

DLR 축류팬 주위의 난류유동 및 공력소음의 계산

⁰배 일 성*, 장 성 옥*, 이 승 배**

Computation of Turbulent Flows and Aero-Acoustics from DLR Axial Fan

⁰I.-S. Bae*, S.-W. Jang* and S. Lee**

Key Words: DLR Axial Fan(DLR개발 축류팬), Large Eddy Simulation(대와류모사법)
, Computation Aero-Acoustics(공력음향학), Dipole Source(쌍극자 음원)
, Quadrapole Source(사극자 음원)

ABSTRACT

LES formulation was applied to simulate the flow fields around rotating fan blades tested by DLR. The turbulent flows around fan blade rotating with 500 RPM were simulated and the far-field noise was exactly computed by using the Ffowcs Williams and Hawkings equation with an inclusion of quadrupole source formulation. The dipole noise computed at the far-field by predicted drag and lift forces at steady state was in good agreement with experimental data and the dipole source was also found to be the major factor than other sound sources from unsteady calculation.

1. 서 론

추력을 이용하는 항공기 및 선박 등에 활용되는 매우 큰 비속도를 갖는 프로펠러와 프로펠러형 송풍기와 효과적인 냉각을 목적으로 에어컨 실외기와 같은 제품, 컴퓨터 냉각팬, 자동차 라디에이터 팬 등에 활용되고 있다. 따라서 프로펠러형 팬의 소음감소는 쾌적한 주거환경의 확보와 환경소음의 관점에서 그 중요도가 증가하고 있다. 또한 최근 들어 프로펠러형 팬의 저부하에서의 비교적 큰 유

량특성으로 인해 적용범위가 확대되고 있으며, 제품의 소형화 설계로 인해 좁은 공간에 설치됨에 따라 구조물로 인한 불균일 입구유동으로 인한 토널소음과 광대역 난류소음이 증가하게 된다.

Lee 등⁽¹⁾은 불균일 입구유동에 의한 프로펠러형 송풍기 소음원 특성을 결집(compact) 혹은 비결집(non-compact)의 낮은 주파수의 불균일 후류장에 대하여 분석한 바 있다.

프로펠러형 팬은 광대역 소음과 이산주파수의 두 성분으로 크게 구성된다. 광대역 소음은 난류유입소음, 난류경계층 및 날개 후단과의 상호작용에 의한 날개후단소음 등의 공력소음 등을 말하며, 이산주파수 소음은 날개주파수(BPF)의 정수배가 되는 조화주파수에서 높은 소음레벨을 갖는 불연속

* 인하대학교, 기계공학과 대학원

** 정희원, 인하대학교, 기계공학과, 에어로네트

분포의 소음으로 저주파수 영역의 정상상태 하중에 의한 두께(thickness)소음과 와류 혹은 동익·정익간의 상호간섭 등의 비정상 하중변화에 의한 소음이다.⁽²⁾

Krane 등⁽³⁾은 덕트 내에서의 소형 축류형 팬 실험을 통해 설계점 근처에서 날개통과 주파수와는 다른 주파수($\sim 0.7 \times \text{BPF}$)에서의 협소역의 회전하는 불안정성 모드를 발견하였으며, Kim⁽⁴⁾은 불안정속점 근처의 작동점에서 프로펠러 팬 회전속도의 40% 정도로 회전하는 회전실속이 존재함을 밝혔다.

Lee 등⁽⁵⁾은 프로펠러형 팬의 저소음 설계를 위해 큰 스윙각을 갖는 날개를 적용하여 날개 부압면으로의 끝단 와동의 제어를 시도하였다.

