

# 스윙을 가진 냉각탑용 쿨링팬 주위의 점성유동 해석 Numerical Analysis of the Viscous Flow around a Cooling Tower Fan with Sweep

오 건 제\*  
Keon-Je, Oh

### <Abstract>

Viscous flows around a cooling tower fan with sweep are numerically investigated. The Navier-Stokes equations and the continuity equation are solved in the flow domain. The Reynolds stresses are modelled using the k-ε turbulence model. The governing equations are discretized with the Finite Volume Method. The pressure and the velocity are linked with the SIMPLE algorithm. Flow and pressure characteristics around the fan are investigated. The pressure sharply increases through the fan. Pressure variations on the pressure and suction sides of the fan are well represented in the calculations. The flow streamlines in the blade passage are nearly parallel to the blade.

## 1. 서론

팬은 냉각탑의 한 부품으로 공기를 강제로 순환시켜서 온수를 냉각시키는 역할을 한다. 팬은 냉각탑을 구성하는 중요 요소기기로 냉각탑의 소비 전력을 줄이고 효율적으로 운전하기 위해서는 성능이 좋은 팬의 형상을 설계하는 것이 중요하다. 팬의 성능은 주위에 형성되는 공기의 흐름에 따라서 결정되기 때문에 유동해석을 이용하여 팬을 설계하여야 한다. 우선 설계 단계에서는 실제 3차원 난류 점성유동을 반영하기가 어려우므로 1차원 비점성 유동해석 및 실험에 기초한 식들을 사용하게 된다. 그러나 이러한 설계식들은 유동을 단순화하여 유도되었기 때문에 많은 가정이 포함되어 있다. 따라서 팬 형상을 설계한 후에는 공기의

실제 유동 및 압력분포가 잘 이루어지는지를 확인하여야 한다. 이를 위해서는 팬 주위에 형성되는 3차원 난류 점성유동의 해석이 이루어져야 하고, 유동해석 결과를 이용하여 설계된 팬 형상을 검증하는 단계가 필요하다. 외국에서는 이미 유동해석을 설계에 적용하여 새로운 모델 개발에 응용하고 있으나 국내에서는 아직 유동해석을 설계에 응용하는 예는 극히 드물고 유동해석에 대한 자료 또한 체계적으로 축적되어 있지 못한 실정이다.

본 논문에서는 냉각탑용 축류팬 주위의 유동 및 압력분포를 살펴보기 위한 3차원 난류 점성 유동 해석방법을 개발하고 이를 설계된 팬에 적용하여 공기의 유동을 확인하는 예를 살펴보기로 한다. Navier-Stokes 방정식과 연속방정식을 이용하여 냉각탑용 팬 주위의 점성유동을 해석하는 방법을 개발하였으며 난류유동 해석

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

을 위하여  $k-\epsilon$  난류모델을 사용하였다. 계산대상은 본인이 개발한 설계방법[1]에 의하여 설계된 냉각탑용 축류팬이며 유동소음을 줄이기 위하여 스윙형상을 가지고 있는 모델이다. 설계된 팬 주위의 유동을 해석하여 날개 주위의 유동과 압력분포를 살펴 보았으며 공기의 유동이 날개면을 따라서 잘 이루어지는지를 검증하였다. 본 연구에서 개발된 유동해석 방법을 실제 설계에 적용하면 팬 설계 및 개발에 큰 도움이 될 것으로 생각한다.

## 2. 지배방정식과 경계조건

### 2.1 계산모델

본 연구에서 계산한 팬 유동 모델을 Fig. 1에 나타내었다. 냉각탑용 팬이 일정한 간격(팁 간격)을 가지고 덕트 내에 설치되어 회전하고 있는 경우이다. 팬 형상은 축류팬으로 설계 사양은 유량  $Q=2000[m^3/min]$ , 정압상승  $\Delta p_s=120[Pa]$  이다.

Table 1 Design parameters for the fan model

유량[[m <sup>3</sup> /min]	2000
정압상승[Pa]	120
동압상승[Pa]	27.67
회전수[rpm]	250
날개수	6
외주직경[m]	2.5
허브직경[m]	1
스윙(sweep)	비선형[1]
팁 간격[m]	0.156

본인에 의해서 개발된 설계방법<sup>1)</sup>을 사용하여 설계하였으며 소음을 줄이기 위하여 2차곡선 형태의 변화를 가지는 비선형 스윙형상을 사용하였다<sup>1,2)</sup>. 팬의 익형은 NACA 4409를 사용하였고 주요한 설계변수를 Table 1에 나타내었다.

