

## 시로코 팬 성능 및 공력 소음 예측에 관한 연구

김경호\* · 박계찬\*\* · 이승배\*\*

### Measurement and Prediction of Aerodynamic Noise from Sirocco Fans

Kyoung-Ho Kim\*, Kye-Chan Park\*\*, Seungbae Lee\*\*

*Key Words: Sirocco fan(시로코 팬), ANSI Test Plenum(ANSI 규격 소형팬 소음측정장치), Performance(성능), Trailing Edge Noise(날개후연소음)*

#### ABSTRACT

The prediction method of the performance and aerodynamic noise from a sirocco fan was developed and compared with measured data. To predict the performance of the sirocco fan, the well-known slip coefficients and various loss models were tested and applied to forward curved sirocco impellers. Using loss models proposed for both impeller and casing, the predicted performance characteristics were in good agreement with measured ones by an ANSI test plenum. Various scaling models for aerodynamic noise from the sirocco fan were evaluated and tested against measured power levels in terms of flow coefficient. It was shown that the turbulent broadband sound power from the sirocco fan can be modeled successfully by trailing edge noise.

#### 1. 서론

원심형 다익팬의 일종인 시로코 팬은 앞보기깃(forward curved blade)을 가지고 있으며, 상대적으로 낮은 부하에서 소형으로도 많은 유량을 낼 수 있다. 또한 동일 유량에서 축류형 팬이나 뒷굽음깃 원심형 팬(backward curved centrifugal fan) 등보다 소음이 적어, 낮은 효율에도 불구하고 현재 공조기기, 환기장치 그리고 주방기기 등에 많이 사용되어지고 있다.

시로코 팬의 성능예측에 대한 연구가 최근 국내에서 다양하게 이루어지고는 있으나, 성능예측에 필요한 설계변수들인 날개폭비( $b/D_2$ ), 날개입구각( $\beta_1$ ), 날개출

구각( $\beta_2$ ), 날개직경비(날개내외경비;  $D_1/D_2$ ) 등이 뒷굽음깃 원심형 팬과 크게 다르기 때문에 신뢰도 높은 해석방법이나 설계기법이 개발되지 못하고 있다. 또한 뒷굽음깃 원심형 팬과 같은 계산식을 적용하는 것은 많은 문제를 발생시키므로 계산식에 많은 수정이 필요하게 된다.<sup>(1)</sup> 그러나 최근에 시로코 팬 특유의 형상과 유동상태를 감안하여 성능 및 소음 예측프로그램이 개발된 바 있다.<sup>(2)</sup>

최근에 수치해석적으로 내부 유동<sup>(3)</sup> 및 소음을 해석하고 소음원을 규명하려고 시도하고 있으나<sup>(4)</sup>, 비정상 난류 계산의 매우 작은 계산시간 간격으로 인해 많은 어려움이 있다. 이러한 시로코 팬의 소음원 규명에 대한 노력은 최근에도 계속되고 있지만, 축류팬<sup>(5)</sup>이나 원심형 팬<sup>(6)</sup>에서의 소음 스케일링에 대한 연구들에서처럼 체계적이고 광범위하게 이루어지지

\* 인하대학교 기계공학과 대학원

\*\* 인하대학교 기계공학과 대학원

\*\* 정회원, 인하대학교 기계공학과

않고 있다.

따라서 본 연구에서는 시로코 팬에 대한 성능예측 방법을 개발하며 각종 소음원 모델을 적용하여 얻은 시로코 팬 소음 예측 결과를 ANSI<sup>(7)</sup> 성능·소음 측정장치를 이용하여 예측된 공력소음과 비교하여 시로코 팬의 주 소음원을 파악하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 실험장치

Fig. 1에는 본 연구에서 적용한 팬의 형상을 그리고 Table 1에는 시로코 팬의 사양을 나타내었다.

시로코 팬의 임펠러의 성능과 소음을 동시에 측정할 수 있는 실험장치를 Fig. 2와 같이 구성하여 유량, 정압 그리고 소음을 동시에 측정하였다. 이와 같은 장치는 Konieczny 등<sup>(8)</sup>에 의해 고안된 것으로 저소음 원심다익송풍기 소음측정에 적용된 바 있다. 공기는 벨마우스 입구를 통해 들어와 회전하는 임펠러에서 가속된 후 스크롤에서 모여 챔버로 들어간다. 주 모터(prime motor)는 실험에 사용되는 시로코 팬을 구동하며, 보조 모터(auxiliary motor)로 구동되는 축류팬의 회전수를 제어함으로써 유량계수를 조절할 수 있도록 하였다. 시로코 팬으로부터의 소음은 ANSI 테스트 플레넘(1200×1200×1000 mm)을 이용하여 측정된다. 또한 플레넘과 덕트사이엔 스크린을 설치하였으며 스크린 메시의 종류를 여러 가지로 조합하여 부하를 조절할 수 있도록 하였다. 그리고 보조 모터와 축류팬에 의한 소음을 줄이기 위해 천공률이 0.6으로 흡음처리된 덕트(직경 440 mm)를 사용하였으며, 유량은 오리피스(직경 90 mm) 출구에서 피토판을 이용, 유속을 측정하여 면적에 대하여 적분하였다. 실험장치에서의 유동의 방향은 붙어내는 형식을 취하고 있다.