2. 본 론

2.1 유동 및 소음의 계산

회전하는 날개 주위의 복잡한 삼차원, 비정상 유동에 의해 발생하는 소음을 예측하기 위해서는 소음원에 해당하는 유동장에 대한 정확한 정보가 필요하다. 유동에 의해 유발되는 공기역학적 힘이나 운동에 의해 생성된 음향에 관련된 문제를 다루는 공력음향학(CAA)을 연구하는 방법은 크게 세가지로 대변된다. 첫째는 움직이는 매질 속에 있는 고체경계면에 작용하는 압력변동의 영향을 선형화하는 방법이며⁽⁶⁾, 둘째는 Lighthill⁽⁷⁾이 제안한 바와 같이 지배방정식으로부터 유도된 소음상사식을 사용하는 것이며, 셋째는 유동장과 음장을 고해상도 수치기법을 사용하여 직접 계산하는 방법이다. 그러나 송풍기 소음을 예측하기 위해 적용가능한 방법은 Lighthill 이론에 기초하여 비정지 매질 속에 움직이는 고체표면에 의한 소음식인 Ffowcs-Williams와 Hawkings⁽⁸⁾의 방정식을 사용하는 것이다.

Lohmann⁽⁹⁾은 양력면(lifting surface) 이론과 FW-H 방정식을 이용하여 축류형 팬으로부터의 이산소음을 계산하였고 광대역 소음은 난류모델로부터의 불규칙 소음원을 적용하여 구하였다.

Jeon⁽¹⁰⁾은 이산와류(discrete vortex) 이론과 Lowson의 소음방정식을 사용하여 자유음장에서의 원심형 임펠러 소음을 예측하였으며, 최근에는 Kirchhoff-Helmholtz BEM 방법을 적용하여 덕트가 있는 축류팬 소음의 의한 소음방사를 해석하였다. 또한 Lee⁽¹¹⁾는 수중 추진기 소음예측을 위해 회전의 표면은 여러 개의 패널로 나누어 비정상 유동중의 프로펠러 유동장을 해석하였으며, 이를 이용하여 FW-H의 음향 상

사법을 시간영역에서 수치적으로 해석하였다.

프로펠러형 팬에서의 난류경계층 소음은 방사효율이 낮으므로 통상적으로 무시할 수 있다. 그러나 난류경계층에서 생성된 와동은 날개 후단에서 방출되면서 날개의 양력과 압력변동을 야기시키며 이에 의해 와(Vortex) 방출소음이 발생하게 된다. 또한 소형 프로펠러형 팬의 유동모드 변화 전이시 발생하는 회전하는 실속에 의한 소음방사의 경우 기존의 이산와류 혹은 포텐셜 계산을 통한 예측은 현재까지는 어려우므로 다른 형태의 유동해석의 적용을 필요로 하게 된다.

2.2 지배방정식과 수치적 방법

비직교(non-orthogonal) 격자체를 사용하는 대와류 모사방법을 적용하기 위하여 본 연구에서는 비압축성 유동의 연속방정식과 Navier-Stokes 방정식을 적분방정식 형태로 적용하였다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \int_S \rho \vec{v} \cdot \vec{n} dS = 0 \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega + \int_S \rho \vec{v} \vec{v} \cdot \vec{n} dS \\ = \int_S \mathbf{T} \cdot \vec{n} dS + \int_{\Omega} \rho \vec{b} d\Omega \end{aligned} \quad (2)$$

유한체적법에서 사용하는 직교 속도성분들의 일치(collocated)된 격자는 Fig.1에 나타나 있다. 일반적으로 물리량의 속(flux)을 구하기 위해서는 제어면에서의 물리량의 구배, 즉 $\partial\phi/\partial x|_e$ 를 구하는 것이 필요하다.

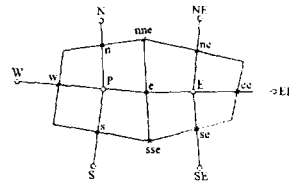


Fig.1 Collocated grid arrangement

e표면의 양쪽면에서 $\partial\phi/\partial x|_e$ 를 정의하여 선형 내삽(interpolation)하는 방법을 적용하게 되면 다음과 같다.

$$\frac{\partial\phi}{\partial x} \Big|_e = \gamma \frac{\partial\phi}{\partial x} \Big|_e^- + (1-\gamma) \frac{\partial\phi}{\partial x} \Big|_e^+ \quad (3)$$

여기서 γ 는 a_{eE}/a_{PE} 이며 a 는 거리이다. 위에서 설명된 내삽 정확도를 가지도록 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$\gamma = \frac{V_e^+}{V_e}, 1 - \gamma = \frac{V_e^-}{V_e}, V_e = V_e^+ + V_e^- \quad (4)$$

