

시로코 팬 날개후단 소음예측

⁰김경호*, 이승배**, 김지성***, 권양훈****

Analysis of Trailing-Edge Noise from Sirocco Fans

Kyoung-Ho, Kim, Seungbae, Lee, Ji-Sung, Kim, Yang-Hoon, Kwon

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 solidity and the stagger angle upon the trailing edge noise from the circular arc-shaped blade of sirocco fan.

1. 서론

시로코 팬은 원심형 다익팬의 일종으로 앞굽음깃(forward curved blade)을 가지고 있으며, 효율이 동일 유량에서 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 시로코 팬 특유의 형상과 유동상태를 감안한 소음 예측프로그램이 개발된 바 있다⁽¹⁾. 수치해석적으로는 내부 유동을 해석하고 소음원을 규명하려고 시도하고 있으나^{(2),(3)}, 비정상 난류 유동특성으로 인해 많은 어려움이 있다. 이러한 시로코 팬의 소음원 규명에 대한 노력은 최근에도 계속되고 있지만, 축류팬⁽⁴⁾이나 원심형 팬⁽⁵⁾에서의 소음 스케일링에 대한 연구들에서처럼 체계적이고 광범위하게 이루어지지는 않고 있다.

그러나 시로코 팬소음에 여러 가지 소음원 스케일링

을 적용하여, 광대역 소음원 중 하나인 날개 후단에 의한 소음이 시로코 팬소음의 지배적 소음원이라는 것을 제시한 바 있다⁽⁶⁾.

본 연구에서는 이러한 시로코 팬의 주요한 소음원인 날개후단소음을 분석하기 위해 무향풍동내에 시로코팬 날개의 캐스케이드를 설치하여 날개의 솔리더티(solidity)와 날개설치각(stagger angle)을 변화시켜서 광대역 소음을 측정하였다.

2. 본론

2.1 실험장치

Figure 1은 실험에 사용되어진 시로코 팬의 날개후단에서의 소음을 측정하기 위한 장치로서, 시로코 팬의 블레이드 형상의 캐스케이드가 무향풍동내에 설치되었으며 날개설치각과 날개입구각을 동시에 변화시킬 수 있도록 설계되었다. Table 1은 실제의 시로코 팬의 코드 길이와 블레이드의 피치의 제원을 그리고 시로코 팬의 솔리더티(solidity; chord length(c)/blade-pitch(s))를 1.428로 설계한 캐스케이드의 사양을 나타내고 있다.

* 인하대학교 대학원

** 인하대학교 기계공학과

*** (주) 한강상사

**** (주) 한강상사

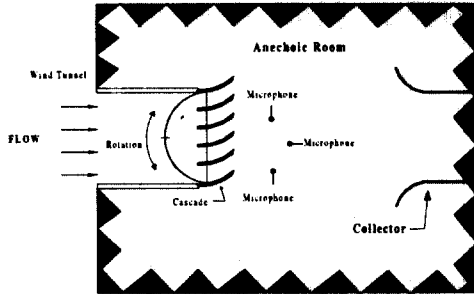


Fig. 1 Schematic of the cascade of sirocco blades in the anechoic wind tunnel

Table 1 Specification of the sirocco fan impeller and cascade model

	sirocco fan	cascade
chord length(c)	0.015 m	0.0105 m
blade pitch(s)	0.03 m	0.021 m
stagger angle(°)	30°	30°

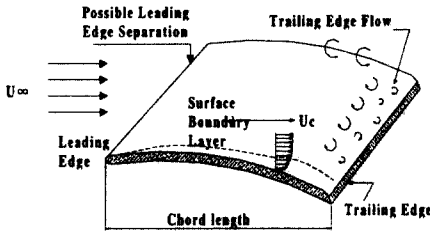


Fig. 2 Flow patterns near the trailing edge

Figure 2는 날개 후단의 모양과 날개 후단에서의 경계층 유동을 보여주며, 날개 후단에서의 소음은 날개 후단의 모양에 따라 차이가 발생하게 된다. 본 연구에서 사용된 날개 후단의 모양은 시로코 팬의 성능 실험시 사용되어진 블레이드의 후단 모양과 같은 45°의 각도를 갖는 날카로운 형태(sharp-edge type)를 취하였으며 날개는 단일 원형 형태의 것으로 하였다.

날개후단에서의 소음을 측정하기 위해 암소음이

20 dB 이하이며 난류강도가 0.25 % 이하인 무향풍동(anechoic wind tunnel) 내에서 Fig. 1과 같이 캐스케이드 중심으로부터 1m 떨어진 곳 중 캐스케이드를 빠져나오는 후류에 의한 영향을 받지 않는 위치에서 마이크로폰(1/2", B&K type 4189)으로 측정하였다.

