설계유량을 변수로 한 원심다익송풍기의 최적설계

서성진† · 김광용*

Design Optimization of A Multi-Blade Centrifugal Fan With Variable Design Flow Rate

Seoung-Jin Seo and Kwang-Yong Kim

Key Words : Design Optimization(설계최적화), Multi-Blade Centrifugal Fan(원심다익송풍기), Response Surface Method(반응면 기법), Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equation(레이놀즈평균 나비어-스톡스 방정식), Design Flow Rate(설계유량)

Abstract

This paper presents the response surface optimization method using three-dimensional Navier-Stokes analysis to optimize the shape of a forward-curved blades centrifugal fan. For numerical analysis, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with k-ε turbulence model are discretized with finite volume approximations. In order to reduce huge computing time due to a large number of blades in forward-curved blades centrifugal fan, the flow inside of the fan is regarded as steady flow by introducing the impeller force models. Three geometric variables, i.e., location of cut off, radius of cut off, and width of impeller, and one operating variable, i.e., flow rate, were selected as design variables. As a main result of the optimization, the efficiency was successfully improved. And, optimum design flow rate was found by using flow rate as one of design variables. It was found that the optimization process provides reliable design of this kind of fans with reasonable computing time.

기호설명

A	유동 단면적
b	임펠러 폭
c_r , c_u	반경방향 및 접선방향 유동 속도성분
d	임펠러 직경
F	목적함수
f	임펠러 힘
$\dot{m}$	질량 유량
n	설계변수의 수
N	회전속도
p_s, p_t	정압 및 전압
r_2, r_3	임펠러출구 및 스크롤 반경
Q	체적 유량
R_c	설부 반경
u	임펠러 회전속도
w	가중치
α	스크롤의 확대각
β	유동각
ε	미끄럼 계수
η	효율
θ_c	설부 위치
ρ	밀도
τ	토오크
ϕ	유량계수 $(=Q/Nd_2^3)$
ψ	압력계수 $(=\Delta p/\rho N^2 d_2^2)$

하첨자

1, 2	임펠러 입구 및 출구
c, r	원주 및 반경 방향
in, ex	송풍기의 입구 및 출구
s, t	정압 및 전압

† 회원, 인하대학교 대학원 기계공학과
* 책임저자, 회원,인하대학교 기계공학부
E-mail : kykim@inha.ac.kr
TEL : (032) 860-7317 FAX : (032) 868-1716

1. 서 론

공기조화시스템에 널리 사용되는 원심다익송풍기는 다른 원심송풍기와 비교하여 임펠러의 반경비와 폭이 크고 많은 수의 전향 날개를 갖는다는 특징이 있다. 임펠러의 큰 반경비로 인해 임펠러 내의 유동은 스크롤의 영향을 크게 받고, 상대적으로 큰 임펠러 폭은 비균일한 유동을 발생시켜 스크롤 내부에서의 강한 삼차원 유동을 야기한다. 아울러, 입구 유동 단면적의 갑작스러운 확대로 인한 임펠러 내에서의 재순환 유동은 유동을 더욱 복잡하게 만든다.

원심다익송풍기의 내부 유동장에 대해서는 다양한 방법으로 실험적 연구들[1-3]이 수행된 바 있다. 수치해석적 연구로서, Guo 와 Kim[4]은 전향익을 갖는 원심다익송풍기에 대해 정상 및 비정상 삼차원 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) 해석을 수행하였고 설부(tongue) 근처를 제외하면 정상상태해석의 결과와 비정상상태 결과가 잘 일치함을 보였다. 그러나, 비정상, 비대칭 및 삼차원성을 보이는 내부유동장의 특성이 해석을 어렵게 하고 많은 계산시간을 요구한다. 이와 같이 복잡한 유동에 대해 RANS 해석시 소요되는 시간을 줄이고자, Seo 등[5]은 임펠러의 힘을 모형화하여 원심다익송풍기 내 유동장의 삼차원 해석의 계산시간을 획기적으로 단축하였으며, 임펠러 출구면에서의 속도 성분, 정압 및 유동각의 계산치가 유량계수가 높은 경우에 실험치와 잘 일치함을 보였다.

