

원심다익송풍기 유동의 삼차원 Navier-Stokes 해석

서성진* · 첸시** · 김광용** · 강신형***

Three-Dimensional Navier-Stokes Analysis of the Flow through A Multiblade Centrifugal Fan

Seoung-Jin Seo,* Xi Chen,** Kwang-Yong Kim,** Shin-Hyung Kang***

Key Words: Multiblade Centrifugal Fan(원심다익송풍기), Steady 3-Dimensional Viscous Flow(정상삼차원 점성유동), Reynolds-averaged Navier-Stokes Equation(레이놀즈평균 나비에-스톡스 방정식), Multi-block Technique(다중격자 기법), $k-\epsilon$ Model($k-\epsilon$ 모델)

ABSTRACT

Numerical study is presented for the analysis of three-dimensional incompressible turbulent flows in multiblade centrifugal fan. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with standard $k-\epsilon$ turbulence model are transformed to non-orthogonal curvilinear coordinates, and are discretized with finite volume approximations. Linear Upwind Differencing Scheme(LUDS) is used to approximate the convection terms in the governing equations. SIMPLEC algorithm is used as a velocity-pressure correction procedure. The computational area is divided into three blocks; core, impeller and scroll, which are linked by multi-block method. The flow inside of the fan is regarded as steady flow, and mathematical formula established from the cascade theory and empirical coefficient are employed to simulate the flow through the impeller. From comparisons between the computational results and the experimental data, the validity of the mathematical formula for the blade forces was examined and good results were obtained qualitatively. Hence, we can get the flow characteristics of multi-blade centrifugal fan and it will be a corner stone of the development of the multiblade centrifugal fan.

1. 서론

원심다익송풍기(혹은 Sirocco 송풍기)는 그 크기에 비해 큰 풍량과 높은 압력비, 그리고 비교적 높은 효율 등의 특성으로 인해 점차 그 응용이 다양해지고 있다. 그러나, 그 형상 및 유동구조가 비대칭적이고 주된 유동방향이 직각으로 격이는 등 3차원성이 강한 특성으로 인해 다른 종류의 송풍기에 비해 유동장의 특성을 파악하는 데 어려움이 있다.

Eck⁽¹⁾는 그의 저서에서 원심팬의 유동이론에 관하여 언급하고 있으나 실제로 일어나는 스크롤 내 유동장에 관하여 많은 정보를 주지 못하고 있

으며, 이에 관한 연구 역시 보고된 것이 매우 적다. 원심다익송풍기의 제반 유동현상과 효율 및 소음에 관한 실험적인 연구가 80년대 후반부터 여러 연구자들에 의해 수행되어 왔다. 그러나, 고효율 및 저소음등의 욕구를 충족시키는 방향으로 설계가 진행되기 위해서는 보다 더 구체적인 유동의 구조에 대한 정보가 필요하다고 볼 수 있다.

본 연구의 수치해석에서는 회전하는 다익송풍기시스템을 입구부, 임펠러부, 스크롤부의 3개의 블록으로 나누어 해석하는 다중블록방식을 사용하였고, 실용적인 계산을 위해서 임펠러내의 비정상 유동을 익렬이론에서 유도된 식과 실험에 기반한 경험식의 조합으로 모형화한 Chen등^(2,3)의 모델을 기초로 하여 정상유동이라고 간주하여 해석하였다. 앞선 Chen등^(2,3)의 연구에서 사용한 임펠러 모형은 원주방향 힘만을 포함하고 있는 데 반해 반경방향 힘을 추가적으로 모형화하여 삽입하였고 계산결과를 임펠러 출구, 스크롤 내부, 스크롤 출구에서 성능곡선상의 여러 유량계수에 따른 유동장과 스크

* 인하대학원 기계공학과
** 인하대학교 기계공학과
*** 서울대학교 기계공학과

를 표면의 압력분포를 측정한 Kang과 Kim⁽⁴⁾의 실험결과와 비교해 검증하였다.

3개의 블록을 지나는 정상 비압축성 난류유동을 삼차원 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식과 표준 $k-\varepsilon$ 모델⁽⁵⁾을 사용하여 계산하였다. 복잡한 형상을 해석하기 위해 삼차원 곡면은 비직교 곡선좌표계(non-orthogonal curvilinear coordinates)를 이용해 처리하였고, 지배방정식은 유한체적법으로 이산화하였으며⁽⁶⁾, 본 해석프로그램을 향후 수치최적설계기법의 유동해석수단으로 사용할 것을 고려하여 비교적 빠르게 격자를 반복생성할 수 있는 대수적인 격자생성방법을 사용하였다.

