

## 익렬 날개 후단소음의 저감

손정민\* · 김휘중\* · 이승배\*\* · 조성민\*\*\*

### Trailing Edge Noise Modification in a Blade Cascade

J. M. Son\*, H. J. Kim\*, S. B. Lee\*\*, S. M. Cho\*\*\*

Key Words: Broadband Frequency Noise (광대역 소음), Trailing Edge (후단), Cascade (익렬), Sirocco Fan (시로코팬)

#### ABSTRACT

It is addressed that the turbulent broadband sound power from a sirocco fan can be modeled by the trailing edge noise. The trailing edge noise is usually influenced by inflow turbulence, separation, and boundary layer thickness on the blade. The design parameters such as solidity (c/s) and stagger angle are specified to predict performance and noise level because the separation and slip velocity are strongly affected by them along with the flow coefficient. This paper reports the effects of the stagger angle upon the trailing edge noise for various trailing edge shapes. It is believed that the serrated trailing edge provides break-up mechanism for organized convecting vortices, thereby reduce the overall noise level for every case of stagger angle.

#### 1. 서 론

원심형 다익렬의 일종인 시로코 팬은 전향익 (forward-curved blade)을 가지고 있으며, 상대적으로 낮은 부하에서 소형으로도 많은 유량을 낼 수 있다. 또한 동일 유량에서 축류형 팬이나 후향익 원심형 팬 (backward-curved fan)보다 소음이 적어 낮은 효율에도 불구하고 현재 건조기기, 환기장치, 주방기기 등에 널리 사용되어지고 있다.

이승배 등<sup>(1)</sup>은 원심 전향익 팬소음에 여러 가지 소음원 스케일링을 적용하여, 광대역 소음원 중 하나인 날개 후단에 의한 소음이 원심 전향익 팬소음의 지배

적 소음원이라는 것을 제시한 바 있다.

시로코형 익렬의 날개에서 발생하는 소음의 예측을 위해서는 광대역 소음원인 난류유입소음, 경계층/날개 후단 (trailing edge) 상호작용소음, 뭉뚱한 날개 후단소음 등을 고려해야한다. 최근 원심 전향익 팬 특유의 형상과 성능 조건을 감안한 소음 예측프로그램이 개발된 바 있으며<sup>(2)</sup>, 수치 해석적으로 내부 유동을 해석하고, 소음원을 규명하려는 노력이 이루어지고 있다.

Blake<sup>(3)</sup>는 여러 가지 후단 형상에 대하여 유동 조건을 변화시켜가면서 와홀림에 의해 발생하는 톤소음과 난류 경계층에 의한 광대역 소음에 관한 실험을 수행하였다. 층류 유동의 경우 날개 끝단에서의 경계층 두께가 와홀림 주파수에 영향을 미치며, 난류 유동의 경우 날개 후단이 와홀림을 발생시키지 않을 정도로 얇은 경우에는 톤소음이 발생되지 않는다고 하였다. 또한 후단이 뭉뚱한 경우에는 와홀림을 발생하는 레이놀

\* 인하대학교 기계공학과 대학원

\*\* 인하대학교 기계공학부

\*\*\* (주) 하츠

책임저자 E-mail : sbalee@inha.ac.kr

즈수 구간이 존재한다고 하였다.

김휘중 등<sup>(4)</sup>은 서로 다른 날개 후단 형상에 대해 날개 설치각과 현절비를 변화시키면서 그에 따른 소음을 측정하여, 날개 후단 소음이 유량 계수, 현절비, 날개 설치각 등에 따라 복합적인 영향을 받는다는 것을 정량적으로 제시한 바 있다. 또한 날개 후단 소음을 줄이기 위해서 다공 (porous)이나 톱니모양 (serrated)의 날개 후단을 사용하여 후단의 임피던스를 줄이는 방법이 보고된 바 있다<sup>(5)</sup>.

본 연구에서는 임펠러의 유량계수를 일반적인 원심 전향익 팬의 작동상태인 0.4 그리고 현절비는 1.43으로 고정시키고, 후단의 형상의 변화에 따른 후단에 의한 소음레벨을 각 설치각에 대하여 따라 분석하였다.

## 2. 원심 전향익 팬의 실험 방법 및 실험 결과

### 2.1 실험 방법

본 연구에서 사용된 날개의 전단 (leading edge)은 지름이 0.003m인 반원형상을 가지며, 후단 형상은 단일 원호 형태를 기본으로 하여 Fig. 1에서 보여지는 바와 같이 압력면 또는 부압면이 30°로 잘린 날카로운 형태와 각각의 후단을 톱니모양으로 가공한 네 가지 모델에 대하여 날개 후단 형상의 변화에 따른 소음 실험을 수행하였다. 후단 형상이 톱니 모양인 경우는 그림에서와 같이 피치와 높이의 비인  $\lambda/h=1.45$ 가 되도록 가공하였다.

