

## 신경망이론을 적용한 엔진룸내의 냉각팬 소음 최적화 연구

정기훈\*, 최한림\*, 김범섭\*, 김재승\*, 이덕주\*\*

### Noise Optimization of the Cooling Fan in an Engine Room by using Neural Network

Ki-Hoon Chung, Han-Lim Choi, Bum-Sub Kim, Jae-Seung Kim, Duck-Joo Lee

#### ABSTRACT

Axial fans are widely used in heavy machines due to their ability to produce high flow rate for cooling of engines. At the same time, the noise generated by these fans causes one of the most serious problems. This work is concerned with the low noise technique of discrete frequency noise. To calculate the unsteady resultant force over the fan blade in an unsymmetric engine room, Time-Marching Free-Wake Method is used. From the calculations of unsteady force on fan blades, noise signal of an engine cooling fan is calculated by using an acoustic similarity law. Noise optimization is obtained from Neural Network which is constructed based on the calculated flow rate and noise spectrum.

#### 1. 서론

소음에 관한 일반인의 관심이 높아지면서 송풍기, 압축기 등과 같은 유동관련 기계류가 주요 소음원으로 지적되고 있으며 이를 규제하는 법규의 제정으로 소음이 큰 경우 판매를 제한하는 경우도 있어 이들 기계류의 소음을 낮추기 위한 노력이 절실히 요구되고 있다. 특히 국내의 관련 산업계에서는 각종 소음 규제에 대응하고, 품질 경쟁력을 확보하기 위해 이들 기계류에 대한 소음저감의 필요성은 절감하고 있으나 구체적인 저감 방법 및 소음 예측 도구의 부족으로 인하여 체계적인 연구와 응용이 이루어지지 못하고 있다. 현재 굴삭기와 같은 중장비에서 발생하는 소음 중 팬이 차지하는 비중이 50%를 넘고 있다. 그러므로 팬 소음을 줄이는 것은 소음 규제를 맞추기 위해 꼭 필요한 연구이다.

일반적인 축류팬의 소음 특성은 주파수 특성에 따라서 톤소음(tonal noise)과 광역소음(broadband noise)으로 나누어진다. 우선 톤소음은 날개통과 주파수(BPF : blade passage frequency)와 그 조화주파수의 음으로 이루어지며

회전하는 블레이드가 주위 구조물(쉬라우드, 라디에이터, 그릴 등)과 주기적인 상호작용을 일으킴으로써 발생한다. 블레이드가 회전하면서 유체에 일을 가함에 따라 블레이드 표면에서는 일정한 주기를 갖는 압력변동이 발생되고 이로 인해 톤소음이 발생한다고 알려져 있다. 또한, 깃 사이의 유동이 고정물 지역을 지날 때 유동이 비정상상태가 되어 깃 표면에 비정상 힘의 교란을 유발시키고 이러한 힘의 변화가 톤소음을 유발하기도 한다. 블레이드 후류와 고정물의 상호작용에 의한 소음 발생 정도는 깃 뒷전과 고정물 사이의 거리가 멀어질수록 감소한다고 알려져 있다. 톤소음은 주로 이극(dipole)이 주된 원인이라고 알려져 있고 축류팬의 주된 소음원이다. 광역소음은 난류와 블레이드의 깃 뒷전에서 와류 흘림 등에 의해 발생하는 소음으로 넓은 범위의 주파수에 걸쳐서 분포한다. 일반적으로 고정물과 회전하는 블레이드의 거리가 가까울수록 톤소음이 커지고 난류가 우세할수록 광역소음이 커진다고 알려져 있다.

팬의 소음은 팬이 장착되는 시스템의 조건에 따라 다른 특성을 지니게 됨에 따라 팬 시스템의 저소음화를 위해서는 팬과 시스템의 주변구조물을 동시에 고려한 해석이 수행되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 엔진룸의 전방 흡입룸을 고려하여 팬이 엔진룸 내에 존재할 경우에 대한 팬시스템의 저소음화방안을 연구하였다. 엔진룸을 고려한 비정상 팬 블레이드의 공력해석은 시간적분 자유후

\* 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

@ KIMM, Structural Systems Division

\*\*정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 교수

류모형을 사용하였으며, 계산된 비정상 공력으로부터 소음을 구하기위해서 Lawson방법을 이용하였다. 그리고 위의 방법을 기반으로 계산된 결과를 이용하여 신경망을 구성하고 DOT를 사용하여 소음 최적화 형상을 얻어냈다.