2. 유동해석방법

2.1. 지배방정식

비압축성 3차원 정상유동에 대한 연속방정식, 운동량방정식(Navier-Stokes equation)들은 직교좌표계(Cartesian coordinates, x, y, z)에서 다음과 같은 형태를 갖는다.

$$E_x + F_y + G_z = S$$

여기서 x, y, z 는 x 축을 중심으로 Q 의 각속도로 회전하는 회전좌표들을 나타낸다. 그리고, E_x, F_y, G_z 와 S 는 각기 다음과 같다.

$$E_x = \begin{bmatrix} \rho u^2 - \mu_i u_x \\ \rho uv - \mu_i v_x \\ \rho uw - \mu_i w_x \end{bmatrix} \quad F_y = \begin{bmatrix} \rho v^2 - \mu_i v_y \\ \rho vw - \mu_i w_y \end{bmatrix}$$

$$G_z = \begin{bmatrix} \rho w^2 - \mu_i w_z \\ \rho vw - \mu_i v_z \\ \rho uw - \mu_i u_z \end{bmatrix}$$

$$S = \begin{bmatrix} 0 \\ (\mu_i u_x)_x + (\mu_i v_x)_y + (\mu_i w_x)_z - p_x \\ (\mu_i u_y)_x + (\mu_i v_y)_y + (\mu_i w_y)_z - p_y \\ (\mu_i u_z)_x + (\mu_i v_z)_y + (\mu_i w_z)_z - p_z \end{bmatrix}$$

2.2. 난류모델

난류유동의 해석을 위하여 표준 $k-\varepsilon$ 모델⁽⁵⁾을 사용하였다. 이 모델에서는 난류점성계수 μ_t 를 다음과 같이 정의한다.

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}$$

여기에서 k 와 ε 은 각각 난류운동에너지와 난류운동에너지의 소멸률을 나타내며, 이 값들은 다음과

같은 방정식들로부터 계산된다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k - \frac{\mu_{eff}}{\rho_k} \frac{\partial k}{\partial x_i}) = \rho(P - \varepsilon)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \varepsilon - \frac{\mu_{eff}}{\rho_\varepsilon} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}) = \rho \frac{\varepsilon}{k} (c_{\varepsilon 1} P - c_{\varepsilon 2} \varepsilon)$$

여기서 P 는 난류운동에너지의 생성률을 나타내며 다음과 같다.

$$P = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} [(u_y + v_x)^2 + (v_z + w_y)^2 + (w_x + u_z)^2 + 2(u_x^2 + v_y^2 + w_z^2)]$$

또한 계산과정 중에 사용된 상수들은 다음과 같다.

$$c_\mu = 0.09, \sigma_k = 1.0, \sigma_\varepsilon = 1.3, c_{\varepsilon 1} = 1.44, \\ c_{\varepsilon 2} = 1.92$$

이상과 같은 난류모델들은 벽에서 멀리 떨어져 난류레이놀즈수가 충분히 큰 영역에 대해서만 적용이 가능하므로, 벽 가까운 영역(y^+ 가 약 50보다 작은 영역)에서는 로그법칙을 바탕으로 하는 실험적인 벽함수를 사용하였다.

2.3. 이산화방정식

일반적인 비직교 좌표계인 (x^1, x^2, x^3) 과 직교좌표계 (y^1, y^2, y^3) 사이에는 다음과 같은 함수관계가 성립한다.

$$y^1 = y^1(x^1, x^2, x^3), \quad y^2 = y^2(x^1, x^2, x^3) \\ y^3 = y^3(x^1, x^2, x^3)$$

이 관계를 이용하여, 지배방정식은 직교좌표계에서 일반적인 비직교좌표계로 변환될 수 있다. 운동량방정식을 유한체적법(finite volume method)⁽⁶⁾을 사용하여 이산화하여 3차원 문제에 맞는 확장된 지배방정식으로 전환하였다.

$$\frac{\partial}{\partial x^j} \left[U_j u_i - \frac{\mu}{J} \left[\frac{\partial u_i}{\partial x^m} B_m^k + \frac{\partial u_k}{\partial x^m} \beta_i^m \beta_k^j \right] \right] + p \beta_i^j \\ = J s_i^j$$

여기서 $U_j = \rho(u_i \beta_i^j)$, $B_j^i = \beta_k^i \beta_k^j$ 이고, $J s_i^j$ 는 생성항이다. 그리고, β_i^j 는 좌표변환 Jacobian에서 $\partial y^j / \partial x^i$ 의 여인자(cofactor)이다.

