

## 형상최적화를 통한 축류송풍기의 설계

서성진\* · 최승만\*\* · 김광용\*\*\*

### Design of An Axial Flow Fan with Shape Optimization

Seoung-Jin Seo\*, Seung-Man Choi\*\*, Kwang-Yong Kim\*\*\*

*Key Words* : Numerical Optimization(수치최적화), Response Surface Method(반응면 기법), Sweep angle(스융각), Lean angle(린각), Axial Flow Fan(축류송풍기)

#### ABSTRACT

This paper presents the response surface optimization method using three-dimensional Navier-Stokes Analysis to optimize the shape of a axial flow fan. Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with  $k-\epsilon$  turbulence model are discretized with finite volume approximations. Regression analysis is used for generating response surface, and it is validated by ANOVA. Five geometric variables, i.e., distribution of sweep angle at mean and tip, lean angle at mean and tip, and spanwise location of mean were employed to optimize the efficiency. The computational results are compared with experiment data. As a main result of the optimization, the efficiency was successfully improved.

#### 1. 서론

최근에 전산유체역학의 괄목할 만한 발전에 힘입어 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 하는 전산유체역학적 해석이 송풍기와 같은 터보기계 내에서 블레이드 형상에 의해 발생하는 이차유동, 와류, 경계층 박리, 후류 그리고 충격파 등과 같은 매우 복잡한 3차원 난류현상에 대한 해석뿐만 아니라 이러한 해석을 바탕으로 효율을 향상시키기 위한 송풍기의 수치최적설계에 매우 유용한 수단을 제공하게 되었다.

지금까지 터보기계의 성능을 향상시키기 위한 방법으로 축류송풍기 날개의 반경방향에 따른 스택킹 라인(stacking line)에 변화를 주어 유로 내의 국부적인 확산을 줄임으로써 이차유동을 감소시키고, 이로 인해

에너지의 손실을 감소시키려는 연구가 몇몇 연구자에 의해 시도되었다<sup>(1-4)</sup>. Wadia와 Szucz<sup>(1)</sup> 등은 블레이드에 유동방향으로 스융(sweep)을, Denton과 Xu<sup>(2)</sup> 등은 압축기에서 블레이드의 스융과 린(Lean)을 변화시켰을 때 성능에 미치는 영향을 실험 또는 수치해석을 통해 고찰하였다. 이와 더불어 최근 송풍기의 블레이드 형상을 최적화시키려는 연구도 활발히 수행되어, Lee와 Kim<sup>(3)</sup>은 구배법을 이용하여 축류압축기 단단의 동익과 정익의 유동해석 결과로부터 정익의 형상에 대한 최적화를 수행하였고, Ahn과 Kim<sup>(4)</sup>은 삼차원 박층근사 Navier-Stokes 해석과 반응면기법을 이용하여 축류압축기 로터의 날개 형상을 최적화함으로써 성능을 향상시켰다.

본 연구에서는 삼차원 Navier-Stokes 해석을 바탕으로 축류 송풍기의 내부 유동을 해석 한 후 실험 결과와 비교함으로써 유동해석의 타당성을 검증하고 이를 통해 효율을 최대화하기 위한 목적으로 축류송풍기의 공력학적 형상을 최적화하고자 한다.

\* 인하대 기계공학과

\*\* 인하대 대학원

\*\*\* 인하대 기계공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

## 2. 유동해석

본 연구에서는 비압축성 삼차원 정상상태의 유동해석을 위해 상용 소프트웨어인 CFX-5.7<sup>(5)</sup>을 사용하였으며, 계산에 사용된 지배방정식들은 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \mu_{eff} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (2)$$

여기서,  $x_i$ 는 직교좌표이고,  $U_i$ 는 난류평균속도성분이며,  $P$ 는 평균압력,  $\mu_{eff}$ 는 난류유효점성계수이다. 각각의 지배방정식은 유한체적법으로 이산화되었으며 본 연구에서는 난류유동의 해석을 위해 표준  $k$ - $\epsilon$ 모델을 사용하였고 벽함수로는 Scalable wall function을 적용하였다. 또한 비정렬 격자계(unstructured grid system)를 사용하여 격자를 구성하였으며(Fig. 1), 격자의존성을 없애기 위한 격자테스트를 거친 후 약  $3.0 \times 10^5$ 개의 노드수를 채택하였다.