Table 1은 실험에 사용된 팬 날개 후단 모델에 대한 두께 (t), 코드길이 (C) 및 피치 (S) 그리고 레이놀즈수를 나타낸다. 원심전향익 팬 날개의 레이놀즈수는 일반적으로  $10^5$ 보다는 작은 영역에서 작동하므로, 난류로의 자연천이보다는 유동박리 혹은 후류에서 난류로 바뀌는 유동 특성을 갖는다.

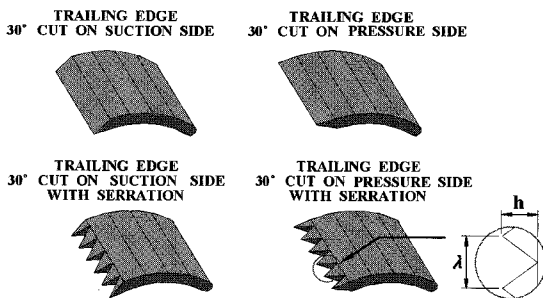


Fig. 1 Shape of each trailing edge

Fig. 2는 실험에 사용된 원심 전향익 팬 날개 후단으로부터의 소음 및 속도분포를 측정하기 위한 장치로서, 원하는 설치각을 갖도록 원심 전향익 팬 날개 형상의 익렬을 회전 장치에 설치할 수 있게 제작하였다. 날개 후단이 날카로운 형상인 경우에는 Fig. 2와 같이 익렬을 설치하였으며, 후단이 날카로운 형상인 경우와 톱니 형상인 경우의 소음을 비교시에는 Fig. 2의 장치에 3개의 날개열만을 사용하여 각각의 경우에 대하여 실험을 수행하였다.

날개 후단에서 발생하는 소음을 측정하기 위해 압소음 (background noise)이 20 dB 이하이며 난류강도가 0.25% 이하인 무향풍동 내의 시험부에 Fig. 2와 같은 회전 장치를 설치하였다. 소음의 측정은 초점거리가 500 mm인 음향거울 (acoustic mirror)을 이용하여 익렬의 출구 유동에 영향을 받지 않는 원주방향 위치에서 마이크로폰 (1/2", B&K type 4189)으로 측정하였으며, 소음스펙트럼 측정시 A-가중치 (weighting)를 사용하였다.

속도 측정을 위해 X-probe (DANTEC 55P61)와 CTA 시스템을 사용하였으며, 평균 속도 계측시에는 10초 동안 10,000개의 데이터를 획득하여 한 측정위치에서의 평균값을 취하였다. 계측된 신호는 A/D 변환기를 통하여 PC로 데이터를 저장하였다. 열선의 과열

Table 1 Specification of circular arc blade

t	C	S	Re
0.003 m	0.0325 m	0.0228 m	$2.45 \times 10^4$

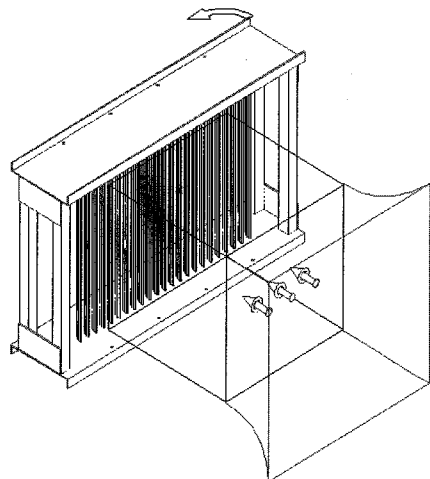


Fig. 2 Schematic of the cascade of forward curved blade in the anechoic wind tunnel

비는 1.5로 하였으며, 실험실의 온도 변화, 열선의 산화 부식의 영향을 줄이기 위해 실험 전 속도 검정을 풍동 내 시험부에서 직접 수행하였다. X-probe에서의 전압과 속도의 검정식은 4차 다항식을 사용하였으며, 후류 속도분포 측정은 후단 형상이 변화하기 시작하는 부분에서 측정 위치까지의 거리가 코드길이의 0.5배인 후류 위치에서 측정하였다.

## 2.2 원심 전향의 뿔 날개 후단 소음의 측정

원심형 뿔의 공력소음은 이산소음과 광대역소음의 성분으로 나뉠 수 있으며, 토널소음은 두께 (thickness) 소음과 이산소음으로 크게 구성된다. 날개 통과 주파수 (blade passage frequency)와 그 하모닉(harmonic)으로 나타나는 큰 압력 변동은 주로 이러한 현상에서 기인한다<sup>(6)</sup>. 그러나 원심 다익센인 원심전향의 뿔은 토널소음보다는 광대역난류소음에 의해 지배 받으며 광대역난류소음은 난류유입소음, 난류 경계층 및 날개 후단과의 상호작용에 의한 날개 후단 소음 (trailing-edge noise) 등의 공력소음 (aero-acoustics)을 말한다.