### 2.2 지배방정식

유동을 해석하기 위해서 원통 좌표계  $(x, r, \theta)$ 를 사용하였으며 좌표계를 회전하는

팬에 고정시켰다. 유체의 유동을 지배하는 방정식은 연속방정식과 Navier-Stokes 방정식이며 난류유동의 경우에는 레이놀즈 응력을 포함하는 레이놀즈 방정식으로 나타낼 수 있다. 레이놀즈 응력은  $k-\epsilon$  난류 모델을 도입하여 모델링하였다<sup>3,4)</sup>.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x}(U\phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(rV\phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}(W\phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial x}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x}\right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}\left(r\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial r}\right) \\ &+ \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial \theta}\left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial \theta}\right) + S_\phi \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $S_\phi$ 는 각 유동변수에 대한 생성항을 나타낸다.

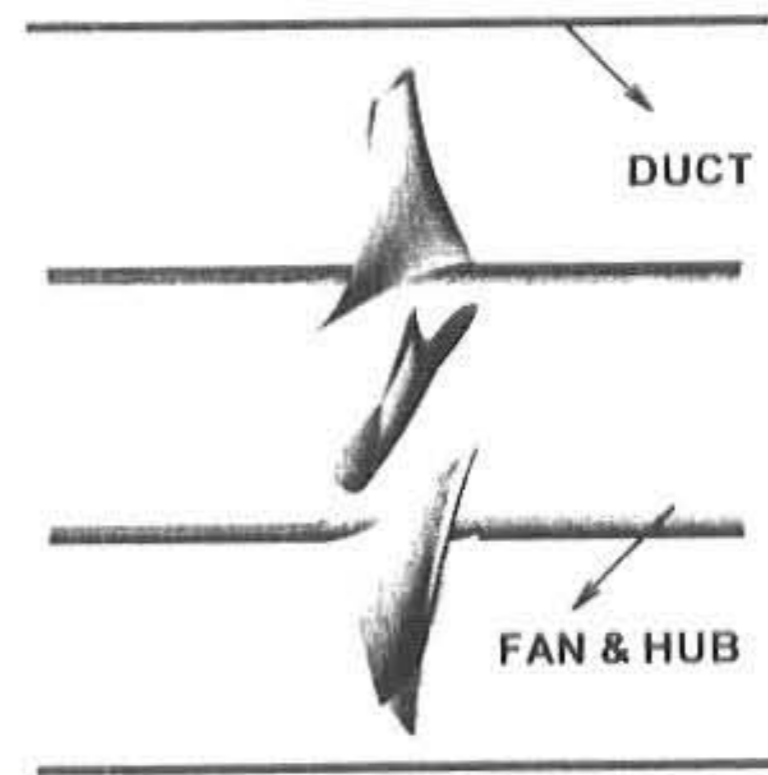


Fig. 1 Configuration of the present fan flow model.

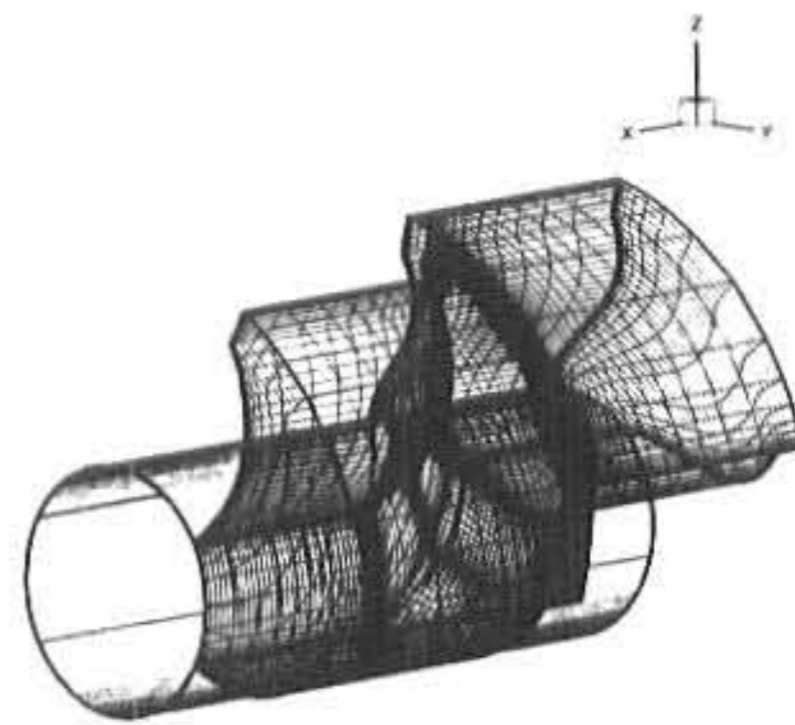


Fig. 2 Grid construction of the fan.