계산의 효율성을 높이기 위해 총 9개의 블레이드 중 1개의 블레이드만을 대상으로 Fig. 1에서와 같이 블레이드 좌우 방향으로 주기경계조건을 적용하여 실제와 동일한 효과를 얻을 수 있게 하였다. 입구조건으로 유량계수에 따른 균일 유량조건을 적용하였고 출구경계에서는 일정압력 조건을 적용하였다. 작동유체는 상온의 공기이며 송풍기의 회전속도는 1000 rpm이다. 한번의 완전히 수렴된 유동해석 결과를 얻기 위해 3.0 GHz의 Pentium-IV 프로세서에서 약 11 시간의 CPU

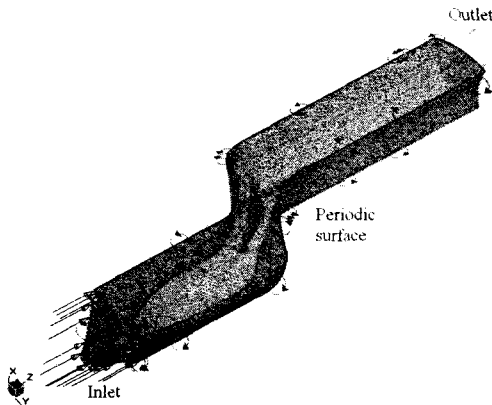


Fig. 1 Computational Grids and Boundary condition

시간이 소요되었다.

## 3. 반응면 기법

반응면 기법<sup>(6)</sup>은 물리적 또는 수치적 실험을 통하여 도출된 결과들을 이용하는 최적화에 필요한 일련의 통계학적 및 수학적 기법의 적용과정으로 수치해석(혹은 실험)에 의해 자료를 취득하고 이 자료를 바탕으로 목적함수를 매끄러운 다항함수로 모델링하여 반응면을 구성한 후 반응면 상에서 목적함수를 최적화 하는 방법이다. 원래는 실험으로부터 관찰된 값들의 경험적인 관계식을 만들기 위해 실험계획법으로부터 개발되었으나 한정된 수의 실험으로 임의의 공간 내의 반응을 모델링함으로써 실험의 시행횟수를 단축할 수 있는 이점이 있어 최근에는 최적화 문제에 폭 넓게 적용되고 있다. 보편적으로 다음과 같이 2차 다항식 형태의 반응면이 사용되고 있다.

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

여기서  $n$ 는 측정된 반응값,  $x_i$ 는 설계변수,  $n$ 은 설계 변수의 수를 나타내고,  $\beta_0, \beta_1, \dots$  등은 다항식의 계수이다. 이 계수들은 실험 또는 수치해석의 결과로부터 최소자승법(least squares method)을 사용한 회귀분석을 통하여 구하게 되며, 미정계수의 타당성은 ANOVA(Analysis of Variance)를 통하여 검증한다.

반응면을 구성하는 데 필요한 물리적, 수치적 실험의 횟수를 최소한으로 줄이는 동시에 제한된 설계 공간에서 높은 신뢰도를 갖는 반응모델을 합리적으로 결정하기 위해 실험 설계 이론(design of experiment theory)을 적용하였다. 본 연구에서는 필요한 자료의 수를 줄이기 위해 실험계획법 D-optimal design<sup>(7)</sup>을 사용하였다. 이 방법에 의해 계수 수의 단지 15배에서 25배 정도 되는 수의 자료들만 가지고도 신뢰할 만한 결과가 얻어질 수 있다고 보고<sup>(8)</sup>되고 있으며 Giunta 등<sup>(9)</sup>은 이 기법을 사용하여 다섯 개의 설계변수를 사용한 경우에 대해 충분히 신뢰할 만한 반응면을 구성하였음을 보였다.

