韓國産業應用學會論文集, 제6권, 제4호, 307-313,2003.11
J. Korean Society of Industrial Application, Vol.6,N0.4, 307-313, November, 2003

스윕을 가진 냉각탑용 쿨링팬의 설계기술 개발에 관한 연구
A Study on the Design Technique of the Cooling Tower Fan with Sweep

오 건 제*
Keon-Je, Oh

<Abstract>

A technique for the design of cooling tower fans with sweep is presented. This technique is developed using the equations for the one dimensional inviscid flow through the fan blade, the empirical equations, and the experimental correlations. A parabolic function is used to generate a sweep of the fan. Design data for the fan and the balde can be obtained for a given flow rate and a pressure rise. Also, the present method is used to construct the three dimensional model for the designed fan. Design data and the model show general characteristics of the axial propeller fan.

1. 서 론

강제 송풍식 냉각탑에 사용되는 축류형 팬은 공기를 강제로 송풍시켜 충진물 위를 흐르는 온수를 냉각시키는 냉각탑의 가장 중요한 요소 기기이다. 강제 송풍식 냉각탑은 자연통풍에 의존하지 않고 팬을 사용해서 공기를 유동시키기 때문에 냉각효과가 크고 성능이 안정되며 소형 경량화 할 수 있는 이점이 있으므로 산업용, 공기조화용 할 것 없이 현재 가장 많이 쓰이고 있으며, 따라서 팬에 대한 수요도 급증하고 있다.

냉각탑용 쿨링팬은 냉각탑에 사용되는 핵심 부품으로 국내 냉각탑 산업의 지속적인 성장에 따라서 시장 규모는 계속적으로 성장하고 있다. 현재 사용되는 팬은 대부분 국내에서 제작되고 있으나 기술력을 비교하면 외국에 비하여 매우 떨어지고 있다. 국내의 제작 업체들은 대부분 중소기업으로 기술력이 열악하며 외국 도면의 모방이나 수정 설계 정도에 의존하여 제작하는 실정으로 설계 기술이 없어서 효율과 소음에 대한 성능 개선에 큰 어려움을 느끼고 있다. 쿨링팬은 에너지 사용량이 매우 많은 산업 기계의 하나로 에너지 절감의 필요성이 증대되면서 고효율 모델에 대한 수요가 증가하고 있다 외국의 경우에는 이미 고효율 모델 개발은 이미 완성 단계이며 저소음화에 관한 연구를 진행시키고 있다. 따라서 국내의 제작 업체가 외국 업체와 경쟁하기 위해서는 독자적인 설계 능력을 개발하여 기술 경쟁력을 높이는 것이

* 정회원, 경남대학교 기계자동화공학부 교수, 工博
경남 마산시 월영동 449
ohkj@kyungnam.ac.kr

시급하다고 생각한다.

본 논문에서는 공기의 유체역학적인 해석을 이용하여 스윕 형상을 가진 냉각탑용 쿨링팬의 설계기술을 개발하고 이를 실제에 적용하는 예를 살펴보기로 한다. 이 설계기법을 사용하여 팬을 개발하고 설계자료를 사용자에게 제공하면 제품의 생산, 판매에 큰 도움이 될 것으로 생각한다.

2. 축류팬의 설계

냉각탑용 냉각팬의 설계에는 1차원 비점성 유동해석에 기초한 축류팬 설계이론과 날개의 형상관계식, 경험적 관계식, 실험식 등이 사용된다. 축류팬의 설계는 모터에 의해서 결정되는 작동회전각속도 N 과 설계하려는 팬에 요구되는 성능특성인 유량 Q, 팬전압 Δp_t을 사용해서, 외주직경 D_2, 허브직경 D_1, 날개수 Z 및 각 반경 r 에서의 스태거각(stagger angle) ξ, 유입각(inflow angle) β_1, 유출각(outflow angle) β_2, 영각(attack angle) α, 코드길이(chord length) C, 날개의 2차원 좌표값 (x, y) 등의 형상특성을 산출해내고, 날개의 형상을 선택하여 형상특성값과 날개의 스윕(sweep) 각을 사용하면, 완전한 3차원 좌표값 (X, Y, Z) 이 결정된다.

