

# 제트송풍기의 공력설계 최적화에 관한 연구

서성진\*, 김광용\*\*, 장동욱\*

## Study on Optimization of Aerodynamic Design of A Jet Fan

Seoung-Jin Seo\*, Kwang-Yong Kim\*\*, Dong-Wook Chang\*

**Key Words** : Jet fan(제트송풍기), Response Surface Method(반응면기법), CFD(전산유체역학), Sweep angle(스윙각), Numerical Optimization(수치최적화)

### ABSTRACT

In this study, three-dimensional incompressible viscous flow analysis and optimization using response surface method are presented for the design of a jet fan. Steady, incompressible, three-dimensional Reynolds averaged Navier-Stokes equations are used as governing equations, and standard k- $\epsilon$  turbulence model is chosen as a turbulence model. Governing equations are discretized using finite volume method. Sweep angles and maximum thickness of blade are used as design variables for the shape optimization of the impeller in response surface method. The experimental points which are needed to construct response surface are obtained from the D-optimal design and Full Factorial design and relations between design variables and response surface are examined.

### 1. 서론

제트 송풍기는 대형 공간과 지하주차장 등의 실내 공간에서 덕트를 사용하지 않고 오염된 공기를 신속하게 회식 배기시키는 것을 포함하여 다양한 용도로 활용이 가능한 차세대 환기시스템이다.

제트송풍기와 같은 터보기계들은 복잡한 3차원 난류 유동현상으로 인해 설계에 많은 어려움이 있었으나, 최근의 컴퓨터 성능개선과 전산유체역학 및 난류모델의

발전은 CFD를 직접적으로 이용한 수치최적설계를 가능하게 하여, 다양한 터보기계의 고효율설계가 이루어질 수 있게 되었다. 최적설계기법으로 가장 보편적으로 사용되어 왔던 구배법(gradient-based method)(1,2)은 최적 값이 국부적인 영역에 갇혀 버릴 수 있다는 큰 단점을 갖고 있으며, 최근에 개발된 adjoint variable method(3) 역시 지금까지의 구배법 중 가장 효율적인 방법의 하나이기는 하지만, 해석 과정 중 상당한 부분을 재구성해 주어야 하는 단점이 있다. 이에 비해 전역적인 최적 값을 찾는 반응면 기법(4,5)은 구배법과 달리 국부적인 민감도 분석이 필요하지 않는 등 많은 장점을 가진 방법으로 알려져 있다.

본 연구에서는 삼차원 Navier-Stokes 유동해석을 바탕으로 하는 공력학적 수치최적설계기법에 반응면 기

\* 인하대학교 대학원

\*\* 인하대학교 기계공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

법을 도입하여 축류형 제트송풍기의 형상을 설계하기 위한 연구를 수행하였다.

## 2. 최적설계

### 2.1 반응면 기법

반응면기법은 실제 반응함수를 근사적인 다항 함수로 모델링하기 위해 물리적 또는 수치적인 실험으로부터 얻어진 결과들을 이용하는 일련의 수리 통계적 기법이다[5]. 실제 반응함수  $f$ 는 알 수 없거나 매우 복잡한 형태를 취하고 있으므로 적절한 가정은 반응면 기법의 성공 여부와 직접적으로 연관되어 있다. 본 연구에서는 실제 반응함수  $f$ 의 형태를 다음과 같이 이차 다항식으로 가정하여 반응면을 구성하였다.

$$f = \beta_0 + \sum_{j=1}^k \beta_j x_j + \sum_{j=1}^k \beta_{jj} x_j^2 + \sum_{i < j} \beta_{ij} x_i x_j \quad (1)$$

여기서,  $k$ 은 설계변수의 수를 의미하며,  $\beta_0, \beta_j, \dots$  등은 반응함수의 회귀상수를 의미한다. 이 회귀상수들은 유동해석을 통해 얻어진 실험 데이터로부터 최소자승법(least squares method)을 이용하여 결정하였다.

구성된 다항식 반응면의 각 항에 속한 회귀상수들은 상용 통계 프로그램인 SPSS를 이용하여 ANOVA (Analysis of Variance)와 t-검정을 통해 타당성을 평가하였다.