## 4. 목적함수 및 설계변수

블레이드의 형상을 최적화하기 위한 목적함수는 전압효율로서 다음과 같이 정의된다.

Table 1 Design Variables Range

design variables	Lower	Upper
$y_t$	-0.02	0.02
$y_m$	-0.01	0.01
$\delta_t$	-0.02	0.02
$\delta_m$	-0.01	0.01
$l$	0.5	0.7

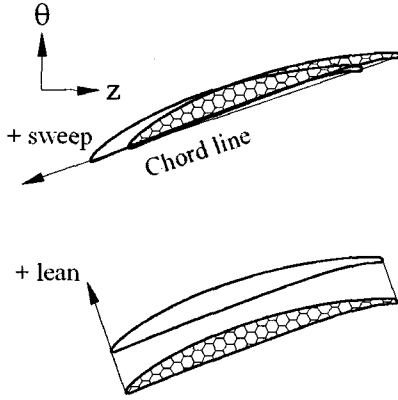


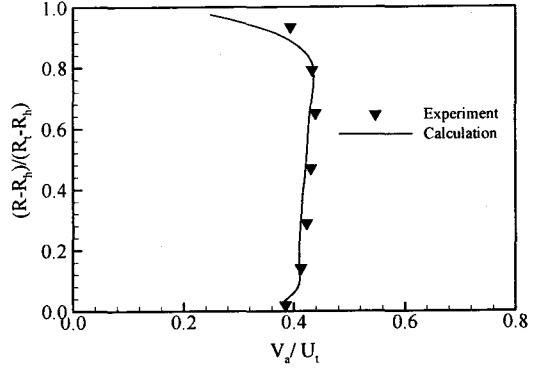
Fig. 2 Definition of sweep and lean

$$\eta = \frac{(p_{t,out} - p_{t,in}) \times Q}{\tau \times \omega} \quad (4)$$

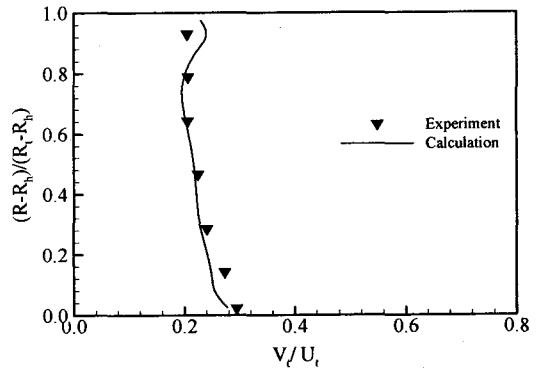
여기서,  $p_t$ 는 전압을 의미하며 하첨자 in과 out은 입구부와 출구부를 나타낸다.  $Q$ 는 유량이며,  $\tau$ 와  $\omega$ 는 각각 토크와 각속도이다.

블레이드를 구성하기 위한 설계변수로서 스택킹 라인에 스윙 및 린을 적용하는 방식으로 형상최적화를 도모하였다. 여기서 스윙과 린의 정의는 Fig. 2에 나타난 바와 같이 Danton<sup>(2)</sup>이 제시한 것과 동일하게 사용하였다.

스윙의 반경방향 분포식으로 식 (5)에 나타난 바와 같이 2차 다항식을 사용하였으며, 날개 중간부에서의 스윙( $\delta_m$ )과 날개 끝단에서의 스윙( $\delta_t$ ) 두 가지가 설계변수로 채택되었다. 린에 대해서도 스윙과 동일한 방법으로 날개 중간부에서의 린( $y_t$ )과 날개 끝단에서의 린( $\delta_m$ )을 설계변수로 적용하였다. 또한 2차 다항식의 날개 중간부의 위치( $R_m$ )를 설계변수로 사용함으로써 스택킹 라인에 변화를 주고자 하였다.