위 식들을 정리하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_e = \frac{A_e}{V_e} (\phi_E - \phi_P) + \frac{V_e^+}{V_e} \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_P + \frac{V_e^-}{V_e} \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_E + \frac{S_\phi}{V_e} \quad (5)$$

평판 위에 부착된 반 실린더 주위 유동의 수치적 모사는 상기와 같은 수치적 방법을 사용하여 Lee 등⁽¹¹⁾에 의해 제안된 절단된 추론적 모델(deductive model)을 적용하여 대외류모사를 수행하였다. 본 수치해석 코드에서는 연속방정식을 밀도에 대한 계산방정식으로 변환하는 DEFCON (Density Equation Formulation of Continuity Equation)이라는 방법을 이용하였다. 또한 Navier-Stokes 방정식은 일치(collocated)된 정렬격자 시스템에 대한 유한체적법(Finite Volume Method)을 사용하여 적분하였다.

본 방법의 가장 큰 장점은 국부적으로 그리고 전체적으로 질량과 물리량의 속(flux)을 내재적으로 만족시킨다는 것이다. 수치적 적분은 상태변수들에 대한 적분 형태(profile)를 가정하여 시작하게 된다. 본 연구에서는 안정성과 이차 정확도를 갖는 CONDIF 스킴을 사용하였다⁽¹²⁾. 시간에 대한 적분 방법으로는 세 방향(x,y,z)으로 나누어 대수 방정식을 계산하는 ADI(Alternating Direction Implicit) 방법을 적용하였으며, 이 방법은 선형적 의미에서는 무조건적 안정성을 나타낸다.

2.3 소격자 모델

대외류 모사법에서 각 유동변수들은 큰 유동성분과 소격자(subgrid-scale) 혹은 잔여(residual)성분의 합으로 표시된다. 대외류모사법의 필터링은 유동변수 F 의 큰 파수 푸리에 성분의 진폭을 줄이게 되며, 결국 \bar{F} 는 F 의 저파수인 큰 스케일의 부분만 남게 된다.

연속방정식에 필터링 연산을 수행하면,

$$\frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} = 0 \quad (6)$$

또한 운동량 방정식에 필터링 연산을 적용하면 다음과 같은 식을 얻게 된다.

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_l} (\bar{u}_k \bar{u}_l) \right] = - \frac{\partial \bar{P}}{\partial x_k} + \frac{\partial \bar{\sigma}_{kl}}{\partial x_l} + \frac{\partial \bar{\tau}_{kl}}{\partial x_l} \quad (7)$$

여기서 τ_{kl} 는 소격자 응력텐서이다. 상기 식에서 동점성계수인 $\nu (= \mu / \rho)$ 를 일정하다고 가정하면, 필터된 점성응력 텐서는 다음식으로 나타내진다.

$$\bar{\sigma}_{kl} = \mu \left(\frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_l} + \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_k} \right) \quad (8)$$

따라서 Eq.(7)에서의 τ_{kl} 에 대한 모델을 제공해야만 필터된 운동량 방정식은 풀리게 된다. Smagorinsky⁽¹³⁾는 최초로 소격자 응력에 대한 모델을 개발한 바 있다. 그의 모델은 응력들이 분자운동에서처럼 구배에 의한 확산과정을 밟는다는 이론이다. 이 이론은 지금까지 가장 많이 사용되는 대수적 에디 점성모델로 τ_{kl} 는 다음과 같다

$$\tau_{kl} = 2\nu_T \bar{S}_{kl}, \nu_T = \bar{\rho} C_S^2 \bar{\Delta}^2 |\bar{S}| \quad (9)$$

여기서 ν_T 는 소격자 에디 점성계수, C_S 는 Smagorinsky 상수, \bar{S}_{kl} 는 필터된 변형률 텐서이며 $|\bar{S}|$ 는 $(2\bar{S}_{kl}\bar{S}_{kl})^{1/2}$ 이다.

