

# 케스케이드 날개 후단소음 특성에 관한 연구

## A Study on Trailing Edge Noise from a Blade Cascade in a Uniform Flow

손정민\*·김휘중\*\*·이승배\*\*\*·조성민\*\*\*\*

J.-M. Son, H.-J. Kim and S. Lee

**Key Words :** Broadband Frequency Noise(광대역 소음), Trailing Edge(날개 후단), Cascade(익렬), Sirocco Fan(원심 전향익 팬)

### 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 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.

## 1. 서론

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

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

시로코형 익렬의 날개에서 발생된 소음의 예측을 위해서는 광대역소음원인 난류유입소음, 경계층/날개 후단 상호작용소음, 뭉뚝한 날개 후단 소음 등을 일반적으로 고려하여야 한다. 최근 이승배 등<sup>(2)</sup>은 원심 전향익 팬소음에 여러 가지 소음원 스케일링을 적용하여, 광대역 소음원 중 하나인 날개 후단에 의한 소음이 원심 전향익 팬소음의 지배적 소음원이라는 것을 제시한 바 있다.

김휘중 등<sup>(3)</sup>은 서로 다른 날개 후단 형상에 대해 날개 설치각과 현절비를 변화시키면서 그에 따른 소음을 비교하여 날개 후단 소음이 유량 계수, 현절비, 날개설치각 등에 따라 복합적인 영향을

받음을 정량적으로 제시한바 있다. 즉, 낮은 설치각이 소음에 유리하며 날개 후단형상을 바꿈으로 소음을 줄일 수 있다고 하였다. 날개 후단 소음을 줄이기 위해 후단의 임피던스를 줄이는 다공(porous)이나 톱니 모양(serrated edge)의 날개 후단이 그 대안으로 보고된 바 있다<sup>(4)</sup>.

본 연구에서는 이러한 원심전향익 팬의 주요한 소음원인 날개 후단 소음을 분석하기 위해 두 가지의 날카로운 후단형상(sharp edge)과 톱니모양의 후단형상을 가지는 원심 전향익 팬 날개의 익렬을 무향 풍동내에 설치하여 날개 설치각(stagger angle,  $\zeta$ )에 따른 광대역 소음을 측정하였으며, 소음저감 특성을 살펴보았다.

## 2. 원심 전향익 팬의 실험방법 및 실험

### 결과

### 2.1 설치 방법

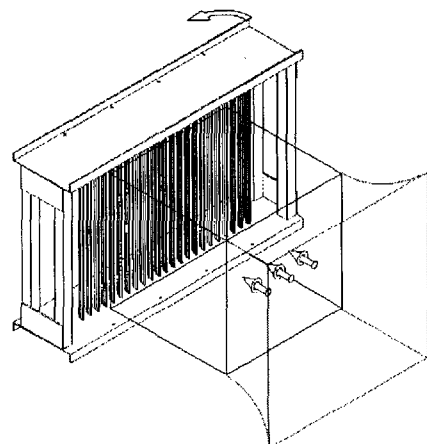


Fig. 1 Schematic of the cascade of forward curved

\* 인하대학교 기계과 대학원  
E-mail : happy\_wishes@naver.com  
Tel : (032) 860-8925, Fax : (032) 868-1716

\*\* 인하대학교 기계과 대학원

\*\*\* 인하대학교 기계과(정회원)

\*\*\*\* (주) 하츠 기술연구소

blades in the anechoic wind tunnel

Fig. 1은 실험에 사용된 원심 전향익 헬 날개 후단으로부터 소음 및 속도분포를 측정하기 위한 장치로서, 원심 전향익 헬 날개 형상의 익렬을 회전 장치에 장착하여 무향풍동 시험부 내에 설치하였다.

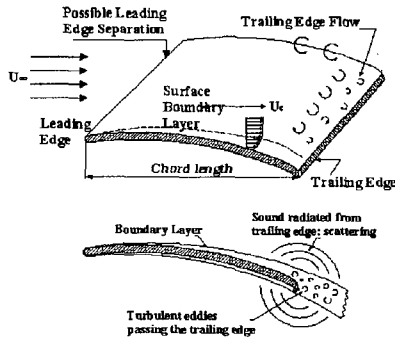


Fig. 2 Flow and radiation patterns near the trailing edge

Fig. 2는 날개 후단의 형상과 경계층 유동을 보여주며, 날개 후단에서의 소음은 날개 후단의 형상에 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. 따라서, 날개 후단 소음은 고주파수의 주요한 공력소음 메커니즘이다. 이러한 난류 경계층(turbulent boundary layer)과 후단과의 상호작용에 의한 소음의 주요한 메커니즘은 후단 소음(trailing-edge noise)이라 불린다.