삼차원 RANS 해석을 통한 수치최적화는 최근 컴퓨터 성능의 향상으로 유체기계의 설계를 위한 실용적인 도구로서 자리잡고 있다. 공력학적 수치최적화기법으로서 구배법(gradient-based optimization method)은 설계 최적화 기법으로서 널리 사용되어 왔으나[6,7] 수치 해석상의 노이즈로 인해 국부 최적점에 빠질 수 있는 큰 단점을 가지고 있다. 이에 반해 반응면 기법(response surface method)[8]은 전역적인 최적화방법으로서 구배법과 달리 많은 장점을 가지고 있어 최근 다양한 최적화 문제에 적용되고 있다.[9-12]

Ahn 과 Kim[11]은 삼차원 박층근사 Navier-Stokes 해석과 반응면기법을 이용하여 축류압축기 로터의 날개 형상을 최적화하였으며, Lee 와 Kim[6]은 구배법을 이용하여 축류압축기 단단의 동익과 정익의 유동해석 결과로부터 정익의 형상에 대한 최적화를 수행하였다. 원심다익송풍기에 대해서 Han 등[12]은 유동차단영역의 특성을 조사한 후 이차원 RANS 해석과 반응면 기법을 사용하여 설부의 형상을 최적화하였다. 그러나, 스크롤 내부의 강한 삼차원 유동 구조를 동반하는 원심다익송풍기에 이차원 해석을 적용하기에는 다소 무리가 있다.

위에서 언급한 연구들에서는 공히 유체기계의 날개를 설계하기 위해 유량이 고정된 상태에서 수치최적화를 수행하였다. 만일 Fig. 1 에서 다른 최적 최적화 연구에서와 같이 설계 유량을 Q_{ini} 에 고정시킨다면 곡선 A 는 곡선 B 보다 더 좋은 효율을 보인다($\eta_A > \eta_{B'}$). 그러나, 일정한 유량범위 내에서는 곡선 A 보다 더 높은 효율을 보이는 곡선 B 를 찾는 것이 가능할 수 있다($\eta_B > \eta_A$). 그러므로, 유체기계의 비속도가 크게 변하지 않는다면, 일정한 유량 범위에서 유량을 설계변수로 사용할 경우보다 향상된 최적화 결과를 얻을 수 있을 것이다.

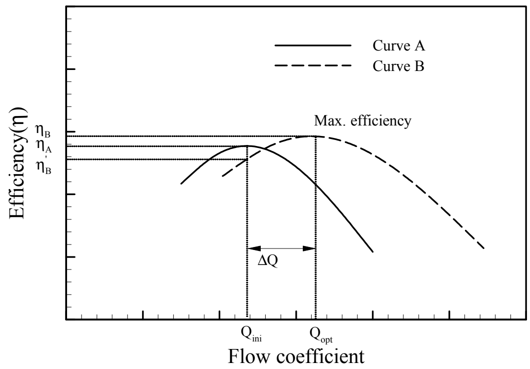

Fig. 1 Efficiency curves with different design flow rates

본 연구에서는 삼차원 Navier-Stokes 해석을 바탕으로 하는 반응면 최적화기법을 효율을 최대화하기 위한 목적으로 원심다익송풍기의 공력학적 형상 최적설계에 적용하였다. 원심다익송풍기 내 복잡한 삼차원 비정상 유동의 RANS 해석 시간을 줄이기 위해 임펠러 힘의 수학적 모델(5)을 사용한 정상상태 삼차원 해석을 수행하였다. 기하학적 설계변수로 설부의 위치, 곡률반경 및 임펠러 폭을 채택하였고, 팬의 운전과 관련된 변수로는 유량을 설계변수로 사용하여 최적화를 수행하였다.

2. 유동해석방법

본 연구에서는 비압축성 삼차원 정상유동에 대한 연속 방정식 과 Reynolds 평균 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 계산을 수행하였다. 송풍기 내부의 유동은 Seo 등[5]이 제시한 임펠러 모델을 사용하여 정상상태로 간주하였다. 난류 계산을 위해서는 표준 $k-\varepsilon$ 모델[13]을 사용하였고, 지배방정식들은 비직교곡선좌표계로 변환하였으며 유한체적법으로 이산화하였다. 대류항에 대한 수치도식으로는 linear upwind 도식이, 확산항에 대해서는 중앙차분 도식이 사용되었다. 선형대수방정식의 계산을 위해서 SIP(strongly implicit procedure),[14] 압력계산을 위해 SIMPLEC 알고리듬이 사용되었다.