**2. 해석 방법**

**2.1. 시간적분 자유 후류 해석**

임의 형상의 삼차원 물체 주위의 유동을 물체의 경계와 후류 영역을 제외한 전체 영역에서 비압축성, 비회전, 비점성이라고 가정하면 유동은 Laplace 방정식을 만족하는 포텐셜 유동이고, 속도 포텐셜을  $\phi$ 라 할 때 다음과 같이 표현된다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \tag{1}$$

$$\vec{V} = \nabla \phi \tag{2}$$

그리고 경계 조건을 수식으로 표현하기 위해 속도 포텐셜을  $\phi$ 라하고 물체 고정 좌표계에 대해서 식을 나타내면 다음과 같다.

$$(\nabla \phi - \vec{V}_0 - \vec{\Omega} \times \vec{r} - \vec{V}_r) \cdot \vec{n} = 0 \tag{3}$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \phi = 0 \tag{4}$$

비압축성 유동의 경우 교란의 전파 속도가 무한대라고 할 수 있기 때문에 각 순간의 경계 조건 변화에 대한 영향이 그 순간 전체 유동장으로 전파된다. 그러므로 매 시간 간격마다 변화된 경계 조건으로 식(3)을 풀면 된다. 식(1)을 Green의 상반정리(Green's reciprocal theorem)를 이용하여 적분하면 용출(source)의 세기  $\sigma$ 와 중첩(doublet)의 세기  $\mu$ 의 합으로 속도 포텐셜의 값을 나타낼 수 있다. 물체 표면의 한 지점에서 거리  $r$ 만큼 떨어진 위치 P점에서의 유동은 다음 식에 의해서 지배받는다.

$$\phi(\vec{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{body + wake} \mu(s, t) \vec{n} \cdot \nabla \left( \frac{1}{r} \right) ds - \frac{1}{4\pi} \int_{body} \sigma(s, t) \left( \frac{1}{r} \right) ds \tag{5}$$

이 용출(source)과 중첩(doublet)의 분포에 의한 속도장은 속도 포텐셜의 미분으로 계산한다.

두께가 얇은 블레이드는 두께를 고려하지 않고 블레이드의 형상을 대표하는 면 - 예를 들면 캠버면 - 에 특이값을 분포시킴으로써 해석이 가능하다. 이러한 해석은 해의 정확도를 높일 수 있을 뿐만 아니라, 계산 시간을 크게 절약하는 장점을 갖는다. 식(5)를 미분한 식에서 용출(source)을 분포시키지 않고 중첩(doublet)만을 분포시킨 후 이 식을 공간에 대해 미분함으로써 속도장을 계산할 수 있고 물체의 경계조건 식(3)을 적용한다. 여기

서 근사화된 블레이드면에 분포하는 중첩(doublet)은 같은 크기의 순환(circulation) 강도  $\Gamma$ 를 갖는 와격자로 바꿀 수 있다. 이러한 방법을 와류 격자법(vortex lattice method)이라고 하는데, 그 유도속도는 Biot-Savart 법칙을 이용하여 구할 수 있게 된다. 본 연구에서는 와선 부근에서 무한대의 유도속도가 계산되는 것을 피하기 위하여 Scully의 와류 모델을 적용한다.

블레이드 표면의 미지의 순환강도를 선형방정식으로 나타내면,

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \dots & a_{1j} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2j} \\ \dots & \dots & \ddots & \dots \\ a_{n1} & a_{n2} & \dots & a_{nj} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Gamma_1 \\ \Gamma_2 \\ \vdots \\ \Gamma_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_j \end{bmatrix} \tag{6}$$

$$a_{ij} = (\vec{u}, \vec{v}, \vec{w})_{ij} \cdot \vec{n}_i$$

$$R_i = (\vec{V}(t) - \vec{V}_w) \cdot \vec{n}_i$$

여기서  $i, j = 1, 2, \dots, n$

$(\vec{u}, \vec{v}, \vec{w})_{ij}$ 는 j-번째 와격자에 의해서 i-번째 와격자의 조절점에 유도되는 속도성분이고,  $\vec{n}_i$ 는 i-번째 와격자의 수직벡터 성분이며,  $\vec{V}(t)$ 는 물체 고정 좌표계에 대한 블레이드 운동속도와 자유흐름에 의한 속도의 제어점에서의 속도성분이고,  $\vec{V}_w$ 는 물체 고정 좌표계에 대한 후류의 영향으로 발생하는 제어점에서의 속도이다.