수치도식으로 대류항에 대해서 Linear Upwind

Differencing Scheme을 사용하였고, 확산항에 대해서는 Central-difference approximation을 사용하였으며 압력에 대해서는 SIMPLEX 알고리즘을 채택하였다. 최종단계의 이산화된 방정식은 다음과 같은 quasi-linear 형태로 나타나며 SIP(strongly implicit procedure)를 사용하였다.

$$a_p \phi_p = \sum_m a_m \phi_m + C_p$$

2.4. 경계조건

본 연구에서 대상으로 하는 Fan유동의 계산영역 경계면에서의 조건은 다음과 같다.

- ① 입구경계면에서 속도분포는 균일하다고 가정하였다. 난류운동에너지 k 와 소멸율 ϵ 의 입구 조건은 다음 식들에 의해 계산한 균일한 값으로 주었다.

$$k = \frac{3}{2} T_u^2 u^2, \quad \epsilon = \frac{C_\mu k^{2/3}}{l}$$

여기서 T_u 는 입구면에서의 난류강도이며 l 은 특성길이이다.

- ② 출구경계면에서의 축방향 모든 변수들의 구배가 무시된다는 조건을 도입하였다.
- ③ 벽경계면에서는 난류의 실험적인 로그합수 속도식에 바탕한 벽함수(wall function)를 적용하여 속도 및 k 와 ϵ 의 경계조건을 처리하였다.
- ④ 블록사이의 경계면에서는 다른 블록의 물리량과 그 구배를 서로 공유하며, 같은 값을 가질 수 있게 수식화하여 처리하였다.

2.5. 임펠러운동의 모형식

블레이드(blade)가 축을 중심으로 회전하면서, 유동은 블레이드로부터 힘을 얻게 되고, 그 방향과 크기가 변하게 된다. 이 힘은 양력과 그에 수직인 방향의 힘인 항력으로 나눌 수 있는데, 여기서는 반경방향 힘(f_r)과 원주방향 힘(f_c)으로 나뉜다. 이 힘은 날개로 유입되고 유출되는 각운동량의 차로 부터 얻어지는 데 이 각운동량은 날개형상에 평행한 속도벡터 해석으로부터 수식화하여 계산될 수 있다. 임펠러 축에 대해 질량유량 \dot{m} 이고, 임펠러의 내경과 외경이 각기 d_1 , d_2 이며, 임펠러 입출구의 속도는 각기 c_1 , c_2 일 때 토크는 다음과 같다.

$$T = \frac{\dot{m}}{2} (d_2 c_{2u} - d_1 c_{1u})$$

그러면, 원주방향 힘 f_c 는,

$$f_c = 2T/\bar{d} = \frac{\dot{m}}{2} (d_2 c_{2u} - d_1 c_{1u})/\bar{d}$$

이다. 여기서, \dot{m} 은 c_{1r} 에 의해 구할 수 있고, c_{2u} 는 c_{1r} 과 블레이드의 출구각 β_{2A} 및 다음과 같이 정의되는 속도계수 ϵ 으로부터 계산될 수 있다.

$$\epsilon = \frac{\Delta P_{th}}{\Delta P_{th\infty}} = \frac{\rho u_2 [c_{2u} - \Delta c_u]}{\rho u_2 c_{2u}} = \frac{d_{2u} - \Delta c_u}{c_{2u}}$$

Eck⁽¹⁾가 실험에 의해 제안한 속도계수 ϵ 은 β_2 가 20°에서 170° 사이에서 유효하며, 다음의 형태로 쓸 수 있다.

$$\epsilon = \frac{1.0}{1.0 + \frac{1.5 + 1.1\beta_{2A}/90^\circ}{z[1.0 - (d_1/d_2)^2]}}$$

위의 식에서 z 는 블레이드의 개수이다. 속도계수를 다시 원주방향 힘의 식에 도입하면 다음과 같다.

$$f_c = \dot{m}(d_2(d_{2w}/2 - c_{2r} \text{ctg}\beta_{2A})\epsilon - d_1 c_{1u})/\bar{d}$$

반경방향의 힘은 반경방향 운동량방정식을 사용하여 다음의 과정을 통해 얻어진다.

$$f_r + A_1 p_1 - A_2 p_2 = \dot{m}(c_{2r} - c_{1r}) - \int_V \rho \frac{C_u^2}{r} dV$$

여기서 A 는 $x-\theta$ 평면에서의 유동단면적이다. 에너지방정식은 다음과 같다.