2.1 직경과 회전수의 결정

외주직경 D_2 와 회전각속도 N [rad/s] 은 주어진 유량과 수두상승에 대하여 다음과 같은 무차원수 인 비직경 Ds, 비속도 Ns 를 가진다[1].

$$Ds = \frac{D_2\left(\frac{\Delta p_t}{\rho}\right)^{\frac{1}{4}}}{Q^{\frac{1}{2}}} \tag{1}$$

$$Ns = \frac{NQ^{\frac{1}{2}}}{\left(\frac{\Delta p_t}{\rho}\right)^{\frac{3}{4}}} \tag{2}$$

비속도와 비직경은 유체기계의 형식에 따라서 일정한 관계를 나타내는데 이를 Cordier 선도라한다. Codier 선도는 다음과 같은 식으로 표시될 수 있다[1].

$$D_s = 2.84 N_s^{-0.476}, \quad N_s \geq 1.0 \tag{3}$$

$$D_s = 2.84 N_s^{-0.888}, \quad N_s \leq 1.0 \tag{4}$$

Cordier 선도를 이용하면 주어진 비속도로부터 최적 비직경을 계산할 수 있다. 따라서 설계는 주축의 회전수를 먼저 결정하고 Cordier 선도를 이용하여 팬의 외주직경을 결정한다. 여기서 계산된 직경은 최적 기준치이므로 여러 가지 변수를 고려하여 가감할 수 있다.

허브직경과 외주직경의 비를 나타내는 허브비는 회전차 입구 부분에서 에너지 손실이 최소가 되도록 다음과 같은 식을 사용한다[1].

$$\frac{D_1}{D_2} \cong \left(\frac{1}{2}\right)\left\{1 - \left(\frac{2}{\pi}\right) \tan^{-1}\left[\left(\frac{2}{\pi}\right)(N_s - 3.8)\right]\right\} \tag{5}$$

2.2 속도삼각형의 결정

축류형 팬을 해석하는 경우에는 팬의 날개를 임의의 반지름 r 에서 폭 dr 을 가진 원통면을 잘라서 이를 평면 위에서 전개한 상태에서 해석한다[2]. 이에 대한 그림과 주위의 속도선도를 Fig. 1 에 나타내었다.

Fig. 1 에서 공기의 입출구를 각각 하첨자 1, 2로 나타내었고, 유체의 절대속도는 V, 상대속도는 W, 날개의 회전속도는 U 로 표시하였다. 날개를 설계하기 위해서는 세 가지 속도성분의 관계를 나타내는 속도삼각형을 먼저 결정해야 한다. 우선 절대속도의 축방향성분(V_a)과 접선방향 성분(V_t)은 예선회(pre-swirl)가 없다고 가정($V_{t1}=0$)하면 주어진 유량과 진압을 이용하여 다음과 같이 구할 수 있다[2].

$$V_{a1} = V_{a2} = V_a = \frac{Q}{\frac{\pi}{4}(D_2^2 - D_1^2)} \tag{6}$$

$$V_{t2} = \frac{\Delta p}{\rho \cdot U \cdot \eta_H} \tag{7}$$

여기서 $U_1 = U_2 = U = Nr$ 로 날개의 회전 속도를 나타내고 η_H 는 점성손실의 영향을 나타내는 효율로 비직경의 함수로 표시된다[1].

반경 r 에 따른 입구 및 출구속도성분 V_{a_1}, V_{a_2} 이 결정되면, Fig. 1의 속도삼각형의 관계에따른 상대속도성분 W_1, W_2 및 유동각도 β_1, β_2 등이 결정된다.