(a) Axial Velocity



(b) Tangential Velocity

Fig. 3 Distribution of an axial and tangential velocity downstream of the fan rotor

$$\delta = aR^2 + bR + c \quad (5)$$

$$\begin{aligned} R_h = 0, & \quad \delta = 0 \\ R_m = l, & \quad \delta = \delta_m \\ R_t = 1, & \quad \delta = \delta_t \end{aligned}$$

여기서  $R_h$ ,  $R_m$ ,  $R_t$ ,  $\delta_m$ , 및  $\delta_t$ 는 허브반경, 허브와 팁의 중간 반경, 팁에서의 반경, 허브와 팁의 중간 스윙 그리고 팁에서의 스윙을 의미한다. 각 설계변수들에 대한 실험점의 영역은 계산에 앞서 예비계산을 통하여최고효율을 갖게 될 것으로 예측되는 설계변수들의 범위를 Table 1에 나타내었다.

## 5. 결과 및 고찰

본 연구에서 수치최적설계의 대상이 되는 축류송풍기의 형상은 NACA65 계열의 익형을 갖는 송풍기로서 Jang과 Kim<sup>(10)</sup>의 실험에 사용한 송풍기와 동일하다.

수치최적설계를 수행하기 전단계로서 유동해석 결

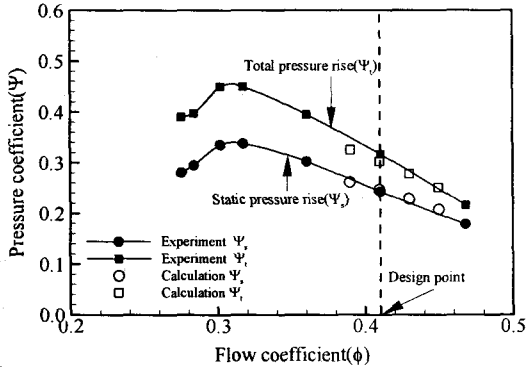


Fig. 4 Comparison of pressure rise between experimental and calculation of the reference fan

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

	$R^2$	$R^2_{adj}$	Std. error of the estimate
Optimum	0.901	0.832	0.573

Table 3 Result of Optimization

	Reference	Optimum	Increase
Efficiency	85.1	86.1	1.0

과의 타당성을 검증하기 위해 Jang과 Kim<sup>(10)</sup>의 연구에서 측정된 실험 결과와 유동해석 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 축방향과 회전방향 속도분포는 블레이드의 후연(trailing edge)으로부터 200 mm 떨어진 지점에서 측정되었다. 여기서 y축은 스펠길이로서 허브와 팁까지의 날개 길이, x축은 팁에서의 원주속도로 각각 무차원화하였다. Fig. 3에서 축방향과 회전방향 속도분포는 팁에서는 약간의 차이를 보이고 있으나 실험값과 대체적으로 잘 일치함을 볼 수 있다.

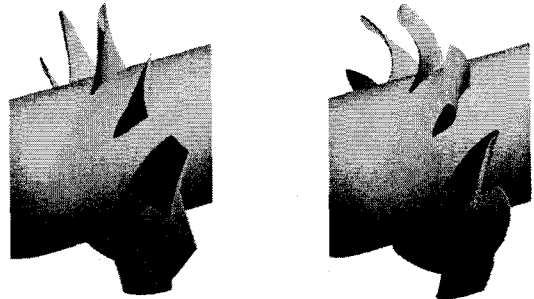
Fig. 4에 유량에 따른 전압 상승 및 정압 상승 분포를 나타내었다. 유량계수( $\phi$ )와 압력계수( $\Psi$ )는 다음과 같이 정의된다.

$$\phi = \frac{Q}{\pi (R_t^2 - R_h^2) U_t} \quad (6)$$

$$\Psi = \frac{2\Delta P_t}{\rho U_t^2} \quad (7)$$

Table 4 Optimal values of design variables

design variables	Reference	Optimum
$\gamma_t$	0.0	0.0059
$\gamma_m$	0.0	-0.0072
$\delta_t$	0.0	-0.0267
$\delta_m$	0.0	0.0052
$l$	0.0	0.5588



