

삼차원 Navier-Stokes 해석과 반응면기법을 이용한 원심다익송풍기의 최적설계

서 성 진* · 김 광 용†

(2003년 5월 2일 접수, 2003년 8월 6일 심사완료)

Design Optimization of A Multi-Blade Centrifugal Fan with Navier-Stokes Analysis and Response Surface Method

Seoung-Jin Seo and Kwang-Yong Kim

Key Words : Multi-Blade Centrifugal Fan(원심다익송풍기), Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equation(레이놀즈평균 나비에-스톡스 방정식), Design Optimization(설계최적화), $k-\epsilon$ Turbulence Model($k-\epsilon$ 난류모델), Response Surface Method(반응면 기법)

Abstract

In this paper, the response surface method using three-dimensional Navier-Stokes analysis to optimize the shape of a multi-blade centrifugal fan, is described. For numerical analysis, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with standard $k-\epsilon$ turbulence model are transformed into non-orthogonal curvilinear coordinate system, and are discretized with finite volume approximations. Due to the large number of blades in this centrifugal fan, the flow inside of the fan is regarded as steady flow by introducing the impeller force models for economic calculations. 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. Design variables, location of cur off, radius of cut off, expansion angle of scroll and width of impeller were selected to optimize the shapes of scroll and blades. Data points for response evaluations were selected by D-optimal design, and linear programming method was used for the optimization on the response surface. As a main result of the optimization, the efficiency was successfully improved. It was found that the optimization process provides reliable design of this kind of fans with reasonable computing time.

기호설명	
b : 임펠러 폭 c_u : 원주방향 절대속도성분 D : 직경 f : 목적함수 H : 전압수두 k : 난류 운동에너지 n : 설계변수의 수 R_c : 설부 반경	u_1 : 임펠러 입구의 회전속도 u_2 : 임펠러 출구의 회전속도 v_r : 반경방향 절대속도성분 x_i : 설계변수 α : 스크롤의 확대각 β : 다항식 계수 ϵ : 난류 운동에너지의 소멸율 η : 효율 θ_c : 설부 위치

* 회원, 인하대학교 대학원 기계공학과

† 책임저자, 회원, 인하대학교 기계공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

TEL : (032)860-7317 FAX : (032)868-1716

1. 서 론

원심다익송풍기는 고효율, 저소음 및 고품량의 특성을 가져 공기조화시스템에 널리 사용되고 있

다. 이 원심송풍기는 임펠러의 반경비와 폭이 크고 날개수가 많다는 점에서 다른 종류와의 원심송풍기와 외형적으로 차별이 되고 있다.

고성능의 송풍기를 설계하기 위해서는 송풍기 유동장에 대한 정밀한 정보가 필수적이다. 원심다익송풍기의 내부유동장에 대해서는 5공 프로브^(1,2)와 spark tracing method⁽³⁾ 등을 이용한 실험적 연구들이 수행된 바 있다. 이 실험들의 결과는 공히 임펠러 입구부에 재순환유동이 발생하고, 스크롤(scroll) 내부에는 강한 삼차원 유동이 형성됨을 보여주었다. 그리고 최근에는 전산유체역학의 괄목할 만한 발전에 힘입어 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 하는 전산유체역학적 해석이 송풍기와 같은 터보기계의 해석과 설계에 매우 유용한 수단을 제공할 수 있게 되었다. Seo 등⁽⁴⁾은 임펠러 내의 흐름을 모델링하여 원심다익송풍기 내 유동장의 삼차원해석의 계산시간을 획기적으로 단축하였으며, 임펠러 출구면에서의 속도성분들, 정압, 그리고 유동각들의 계산치가 높은 유량계수에 대해 실험치와 잘 일치함을 보였다.

Roth⁽⁵⁾는 $4b/D_1 = 2.0$, $D_1/D_2 = 0.8$ 를 갖는 원심다익송풍기의 로터에 대해서 성능분석에 의한 최적화 연구를 수행하여 유량, Reynolds 수, 날개각 및 날개 수의 효율과의 관계를 규명하고자 하였다. 그의 연구에 의하면 최대효율과 최대 압력 상승은 날개가 40개 일 때 나타났으며 최고 효율 점에서의 전압상승 및 전압효율은 출구 유동각이 -80° 일 때 최대가 되었다. 최근 Han 등⁽⁶⁾은 동일한 송풍기에 대해 재순환 유동으로 인한 임펠러의 유동차단영역에 대해 연구하였으며, 스크롤 내 유동장을 2차원유동으로 가정하여 해석하고, 설부(cut off)의 형상을 반응면 기법(response surface method)을 이용하여 최적화하였다.