전체 소음 레벨에 대한 후단소음의 기여는 무한 유동 내에 놓은 날개의 경우, 고주파수 영역 내에서 지배적이다. 후단소음에 영향을 주는 중요한 요소는 외동 대류속도 (convection velocity), 후단 근처의 난류 경계층 구조와 날개 표면에 수직인 방향의 난류 운동에너지 분포 등이다. 또한 후단의 형상은 날개 표면의 임피던스와 함께 비교적 고주파수에서 중요한 영향을 미친다.

본 연구에서는 유량계수를 일정하게 하기 위해 축방향 절대속도 ( $C_m$ )을 같게 하여 각 후단 형상에 대하여 실험하였다. Fig. 3은 부압면이 30°각도로 잘려진 날카로운 후단 형상에 의한 소음 스펙트럼 측정 결과를 주파수, 코드 기준 스트로울수 그리고 후단 두께 기준 스트로울수로 나타낸 결과이다. 여기서  $U_\infty$ 는 날개 입구 상대속도이며,  $t$ 는 후단 두께 그리고  $\delta^*$ 는 후류에서의 배제두께 (displacement thickness)이다. 이산소음 주파수는 각각의 다른 설치각에 대해서도 후단 두께 기준 스트로울수로 상사성을 갖음을 알 수 있다. Fig. 4는 날개 후단의 압력면이 30°로 잘려진 날카로운 형상인 경우 익렬에서의 날개 설치각 변화에 따른 소음 스펙트럼 결과를 보여준다. 날개 후단이 날카로운 경우에는 두 가지 경우 모두 날개 설치각이 25°일 때 가장 낮은 소음 값을 가지며, 압력면이 잘린 경우가 부압면이 잘린

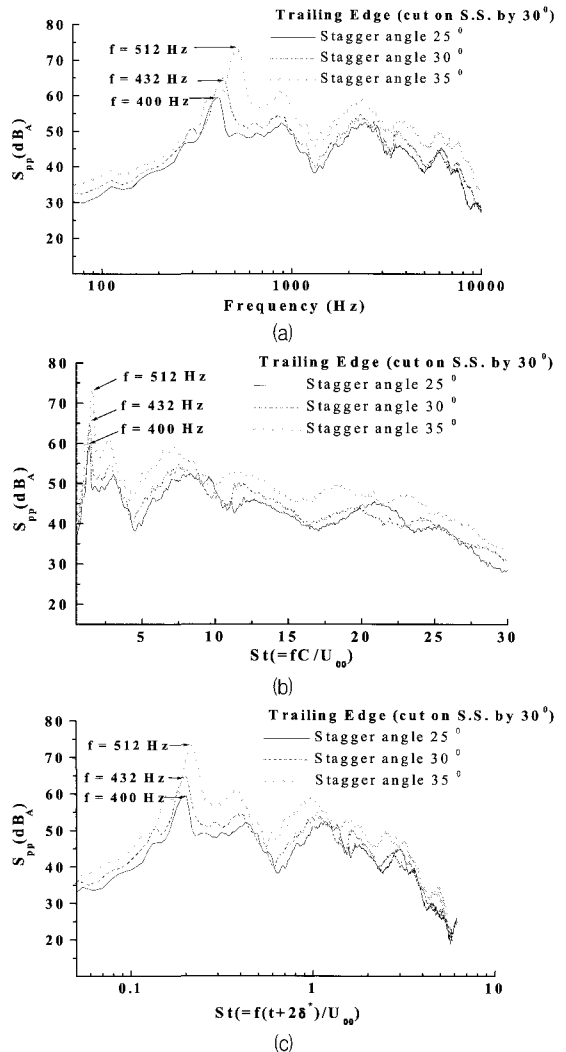


Fig. 3 Noise spectra from trailing edge with respect to stagger angles (cut on S.S. by 30°)

경우보다 날개 설치각의 변화에 따른 피크 소음 값의 변화가 작게 나타났다.