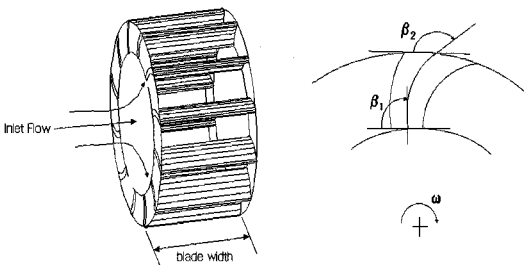


Fig. 1 Schematic of sirocco fan impeller

Table 1 Design Parameter

|                             |         |
|-----------------------------|---------|
| Outer Diameter $D_2$        | 0.15 m  |
| Inner Diameter $D_1$        | 0.13 m  |
| Blade width $b$             | 0.083 m |
| Inlet blade angle $\beta_1$ | 90°     |
| Outer blade angle $\beta_2$ | 150°    |
| Number of blade $Z$         | 45      |
| Scroll width $W$            | 0.10 m  |
| Cut-off Radius              | 0.012 m |
| Scroll Expansion Angle      | 8.1°    |

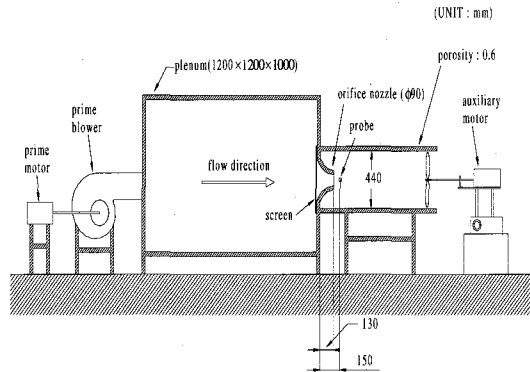


Fig. 2 Schematic of ANSI test plenum connected to acoustically-lined circular duct

또한 팬소음은 암소음이 20 dB 이하인 무향실(anechoic chamber) 내에서 주 송풍기와 45°의 각도로 약 50 cm정도 떨어진 플레넘 옆에서 측정하였다. 이 플레넘은 유동을 안정시키고 유로를 형성하는 역할을 할 뿐만 아니라 송풍기 케이싱 출구에서의 소음을 반사없이 외부로 방사한다.

### 2.2 주요 무차원수(Non-dimensional number)

시로코 팬의 성능에 영향을 주는 무차원수들인 유량계수, 압력계수 그리고 팬 효율은 다음과 같이 정의된다 :

$$\phi = \frac{Q}{\frac{\pi}{4} D_2^2 u_2}, \quad \psi = \frac{\Delta p_s}{(\rho/2) u_2^2}, \quad \eta = \frac{\Delta p_t}{\Delta p_m} \quad (1)$$

또한 동력계수의 정의는 다음과 같다:

$$\lambda = \frac{L_{shaft}}{(\pi D_2^2/4) u_2^3 \rho/2} \quad (2)$$

여기서  $L_{shaft} = \frac{\Delta p Q}{\eta}$  이며, 동력계수  $\lambda$  는  $\frac{\Phi \Psi}{\eta}$  로 표시할 수 있다.

### 2.3 시로코 웬의 성능예측

시로코 웬의 성능을 예측하기 위해서는 우선 성능 예측에 필요한 설계변수들을 선정하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 날개폭비( $b/D_2$ ), 날개입구각( $\beta_1$ ), 날개출구각( $\beta_2$ ), 날개직경비(날개내외경비;  $D_1/D_2$ ), 날개수( $Z$ )는 형상을 나타내는 값으로 주어지며, 작동점에서의 유량과 회전수를 입력값으로 대입하여 각종 손실과 미끄럼 계수( $\mu$ )를 계산하여 성능을 예측할 수 있도록 하였다.

시로코 웬에서의 내외경비( $D_1/D_2$ )는 일반적으로 0.8~0.9의 값을 가진다. 본 연구에서는 외경이 0.15m, 내경이 0.13m이며 내·외경비가 0.867인 시로코 웬에 대하여 성능 실험 및 예측을 수행하였다. 시로코 웬의 날개수는 뒷굽음깃 원심팬과는 달리 보통 40개 이상으로 매우 많으며, 기초 설계단계에서 이러한 시로코 웬의 날개수를 정확히 구하기는 어려운 문제이다. 날개현절비(blade pitch-chord ratio)는 임펠러 피치와 코드 길이간의 비로서 현절비가 크면 날개수가 적고, 반대로 현절비가 작으면 날개수가 많게 된다.<sup>(2)</sup> 본 연구에서는 날개수가 45개이며 날개현절비가 0.6인 임펠러를 사용하였다.