본 연구에서는 임펠러 유량계수를 고정한 후 캐스케이드의 솔리더티를 1.250, 1.428, 1.667로 각각 변화시키면서 측정하였으며 또한 날개설치각(stagger angle)도 25°, 30°, 35°, 40°로 변화시켜가며 캐스케이드의 하류 세 곳에서 측정한 값을 평균하여 계측하였다.

2.2 주요 무차원수

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

$$\phi = \frac{Q}{ND^3}, St = \frac{fc}{U} \quad (1)$$

여기에서 f 는 주파수를 나타내며 c 는 코드 길이를 그리고 U 는 유동속도를 나타낸다.

또한 본 연구에서 중요한 변수인 솔리더티는 날개현절비(blade pitch-chord ratio)와 역수의 관계를 가지며, 날개현절비(blade pitch-chord ratio)는 임펠러 피치와 코드 길이간의 비로서 일반적으로 현절비가 크면 날개수가 적고, 반대로 현절비가 작으면 날개수가 많게 된다⁽¹⁾

2.3 시로코 팬 날개후단 소음의 분석

원심형 팬의 공력소음은 이산소음과 광대역 소음의 성분으로 나눌 수 있다. 원심형 팬의 토널소음은 두께(thickness) 소음과 이산소음으로 크게 구성된다. 날개통과 주파수와 그 하모닉(harmonics)으로 나타나는 큰 압력 변동은 주로 이러한 현상에서 기인한다⁽⁷⁾. 그러나 원심 다익팬인 시로코 팬의 소음은 팬의 토널소음보다는 광대역 난류소음에 의해 지배받으며 광대역 난류소음은 난류유입소음, 난류경계층 및 날개후단과의 상호작용에 의한 날개후단 소음 등의 공력소음을 말한다.

시로코형 팬의 소음을 스케일링하기 위해 소음 발생에 따른 기준동력(reference power; P_0)으로 나타낼 수 있다. 이러한 기준 동력에 대한 음향과의 비를 다음의 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$P/P_0 = kRe^{\alpha} Ma^{\beta} \quad (2)$$

이 때 기준 동력은 식(3)과 같이 나타낼 수 있으며 식 (3)을 다시 식 (2)에 대입하면 식(4)와 같이 된다.

$$P_0 = \Phi \Psi A_L \rho c^3 Ma^3 / 2 \quad (3)$$

$$P = k \left(\frac{cL}{\nu} \right)^{\alpha} (\xi A_L \rho c_0^3 / 2) Ma^{(\alpha+\beta+3)} \quad (4)$$

여기서 A_L 은 직경 D_2 를 가진 시로코 임펠러의 앞면 면적을 나타내며, c_0 는 음속을, ξ 는 Φ 와 Ψ 의 곱을 나타낸다.

여기에 Bommes⁽⁸⁾가 제시한 방법을 이용하여 식 (4)에 기준값(reference values)을 대입하고 다시 상용로그를 취하면 소음파워레벨은 식 (5)와 같이 되며 식 (5)를 간단히 속도에 관련된 항과 속도와 무관한 항으로 구분하면 식 (6)과 같이 된다.

$$L_w = 193.7 + 10 \log(\rho c^3 / \rho_0 c_0^3) + 10 \log(k) + 10 a \log(cL/\nu) + 10 \log(\xi A_L / A_0) + 10 \gamma \log(Ma) \quad (5)$$

$$L_w = A + B \log(Ma) \quad (6)$$

여기서 γ 는 $(\alpha+\beta+3)$ 을 나타낸다. 또한 식 (5)에서 $10 \log(k)$ 는 팬을 통과하는 유동의 불균일성, 유동박리 그리고 난류에 의한 팬소음의 영향을 함축한 값이 된다. 따라서 A항은 팬의 회전속도와는 무관한 소음원항이 되며, B값은 공력소음원 형태의 효과를 나타내는 값으로, A와 B의 값은 유입공기의 조건 혹은 하류의 장애물에 있어서 변화가 없는 한 일정하다.

Figure 3은 회전수(N)에 따라 각 유량계수에서 측정된 소음레벨을 나타내는 것으로 시로코 팬의 소음파워가 회전수의 약 5승에 비례함을 알 수 있고, 이것은 식 (6)으로부터 마하수의 약 5승에 비례한다는 것을 알 수 있다. 또한 유량계수가 증가할수록 소음도 증가함을 알 수 있다.