팬과 같은 임의의 3차원 형상 주위의 유동을 해석하기 위해서는 경계면과 좌표면이 일치하는 일반 좌표계  $(\xi, \eta, \zeta)$ 를 사용해야 하며

이에 따른 지배방정식의 변환이 필요하다. 변환은 독립변수  $(x, r, \theta)$  및 종속변수  $(U, V, W, k, \varepsilon)$ 를 계산영역 좌표계의 변수로 변환 시킬 수도 있고, 임의의 좌표계에 대한 지배방정식을 따로 유도할 수도 있다. 그러나 여기서는 독립변수  $(x, r, \theta)$ 만 변환 시키기로 한다. 즉 종속변수  $(U, V, W, k, \varepsilon)$ 는 실제 영역인 원통좌표계에서 정의되고 계산은 변환된 일반좌표계  $(\xi, \eta, \zeta)$ 에서 이루어진다. 변환된 지배방정식은 다음과 같은 형태로 나타난다<sup>3,4)</sup>.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial \xi}(G^1 \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(G^2 \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(G^3 \phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_1^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_2^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \zeta} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_3^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_1^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_2^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \zeta} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_3^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_1^3 \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_2^1 \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial \zeta} \left( \frac{\Gamma_\phi}{J} B_3^2 \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) + JS_\phi \end{aligned} \quad (2)$$

### 2.3 경계조건

#### (1) 유동 입구면 및 출구면

모든 유동변수에 대하여 Neumann 조건을 사용하였다. 또한 주방향속도는 유량이 일정하도록 보정하였다.

#### (2) 벽 경계면

벽 경계면에서는 원래 점착조건(no-slip condition)이 사용되어야 한다. 그렇지만, 벽 지역에서는 경계층이 존재함으로 인하여 속도와 난류량이 급격히 변화하는 층류 저층(laminar sublayer ;  $l^+ < 11.63$ )이 존재하고 따라서 이곳을 정확히 해석하려면 매우 조밀한 격자계가 필요하므로 많은 기억용량 및 계산시간이 요구되며 또한 저 레이놀즈 수  $k-\varepsilon$  모형(low Reynolds number  $k-\varepsilon$  model)을 사용해야 한다. 그러나 난류 경계층의 경우에는 벽함수(wall function)에 의해 벽으로부터 무차원화된

수직거리  $l^+ (= \rho U_\tau l / \mu)$ 에 따라 일정한 속도분포를 가진다는 사실로부터 본 연구에서는 격자수를 감소시키기 위하여 층류 저층 바깥부분의 로그속도 분포 지역(log-law region ;  $30 < l^+ < 400$ )에 벽으로부터 첫 번째 격자점을 두었으며, 이곳에서 기존의 벽법칙 관계식을 이용하여 경계조건을 설정하였다<sup>5)</sup>.

#### (3) 주기 경계면

모든 유동변수에 대하여 동일한 주기점에 놓이는 유동변수의 값을 같게 처리하였다.

## 3. 수치해석방법

### 3.1 지배방정식의 수치해석

지배방정식을 수치해석하기 위해서 검사체적(control volume)에 기초한 유한체적법(Finite Volume Method)을 사용하였다[6]. 격자계의 구성은 staggered 격자계를 사용하여 스칼라 변수인 압력과 난류량은 격자점에 놓고 각 속도성분 들은 격자점들 사이에 놓았다. 이산화방정식은 변수의 격자점을 포함하는 각 검사체적에 대하여 지배방정식을 적분해서 유도되는데 이 과정에서 변수가 정의되어 있지 않은 위치에서 변수분포의 가정이 필요하다. 이 가정에 따라서 몇몇 수치해석 기법(numerical scheme)이 개발되어 있으며 본 연구에서는 hybrid 수치기법을 사용하였다[6]. 압력은 운동량방정식과 연속방정식을 만족하도록 간접적으로 구해야 하는데 본 연구에서는 SIMPLE (Semi-Implicit-Pressure Linked Equation) 방법을 사용하였다<sup>6)</sup>.