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

후단의 형태 및 뒤편함의 정도 그리고 레이놀즈 수에 따라 다른 형태의 와홀림(vortex shedding)을 발생시킨다. 날개 후단 근처 후류(wake) 내의 각각의 와동들은 후단 근처에서 더 높은 표면 압력 섭동(surface pressure fluctuations)을 발생시킨다.  $t^*/\delta^*$ 의 비가 증가함에 따라, 소음의 주파수 범위는 줄어들며, 결과적으로  $t^*/\delta^*$ 의 비가 충분히 커진다면 섭동하는 힘은 토널 특성의 이극소음의 결과를 발생한다.

이런 토널 소음은 각각의 스펙트럼에서 날카로운 산 모양(hump) 형태를 보인다. 최대 주파수는 후단의 형상 및 레이놀즈 수 그리고 뒤편함으로부터 발생하는 와홀림의 결과이며 이러한 토널 소음은 후단을 날카롭게 함으로서 피할 수도 있다 (대략  $t^*=1\sim 3\text{mm}$ ).

Grosveld<sup>(5)</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>(6)</sup>는 NACA0012의 익형 실험에서  $Re = 2.63 \times 10^6$ ,  $t^*/\delta^* > 4$ 의 조건에서 명백한 이차 산 모양(hump)의 소음 형태를 측정하였다. 또한 난류 유동 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 톤소음이 발생하게 되며 후단 형상이 지배적인 변수라고 하였다<sup>(6)</sup>.

본 연구에서 사용된 날개 후단의 형상은 단일 원호 형태의 날개에서 후단 형상이 Fig. 3과 같이 윗면 혹은 아랫면이 30°의 각도로 잘린 날카로운 형태와 각각의 경우를 톱니모양의 형태로 가공한 경우의 네 가지로서, 형상의 변화에 따른 소음 실험을 수행하였다. 후단 형상이 톱니 모양인 경우 아래 그림과 같이  $\lambda/h = 1.45$ 으로 가공하였다.

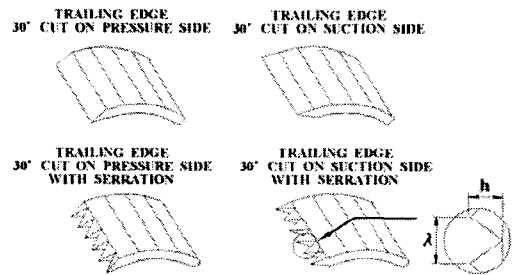


Fig. 3 Shapes of each trailing edge

날개 후단으로부터 소음을 측정하기 위해 암소음(background noise)이 20dB 이하이며 난류강도가 0.25% 이하인 무향풍동(anechoic wind tunnel) 내의 시험부에 Fig. 1과 같은 회전장치를 부착하였다.

날개 후단이 날카로운 형태인 경우에는 Fig. 1과 같이 익렬을 설치하였으며, 후단이 톱니형인 경우와 날카로운 형상인 경우를 비교하기 위해 Fig. 1의 장치에 3개의 날개열만을 대체하여 각각의 경우에 대하여 실험하였다.

속도 분포의 측정은 피도트브를 이용하여 후단 형상이 변화하기 시작하는 위치부터 측정 지점까지의 거리가 코드길이(C)의 1.5 배인 위치에서 24

개의 지점에서 측정하였다.

소음의 측정은 초점거리가 500mm인 음향거울(acoustic mirror)을 이용하여 익렬의 출구 유동에 영향을 받지 않는 원주방향 위치에서 마이크로폰(1/2", B&K type 4189)으로 측정하였으며, 소음 스펙트럼 측정시 A-가중치(weighting)를 사용하여 측정하였다. 본 연구에서는 임펠러 유량계수를 일반적인 시로코형 팬의 작동 상태인 0.4 그리고 가장 최적으로 여겨지는 현절비인 1.428로 고정시킨 후 날개 설치각을 25°, 30°, 35°로 변화시켜 가며 익렬의 하류에서 동일 방법으로 측정된 값을 평균하여 계측하였다.