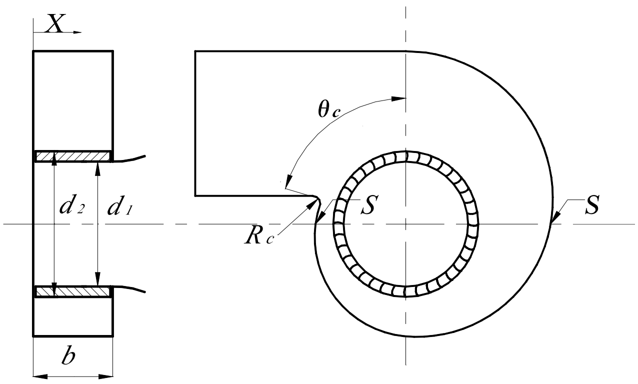

Fig. 2 Geometry of the multi-blade centrifugal fan

Fig. 2 와 같은 구조의 원심다익송풍기에 대한 계산을 위해 다양한 경계조건이 사용되었다. 본 연구에서는 입구에서의 입구 속도 및 난류특성치들에 대한 실험 데이터가 없기 때문에 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 블록 내 각 계산격자에 작용하는 체적력의 형태로 수학적으로 모형화될 수 있다. 본 연구에서는 이러한 개념에 의해 저자들이 선행연구[(5)]에서 개발한 임펠러 모델을 사용하여 반복적인 유동해석에 소요되는 계산시간을 상당히 단축하였다. 이 모델에서는 임펠러 블록 내에서 작용하는 블레이드에 의한 힘의 반경과 원주방향 성분들을 임펠러 입구와 출구에서의 유량과 유동 조건들의 함수로 다음과 같이 나타낸다(Fig. 3).

$$f_c = \dot{m}\left[d_2\left(d_2\omega/2 - c_{2r}\cot\beta_2\right)\varepsilon - d_1 c_{1u}\right]/\bar{d} \qquad (1)$$

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

여기서 $\dot{m}$, d, ω, β, ε, ρ, $\bar{A}$, c, u, r, ΔV, 과 η_{im}은 각각 질량 유량, 임펠러 반경, 각속도, 유동각, 미끄럼 계수, 밀도, 평균 유동 단면적, 원주방향 유동 속도, 날개 회전속도, 반경, 검사 체적, 그리고 임펠러 효율을 의미하고 하첨자 1 과 2 는 각각 임펠러의 입구와 출구를 나타낸다. Fig. 3 에 나타난 바와 같이, 임펠러 블록은 많은 수의 계산 격자로 이루어져 있으며, 위의 식에서 체적력 f_c 와 f_r 은 임펠러의 입구와 출구에서의 국부적인 속도 즉, c_{1u}, c_{1r}, c_{2u} 그리고 c_{2r} 로 계산되어 진다. 그러므로 체적력은 축방향 및 원주방향의 함수이다. 이때 임의의 축방향과 원주방향 위치에서 반경방향으로는 힘이 검사체적의 부피에 비례하여 분포되도록 한다. 이 체적력은 임펠러 블록에서 각 검사체적에 대한 이산화된 운동량 방정식의 소스항에 저장된다. 날개 힘과 관련된 물리량은 블록 내에서 균일하지 않고 매 반복 계산시 마다 변경된다. 그러므로, 임펠러 블록 내의 삼차원 비축대칭 유동장이 이 모델로부터 계산될 수 있다.

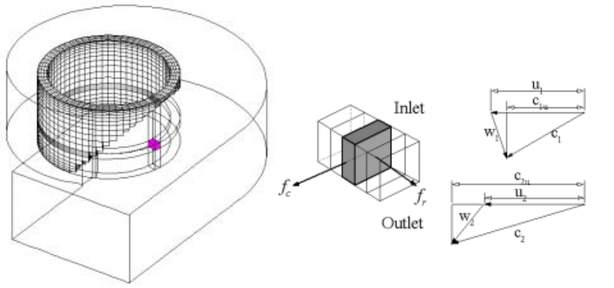

Fig. 3 Grid system of the impeller block, diagram of forces acting on the cell and velocity triangles.

