

## 원심 전향익 송풍기 날개 후단의 형상에 따른 소음 분석

김휘중\* · 정근화\* · 이창준\* · 이승배\*\*

### Experimental Study of Trailing Edge Shape of Forward Curved Blade upon Radiated Noise

H.-J. KIM\*, K.-H. JUNG\*, C.-J. LEE\*, S. LEE\*\*

*Key Words: Forward Curved Blade(원심전향익 날개), Trailing Edge Noise(후단소음), Broad-band Noise(광대역 소음), Solidity(현절비), Stagger Angle(날개설치각)*

#### ABSTRACT

The turbulent broadband sound power from a forward curved bladed fan can be modeled by the trailing edge noise. The trailing edge noise is usually influenced by inflow turbulence, separation, and boundary layer on the blade. This paper reports the effects of the solidity ( $C/s$ ) and the stagger angles upon the trailing edge noise with respect to the trailing edge shapes of circular-arc cambered blade of multi-bladed fan, and discusses the major physical mechanism of reduced noise for the circular trailing-edged case.

#### 1. 서론

원심전향익 팬은 원심형 다익으로도 불리며 앞굽음깃(forward curved blade)을 가지고 있으며, 효율이 동일유량에서 축류형 팬이나 뒷굽음깃 원심형 팬(backward curved centrifugal fan) 등보다 소음이 적고 상대적으로 낮은 부하에서 소형으로도 많은 유량을 낼 수 있으며 현재 공조기기, 환기장치 그리고 주방기기 등에 많이 사용되어지고 있다.

최근에 원심전향익 팬 특유의 형상과 성능 조건을 감안한 소음 예측프로그램이 개발된 바 있으며<sup>(1)</sup>, 수치해석적으로 내부유동을 해석하고 소음원을 규명하려고 시도하고 있다.

시로코형 익렬의 날개에서 발생된 소음의 예측을 위해서는 광대역소음원인 난류유입소음, 경계층/날개후

단 상호작용소음, 몽뚝한 날개 후단 소음 등을 일반적으로 고려하여야 한다. 최근 이승배 등<sup>(2)</sup> 원심전향익 팬소음에 여러 가지 소음원 스케일링을 적용하여, 광대역 소음원 중 하나인 날개 후단에 의한 소음이 원심전향익 팬소음의 지배적 소음원이라는 것을 제시한 바 있다.

본 연구에서는 이러한 원심전향익 팬의 주요한 소음원인 날개 후단 소음을 분석하기 위해 세 가지의 원심전향익 팬 날개의 후단의 형상 익렬을 무향 풍동내에 설치하여 날개의 현절비(solidity,  $\sigma$ )와 날개설치각(stagger angle,  $\zeta$ )에 따른 광대역 소음을 측정하였다.

#### 2. 원심전향익 팬의 익렬 실험방법 및 실험결과

##### 2.1. 설치방법

\* 인하대학교 기계공학과 대학원

\*\* 인하대학교 기계공학과

Table 1 Geometric specification of cascade blades of each trailing edge-edge

	T.E.(round)	T.E.(30°)	T.E.(60°)
Chord Length(C)	0.03m	0.03m	0.03m
Pitch(s)	0.018m	0.021m	0.024m
Solidity( $\sigma$ )	1.250	1.250	1.250
	1.428	1.428	1.428
Stagger Angle(°)	1.667	1.667	1.667
	25, 30, 35	25, 30, 35	25, 30, 35

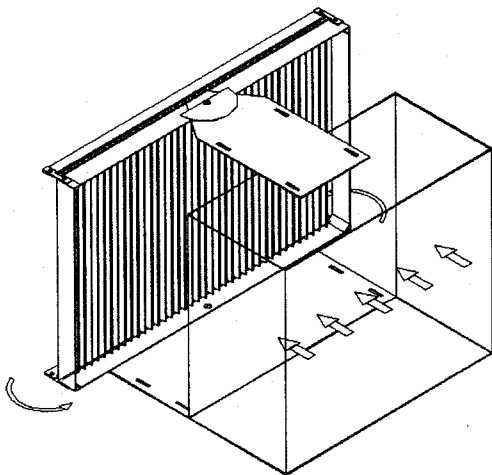


Fig. 1 Schematic of the cascade of forward curved blades in the anechoic wind tunnel