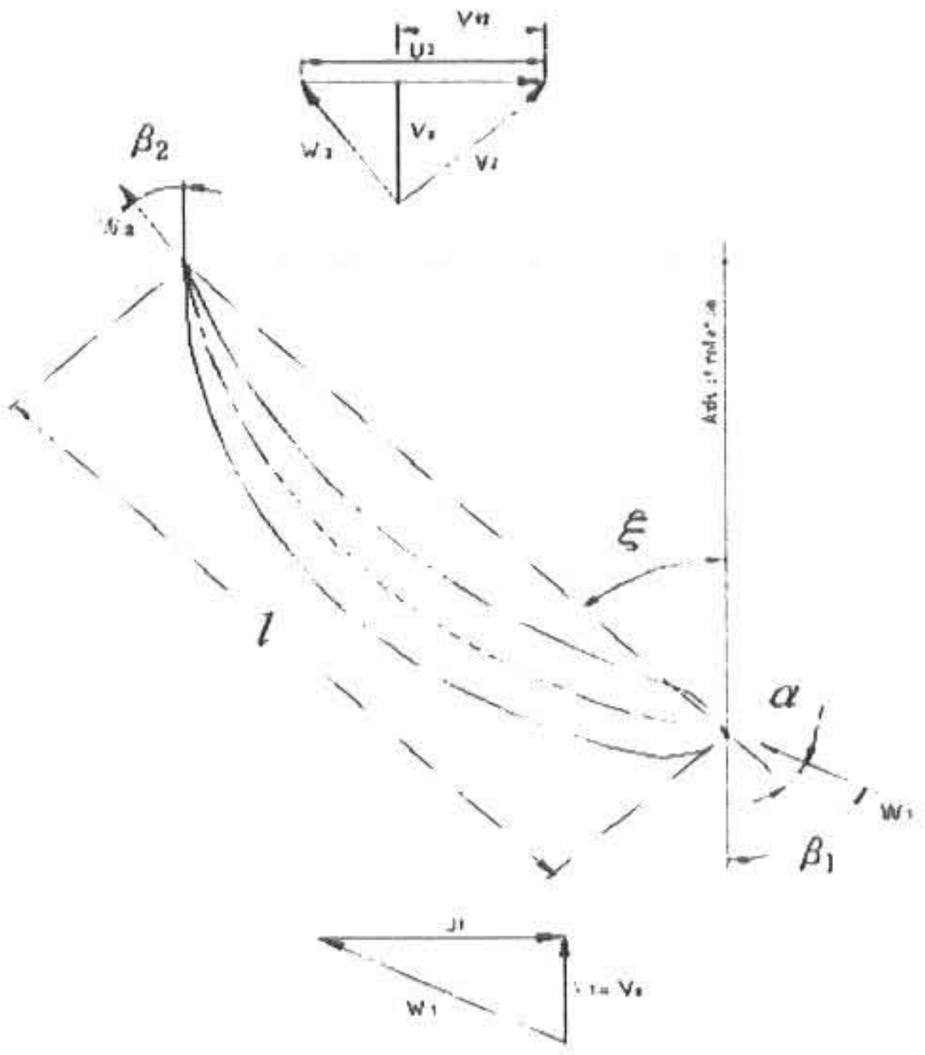

Fig. 1 Velocity vectors and the blade geometry.

2.3 날개의 설계 변수 결정

속도삼각형이 결정된 후에는 날개의 설계 변수인 현절비 σ, 날개길이 l, 스태거각 ξ, 양력계수 C_L, 영각 α 등을 결정하면 된다. 날개의 설계변수 들은 날개 주위의 공기유동을 생각하면 다음과 같이 표시된다[2,3].

$$C_L = f(\alpha) \tag{8}$$

$$C_L \sigma = 2 \frac{V_{a_2}}{V_a} \cos \beta_m \tag{9}$$

$$\tan \beta_m = \frac{1}{2} (\tan \beta_1 + \tan \beta_2) \tag{10}$$

여기서 $f(\alpha)$ 는 날개의 형상이 결정되면 구해지는 함수이다. 위 식 들을 해석하는 방법은 우선 날개의 양력계수 C_L 를 가정한 후에 영각(attack angle) α 를 구하고 속도삼각형에서 구한 유입각과 유출각을 사용해서 현절비(solidity) σ 을 구하면된다. 또한, 날개의 스태거각은 Fig. 1 에 표시된 바와 같이 다음과 같이 구해진다.

$$\xi = \alpha + \beta_1 \tag{11}$$

다음으로 반경 r 에서의 코드길이는 날개수 Z 를 결정하면 현절비를 이용하여 결정할 수 있다[2].

$$l = \sigma \cdot t \tag{12}$$

$$t = 2\pi r / Z \tag{13}$$

2.4 날개의 형상

날개의 형상은 NACA 4409 익형을 선택하였다. NACA 익형의 형상은 각 두께마다 특정한 특성을 가지도록 설계되었기 때문에, 하나의 식으로 표현될 수 없고 코드길이에 대한 좌표값으로 주어진다.

2.5 날개의 스윕(sweep)

날개에서 나오는 소음을 줄이기 위해서 스윕 형상을 사용하였다. 스윕은 날개를 회전방향 또는 회전 반대 방향으로 휘어지게 하는 것으로 날개에서 발생하는 소음을 줄이는 효과를 가져온다[4]. 스윕의 형태는 허브에서 팁까지 선형으로 변하는 경우와 비선형으로 변하는 경우가 있다. 여기서는 비선형 형상을 택하였으며 2차 함수를 사용하였다[5].

