

저소음 고효율 시로코 팬 개발에 관한 연구  
 (A study on low-noise and high-efficiency sirocco fan development)

박광진\*(한양대학교 대학원), 이상환(한양대학교 기계공학부), 손병진(한양대학교 기계공학부)  
 K.J. Park\*(Graduate School, Hanyang Univ.), S.H. Lee(Hanyang Univ.), B.J. Son(Hanyang Univ.)

Key words : Sirocco fan(시로코 팬), Slip coefficient(미끄럼계수), Forward curved blade(전향날개), Fan Noise(송풍기 소음)

Abstract : This study is on the performance prediction and design of sirocco fan. Slip coefficient is very important factor for the performance analysis of centrifugal-type fan. Because generally used slip coefficient equations of backward curved centrifugal fan are not appropriate for forward curved sirocco fan, in this study a proper slip coefficient equation for sirocco fan is suggested. Using this equation performance prediction program for sirocco fan is composed and also included the total noise prediction that include turbulent noise at the fan inlet and boundary layer noise. A comparison between the values obtained from performance prediction program and experimental values shows that the program predicts the sirocco fan performance in a practical rate.

1. 서론

시로코 팬은 효율은 좋지 않지만 비교적 소형으로 많은 풍량을 낼 수 있고 또한 운전 소음이 적어서 공조기, 환기장치, 전자 기기 등의 송풍 장치로 널리 쓰이고 있다.

후향원심송풍기와 원심압축기에 관한 성능예측법은 많이 발표되어 있지만 후향원심송풍기는 시로코 팬과는 날개폭비  $b/D_2$ , 날개출구각  $\beta_2$ , 날개 내외경비  $D_1/D_2$  등이 크게 차이 나기 때문에 내부 유동도 다른 양상을 가지고, 이런 계산식을 시로코 팬에 적용하는 것은 상당히 많은 수정이 필요하다. 시로코 팬의 내부유동은 매우 복잡하다는 것이 널리 알려져 있어서 이 유동양상을 실험적으로 밝혀려는 연구<sup>(1,2,3,4,5)</sup>와 시로코 팬의 소음원에 관한 연구<sup>(6,7)</sup>가 행하여져 왔다.

본 연구에서는 원심 압축기의 성능예측법을 참고로 하면서 시로코 팬 특유의 형상과 유동 상태를 감안하여 내부 유동에 대응하는 성능예측법을 확립하여 이를 설계에 적용하였고 시로코 팬의 소음 예측 프로그램을 작성하였다.

2. 시로코 팬의 성능예측

2.1 시로코 팬 형상

일반적인 시로코 팬의 형상을 Fig. 1, Fig.2에 나

타내었다.

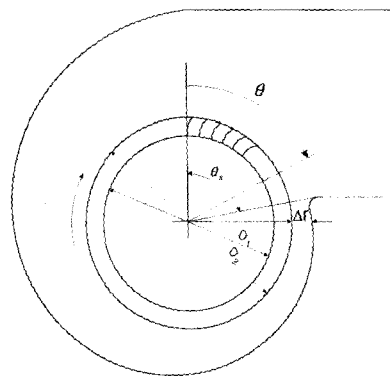


Fig. 1 Schematic of sirocco fan(side view)

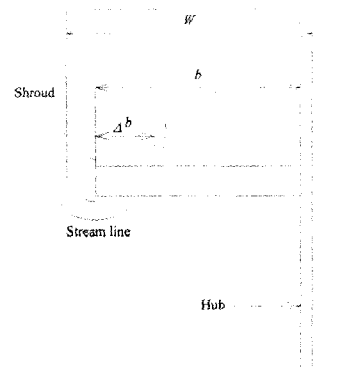


Fig. 2 Schematic of sirocco fan(front view)

## 2.2 축동력 계산 식의 고찰

본 연구에서는 각운동량이론을 기본으로 날개차의 일률을 계산하였다.

본 방법은 원심압축기등의 후향날개차의 경우와 성능예측법은 유사하지만 다음과 같이 내부 유동과 수식의 내용이 다르다.

(1) 시로코 팬의 경우 축판부근의 blockage는 주위에 회전날개가 있는 경우의 급확대에 따른 와영역이므로 후향날개차의 난류경계층의 발달에 따른 축판벽의 박리와는 발생 요인이 다르다. 따라서 blockage factor  $B_F$ 에 영향을 주는 형상인자도 다르다.

(2) 시로코 팬의 경우 축판과 스크롤 축벽과의 간극 및 suction cone 축판과의 간극은 형태와 크기가 후향날개차의 경우와 큰 폭으로 다르다. 이 때문에 누설 유로의 유동 상태 및 누설 부의 유량 계수가 다르다.

(3) 날개출구각  $\beta_2$ 와 날개현장비  $l/D_2$ 가 두 경우 간에 큰 차이를 보인다. 이 때문에 미끄럼계수  $\mu$ 에 관한 시로코 팬 전용 수식이 필요하다.

### 2.2.1 이론 전압 상승

날개차가 유체에 주는 이론 전압 상승은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$P_{th} = \rho u_2 c_{u2} \quad (1)$$

시로코 팬에서는 축판과 suction cone과의 간극으로부터 누설이 생기므로 날개차 내에서는 유효 유량  $Q$  외에 누설 유량  $\Delta Q_{lk}$ 가 흐른다. 또 날개차출구의 경우 반경방향유속성분  $c_{m2}$ 는 날개폭  $b$  사이에서 불균일하여, 축판부근에서는  $c_{m2}$ 가 작은 영역  $\Delta b$ 가 있기 때문에<sup>(1,2)</sup>, 유효유로폭은  $b - \Delta b$ 가 된다. 따라서 다음과 같은 blockage factor를 정의하여 유효유로폭에서  $c_{m2}$ 를 계산한다.

$$B_F = \frac{\Delta b}{b} \quad (2)$$

$$c_{m2} = \frac{Q + \Delta Q_{lk}}{b(1 - B_F) \left\{ \pi D_2 - \frac{Zt}{\sin(180^\circ - \beta_2)} \right\}} \quad (3)$$

식 (4)에서  $Zt/\sin(180^\circ - \beta_2)$ 는 날개두께  $t$ 에 기인하는 날개차의 원주방향 유로의 blockage이다.