## 4. 계산결과 및 검토

### 4.1 격자계의 구성

유동계산 모델은 팬이 고정된 덕트내에서 회전하는 경우이다. 공기가 유입하는 상류경계면은 팬 외주 직경의 0.5배( $-0.5D_p$ ) 떨어진 곳으로 하였으며 하류경계면은 팬 외주 직경의 0.8배( $0.5D_p$ ) 떨어진 곳으로 하였다. 덕트와 팬 사이의 틈 간격은 팬 지름의 0.0624배( $0.0624D_p$ )로 하였다. 유동계산은 팬의 외주직경을 기준 길이, 팬의 틈속도를 기준속도로 하여 무차원

화 시킨 상태에서 하였다. 점성의 영향을 나타내는 레이놀즈수( $Re = \frac{\rho V_t \cdot D_p}{\mu}$ )는 날개의 회전수 250 rpm 기준으로  $8.18 \times 10^6$  이 된다. 또한 팬을 통과하는 유량은 설계유량에 맞추어서  $Q = 2000[\text{CMM}]$  으로 하였다. 계산영역은 6개의 날개가 대칭적으로 위치하기 때문에 주기 경계면을 경계로 하여 전체 영역의 1/6 만 해석하게 된다. 격자계는 정렬 격자계(structured grid system)를 사용하였다. 격자계는 대수적인 방법을 사용하였는데 각방향에 대하여 독립적으로 일정한 공비를 가지도록 격자를 분포시켜서 팬 날개의 흡입면(suction side)과 압력면(pressure side) 사이의 영역에 대하여 H 형 형태의 격자계를 생성하였다[3,4]. 격자수는 ( $\xi, \eta, \zeta$ ) 방향으로 (81, 30, 26) 개의 격자를 사용하였다. 계산에 사용된 격자계의 전체적인 모습을 Fig. 2 에 나타내었다. 격자계를 보면 벽면 부근에 조밀하게 배치되어 있음을 알 수 있다. 수치계산의 수렴조건은 운동량방정식과 연속방정식의 잔사량(residual) 들이 최대치의 5% 정도 될 때까지로 하였으며 약 400회 정도의 반복계산으로 수렴된 결과를 얻을 수 있었다. 계산시간은 Pentium 4 P/C 를 사용하여 1시간 30분 정도 소요되었다.

#### 4.2 계산결과 및 검토

팬의 역할은 입구로부터 들어오는 공기에 에너지를 전달하여 압력을 상승시킨 후에 출구로 배출하는 것이다. 이러한 팬의 특성을 알아보기 위해서 원주방향으로 평균한 허브에서의 압력변화를 Fig. 3 에 나타내었다. 먼저 계산이 무차원양으로 이루어지므로 다음과 같이 무차원 압력을 정의하였다.

$$p^* = \frac{p - p_0}{\rho V_t^2} \quad (3)$$

여기서,

$p_0$ 는 팬 입구의 기준압,  $V_t = (\omega D_p)/2 = \omega R_p$  로 팬의 팁속도를 나타낸다. Fig. 3 에 나타난 압력변화를 보면 팬을 지나면서 공기의 압력이 급격히 증가하는 현상을 잘 볼 수 있다. 상류 경계면에서 팬 입구까지는 거의 일정한 압력

을 유지하다가 날개 입구에서 압력이 감소한 후에 팬을 통과하면서 압력이 급격히 상승하고 다시 하류에서 압력이 일정하게 유지되는 팬 압력특성을 잘 보여주고 있다.