Figs. 5, 6, 7은 날개 설치각을 25°, 30°, 35°로 고정했을 때 각 후단 형상에 따른 소음 스펙트럼을 비교한 결과이다. 모든 날개 설치각에서 부압면이 30°로 잘린 경우가 압력면이 30°로 잘린 경우보다 피크 소음값이 낮은 스트로울 주파수에서 측정되었다. 소음레벨의 크기는 날개 설치각이 25°인 경우에 압력면이 30°로 잘린 형태가 더 크게 나타났으며, 날개 설치각이 30°인 경우에는 그 크기가 줄어들고, 날개 설치각이 35°일 때에는 부압면이 30°로 잘린 경우가 조금 크게 나타났다. 즉

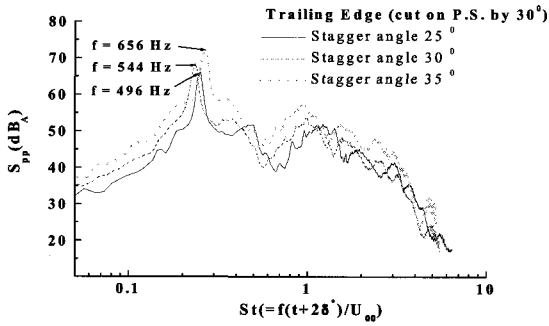


Fig. 4 Noise spectra from trailing edge with respect to stagger angles (cut on P.S. by 30°)

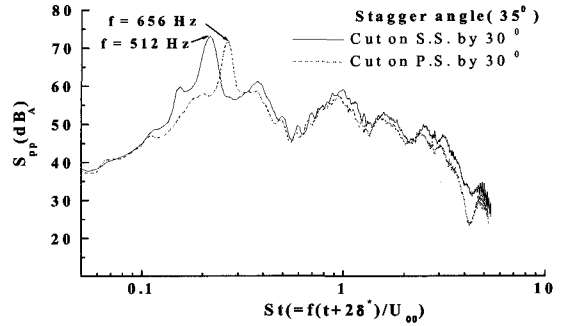


Fig. 7 Noise spectra from each trailing edge ( $\zeta=35^\circ$ )

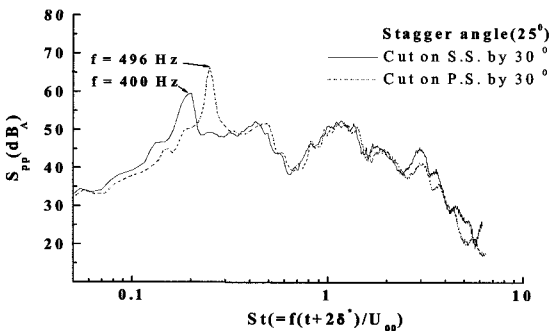


Fig. 5 Noise spectra from each trailing edge ( $\zeta=25^\circ$ )

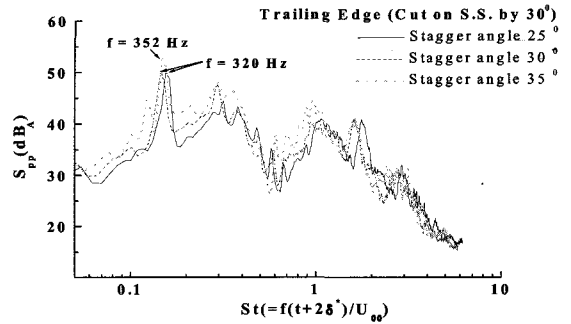


Fig. 8 Noise spectra from trailing edge with respect to stagger angles (cut on S.S. by 30°)

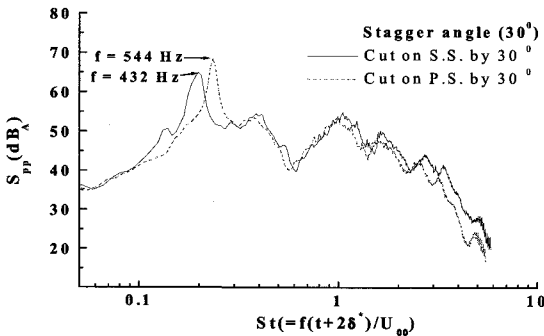


Fig. 6 Noise spectra from each trailing edge ( $\zeta=30^\circ$ )

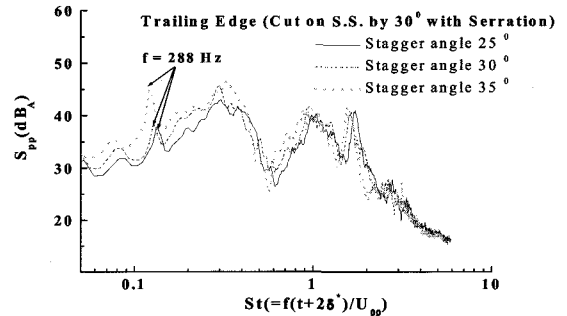


Fig. 9 Noise spectra from trailing edge with respect to stagger angles (cut on S.S. by 30° with serration)

설치각에 따라서 후류 및 경계층 두께가 얇아지는 후단 형상이 존재함을 알 수 있다.