또한 속도삼각형에서 날개수가 무한개일 때에는 출구 유동이 날개의 출구각도를 따라 흐르나 실제 송풍기에서는 날개수가 유한하고 날개간의 이차유동에 의해 출구 유동이 날개를 따라서 흐르지 못하게 된다.

Table 2 List of three slip coefficients

|                |                                                                                                                                                               |
|----------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Stodola's eq.  | $\mu = 1 - \frac{u_2 \pi \sin \beta_2}{Z(u_2 - \frac{Q}{\pi D_2 b_2 \tan \beta_2})}$                                                                          |
| Eck's eq.      | $\mu = \frac{1}{1 + \frac{1.5 + 1.1 \beta_2^\circ / 90}{Z[1 - (r_1/r_2)^2]}}$                                                                                 |
| Yamazaki's eq. | $\mu = 1 - \left\{ 1 + \frac{0.3 \phi}{\sin(\beta_2 - 20^\circ)} \right\} \times \left\{ 1 - \frac{0.25 (s_2/l)^{-1/3}}{ \cos(\beta_2 - 20^\circ) } \right\}$ |

이러한 동력전달손실을 보완하는 미끄럼 계수는 뒷굽음깃 원심팬과 원심압축기에 대해서 많은 식들이 나와 있으나, 날개 출구각( $\beta_2$ )이 90°보다 훨씬 큰 시로코 웬에는 적합하지 못하다. 따라서 본 연구에서는 Stodola<sup>(1)</sup>와 Eck<sup>(1)</sup>의 식을 대입하여 구한 미끄럼계수의 값과 Yamazaki(1987) 등<sup>(9)</sup>이 제시한 미끄럼계수식을 성능예측에 대입하여 비교하였다. Stodola, Eck 그리고 Yamazaki에 의해 제시된 식들은 Table 2에 정리되어 있다.

또한 스크롤은 임펠러로부터 나온 공기를 모으는 곳인 동시에 스크롤로 나온 공기의 동압을 정압으로 변환시켜 주는 곳이기도 하다. 따라서 스크롤로 들어오는 공기의 손실이 최소가 되도록 설계한다. 스크롤 설계에 사용되는 식은 자유와동이론에 기초하여 다음과 같이 구하였다.

$$r = r_3 \exp(\theta \cdot \tan 8.1^\circ) \quad (3)$$

여기서  $\theta$ 는 radian 각도이다.

본 성능실험에서 사용한 스크롤은 설계 유량, 치수 그리고 회전수 등을 대입하여 얻은 스크롤 확장각(scroll expansion angle)을 8.1°로 하여 아르킬로 제작하였다.

### 2.4 손실수두

시로코 웬의 손실은 크게 임펠러 손실, 스크롤 내의 손실 그리고 이차유동에 의한 손실로 나눌 수 있다. 임펠러 손실은 입구에서의 충돌손실, 입·출구상대속도 차이에 의한 확산손실, 임펠러 마찰에 의한 손실 그리고 혼합손실 등으로 나뉜다.

입구에서의 충돌손실은 다음 식으로 표현될 수 있다<sup>(10)</sup>.

$$\Delta p_{11} = \zeta_1 \left( \frac{\rho}{2} \right) (\Delta w_{u1} \sin \alpha_1)^2, \quad \zeta_1 = 1.0 \quad (4)$$

또한 임펠러 마찰 손실수두는 입·출구의 상대속도 차이에 의해 발생하는 확산손실( $\Delta p_{21}$ )과 임펠러의 마찰에 의한 마찰손실( $\Delta p_{22}$ )로 구성되며 다음의 식으로 표현된다.

$$\Delta p_{21} = \zeta_{21} \frac{\rho}{2} [w_1^2 - w_2^2] \quad (5)$$

$$\Delta p_{22} = \zeta_{22} \frac{[2Zcb_m + \pi(r_2^2 - r_1^2)](\rho/2) w_m^3}{w_1 \sin \beta_1 \pi D_1 b_1} \quad (6)$$

$$\Delta p_2 = \Delta p_{21} + \Delta p_{22} \quad (7)$$

여기서  $\zeta_{21} = 0.1 \sim 0.2$ ,  $\zeta_{22} = 0.004 \sim 0.0045$ 이고,  $b_m$ 은  $(b_1 + b_2)/2$ 이며  $w_m$ 은  $(w_1 + w_2)/2$ 이다. 본 연구에서는  $\zeta_{21}$ 는  $w_1$ 이  $w_2$ 보다 느리면 0, 빠르면 0.2로 하였고,  $\zeta_{22}$ 는 0.0045로 하였다.

