으로 정리된다.

$$\{p\}_f = [D]_f \{p\}_s + [M]_f \{v\}_s \quad (16)$$

여기서  $[M]$ 과  $[D]$ 는 각각 단극자와 이극자 음원의 효과를 나타내는 행렬이며,  $\{p\}$ 와  $\{v\}$ 는 각각 음압과 속도를 나타낸다. 첨자  $f$ 와  $s$ 는 각각 음향장인 field와 경계면인 surface의 약자를 의미한다. 식 (16)에서 확인할 수 있듯이 경계요소법의 특징은 경계에서만 적분이 수행되고, 수치해석적으로 매우 유리한 선형 행렬의 형태를 갖는데 있다.

### 3. 계산 조건 및 결과

본 연구에서는 우선 햄 날개를 7개의 단면으로 나누어 각 단면에 대한 2D-LES를 수행하였다. 각 단면의 입사각과 상대속도의 경계조건은 반경방향으로 변화하는 각 단면에 대한 조건으로 넣어 계산하였다.

Fig. 1 은 햄의 첫 번째 단면에서 수행된 격자와 7개의 단면에 대해 계산된 날개 주변의 와도를 차례대로 나타내고 있다. 각 단면의 유동특성을 살펴보면, 크게 입사각에 따라 압력면과 부압면에서의 유동 특성이 현저하게 다르게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 입사각이 가장 작은 1부분은 들어오는 입사각이  $2.3^\circ$  정도로 거의 수평에 가까운 유동이 들어오게 되며 이로 인해 압력면 전연부에서 층류 박리가 발생하게 되는 것을 알 수 있다. 이 박리된 유동은 다시 재부착되어 후단부의 뭉뚱한 끝단에서 와흘림으로 흘러가는 것을

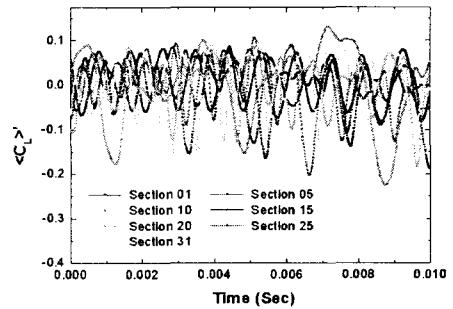


Fig. 2 Fluctuating lift coefficient  $CL'$  in time at typical blade sections of 5-bladed axial fan

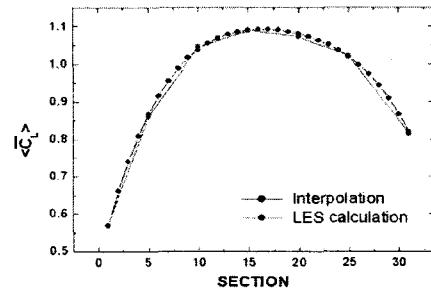


Fig. 3 Distribution of mean lift coefficient  $\langle CL \rangle$  for 5-bladed axial fan

볼수 있다. 동시에 부압면은 박리없이 난류 경계층으로 발달하면서 후단부로 흘러가게 되며 동일하게 뭉뚱한 끝단에서 와흘림으로 흘러가고 있다. 그 외 3번째 단면까지는 입사각이 증가하면서 반대로 압력면에서 박리없이 난류경계층이 발생하여 후단에서는 와흘림으로 흘러가고 부압면에서는 층류 박리된 유동이 재부착과 함께 후단에서 와흘림 현상이 보인다. 입사각이 클수록 박리 이후의 유동 영향이 크게 나타나고 있으며, 3번째 단면 이후부터는 입사각이 감소하게 되면서 압력면과 부압면의 유동특성은 그대로 유지되나 부압면에서의 박리된 유동의 영향이 점점 작아지는 것을 확인해 볼 수 있다.

Fig. 2 는 각 단면에 대해 LES 계산된  $\langle C_L \rangle$ 의 시간에 대한 변화량을 나타내고 있으며, Fig. 3 은  $\langle C_L \rangle$ 에 대한 시간 평균  $\overline{\langle C_L \rangle}$  값을 각 단면에 대해 나타내고 있다. 특히 각 날개 단면에서는 유동 변화에 의한 비정상 하중이 발생하게 되고 그 하중의 영향이 광대역 소음영역을 결정하는 중요한 값을 차지하게 되는데, 본 연구에서는 LES 계산에 의해서 얻어진 7개의  $\overline{\langle C_L \rangle}$  값을 31개로 등간격 보간하여