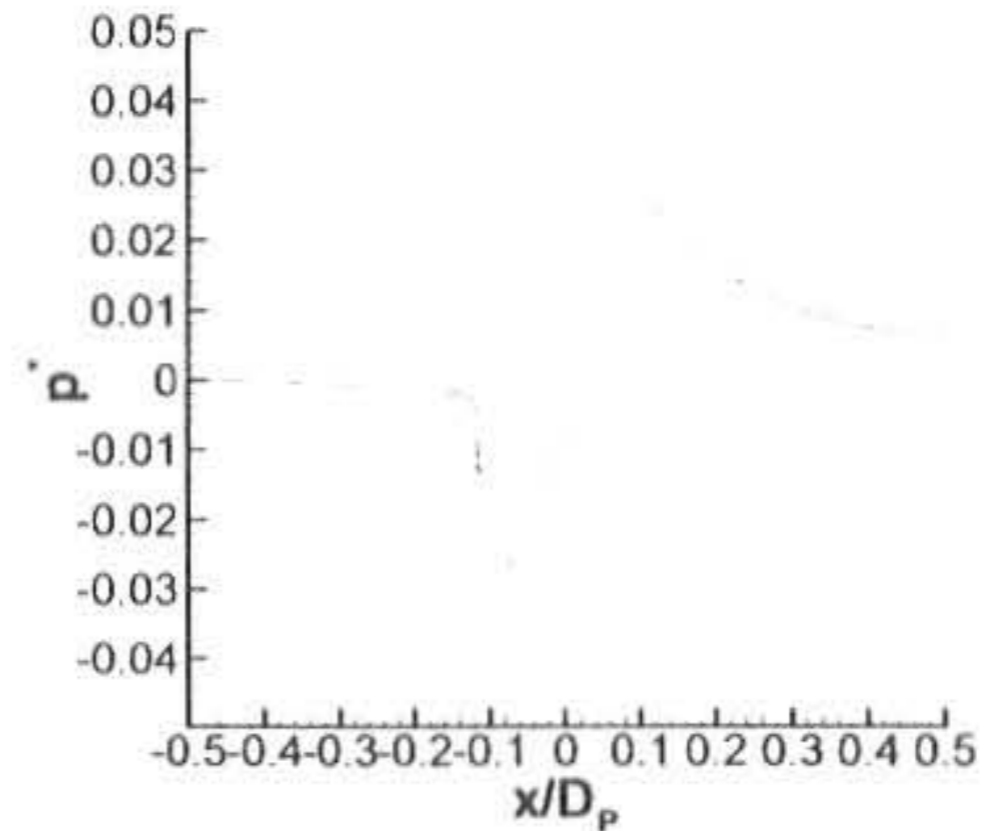


Fig. 3 Circumferentially averaged pressure distribution along the hub.

날개 입구에서 압력이 감소하는 것은 팬의 흡입작용에 의해서 공기가 가속되면서 압력에너지의 일부가 속도에너지로 변하기 때문이다.

다음으로 날개 주위의 압력분포 특성을 살펴보기 위하여 흡입면과 압력면 사이에서의 무차원화된 압력의 변화를 Fig. 4에 나타내었다. 일반적으로 유체가 날개를 통과하게 되면 날개의 윗부분(양력면)에서는 가속되어서 속도가 빨라지고, 아랫부분(압력면)에서는 감속되어 늦어지게 된다. 이러한 속도의 변화는 베르누이방정식에 의해서 압력의 변화를 가져오고 속도가 빨라지는 양력면에서는 압력이 감소하며 반대로 속도가 늦어지는 압력면에서는 압력이 증가하게 된다. 이러한 압력차이가 날개와 유체사이의 에너지를 전달하는 역할을 한다. Fig. 4를 보면 이러한 압력분포 특성이 잘 나타나고 있다. 흡입면에서는 압력이 기준압 보다 감소되어서 무차원화된 압력값이 음의 값을 가지고, 압력면에서는 압력이 증가하여 양의 값을 가짐을 알 수 있다. 흡입면과 압력면에서의 압력차이는 날개의 앞부분에서 크고 후면으로 갈수록 감소하고 있음을 볼 수 있다.

날개를 따른 압력변화를 보면 흡입면에서는 중간부까지는 압력이 감소하다가 후반부에서는 압력이 증가하여 역압력구배가 존재함을 알 수 있다. 또한 압력면에서는 날개의 후단부로 가면서 압력이 증가하고 있음을 알 수 있다. 압력 등고선의 변화가 흡입면에서 압력면 쪽으로