본 연구에서는 삼차원 Navier-Stokes 해석을 바탕으로 하는 반응면 최적화기법을 효율을 최대화하기 위한 목적으로 원심다익송풍기의 공력학적 형상 최적설계에 적용하였다. 원심다익송풍기의 유동장은 매우 복잡한 비정상유동장으로서 삼차원 유동해석을 그대로 적용할 경우 계산시간이 과다하여 반복적인 유동해석이 필요한 수치최적설계를 수행하는 것이 현실적으로 불가능하다. 이로 인해 Han 등⁽⁶⁾은 이차원 유동해석을 근사적으로 적용한 바가 있으나, 본 연구에서는 저자들의 선행연구⁽⁴⁾에서 제시한 수학적 모델을 사용하여 삼차원 해석의 계산시간을 대폭 줄임으로써 수치최적설계가 가능하도록 하였다. 설계변수로 설부의 위치와 곡률반경, 스크롤의 확대각 및 임펠러의 폭 등 네

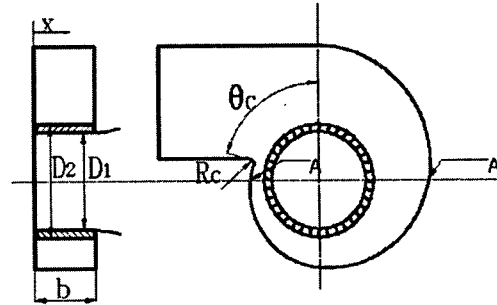


Fig. 1 Geometry of the multi-blade centrifugal fan

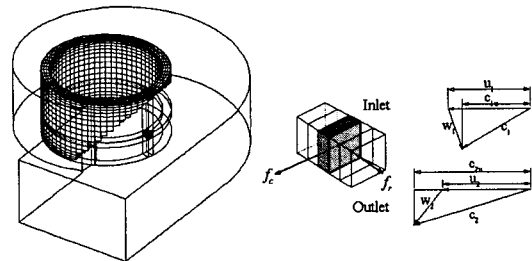


Fig. 2 Grid system of the impeller block, diagram of forces acting on the cell and velocity triangles

가지의 변수를 채택하여 최적화를 수행하였다.

2. 유동해석방법

Seo 등⁽⁴⁾의 임펠러 모델을 사용하여 원심다익송풍기 내의 유동을 정상상태로 가정하고 다음의 비압축성 난류유동의 삼차원 Reynolds 평균 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 계산하였다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho v_i) = 0 \tag{1}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho v_i v_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial v_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \overline{\rho v_i' v_j'} \right] + \bar{s}_i'' \tag{2}$$

여기서 v_i 와 v_i' 은 각각 평균 및 변동 속도이고 \bar{s}_i'' 는 생성항이다.

난류 계산을 위한 난류모델로는 표준 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 지배방정식들은 비직교곡선좌표계로 변화하였으며 유한체적법으로 이산화하였다. 대류항에 대한 수치도식은 linear upwind 도식이 사용되었다. 선형대수방정식의 계산을 위해서 SIP(strongly implicit procedure)⁽⁷⁾가 사용되었고, 압력

계산을 위해서는 SIMPLEC 알고리즘이 사용되었다.

Fig. 1과 같은 구조의 원심다익송풍기의 계산을 위해서 다양한 경계조건이 사용되었다. 입구에서는 속도와 난류특성치들의 균일한 분포가 가정되었다. 각 블록(block)의 출구에서는 Neumann 조건이 사용되었다. 점착조건이 고체벽면에 적용되었으며, 난류에 대한 벽 경계조건으로는 실험적인 벽함수가 사용되었다.

본 연구에서는 격자계에 대한 다중블록시스템(multi-block system)이 적용되었다. 전체 계산영역은 세 블록으로 분할되었는데, 이들은 중심부, 임펠러 및 스크롤 블록이다. 블록 경계를 따른 격자점들은 인접 블록의 대응 격자점들과 일치되도록 하였다. 압력 뿐만 아니라 압력구배가 블록 경계면에서 연속이 되도록 조건을 부여하였다.