해의 안정성을 위하여 힘의 각 성분을 계산하는 과정에서 다음과 같이 국부적인 힘(f^{local}) 과 평균 힘(f^{aver}) 을 가중치, w 를 사용해 평균한다.

$$f_c = w_c f_c^{aver} + \left(1 - w_c\right) f_c^{local} \qquad (3)$$

$$f_r = w_r f_r^{aver} + \left(1 - w_r\right) f_r^{local} \qquad (4)$$

여기서 평균 힘, f^{aver} 은 원주방향으로 평균된 힘을 의미하며, 평균속도들 즉, 임펠러 입구에서의 속도 $\overline{c_{1u}}$ 과 $\overline{c_{1r}}$, 그리고 임펠러 출구에서의 속도 $\overline{c_{2u}}$ 과 $\overline{c_{2r}}$ 들을 이용해 계산한다. 이 속도들은 유량계수와 속도삼각형으로부터 계산된다. 위 임펠러 힘의 모델에서, 미끄럼 계수와 효율은 미리 알려져야 하는데, 본 연구에서는 이 값들을 Kim 과 Kang [(2)]의 실험 결과로부터 얻었다.

3. 최적설계기법

반응면 기법[(8)]을 이용한 최적화는 최적화에 필요한 일련의 통계학적 및 수학적 기법들의 적용과정이다. 이 과정은 수치해석(혹은 실험)에 의한 자료의 취득, 이 자료를 바탕으로 한 반응면의 구

성 및 반응면 상에서의 목적함수의 최적화로 이루어진다. 반응면 기법은 원래 실험치로부터 실험식을 얻기 위해 고안되었으나, 실험의 횟수를 단축할 수 있는 이점이 있어 최근에는 최적화 문제에 폭 넓게 적용되고 있다.[15]

다항식형태의 반응면이 보편적으로 사용되고 있으며, 이 경우 다항식의 미지의 상수들은 회귀과정(regression process)에 의해 결정된다. 반응면은 보통 이차의 다항식으로 나타내어진다. 이때, 설계변수의 개수가 n 이라고 할 때, 다항식 계수의 개수는 $(n+1)(n+2)/2$ 이다. 본 연구에서는 다항식의 계수들을 구하기 위해 표준 최소자승법을 사용하였다. 이 경우 자료의 수는 최소한 계수들의 수보다 많아야 한다.

본 연구에서 목적함수는 다음과 같이 정의되었다.

$$f = 1 - \eta \tag{4}$$

여기서 η는 효율로서 다음과 같다.

$$\eta = \frac{\left(p_{s,ex} - p_{s,in}\right)\cdot Q}{\tau \cdot \omega} \tag{5}$$

여기서 p_s는 정압을, 하첨자 in 과 ex 는 각각 송풍기의 입구와 출구를 나타낸다. Q 는 유량, ω는 임펠러의 각속도이다. 토크, τ는 식 (1)로 제시된 임펠러의 원주방향 힘으로부터 계산된다. 따라서 식 (5)의 분모 즉, 팬 입력일률은 임펠러 모델에 의해서 계산되어 질 수 있다.

Table 1 Geometric data for forward-curved blades centrifugal fan (reference shape)

Impeller		Blade		scroll	
d_2 (mm)	310	β_1	67.8°	α	7.86°
d_1/d_2	0.838	β_2	151.3°	$r_3 = r_2 e^{\theta \cdot \tan\alpha}$	
B (mm)	160	Thickness	1.2 mm	θ_c	71°
Number of blades	48	Shape	circular arc	R_c (mm)	10

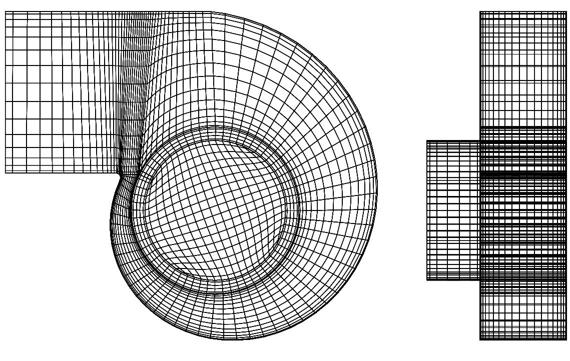

Fig. 4 Computational Grids

본 연구에서 설계를 위해 사용된 임펠러와 스크롤에 대한 설계변수들 즉, 설부의 위치(θ_c)와 곡률반경(R_c) 그리고 임펠러 폭(b) 을 Fig. 2 에 나타내었다. 그리고, 유량(Q) 역시 설계변수로서 사용되었다. 그러므로 세 개의 기하학적 변수와 송풍기의 운전과 관련된 하나의 변수가 설계변수로서 선택되었다.