블레이드의 공기력은 비정상 Bernoulli 방정식을 이용하여 구한다. 블레이드 윗면과 아랫면의 압력차이는 다음과 같다.

$$\Delta p_{ij} = \rho \left\{ (\vec{V}(t) + \vec{V}_w) \cdot \vec{\tau}_i \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i-1,j}}{\Delta c_{ij}} + (\vec{V}(t) + \vec{V}_w) \cdot \vec{\tau}_j \frac{\Gamma_{i,j} - \Gamma_{i,j-1}}{\Delta b_{ij}} + \frac{\partial \Gamma_{i,j}}{\partial t} \right\} \tag{7}$$

여기서 하첨자  $i$ 는 코드 방향,  $j$ 는 스패ن 방향을 가리키며,  $\Delta c_{ij}$ 는 코드 방향 길이,  $\Delta b_{ij}$ 는 스패ن 방향의 길이를 나타낸다. 따라서 이 와격자에 의하여 블레이드 물체에 작용하는 하중은 다음과 같이 된다.

$$\Delta \vec{F} = -(\Delta p \Delta S)_{ij} \vec{n}_{ij} \tag{8}$$

여기서  $\Delta S$ 는 와격자의 넓이다. 위 식으로부터 팬의 축방향 힘 및 유도항력 등을 구할 수 있게 된다.

**2.2 축류팬 소음 해석**

본 논문에서 계산하는 음향장은 블레이드가 회전하면서 발생하는 비정상 힘의 교란에 의한 소음이다. Noise는 팬의 경우 이극이 주된 소음의 원인이 되고 특히, 비정상 회전 힘에 의한 소음이 주된 소음원이라고 밝혔다. (Ref.(6)) 특히 축류팬

의 경우는 토온소음이 우세하고, 비정상 힘의 교란만으로 충분히 토온소음의 예측이 가능하다.

유동 음원을 고려한 음파전달방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - a_0^2 \frac{\partial^2 \rho}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial F_i}{\partial x_i} + \frac{\partial Q}{\partial t} \quad (9)$$

여기서 왼쪽항은 정지한 매질에서의 음파전달 방정식이고, 오른쪽 항은 유체 내에서의 여러 음원들을 나타낸다. 첫 항은 사극음원(quadrupole)에 의한 영향을 나타내고, 두 번째 항은 이극(dipole)에 의한 영향을 마지막 항은 단극(monopole)에 의한 영향을 나타낸다. 팬 소음과 같이 이극이 우세한 경우는 단극과 사극의 영향은 무시할 수 있다. 그래서 힘의 교란에 의한 이극소음이 우세하다는 가정 하에 Lawson의 움직이는 점 힘(point force)에 의한 음향장을 예측하는 식을 유도하였고, 본 논문에서는 그 식을 이용한다. 이 식은 다음과 같다.(Ref.(7),(8))

$$P = \left[ \frac{x_i - y_i}{4\pi a_0 r^2 (1 - M_r)} \left\{ \frac{\partial F_i}{\partial t} + \frac{F_i}{1 - M_r} \frac{\partial M_r}{\partial t} \right\} \right] \quad (10)$$

식에서 첫 항은 힘의 비정상 변화에 의한 음압을 나타내고, 두 번째 항은 가속도(회전)에 의한 음압을 나타낸다. 여기서 는 음속(speed of sound)을 나타내고, 는 힘을 r은 관찰자와 음원간의 거리를 나타낸다. 또, x는 관찰자의 위치를 y는 음원의 위치를 낸다.

식 (10)는 한 점원이 움직이는 경우의 음향장이다. 본 연구에서는 팬 블레이드를 작은 요소로 나누고 각 요소에서의 힘을 점 힘으로 계산하였으므로 식(10)을 전체 팬 블레이드 요소에 대하여 중첩하면 블레이드 회전에 의한 음향장을 계산할 수 있다. 그러나 이 식은 자유공간이라는 가정 하에 소음원의 방사를 예측하는 식으로 물체에 대한 산란장을 고려하지는 못한다.