소격자 스케일 응력텐서인 τ_{kl} 을 정렬격자에 대한 추론적 모델로 나타내기 위해서 먼저 $\overline{u_k u_l} - \bar{u}_k \bar{u}_l$ 을 살펴보기로 한다. 두 물리량 u_k 와 u_l 의 곱을 가우시안 필터링을 하면 다음과 같다.

$$\overline{u_k u_l} = \left[\bar{u}_k \bar{u}_l + \frac{\Delta^2}{12} (\nabla \bar{u}_k \cdot \nabla \bar{u}_l) + \frac{1}{2} \left(\frac{\Delta^2}{12} \right)^2 (\nabla \nabla \bar{u}_k : \nabla \nabla \bar{u}_l) \right] + \dots \quad (10)$$

엄밀한 대외류모사는 이론적으로 추론적 모델의 모든 항들을 포함하여야 한다. 이러한 방법으로 모든 항을 고려하면 Kolmogorov 스케일인 η 까지의 영향이 보정된다. Smagorinsky 모델은 가장 작은 스케일의 에디들의 영향을 설명하나, Δ 보다 약간 작은 스케일에서의 에너지 전달은 잘 묘사하지 못하게 된다. 따라서 Smagorinsky 모델만을 사용하면 후자의 영향을 고려하지 못하게 되어 Kolmogorov 가정에 함축된 연속전달(cascade) 과정을 만족하지 못한다.

본 연구에서는 점성소산을 잘 모사하는 Smagorinsky 모델과 평탄한 에너지 연속전달(cascade)과정을 보장해 주는 절단된 추론적 모델의 선형적 조합을 사용하였다. 이 모델은 Lee와 Meecham⁽¹⁴⁾에 의해 Smagorinsky 모델보다 실제 난류 통계치를 더 잘 재생한다고 밝힌 바가 있다.

2.4 프로펠러형 팬의 유동계산

본 연구에서는 프로펠러형 팬에서의 소음을 모사하도록 유동해석을 수행하였다. 팬의 직경 D 는 0.3025m, hub/tip-ratio는 0.37, 코드길이는 0.06m이며 허브와 팁에서의 비틀림 각도는 각각 38° 와 14° 인 프로펠러형 팬에서의 유동을 모사하기 위하여 Fig. 2에 나타난 바와 같이 x, y, z 방향으로 각각 $107 \times 81 \times 47$ 개의 O형 격자계를 구성하였다.

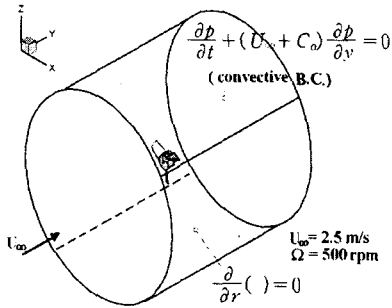
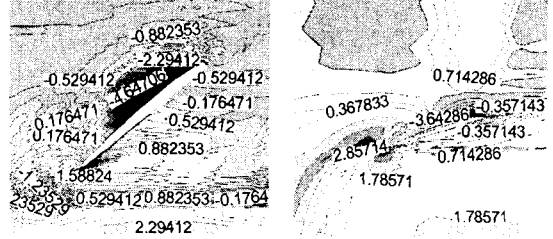
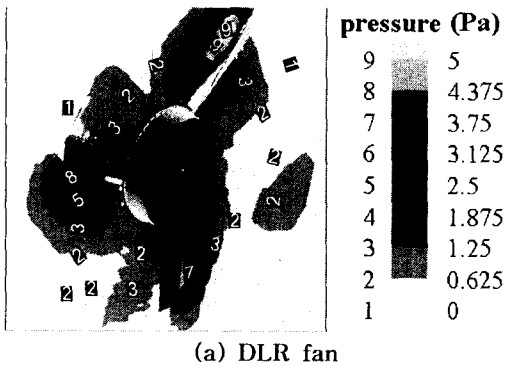
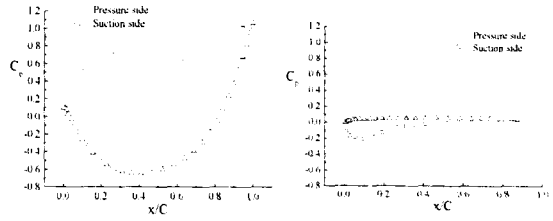