4. 결과 및 검토

본 연구에서 대상으로 하는 송풍기의 단면도는 Fig. 2 에 나타난 바와 같다. 기준형상에 대한 형상변수의 값들은 Table 1 에 나타내었다. 이 형상은 Kim 과 Kang[2]의 실험에 사용된 형상과 동일하다. 계산 격자계는 Fig. 4 에 나타내었다. 각 블록의 계산격자수로 중심부에서 $26\times18\times18$, 임펠러부에서 $6\times66\times20$, 그리고 스크롤부에서 $96\times16\times20$ 개를 사용하였다. 작동유체는 $20°C$ 에서 밀도 $1.22 kg/m^3$, 점성계수 1.8×10^{-5} Ns/m^2 인 공기이다. 임펠러의 회전속도는 $250 rpm$ 이다. 한번의 완전히 수렴된 유동해석 결과를 얻기 위해 2GHz 의 Pentium-IV 프로세서에서 약 2 시간의 CPU 시간이 소요되었다.

임펠러 힘에 대한 모델(식 (1) 과 (2))을 사용한

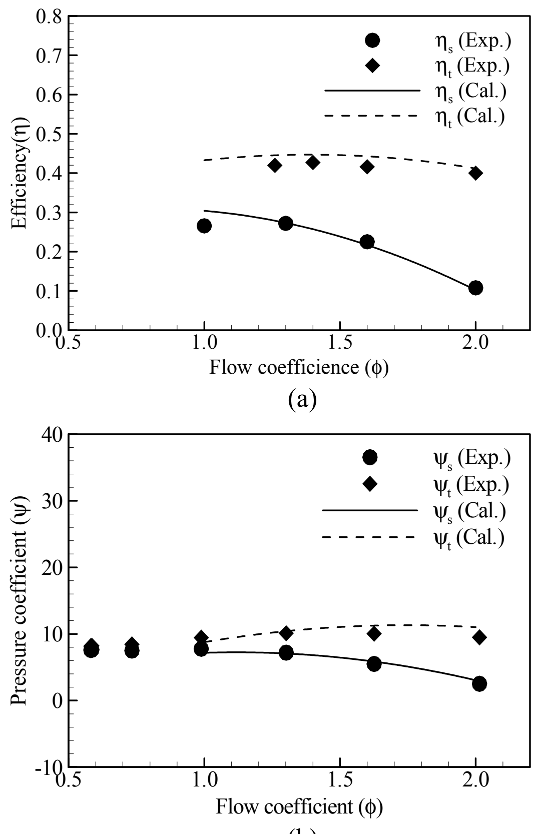

Fig. 5 Comparison of efficiency curves between computation and experiment

Table 2 Ranges of design variables for selection of the points for response evaluation

Variables	Lower Bounds	Upper Bounds
Location of cutoff, θ_c (°)	60	80
Radius of cutoff, R_c (m)	0.003	0.015
Width of impeller, b/d_1	0.6	0.8
Flow coefficient	1.15	1.65

Table 3 Quality of the 2nd order response surface for the objective function

Model	R^2	R^2_{adj}	Std. error of the estimate
1	0.841	0.807	1.3800

Table 4 Results of optimization

	Reference	Optimization
Efficiency	27.7 %	38.8 %
Static pressure coefficient at design point	9.97	10.66

해석결과의 타당성에 대해서는 선행 연구[5]에서 Kim 과 Kang[2]의 실험치와 비교하여 충분히 검토한 바 있다. 본 연구에서는 선행 연구[5]에서와 동일한 해석코드를 사용하였다.