### 2.3 신경망 이론을 이용한 형상 최적화

신경망 (Neural network) 이라는 것은 주어진 input signal을 넣었을 때 원하는 output signal이 나오도록 각 layer들을 그림과 같이 구성하는 것이다. 이 과정에서 training이라는 개념이 도입된다. 이것을 간단히 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$A_3(A_2(A_1 Input + B_1) + B_2) + B_3 = Output \quad (11)$$

위 식(11)에서  $A_1, A_2, A_3, B_1, B_2, B_3$  등을 training 시켜 원하는 output이 나오도록 하는 것이다. 이러한 network가 만들어지게 되면 구성된 neural network을 통해 적절한 범위에 들어오는 input에 대한 output을 예측하는 것은 간단한 matrix의 곱을 계산하는 것만으로 가능하다. 따라서 그 계산 시간이 매우 짧아서 최적화 문제를 수행함에 있어서 많은 장점을 가지고 있다. 일반적인 optimization을 하는 경우, 수렴된 결과를 얻기까지는 적게는 10번에서 많게는 수십 번까지 계산을 수행하여야 하며 계산되는 문제에 따라 다르지만 보통은 한번의 계산에도 많은 시간이 소요된다. 결국 한 가지 optimization의 결과를 얻기 위해서 하루 이상의 시간이 필요한 경우가 대부분이다. 그러나 neural network이 신뢰성을 가질 수 있는 데이터들을 이용하여 구성이 되었다면 이를 이용한 계산은 단지 수초의 시간만을 요구하게 된다. 본 연구에서는 이와 같이 구성된 신경망을 최적화 상용 코드인 DOT(Design Optimization Tool)의 SQP(Sequential Quadratic Programming)방법과 연계하였다.

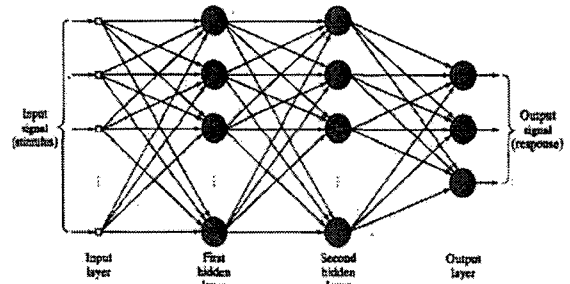


Fig. 1 신경망 회로의 개략도

### 3. 해석 결과

팬은 일반적으로 단독으로 작동하지 않고 앞에서 연구한 바와 같이 엔진룸과 같은 구조물 안에서 작동을 한다. 그리고 이러한 구조물 안에서의 유동은 팬이 자유공간에서 작동할 때와는 상당히 다른 유동 조건에서 작동하게 되며 이는 곧 팬에서 발생하는 소음에도 영향을 미치게 된다. 이러한 현상은 앞의 연구 결과에서도 볼 수 있듯이 팬 주위의 구조물을 고려하지 않고 팬 단독의 계산을 통해서 얻어진 저소음 팬이 구조물 안에서는 오히려 소음이 증가하는 결과를 낼 수도 있다. 따라서 모든 팬 소음의 계산은 구조물과 더불어 유동해석을 하고 난 이후의 유동 정보를 가지고 계산을 수행하여야 한다. 이를 바탕으로 이제는 팬에 관련된 파라미터들을 가지고 구조물을 고려한 팬의 소음을

저소음화하는 연구를 신경망 이론을 이용하여 수행하였다.

예전의 연구결과를 보면 반경 길이(R), 회전속도(RPM), 쉬라우드 물힘량 등이 소음 및 유량에 큰 영향을 미친다는 사실을 알 수 있다. 따라서 이번 연구에서 저소음 팬을 위한 설계 변수로 반경 길이(R), 회전속도(RPM), 쉬라우드 물힘량 3개를 택하였다. 반경 길이 및 회전 속도는 기준에서  $\pm 20\%$ ,  $\pm 5\%$ , 쉬라우드 물힘량은 0.2~0.7까지 변하게 하여 총 54개의 경우를 계산하였다.

이렇게 계산된 총 54개의 결과로 Neural network을 구성하였다. Neural network은 feed-forward 알고리즘을 이용하였고 2개의 hidden layer를 사용하였다. 이 때 error는  $10^{-13}$  이하로 설정하였다.