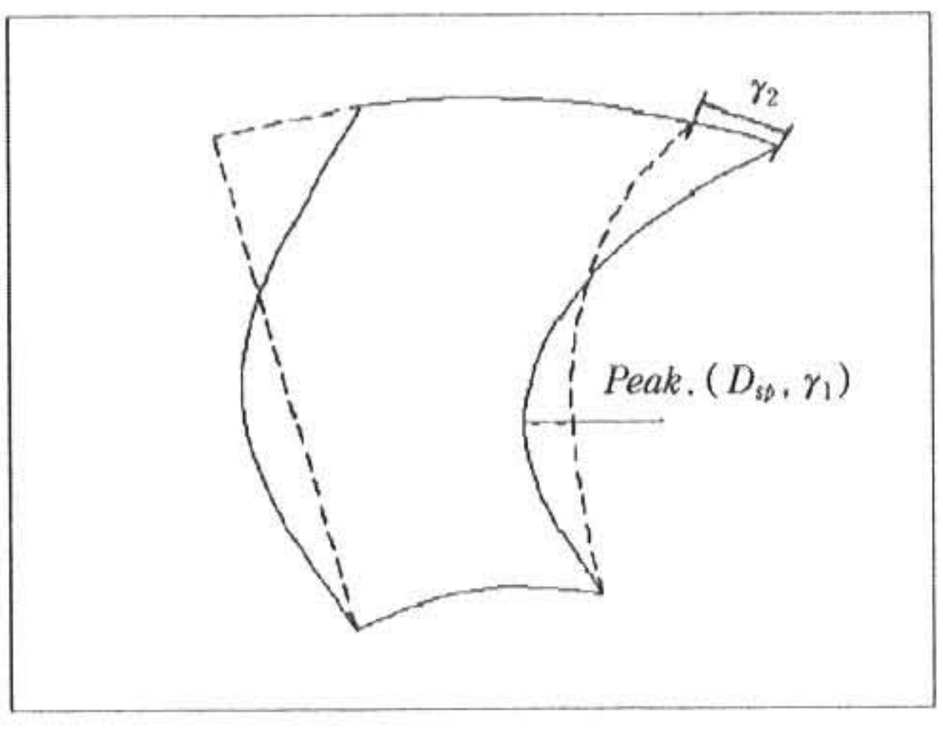

Fig. 2 Sweep and sweep parameters.

Fig. 2 에 나타나 있듯이 허브로부터 2차 함수의 꼭지점까지는 회전 반대 방향으로 휘다가 다시 팁 방향으로는 회전 방향으로 휘는 형상을 사용하였다. Fig. 2에서 D_{sp} 는 꼭지점이 위치하는 곳의 직경을 나타내고 ζ_1 는 꼭지점에서의 스윕각, ζ_2 는 팁에서의 스윕각을 나타낸다. 설계 시에는 꼭지점의 좌표와 팁에서의 스윕양을 결정해주면 자동적으로 스윕 형상이 결정되도록 하였다.

2.6 팬의 3차원 형상

임의의 반경 r 에 대한 2차원 평면에서의 날개좌표 (x, y) 가 결정되었으므로 스태거각 ξ, 스윕각을 적용하여 변환한 후에 평면상의 날개좌표 (x, y)를 반경 r 의 원통에 붙이는 변환을 하면 완전한 팬 형상의 3차원 좌표 (X, Y, Z)가 생성된다. 먼저 스태거각 ξ 를 주어진 반경 r 에서의 xy 평면에서 적용하여 변환하면 다음과 같이 된다.

$$x(i) = x(i)\cos\xi - y(i)\sin\xi \tag{14}$$

$$y(i) = x(i)\sin\xi + y(i)\cos\xi \tag{15}$$

또한 sweep 각 ζ 를 적용하면 다음과 같이 된다.