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho c_1^2 + h_{im} = p_2 + \frac{1}{2} \rho c_2^2$$

여기서 p_1 과 p_2 는 압력, h_{im} 은 임펠러의 일을 나타낸다.

$$h_{im} = h_{th} \eta_{im} = (C_{2u} U_2 - C_{1u} u_1) \eta_{im}$$

여기서 η_{im} 은 임펠러의 효율이며 h_{th} 는 Euler 일이다. 에너지방정식과 속도삼각형을 이용하면 다음과 같은 반경방향 힘의 표현으로 바뀔 수 있다.

$$f_r = \frac{1}{2} \bar{A} \rho (c_{2u} [(1 + \eta_{im}) u_2 - c_{2u}] - c_{1u} [(1 + \eta_{im}) u_1 - c_{1u}]) - \sum \frac{\Delta V \rho}{r} c_u^2$$

원주방향과 반경방향 힘의 성분들 f_c 와 f_r 은 체적력으로서 임펠러가 존재하는 영역에서 지배방정식의 생성항에 포함되어 임펠러의 회전효과를 묘사한다.

3. 결과 및 검토

본 연구에서 사용된 시로코 팬의 형상과 데이터를 비교한 위치는 Fig. 1에서 pos. 2, pos. 3, pos. 4일 때이며, 팬의 구성은 Table 1에서 표시한 바와 같다. Fig. 2에서는 계산에 사용된 3개의 블록을 나타내고 있으며 블록사이의 경계면상에서 격자점을 서로 공유하도록 하여 각각의 계산과정에서 matching이 될 수 있게 하였다. 각각의 블록에서 사용된 격자수는 Table 2에 나타내었다.

작동유체는 20 °C의 공기로 하였으며 밀도는 1.22 kg/m³ 이고 점성은 1.8E-5 N·s/m²에 대해 계산하였다. 임펠러의 회전수는 250 rpm이고 유량계수는 실험에서 사용한 1.2, 2.4, 4.0에 대해 입구

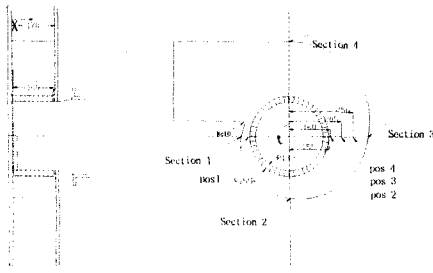


Fig. 1 Detail of flow instrument positions

Table 1 Specifications of Sirocco fan(mm)

impeller		blade		scroll	
d_1	266	β_{b1}	67.8°	α	7.86°
d_2	310	β_{b2}	151.3°	$r \approx 155 \exp(\theta \tan \alpha)$	
b	160	radius	17	θ_c	71°
Z	48	thickness	1.2	r_c	10

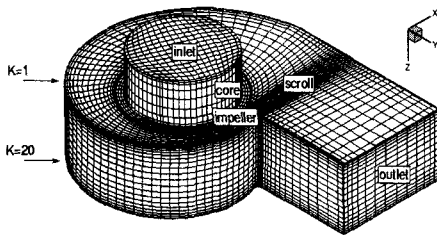


Fig. 2 Grid system of multiblade centrifugal fan

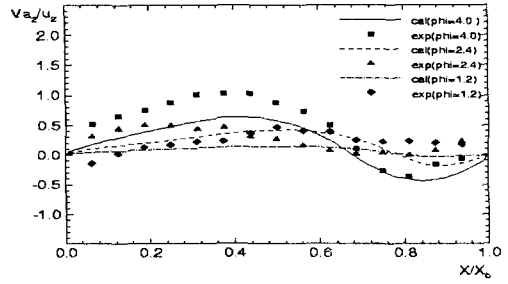
Table 2 The numbers of grid system

	ξ 격자수	η 격자수	ζ 격자수
Core	26	18	18
Impeller	6	66	20
scroll	90	16	20

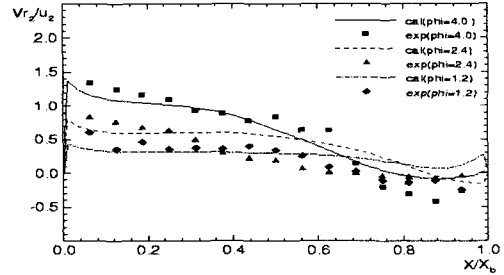
에서 균일 속도로 가정하여 계산하였다.