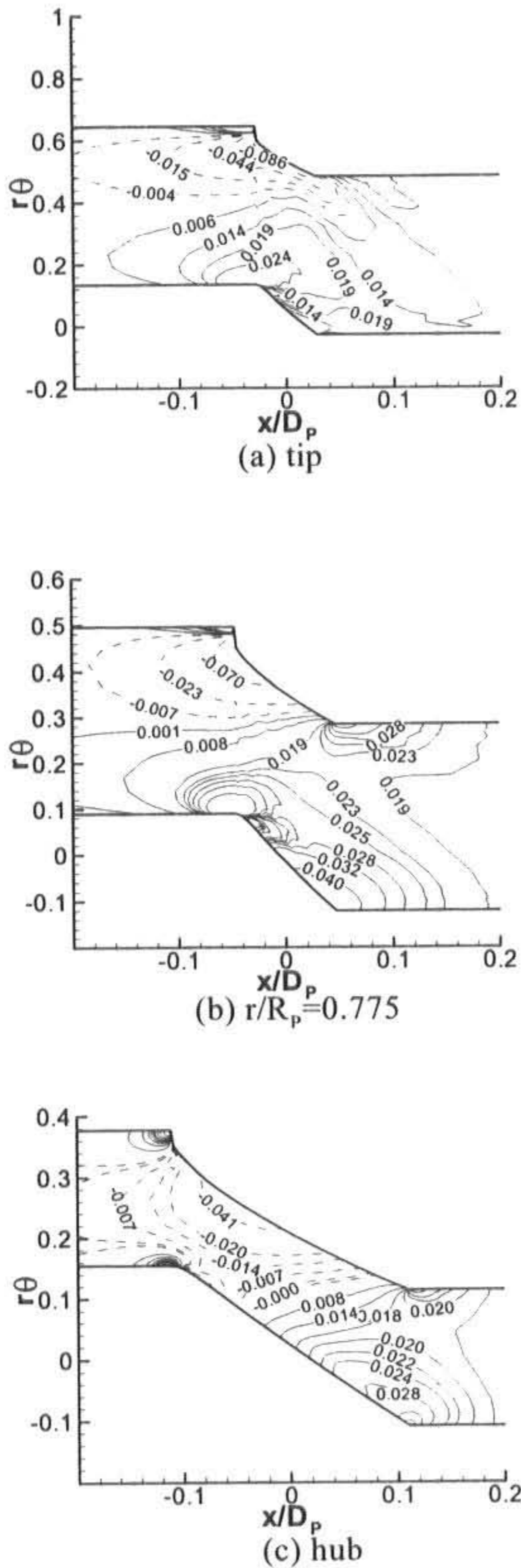


Fig. 4 Pressure distributions between the pressure side and the suction side.(dashed negative values)

유체의 유동방향과 직각방향으로 나타나 있으며, 흡입면에서 압력면으로 갈수록 압력이 증가하고 있음을 볼 수 있다. 압력은 팁 부근으로 갈수록 변화가 심하고 흡입면에서의 역압력구배가 잘 나타나고 있다.

다음으로 팬 날개 주위에서 공기의 흐름을 살펴보았다. Fig. 5 에 날개와 날개 사이에서

공기가 흘러가는 형상을 유선을 통해서 가시화 하였다. 유선을 보기 위해서 덕트 형상을 그리지 않았으며 속도벡터는 상대좌표계에서 정의된 속도를 이용하였다. 즉 Fig. 5 에 나타난 유선은 회전하는 날개에서 본 유선이다. 그림을 보면 날개와 날개 사이에서 공기의 흐름이 잘 나타나있다. 허브 부근과 팁 부근에서 공기의 흐르는 방향을 살펴보면 공기의 흐름 방향이 반경이 증가하면서 팁으로 갈수록 휘어지는 현상을 볼 수 있다. 공기의 유동방향이 반경이 증가하면서 바뀌는 것은 공기의 축방향 속도성분과 회전방향속도성분의 크기에 관계가 있다. 즉 축방향속도성분은 반경에 관계없이 비교적 일정하지만 회전방향속도성분은 날개의 회전에 의해서 반경에 비례하여 커지므로 반경이 증가하면서 속도의 방향이 회전방향으로 휘어지게 된다.