$$y(i) = y(i) + r\cdot\zeta \tag{16}$$

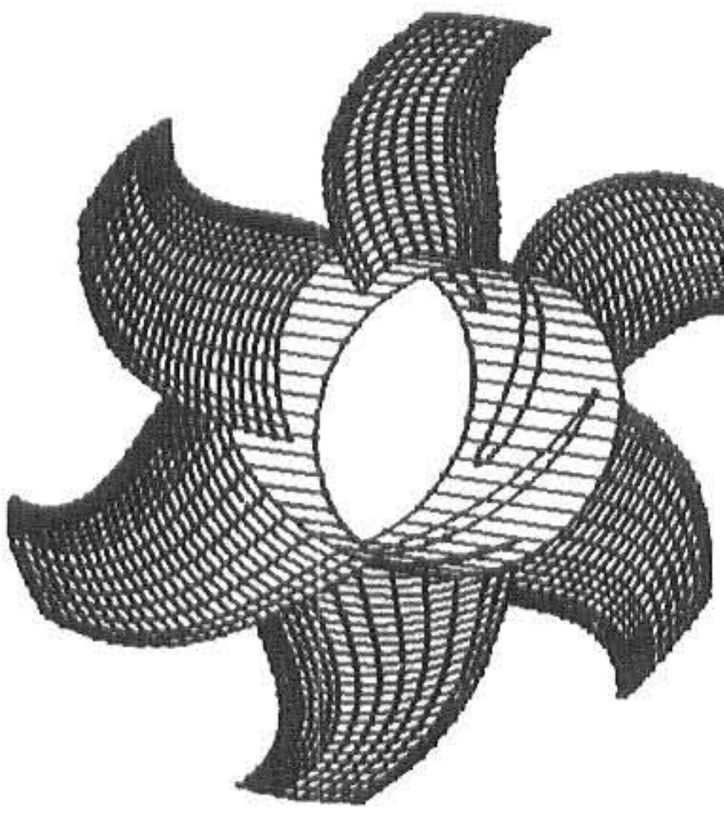

Fig. 3 Designed fan model with sweep.

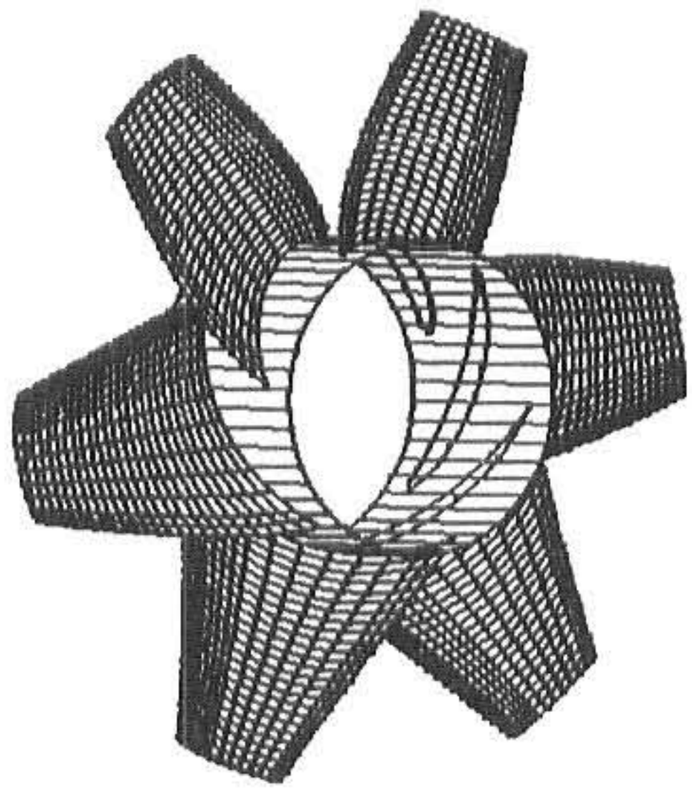

Fig. 4 Designed fan model without sweep.

마지막으로 익형 및 스태거각, 스윕각에 의해서 결정된 2차원 날개좌표 (x, y) 를 주어진 반경 r 에 대한 원통에 붙이는 변환은 다음과 같이 표시되며 완전한 3차원 형상을 얻을 수 있다.

$$\theta = y(i)/r \tag{17}$$

$$X(i) = x(i) \tag{18}$$

$$Y(i) = r\sin\theta \tag{19}$$

$$Z(i) = r\cos\theta \tag{20}$$

3. 계산예 및 검토

본 논문에서 제시한 설계방법을 실제 냉각탑용 축류팬에 적용하여 시제품을 설계하였다. 축류팬의 설계 사양은 유량 Q=2000[m^3/min], 정압상승 Δp_s=120[Pa] 로 하였다. 먼저 주어진 설계사양과 Codier 선도를 이용하여 팬의 외주직경 및 회전수를 구하였다. Codier 선도에서 사용되는 전압상승은 정압상승값에 팬의 동압을 더하여 다음과 같이 계산하였다.

$$\Delta p_t = \Delta p_s + \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{21}$$

$$V = \frac{Q}{\frac{\pi}{4}(D_2^2 - D_1^2)} \tag{22}$$

Codier 선도는 팬의 크기를 나타내는 외주직경과 회전수의 관계를 표시하는 것으로 직경을 정한 후에 이에 해당하는 회전수를 구하면 된다. 여기서는 팬의 외주직경을 D_2 = 2.5[m] 로 선택하였으며 이에 대한 동압은 27.67[Pa], 비직경은 D_s = 1.44 가 된다. 식 (3)-(4)를 사용하면 회전수를 구할 수 있는데 계산값 254 [rpm]을 고려하여 N = 250[rpm] 으로 하였다. 허브직경을 나타내는 허브비는 식(5)로부터 구해지는데 계산값 0.426을 약간 수정하여 D_2/D_1 = 0.4 로 하였고 날개수는 6개로 정하였다.