3.1. 유동장내에서의 속도 분포

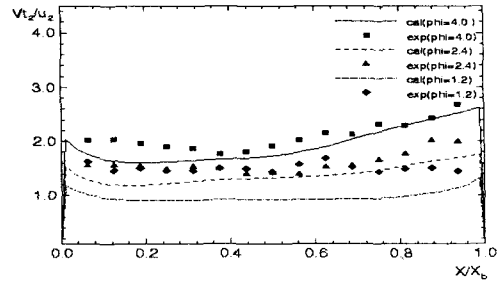
Fig. 3(a)는 임펠러 출구 유동장 pos. 2에서 측 방향속도성분 $v_{\theta z}$ 를 비교한 것으로 유량계수에 따라 차이를 보이나 뒤판쪽에서 속도가 증가하다가 입구쪽에 가까워지면서 감소하여 입구 부근에서



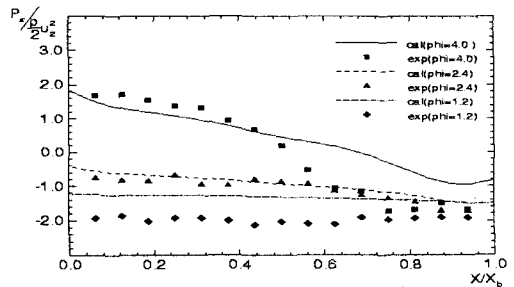
(a) Axial velocity



(b) Radial velocity

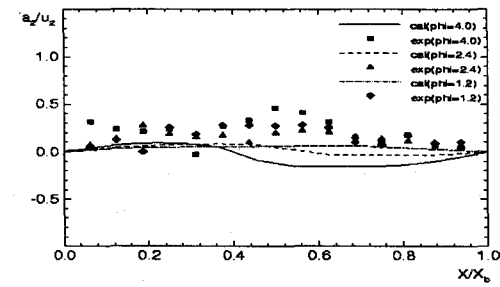


(c) Tangential velocity

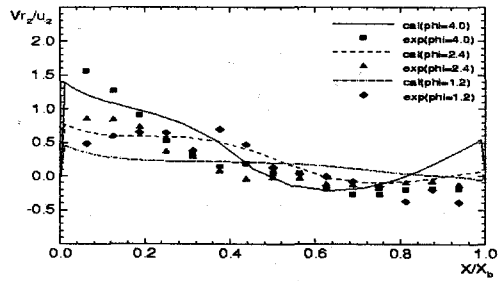


(d) Static pressure

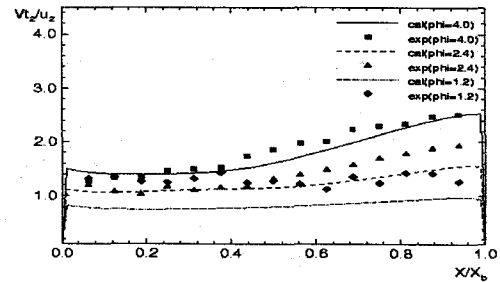
Fig. 3 Non-dimensional impeller exit flows at pos. 2