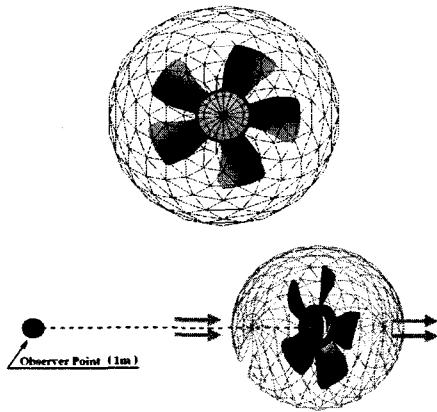


Fig. 4 Observation location for BEM computation

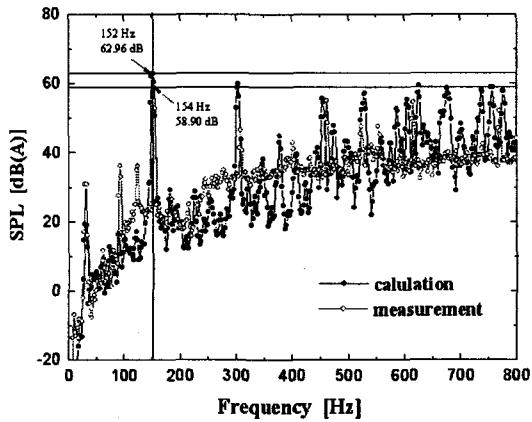


Fig. 5 acoustic spectras between Calculational and experimental evenly pitched fan

한 소음 계산 시 각 날개에 대한 비정상 소음원의 값으로 주어지게 된다.

LES로 계산된 비정상 소음원을 Fig. 4와 같이 한 날개의 중심부에 31개의 부분으로 나누어 각 날개에 동일하게 분포시키고, 햌 직경의 1.45배가 되는 구모양의 Kirchhoff 면 위에 해당하는 음압값을 FW-H 방정식을 통해 구하게 된다. 이렇게 얻어진 Kirchhoff 면 위의 음압값은 시간 영역에서 주파수 영역으로 전환시킨 후, BEM 법을 통하여 원하는 관측자 위치에서의 방사소음 스펙트럼을 얻어낸다.

음향학적 소음예측은 5엽 등각과 비등각에 대하여 비교하였으며, 시간과 주파수의 함수로 구성하였다. Fig. 5, Fig. 6은 각각 등각, 비등각 햌에 대한 실험값을 Kirchhoff-BEM 법을 통해서 나온 계산값과 함께 비교한 스펙트럼이다.

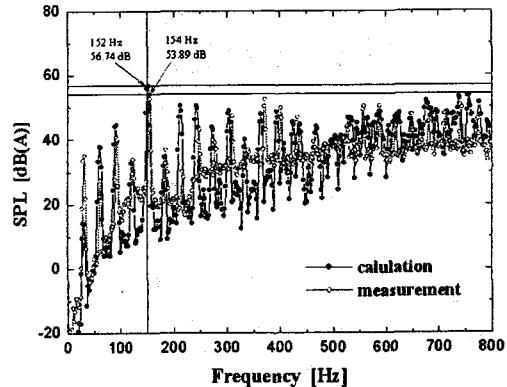


Fig. 6 acoustic spectras between Calculational and experimental unevenly pitched fan

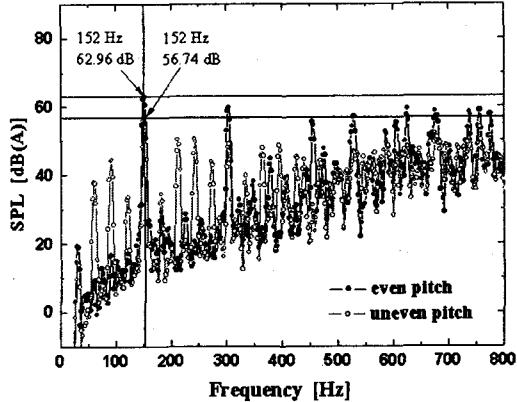


Fig. 7 Calculated acoustic spectras from evenly pitched and unevenly pitched 5-bladed fan

우선, Fig. 5에서와 같이 등각인 경우 1st BPF인 152Hz와 조화 주파수인 304Hz, 454Hz에서는 실험치와 같이 높은 음압 수준을 나타내고 있고 비정상 하중에 의한 영향으로 나타나는 광대역 소음 패턴도 흡사하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 음압수준이 가장 높은 152Hz에서는 실험치와 약 4. dB(A)의 차이를 보이고 있으며 그 외의 피크에서는 다소 더욱 큰 차이로 나타나고 있다. 또한 500Hz 이상인 영역에서의 스펙트럼의 패턴은 실험치와 다른 부분이 더욱 많아지고 있음을 알 수 있다. 이러한 차이는 실험시 축류팬과 함께 장착하는 Shroud 와 같은 햌 이외의 구조물에 의한 회절 및 간섭 현상이 햌 자체 소음 특성을 변화시키고 그 영역이 고주파수로 갈수록 더욱 많은 영향을 나타나게 되기 때문인 것으로 추측할 수 있다.