혼합손실은 날개후단에서 주류와 후류가 혼합되면서 생기는 손실로 Yamazaki<sup>(10)</sup>는 다음과 같은 식으로 제시하였다.

$$\Delta p_3 = \zeta_3 \frac{\rho}{2} (w_r')^2 \quad (8)$$

여기서  $\zeta_3 = \frac{Zt_B/\pi D_2 \cos(\pi - \beta_2)}{1 - Zt_B/\pi D_2 \cos(\pi - \beta_2)}$ 이며,  $t_B$ 는 날개 두께를 나타낸다. 또한 실제 입구에서의 유동의 방향이 날개각과 일치하지 않음으로 입구에서의 유로변화가 발생하며 이때 발생하는 손실이 충격손실이다.

$$\Delta p_4 = \zeta_4 \frac{\rho}{2} u_2^2 \left(\frac{D_1}{D_2}\right) \left[\frac{Q}{Q_0} - 1\right]^2 \quad (9)$$

여기서  $\zeta_4 = 0.7 \sim 0.9$  이고,  $\zeta_4$ 는 0.7로 하였다.

스크롤내에서의 손실은 Yamazaki<sup>(10)</sup>에 의해 제시되었으며 박광진 등<sup>(2)</sup>에 의해 사용된 적이 있다. 이 손실은 임펠러를 나온 유체가 스크롤 내를 흐르는 유체와 충돌과 혼합 그리고 마찰로 인하여 발생하는 손실로 반경방향 충돌손실, 원주방향 충돌손실 그리고 마찰손실로 나뉘며 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta p_{51} = \zeta_{51} \rho/2 C_{m3}^2, \quad \zeta_{51} = 0.7 \quad (10)$$

$$\Delta p_{52} = \zeta_{52} \rho/2 (C_{w3}^2 - C_{w3}'^2), \quad \zeta_{52} = 1.0, \quad (11)$$

$$\Delta p_{53} = \zeta_{53} \rho/2 C_3^2 \quad (12)$$

여기서 스크롤의 등가직경( $S_{es}$ )은 원호인  $L_s$ 의 중간 위치( $\theta = \frac{7}{4}\pi$ )에서의 반경의 두배로 선택하였

다. 즉  $L_s$ 는  $\int_{5/4\pi}^{9/4\pi} R_2 e^{\theta \tan \alpha_s} d\theta$ 이고 등가직경  $S_{es}$ 는  $2R_2(e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1)W\{R_2(e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1) + W\}$ 이다.

따라서  $\zeta_{53} = 4.08 / \ln(Re^{2.5}) \cdot L_s / S_{es}$ 이다.

따라서 스크롤 내의 수두손실  $\Delta p_5$ 는 다음과 같다 :

$$\Delta p_5 = p_{51} + p_{52} + p_{53} \quad (13)$$

끝으로 이차유동에 의한 손실은 자신의 운동에너지 뿐만 아니라 낮은 운동량 경계층(boundary layer) 유동을 재분포시키고 큰 손실을 일으킴으로 중요한 손실 모델들 중의 하나라고 하겠다. 이러한 이차유동의 손실에 영향을 주는 것들은 임펠러 형상, 날개현절비, 형상비 등이 있으며 다음의 식과 같이 나타낼 수 있다.<sup>(11)</sup>

$$K_s = (c/h) \left(\frac{C_L}{s/c}\right)^2 \frac{\cos^2 \alpha_2}{\cos^3 \alpha} \frac{\cos \alpha_2}{\cos \alpha_1} f \quad (14)$$

여기서  $\bar{\alpha} = \tan^{-1}\left(\frac{\tan \alpha_1 + \tan \alpha_2}{2}\right)$ 이며,  $\alpha_1$ 은 입구 유동각을,  $\alpha_2$ 는 출구유동각을 나타낸다. 또한,  $s$ 는 피치,  $c$ 는 코드길이, 그리고  $C_L$ 은 양력계수를 나타내며,

$\left(\frac{C_L}{s/c}\right)$ 는  $2|\tan \alpha_2 - \tan \alpha_1| \cos \bar{\alpha}$ 이다.

본 연구에서 쓰인 손실모델들 중 임펠러에서의 손실, 혼합손실 그리고 스크롤내의 손실에서의 손실계수들은 선행 연구자들이 사용한 바 있는 손실계수들을 사용하였으며, 이차유동에 의한 손실은 저유량계수에서 성능실험결과와 일치하도록 조정하였다.

## 2.5 웬 성능측정 및 성능예측 결과와의 비교

웬의 성능은 앞서 설명한 Fig. 2의 ANSI 플레넘 덕트 내의 오리피스 출구쪽에서 측정되는 유량(Q)과 플레넘의 상·하면, 양 옆면에서 측정되는 정압( $P_s$ )들을 평균하여 얻은 압력과 한 회전당 3600 펄스를 발생하는 인코더(encoder)로부터 계측된 임펠러의 회전수(N)를 이용하여 얻게 된다.