날개배면측의 leading edge부분에는 큰 박리가 발생하지만 이런 박리는 날개 trailing edge부분까지 이르지 않으므로, 식 (3)에서 박리의 영향은 고려하지 않았다.

위의 식 (1)~(3)에서 날개차의 일량  $L_B$ 를 계산하면 다음과 같다.

$$L_B = (Q + \Delta Q_{lk}) \rho_{th} \quad (4)$$

회전하는 날개차와 정지해 있는 스크롤 사이에는 공기의 마찰에 의한 손실이 생기고, 이런 손실은 축동력에 관계된다. 원판의 경우에서 근사화된 손실 동력  $\Delta L_{df}$ 는 다음 식과 같다.

$$\Delta L_{df} = 0.125 \rho k_1 D_2 u_2^3 \quad (5)$$

여기서  $k_1$ 은 마찰 moment 계수이고 다음 식으로 계산할 수 있다.

$$k_1 = 0.5(k_{1h} + k_{1s}) \quad (6)$$

$$k_{1h} = 3.45 \sqrt{Re} \quad (7.a)$$

$$k_{1s} = \frac{3.33 \left( \frac{2W_k}{D_2} \right)^{0.1}}{\sqrt{Re}} \quad (7.b)$$

$$Re = u_2 D_2 / 2\nu \quad (8)$$

따라서 날개차의 축동력  $L$ 은 다음 식과 같다.

$$L = L_B + \Delta L_{df} + L_m \quad (9)$$

여기서  $L_m$ 은 기계 손실 동력이다.

### 2.2.2 Blockage factor

Fig. 2에서 보는 바와 같이 입구 영역에서 suction cone를 지나 흐르는 유체는 회전축과 수직인 축판을 따라 급히 흐르는 것이 불가능하다. 이런 상태는 주위에 회전날개가 있는 경우의 급확대유로를 예로 들 수 있다. 축판부근에서는 급확대에 따른 와영역이 생기고, 이것을 blockage폭  $\Delta b$ 라고 할 때, blockage factor를 식 (2)와 같이 나타내었다.

$B_F$ 는 시로코 팬 공력성능 계산에서는 중요한 인자이고, 또  $B_F$ 의 크기는 날개폭비  $b/D_2$ , 날개 내외경비  $D_1/D_2$  및 유량 계수  $\phi$  등에 의하여 큰 영향을 받는다. 본 연구에서는 Yamazaki와 Satoh

가 형상 인자와  $B_F$ 와의 관계를 실험적으로 검토하여 제안한 식<sup>(2)</sup>을 사용하였다.

$$B_F = 0.38 + a \left| \frac{b}{D_2} - 0.35 \right|^3 + 0.62 \left( \frac{D_1}{D_2} - 0.86 \right) + 0.25(\phi - 0.3) \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \text{여기에서 } a &= 14.8, & \frac{b}{D_2} < 0.35 \\ a &= 3.0, & \frac{b}{D_2} \geq 0.35 \end{aligned}$$

전반적으로  $B_F$ 는  $b/D_2$ 의 영향이 크고,  $b/D_2$ 가 0.4부근에서 극소치를 나타내고  $b/D_2$ 가 0.2이하에서는 급속히 커지는 경향을 보인다. 유량 계수  $\phi$ 가 0.2~0.4의 범위에서는  $\phi$ 의 영향은 작다. 식(10)으로부터 날개폭  $b$ 에 관한 공력성능의 상사치를 고찰하면, 시로코 팬에서 풍량은 날개폭에 비례하고, 특히  $b/D_2$ 가 0.3이하 및 0.5 이상일 때는 상사치 보다 풍량이 큰 쪽으로 작아지는 것을 예측할 수 있다.

### 2.2.3 누설 유량

Yamazaki와 Satoh<sup>(3)</sup>는 축동력 예측계산식 규명을 위하여  $\beta_2$ 를 다양하게 변화시킬 때의 누설유량비  $\xi$ 를 실험적으로 구하였다.  $\xi$ 의 정의 식과 실험식을 다음과 같이 나타내었다.

$$\xi = \frac{\Delta Q_{lk}}{Q} = \frac{k_2}{\phi^{0.6}} \quad (11)$$

이때  $k_2$ 는  $0.053(\beta_2 = 160^\circ)$ ,  $0.038(\beta_2 = 170^\circ)$ ,  $0.027(\beta_2 = 175^\circ)$ 이었다. 이 실험치를 선형보간하여 다음 식과 같이 나타내었다.

$$k_2 = 0.3255 - 0.0974\beta_2 \quad (12)$$

### 2.2.4 미끄럼 계수

일반적인 속도 삼각형에서 날개수가 무한한 경우 출구 유동은 날개의 출구 각도를 따라 흐르나 실제 송풍기의 날개수는 제한되어 있고 또한 날개사이의 이차유동에 의해 실제로는 날개를 따라 흐르지 못한다.