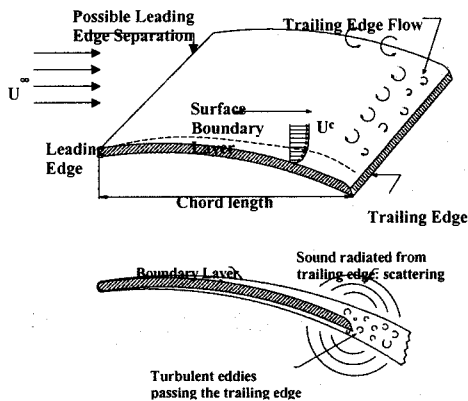


Fig. 2 Flow and radiation patterns near the trailing edge

Table 1은 실험에 사용된 원심전향익 뱀의 각 후단 형상에 따른 코드 길이(C) 및 피치(s)와 사양과 현실 비 및 설치각의 실험범위를 나타내고 있다. Fig. 1은 실험에 사용된 원심전향익 뱀 날개 후단으로부터 소음을 측정하기 위한 장치로서, 원심전향익 뱀 날개 형상을 회전 장치에 장착한 익렬로 무향풍동 시험부 내에 설치하였다.

Fig. 2는 날개 후단의 형상과 경계층 유동을 보여주며, 날개 후단에서의 소음은 날개 후단의 모양에 따라 현저한 차이를 발생하게 된다. 즉, 날카로운 후단 근처의 와동(vortex)이 존재할 때 소음은 효과적으로 방사된다. 그러므로 날개 후단은 본질적으로는 경계층 내의 약한 음원의 소음강도가 강하게 증폭되게 한다. 날개 후단 소음은 고주파수의 주요한 공력소음 메카니즘이다. 이러한 난류경계층(turbulent boundary layer)과 후단과의 상호작용에 의한 소음의 주요한 메카니즘은 후단 소음(trailing-edge noise)이라 불린다. 전체 소음 레벨에 대한 후단 소음의 기여는 무한 유동 내에 놓인 날개의 경우, 고주파수 영역 내에서 지배적이다. 후단 소음에 영향을 주는 중요한 요소는 와동 대류속도(convection velocity), 후단 근처의 난류경계층 구조와 날개 표면에 수직인 방향의 난류 운동에너지 분포 등이다. 후단의 형상은 날개표면의 임피던스와 함께 비교적 고주파수에서 중요한 영향을 준다.

후단의 형태 및 뭉뚝함의 정도 그리고 레이놀즈 수에 따라 다른 와홀림(vortex shedding)을 발생시킨다. 날개 후단 근처 후류(wake) 내의 각각의 와동들은 후단 근처에서 더 높은 표면압력섭동(surface pressure fluctuations)을 발생시킨다.  $t^*/\delta^*$ 의 비가 증가함에 따라, 소음의 주파수 범위는 줄어든다. 결론적으로  $t^*/\delta^*$ 의 비가 충분히 커진다면 섭동하는 힘들은 토널 특성의 이극소음의 결과를 발생한다. 이런 토널 소음은 각각의 스펙트럼에서 날카로운 산 모양(hump) 형태를 보인다. 최대 주파수는 후단의 형상 및 레이놀즈 수, 뭉뚝한 정도( $\delta^*/t^*$ )에 의존한다. 결과적으로 뭉뚝한 후단소음은 뭉뚝한 후단으로부터 발생하는 와홀림의 결과이다. 이러한 토널소음은 후단을 날카롭게 함으로서 피할 수도 있다.(대략  $t^*=1\sim 3\text{mm}$ )

Grosveld<sup>(3)</sup>는  $t^*/\delta^* < 1.3$ 의 조건에서 약 0.1의  $St(=f \cdot t^*/U_0)$ 를 얻었으며, 후단 두께( $t^*$ )가 얇아질수록, 최대 홀림주파수( $f$ )는 더욱 증가한다고 보고한 바가 있다.

Blake<sup>(4)</sup>는 NACA 0012의 익형 실험에서  $Re=2.63 \times 10^6$ ,  $t^*/\delta^* > 4$ 의 조건에서 명백한 이차 산 모양(hump)

형태의 소음 형태를 측정하였다. 또한 난류유동 내의 익형 날개의 경우  $t^*/\delta^* \leq 0.05 \sim 0.3$ 에서는 와동열 소음(vortex street sound)이 발생하지 않으며,  $t^*/\delta^* > 0.3 \sim 0.5$ 에서 툰소음이 발생하게 되며 후단 형상이 지배적인 변수라고 하였다<sup>(4)</sup>.