미결정 계수의 불확실성은 다음의 t-검정을 이용해 평가할 수 있다.

$$t = \frac{b_j}{\sqrt{\hat{\sigma}^2 (\mathbf{X}^T \mathbf{X})_{jj}^{-1}}} \quad (2)$$

t-검정 값의 역수는 계수의 값에서 표준편차(standard deviation)가 차지하는 비율로서 이 값이 작을수록 낮은 정확도를 갖는 계수가 된다. t-검정으로 허용할 수 있는 최소값은 오로지 사용자의 판단에 달려 있으며, 이 값들은 반응면 모델을 구성하기 위해 사용되는 실험 반응 값의 개수와 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있다. 구성된 반응모델에서 정확도가 떨어지는 항을 제거함으로써 반응모델의 신뢰도를 높이고 예측성을 향상시킬 수 있다. 또한 임의의 항이 전체적인 반응모델의 신뢰도에 미치는 영향을 평가하는 방법으로서  $R^2_{adj}$ 을 이용할 수 있다.

$$R^2_{adj} = 1 - \frac{SS_E / (n - p)}{S_{yy} / (n - 1)} \quad (3)$$

여기서,  $SS_E$ 는 오차제곱의 총 합이며,  $S_{yy}$ 는 반응 함수 제곱 값의 총합이다.  $R^2_{adj}$ 의 값이 클수록 정확한 반응모델이 구성되었음을 의미하며, 반응모델이 실제 반응함수를 잘 반영함으로 얻을 수 있는 최대의  $R^2_{adj}$  값은 1.0이다. 보통의 경우  $R^2_{adj}$ 의 값이 0.9~1.0의 값을 가질 경우 타당한 반응 모델이라고 판단할 수 있다.

### 2.2 설계변수 및 목적함수

본 연구에서는 날개중간에서의 스윙각(sweep angle at the middle,  $\gamma_m$ ), 날개끝에서의 스윙각(sweep angle at the tip,  $\gamma_t$ ), 그리고 익형의 최대 두께를 설계변수로 채택하였다. 스윙각은 반경방향 날개길이에 대한 백분율로 나타내어지며 다음과 같은 실험 영역을 사용하였다.

$$-1.0 \leq \gamma_m \leq -0.2, -1.6 \leq \gamma_t \leq -0.8 \quad (4)$$

또한 각 단면의 익형은 NACA Four-digit Wing Section을 이용하여 표현하였다. 이 방법은 익형의 중심선(mean line)과 두께분포를 결합하여 익형의 윗면과 아래면의 좌표값을 얻는 방법(6)으로 다음과 같은 실험 영역을 사용하였다.

$$4.032 < \frac{t_{max}}{2} < 4.928 \quad (5)$$

여기서 각 설계 변수들은 -1에서 1까지 무차원화된 후 반응면을 구성하는 데 사용되었다.

목적함수(F)로서는 압력수두를 채택하였다.

### 2.2 실험계획법

실험 설계 이론(design of experiment theory)은 제한된 설계 공간에서 어떤 점들을 선택하여 실험을 시행해야 하는가를 합리적으로 결정하는 방법으로, 반응 모델을 구성하는데 필요한 물리적, 수치적 실험의 횟수를 최소한으로 줄여주는 동시에 높은 신뢰도를 갖는 반응모델을 만드는 것을 가능하게 한다.

실험 계획법으로서 많이 사용되는 D-최적화 기법은 설계 공간 내에서 실험점을 선택할 때,  $|\mathbf{X}^T \mathbf{X}|$ 를 최대화하도록 하는 점들을 선택하는 기법으로, 일련의 시행 착오적 최적화 기법이다. 이 방법은 충분한 신뢰도를 갖는 반응 모델을 얻기 위해서는 반응 모델 계수 개수의 1.5~2배수의 실험 점을 사용해야 한다고 알려져 있다.

또한  $3^k$ -완전계승법(Full Factorial Method)은 설계 공간 내에서 각 설계 변수들의 최소값과 최대값을 설정하고, 이를 [-1, +1]의 값을 갖는 무차원 값으로 변환한 후, 중심점을 추가해 모든 설계 변수의 [-1, 0, +1] 조합에 대해 수치 실험을 시행하는 방법이다. 이 방법은 설계 변수의 수가 많아질수록 무수히 많은 실험점이 필요하게 되므로 반응면 기법의 효율성이 떨어지게 된다.

### 3. 결과 및 검토

본 연구에서 채택된 축류 제트팬은 8개의 익형 형상을 갖는 날개를 가지고 구성되어 있으며, 허브 반지름은 55mm, 날개 끝단까지의 반지름은 100mm, 외벽(casing)까지의 반지름은 104mm이다.  $270 \times 30 \times 55$ 개의 격자점들을 사용하여 대수적인 방법으로 수치해석을 위한 격자계를 구성하였다(Fig. 1). 축방향으로 입구 부에서 88개, 날개부에서 25개, 날개를 지난 하류부까지는 157개를 사용하였다.