미끄럼 계수는 원심식 유체계의 이론전압상승 계산에 매우 중요하므로 후향송풍기와 원심압축기에 관한 많은 수식이 연구되어 왔다. 이와 같은 날

개출구각  $\beta_2$ 가  $90^\circ$ 보다 작은 경우의 미끄럼 계수  $\mu$ 에 관한 다양한 식들을  $\beta_2$ 가  $150^\circ \sim 175^\circ$ 인 시로코 팬에 적용하면  $\mu$ 의 값은 결국 0.95이상 되어 실제적이지 못하여 식의 적용 범위 밖이다.  $\beta_2$ 가 커지면  $\mu$ 는 급격히 저하되고, 후향 날개의  $\mu$ (=0.7~0.9)에 비하여 크게 저하되는 것이 분명하다. 따라서 본 연구에서는 미끄럼 계수  $\mu$ 의 수식화를 위해 수정 Eckert의 미끄럼 계수의 식을 참고하여 시로코 팬용  $\mu$ 에 관한 실험식을 구하였다.

$$\mu = 1 - \left\{ 1 + \frac{\phi}{3.13 \sin \beta_2 - 1.14 \cos \beta_2} \right\} \times \left\{ 1 - \frac{(s_2/D)^{-1/3}}{|3.76 \cos \beta_2 + 1.37 \sin \beta_2|} \right\} \quad (13)$$

김진권, 강신형<sup>(9)</sup>은 미끄럼 계수를 실험적으로 구하여 일반적인 후향송풍기의 미끄럼 계수 계산에 자주 사용되는 Eck<sup>(10)</sup>와 Wiesner<sup>(11)</sup>의 식은 시로코 팬에 사용하기 곤란하다는 것을 밝혔다. 식(13)의 계산 값과 이들의 실험치<sup>(9)</sup>를 비교하여 Fig. 3에 나타내었다.

Fig. 3을 보면 실험치와 비교적 잘 일치함을 알 수 있고 후향송풍기에 쓰이는 Eck와 Wiesner의 식은 시로코 팬에 적용하기에 적합하지 않음을 알 수 있다.

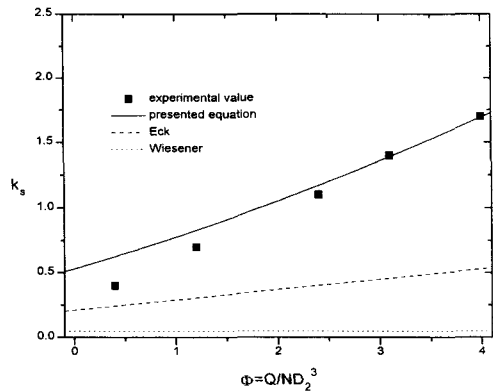


Fig. 3 slip coefficient

## 2.3 손실 계산

### 2.3.1 날개차내의 손실

시로코 팬은 날개입구의 입사각이 크고 날개차내의 유동이 복잡하다. 날개차내의 손실을 고찰하기 위해 우선 회전날개차내의 유동가시화 실험결과<sup>(5)</sup>

를 보면 큰 입사각에 따라 날개배압면측의 leading edge부에서 박리가 발생하나, 유로의 후반에서는 후류가 날개배압면에 부착하여 박리는 발생하지 않았다. 이것은 다의날개차에서는 익간유로면적이 유동방향으로 축소되어 유동의 속도가 증가하기 때문이라고 생각된다.

(1) 충돌손실 : 날개차입구의 충돌손실  $\Delta p_{is}$ 에 관해서는  $\Delta w_{1u}$ 의 날개에 수직한 성분을 동압과 비례한다고 가정하면 다음 식과 같다.

$$\Delta p_{is} = \zeta_{is}(\rho/2)(\Delta w_{1u} \sin i)^2 \quad (14)$$

충돌손실계수는 평판익렬에서의 실험결과를 참조하여  $\zeta_{is} = 1$ 로 하였다.

(2) 구부러짐 손실 및 마찰손실 : 평활면의 곡판에서는 구부러짐 손실과 마찰손실을 더하여 다음과 같은 실험식을 사용하였다.

$$\Delta p_{ibf} = \zeta_{ibf} \frac{\rho}{2} \left( \frac{w_1 + w'_2}{2} \right)^2 \quad (15)$$

$$\zeta_{ibf} = 0.000241 \alpha_B \theta_B R_{ei}^{-0.17} (2R_B/S_1)^{0.84} \quad (16)$$

$$\alpha_B = 0.95 + 17.2(2R_B/S_1)^{-1.96} \quad (16.a)$$

$$R_{ei} = w_1 S_1 / \nu \quad (16.b)$$

(3) 혼합손실 : 날개출구직후에서는 주류와 후류가 혼합할 때 손실이 생긴다. 날개출구에서 생기는 후류는 날개면상에서의 유동의 박리와 날개 trailing edge두께에 따른다고 생각되지만, 입사각에 따른 유동에는 박리가 생겨도 trailing edge부분에서 재부착하고, 또 날개현장이 짧아 경계층 두께는 작아서 여기에서는 날개 trailing edge두께의 영향은 없다고 생각한다. 날개판 두께  $t_B$ 에 따른 후류가 원주방향유로에서 점유하는 비율  $\epsilon_i$ 는 다음 식과 같이 된다.

$$\epsilon_i = Z t_B / \pi D_2 \cos(180^\circ - \beta_2) \quad (17)$$

혼합에 따른 압력손실을 식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\Delta p_{im} = \frac{\epsilon_i}{1 - \epsilon_i} \frac{\rho}{2} (w'_2)^2 \quad (18)$$

(4) 박리 및 난류손실 : 시로코 팬에서는 입사각이

크기 때문에 날개 leading edge 부분에서는 유속이 감소하지만, 날개차 내에서는 역으로 유로면적이 감소하므로 상대속도가 증가한다. 이에 따라 입사각  $i$ 가 커도 날개배면측에서 생기는 박리와 난류가 leading edge 부분에서 생기고 유로후반측에서 생기지 않는 원인으로 생각된다. 박리와 난류에 따른 손실은 다음 식과 같이 하나의 식으로 나타낼 수 있다.

$$\Delta p_{ii} = \zeta_{ii}(\rho/2)(\overline{w'_i})^2 \quad (19)$$

$$\zeta_{ii} = -0.02 + \{4.8 \times 10^{-6} - 6.5 \times 10^{-7}(180 - \beta_2) + 9.125 \times 10^{-5}(\rho_B/D)\} i^2 \quad (20)$$

### 2.3.2 스크롤 내의 손실

날개차에서 유출된 유체가 스크롤 내를 흐르는 유체와 충돌, 혼합, 마찰하여 손실이 생긴다. 계산에서는 다음과 같이 가정하였다.