본 연구에서 사용된 날개 후단의 형상은 단일 원호 형태의 날개에서 후단 모양이 Fig. 3과 같이 30°, 60°의 날카로운 형태(sharp-edge type)와 원형의 세 가지로서, 형상의 변화에 따른 소음실험을 수행하였다.

날개 후단으로부터 소음을 측정하기 위해 암소음(background noise)이 20dB 이하이며 난류강도가 0.25% 이하인 무향풍동(anechoic wind tunnel) 내의 시험부에 Fig. 1과 같이 회전장치를 부착하였으며 익렬 중심으로부터 1m 떨어진 곳 중 익렬의 출구 유동에 의한 영향을 받지 않는 원주방향의 위치에서 마이크로폰(1/2", B&K type 4189)으로 측정하였다. 또한, 소음스펙트럼의 측정시 A-가중치(weighting)를 사용하여 측정하였다. 본 연구에서는 임펠러 유량계수를 고정된 후 익렬의 현절비를 1.250, 1.428, 1.667로 각각 변화시키면서 측정하였으며 또한 날개설치각( $\zeta$ )도 25°, 30°, 35°로 변화시켜가며 익렬의 하류에서 동일 방법으로 측정된 값들을 평균하여 계속하였다.

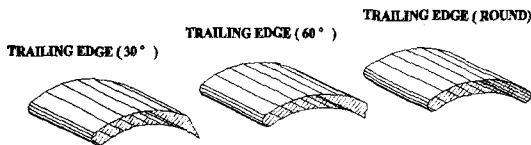


Fig. 3 Shape of each trailing edge(30, 60, round)

## 2.2. 주요 무차원수

본 연구에서 사용되어진 주요 무차원수인 유량계수, 스트로할수(Strouhal number)는 식 (1)과 같이 표현할 수 있다.

$$\phi = \frac{C_m}{U_o} = \frac{Q}{ND^3}, \quad St = \frac{fC}{W} \quad (1)$$

여기에서  $f$ 는 주파수를 나타내며  $C$ 는 코드 길이,  $C_m$ 은 축방향 절대속도,  $N$ 은 회전속도 그리고  $U_o$ 는 회

전속도를 나타낸다. 또한 본 연구에서 중요한 변수인 날개 현절비는 임펠러 코드 길이와 피치간의 비로 일반적으로 현절비가 크면 날개수가 많고, 반대로 현절비가 작으면 날개수가 적게 된다.

## 2.3. 원심전향익 현 날개 후단 소음의 측정

원심형 팬의 공력소음은 이산소음과 광대역 소음의 성분으로 나눌 수 있다. 원심형 팬의 토널소음은 두께(thickness) 소음과 이산소음으로 크게 구성된다. 날개 통과 주파수와 그 하모닉(harmonics)으로 나타나는 큰 압력 변동은 주로 이러한 현상에서 기인한다<sup>(6)</sup>. 그러나 원심 다이팬인 원심전향익 팬의 소음은 팬의 토널소음보다는 광대역 난류소음에 의해 지배받으며 광대역 난류소음은 난류유입소음, 난류경계층 및 날개후단과의 상호작용에 의한 날개후단 소음 등의 공력소음(aero-acoustics)을 말한다.

본 논문에서는 유량계수를 일정하게 하기 위해 축방향 절대속도( $C_m$ )를 같게 하였으며, Fig. 4, 5 그리고 6은 세 가지 형상의 후단에 따른 유량계수( $\phi$ )값 0.3, 날개설치각( $\zeta$ )이 30°일 때 현절비 변화에 따른 소음스펙트럼 결과를 비교한다. 즉 현절비가 1.667, 1.428에서는 원형의 날개 후단이 가장 낮은 소음파워값을 가지며, 현절비가 1.250의 경우 전체 주파수 범위의 소음 에너지는 날개 후단이 원형인 경우, 피크 소음값은 60°일 때가 가장 낮은 소음값을 나타낸다. 또한 전체적인 소음에너지 분포에서 날개 후단이 원형인 경우는 하모닉 주파수 특성을 나타나지 않는다.

Fig. 7, 8, 9는 세 가지 형상의 후단에 따른 유량계수( $\phi$ )가 0.3 그리고 현절비가 1.428 일 때의 날개설치각 변화에 따라 발생하는 소음 스펙트럼을 비교한다. 즉 30°, 60°, 원형의 날개 후단에서는 현절비가 1.428일 때 날개설치각 25°에서 가장 낮은 소음값은 가진다. 단, 60°의 날개 후단 형상에서는 설치각의 변화에 따른 소음값의 차이가 크지 않게 나타남을 알 수 있다.