Fig. 5 에서는 기준 형상에 대해서 수치 계산에 의해 얻어진 효율 및 성능곡선을 Kim 과 Kang[2]의 실험치와 비교하였다. 이전의 연구[5]에서 속도 분포를 잘 예측하지 못하였던 저유량 범위를 제외하면 효율곡선은 실험결과와 잘 일치함을 볼 수 있다. Fig. 5(b)에서 보여진 성능곡선 역시 실험 결과와 잘 일치함을 알 수 있다. 이 연구에서 임펠러와 케이싱 사이의 간극은 유동해석시 고려되지 않았고 따라서, 이 간극을 통한 누설 유량과 이와 관련된 손실은 무시되었다. 그러므로 계산 오차는 부분적으로 이러한 가정에 의해 발생한 것으로 사료된다. 그러나, 설계점 부근에서의 성능 및 효율은 임펠러의 근사모델을 사용하였음에도 불구하고 정확하게 예측하고 있음을 알 수 있다. 이와 같이 만족할 만한 결과가 얻어진 이유로는 임펠러 힘의 모델(Eq. (1))에 미끄럼계수에 대한 Kim 과 Kang[2]의 실험값을 사용하였기 때문인 것으로 생각된다.

Guo 와 Kim[4]은 본 연구에서 대상이 된 모델과 유사한 원심다익송풍기에 대해 상용 CFD 코드를 사용하여 3 차원 비정상 유동해석을 수행한 바 있는데, 임펠러내의 많은 날개들로 인해 79 만개 이상의 격자점을 사용하였다. 그러나, 본 연구에서는 47,064 개의 격자점 만을 사용하였다. 따라서 본 연구에서는 임펠러 힘에 대한 수학적 모델을 사용함으로써 계산 시간과 기억용량을 크게 줄일 수 있었다.

Table 5 Optimal values of design variables

Variables	Reference	Optimization
Location of cutoff, θ_c (°)	71.0	80.9
Radius of cutoff, R_c (mm)	10.0	13.4
Width of scroll, b/d_1	0.615	0.721
Flow coefficient, φ	1.2	1.479

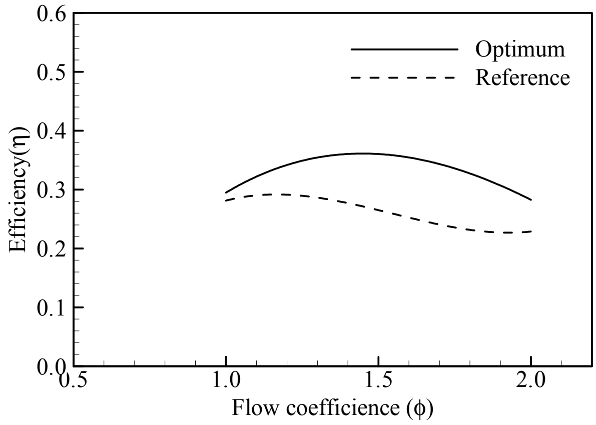

Fig. 6 Comparison of efficiency curves between reference and optimum fans

실험점을 얻기 위한 설계영역의 범위는 Table 2 에 나타내었다. Table 2 에서 나타낸 유량계수의 범위에 대응하는 무차원 비속도, Ω (= $\varphi^{1/2}/\psi^{3/4}$)의 범위는 0.19 로부터 0.20 에 해당한다. 따라서 비속도는 실험점을 얻기 위해 선택한 유량의 범위에서 크게 변하지 않는다. 수치 실험점을 결정하기 위해서 각 설계 변수들을 -1 에서 1 까지 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 완전계승법에 의해 총 81 개의 수치 실험점을 선택하였다. 각각의 미지상수는 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS 를 사용하여 구하였다. 완성된 반응함수는 T-검정과 ADJUST R^2 법을 사용하여 신뢰도를 높였다. ANOVA 와 회귀분석의 결과는 Table 3 에 나타내었다. 형성된 반응면으로부터 최적점을 찾기 위한 최적화 기법으로 선형계획법(linear programming)이 사용되었다.

Table 4 에 나타난 최적화의 결과를 보면 효율이 성공적으로 향상되었음을 알 수 있다. 최적형상에서 38.8%의 최대효율이 얻어졌다. 효율이 높지 않은 것은 낮은 회전속도 때문이다. Kim 과

Kang[2]의 실험에서는 이 보다 높은 회전속도(250-1250rpm)에서 40% 미만의 효율이 얻어졌다. 최대 효율점에서의 정압은 최적화에 의해 미세하게 증가하였다.