(i) 날개출구의 유효유로폭은  $(1 - B_F)b$ 이고, 이 사이의 유속은 일정하다.

(ii)  $r_3$ 에서 유체 폭은  $(1 - B_F)b$ 와 스크롤폭의 중간이다.

(iii) 배판부근(반경  $r_4$ )에서는  $W$ 와 같은 유동폭으로 확대된다.

(iv) 유로폭확대에 따른 손실을 구하는 것은 어렵지만 다음에 서술할 손실에 비해 작아서 여기서는 손실을 고려하지 않았다.

(v)  $c_{m2}$ 를 대표하는  $\theta$ 는  $(3/2)\pi$ 로 하였다.

(vi)  $c_3$ 를 대표하는  $\theta$ 는  $(7/4)\pi$ 로 하였다. (vii) 스크롤 유로 길이의 원주방향각도는  $\theta$ 가  $(5/4)\pi$ 에서  $(9/4)\pi$ 의 사이이다.

(1) 반경방향충돌손실

$$\Delta p_{sr} = \zeta_{sr}(\rho/2) \overline{c_{m3}^2} \quad (21)$$

유속성분  $\overline{c_{m3}}$ 의 유동을 대표로 하는 위치로  $\theta$ 가  $(7/4)\pi$ 에서 날개출구와 배판과의 중간으로 하였다.

$$\overline{c_{m3}} = \overline{c_{i3}} \tan \alpha_3 [2(1 - B_F)b / \{(1 - B_F)b + W\}] \quad (22)$$

$$\overline{c_{i3}} = c_{i2} r_2 / r_3 \quad (23)$$

$$r_3 = \frac{1}{2} r_2 (1 + e^{(7/4)\pi \tan \alpha_3}) \quad (24)$$

(2) 원주방향충돌손실

$$\Delta p_{st} = \zeta_{st}(\rho/2)(\overline{c_{i3}} - \overline{c'_{i3}})^2 \quad (25)$$

$\overline{c'_{i3}}$ 는  $r_3$  점에서 스크롤의 후방( $\theta$ 가 작은 부분)으로부터의 유동이다.

$$\overline{c'_{i3}} = \int_{\theta_s}^{(7/4)\pi} \int_0^{(1-B_r)b} c_{m2} dx d\theta / \{r_2(e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1)W\} \quad (26)$$

(3) 마찰손실 : 스크롤 내부의 마찰손실은 스크롤 내부를 사각덕트로 생각하여 구하였다. 이때 레이놀즈수를 구해보면  $10^4 \sim 10^5$ 의 값을 가지므로 난류유동임을 알수 있다. 여기서는 확대와 구부러짐의 효과는 고려하지 않았다.

$$\Delta p_{sf} = \lambda_{sf} \frac{\rho}{2} \frac{l_s}{S_{es}} \overline{c_3^2} \quad (27)$$

$\lambda_{sf}$ 는 마찰계수로써 평활면에서 높은 레이놀즈수 일 때의 마찰계수는 다음과 같다.

$$\lambda_{sf} = \frac{4.08}{\ln(Re_s)^{2.5}} \quad (28)$$

$$Re_s = S_{es} \overline{c_3} / \nu \quad (29)$$

스크롤의 등가직경으로  $l_s$ 부분의 중간( $\theta = 1.75\pi$ )의 직경을 선택하였다.

$$l_s = \int_{(5/4)\pi}^{(9/4)\pi} r_2 e^{\theta \tan \alpha_s} d\theta \quad (30)$$

$$S_{es} = 2r_2(e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1)W \{r_2(e^{(7/4)\pi \tan \alpha_s} - 1) + W\} \quad (31)$$

$r_3$ 는 원주방향에 따라 변하고 또  $c_{m2}$ 도 비축대칭이기 때문에 본 연구에서는  $r_3$ 의 대표적 크기를  $\theta$ 가  $(7/4)\pi$ 의 위치로 하였다. 각손실을 현상으로는 분리하는 것이 어렵기 때문에, 본 연구에서는 스크롤출구의 전압  $p_t$ 에 대한 계산치와 실험치가 비교적 잘 일치하도록 각손실계수 값을 결정하였다.

$\zeta_{sr}$ ,  $\zeta_{st}$ 의 크기로 시로코 팬의 설계점으로 채용한  $\varphi = 0.3$ 에서의 값  $\zeta_{sr} = 0.70$ ,  $\zeta_{st} = 1.0$ 를 채용하였다.

스크롤 내의 전압손실  $\Delta p_{sa}$ 은 각손실을 합계한

다음 식과 같다.

$$\Delta p_{sa} = \Delta p_{sr} + \Delta p_{st} + \Delta p_{sf} \quad (32)$$

또 날개차의 이론전압상승  $p_{th}$ 와 송풍기출구의 전압  $p_t$ 와의 관계는 다음 식과 같다.

$$p_t = p_{th} - (\Delta p_{ia} + \Delta p_{sa}) \quad (33)$$

### 3. 시로코 팬의 소음 예측

#### 3.1 시로코 팬의 소음 발생 기구

팬 소음은 광대역 소음(broadband noise) 요소에 이산 소음(discrete noise) 요소가 합해져 발생한다. 회전요소라 불리는 전자는 에너지 전달의 과정에서 발생하고, vortex 요소라 불리는 후자는 난류 와류 형성에 의해 발생한다. 날개가 회전 경로를 따라 한 지점을 통과할 때 임펄스가 그 점에서 공기 중에 가해진다. 이 임펄스는 큰 정적 요소 또는 작고 요동하는 요소로 분해된다. 정적 요소는 수두를 발생시키고 요동요소는 이산음에서 회전 요소를 발생시킨다. 원심 팬에 있어서 팬 소음의 회전 요소는 날개 통과 주파수에서 발생한다.