Fig. 10, 11, 12는 각 후단 형상에 대한 현절비를 고정시킨 후 설치각의 변화에 따른 소음파워를 비교한다. Fig. 10을 보면 날개설치각이 25°일 때 유량계수 0.2에서는 30°의 날개 후단의 소음이 가장 낮고, 0.3 이상에서는 60° 후단 날개가 가장 소음이 낮게 나타난다.

설치각이 30°일 때는 유량계수( $\phi$ )가 0.2에서 원형의 경우가 그리고 유량계수가 0.3에서 60°, 유량계수가 0.4에서 30°의 후단 날개소음이 가장 낮게 나타났다.

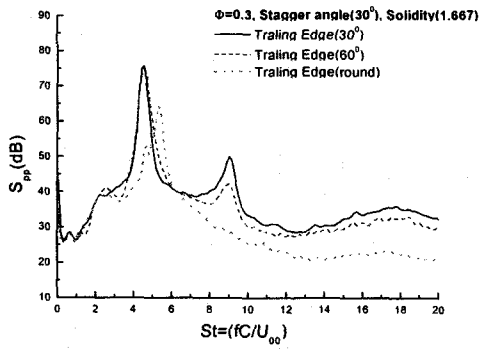


Fig. 4 Noise spectra of each trailing edge ( $\Phi=0.3$ ,  $\xi=30^\circ$ ,  $\sigma=1.667$ )

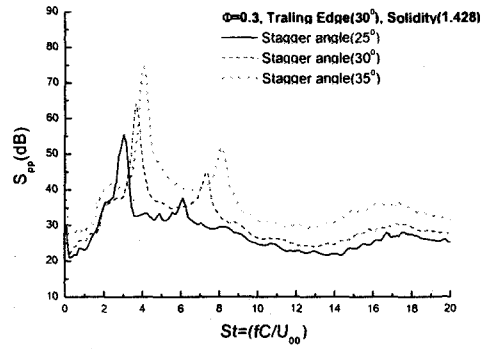


Fig. 7 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge( $30^\circ$ ) ( $\Phi=0.3$ ,  $\sigma=1.428$ )

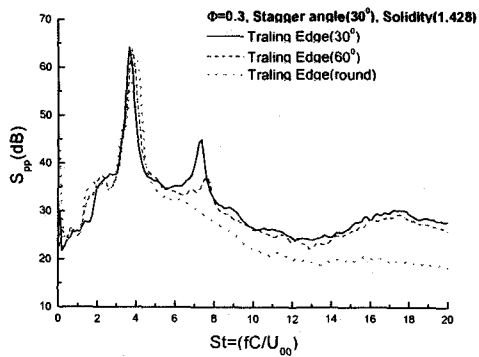


Fig. 5 Noise spectra of each trailing edge ( $\Phi=0.3$ ,  $\xi=30^\circ$ ,  $\sigma=1.428$ )

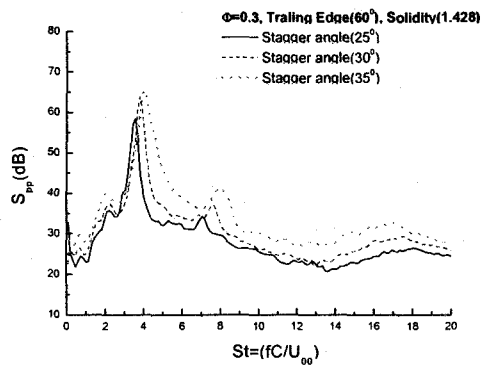


Fig. 8 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge( $60^\circ$ ) ( $\Phi=0.3$ ,  $\sigma=1.428$ )

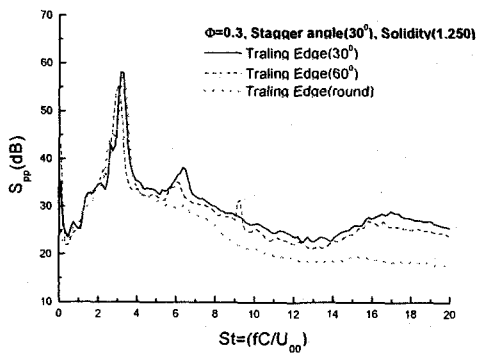


Fig. 6 Noise spectra of each trailing edge ( $\Phi=0.3$ ,  $\xi=30^\circ$ ,  $\sigma=1.250$ )