Fig. 8은 날개 후단의 부압면이 30°로 잘린 날카로운 형상의 후단에서 측정된 소음 스펙트럼이며, Fig. 9는 같은 조건에서 톱니 형상으로 가공한 날개 후단에서 측정된 소음 스펙트럼을 보여준다. 두 경우 모두 익형 실험에서와 같이 날개 설치각이 25°에서 가장 낮은 소음값을 나타냈으며, 날카로운 후단의 경우 날개 설치각이 증가함에 따라 최대 피크가 발생하는 주파수가 증가하였으나, 톱니형상 후단의 경우 이산소음의 크기가

가 현저하게 줄어들며, 날개 설치각에 따른 주파수의 변화도 나타나지 않았다. 이러한 현상은 날개 설치각이 고정된 경우 각 후단 형상에 따른 소음 스펙트럼을 비교한 Fig. 10, 11, 12에서 더욱 분명하게 확인할 수 있으며, 각 날개 설치각에서 최대 피크값이 8~12 dB<sub>A</sub> 정도 감소하였다.

Fig. 13은 날개 설치각의 변화함에 따른 각 후단 형상 모델의 소음 레벨을 측정된 결과이다. 날개 설치각이 일정한 경우 날카로운 후단보다는 톱니모양의 후단이, 부압면이 잘린 형상보다는 압력면이 잘린 형상에

익렬 날개 후단소음의 저감

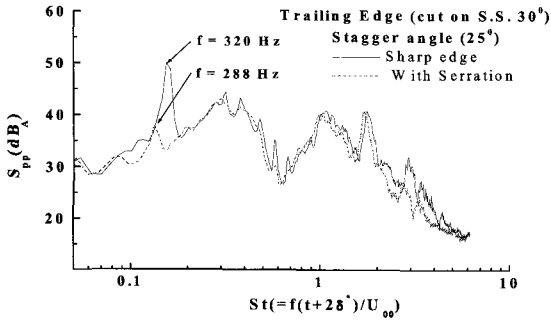


Fig. 10 Noise spectra from each trailing edge ( $\zeta=25^\circ$ )

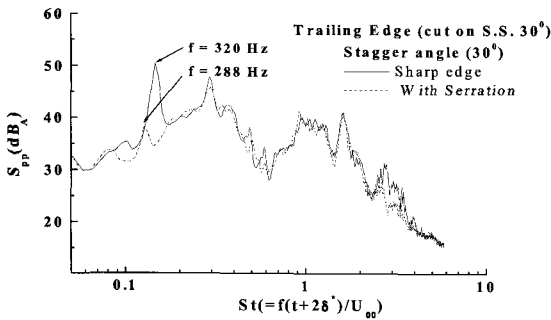


Fig. 11 Noise spectra from each trailing edge ( $\zeta=30^\circ$ )

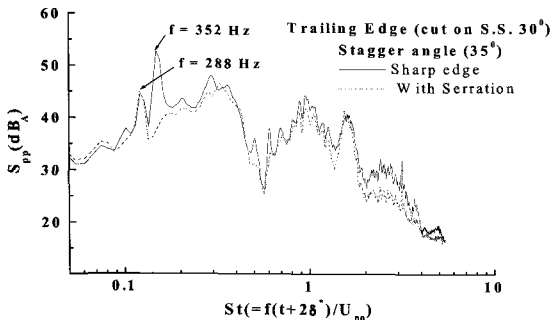


Fig. 12 Noise spectra from each trailing edge ( $\zeta=35^\circ$ )

서의 소음레벨이 더 낮게 측정되었으며, 결과적으로 부압면이 잘린 날카로운 후단형상보다 압력면이 잘린 톱니형상 후단이 약 3 dB 이상 낮은 소음값을 보였다.

Table 2는 실험을 통해 얻은 속도 분포를 이용하여 구한 배제두께와 날개 두께의 비 ( $h/\delta^*$ )를 보여준다. Morinushi<sup>(7)</sup>에 의하면 날개 설치각이 증가할수록 날개 출구각이 커지게 되고 이로 인해 같은 회전 속도에서 이론적인 압력상승이 증가하게 된다. 이와 함께 날개를 통과하는 유동의 왜곡이 심해지고 날개의 부압면에서의 유동박리 (flow separation)가 크게 증가하게 되어 소음레벨이 증가한다고 하였다. 따라서 비소음값 (specific

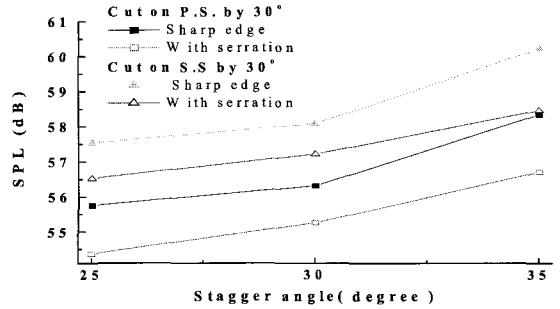


Fig. 13 Sound pressure level (dB) for each trailing edge

Table 2 Displacement thickness ratio for each trailing edge shape

		Cut on S.S.	
		Sharp edge	Serrated edge
Solidity( $\sigma$ )	Stagger angle( $\zeta$ )	$h/\delta^*$	$h/\delta^*$
1.428	25°	0.721	0.725
	30°	0.641	0.687
	35°	0.481	0.600