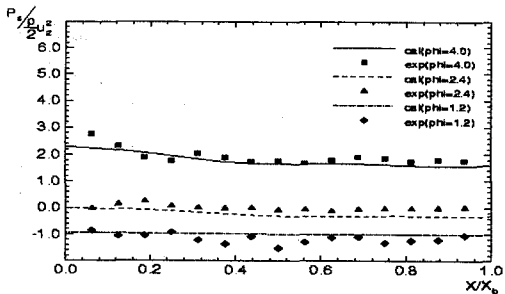
(a) Axial velocity



(b) Radial velocity



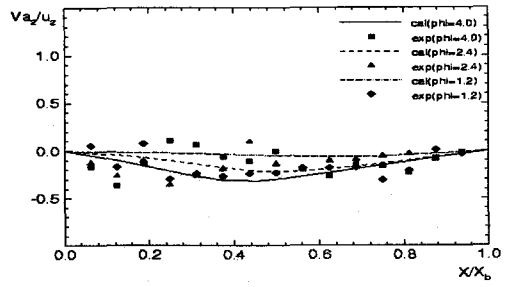
(c) Tangential velocity



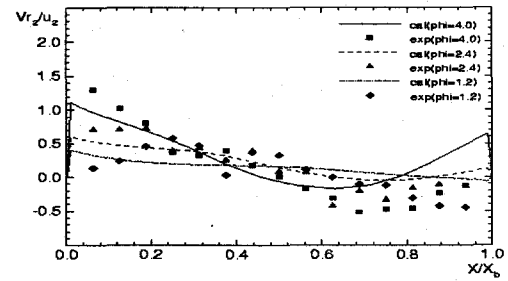
(d) Static pressure

Fig. 4 Non-dimensional flows in the scroll at pos. 3

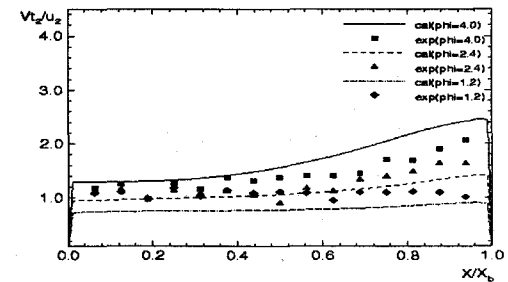
역류영역을 형성하고 있으며 또한 유량계수가 증가함에 따라 최대값을 갖는 위치가 입구쪽에 가까워지고 있음을 알 수 있다. Fig. 3(b)와 Fig. 3(c)에서 보듯이 반경방향 및 원주방향속도성분의 계산 결과가 실험치와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. Fig. 3(d)에서는 스크롤 내부의 pos.2에서 압력을 비교하였다. 작은 유량계수에서 압력장을 잘 예



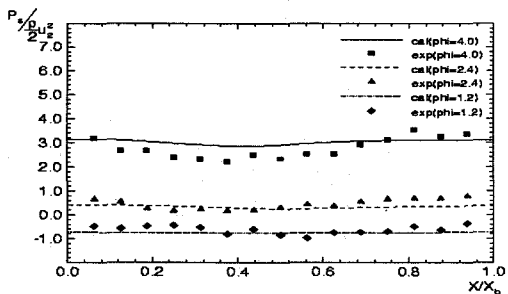
(a) Axial velocity



(b) Radial velocity



(c) Tangential velocity

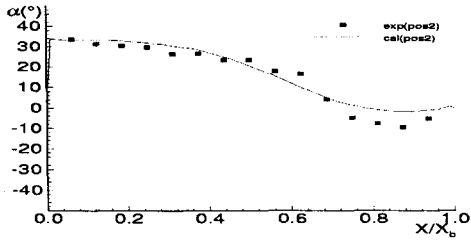


(d) Static pressure

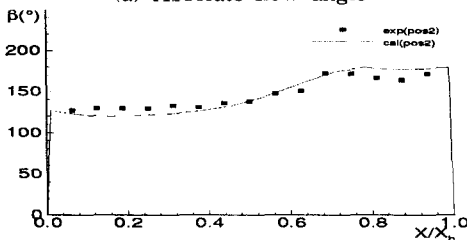
Fig. 5 Non-dimensional flows in the scroll at pos. 4

측하고 있으나 유량계수가 증가함에 따라 갑자기 확대되는 입구부분 근처에서 약간의 차이를 보이고 있다. 특히, 유량계수가 높을 수록 계산결과가 각 속도성분을 잘 예측하고 있음을 알 수 있다. Fig. 4(a)의 축방향속도 v_{z2} 는 Fig. 3(a)와 비교할 때 임펠러를 빠져 나온 유체는 스크롤 내로 유입되며 반경방향으로 진행하며 축방향속도성분의 크

기는 작아져 균일한 분포를 이루고 있음을 보여준다. 축방향속도성분을 살펴보면 계산결과와 실험치 사이에 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 가장 큰 차이를 보이는 위치는 $X/X_b=0.55$ 인데 Fig. 6을 보면 2차 유동이 강한 부분임을 알 수 있다. Fig. 4와 Fig. 5에서 반경방향 및 접선방향속도성분은 축방향속도성분이 벽쪽으로 가며 점차 소멸되는 것과 달리 pos. 2에서와 같은 경향을 보여주고 있다. Fig. 5(c)에서 접선방향속도성분은 작은 유량계수일 때는 축방향 전체에서 균일한 값을 보이거나 유량이 증가함에 따라 입구쪽에서 속도가 커지고