날개의 설계는 반경방향으로 모두 25개 부분으로 나눈 후에 각부분에 대하여 식 (6)-(13)를 사용하여 날개 입출구부의 속도삼각형, 현절비, 코드길이, 스태거 각, 양력계수, 영각을 구하였다. 날개의 형상은 NACA 4409 형상을 선택하였고 날개 모양을 표현하기 위해서 상하면에 각각 18개의 격자점을 사용하였다. 또한 소음을 줄이기 위해서 스윕 형상을 사용하였다. 스윕은 Fig. 2 에 나타낸 바와 같이 비선형 형태의 2차함수 형태를 사용하였는데 자세한 설계값을 Table 1 에 나타내었다.

Table 1 Design parameters for the fan

유량[[m^3/min]	2000
정압상승[Pa]	120
동압상승[Pa]	27.67
회전수[rpm]	250
날개수[z]	6
외주직경[m]	2.5
허브직경[m]	1
스윕(sweep)	$D_{sp}/D_2 = 0.7$ $\zeta_1 = -3[\deg]$ $\zeta_2 = 8[\deg]$

팬의 3차원 형상은 날개의 설계변수 들을 사용하여 격자점으로 구해질 수 있다. 먼저 원통면을 평면 상에 전개한 2차원 형상에 대한 좌표를 식 (14)-(16)을 사용하여 구하고 이를 원통면에 다시 붙이는 변환을 하면 완전한 팬의 3차원 형상이 (X, Y, Z) 좌표 상에서 격자점으로 출력된다. AutoCad 의 script 기능을 이용하면 출력된 격자점으로부터 3차원 형상이 구현된다. 또한 3차원 형상의 가공을 위해서 script 된 3차원 형상을 CATIA format 으로 전환하면 CATIA에서 3차원 형상으로 구현된다. 최종적으로 CATIA에서 구현된 팬 형상을 Fig. 3 에 나타내었다. 또한 스윕의 영향을 보기 위해서 스윕이 없는 일반적인 팬 형상을 Fig. 4 에 나타내었다. 스윕이 없는 경우를 보면 반경방향으로의 변화가 직선적이지만, 스윕을 가진 팬 형상을 보면 회전 반대 방향으로 휘다가 다시 회전 방향으로 휘는 C 자형 형상을 가지고 있음을 알 수 있다. 스윕 형상은 팬의 효율면에서는 불리하지만 날개 후류에서 위상차를 서로 다르게 함으로써 소음을 감소시키는 효과가 있다.