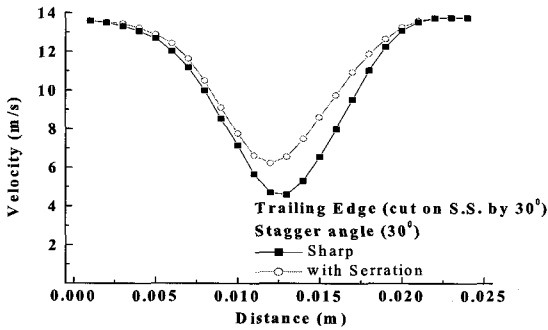
Table 3 Strouhal number of each trailing edge shape

		Cut on S.S.	
		Sharp edge	Serrated edge
Solidity( $\sigma$ )	Stagger angle( $\zeta$ )	St	St
1.428	25°	0.150	0.130
	30°	0.145	0.127
	35°	0.148	0.120

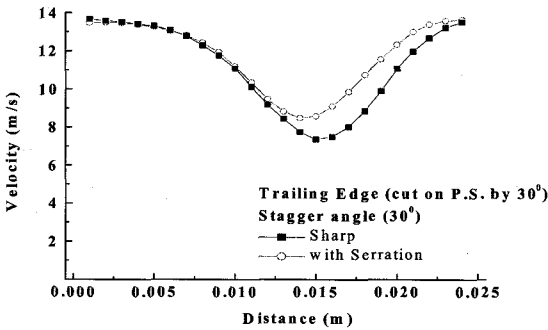
sound)이 최소가 되게하는 날개 설치각이 존재하게 되고, 설계시 최적의 값을 선정하는 것이 중요하게 된다. 일반적으로 현절비가 작을수록 날개사이의 유로 면적의 증가로 유속 감소에 의한 소음의 감소를 보이며, 날개 설치각은 커질수록 유로의 면적 감소로 인해 날개 상대 속도가 증가하여 소음이 증가하게 된다. 본 실험 결과에 의하면 압력면의 후단이 날카롭게 잘린 형상의 모델이 부압면이 잘린 형상의 모델보다 배제 두께가 감소하며 후단 소음이 저감된 것으로 여겨진다.

Blake<sup>(3)</sup>는 NACA 0012 익형 실험에서  $h/\delta^* > 4$ 인 조건에서 뚜렷한 이차 산 (secondary hump) 형태의 소음을 측정하였다. 측정된 데이터를 살펴보면 모든 날개 후단 형상과 설치각에서 날카로운 후단보다 톱니형상의 후단이 더 큰  $h/\delta^*$  값을 보여주며 측정된 소음 스펙트럼에서도 Blake가 설명한 이차 산 형태가 중요한 소음원으로 부상하게 된다.

Table 3은 각 후단형상 모델에 따른 피크 주파수에



(a) Cut on S.S.



(b) Cut on P.S.

Fig. 14 Velocity profile for each trailing edge

서의 스트롤 수를 보여준다. Blake<sup>(3)</sup>는 평판 혹은 NACA 익형의 실험을 통하여 레이놀즈수가  $3 \times 10^4 \sim 3 \times 10^5$ 인 조건에서 피크 주파수를 이용한 스트롤수는 0.2~0.26 사이에 존재한다고 하였다. 또한 그는 날개를 통과하는 유동이 층류인 경우 날개 끝단 경계층 두께에 의해 와류립 주파수가 영향을 받는다고 하였다. 본 논문에서 인용한 Blake의 실험 결과는 NACA0012와 평판인 경우이며, 본 연구에서는 단일원호 날개를 사용하였으므로 끝단에서의 경계층 두께의 차이에 의하여 St.수의 값이 차이가 나지만 날카로운 후단에서는 1.48~1.5, 툽니형상 후단에서는 0.12~0.13과 같이 일정 영역의 St.수에서 피크가 발생하는 현상은 일관성이 있다고 여겨진다.