Fig. 3은 실험을 통해 얻은 압력과 유량의 측정값을 무차원화하여 나타내었다. 또한 설계 작동점에서의 유량계수( $\Phi$ )를 0.35로 가정하고 앞서 설명한 각종 손실 모델들에 두 개의 미끄럼계수식인 Eck와 Yamazaki의

식을 적용하여 성능을 예측한 결과를 비교한 것이다. 실험결과를 무차원화한 결과 3% 내에서 일치하고 있음을 알 수 있다.<sup>(12)</sup> 성능예측에 쓰인 Eck와 Yamazaki의 미끄럼계수를 비교해 보면 Eck의 미끄럼계수는 유량계수에 관계없이 일정하지만 Yamazaki의 미끄럼계수는 유량계수가 증가함에 따라 다소 감소한다. 따라서 성능을 예측한 결과를 살펴보면 유량계수( $\Phi$ )가 약 0.35까지는 Eck와 Yamazaki의 미끄럼계수의 차이가 크지 않으므로 성능예측에도 크게 차이가 없으나, 0.35 이상의 유량계수에서 Eck의 미끄럼계수는 그대로 고정된 반면 고유량에서의 유동바리 등으로 인한 동력전달손실을 잘 설명하고 있다.

2.6 시로코 팬 소음의 측정 및 예측 방법

원심형 팬의 공력소음은 이산소음과 광대역 소음의 성분으로 나눌 수 있다. 광대역 소음은 난류유입소음, 난류경계층 및 날개후연과의 상호작용에 의한 날개후연소음 등의 공력소음을 말하며, 원심형 팬의 토널소음은 정상상태의 임펠러 하중(loadings)에 의한 두께(thickness) 소음과 임펠러를 나가는 불균일 유동과 컷오프 사이의 상호작용에 의해 하우징의 컷오프에서 발생하는 이산소음으로 구성된다. 날개통과 주파수와 그 하모닉(harmonics)으로 나타나는 큰 압력 변동은 주로 이러한 현상에서 기인한다.<sup>(13,14)</sup>

Konieczny 등<sup>(8)</sup>은 임펠러와 컷오프 간격 그리고 컷오프의 곡률 반경을 늘림으로써 토널 소음을 줄일 수 있다고 하였으며, 컷오프에 공명기(resonator)를 설치하여도 소음을 줄일 수 있다고 제시한 바 있다. 그러나 원심형 팬의 일종인 시로코 팬은 원심형 팬에 나타나는 토널소음 대신 광대역 난류소음이 주로 나타난다.

Fig. 4는 시로코 팬의 소음을 마이크로폰으로 측정 한 것으로 시로코 팬은 유량계수에 관계없이 광대역 난류 소음 (broadband turbulence noise) 스펙트럼을 나타내고 있음을 알 수 있다.

본 연구에서는 정상하중에 의한 시로코 팬의 이산 소음을 Gutin(1947)<sup>(15)</sup>의 소음모델로 나타내었다.

$$SP_{mB} = K \gamma_{mB} \chi_a \chi_b \tag{15}$$

여기서  $K = (\Delta f L_T / Rc) \{ \cos \beta \sin \sigma - Ma \sin \beta \}$ 이며, R은 측정자 위치까지의 거리, 그리고  $L_T$ 는 하중을 나타내며  $\gamma_{mB} = mB J_{mB}(mB Ma \cos \sigma)$ 이다. 그리고  $\chi_a$ ,

$\chi_b$ 는 소음원의 코드방향분포와 반경방향의 분포를 각각 나타내며, 날개가 많으며 저속인 송풍기에서는 1로 가정할 수 있다. 또한 근사적인 계산에서의 K는 다음과 같이 표현된다.<sup>(16)</sup>

$$K = (\Delta f L_T / Rc) \tag{16}$$

$$SP_{mB} = \left( \frac{\Delta f L_T}{Rc} \right) (\sin \sigma) (mB) J_{mB}(mB Ma \cos \sigma) \tag{17}$$

여기서  $J_{mB}$ 는 모드수와 마하수의 Bessel 함수이다.

따라서 이산소음레벨은  $SPL = 10 \log (SP_{mB}^2 / P_{ref})$

식을 이용하여 구하며,  $P_{ref}$ 는  $2 \times 10^{-5} Pa$ 이다.

원심형 팬의 소음을 스케일링하기 위해서 소음 발생에 대한 기준 동력(reference power;  $P_0$ )으로 팬에서의 공력에 의한 동력손실이나 팬에 전달된 유효 동력을 이용할 수 있다. 이러한 기준 동력에 대한 음향 파워의 비는 레이놀즈수(Reynolds number)와 마하수