임펠러를 통과하는 유동은 움직이는 블레이드로 인해 힘을 받게 되는데, 이 힘은 유동의 방향과 각운동량을 변화시킨다. 그러므로 수치계산에서 회전 블레이드에 의한 힘은 임펠러 블록내 각 계산격자에 작용하는 체적력의 형태로 수학적으로 모형화 될 수 있다. 본 연구에서는 이러한 개념에 의해 저자들이 선행연구(4)에서 개발한 임펠러 모델을 사용하여 반복적인 유동해석에 소요되는 계산시간을 상당히 단축하였다. 이 모델에서는 임펠러 블록 내에서 작용하는 블레이드에 의한 힘의 반경과 원주방향 성분을 공히 임펠러 입구와 출구에서의 유량과 유동조건들의 함수로 나타낸다(Fig. 2). 이러한 힘들의 모델은 이산화된 운동량방정식의 생성항(source term)에 포함되어 실제 임펠러 블레이드의 형상을 삽입하지 않아도 임펠러 블레이드의 역할을 묘사할 수 있게 된다. 유동해석에 사용된 코드는 선행연구(4)에서 사용한 코드와 동일하다.

3. 최적설계기법

반응면 기법(8)을 이용한 최적화는 최적화에 필요한 일련의 통계학적 및 수학적 기법의 적용과정이다. 이 과정은 수치해석(혹은 실험)에 의한 자료의 취득, 이 자료를 바탕으로 한 반응면의 구성 및 반응면 상에서의 목적함수의 최적화이다. 이 반응면 기법은 원래는 실험치로부터 실험식을 얻기 위해 고안되었으나, 실험의 횟수를 단축할 수 있는 잇점이 있어 최근에는 최적화 문제에 폭 넓게 적용되고 있다.(9)

다항식형태의 반응면이 보편적으로 사용되고 있으며, 이 경우 다항식의 미지의 상수들은 회귀과정(regression process)에 의해 결정된다. 반응면은

보통 2차의 다항식으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$f = \beta_0 + \sum_{j=1}^n \beta_j x_j + \sum_{j=1}^n \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i=1}^n \sum_{\substack{j=1 \\ i \neq j}}^n \beta_{ij} x_i x_j \quad (3)$$

여기서 x_i 는 설계변수, f 는 측정된 반응값이고, n 은 설계변수의 수를 나타내며, 다항식 계수(β_0, β_1 등)의 개수는 $(n+1)(n+2)/2$ 이다. 본 연구에서는 다항식의 계수들을 구하기 위해 표준 최소자승법을 사용하였다. 이 경우 자료의 수는 최소한 계수들의 수 보다 많아야 한다.

반응면을 구성하는데 필요한 자료의 수를 줄이기 위해 실험계획법(DOE; design of experiment) 중 D-optimal design(10)이 사용되었다. 이 방법에 의해 계수 수의 단지 1.5 배에서 2.5 배 정도 되는 수의 자료들만 가지고도 신뢰할 만한 결과가 얻어질 수 있다고 보고(11)되고 있으며 Giunta 등(12)은 이 기법을 사용하여 다섯 개의 설계변수를 사용한 경우에 대해 충분히 신뢰할 만한 반응면을 구성하였다.

본 연구에서 사용한 목적함수는 다음과 같이 정의되었다.

$$f = 1 - \eta \quad (4)$$

여기서 η 는 효율로서 다음과 같다.

$$\eta = \frac{\text{actual head rise}}{\text{ideal head rise}} = \frac{H_{ex} - H_{in}}{u_2 c_{2u} - u_1 c_{1u}} \quad (5)$$

여기서 하첨자 in 과 ex는 각각 송풍기의 입구와 출구를 나타낸다. 원주방향 절대속도 성분 c_u 는 다음식에 의해 얻어진다.

$$c_{2u} = u_2 + v_{r2} \cdot \cot(\beta_2) \quad (6)$$

여기서 u_2 와 v_{r2} 는 각각 임펠러 출구에서의 원주방향 속도 및 반경방향 절대속도를 의미한다.