설계변수의 최적값은 Table 5 에 나타내었다. 설계변수의 최적값들 중 설부의 위치가 Table 2 에서 나타낸 범위를 벗어난 것을 알 수 있다. 그러나 Table 2 에서 나타낸 설계변수의 범위는 그 변수에 대한 제한 조건이 아니라 실험점을 얻기 위해 선택된 범위이기 때문에, 최적화된 설계 변수의 값이 이 영역을 벗어난다 할지라도 인접한 실험점의 간격보다 작은 범위 내에 존재한다면 그 오차가 크지 않다.

Fig. 6 에 기준 송풍기와 최적화된 송풍기의 효율곡선을 나타내었다. 설계 유량계수 즉, 최고효율을 나타나는 유량계수는 Table 5 에 나타낸 것처럼 1.2 로부터 1.48 로 변화하였다. 이 것을 통해, 설계변수의 하나로서 유량을 사용한 최적화는 최적형상뿐만 아니라 최적화된 설계유량을 성공적으로 얻을 수 있음을 알 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 삼차원 유동해석을 바탕으로 한 반응면 기법을 적용하여 원심다익송풍기의 공력학적 최적설계를 성공적으로 수행하였다. 원심다익송풍기의 임펠러 힘에 대한 수학적 모델을 사용하여 유동해석의 계산시간을 줄임으로써 효과적인 최적설계가 가능하였다. 계산된 효율곡선과 성능곡선은 낮은 유량범위를 제외하고는 실험치와 잘 일치하였다. 네 가지 설계변수를 사용한 최적화과정에서 목적 함수인 효율이 기준형상과 비교하여 효과적으로 향상되었음을 알 수 있었다. 특히, 설계변수로서 유량을 사용함으로써 최적형상 뿐만 아니라 최적화된 설계유량을 탐색할 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, pp. 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-Dinensional Flow between Blades), Journal of JSME (B) (in Japanese), Vol. 60, pp. 102-113.

(4) Guo, E. M. and Kim, K. Y., 2003, Three-Dimensional Flow Analysis and Improvement of Slip Factor Model for Forward-Curved Blades Centrifugal Fan," KSME International Journal, Vol. 18, pp. 309-319.

(5) Seo, S. J., Kim, K. Y. and Kang, S. H., 2003, “Calculations of Three-Dimensional Viscous Flow in A Multi-Blade Centrifugal Fan by Modeling Blade Forces," Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part A- Journal of Power and Energy, Vol. 217, pp. 287-297.

(6) Lee, S. Y. and Kim, K. Y., 2000, "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," KSME International Journal, Vol. 14, pp. 1005-1012.

(7) Kim, K. Y. and Kim, S. S., 2002, "Shape optimization of rib-roughened surface to enhance turbulent heat transfer,” International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 45, Issue 13, pp. 2719-2727.

(8) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., 1995, Response surface methodology: Process and product optimization using designed experiments, John Wiley & Sons, New York.

(9) Shyy, W., Papila, N., Vaidyanathan, R, and Tucker, K., 2001, "Global Design Optimization Aerodynamics and Roket Propulsion Components", Progress in Aerospace Science, Vol. 37, pp. 59-118.

(10) Sevant, N. E., Bloor, M. I. G., and Wilson, M. J., 2000, "Areodynamic Design of a Flying Wing Using Response Surface Methodology," J. Aircraft, Vol. 37, pp. 562-569.

(11) Ahn, C. S. and Kim, K. Y., 2003, “Aerodynamic Design Optimization of an Axial Flow Compressor Rotor,” Proceedings of The Institution of Mechanical Engineers, Part A- Journal of Power and Energy, Vol. 217, pp. 179-184.

(12) 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 B, Vol. 42, pp. 1-12

(13) 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.

(14) Fletcher, C. A., 1991, Computational Techniques for Fluid Dynamics 1, Springer-Verlag.

(15) Myers, R. H., 1999, "Response Surface Methodology-Current Status and Future Direction," Journal of Quality Technology, Vol. 31, pp. 30-44.