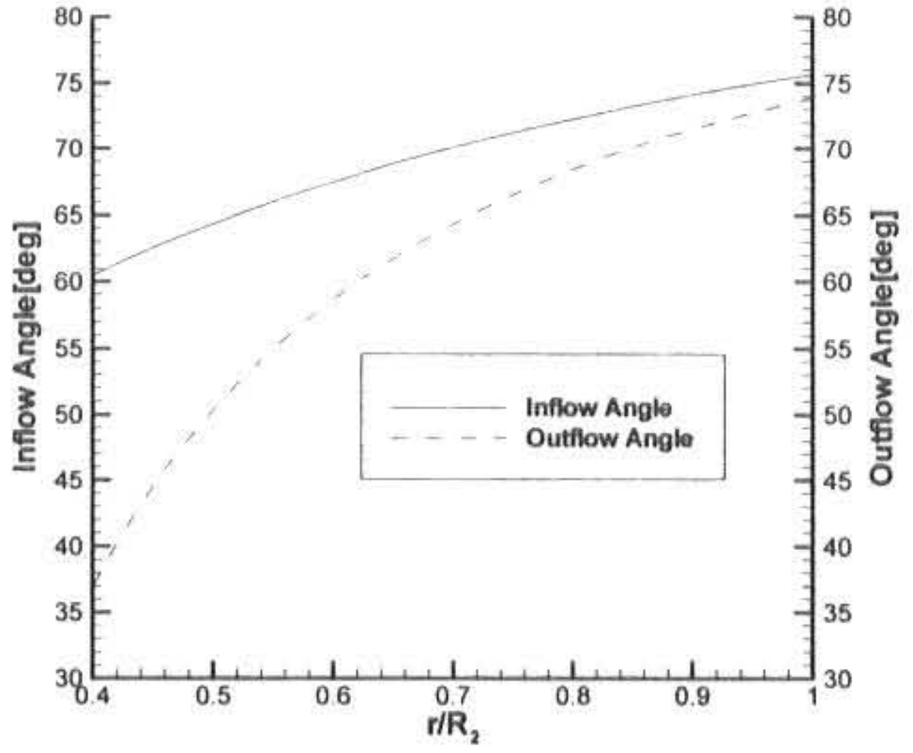

Fig. 5 Variations of the inflow and the outflow angle

설계된 팬의 형상을 자세히 관찰하기 위해서 반경방향에 따른 주로 설계변수들의 분포를 살펴보았다. 먼저 날개 입출구 부분에서 속도삼각형을 결정하는 주요 변수인 유입각(inflow angle)과 유출각(outflow angle)의 분포를 Fig. 5에 나타내었다. 유입각과 유출각은 유체의 상대속도가 축방향과 이루는 각을 나타낸다. Fig. 5에 나타나 있듯이 유출각의 크기가 유입각에 비하여 작은 값을 가짐을 알 수 있다. 이는 유체의 흐르는 방향이 날개를 통과하면서 휘어짐

을(turning) 나타내며 식 (7) 에 표시된 바와 같이 날개 출구에서 회전방향 성분이 생기기 때문이다. 회전방향 성분은 팁 쪽으로 갈수록 작아지며 따라서 유입각과 유출각의 차이도 작아짐을 볼 수 있다. 또한 팁쪽으로 갈수록 회전속도가 증가하면서 유입각, 유출각이 모두 증가하고 있음을 볼 수 있다. 다음으로 날개의 설계변수인 코드길이(chord length)와 현절비(solidity)의 분포를 Fig. 6에 나타내었다.

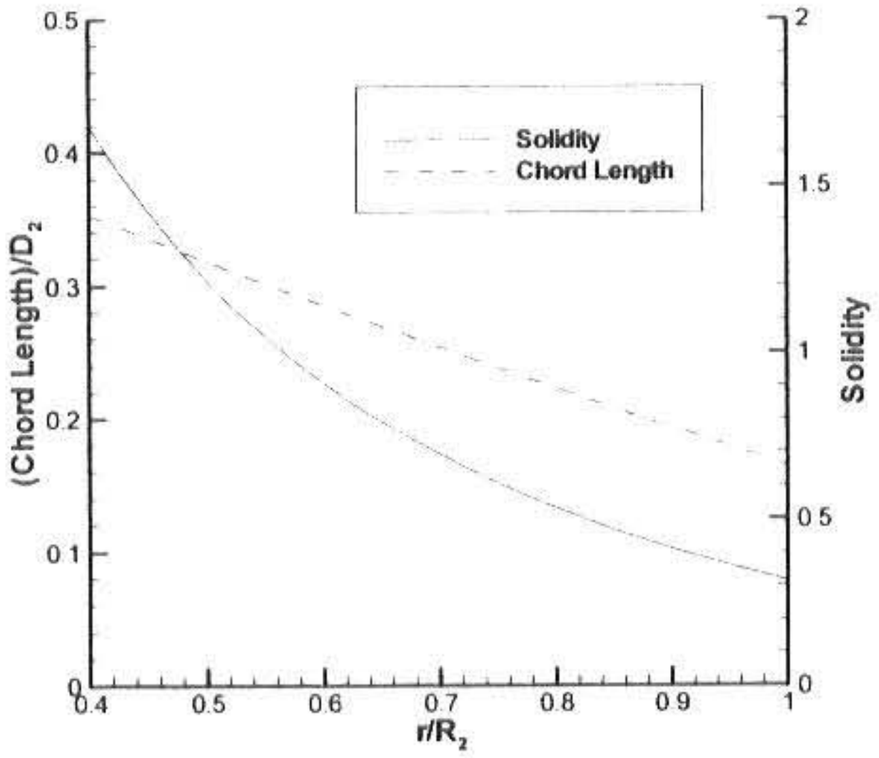

Fig. 6 Variations of the chord length and the solidity

현절비는 반경이 증가하면서 감소하는 경향을 보여주고 있다. 현절비의 감소는 식 (9)에 있듯이 반경이 증가하면서 유입각, 유출각의 증가로 인하여 유체의 흐름각 β_∞ 이 증가하고 또한 회전방향 성분이 감소하기 때문이다. 날개길이는 현절비로부터 구해지는데 팁 쪽으로 갈수록 현절비가 작아지기 때문에 감소하는 경향을 보여주고 있다. 마지막으로 Fig. 7 에 반경방향에 따른 영각 및 스태거각의 변화를 나타내었다.