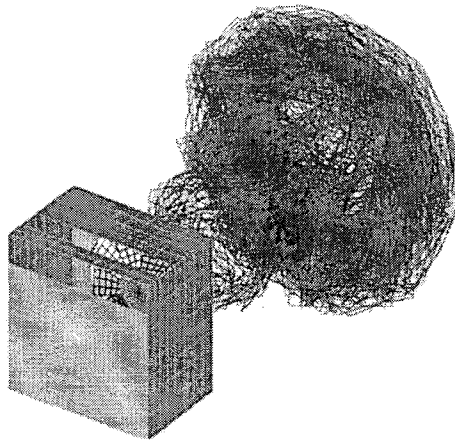


Fig. 2 Geometries of fan system and wake

본 연구의 해석에 이용된 팬의 기본 형상은 국내 중장비에 이용되는 반경 0.356m인 9개 블레이드를 지는 KAISER Fan으로 허브는 반경의 37.7%, 장착각 48.6°, 비틀림각 -23.3°, 허브편의 시위길이 0.336m, 익단쪽의 시위길이는 0.373m의 Fig. 2와 같다. 이 경우의 기준되는 팬의 유량 및 소음은 각각 430.4 CMM, 57.8dB 이다.

3.1 신경망을 이용한 설계 1

가. 설계 문제의 정의

- Minimize OSPL
- Subject to flux  $\geq 430$  CMM

OSPL은 최소가 되고 유량은 기준이 되는 팬의 유량 430 CMM을 넘도록 제한을 두었다. 반경 105%, 회전속도 105%, 쉬라우드 물힘량 0.4를 초기값으로 최적화를 시도하였다.

나. 최적화 결과

최적화 코드를 실행시킨 결과 반경 102.9%, 회전속도 99.5%, 쉬라우드 물힘량 0.329에서 수렴되었다. 이때 유량은 477.5 CMM으로 기준 430.4 CMM보다 10.9% 증가하였고 소음은 53.3dB로 기준 57.8 dB보다 4.5dB 감소하였다.

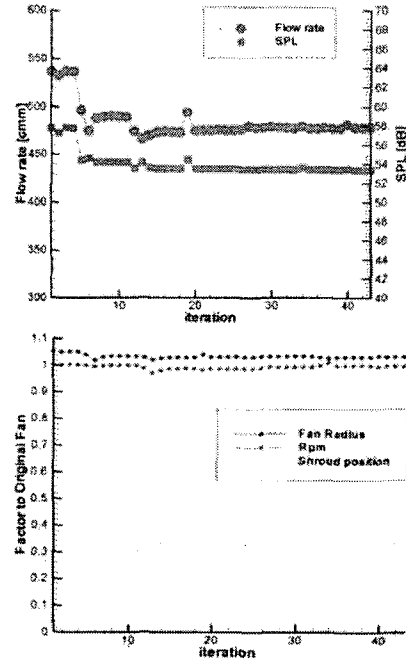


Fig. 3 Optimization history(1)

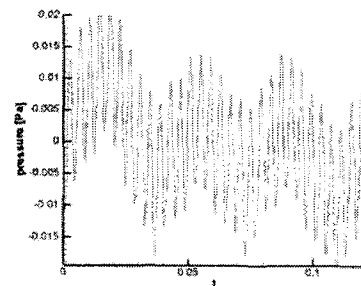
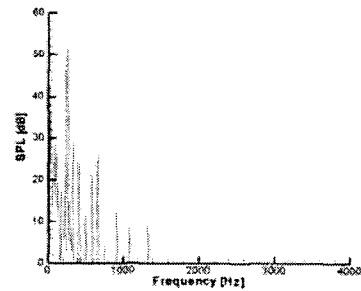


Fig. 4 Sound pressure signal(1)

3.2 신경망을 이용한 설계 2

가. 설계 문제의 정의

- Minimize OSPL
- Subject to flux  $\geq 430$  CMM

결과 3.1의 조건에서 초기값을 바꾸어 최적 설계를 수행하였다. 반경 100%, 회전속도 100%, 쉬라우드 물힘량 0.3를 초기값으로 최적화를 시도하였다.

나. 최적화 결과

최적화 코드를 실행시킨 결과 반경 100.1%, 회전속도 99.8%, 쉬라우드 물힘량 0.357에서 수렴되었다. 이때 유량은 463.8 CMM으로 기준 430.4 CMM보다 7.8% 증가하였고 소음은 52.2dB로 기준 57.8 dB보다 5.6dB 감소하였다.