Fig. 6에서 보는 바와 같이 비등각인 경우, 1st

BPF인 152Hz 뿐만 아니라, 그 이외에 비등각 곧 부등피치에 의해 나타나는 피크값들이 저주파수인 30Hz부터 계속적으로 고주파수 영역으로 나타나고 있으며 실험치과 비교하였을 때, 그 피크 특성을 정확하게 예측하고 있음을 확인할 수 있다. 등각과 마찬가지로 광대역 소음 패턴 또한 실험치와 흡사하게 나타나는 것을 확인할 수 있으며 음압수준이 가장 높은 152Hz에서는 약 2.8 dB(A)의 차이를 보이고 있다.

이렇게 계산된 등각, 비등각의 1st BPF에서의 음압수준 차이는 Fig. 7과 같이 약 6.2 dB(A)의 차이를 보이고 있으며 이러한 차이는 실험을 통해 나타난 등각, 비등각의 5 dB(A)의 차이와 약 1dB(A)의 정도로 오차가 나타남을 알 수 있다.

이와 같이 등각, 비등각의 경우에 대한 계산값은 재한된 실험 조건과 기타의 예측하기 어려운 비정상 유동의 영향으로 정확한 음압수준의 크기를 확인하기는 어렵지만 햌 소음의 주요한 영향을 미치는 BPF 소음 특성 및 비등각일 경우에 불규칙한 피치의 영향에 의한 특성 주파수를 확인 할 수 있었다. 특히, 햌 소음의 특성에 가장 주요한 1st BPF에서의 값을 실험값과 비교하였을 때, 3~4dB(A)의 차이를 가지며 비등각일 경우 차감되는 소음수준은 동일한 수준인 1dB(A) 안팎으로 나타남을 확인할 수 있었다.

#### 4. 결 론

본 연구는 추론적 동아격자 모델을 LES에 적용하여 익형 주변 및 후단에서의 비정상 유동을 계산한 후, 그 유동정보를 Farassat's 접근법을 사용하여 햌 직경의 1.45배인 구모양의 Kirchhoff 면까지의 근거리장 계산을 수행하였으며 이를 다시 Kirchhoff-BEM 법을 이용하여 등각과 비등각에 대한 회전하는 블레이드의 주파수 특성에 대한 연구를 수행하였다. 그 결과, 상기의 방법으로 계산된 햌 소음의 예측은 실험조건에 따라 소음의 크기 비교는 다소 어려우나 햌 날개수와 피치 특성에 따른 주된 특성 주파수와 그에 따른 상대적인 소음 수준의 크기 비교가 가능함을 확인할 수 있었다.

이러한 연구 결과는 등각과 더불어 비등각 부등피치에 의한 햌 설계 시 LES를 적용한 Kirchhoff-BEM 법을 통해서 햌 소음적 특성을 유효하게 비교하고 적용할 수 있는 가능성은 제시하였다.

#### 후 기

본 연구는 2004년도 (주) 동양기전과 (주) 에어로네

트 지원에 의하여 수행되었으며 이에 감사 드립니다.

#### 참고문헌

- (1) Lee, D. S., Chen, P. H, and Miao, J. M, 1997, "Noise Reduction of a Cross-Flow Fan," Journal of Chinese Institute of Engineers., Vol. 20, No. 3, pp. 265-273.
- (2) Koo, H. M., 2000, "Discrete Frequency Noise Reduction of the Cross-Flow Fan of the Split Type Room Air-Conditioners Using the Skewed Stabilizers," JSME International Journal, Series C, Vol. 43, No. 1, pp. 104-109.
- (3) Mellin, R. C. and Sovran, G., 1970, "Controlling the Tonal Characteristics of the Aerodynamics Noise Generated by Fan Rotor," Journal of Basic Engineering, Vol. 92, No. 1, pp. 143-154.
- (4) Lee, S., Kim, H.-J., Kim, J.-H., and Song, S.-J., 2004, "Computation of turbulent flows and radiated sound from axial compressor cascade," Int. J. of KSME, Vol. 18(2), pp. 272-285.
- (5) Ffowcs Williams, J.E., and Hall, L.H., 1970, "Aerodynamic sound generated by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane," J. Fluid Mech., Vol. 40, pp. 657-670.
- (6) Fujisawa, N., Shibuya, S., Nashimoto, A., and Takano, T., 2001, "Aerodynamic noise and flow visualization around two-dimensional airfoil," Journal of Visualization Society of Japan, Vol. 21, pp. 123-129 (in Japanese).
- (7) Thomas, T.G., Yao, Y.F., and Sandham, N.D., 2003, "Structure and energetic flows of a turbulent trailing edge flow," Comp. and Math. with Applications, Vol. 46, pp. 671-680.
- (8) Farassat, F., 1981, "Linear Acoustic Formulas for Calculation of Rotating Blade Noise", AIAA J., Vol. 19, No. 9, pp. 1122~1130.
- (9) Farassat, F. and Myers, M.K., 1988, "Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from Moving Surfaces", J. Sound and Vib., Vol. 123, No. 3, pp. 451~461.
- (10) Goldstein, M.E., 1976, Aeroacoustics, McGraw-Hill Inc., New York.