본 연구에서 설계를 위해 사용된 임펠러와 스크롤에 대한 설계변수들 즉, 설부의 위치(θ_c)와 곡률반경(R_c) 그리고 임펠러 폭(b) 등을 Fig. 1에 나타내었다. 또한 스크롤의 확대각(α)이 추가적인 설계변수로서 사용되었다. 이 설계변수들 중에서 임펠러의 폭(b)은 식 (5)의 이론수두를 계산할 때 수두의 값에 직접적인 영향을 미친다(Fig. 2).

Table 1 Design space

Variable	Lower bounds	Upper bounds
Location of cutoff, θ_c (°)	70	84
Radius of cutoff, R_c (mm)	4	6
Expansion angle of scroll, α	3.7	5.7
Width of impeller, b/D_2	0.4	0.7

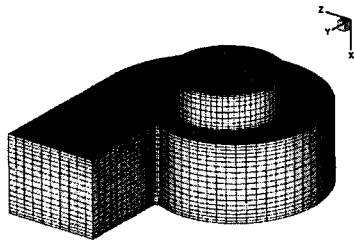


Fig. 3 Grid alignments for numerical calculation

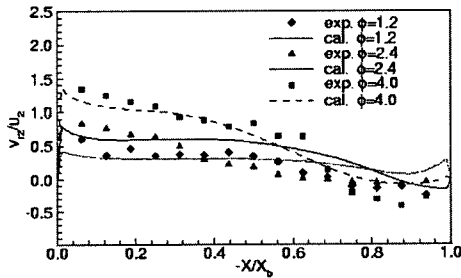


Fig. 4 Comparisons of computational results with measurements at the impeller exit (2, 4)

Table 1에 반응면을 구성하기 위한 각 설계변수들의 실험점의 영역을 나타내었고 이 실험점들 중에서 D-optimal 기법에 의해 선택된 실험점에서의 형상변수 값에 의해 스크롤 및 임펠러의 형상이 정해진다.

4. 결과 및 검토

본 연구에서 대상으로 하는 송풍기의 단면도는 Fig. 1 과 같다. 계산에 사용된 계산 격자계는 Fig. 3 에 나타내었다. 각 블록에서의 계산격자수는 중심부에서 30×18×18 , 임펠러부에서 6×66×20 , 그리고 스크롤부에서 96×12×20 개를 사용하였다. 작동유체는 20°C 에서 밀도 1.22kg/m³, 점성계수 1.8×10⁻⁵ Ns/m² 인 공기이다. 임펠러의 회전속도는 1140rpm 이다. 한번의 완전히 수렴된 유동해석 결과를 얻기 위해 2GHz 의 Pentium-IV 프로세서에서 약 2 시간의 CPU 시간이 소요되었다.

Table 2 The quality of the 2nd order response surface

Model	R ²	R _{adj} ²	Std. error of the estimate
1	0.983	0.973	2.08E-02

본 연구에서 사용한 유동해석기법은 선행연구(4)에서와 동일하고, 이 해석결과의 타당성에 대해서는 선행연구에서 Kim 과 Kang(2)의 실험치와 비교하여 충분히 검토한 바 있다. 한 예로, Fig. 4 에서는 임펠러출구(θ = 270° 위치)에서 반경방향 속도 성분의 축방향(X) 분포를 세가지 유량계수에 대해 실험치(2)와 비교하고 있다. 여기서, X_b 는 임펠러의 축방향 길이이다. 계산치는 반경방향 속도가 흡입구 부분에서 작은 값을 보이나, 스크롤 뒷판 근처에서는 거의 일정한 크기를 유지함을 나타낸다. 유량계수가 2.4 와 4.0 으로 큰 경우에는 흡입구 쪽에서 반경방향 속도성분이 음인, 즉 임펠러 내부로 유동이 역류되어 들어오는 경우가 발생한다. 계산치와 실험치는 역류부분을 제외하고는 비교적 잘 일치한다.

수치 실험점을 결정하기 위해서 Table 1의 각 설계 변수들을 -1에서 1까지 무차원화 하였다. 반응면 기법에서 4 개의 설계변수를 사용할 경우 n_t = (n+1)(n+2)/2 개 즉, 15 개의 미지 상수를 결정하여야 하는 데 이를 위해 본 연구에서는 D-optimal 기법에 의해 총 42 개의 수치 실험점을 선택하였다. 각각의 미지상수는 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS 를 사용하여 구하였다. 완성된 반응함수는 T-검정과 ADJUST R² 법을 사용하여 신뢰도를 높였다. ANOVA 와 회귀분석의 결과는 Table 2 에 나타내었다. 이 때 반응면 기법에 의한 ADJUST R² 가 0.9 ≤ R²_{adj} ≤ 1.0 의 범위 내에 존재할 경우 얻어진 반응면은 신뢰할 수 있다고 알려져 있다.(12) 따라서, 본 연구의 경우 형성된 반응면은 신뢰할 만한 수준인 것으로 판단된다.