이로부터 시로코 팬의 소음은 광대역 난류소음인 입구난류소음, 경계층소음 그리고 날개후단소음 중에서 회전수의 6승에 비례하는 입구 난류소음이나 경계층 소음 보다는 회전수의 5승에 비례하는 날개후단에서의 소음

에 의해 결정됨을 알 수 있다.

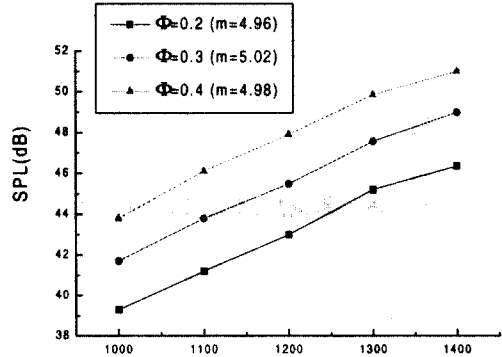


Fig. 3 Sound pressure levels with respect to rotational speeds

입구난류소음이나 경계층소음은 Mugridge⁽⁹⁾에 의해 제시된 바 있으며, 입구난류소음은 식 (7)에 그리고 경계층소음은 식 (8)에 나타내었다. 또한 날개후단소음은 Gosveld⁽¹⁰⁾가 Ffowcs Williams와 Hall⁽¹¹⁾의 결과를 이용하여 날개후단소음을 제시한 바 있으며 이를 다시 정리하여 날개후단소음에 관한 식을 식 (9)에 나타내었다. 식 (9)을 유체의 연속방정식과 운동량방정식을 이용하면 식 (10)과 같이 나타낼 수 있다.

$$S_{pp_1}(\omega) \propto Q(\Delta P)^{2.5} \times \frac{\Phi}{\Psi^{2.5}} [\Phi^2 + 1 - \Psi + \Psi^2 / 2]^2 G_0(\omega) \quad (7)$$

$$S_{pp_2}(\omega) \propto Q(\Delta P)^{2.5} \left\{ \frac{1}{\Psi} [\Phi^2 + 1 - \Psi + \Psi^2 / 2] \right\}^{3/2} \times \left(\frac{1 - \eta_s}{\eta_s} \right) F_0(\omega) \quad (8)$$

$$L_p = 10 \log_{10} \left(\frac{\delta b U^5 \overline{D_1}}{r^2} Z \right) + K_2(f) + C_2 \quad (9)$$

$$S_{pp_3}(\omega) \propto Q P_s^2 Z \frac{1}{\Psi} \frac{(1 - \eta_s)}{\eta_s} [\Phi^2 + 1 - \Psi + \Psi^2 / 2] \times \frac{c \cdot b}{r^2 D_2^2} F_0(\omega) \quad (10)$$

여기서 $K_2(f)$ 는 주파수에 따른 스케일링 함수이며, δ 는

경계층 두께 그리고 C_2 는 경험적인 상수이며 $\overline{D_1}$ 는 방향성 계수이다.

Figure 4는 Mugridge의 입구난류소음식 (7)과 경계층 소음식 (8) 그리고 수정된 Grosveld의 식 (10)을 $10\log(k)$ 부분인 광대역 난류소음과 비교하여 나타낸 것으로 시로코 웬의 난류소음이 예측한 바와 같이 회전수의 5승에 비례한 날개후단소음에 의해 잘 설명됨을 알 수 있었다.

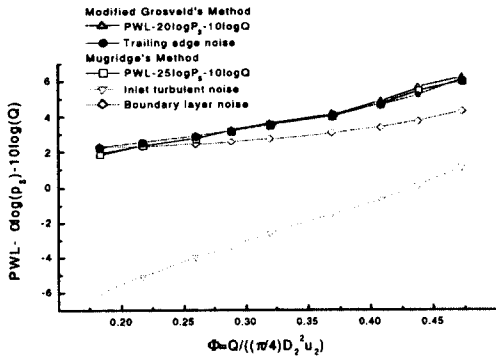


Fig. 4 Broadband turbulence noise in terms of fan performance parameters

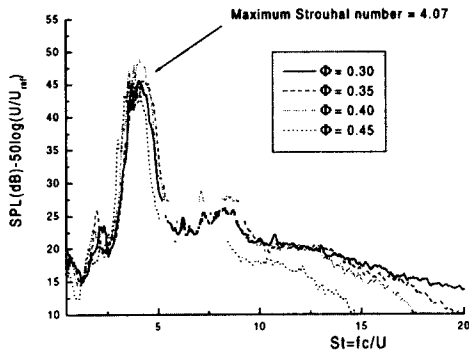
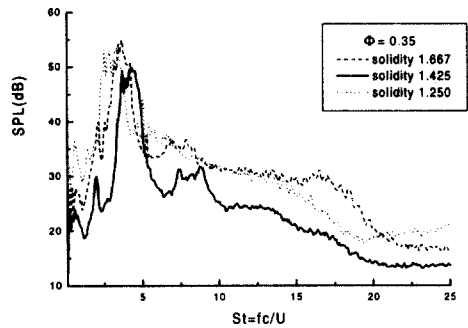