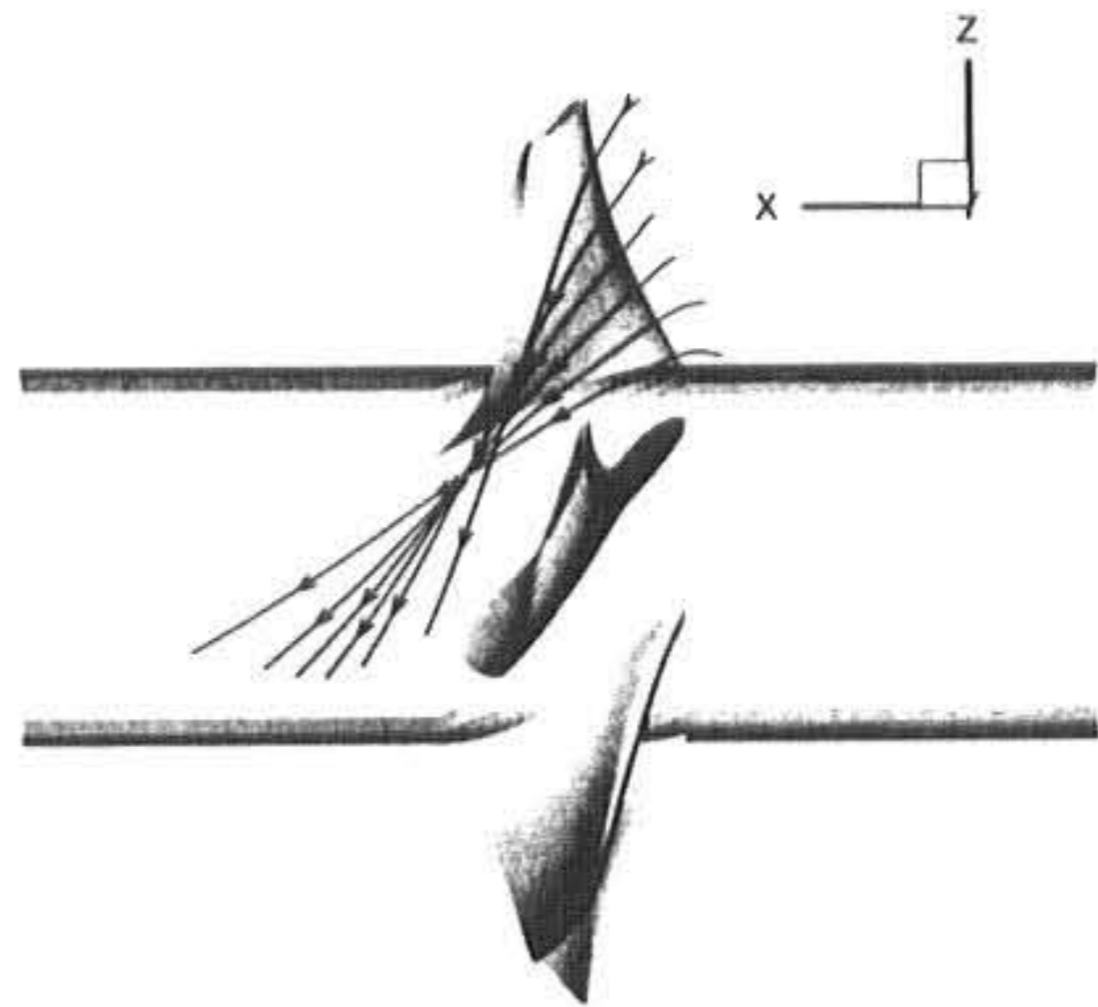


Fig. 5 Streamtraces around the fan blade

Fig. 6 에 날개의 흡입면과 양력면 사이의 단면에서 유선의 분포를 나타내었다. 그림을 보면 날개와 날개 사이에서 공기의 흐름이 잘 나타나 있다.

허브 및 중간부 단면에서는 모든 유선이 날개의 방향과 거의 일치하고 있으며 단면사이에서 공기가 흐르는 방향의 변화가 거의 없는 것을 볼 수 있다. 그러나 팁 부근에서는 날개 표면 근처와 중간에서 공기의 흐름방향이 서로 다르며 이에 따라서 유선의 방향이 많이 휘어져 있음을 알 수 있다. 이러한 이유는 날개 근처에서는 공기가 벽면을 따라 흐르지만 중간에서는 앞에서 설명한 바와 같이 날개의 회전에 의한 회전방향성분이 축방향성분에 비하여 크