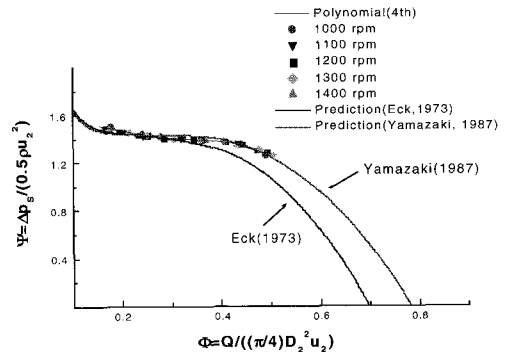


Fig. 3 Comparison between measured and predicted performances

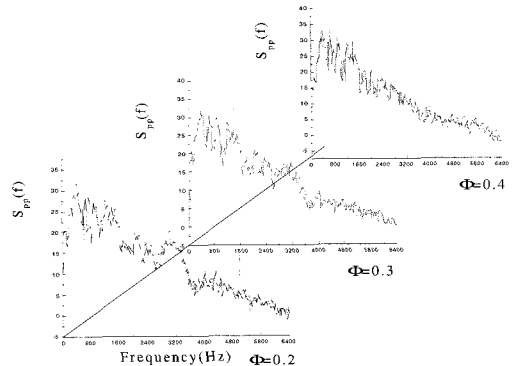


Fig. 4 Noise spectra in terms of non-dimensional flow coefficients

(Mach number)를 고려함으로써 다음과 같이 표현될 수 있다.<sup>(17)</sup>

$$P/P_0 = kRe^a Ma^\beta \quad (18)$$

식 (18)에서의 레이놀즈수와 마하수의 지수를 구하기 위해서 음향 파워를 회전수를 변화시키며 측정하였다. 만일 편의상 팬의 동력을  $P_0$ 로 선택한다면, 원심형 팬의 기준 음향파워는 다음과 같은 식으로 표현될 수 있다.<sup>(17)</sup>

$$P_0 = \phi \psi A_{L\rho} c^3 Ma^3 / 2 \quad (19)$$

여기서  $A_L$ 은 직경  $D_2$ 를 가진 시로코 임펠러의 앞면 면적이 되며, 식 (18)을 대입하면 다음과 같다.

$$P = k \left( \frac{cL}{\nu} \right)^a (\xi A_{L\rho} c_0^3 / 2) Ma^{(a+\beta+3)} \quad (20)$$

여기서  $c$ 는 음속을,  $\xi$ 는  $\phi$ 와  $\psi$ 의 곱을 나타낸다. 기준값(reference values)을 대입한 후, 위 식에 상용대수를 취하면 시로코 팬의 광대역 음향파워레벨(broadband sound power level)은 Bommes 등<sup>(16)</sup>에 의해 유도된 바와 같이 다음과 같다.

$$\begin{aligned} L_w = & 193.7 + 10 \log(\rho c^3 / \rho_0 c_0^3) + 10 \log(k) \\ & + 10 a \log(cL/\nu) + 10 \log(\xi A_L / A_0) \\ & + 10 \gamma \log(Ma) \end{aligned} \quad (21)$$

식 (21)에서  $10 \log(k)$ 는 팬을 통과하는 유동의 불균일성, 유동박리 그리고 난류에 의한 팬소음의 영향을 함축한 값이 된다.

Fig. 5는 회전수(N)를 변화시켰을 때 측정된 유량계수에 대한 소음레벨을 나타낸다. 이때 시로코 팬 소음 파워는 회전수의 5승에 가깝게 접근하고 있음을 알 수 있다. 이것은 식 (21)로부터 마하수의 약 5승에 비례한다는 것을 알 수 있다. Fig. 6은 회전수를 일정하게 하고 유량을 변화시켰을 때의 소음파워레벨을 무차원화하여 나타낸 것으로 음향적 상사성이 나타남을 볼 수 있다. 이 때의 비소음레벨은 유량계수( $\phi$ )가 증가할수록 증가함을 알 수 있다.

Mugridge<sup>(17)</sup>는 설계변수들로부터 입구난류소음을 식

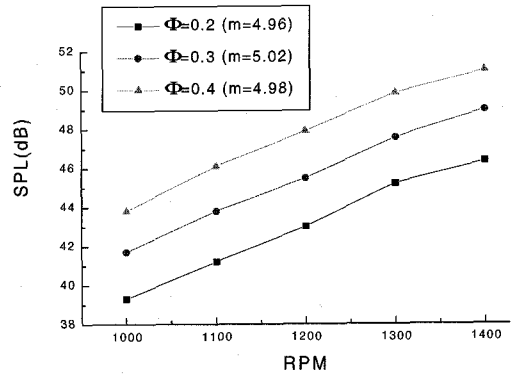


Fig. 5 Sound pressure levels with respect to rotational speeds

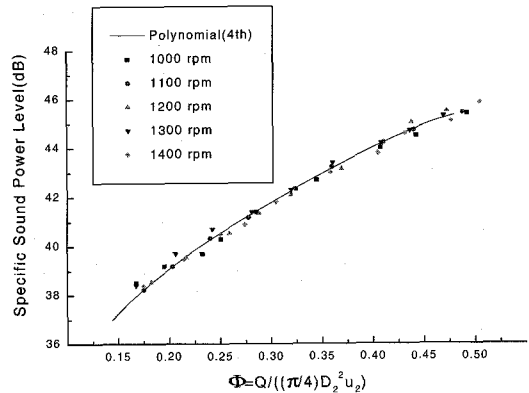


Fig. 6 Normalized sound power levels in terms of  $\phi$

(22)에 그리고 경계층 및 후류소음을 식 (23)과 같이 공식화하였다.