Morinushi<sup>(6)</sup>는 각 설계인자가 전체 소음에 미치는 영향에 관한 실험자료를 발표하였다. 여기에서 전향각을 갖는 경우에서 비소음이 가장 작은 경우는  $W/D_2$ 가 0.6이며, 이 보다 클 때에는 비소음이 급격히 커진다고 하였다. 시로코 팬 입구부의 간극은 임펠러 폭의 0.03-0.10의 범위에서 소음에 미치는 영향은 거의 없고, 최적 취부각은  $26^\circ$ 라고 하였다. 스크롤의 형상은 소음에 많은 영향을 주기 때문에 설계 시 주의를 필요하다고 하였다.

#### 3.2 총 소음도 예측

Mugridge<sup>(12)</sup>는 이론적 접근과 적절한 경험적 상수를 도입하여 sound power spectrum을 예측할 수 있는 식을 유도하였다.

#### 3.2.1 Basic Noise Generation

공기 역학적 소음 발생에서의 주요한 발전은 경계가 없는 매개체(unbounded medium)에서의 비정상 유동(unsteady flow)에 의한 소음 발생 연구에 기초하고 있다.

본 연구 대상 팬의 경우 소음 발생은 비정상 표면 압력(unsteady surface pressure)과 유체와 임

펠러 blade 사이의 상호 작용에 기인하는, 전단 응력의 효과를 모사하는 쌍극자(dipole)에 의해 지배된다. 팬 소음 및 표면 유동 상호작용을 추측하기 위해서는 특정모체 모양과 환경에 대한 표면 쌍극자 분포를 아는 것이 필요하다.

표면에서 요동하는 유체 힘과 쌍극자 소음 파워(dipole sound power)의 관계는

$$\text{Sound Power } W = \frac{1}{12\pi\rho a_0^3} \langle (\frac{\partial F}{\partial t})^2 \rangle h \cdot l_s \quad (34)$$

여기서  $F$  : force per unit span,  $h, l_s$  : span wise length over which the field forces are in phase.

만약 회전 날개가 일반적 난류 유동 속을 움직이거나 난류 경계층을 가진다면, blade 주위의 힘은 uncorrelated 되어 있거나 전체 sound power 각 날개가 방사하는 sound power 의 단순한 합이 될 것이다. 힘은 random time history를 가지고, 발생 소음 스펙트럼은 광대역이 된다. 축류팬에서나 원심팬에서나, 식(34)의 힘 항은 blade와의 free stream unsteady flow interaction에 기인하며, airfoil theory에 의해

$$\langle (\frac{\partial F}{\partial t})^2 \rangle \approx w \frac{c}{4\pi} \rho^2 V_r^3 [v' \frac{dC_L}{di}]^2 \quad (35)$$

여기서  $v'$  : the perturbation velocity action normal to the blade chord,  $V_r$  : streamwise mean velocity,  $dC_L/di$  : slope of the steady lift-incidence curve.

만약 입구 유동이 난류이면 식 (34)와 식 (35)는 다음과 같이 된다.

$$W \approx \frac{\rho}{48\pi^2 a_0^3} B h c V_r^4 (\frac{dC_L}{di})^2 (\frac{l_s w}{V_r}) G_V(w) \quad (36)$$

대부분의 난류에서 correlation length  $l_s$  는  $V_r/u$  에 비례한다. 그러므로 sound power spectrum은  $G_V(w)$  (turbulent velocity spectral density) 에 비례한다.

1/3 옥타브 sound power와  $C_D$  는 다음과 같은 Struhal 유형 frequency spectrum을 갖는다.

$$f_0 = V_r / 20 c C_L \quad (37)$$

$f_0 < f < 2f_0$  에서 sound power는

$$W = 8.10^{-6} \rho \frac{\text{Area}}{a_0^3} C_D V_r^6 \text{ watts} \quad (38)$$

식(34)에서 식(38)는 난류 스펙트럼(turbulent spectrum)  $G_V(w)$ , 항력 계수  $C_D$ , 날개 유형이 팬 디자인과 운전에 의하여 변하게 되므로 일반적으로 사용하기가 어렵다. 좀 더 실용적인 면에서는 sound power 와 팬 작동 파라미터인  $P_s, \phi, \phi$  그리고  $\eta_s$  를 사용한 식을 이끌어 내면 좋을 것이다.

### 3.2.2 입구 난류 소음

식 (36)으로부터 sound power와 팬 성능 사이의 비례는 다음과 같다.

$$w(w) \propto V_r^4 D_T^4 G_V(w) \quad (39)$$

임펠러 외경  $D_T$ 를 고정하면 팬 유량계수와 압력 수두에 의해 결정되는 입구, 출구속도 삼각형으로부터  $V_r$ (blade relative velocity)를 구할 수 있다. 입구 난류 속도  $v'$ 은  $C_a$ (absolute inlet velocity vector)의 함수이므로

$$G_V(w) \propto \phi^2 U_T^2 G_0(w) \quad (40)$$

여기서  $G_0(w)$  : nondimensional spectral shape  
그러므로 식 (39)는 다음과 같이 쓸수 있다.

$$W(w) \propto D_T^2 U_T^6 \phi^2 [\phi^2 + 1 - \phi + \phi^2/2]^2 G_0(w) \quad (41)$$

그러나 식 (34)에서

$$D_T^2 U_T \propto Q/\phi \\ U_T^5 \propto [P_s/\phi]^{2.5}$$

이므로 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$W(w) \propto Q P_s^{2.5} \frac{\phi}{\phi^{2.5}} [\phi^2 + 1 - \phi + \phi^2/2]^2 G_0(w) \quad (42)$$