## 2.2 원심 전향익 팬 날개 후단 소음의 측정

원심형 팬의 공력소음은 이산소음과 광대역소음의 성분으로 나뉠 수 있다. 원심형 팬의 경우 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>(7)</sup>. 그러나 원심 다익팬인 원심전향익 팬은 토널소음보다는 광대역난류소음에 의해 지배 받으며 광대역난류소음은 난류유입소음, 난류 경계층 및 날개 후단과의 상호작용에 의한 날개 후단 소음 등의 공력소음(aero-acoustics)을 말한다.

본 연구에서는 유량계수를 일정하게 하기 위해 축방향 절대속도 ( $C_m$ ) 을 같게 하였다. Fig. 4, 5는 날개 후단이 날카로운 형상인 경우 익렬에서의 날개 설치각 변화에 따른 소음 스펙트럼 결과이다. 날개 후단이 날카로운 경우에는 두 가지 경우 모두 날개 설치각이 25°일 때 가장 낮은 소음 값을 가지며, 아랫면이 30°로 잘린 경우가 윗면이 30°로 잘린 경우보다 날개 설치각의 변화에 따른 피크 소음 값의 변화가 작게 나타났다.

Fig. 6, 7, 8은 날개 설치각을 고정했을 때 각 후단 형상의 소음 스펙트럼을 비교한다. 모든 날개 설치각에서 윗면이 30°로 잘린 경우가 아랫면이 30°로 잘린 경우보다 피크 소음값이 낮은 주파수에서 측정되었다. 그 크기는 날개 설치각이 25°인 경우에 아랫면이 30°로 잘린 형태가 더 크게 나타났으며, 날개 설치각이 30°인 경우에는 그 크기가 줄어들고, 날개 설치각이 35°일 때에는 윗면이 30°로 잘린 경우가 조금 크게 나타났다.

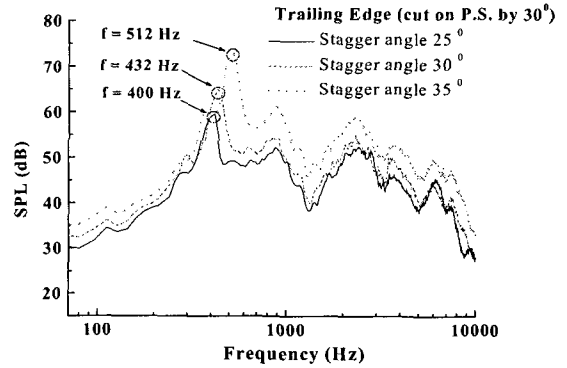


Fig. 4 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge (cut on pressure side by 30°)

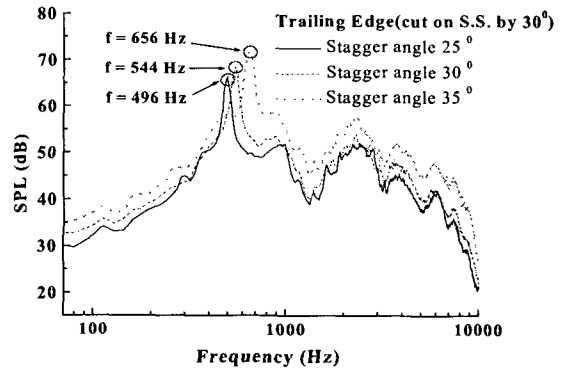


Fig. 5 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge (cut on suction side by 30°)

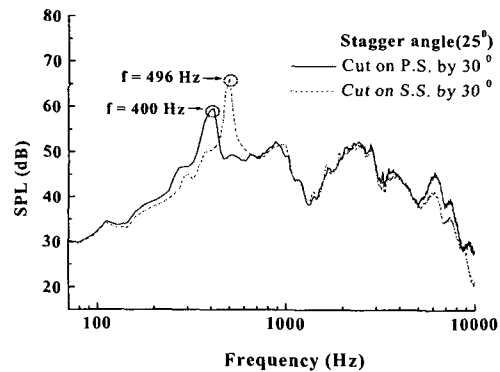


Fig. 6 Noise spectra of each trailing edge ( $\zeta=25^\circ$ )