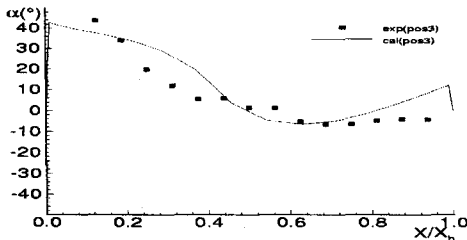


(a) Absolute flow angle

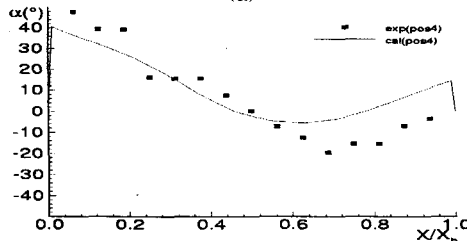


(b) Relative flow angle

Fig. 6 Spanwise variations of absolute and relative flow angle at pos. 2



(a)



(b)

Fig. 7 Spanwise variations of absolute flow angle (a) at pos. 3 and (b) at pos. 4

있음을 보이고 있다.

전체적으로 살펴보면 높은 유량계수에 대해서 비교적 유동장을 잘 예측하고 있으나 낮은 유량계수에서는 정량적으로 차이가 있음을 보인다. 이는 팬 내부의 유동장이 비정상 상태이나 이를 정상상태로 가정하여 계산하였기 때문인 것으로 생각된다. Fig. 6과 Fig. 7에서 유량계수 4.0일 때 절대 유동각과 상대유동각을 살펴보면 잘 일치하는 것을 알 수 있는 데 이는 본 연구에서 사용한 원주방향속도와 반경방향속도 성분을 모사한 수학적 모델이 타당함을 잘 나타내어주고 있다.

3.2. 각 단면에서의 2차유동과 압력분포

Fig. 8은 θ 가 90° , 180° , 270° , 360° 로 일정한 단면에서의 2차유동과 그 단면에서의 압력분포를 나타내었다. 특히, Fig. 8(a)를 보면 입구 쪽에서 2차 유동의 일부가 임펠러로 흡입되는 것을 볼 수 있고 2차유동의 중심이 임펠러로부터 멀어지며 임펠러로 유입되는 형상이 감소하고 있음을 알 수 있으며 Fig. 8(c)에서 스크롤 출구의 2차유동이 스크롤 내부의 중심쪽에 형성됨을 알 수 있다. Fig. 8(c)는 입구쪽에서 뒤편으로 갈수록 높아지는 분포

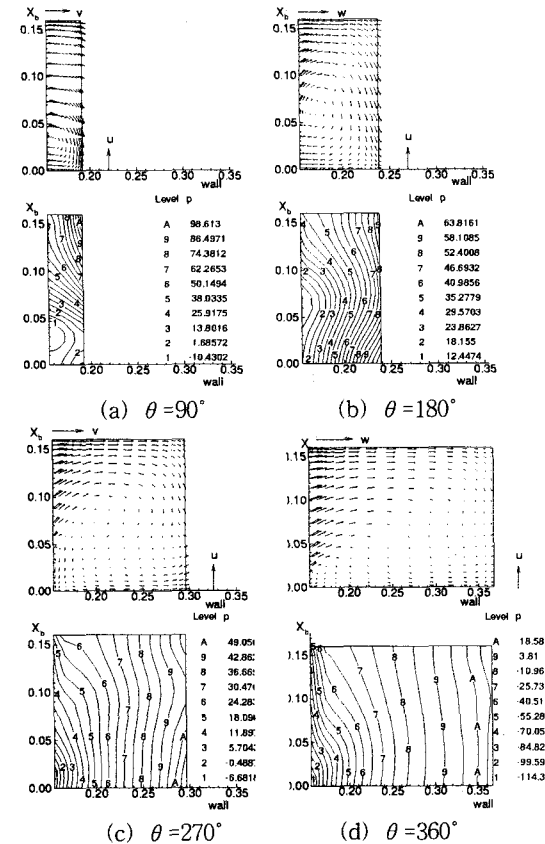


Fig. 8 Non-dimensional secondary flow in the scroll at each section

를 하고 있음을 보이며 점차적으로 뒤판에서 높게 형성되는 모습을 볼 수 있다.