형성된 반응면으로부터 최적점을 찾기 위한 최적화 기법으로 선형계획법(linear programming)이 사용되었다.

Fig. 5 에 초기 형상과 최적화된 형상에서의 각 설계변수에 대한 목적함수의 민감도를 나타내었다 여기서 dv 는 각 설계변수를 -10%로부터 +10%까지 변화시킨 것을 의미한다. Fig. 5(a)에서 설계변수 중 임펠러 폭 (b)과 설부 위치 (θ_c)의 경우 dv 의 값이 증가함에 따라 (F_{new} - F_{old})/F_{old} 의 값이 크게 감소하고 있음을 볼 수 있으며 이들 각 변수들의

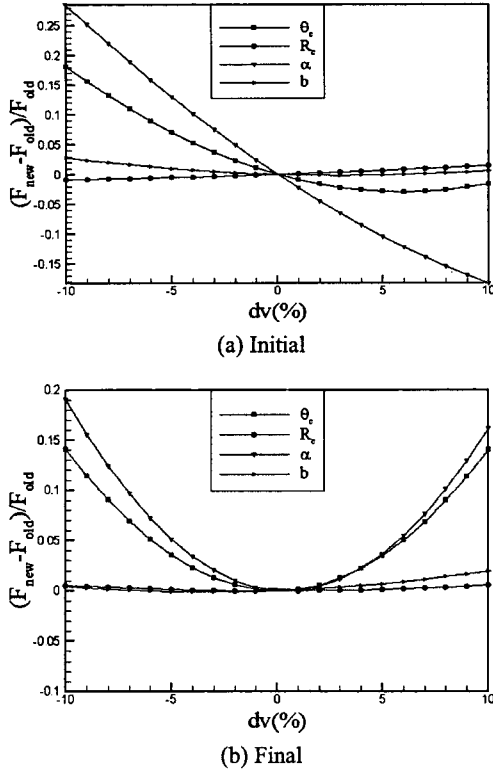


Fig. 5 Sensitivity analysis for initial and final shape

변화에 따른 $(F_{new} - F_{old})/F_{old}$ 의 값이 최소가 되는 점이 최적점이 된다. 최적점에서의 민감도를 나타낸 Fig. 5(b)를 살펴보면 각 설계변수에 대하여 $dv=0$ 에서 $(F_{new} - F_{old})/F_{old}$ 가 최소값을 가지며 이는 선형계획법에 의해 목적함수의 최적점을 정확하게 탐색하였음을 의미한다. 또한 설부의 반경과 임펠러의 폭 보다는 설부의 위치 및 스크롤의 확대각이 목적함수에 더 큰 영향을 미치는 설계인자임을 알 수 있다.

Table 3에 최적점에서 각 설계변수의 값을 나타내었다. 설부의 원주방향 위치와 설부의 반경은 각각 75° 와 $0.064 D_2$ 의 근방에서 효율을 최대로 하였으며 이는 Han 등⁽⁶⁾이 제시한 최적형상에서의 값과 유사한 결과이다. 그런데, 임펠러 폭(b/D_2)과 확대각(α)의 최적치는 Table 1에 나타난 수치 실험점의 범위로부터 각각 벗어나 있음을 알 수 있다. Table 1의 영역들은 근본적으로 설계공간을 제한하는 구속조건이 아니고, 실험점을 얻기 위한 영역일 뿐이므로, 이 범위 안에 최적점을 설정하는 것이 가장 이상적이나 이 범위에서 크게 벗어나지 않을 경우, 즉 범위의 경계로부터 벗어난 거리가 인접 실험점 사이의 거리 보다 짧을 때에

Table 3 The optimal values of shape

Variable	Optimum value
Location of cutoff, θ_c ($^\circ$)	74.99($^\circ$)
Radius of cutoff, R_c (mm)	5.09 (mm)
Expansion angle of scroll, α	6.521
Width of scroll, b/D_2	0.3438

Table 4 Results of optimization by CFD

	Initial shape	Final shape	Increment(%)
Efficiency	87.6 %	96.9%	10.6%

는 Table 1의 범위 밖에 있을 경우에도 최적점으로 인정할 수 있다.