### 3.2.3 경계층 소음(Boundary Layer Noise)

식 (37), (38)에서 임펠러 경계층과 난류 후류(turbulent wake flow)에서 발생하는 소음을 예측할 수 있다. 항력 계수를 다시 쓰면

$$C_D \propto P_s \frac{Ca}{V_r^3} \left[ \frac{1-\eta_s}{\eta_s} \right] \quad (43)$$

그러므로

$$W \propto V_r^3 Ca D_1^2 P_s \left[ \frac{1-\eta_s}{\eta_s} \right] F'(w) \quad (44)$$

여기서  $F'(w)$  : spectral shape. 결국 다음과 같은 관계를 얻을 수 있다.

$$W \propto Q P_s^{2.5} \frac{\phi}{\phi^{2.5}} [\phi^2 + 1 - \phi + \phi^2/2]^{3/2} \left( \frac{1-\eta_s}{\eta_s} \right) F'(w) \quad (45)$$

Mugridge는 실험 데이터와 비교하여 식(44)와 식(45)가 비교적 잘 맞음을 확인<sup>(12)</sup>하였다. 결국 원심 팬의 기본 소음 발생은 식(45)에서 기술되었듯이 경계층과, 임펠러와 후류 사이의 상호작용에 의해 발생함을 확인하였다.

또 적당한 경험 상수를 도입하여 다음과 같은 식을 유도하였다.

$$PWL(f) = K + 7 \log Q + 25 \log P_s + 10 \log Z + F(f) \text{ watt} \quad (46)$$

$$\text{where } Z = \left( \frac{1-\eta_s}{\eta_s} \right) \left( \frac{\phi^2 + 1 - \phi + \phi^2/2}{\phi} \right)^{3/2}$$

$$\eta_s = P_s \frac{Q}{B.H.P.}$$

K = 47 : forward vaned impeller

K = 46 : backward vaned units

$P_s$  : in iwg

Q : in cfm

B.H.P. : break horse power

F(f) : spectral shape

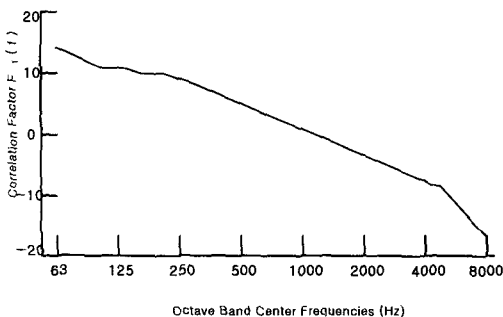


Fig. 4 Spectral Shape

위에서 구한 power level(PWL)은 측정 장비로 얻을 수 있는 sound pressure level(SPL)과 직접적으로 비교할 수 없다. PWL을 SPL로 바꾸어 주기 위하여 팬의 소음원을 점음원으로 간주하여 자유 음장 내에서 모든 방향으로 똑같은 양의 음을 방사하는 무지향성의 점음원으로 생각하면, 반지름  $r$ 의 구면 전체를 통과하는 음의 에너지가 음원의 출력  $W_p$ 와 같기 때문에 다음과 같은 관계가 성립한다.

$$I = \frac{W_p}{4\pi r^2}$$

$$E = \frac{I}{c} = \frac{W_p}{4\pi r^2 c} \quad (47)$$

여기서  $c$  : speed of sound. 이식을 SPL로 표시하면 다음과 같다.

$$SPL = PWL - 10 \log r^2 - 11 \quad (48)$$

식(42)에 지향계수(directivity factor)  $Q$ 를 삽입하면

$$SPL = PWL + \log \frac{Q}{4\pi r^2} \quad (49)$$

식(43)에서 구한 power level은 주파수별 수치이기 때문에 총 소음을 구하고자 하면 다음 식을 쓴다.

$$PWL_{1+2+\dots+n} = 10 \log \left[ (10)^{\frac{PWL_1}{10}} + (10)^{\frac{PWL_2}{10}} + \dots + (10)^{\frac{PWL_n}{10}} \right] \quad (50)$$

#### 4. 시로코 팬의 설계

일반 후향원심송풍기의 설계이론은 많이 발표되어 있으나 이를 시로코 팬에 적용하는 것은 한계가 있다. 따라서 본 연구에서는 후향송풍기의 설계이론을 기본으로 하여 현재까지 발표된 시로코 팬에 대한 연구 결과를 적용하였다. 시로코 팬은 일반적으로 유량계수  $\phi = 0.25 \sim 0.3$ 의 범위에서 최고 효율을 나타낸다. 따라서 본 연구에서는 0.3을 설계점으로 채택하였다. 설계시 요구 조건은 회전수, 풍량, 정압상승이 주어진다. 설계 사양의 기본값은 날개차 외경  $D_2$ , 스크롤폭  $W$ , 출구 덕트의 높이  $h$  등이다.

#### 4.1 날개차의 설계

날개차의 설계는 날개차 내경  $D_1$ , 날개폭  $b$ , 날개 개수  $Z$ , 날개 출구각  $\beta_2$ , 날개 입구각  $\beta_1$  을 결정하는 것이다. 날개모양은 단일 원호 날개로 하였다.

##### 4.1.1 날개차 내경

시로코 팬의 내외경비  $D_1/D_2$  는 일반적으로 0.8~0.9 의 값을 가진다. 민현석등<sup>(8)</sup>은 시로코 팬의 설계인자 분석에서 내외경비가 0.9일 때 운전 소음이 가장 적다는 결과를 발표했으나 실제로 내외경비를 0.9로 하면 날개수가 매우 많아지므로 제작이 힘들고 비용도 많이 들게 된다. 따라서 본 연구에서는 내외경비를 0.85로 하였다.