Fig.2 Computational domain for DLR Axial Fan (500rpm, $D_{tip}=0.30m$, $D_{hub}=0.10m$, $\phi=0.3$)

입구와 출구경계는 각각 1D와 2D에 위치하며, 출구 경계조건으로서 Hayder 등⁽¹⁵⁾이 제안한 무반사 경계조건 중의 가장 일반적인 대류(convective) 경계조건을 적용하였다. 프로펠러형 팬의 유동해석에서는 회전하는 팬에서의 축방향의 속도성분과 같은 유동을 고려하기 위해, 실린더 끝단속도와 축방향 유입속도와의 비를 나타내는 유량계수($\phi = C_m/U_{tip}$)가 0.3의 경우에 대해 수치해석을 수행하였다. 이때 실린더 축방향으로는 2.5m/s의 균일유동을 가정하였으며 실린더의 회전수는 500rpm으로 고정하였다.



(a) at hub (b) at tip
Fig.3 Pressure contour for propeller fan



(a) at hub (b) at tip

Fig.4 Pressure coefficient for propeller fan

Fig.3에서는 대외류모사법을 이용하여 DLR 축류형 팬의 전체 Fig.3 (a), 허브 Fig.3 (b)와 팁 Fig.3 (c)의 압력분포 나타내었으며 Fig.4는 허브와 팁의 블레이드 C_p (pressure coefficient)를 계산하였다. C_p 분포를 보면 허브에서는 블레이드 뒤쪽에서 압력이 많이 상승하는 것을 관찰할 수 있으며 압축면(pressure side)과 흡입면(suction side)이 큰 차이를 보이지만 팁에서는 허브에 비해 상대적으로 높은 속도로 인해 압력차이가 크지만 C_p 분포는 작은 차이만 볼 수 있었다.



Fig.5 Vorticity for propeller fan

Fig.5는 팬의 팁 주위에서 생기는 와류를 보여주고 있다.

2.4 프로펠러형 팬의 소음계산

공력소음의 계산은 라이트 힐의 이론에 기초하여 Ffowcs Williams-Hawkings⁽⁸⁾는 비정지 매질 속에 움직이는 고체표면에 의한 소음식을 유도하였다. 본 연구에서는 DGL 축류형 팬으로부터의 소음계산을 위하여 결집(compact)과 비결집(non-compact) 공식을 유도하기 위한 통합된 접근방법이 사용되었다. 이러한 접근방법은 Ffowcs Williams-Hawkings 방정식에 기초를 두고 있다.

즉 움직이는 물체의 표면을 $f(x, t) = 0$ 로 표시한다면, 질량 및 운동량 보존방정식은 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = \rho_o u_i \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_i}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j + P_{ij}) = P_{ij} \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_j} \quad (12)$$

위 식을 이용하여 비균일 파동식을 구하면 다음과 같은 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) 방정식을 얻을 수 있다.

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

$$- \frac{\partial}{\partial x_i} (P_{ij} \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_i}) + \frac{\partial}{\partial t} (\rho_o u_i \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_i}) \quad (13)$$

위 식 우변의 첫째항은 Lighthill 방정식의 생성항과 같은 변동하는 레이놀즈 응력에 의한 소음인 사극소음원이며, 둘째항은 물체표면에 의해 유체에 작용하는 단위면적당 이극소음원 강도들의 분포에 의한 소음을 나타낸다. 셋째항은 물체의 표면에서 수직방향으로의 가속도에 의한 단극소음원의 기여를 나타낸다.

위 식을 풀기위해 시·공간 변수들에 대해서 시간영역방법(Time-domain method)이 사용되었다. 이 방법은 주파수영역방법(Frequency-domain method)에 비해 임의의 물체표면 형상에 대해 더욱 정확하게 적용될 수 있기 때문에 널리 사용되고 있다. F. Farassat 등⁽¹⁶⁾은 시간영역방법을 이용하여 로터에서 수치계산에 용이하도록 개선된 형태의 FW-H 방정식을 발표하였다. 다음 식은 Farassat의 Formulation 1A이며 아음속 소음원으로부터 음압 P(t)를 구할 수 있다.