임펠러의 출구 대 입구의 면적비 즉, $4b/D_1=1.71$ 일 때 효율을 최대로 하였다. 이 수치는 면적비가 2.75인 초기형상과 차이를 보이는데, 이는 좁은 임펠러의 폭에서 효율이 최대가 됨을 보고한 Roth⁽⁵⁾와 $4b/D_2$ 의 증가로 인해 면적비가 증가하여 유동이 임펠러로 유입할 때 유동박리를 야기함으로써 유동차단영역이 커지게 됨을 언급한 Kind⁽¹⁾의 연구결과와 부합된다. 아울러 임펠러 폭과 출구 반경의 변화에 따른 유동차단인자(blockage factor)의 변화를 조사한 Yamazaki⁽¹³⁾의 실험에 의하면 b_2/D_2 가 0.3~0.5 범위일 때 유동차단 인자가 최소가 되고, 이보다 더 작아지면 이 인자가 급격하게 증가함을 밝혔다. 이 연구로부터 임펠러 폭에 대한 최적점이 존재함을 확인할 수 있고, 본 연구에서 얻어진 $b_2/D_2=0.3438$ 값이 이 결과와 상충되지 않음을 알 수 있다.

초기 형상에 비해 최적 형상의 효율이 크게 향상되었음을 Table 4를 통해 알 수 있다. 계산된 효율이 실제 원심다익송풍기 효율 보다 전반적으로 크게 나타나고 있는데, 이는 계산에서는 임펠러와 스크롤간의 간극을 무시하였으므로 이로 인한 손실이 감안되지 않았기 때문이다. 그러므로, 계산된 효율의 절대적인 크기 보다는 최적설계에 의한 효율의 향상을 주목할 필요가 있다.

Table 4에서 제시된 각 형상에 대한 효율이 상당히 크게 예측되었는데, 이는 임펠러 모델을 사용한 원심다익송풍기의 유동해석에서 임펠러와 스크롤 사이의 간극에 의한 누설 손실을 고려하지 않았기 때문으로 사료된다. 이에 대해 Roth⁽⁵⁾는

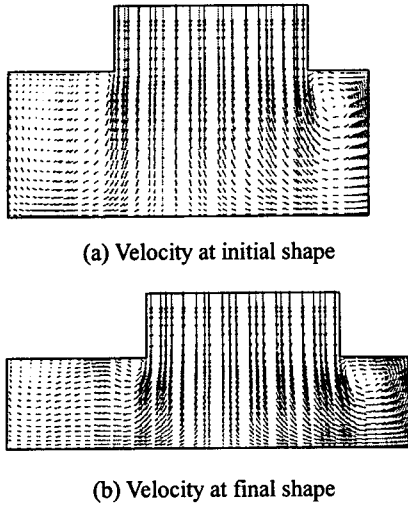


Fig. 6 Velocity vector at initial and final shape

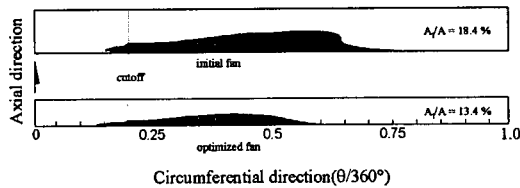


Fig. 7 Inactive zones at the exit of impeller for reference and optimum shapes of centrifugal fan

스크를 폭과 임펠러 폭의 비가 증가함에 따라 즉, $B/b > 1.1$ 인 경우 최고 효율점에서의 효율은 감소한다고 하였다. Fig. 6 에서 초기형상 및 최적화된 형상에서 원심다익송풍기 A-A 단면(Fig. 1)의 속도 분포를 나타내었다. Fig. 7 에서는 임펠러 출구면에서 역류 영역($v_r < 0$)의 분포를 나타내고 있다. 이 그림에 나타난 바와 같이 임펠러 출구면에서의 역류영역이 초기형상의 경우 18.4%, 최적형상의 경우 대략 13.4%를 차지하고 있음을 알 수 있다. 그림에서 A 는 임펠러 출구면적, A_1 는 역류로 인한 유동차단영역의 크기를 나타낸다. 초기 형상과 최적 설계된 형상에서의 내부 유동장을 비교할 때 최적설계로 인해 유동차단영역이 축소되고 이로 인해 손실이 감소하였음을 알 수 있다. 이와 같은 유동차단 영역의 감소로 인해 최적형상에서의 효율이 증가한 것으로 사료된다. Roth⁽⁵⁾는 그의 실험에 의한 최적화 연구에서 좁은 스크에서 보다 큰 효율을 얻을 수 있었다.