$$S_{pb_1}(\omega) \propto Q(\Delta P)^{2.5} \times \frac{\phi}{\psi^{2.5}} [\phi^2 + 1 - \psi + \psi^2 / 2]^2 G_0(\omega) \quad (22)$$

$$S_{pb_1}(\omega) \propto Q(\Delta P)^{2.5} \left\{ \frac{1}{\psi} [\phi^2 + 1 - \psi + \psi^2 / 2] \right\}^{3/2} \times \left( \frac{1 - \eta_s}{\eta_s} \right) F_0(\omega) \quad (23)$$

이들은 모두 광대역 소음파워를 회전수의 6승으로 스케일링한 것으로 본 연구에서 측정된 결과와는 일치하지 않음을 알 수가 있다.

Grosveld<sup>(18)</sup>는 Ffowcs Williams와 Hall<sup>(19)</sup>의 결과를 이용하여 날개후연소음 예측방법을 제시하였으며, 날개후연소음은 식 (24)와 같다.

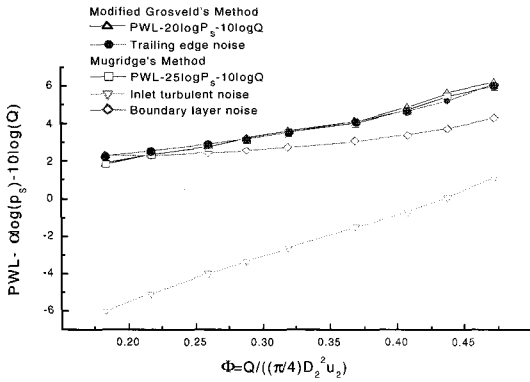


Fig. 7 Broadband turbulence noise in terms of fan performance parameters

$$L_p = 10 \log_{10} \left( \frac{\delta b U^5 \overline{D_1}}{r^2} Z \right) + K_2(f) + C_2 \quad (24)$$

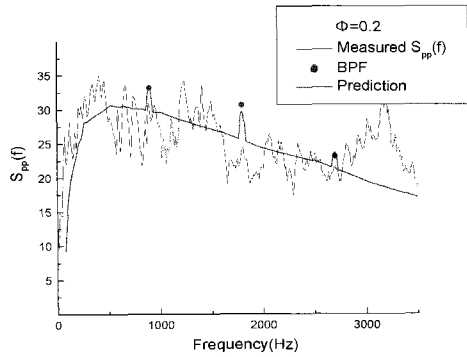
여기서  $K_2(f)$ 는 주파수에 따른 스케일링 함수이며,  $\delta$ 는 경계층 두께 그리고  $C_2$ 는 경험적인 상수이며  $\overline{D_1}$ 는 방향성 계수이다.

이러한 날개후연소음 스케일링 식을 유체의 연속방정식과 운동량방정식을 이용하여 나타내면 식 (24)는 식 (25)와 같이 된다.

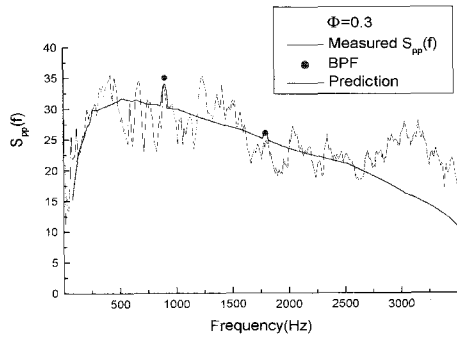
$$S_{pps}(w) \propto Q P_s^2 Z \frac{1}{\Psi} \frac{(1-\eta_s)}{\eta_s} [\Phi^2 + 1 - \Psi + \Psi^2/2] \times \frac{c \cdot b}{r^2 D_2^2} F_0(w) \quad (25)$$

Fig. 8은 식 (21)에서 광대역 난류소음에 해당하는  $10 \log(k)$  부분과 Mugridge의 입구난류소음 식 (22)와 경계층 및 후류소음 식 (23) 그리고 수정된 Grosveld의 식 (25)를 함께 나타낸 것으로 시로코 팬의 난류소음이 입구난류소음 혹은 경계층 소음보다는 날개후연소음에 의해 잘 설명됨을 알 수가 있다.

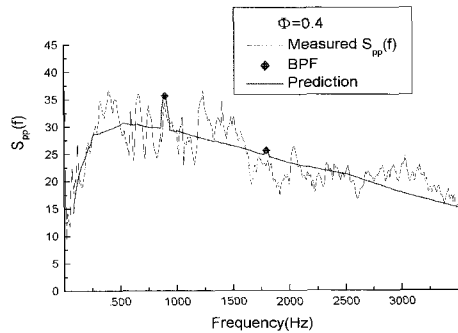
Fig. 9는 Gutin의 이산소음 모델과 수정된 Grosveld의 날개후연소음모델로서 예측된 원거리장 소음 스펙트럼에 A-가중(weighting)을 한 결과를 각 유량계수별로 측정된 스펙트럼과 비교하고 있다. 상세한 협소대역(narrow band)에서의 에너지 레벨은 예측하지 못하고 있으나 광대역(broad-band)에서는 날개후연에 의한 난류 소음스펙트럼 예측결과와 비교적 일치하고 있음을 알 수가 있다.