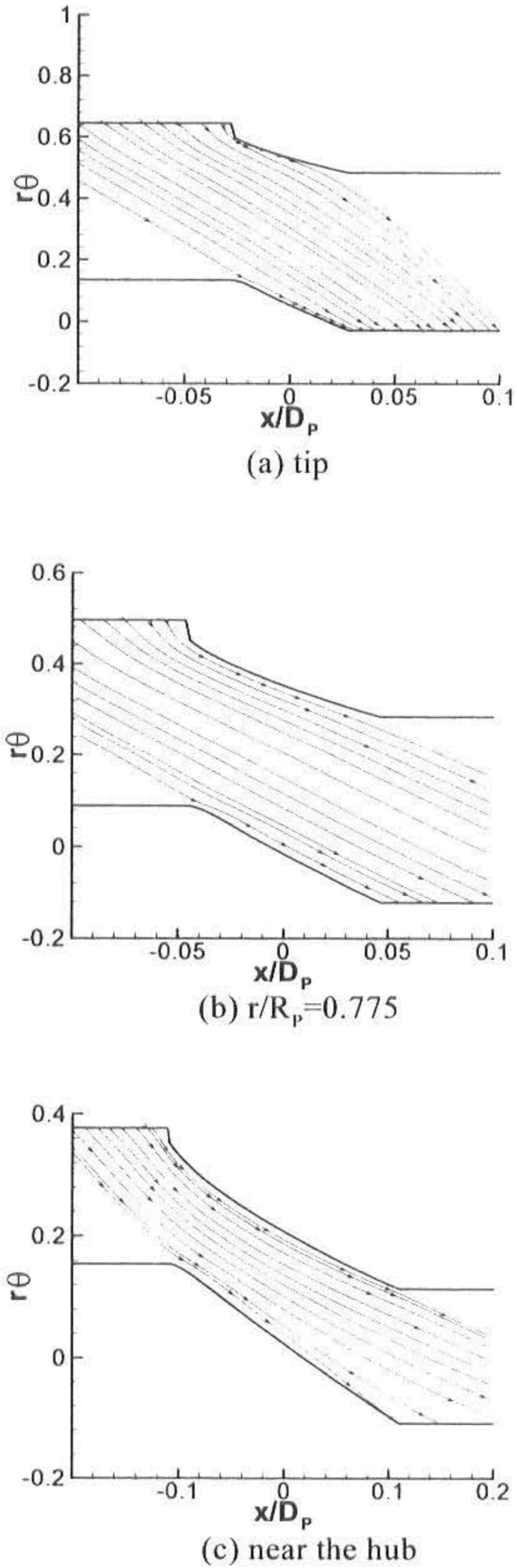


Fig. 6 Streamline distributions between the pressure side and the suction side.

가 증가하여 공기가 회전방향으로 많이 치우쳐서 흐르기 때문으로 생각한다. 이런 현상으로 인해서 날개 팁부근에서는 다른 곳에 비하여 유동 손실이 많이 발생하고 팬 성능에 큰 영향

을 미칠 것으로 생각한다.

#### 4. 결론

냉각탑용 축류형 팬 주위의 점성유동을 해석하기 위한 방법을 개발하였으며 스윙이 있는 팬 형상에 적용하여 공기의 유동 및 압력분포 특성을 살펴보았다. 축방향을 따르는 압력변화에 대한 계산결과를 보면 팬 입구까지는 거의 일정한 압력을 유지하다가 날개 입구에서 압력이 감소한 후에 팬을 통과하면서 압력이 급격히 상승하고 다시 하류에서 압력이 일정하게 유지되는 팬 압력특성을 잘 보여주고 있다. 또한 흡입면과 압력면에서의 압력 차이 및 압력변화 특성을 확인할 수 있었다. 날개와 날개 사이의 유동 단면에서 공기의 흐름에 대한 계산결과를 보면 허브 및 중간부 단면에서는 모든 유선이 날개의 방향과 거의 일치하고 있으며 단면사이에서 공기가 흐르는 방향의 변화가 거의 없는 것을 볼 수 있다. 그러나 팁 부근에서는 날개 표면 근처와 중간에서 공기의 흐름 방향이 서로 다르며 이로 인한 유동손실이 발생할 것으로 예측된다. 전체적인 계산결과를 보면 일반적인 팬 주위의 유동특성을 잘 나타내주고 있었으며 팬 설계가 잘 이루어져있음을 알 수 있었다. 앞으로 본 해석기법은 냉각탑용 축류팬 설계 및 모델 개발에 상당히 유용하게 사용될 수 있을 것으로 생각한다.

#### 감사의 글

본 연구는 2003학년도 경남대학교 학술논문 게재연구비 지원으로 이루어졌음

#### 참고 문헌

- 1) 오건제 : 스윙을 가진 냉각탑용 쿨링팬의 설계기술 개발에 관한 연구, 한국산업응용학회논문집(투고중).
- 2) Kim, K., Choi, J., and Chung D.: Numerical Optimization for Design of an Automotive Cooling Fan, SAE Technical Paper 970935, 1997.
- 3) 오건제, 강신형 : 개방된 챔버 입구에서 작동하는 소형 프로펠러 팬 주위의 난류유동 해

석, 대한기계학회논문집, 제21권, 제12호, pp. 1586-1594, 1997.

4) Oh, K., and Kang, S., : A Numerical Investigation of Flow and Performance Characteristics of a Small Propeller Fan Using Viscous Flow Calculations, KSME International Journal, Vol. 16, No. 3, pp. 386-394, 2002.

5) Gosmann, A.D., and Ideriah, F.J. : TEACH-2E Computation Code Manual, Dept. of Mechanical Engineering, Imperial College, London, 1976.

6) Patankar, S.V : Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, McGraw-Hill, New York, 1980.

---

(2003년 9월16일 접수, 2004년 2월20일 채택)