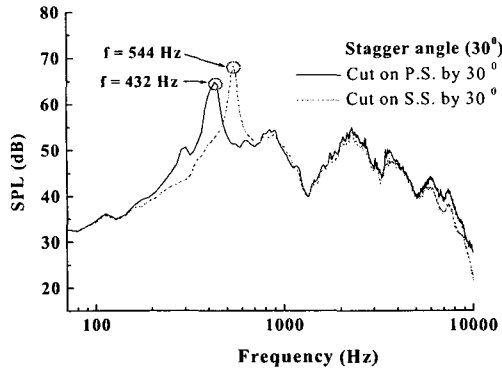


Fig. 7 Noise spectra of each trailing edge ( $\zeta=30^\circ$ )

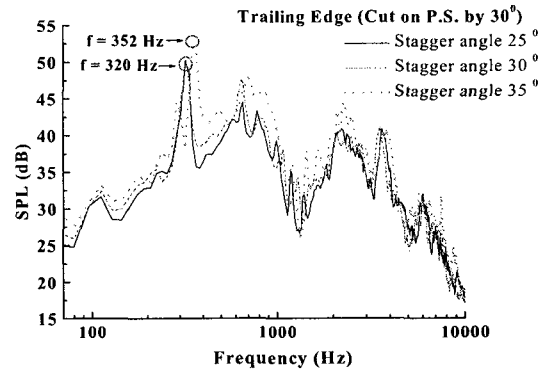


Fig. 10 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge (cut on P.S. by  $30^\circ$ )

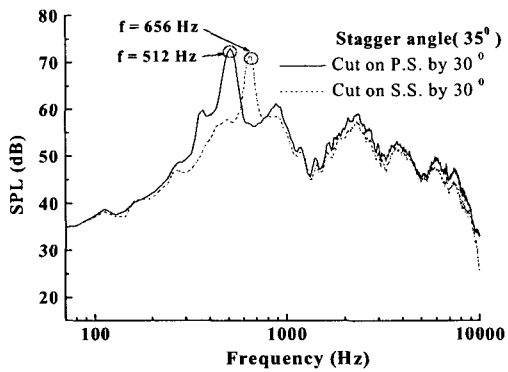


Fig. 8 Noise spectra of each trailing edge ( $\zeta=35^\circ$ )

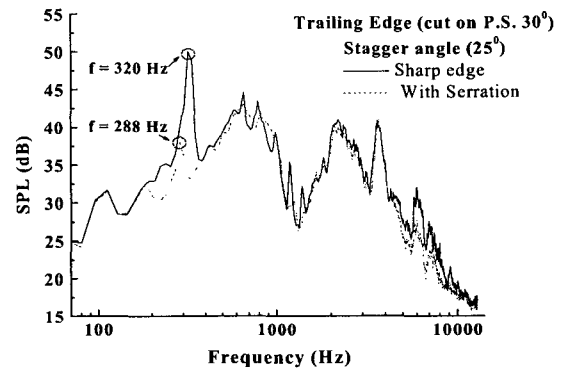


Fig. 11 Noise spectra of each trailing edge ( $\zeta=25^\circ$ )

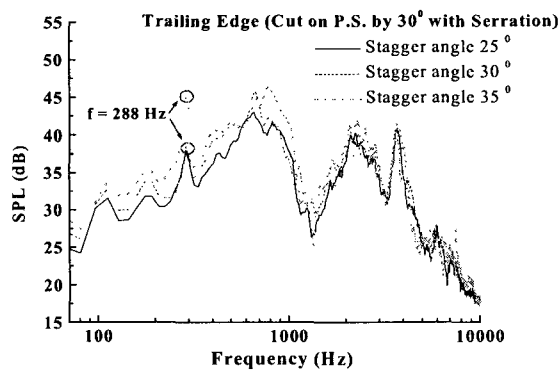


Fig. 9 Noise spectra with respect to the stagger angle of trailing edge (cut on P.S. by  $30^\circ$  with serration)