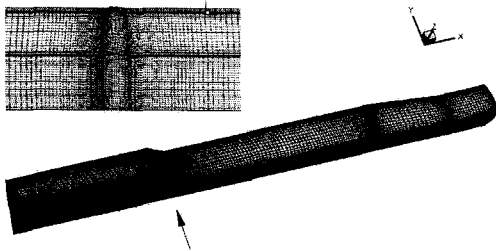


Fig. 1 Grid system

유동해석을 위해 작동유체는 표준대기상태의 공기를 사용하였으며, 밀도는  $1.2 \text{ kg/m}^3$ , 점성은  $1.8E-5 \text{ N} \cdot \text{S/m}^2$  이고, 날개의 회전속도는 작동속도인 3,400rpm으로 하여 계산하였다. 또한 허브 이하의 고체 부분을 처리하기 위해서 점성값을 크게 하였다. 경계조건으로는 입구 경계면에서 균일 속도분포를 가정하였으며, 출구 경계면에서 축방향 모든 변수들의 구배가 무시된다는 조건을 도입하였다. 또한 주기 경계면은 계산영역을 Fan의 날개와 날개사이의 구간만으로 설정함에 따라 두면 사이의 모든 물리적인 양들이 같다는 주기조건을 적용하였다.

한번의 완전히 수립된 유동해석 결과를 얻기 위해서 3,000회의 반복계산을 수행하였으며, 반복계산에 따른 Residual의 변화를 Fig. 2에 나타내었다.

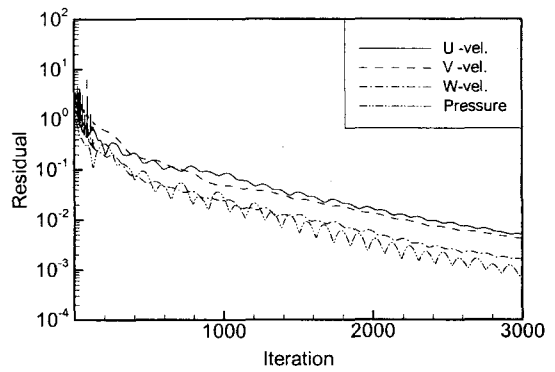


Fig. 2 History of residual

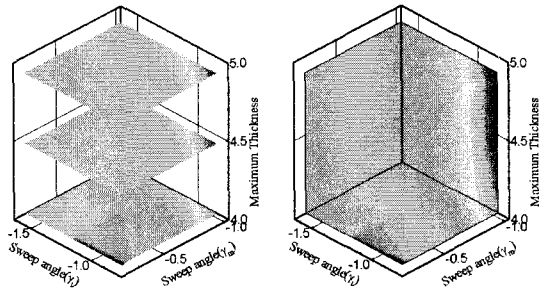


Fig. 3 The relation between design variables and response surface

Fig. 3에 RANS에 의해서 얻어진 실험점을 가지고 설계변수와 실제 반응함수와의 관계를 나타내었다. Fig. 3을 살펴보면 날개의 최대 두께가 점차 감소함에 따라 목적함수의 값이 점차 감소하고 있음을 알 수 있다. 최적점의 위치가 최대 두께가 5.0인 경우는 선택된

영역안에 존재하고 있으나 두께가 감소함에 따라 본 연구에서 실험점을 얻기 위해 사용된 변수의 범위를 벗어남으로서 2차 함수로서 반응면을 구성할 경우 반응 모델의 신뢰도가 감소하게 될 것이다. 이러한 문제점은 설계변수의 수가 크게 증가하게 됨에 따라 발생 빈도가 더욱 증가할 것으로 판단된다.

Table 1 Results of ANOVA and regression analysis

	R	R <sup>2</sup>	Adjusted R <sup>2</sup>	Std. error of the estimate
Case I	.961	.924	.787	5.854E-05
Case II	.991	.983	.967	7.444E-04
Case III	.986	.972	.957	7.616E-04
Case IV	.984	.969	.962	7.194E-04