Fig. 5 Normalized trailing edge noise spectra for the flow rate coefficient]

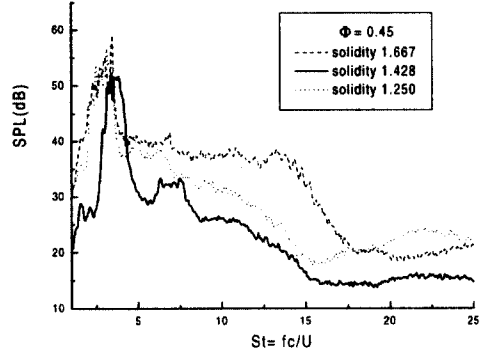
Figure 5는 Fig. 1에 나타난 실험장치를 이용하여 솔리더티를 1.428, 날개설치각을 30° 로 하여 날개후단에

서의 소음레벨을 측정된 것으로 각 유량계수별로 회전수의 5승으로 소음파워레벨을 무차원한 것이다. Figure 5에서처럼 소음파워레벨은 스트로울수(Strouhal number)가 4.07에서 최대치를 보이며 대체로 음향학적 상사성을 보인다.

Figure 6은 솔리더티를 1.250, 1.428, 1.667의 세가지로 나누어 측정된 결과로 각 유량계수별($\Phi=0.35, 0.45$)로 솔리더티가 약 1.428(날개현절비 약 0.7)에서 소음레벨이 최소가 됨을 볼 수 있다. 이것은 Morinushi(1987)⁽¹²⁾에 의해 날개현절비가 0.7에서 소음레벨이 최소가 된다고 보고한 결과와 일치한다.



(a) $\Phi = 0.35$



(b) $\Phi = 0.45$

Fig. 6 Noise spectra with respect to the solidity

또한 Morinushi에 의하면 날개설치각(stagger angle)이 증가할수록 날개출구각이 커지게 되고 그에 따라 같은 회전속도에서 이론적인 압력상승도 증가하게 된다. 그러나 동시에 날개를 통과하는 유동의 왜곡도 증가하게 되므로 날개설치각이 증가함에 따라 임펠러 출구에서의 상대속도와 난류 및 날개의 흡입면에서 유동의 박리가 크게 증가하게 되고 소음레벨도 증가하게 된다고 한다. 그러므로 비소음값이 최소가 되게 하는 날개설치각이 존재하게 되며 설계시 최적의 값을 선정하는 것이 중요하게 된다.

Morinushi의 실험에 의하면 날개설치각이 약 26° 부근에서 소음레벨이 최소가 된다고 하였다.

본 연구에서 솔리더티를 최적인 1.428로 고정된 후 날개설치각을 각각 25° , 30° , 35° , 40° 로 변화시키며 소음레벨을 측정하였다. 또한 유량계수를 일정하게 하기 위해 축방향 절대속도(C_m)가 같게 하였으며, 같은 유량계수에서는 Fig. 7과 같이 날개후단에서의 소음이 날개설치각 25° 에서 감소하다가 30° 이후로 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러나 날개설치각 25° 일 때와 30° 일 때의 소음을 비교해 보면 소음레벨 최대치에서의 레벨값이 비슷한 것을 알 수 있다. 이로부터 소음레벨이 최소가 되는 날개설치각이 25° 와 30° 사이에 있음을 예측할 수 있다.

3. 결론

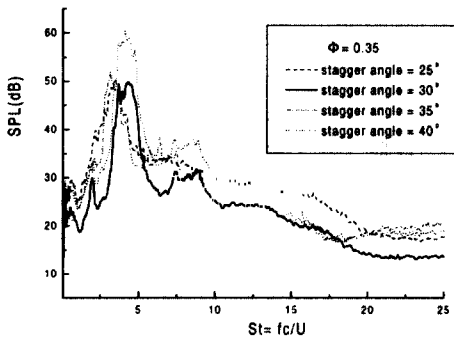
본 연구에서는 시로코 웬의 성능 실험시 사용되어진 날개의 형상인 단일 원형 형태이며 블레이드의 후단이 45° 의 각도를 갖는 날카로운 형태(sharp-edge type)의 블레이드의 캐스케이드를 사용하여 각 유량계수별로 솔리더티와 날개설치각을 변화시켜 가면서 실험을 수행하였다.