Fig. 14는 날개 설치각이 30°인 경우 부압면이 잘린 날개 모델과 압력면이 잘린 날개 모델 각각에 대해 측정 거리가 0.5인 지점에서 날카로운 후단형상과 툽니형상에서의 후류 속도 분포를 측정된 결과이다. 후단의 잘린 형상에 따라 후류에서 최저 속도가 나타나는 위치가 다르게 나타났으며, 날카로운 후단보다는 툽니모양의 후단이, 윗면이 잘린 경우가 아랫면이 잘린 경우보다 최저 속도가 높게 측정되었다. 이러한 현상은

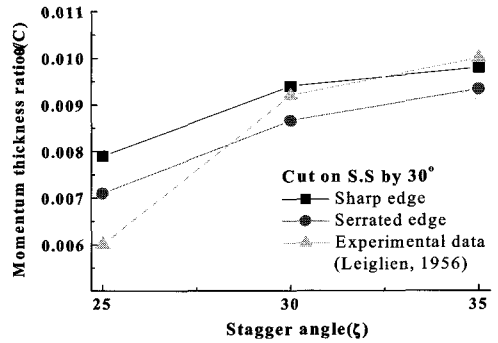


Fig. 15 Momentum thickness ratio for each trailing edge

날카로운 후단 모델의 경우 후단에서 발생된 와동에 의해 후류 속도가 늦어지는 반면, 툽니 형상의 후단에서는 이러한 와동이 날개 후단을 지나면서 툽니형상에 의해 깨지면서 와동에 의한 영향이 줄어들 것으로 파악된다.

Fig. 15는 윗면이 30°로 잘린 날카로운 날개 후단 형상과 툽니 형상 모델에서 실험을 통해 얻은 속도분포를 이용하여 구한 운동량 두께 (momentum thickness)와 코드길이의 비 ( $\theta/C$ )와 Leiblien<sup>(8)</sup>이 제안한 확산계수를 이용하여 얻은  $\theta/C$ 를 나타낸다. 그림에 나타낸 예측값은 NACA 65 시리즈 중 날개 두께와 코드의 비가 10%인 형상의 익형 실험 결과에 의해 얻어진 값이다. 본 연구에서 얻어진 실험 결과와 같은 경향을 보인다. 각 날개 형상에서 날개 설치각이 증가함에 따라 운동량 두께가 증가하는 경향을 보이며, 날개 설치각이 일정한 경우 날카로운 후단 형상이 툽니형상의 후단에 비하여 운동량 두께가 크게 나타났다.

Fig. 16은 압력면이 잘린 후단의 경우 각각 날카로운 후단과 툽니형상의 후단에 대하여 날개 설치각이 30°로 고정하였으며, 날개 끝단에서 측정거리 ( $x/C$ )가 0.032, 0.16, 0.28, 0.94, 1.5인 지점에서 측정된 속도 분포이다. 후단에서 코드길이까지 유동이 빠져나간 후에는 자유유동 속도 분포로 발달해가며, 날개 후단 부근인  $x/C$ 가 0.032~0.28 부근에서 툽니형상 후단이 속도 회복이 빠르게 나타났다. 따라서 날개 후단 부근에서 툽니형상이 후류에서의 속도 회복을 촉진시켜 주는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 17은 날개 설치각이 30°, 압력면이 잘린 경우의 날카로운 후단과 툽니형상의 후단에 대해 측정된 비정상 유동속도 및 원거리장 소음 스펙트럼이다. 열선 유속계는  $x/C$ 가 0.16인 위치에서 측정하였으며, 마이크로폰은 후단에서 0.5 m 떨어진 위치에서 측정하였다. 날