##### 4.1.2 날개폭

Morinushi<sup>(6)</sup>는 시로코 팬의 비소음이 가장 작은 경우는  $b/D_2$  은 0.65이며 이보다 클 때는 비소음이 급격히 커진다는 사실을 밝혔다. 민현석등<sup>(8)</sup>도 날개차 두께가 커질수록 비소음이 감소하고 풍량이 증가한다는 사실을 밝혔다. 하지만 스크롤쪽에 한계가 있으므로 적당한 폭을 선택하는 것이 필요하다.

유량계수 0.28인 점을 설계점으로 채택했으므로 날개차폭  $b$  는 다음 식에서 결정할 수 있다.

$$b = \frac{Q}{0.3\pi D_2 u_2} \quad (51)$$

##### 4.1.3 날개 개수

시로코 팬의 날개수는 보통 40개 이상으로 매우 많다. 후향송풍기의 경우 날개수를 구하는 실험식이 몇 가지 제시되어 있으나 이를 시로코 팬에 적용하면 100개에 가까운 매우 많은 숫자가 나오므로 이를 적용하는 데는 어려움이 있다. 본 연구에서는 날개절현비(blade pitch-chord ratio)로 날개 개수를 결정하였는데 절현비가 크면 날개 개수가 적고 반대로 절현비가 작으면 날개수가 많아진다. Morinushi[6]가 절현비를 0.6에서 1.1까지 변경하여 실험한 결과 0.7일 때 가장 소음이 적은 것을 밝혀냈다. 이에 따라 본 연구에서는 절현비가 0.7이 되게 날개수를 결정하였다.

##### 4.1.4 날개 형상결정

설계 요구 전압 상승과 송풍기 효율과의 관계에서 날개차 이론 전압상승을 구하면 다음과 같다.

$$p_m = p_i/\eta = \rho u_2 c_{u2}' \quad (52)$$

미끄럼 계수를 도입하면 출구 유동각은 다음과 같이 구할 수 있다.

$$c_{u2} = c_{u2}'/\mu \quad (53)$$

$$\beta_2 = \tan^{-1} \left( \frac{c_{m2}}{c_{u2} - u_2} \right) \quad (54)$$

실제 프로그램에서는 초기 미끄럼 계수를 가정하여 출구각을 결정하고 다시 미끄럼 계수를 계산하여 수렴할 때까지 반복계산 하였다.

날개는 단일 원호 날개로 하였고 날개 설치각은 Morinushi[6]가 제안한 26° 로 하였다. 이에 따라 날개 출구각이 결정되면 날개 입구각은 자연스럽게 결정된다.

#### 4.2 스크롤의 설계

스크롤은 시로코 팬의 성능과 소음에 큰 영향을 끼친다. 본 연구에서는 가장 일반적인 형태인 대수나선형 스크롤을 설계하였다.

스크롤 설계에서 결정해야 할 변수는 스크롤 확장각, cutoff 간극, cutoff 반경 등이 있다.

##### 4.2.1 스크롤 형태

각운동량 일정형 곡선으로 대수나선형을 사용한다. 식은 다음과 같다.

$$r_3 = r_2 \exp(\theta \tan \alpha_s) \quad (55)$$

##### 4.2.2 스크롤 확장각

스크롤 확장각은 임펠러 출구의 절대 유동각과 같은 값을 가지도록 설계한다. 따라서 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\alpha_s = \tan^{-1} \left\{ \frac{c_{m2}}{c_{u2}} \frac{W}{(1-B_F)b} \right\} \quad (56)$$

##### 4.2.3 컷오프 간극

컷오프 간극은 시로코 팬의 소음에 크게 영향을 미친다. 간극이 너무 작으면 익통과 소음(blade



passing frequency tone)이 크게 증가하고 유동상태 또한 나빠진다. 따라서 Morinushi[7]가 익통과 소음이 가장 작다고 제안한 값인

$$\Delta r = 0.1D_2 \quad (57)$$

로 결정하였다.

#### 4.2.4 컷오프 반경

컷오프 반경은 성능에는 크게 영향을 미치지 않지만 소음에 큰 영향을 끼친다. 본 연구에서는 Morinushi<sup>(6)</sup>가 제안한 값을 사용하였다.

$$r_{cutoff} = 0.08D_2 \quad (58)$$

#### 4.3 설계 순서도

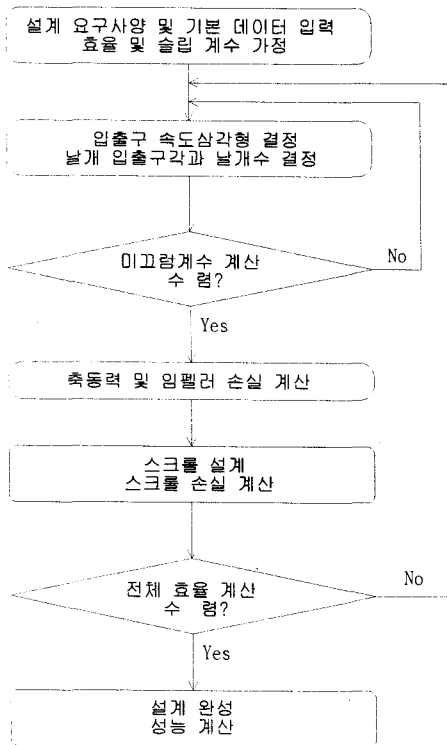


Fig. 5 Flowchart for design of sirocco fan

#### 4.4 설계 결과

설계 결과 얻어진 시로코 팬의 사양을 Table 1에 나타내었다. 이를 바탕으로 시제품을 제작하여 소음측정과 성능시험을 실시하였다..