시로코 웬의 소음파워는 Fig. 3에서 볼 수 있는 것처럼 유량계수에 관계없이 대체로 회전수의 약 5승에 비례하였으며, 또한 시로코 웬의 소음을 Mugridge 방법에 의한 입구난류소음, 경계층 소음 그리고 수정된 Grosveld 방법에 의한 날개후단소음 예측결과들과 비교하여 보았다. 그 결과 시로코 웬의 난류 광대역소음은 입구난류소음이나 경계층소음보다는 날개후단소음에 의해 잘 설명되었다.

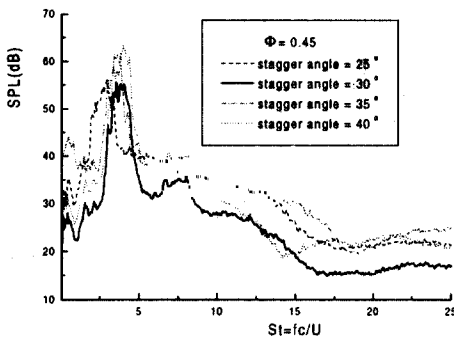
날개후단에서의 소음레벨은 방사장내의 세 곳에서 측정하여 평균하였으며, 회전수의 5승으로 무차원화하였을 때 유량계수에 관계없이 스트로울수(Strouhal number)에 의한 음향학적 상사성을 나타낼 수 있었다.

솔리더티를 1.250, 1.428, 1.667로 하여 소음레벨을 측정하였을 때 솔리더티가 1.428, 즉 날개현절비가 0.7일 때 소음레벨이 최소가 됨을 알 수 있었고 이것은 Morinushi의 결과와 일치하고 있다.

또한 솔리더티를 1.428로 고정된 후 날개설치각(stagger angle)을 25° , 30° , 35° , 40° 로 하였을 때 소음레벨이 25° 에서 감소하다가 30° 부터 증가



(a) $\phi=0.35$



(b) $\phi=0.45$

Fig. 7 Noise spectra with respect to the stagger angle

함을 볼 수 있다. 따라서 소음이 최소가 되는 날개 설치각이 이 사이에 있음을 예측할 수 있다.

후 기

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

4. 참 고 문 헌

- (1) 박광진, 이상환, 손병진, 1998, "저소음 고효율 시로코 팬 개발에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제2호, pp. 63~72
- (2) 신동신, 임종수, 김창성, 노오현, 이수갑, 1999, "원심형 팬의 유동해석에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제1호, pp. 43~49
- (3) 서성진, 첸시, 김광용, 강신형, 1998, "원심 다익송풍기내 3차원 유동의 Navier-Stokes 해석," 유체기계학술대회 발표논문집, pp. 42~48
- (4) Lee, S., Yang, G.-C., 1999, "Acoustic Scaling of an Axial Fan with Non-Uniform Inlet Flows," KSME International J., Vol. 13, No. 10, pp. 752~761
- (5) 전완호, 이덕주, 1999, "원심팬의 설계변수가 팬의 성능과 소음에 미치는 영향의 수치적 연구," 유체기계저널, 제2권, 제3호, pp. 45~51
- (6) 이승배, 김경호, 박계찬, 1999, "시로코 팬 성능 및 공력 소음 예측에 관한 연구," 유체기계저널, 제2권, 제4호, pp. 57~64
- (7) Neise, W., 1982, "Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans," J. Engineering for Industry, Vol. 104, pp. 151~161
- (8) Bommers, L., Grundmann, R., Klaes, K. and Kramer, C., 1995, "Effect of Blade Design on Centrifugal fan Noise and Performance," J. Noise Control Eng. , Vol. 43, pp. 91~101
- (9) Mugridge, B.D., 1975, "Noise Characteristics of Axial and Centrifugal Fans as Used in Industry," The Shock and Vibration Digest, No.7, pp. 93~107
- (10) Grosveld, F.W., 1985, "Prediction of Broadband Noise from Horizontal Axis Wind Turbines," J. Propulsion and Power, Vol. 1, No. 4, pp. 292~299
- (11) Ffowcs Williams, J.E. and Hall, L.H., 1970,

"Aerodynamic Sound Generation by Turbulent Flow in the Vicinity of a Scattered Half Plane," J. Fluid Mech., Vol. 40, No. 4, pp. 657~670

(12) Morinushi K., 1987, "The Influence of Geometric Parameters on F. C. Centrifugal Fan Noise," Transactions of ASME, Vol. 109, pp. 227~234