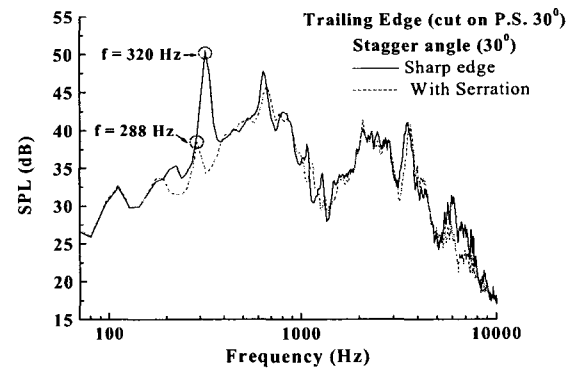


Fig. 12 Noise spectra of each trailing edge ( $\zeta=30^\circ$ )

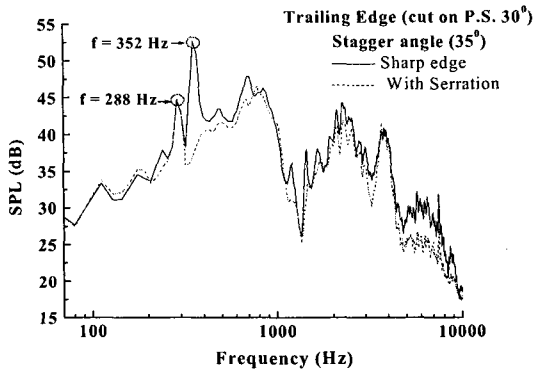


Fig. 13 Noise spectra of each trailing edge ( $\zeta=35^\circ$ )

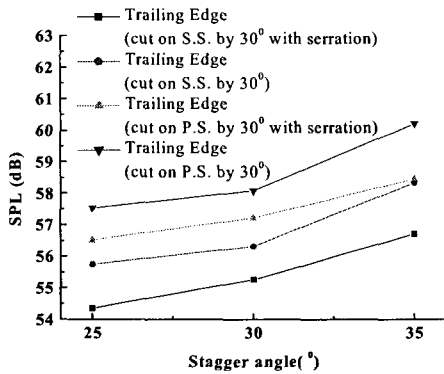


Fig. 14 Sound pressure level(dB) of each trailing edge shapes

Fig. 9는 날개 후단이 윗면이 30°로 잘리면서 툽니형상인 경우 날개 설치각에 따른 소음스펙트럼이며, Fig. 10은 같은 조건에서 날개 후단이 날카로운 형상인 경우의 소음스펙트럼이다. 두 경우 모두 익렬 실험에서와 같이 날개 설치각이 25°에서 가장 낮은 소음값이 나타나았으며, 날카로운 후단의 경우 날개 설치각이 증가함에 따라 최대피크가 발생하는 주파수가 증가하였으나, 툽니형상 후단의 경우 날카로운 후단에서 최대피크가 나타나는 부근에서의 소음크기가 현저하게 줄어들며, 날개 설치각에 따른 주파수의 변화도 나타나지 않았다. 이러한 현상은 날개 설치각이 고정된 경우 각 후단 형상에 따른 소음스펙트럼을 비교한 Fig. 11, 12, 13에서 더욱 분명하게 확인할 수 있으며, 각 날개 설치각에서 최대 피크값이 8~12dB 정도 감소하였다.

Fig. 14는 날개 설치각을 변화시켰을 때 각 후단 형상에 따른 소음레벨을 나타낸 것이다. 모든 날개 설치각에서 위로 30°인 후단형상보다는 아래

로 30°인 후단형상이, 날카로운 모양의 후단형상 보다는 툽니모양의 후단형상이 소음레벨이 더 낮게 측정되었다. 결과적으로 아래로 30°이면서 툽니모양의 후단형상이 위로 30°이면서 날카로운 후단형상보다 3dB 이상 소음레벨이 낮게 나타났다.

Morinushi<sup>(8)</sup>에 의하면 날개 설치각이 증가할수록 날개 출구각이 커지게 되고 그에 따라 같은 회전속도에서 이론적인 압력상승도 증가하게 된다. 동시에 날개를 통과하는 유동의 왜곡도 증가하게 되므로 날개 설치각이 증가함에 따라 임펠러 출구에서의 상대속도와 난류량 및 날개의 흡입면 (suction side)에서의 유동박리(flow separation)가 크게 증가되어 소음레벨도 증가하게 된다고 한다. 그러므로 비소음값(specific sound)이 최소가 되게 하는 날개 설치각이 존재하게 되며 설계시 최적의 값을 선정하는 것이 중요하게 된다.