영각은 양력계수의 함수로 양력계수를 반경방향에 관계없이 일정하게 가정하였기 때문에 일정한 값을 보여주고 있다. 스태거각은 날개가 축방향에 대하여 휘어진 정도를 표시하는 변수로 유입각 β_1 이 반경방향에 따라 증가하기 때문에 일정한 영각을 유지하기 위해서 유입각이 증가하는 양만큼 커지는 것을 볼 수 있다.

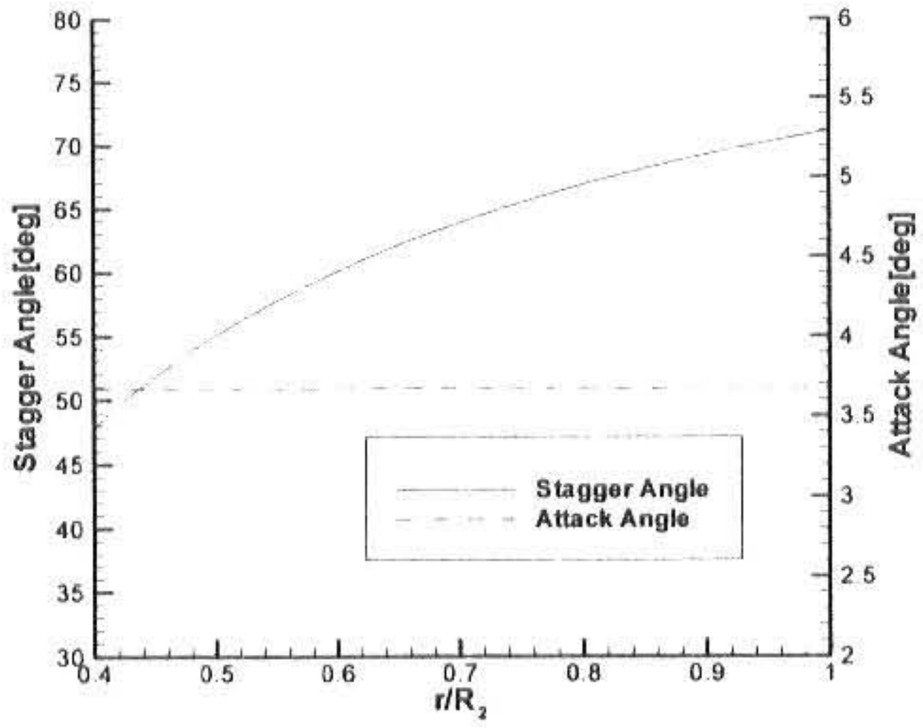

Fig. 7 Variations of the stagger angle and the attack angle

4. 결 론

스윕이 있는 냉각탑용 축류형 팬의 설계를 위하여 날개 주위의 1차원 비점성유동 해석에 기초한 설계기법을 개발하였다. 날개 주위의 유동관계식 경험식, 실험식 등을 이용해서 팬의 크기, 날개 형상, 스윕 형상 등의 설계변수를 정하는 관계식을 유도하여 사용하였다. 본 해석기법의 타당성을 검증하기 위해서 실제 냉각탑용 팬에 적용하여 시제품을 설계하였다. 시제품의 형상 및 주요 설계변수를 보면 일반적인 축류형 팬의 특징을 잘 나타내주고 있었으며 특히 C자형 스윕을 줌으로써 소음을 감소시키는 효과가 기대된다. 앞으로 본 설계기법은 냉각탑용 팬 설계에 상당히 유용하게 사용될 수 있을 것이며, 업체에서 이 방법을 이용하면 보다 효과적으로 사용자의 요구에 맞는 제품을 개발할 수 있을 것으로 생각된다.

감사의 글

본 연구는 2003학년도 경남대학교 학술논문게재연구비 지원으로 이루어졌음

참 고 문 헌

1) Wright, Terry : Fluid Machinery: Performance, Analysis, and Design, CRC Press LLC, 1999.

2) Wallis, R. A. : Axial Flow Fans and Ducts, John Wiley & Sons, Inc., 1983.
3) Eck, Bruno : Fans, Pergamon Press, 1973.
4) 김기황 : 축류형 송풍기 저소음 설계 프로그램의 개발과 팬 성능 및 소음분석, 인하대학교 대학원 기계공학과 석사학위논문, 2002.
5) Kim, K., Choi, J., and Chung D.: Numerical Optimization for Design of an Automotive Cooling Fan, SAE Technical Paper 970935, 1997.

(2003년 6월16일 접수, 2003년 11월20일 채택)