Table 1 Specifications of designed sirocco fan

Outlet diameter $D_2$	0.46 m
Inlet diameter $D_1$	0.405 m
Blade width $b$	0.2172 m
Inlet blade angle $\beta_1$	83.18°
Outlet blade angle $\beta_2$	168°
Number of blades $Z$	42
Scroll width $W$	0.37 m
Scroll expansion angle $\alpha_s$	6.8°

앞에서 유도된 식들을 이용하여 소음 예측 프로그램을 작성하고 검증을 위하여 시제품에서 얻은 소음측정 결과와 비교한 결과를 Table 2에 나타내었다.

Table 2 Noise prediction

Static pressure $P_s$ (mmAq)	38	43
Flow rate $Q$ (CMM)	108.6	94.1
Tested efficiency $\eta$ (%)	59.5	57.8
Tested noise level (dB)	82	80
Predicted noise level (dB)	82.79	82.62

Table 2에 나타난 두 경우의 데이터를 비교해 볼 때 모두 약 3%이하의 작은 오차를 보여 상당히 좋은 결과를 얻을 수 있었다. 예측식은 효율 보다는 유량과 정압의 영향이 크다. 위의 결과로 보아 이 예측식으로 소음예측이 가능할 것으로 사료된다.

앞에서 상술한 축동력 계산식과 손실식을 사용하여 시로코 팬의 성능곡선을 그려 실험값과 비교하여 Fig. 6에 나타내었다.

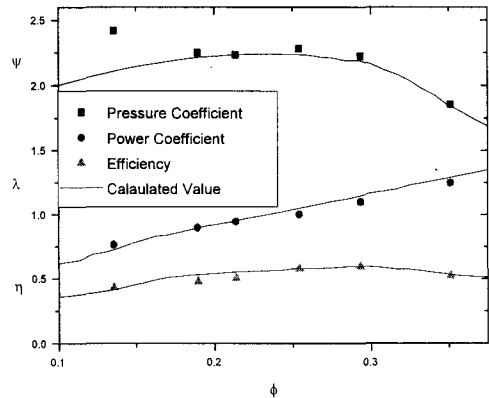


Fig. 6 Performance curve

Fig. 6을 보면 실제 운전영역인 유량계수  $\phi=0.15\sim0.35$  영역에서 성능을 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

#### 4. 결론

시로코 팬의 유동 특성인 blockage 폭이 설계함을 확인하고 이를 유동양상 계산에 적용하였다.

미끄럼 계수는 원심 송풍기 성능해석에 중요한 요소이다. 일반 후향원심송풍기에 적용하던 식은 전향 시로코 팬에 적용하기 곤란함을 밝히고 새로운 수식을 적용하여 이 수식의 타당함을 밝혔다.

시로코 팬의 손실을 날개차내의 손실과 스크롤내의 손실로 나눠서 고찰했다. 날개차내의 손실은 충동손실, 혼합손실, 곡관 손실, 난류 및 박리손실로 나누고, 스크롤내의 손실은 반경방향 충동손실, 원주방향 충동손실, 마찰손실로 나누어 생각하였다. 손실식들의 손실계수는 실험값과 잘 맞도록 결정하였다.

새로운 시로코 팬용 실험식들을 사용하여 성능예측 프로그램을 작성하여 실험치와 비교해본 결과 본 연구에서 얻은 성능예측 프로그램은 적용범위에 한계가 있지만 실용적인 범위에서 예측 계산할 수 있으므로 공업상 유용하다고 생각된다.

시로코 팬의 입구 난류 소음과 경계층 소음을 고려하여 총소음도를 예측할 수 있는 프로그램을 작성하였다.

성능예측 프로그램을 기본으로 하여 시로코 팬 설계 프로그램을 작성하여 요구 사양에 맞는 시로코 팬 설계 사양을 제시하였다. 이를 실제로 제작하여 성능예측 및 소음예측 프로그램의 타당성을 밝혔다.

#### 참고문헌

(1) Raj, D., 外1인 1981, "Measurements of the Mean

Flow Velocity and Velocity Fluctuations at the Exit of an FC Centrifugal Fan Rotor," Trans. ASME, Journal of Engineering for Power, Vol. 103, pp. 393-399.

(2) Yamazaki, S., 外1인 1986, "An Experimental Study on the Aerodynamic Performance of Multi-Blade Blowers(1st Report)," 일본기계학회논문집, 52권 484호, pp. 3987-3991.

(3) Yamazaki, S., 外1인 1986, "An Experimental Study on the Aerodynamic Performance of Multi-Blade Blowers(2nd Report)," 일본기계학회논문집, 53권 485호, pp. 108-113.

(4) Yamazaki, S., 外2인 1986, "An Experimental Study on the Aerodynamic Performance of Multi-Blade Blowers(3rd Report)," 일본기계학회논문집, 53권 490호, pp. 1730-1735.

(5) Kadoth, S., 外4인 1994, "Experimental Study on Low-Noise Multiblade Fan(1st Report)," 일본기계학회 논문집, 60권 570호, pp. 452-457.

(6) Morinushi, K., 1987, "The Influence of Geometric Parameters on F.C. Centrifugal Fan Noise," Trans. ASME, Journal of Vibration, Acoustics, Stress, and Reliability In Design, Vol. 109, pp. 227-234.

(7) Morinushi, K., 1991, "Noise Source of a Multiblade Fan," 일본기계학회논문집, 57권 543호, pp. 3837-3844.

(8) 민현석 外2인 1997, "Neural Network을 이용한 시로코 팬 설계 인자 분석," 유체기계연구개발협의회 '97 강연회 및 연구개발 발표회 논문집, pp. 137-144.

(9) 김진권 外1인 1997, "스크롤이 시로코 팬의 성능 특성에 미치는 영향," 대한기계학회 춘계학술대회논문집 B, pp. 576-581.

(10) Eck, B. 1973, Fans, pergamon press, pp. 41

(11) Wiesner, F. J. 1967, "A Review of Slip Factors for Centrifugal Impellers," Trans. ASME, Journal of Engineering for Power, ppl 558-572

(12) 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