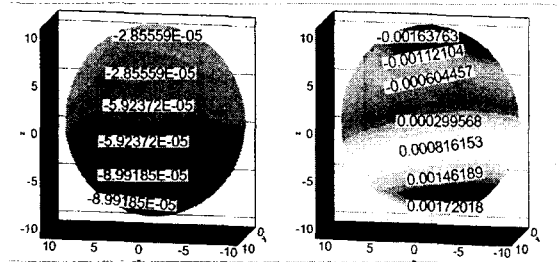
$$4\pi p(t) = \frac{1}{c^2} \int_V \left[\frac{r_i r_j}{r^3(1-M_r)} \left\{ \frac{1}{1-M_r} \frac{\partial}{\partial r} \frac{T_{ij}}{|1-M_r|} \right\} \right] dS$$

$$+ \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{l_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS$$

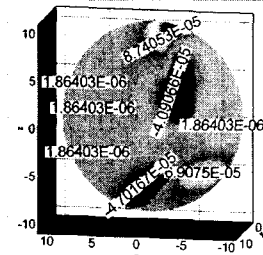
$$+ \frac{1}{c} \int_{f=0} \left[\frac{l(r \hat{M}_r \hat{r}_i + cM_r - cM^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

$$+ \int_{f=0} \left[\frac{\rho_o v_n (r \hat{M}_r \hat{r}_i + cM_r - cM^2)}{r(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \quad (14)$$

시간 t에서 음압을 계산하기 위해서는 관찰자 위치까지 음파가 도달하는 지연시간(retarded time)을 계산하기 위한 t 시간에서의 모든 소음원의 위치가 결정되어야 한다. 본 연구에서는 매 시간간격마다 지연시간을 계산하기 위하여 뉴턴 방법이 사용되었다.



(a) surface monopole source (b) surface dipole source



(c) volume quadrupole sources

Fig.6 Directivity patterns radiated to far-field (r/D=33) by DLR Axial Fan

Fig. 6 (a) (b) (c)에는 r/D=500 위치에서 단극자(monopole), 이극자(dipole) 및 사극자(quadrupole) 음원계산에 의한 원거리장 소음의 스펙트럼 및 방향성을 구한 결과를 각각 보여주고 있다. 최대 소음레벨은 이극자 소음원인데 10m에서 38dB 정도로 계산하였다.

또한 프로펠러형 팬의 소음계산에 있어, 대외류모사법을 이용하여 직접 소음을 예측하는 것은 현재의 계산능력으로는 상당히 많은 시간이 소요되기 때문에 본 연구에서는 예측된 정상상태의 양력(Lift force) 및 항력(Drag force)을 기초로 다음과 같은 Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 방정식을 이용하여 r/D=33인 원거리장에서의 정상 하중 소음(steady loading noise)를 계산하였다.

Fig. 7에는 계산으로부터 구한 음압레벨의 크기 및 방향성을 실험결과와 비교하였다. 계산으로부터 얻어진 음압레벨은 실험조건에서의 회전속도와 측정거리를 고려하여 스케일링 하였으며 실험치와 방사 방향이나 최대소음레벨 등이 비교적 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 또한 이때의 최대소음레벨은 관찰자의 위치가 웬 중심으로부터 10m 떨어진 거리에서 33dB 정도로 계산되었다. 실험치와 비교하면 거의 비슷한 값이었다.

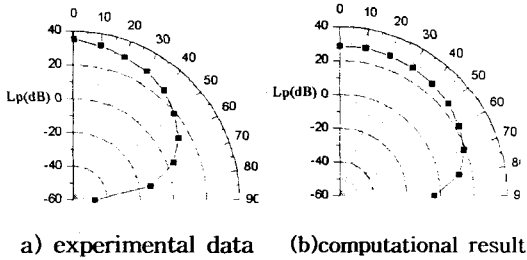


Fig. 7 Polardiagrams of overall sound pressure levels ($r/D=33$, 500rpm)

3. 결론

회전하는 웬 날개에서 스펠방향으로의 후단 와류 두께와 비정상 양력계수 분포를 조사하기 위해 500rpm으로 회전하는 실린더 주위의 난류유동에 대해 대와류모사법을 이용하여 수치해석을 수행하였고, 단극자, 이극자, 사극자 소음원 항을 갖는 Ffowcs Williams and Hawkings 방정식을 사용하여 원거리장 소음을 예측하였다. 사극자 소음원의 전체적인 소음 파워에 대한 기여도는 매우 낮은 아음속 속도에서 무시하지 못할 정도였다. 또한 정상상태의 양력과 항력을 이용하여본 소음원의 방사모양과 음압의 크기를 계산하였고 정상하중 소음도 계산하여 예측하였다.