## 익렬 날개 후단소음의 저감

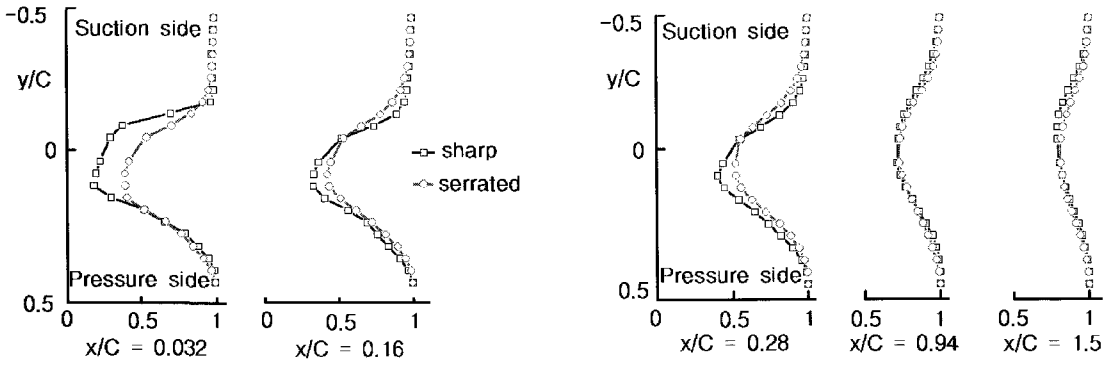


Fig. 16 Velocity profiles along streamwise direction

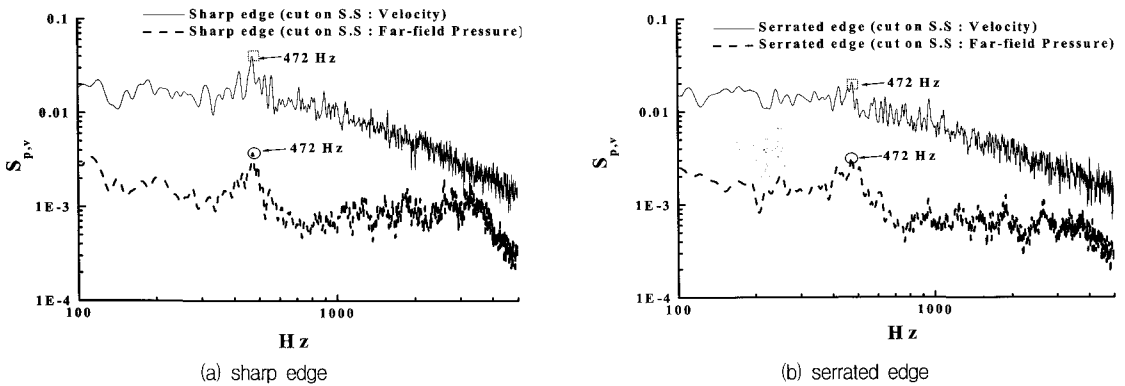


Fig. 17 Energy Spectra from hot-wire and microphone:

카로운 후단의 경우 열선 유속계와 마이크로폰으로 측정된 결과 모두 472 Hz에서 피크값이 나타났지만 톱니형상의 후단에서는 피크값이 감소하여 에너지 레벨의 감소가 나타난다. 또한 톱니형상 후단의 경우 마이크로폰에 의한 스펙트럼 측정 결과 전반적인 주파수 영역에서 에너지 레벨이 감소함을 확인할 수 있다. 실험 결과로 보아 톱니 형상이 후단을 지나는 유동에서 와동의 영향을 감소시키며 이러한 유동은 와동 특성을 변화시켜 날카로운 후단에서 발생된 와흐림 특성을 줄임을 알 수 있다.

### 3. 결론

본 연구에서는 원심 전향익 팬에서 사용되는 단일 원호 형태의 날개를 가지는 익렬의 실험을 통하여 날개 후단형상이 부압면이 30°로 잘린 경우와 압력면이 30°로 잘린 날카로운 형상과 톱니 형상에 대해 날개 설치각의 변화에 따른 소음스펙트럼과 소음레벨을 측

정하였다.

모든 날개 후단 형상에서 날개 설치각이 비교적 작은 25°에서 가장 낮은 소음레벨을 보였다. 이는 날개 설치각이 커질수록 유동의 왜곡이 심해져 배제 두께가 두꺼워지므로 소음이 증가한다고 여겨진다.

날개 설치각이 같은 조건에서 압력면이 30°로 잘린 형상이 부압면이 30°로 잘린 형상보다 약 2 dB정도 낮게 측정되었으며, 압력면이 잘린 톱니 형상 모델이 부압면이 잘린 날카로운 형상보다 3~3.5 dB 정도 낮게 나타났다.

날카로운 후단형상과 톱니형상의 후단에서의 소음 스펙트럼에 측정 결과 날카로운 형상의 날개 후단 소음스펙트럼에서 나타나는 최대 피크가 모든 설치각에 걸쳐 톱니형상의 후단에서는 나타나지 않았다. 이러한 현상은 각각의 형상에서 측정된 속도분포에서 보여지듯이 톱니형상의 후단이 날카로운 후단 형상보다 와동의 발생에 의한 속도 저하를 줄여주는 것으로 보여지며, 이것은 톱니형상의 후단에 의해 와동이 깨지면서

와홀림 주파수에서의 소음값이 크게 줄어든 것으로 판단되어진다.

### 참고문헌

- (1) 이승배, 김경호, 박계찬, 1999, "시로코 팬 성능 및 공력소음 예측에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제4호, pp. 57~64.
- (2) 박광진, 이상환, 손병진, 1998, "저소음 고효율 원심 전향익 팬 개발에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제2호, pp. 63~72.
- (3) Blake, W. K., 1986, *Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration, Vol. II: Complex Flow-Structure Interactions*, ACADEMIC Press INC., pp. 426~973.
- (4) 김휘중, 정근화, 이창준, 이승배, 2000, "원심 전향익 송풍기 날개 후단의 형상에 따른 소음 분석," 유체기계연구개발발표회, pp. 137~142.
- (5) Howe, M. S., 1991, "Aerodynamic Noise of a Serrated Trailing Edge," *K. Fluids and Structures* 5, pp. 33~45.
- (6) Neise, W., 1982, "Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans," *J. Engineering for Industry*, 5, pp. 33~45.
- (7) Morinushi, K., 1987, "The Influence of Geometric Parameters on F.C. Centrifugal Fan Noise," *Transactions of ASME*, Vol. 109, pp. 227~234.
- (8) Terry Wright, 1999, *Fluid Machinery*, CRC Press.