Fig. 5 에 나타난 바와 같이 목적함수에 민감하지 않은 설부의 반경과 목적함수(식 (5))의 입력 일과 관련된 임펠러의 폭을 고정시킨 상태에서 나머지 변수들 간의 상관 관계를 고찰하고자, 확대각과

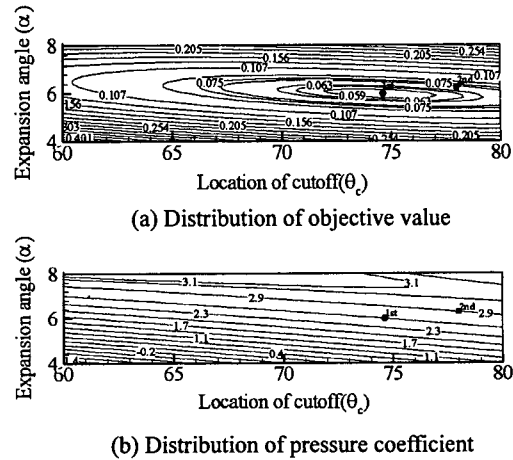


Fig. 8 Distribution of objective values and pressure coefficient

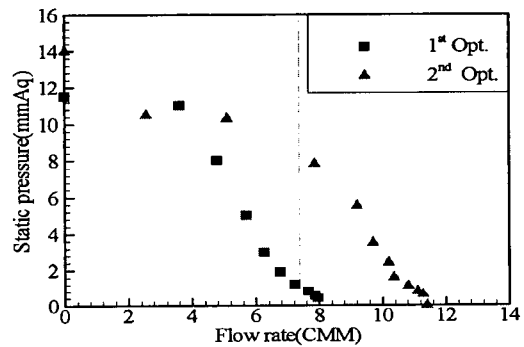


Fig. 9 Empirical performance curve

설부의 위치에 따른 목적함수 및 압력 계수 ($= P/(0.5\rho u_2^2)$)의 분포를 Fig. 8 에 나타내었다. Fig. 8(a)를 살펴보면 설부의 확대각은 대략 6° , 설부의 위치는 대략 $72^\circ \sim 77^\circ$ 근방에서 최대의 효율을 나타내고 있음을 알 수 있다. 설부의 위치 보다는 확대각에 따른 민감도가 큰 것을 알 수 있다. Fig. 8(b)에서 확대각이 증가함에 따라 출구에서의 단면적의 증가로 인해 출구에서의 정압이 상승하고 있음을 알 수 있으며 이는 예견된 바이다. 그러나, Table 3 의 최적설계는 유량이 일정한 상태에서 압력에 대한 아무런 제약 없이 효율만을 최대화한 결과이므로 설계된 송풍기가 설계점에서 필요한 압력을 내지 못할 수 있다. 이에 따라, 본 연구에서는 수치계산으로부터 얻어진 수치 실험점을 바탕으로 정압에 대한 반응면을 구성한 후 설계점에서 최소한의 정압이 유지되도록 정압에 대한 제한 조건을 사용하여 제 2 차 최적설계를 수행하였다.

Fig. 8 을 보면 2 차 최적점은 1 차 최적점으로부터

터 오른쪽에 위치하는데, 이는 Fig. 8(a)에 나타난 바와 같이 1차 최적점에 비해 효율의 감소를 최소화하면서 정압에 대한 제약조건을 만족시키고 있음을 알 수 있다.