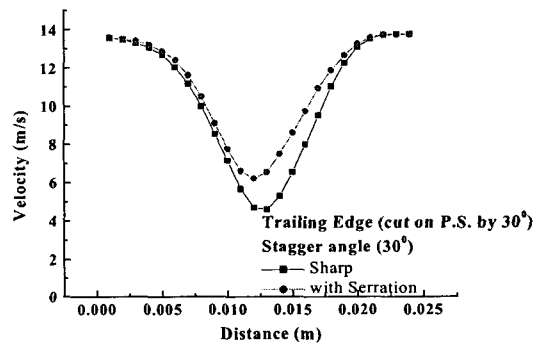


Fig. 15 Velocity profile of each trailing edge

Fig. 15은 날개 설치각이 30°인 경우 날개 후단형상이 위로 30°이면서 날카로운 형상과 툽니형상의 속도분포를 측정된 것이다. 툽니형상 후단이 날카로운 후단형상에서보다 최저 속도가 더욱 높게 측정되었다. 이러한 현상은 날카로운 후단형상에서는 날개 후단에서 발생하는 와동에 의해 후류속도가 낮아지는 반면, 툽니형상의 후단에서는 이러한 와동이 날개 후단을 지나면서 툽니형상에 의해 깨지면서 와동에 의한 영향이 줄어든 것으로 파악된다.

### 3. 결론

본 연구에서는 원심전향익의 팬에서 사용되는 단일원호 형태의 날개를 갖는 익렬의 실험을 통하여 날개 후단형상이 윗면이 30°로 잘린 경우가 아랫면이 30°로 잘린 날카로운 경우와 툽니형상에 대해 날개 설치각의 변화시켜가며 소음스펙트럼과 레벨을 측정하였다.

날개 설치각이 비교적 작은 25°에서 모든 후단 형상에서 낮은 소음파워를 보였다. 이는 날개 설치각이 커질수록 유로의 면적감소를 일으키게 되며 후류(wake) 및 경계층의 두께가 두꺼워지므로 소음이 더 증가한다고 여겨진다.

날개 후단형상이 아래로 30°인 경우가 위로 30°인 경우보다 약 2dB 정도 소음레벨이 낮아졌으며, 날개 후단의 각도가 같은 경우에는 톱니형상의 후단이 날카로운 형상의 후단보다 1~1.5dB 정도 낮게 나타났다.

날카로운 후단형상과 톱니모양의 후단형상에서의 소음스펙트럼에서는 날카로운 후단에서 나타나는 최대 피크가 톱니모양의 후단에서는 나타나지 않았다. 이러한 현상은 각각의 후단형상에서의 속도 분포에서 볼수있듯이 날카로운 후단형상보다 톱니모양의 후단형상이 와동의 발생에 의한 후류 속도 저하가 줄어든 것으로 보여진다. 따라서 톱니모양의 후단형상에 의해 와동이 깨지면서 와홀림 주파수에서의 소음값이 크게 줄어든것으로 판단된다.

## 후 기

본 연구는 ㈜ 하츠의 연구비 지원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) 박광진 등, 1998, "저소음 고효율 원심 저항익 핸 개발에 관한 연구", 유체기계저널, 제 2 권, 제 2 호, pp. 63~72
- (2) 이승배 등, 1999, "시로코 핸 성능 및 공력소음 예측에 관한 연구", 유체기계저널, 제 2 권, 제 4 호, pp. 57~64
- (3) 김휘중 등, 2002, "원심 전향익 송풍기 날개 후단의 형상에 따른 소음 분석", 유체기계연구개발발표회논문집, pp. 137~142
- (4) Howe, M. S., 1991, "Aerodynamic Noise of a Serrated Trailing Edge", J. Fluids and Structures 5, pp. 33~45
- (5) Grosveld, F. W., 1985, "Prediction of Broadband Noise from Horizontal Axis Wind Turbines", J. Propulsion and Power, Vol. 1, No. 1, pp. 292~299
- (6) Blake, W. K., 1986, Mechanics of Flow-Induced Sound and Vibration, Vol. II: Complex Flow-Structure Interactions, ACADEMIC Press INC., pp. 426~973
- (7) Neise, W., 1982, "Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans", J. Engineering for Industry, Vol. 104, pp. 151~161
- (8) Morinushi K., 1987, "The Influence of Geometric Parameters on F. C Centrifugal Fan Noise", Transactions of ASME, Vol. 109, pp. 227~234