(a)  $\Phi=0.2$



(b)  $\Phi=0.3$



(c)  $\Phi=0.4$

Fig. 8 Measured and predicted noise spectra(N=1400 rpm)

### 3. 결론

본 연구에서는 주어진 형상의 시로코 팬에서의 발생 손실수두를 고려하여 주어진 설계점에서의 유량과 회전수를 대입하여 예측한 결과와 실험을 통해 얻은 결과를 비교하였다. 이때 사용한 손실모델은 임펠러에서의 손실, 스크롤내에서의 손실 그리고 이차유동에

의한 손실로 나누어 고려하였다. 또한 미끄럼계수식의 적용과 저유량계수 범위에서의 이차유동손실의 정확한 모델링을 통하여 넓은 유량계수 범위에 걸친 성능예측 결과가 측정된 결과와 잘 일치함을 알 수 있었다.

시로코 팬의 소음파워는 유량계수에 관계없이 대체로 회전수의 약 5승에 비례함을 확인하였고, 유량계수가 증가할수록 비소음도 증가함을 관찰하였다.

또한 각 유량계수에서 시로코 팬의 공력소음 중 팬을 통과하는 유동의 불균일성, 유동박리 그리고 난류에 의한 팬소음에 대한 최종 영향값인  $10\log(k)$ 를 측정하였다. Mugridge 방법에 의한 입구난류소음, 경계층 및 후류소음 그리고 수정된 Grosveld 방법에 의한 날개후단소음을 비교하였으며, 시로코 팬의 난류 광대역소음은 입구난류소음이나 경계층 및 후류소음보다는 날개후단소음에 의해 잘 설명됨을 알 수 있었다.

## 후 기

본 연구는 1999년 인하대학교 교내 연구비 지원과 한강상사(주)의 후원으로 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

## 참고문헌

- (1) Eck, B., 1973, Fans, Pergamon Press.
- (2) 박광진, 이상환, 손병진, 1998, "저소음 고효율 시로코 팬 개발에 관한 연구", 유체기계저널, 제2권, 제2호, pp. 63~72.
- (3) 신동신, 임종수, 김창성, 노오현, 이수갑, 1999, "원심형 팬의 유동해석에 관한 연구", 유체기계저널, 제2권, 제1호, pp. 43~49.
- (4) 서성진, 첸시, 김광용, 강신형, 1998, "원심 다익송풍기내 3차원 유동의 Navier-Stokes 해석", 유체기계학회 발표논문집, pp. 42~48.
- (5) 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.
- (6) 전완호, 이덕주, 1999, "원심팬의 설계변수가 팬의 성능과 소음에 미치는 영향의 수치적 연구", 유체기계저널, 제2권, 제3호, pp. 45~51.
- (7) ANSI S12.11, 1987, "American National Standard Method for the Measurement of Noise Emitted by Small Air-Moving Devices", pp. 1~16.
- (8) Konieczny, P., and Bolton, S. J., 1995, "Design of low-noise centrifugal blowers," J. Noise Control Eng. , Vol. 43, pp. 103~127.
- (9) Yamazaki, S., 1987, "An Experimental Study on the Aerodynamic Performance of Multi-Blade Blowers(2st Report)," 일본기계학회논문집 B권, 53권 485호, pp. 108~113.
- (10) Yamazaki, S., 1987, "An Experimental Study on the Aerodynamic Performance of Multi-Blade Blowers(3st Report)," 일본기계학회논문집 B권, 53권 490호, pp. 1730~1735.
- (11) Japikse, D. and Baines, N.C., 1994, Introduction to Turbomachinery, Concepts ETI, Inc. and Oxford University Press.
- (12) 통상산업부, 1996, "시로코 및 橫流形 送風機 개발에 관한 최종 보고서", 통상산업부 연구보고서.
- (13) Morinushi K., 1987, "The Influence of Geometric Parameters on F. C. Centrifugal Fan Noise," Transactions of ASME, Vol. 109, pp. 227~234.
- (14) Neise, W., 1982, "Review of Noise Reduction Methods for Centrifugal Fans," J. Engineering for Industry, Vol. 104, pp. 151~161.
- (15) Gutin, L., 1947, "On the Sound Field of a Rotating Propeller," NACA TM 1195.
- (16) 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.
- (17) 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.
- (18) Grosveld, F.W., 1985, "Prediction of Broadband Noise from Horizontal Axis Wind Turbines," J. Propulsion and Power, Vol. 1, No. 4, pp. 292~299.
- (19) 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.