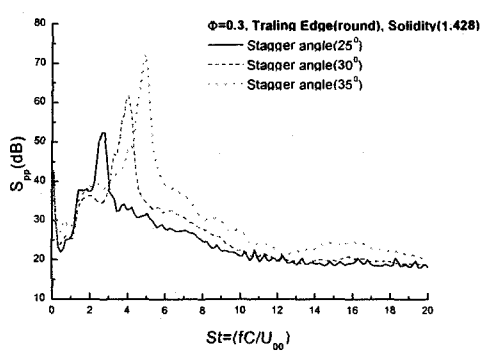


Fig. 9 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge(round) ( $\Phi=0.3$ ,  $\sigma=1.428$ )

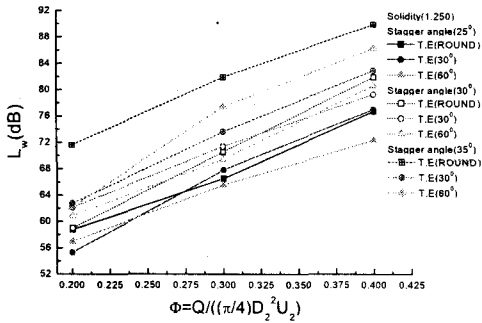


Fig. 10 Sound power level(dB) of linear cascade (Solidity: 1.250)

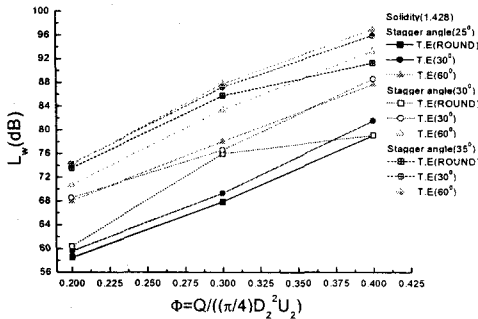


Fig. 11 Sound power level(dB) of linear cascade (Solidity: 1.428)

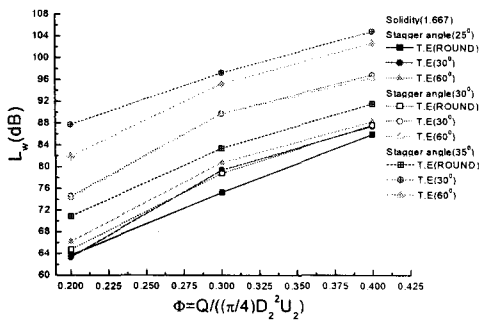


Fig. 12 Sound power level(dB) of linear cascade (Solidity: 1.667)

날개설치각 35°일 때는 30°의 후단 날개가 유량계수에 관계없이 가장 낮은 소음파워값을 나타냈다.

현절비가 1.428인 경우인 Fig. 11을 보면 날개 설치각이 25°, 30°, 35°일 때 모두 원형의 날개 후단이 유량

계수에 관계없이 낮은 소음파워 값을 가진다.

현절비가 1.667인 경우인 Fig. 12를 보면 날개 설치각에 관계없이 원형의 날개 후단이 유량계수에 관계없이 낮은 소음파워를 가지며 날개설치각이 커질수록 원형의 후단 날개와 다른 후단 날개의 소음파워값 차이가 커지는 경향을 보인다.

Morinushi<sup>(5)</sup>에 의하면 날개설치각이 증가할수록 날개출구각이 커지게 되고 그에 따라 같은 회전속도에서 이론적인 압력상승도 증가하게 된다. 동시에 날개를 통과하는 유동의 왜곡도 증가하게 되므로 날개설치각이 증가함에 따라 임펠러 출구에서의 상대속도와 난류량 및 날개의 흡입면(suction surface)에서 유동박리(flow separation)가 크게 증가하게 되어 소음레벨도 증가하게 된다고 한다. 그러므로 비소음값(specific sound)이 최소가 되게 하는 날개설치각이 존재하게 되며 설계시 최적의 값을 선정하는 것이 중요하게 된다.

Morinushi<sup>(5)</sup>의 실험에 의하면 날개설치각이 약 26° 부근에서 소음레벨이 최소가 된다고 하였다. 본 실험에서도 날개설치각이 25°인 경우에 세 가지 현절비 변화에 따른 소음파워값 비교에서 보면 전체적으로 가장 낮은 소음파워값을 가진다.