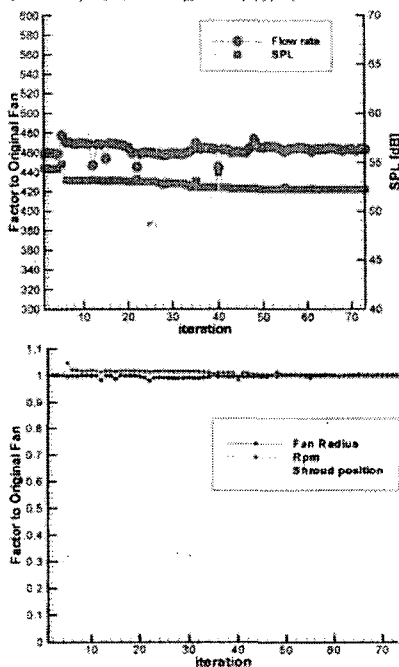


Fig. 5 Optimization history(2)

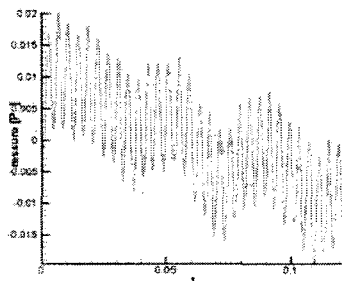


Fig. 6 Sound pressure signal(2)

#### 4. 결론

본 연구에서는 엔진룸의 전방 흡입률을 고려하여 팬이 엔진룸 내에 존재할 경우에 대한 팬시스템의 저소음화방안을 연구하였다. 엔진룸을 고려한 비정상 팬 블레이드의 공력해석은 시간적분 자유후류모형을 사용하였으며, 계산된 비정상 공력으로부터 소음을 구하기위해서 Lawson방법을 이용하였다. 그리고 위의 방법을 기반으로 계산된 결과를 이용하여 신경망을 구성하고 DOT를 사용하여 소음 최적화 형상을 얻어냈다. 신경망 이론을 이용하여 소음 최적화를 수행한 결과 동일한 성능을 보이는 시스템을 구성하고 소음을 약 5dB 가량 줄일 수 있음을 확인하였다.

#### 참고문헌

- [1] D.Lohmann, 1998, "Prediction of Ducted Radiator Fan Aeroacoustics With a Lifting Surface Method", DGLR/AIAA 14th Aeroacoustic Conference, pp. 576~606
- [2] D. J. Lee and S. U. Na, 1995, "High Resolution Free Vortex Blob Method for Highly Distorted Vortex Wake Generated from a Slowly Starting Rotor Blade in Hover", Pro. 21th Eur. Rotorcraft Forum, Paper No. II-5, Saint-Petersburg, Russia.
- [3] S. U. Na and D. J. Lee, "Numerical Simulations of Wake Structure Generated by Rotating Blades Using a Time Marching Free Vortex Blob Method", European Journal of Mechanics, vol.17, 1998.
- [4] Raymond W. Prouty, "Helicopter Performance, Stability, and Control", PWS Publisher, 1986.
- [5] K. W. Ryu and D. J. Lee, "Sound Radiation from Elliptic Vortex Rings: Evolution and Interaction", Journal of Sound and Vibration, Vol. 200, No. 3, 1997, pp. 281-301.
- [6] Noise, W., 1992, "Review of Fan Noise Generation

- Mechanism and Control Method," An International INCE Symposium, pp. 45~56
- [7] M.V. Lowson, 1965, "The Sound Field for Singularities in Motion," Proc. R. Soc. London, Ser. A. 286, pp.559-572
- [8] F.Farassat, and G. P. Succi, 1983, "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise", Vertica, Vol. 7, No. 4, pp.309-320
- [9] 정기훈, 전완호, 이덕주, "쉬라우드 효과를 고려한 축류팬 유동 및 소음 해석," 대한기계학회 유체공학부문 1999년도 추계 학술대회 논문집, pp. 35~40.
- [10] 전완호, 정기훈, 이덕주, "덕트가 있는 축류팬의 유동 및 음향장 해석," 유체기계저널, 제 3권 2호, pp.15~23, 2000. 6
- [11] 전완호, 이덕주, "경계요소법의 전산음향학에의 이용," 한국소음진동공학회 1999년도 추계 학술대회 논문집, pp.667~673.
- [12] Duck Joo Lee, Wan Ho Jeon, Formulation and Validation of Lighthill-Helmholtz Boundary Element Method for Scattering Problems of Aerodynamic sources in Motion, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA/CEAS 2000-2050, 2000. 6.
- [13] Wan Ho Jeon, Duck Joo Lee, Analysis of Flow and Sound field of Ducted Axial Fan, InterNoise 2000, pp.1531-1534