3.3. K-단면에서의 속도벡터

Fig. 9는 유량계수 4.0에 대해 입구 유동에 수직 한 단면인 K=5, K=11 그리고 K=16에서의 속도 벡터를 나타내었다. (a)를 보면 임펠러출구 근처에서 유동이 스크롤 내부로 빠져나오질 못하고 내부로 역류하는 현상과, 스크롤 출구로 나가지 않고 컷오프 지나 pos. 1에서 임펠러로 다시 역류하는 현상을 볼 수 있다. (b)에서는 pos. 1에서 역류가 발생하기는 하나 갑자기 유동단면적이 넓어지는 입구로부터 점차 멀어지면서 서서히 스크롤 내부로 유동이 유입되며 유동이 스크롤 출구로 향하는 것을 볼 수 있다. (c)는 뒷판에 가까워짐에 따라 주유동이 완전히 발달하며 임펠러를 빠져나온 유동이 스크롤 내부를 따라 출구로 향하며 전 영역에서 역류현상이 사라지는 모습을 보여주고 있다.

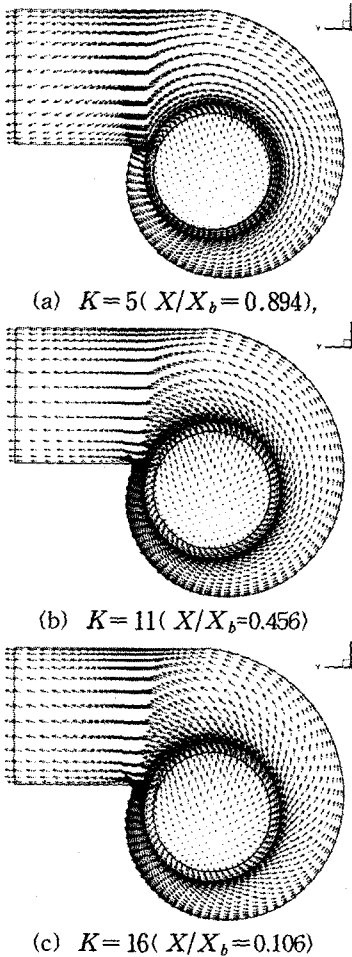


Fig. 9 Velocity vectors on $\xi-\eta$ plane

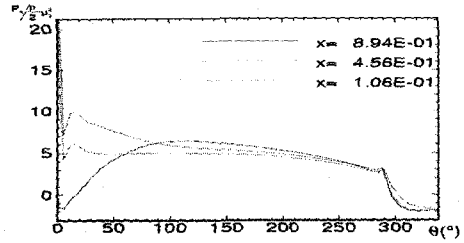


Fig. 10 Sirocco fan scroll static pressure

3.4. 스크롤 외벽에서의 압력분포

Fig. 10에서는 스크롤 벽면을 따라 압력분포를 나타내었다. Endwall쪽의 컷오프 근처에서 가장 큰 압력이 가해지고 있음을 알 수 있다.

4. 결 론

원심다익송풍기의 3차원 유동장의 해석에 적용된 수치계산결과를 볼 때, 원주방향 및 반경방향 속도성분을 정량적으로 잘 예측하고 있음을 알 수 있었으며, 이로부터 임펠러 운동을 모사한 수학적 모델의 타당성을 검증할 수 있었다. 또한, 스크롤 내부에서 주유동이 지나지 못하는 재순환 영역이 존재하는 것과 유동의 비대칭성 등 3차원성을 갖는 복잡한 유동현상을 관찰할 수 있었다.

본 연구의 결과는 원심다익송풍기의 유동장 해석 및 수치최적설계에 매우 효과적이고 경제적인 수단을 제공할 것으로 사료된다.

5. 참고문헌

- (1) Eck, B., Fans, 1975, Pergamon Press
- (2) X. Chen, K. Y. Kim, S. Y. Kim, 1996, "Numerical Simulation of Three-Dimensional Viscous Flow in A Multiblade Centrifugal Fan," 1996 ASME Fluid Engineering Division Summer Meeting, Vol. 3(FED Vol-238), pp. 647-652
- (3) 김세운, 김광용, 첸시, 1996, "원심다익송풍기 내 3차원 유동의 Navier-Stokes 해석," 대한기계학회 춘계학술대회, Vol. B, pp. 310-333
- (4) J. K. Kim, S. H. Kang, 1998, "Effects of the Scroll on the Performance and Flow Field of a Sirocco Fan," 7th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC-7), Kaanapali, Maui, Hawaii, U.S.A., Vol. C, pp. 1318-1327
- (5) Launder, B. E., and Spalding, D. B., 1974, The Numerical Computational of Turbulent Flows, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 3, pp. 269-289
- (6) Peric, M., 1985, A Finite Volume Method for the Prediction of Three-Dimensional Fluid Flow in Complex Ducts, PhD Thesis, Imperial College, London, August