날개 후단 소음을 난류경계층 내의 대류속도에 가장 영향을 받게 된다. 이러한 날개 후단 소음을 줄이는 가장 직접적인 방법은 자유유동속도를 줄이는 것이나, 부가적인 날개 후단 형상을 바꿈으로서도 실현될 수 있다. 날개후단소음 줄이기 위한 형상으로는 본 실험에서 사용된 비스듬한 각도를 가지는 형상과 후단의 음향학적 임피던스를 줄이는 다공(porous)이나 톱니모양(serrated shape)의 날개 후단이 가능하다고 보고된 바 있다.<sup>(7)</sup>

### 3. 결 론

본 연구에서는 원심전향익의 핸에서 단일원호 형태의 날개를 갖는 익렬의 실험을 통하여 날개 후단 형상이 30°, 60° 각도를 갖는 날카로운 형태와 원형의 후단 형태의 경우 각 유량계수별로 현절비와 날개설치각을 변화시켜 소음파워를 측정하였다.

후단날개 형상에 따른 본 실험에서 날개설치각이 비교적 작은 25°에서 현절비와 전체적인 후단 형상에 크게 영향을 받지 않으며 낮은 소음파워를 보이고 있다.

현절비가 1.250으로 실험에서 가장 넓은 피치를 가지는 조건에서 날개설치각이 25°일 때는 유량계수 0.3 이상에서 60°를 갖는 날개후단이 가장 낮은 소음파워를 보이고 날개설치각이 35°일 때는 30°의 날개후단이 가장 낮은 소음파워를 보였다.

현절비가 1.428에서는 원형인 날개후단이 날개 설치각이 30° 일 때, 유량계수 0.2, 0.4에서 낮은 소음파워를 보이고 있다.

현절비가 1.667인 피치가 좁은 조건에서는 원형인 날개후단이 유량계수에 관계없이 전체적으로 낮은 소음파워값을 보인다.

현절비는 작을수록 날개사이의 유로 면적의 증가로 유속 감소를 인한 소음의 감소를 보이며 날개설치각은 커질수록 유로의 면적감소로 인해 날개 상대속도가 증가하여 소음이 증가한다. 이는 날개 후단 형상에 따른 변화에서 평판의 날개 후단의 유동양상은 사각 및 원형 형상이 비스듬한 후단을 가진 날개에 비해 후류(wake) 및 경계층 두께가 두꺼워지므로 소음이 더 증가하지만, 본 연구와 같이 단일원호 형태의 날개에서는 원형에 비해 비스듬한 경사를 가진 날개 후단이 경계층 두께의 감소를 나타내지 못하고 후류 경계층을 증가하는 형태로 작용하는 것으로 보인다. 이로 인해 본 연구에서 사용된 단일원호 형태의 날개에서는 기존의 보고된 바 있는 얇은 평판형태의 날개후단의 형상 변화에 따른 소음 측정결과와는 다른 결과를 가져왔다.

본 연구에서 사용된 날개후단 형상에 관한 특징은 결과적으로 유량계수, 현절비, 날개설치각에 복합적인 작용으로 나타나며 낮은 날개설치각이 소음에는 유리하며, 현절비가 1.428, 1.667에서는 원형인 날개후단이, 현절비가 1.250에서는 60°의 날개후단이 전체적으로 방사되는 소음파워를 줄이는 데 기여하는 것으로 파악된다.

## 후 기

본 연구는 2000년 BK 사업과 한강상사(주)의 후원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고 문헌

- (1) 박광진, 이상환, 손병진, 1998, "저소음 고효율 원심 전향의 팬 개발에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제2호, pp. 63~72.
- (2) 이승배, 김정호, 박계찬, 1999, "시로코 팬 성능 및 공력소음 예측에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제4호, pp. 57~64.
- (3) Grosveld, F. W., 1985, "Prediction of Broadband Noise from Horizontal Axis Wind Turbines," J. Propulsion and Power, Vol. 1, No. 4, pp. 292~299.
- (4) Blake, W. K., 1986, *Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration, Vol. II: Complex Flow-Structure Interactions* ACADEMIC Press INC., Harcourt Brace Jovanovich, Publishers, pp. 426~973.
- (5) Morinushi K., 1987, "The Influence of Geometric Parameters on F. C. Centrifugal Fan Noise," Transactions of ASME, Vol. 109, pp. 227~234.
- (6) Neise, W., 1982, "Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans," J. Engineering for Industry, Vol. 104, pp. 151~161.
- (7) Howe, M. S., 1991, "Aerodynamic Noise of a Serrated Trailing Edge," J. Fluids and Structures 5, pp. 33~45.