실험값과 비교해 보면 대와류모사법으로 계산된 소음원이 각각 37dB와 38정도로 비슷하고 정상상태 소음은 33dB정도 약간 낮게 계산하였다. 물론정상상태의 소음 계산이 대와류모사법을 이용한 소음 계산보다 정확한 값을 얻을 수 없었지만 짧은 시간에도 소음 예측을 할 수 있는 가능성을 볼 수 있었다.

참고문헌

(1) Lee, S. and Yang, G.-C., 1999, "Acoustic Scaling of an Axial Fan with Non-Uniform Inlet Flows," *KSME Int'l J.*, Vol. 13, No. 10, pp. 752-761

(2) Neise, W., 1992, "Review of Fan Noise Generation Mechanism and Control Method," *Int'l INCE Symposium.*, pp. 45-56

(3) Krane, M. H., Bent, D. H. and Quinlan, D. A., 1995, "Rotating Instability Waves as a Noise Source in a Ducted Axial Fan," *ASME NCA - Vol. 21*, pp. 19-40

(4) Kim, J.-K., 1999, Performance and Flow Characteristics of a Forward Swept Propeller Fan, Ph. D. Dissertation, Seoul Nat'l Univ.

(5) Lee, S. and Jin, S.-H., 1995, "An Experimental Study of Flow Structures in Small Cooling Fans using Acoustical Similarity," *ASME NCA - Vol. 21*, pp. 3-9

(6) Goldstein, M.E., 1976, *Aeroacoustics*, McGraw- Hill Inc., New York

(7) Lighthill, M.J., 1952, "On Sound Generated Aerodynamically; I. General Theory," *Proc. Roy. Soc. London Ser. A.*, Vol. 211, pp. 564-587

(8) Ffowcs Williams, J.E. and Hawkings, D.L., 1969, "Theory Relating to the Noise of Rotating Machinery," *J. of Sound and Vib.*, Vol. 10, pp. 10

(9) Lohmann, 1992, "Prediction of Ducted Radiator Fan Aeroacoustics with Lift Surface Method," *DGLR/AIAA 92-02-098*, pp. 576-626

(10) Jeon, W.-H., 1999, "An Analysis of Noise Generation and Radiation from Centrifugal Fans with a Casing, Ph. D. Thesis, KAIST

(11) Lee, S., 1992, "Subgrid-Scale Modeling in Large-Eddy Simulation and Its Application to Aerosound," Ph. D. Dissertation, U.C.L.A.

(12) Runchal, A.K., 1987, "CONDIF: A Modified Central Difference Scheme for Convective Flows," *Int'l J. Num. Methods in Eng.*, Vol. 24, pp. 1593-1608

(13) Smagorinsky, J., 1963, "General Circulation Experiments with the Primitive Equations, Part I : the Basic Experiment," *Monthly Weather Rev.*, Vol. 91, pp. 99-164

(14) Lee, S. and Meecham, W.C., 1996, "Computation of Noise from Homogeneous Turbulence and a Free Jet," *Int'l J. Acoust. and Vib.*, Vol. 1, pp. 35-47

(15) Hayder, M.E. and Turkel, E., 1995, "Nonreflecting Boundary Conditions for Jet Flow Computations," *AIAA J.*, Vol. 33, No. 12, pp. 2264-2270

(16) Farassat, F. and Myer, M.K., 1988, "Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from Moving Surfaces," *J. Sound and Vib.*, Vol. 123, No. 3, pp. 451-461

(17) Kim, H.-J., Lee, S. and Kim, J.-H., 2000, "Computation of Turbulent Flows and Radiated Sound from Axial Compressor Cascade using LES," *Proceedings of the 1st NCFE*, pp. 243-246