(a) reference

(b) optimum

Fig. 5 Comparison of Optimized and Reference Blade Shape

위 식에서  $U_t$ 는 팁에서의 원주방향 속도를 나타낸다. 검은 삼각형은 설계유량에서 얻은 설계시의 전압 상승치를 의미한다. 또한 흰점으로 나타낸 부분은 본 연구에서 설계점 근방의 유량에 대해서 수치해석을 통해 얻은 전압 및 정압 상승치를 의미하며 설계점 부근에서 송풍기의 성능을 잘 예측하고 있음을 알 수 있다.

수치 실험점을 결정하기 위해서 Table 1에 나타낸 각 설계 변수들을 -1에서 1까지 무차원화 하였다. 다항식(식(3))에서 각각의 미지상수는 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS를 사용하여 구하였다. 완성된 반응함수는 T-검정과 ADJUST R2법을 사용하여 신뢰도를 높였다. ANOVA와 회귀분석의 결과는 Table 2에 나타내었다. 회귀분석을 통해 얻어진 미정계수의 값들을 이용하여 반응면을 구성하였으며 최적점을 찾기 위한 최적화 기법으로 선형계획법(linear programming)을 사용하였다.

초기 형상과 최적화된 형상에서의 수치해석에 의해 얻어진 효율을 Table 4에 나타내었다. 반응면을 이용한 수치최적 설계 결과 초기 형상보다 최종형상에서 효율이 1% 정도 증가하였음을 알 수 있었다. Table 4에 최적점에서 각 설계변수의 값을 나타내었고 이 값을 가지고 Fig. 5에 블레이드의 기준 형상과 최적설계의 결과로 얻은 블레이드 형상을 비교하였다.

## 6. 결론

본 연구에서는 축류송풍기를 대상으로 블레이드의 스윙과 린에 대한 다섯 가지의 설계변수를 사용하여 전압효율의 향상을 꾀하고자 삼차원 유동해석을 바탕으로 한 수치최적설계기법을 수행하였다.

각 형상에 대한 삼차원 유동해석의 타당성을 검증하기 위해 설계점 유량 근처에서 전압 및 정압 상승치를 실험 결과와 비교하였으며 그 결과로부터 송풍기의 성능을 잘 예측하고 있음을 알 수 있었다.

반응면 기법을 이용한 최적 설계의 결과로부터 축류송풍기의 초기 형상보다 효율이 1% 향상된 최적 형상을 얻을 수 있었다.

## 참고문헌

- (1) Wadia, A. R., Szucs, P. N., Crall, 1998, "Inner Workings of Aerodynamics Sweep," *Journal of Turbomachinery*, ASME, Vol. 120, pp. 671~682
- (2) Denton, J. D., Xu, L., 2002, "The Effects of Lean and Sweep on Transonic Fan Performance," *Proceedings of ASME TURBO EXPO*, GT-2002-30327
- (3) 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, No. 9, pp. 10051012
- (4) 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-of Power and Energy*, Vol. 217, No.2, pp. 179184
- (5) CFX-5.7 Manual
- (6) Myers, R. H. and Montgomery, D. C., 1995, *Response Surface Methodology: Process and product optimization using designed experiments*, John Wiley & Sons, New York
- (7) Box, M. J. and Draper, N. R., 1971, "Fractional Designs, the XTX Criterion, and Some Related Matters," *Technometrics*, Vol. 13, No. 4. 731-742.
- (8) Venter, G., Haftka, R. T., and Starnes, J. H. Jr., 1996, "Construction of Response Surfaces for Design Optimization Applications," AIAA 96-4040-CP.
- (9) 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.
- (10) 장춘만, 김광용, 2003.12, "5공 피토관 및 회전 열선 유속계에 의한 축류팬 내부 유동장 계측 및 평가," *대한기계학회 논문집B*, 27권 12호, pp. 1750-1757.