2 차에 걸쳐 수행된 최적 설계에 대한 결과로부터 스크롤 및 임펠러를 제작한 후 KS B 6311 규격에 따른 성능시험을 통해 얻은 성능 곡선을 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 9로부터 1 차 설계보다 2 차 설계에서 동일 유량에 대해서 정압이 상승함에 따라 운전 범위가 넓어짐을 확인할 수 있었다. 2 차 설계의 결과 임펠러의 폭이 $b_2/D_2 = 0.5187$ 로 증가하여 임펠러의 입출구 단면적이 커짐에 따라 임펠러의 단면적이 넓어져 풍량이 증가한 것으로 사료된다.

5. 결론

본 연구에서는 원심다익송풍기를 대상으로 설부의 위치와 곡률반경, 스크롤의 확대각 및 임펠러의 폭 등의 네 가지 설계변수를 사용하여 효율 향상을 위해 삼차원 유동해석을 바탕으로 한 수치 최적설계기법을 적용하였다.

원심다익송풍기의 임펠러 힘에 대한 수학적 모델을 사용하여 유동해석의 계산시간을 줄이고 반응면기법을 사용하여 유동해석의 횟수를 42 회로 줄임으로써 효과적인 최적설계가 가능하였다. 아울러, 설계변수에 대한 민감도 해석을 통해 설부의 원주방향 위치 및 스크롤의 확대각이 효율에 매우 민감한 인자임을 알 수 있었다.

반응면으로부터 네 가지 설계변수에 대한 원심다익송풍기의 최적 형상을 얻을 수 있었으며 설계점의 정압에 대해 제한조건을 부과한 2 차 설계로부터 성능곡선에 대한 만족할 만한 결과를 얻을 수 있었다.

참고문헌

(1) Kind, R. J. and Tobin, M. G., 1990, "Flow in a Centrifugal Fan of the Squirrel-Cage Type," Transactions of ASME Journal of Turbomachinery,

Vol. 112, 84~90.
 (2) Kim, J. K. and Kang, S. H., 1997, "Effects of the Scroll on the Flow Field of a Sirocco Fan," ISROMAC-7, Hawaii, pp.1318~1327.
 (3) Kadota, S., Kawaguchi, K., Suzuki, M., Matsui, K., and Kikuyama K., 1994, "Experimental Study on Low-Noise Multiblade Fan,"(1st Report, Visualization of Three-Dimensional Flow between Blades), Vol. 60, pp.102~113.
 (4) Seo, S. J., Xi Chen, Kim, K. Y. and Kang, S.H., 2001, "Modeling Blade Forces in The Analysis of Three-Dimensional Viscous Flow in A Multi-Blade Centrifugal Fan," Recent Advances in Transport Phenomena(ed. I. Dincer and M. F. Yardim), Elsevier Science Publishers, pp.215~220.
 (5) Roth, H. W., 1981, "Optimierung von Trommelläufer,-Ventilatoren," *Strömungsmechanik und Strömungsmaschinen*, Vol. 29, pp. 1~45.
 (6) Han, S. Y., Maeng J. S., and Yoo, D. H., "Shape Optimization of Cutoff in A Multiblade fan/Scroll System Using Response Surface Methodology," *Numerical Heat Transfer, Part B*, Vol. 42, pp.1~12.
 (7) Fletcher, C. A., 1991, *Computational Techniques for Fluid Dynamics 1*, Springer-Verlag.
 (8) Shyy, W., Papila, N., Vaidyanathan, R, and Tucker, K., 2001, *Progress in Aerospace Science*, Vol. 37, pp. 59~118.
 (9) Myers, R. H., 1999, "Response Surface Methodology-Current Status and Future Direction," *Journal of Quality Technology*, Vol. 31, No. 1, pp.30~44.
 (10)Box, M. J. and Draper, N. R., 1971, "Fractional Designs, the XTX Criterion, and Some Related Matters," *Technometrics*, Vol. 13, No. 4. pp.731~742.
 (11) Venter, G., Haftka, R. T., and Starnes, J. H. Jr., 1996, "Construction of Response Surfaces for Design Optimization Applications," AIAA 96-4040-CP.
 (12) Guinta, A. A., 1997, "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experimental Theory and Response Surface Modeling Methods," Ph. D. Thesis, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA.
 (13) Yamazaki, S., and Satoh, R., 1986, "An Experimental Study on the Aerodynamic Performance of Multi-Blade Blowers(1st Report, Measurement of Flow patterns within the Blowers)," *Journal of JSME(B)* (in Japanese), Vol. 52, pp.3987-3992.