Table 2 Coefficients of response surface function

	Case I		Case II	Case III		Case IV	
	Coeff.	Coeff.	t	Coeff.	t	Coeff.	t
$\beta_0$	3.1e-3	2.15e-2	0.61	3.58e-3	0.1	1.8e-2	5.9
$\beta_1$	3.6e-5	9.49e-4	0.12	-1.3e-3	-0.2	(제거)	-
$\beta_2$	4.6e-4	8.17e-3	0.96	1.09e-2	1.5	1.74e-2	3.9
$\beta_3$	9.5e-6	-3.4e-3	-0.22	5.33e-3	0.4	6.77e-4	1.8
$\beta_{11}$	3.6e-4	-1.4e-2	1.83	1.90e-2	9.8	2.00e-2	18.5
$\beta_{12}$	-4.3e-4	-8.4e-4	-9.33	-1.4e-2	-10	-1.4e-2	-12
$\beta_{13}$	-5.5e-5	1.74e-3	-0.50	-1.3e-4	-0.1	(제거)	-
$\beta_{22}$	3.01e-4	1.87e-2	1.80	9.26e-3	4.8	9.26e-3	2.0
$\beta_{2z}$	-4.6e-5	8.66e-3	1.04	1.38e-3	1.1	(제거)	-
$\beta_{3z}$	-2.0e-5	6.78e-4	0.53	-3.4e-4	-0.2	(제거)	-

본 연구에서는 이러한 문제점을 해결하고자 첫 번째로 D-최적화 기법을, 두 번째로 full factorial을 사용하여 반응모델을 구성하였다. 위의 실험계획법에 의해 선택된 실험점들을 사용하여 식(1)의 각 회귀상수들은 통계학 상용 소프트웨어인 SPSS를 사용하여 계산되었다. 완성된 반응함수는 t-검정과 adjust  $R^2$ 법을 사용하여 각 모델의 신뢰도를 평가하였다. ANOVA와 회귀분석의 결과를 Table 1에 정리하였으며, 이에 대한 회귀상수의 값은 Table 2에 나타내었다. Table 1과 Table 2에서 Case I은 D-최적화 기법을 Case III는  $3^k$ -완전계승법을 의미한다. 즉, Case I의 경우에 15개 실험점을, Case III의 경우에 27개의 실험점을 사용하여 반응모델을 구성하였다.

Table 1을 보면 Case I의 경우  $R^2_{adj}$ 의 값이 Case III과 비교할 때 상당히 작게 나타났으며 이는 반응 모델을 구성하기 위해 사용된 실험점의 수가 불충분하기 때문인 것으로 사료된다.

따라서, D-optimal 기법을 사용하기 위해 필요한 실험점의 수를 반응 모델 계수 개수의 2배로 증가시켜 반응 모델을 구성(Case II)한 결과  $R^2_{adj}$ 의 값이 Case III의 경우보다 커졌으며 따라서 반응 모델의 신뢰도 또한 만족할 만 하게 되었음을 알 수 있었다.

한편, Case II와  $3^k$ -완전계승법을 사용한 Case III의 두 경우를 살펴보면 전체적인 모델의 신뢰도를 판단할 수 있는  $R^2_{adj}$ 의 값은 두 모델의 경우 모두 신뢰할 만 결과를 보여주었으나 각 회귀상수의 적합성을

나타내는 t-검정결과 모델에 기여도가 낮은 몇몇 항이 존재하고 있음을 볼 수 있었으며 이러한 이유로 인해 구성된 반응 모델에 상당한 오차가 내재하고 있을 것으로 판단된다. 따라서 t-검정 결과 신뢰도가 낮은 모델의 항을 단계적으로 제거함으로써 반응 모델을 재구성하였다(Case IV).

위에서 언급된 각 반응 모델에 의해 얻어진 반응면의 최적값을 찾기 위한 최적화 기법으로 선형 계획법(linear programming)을 사용하였으며 그 결과를 Table 3에 나타내었다. Table 3의 결과를 살펴보면,  $R^2_{adj}$ 이 낮아 실제 반응함수를 잘 반영하지 못할 것으로 판단되었던 Case I의 경우에 예측한 바와같이 신뢰할 만한 결과를 얻지 못하였다.

한편, Case I의 경우를 보완하기 위해 적용된 Case II의 경우와 Case III의 경우를 보면 반응면 기법에 의해 얻어진 최적해와 그 형상에 대해 수행된 수치실험으로부터 얻어진 목적함수와의 근소한 차이가 나타나고 있음을 볼 수 있었다. 그러나, 본 연구에서 실험점이 더 많이 사용된 Case III의 경우보다 Case II의 경우에 최적화된 익형 형상에 대한 설계변수의 값을 보여주고 있음을 알 수 있었다.

그러나, Case IV의 경우에는 구성된 반응모델에서 정확도가 떨어지는 항을 제거함으로써 반응모델의 신뢰도를 향상시키고자 하였으나 Case II와 III의 결과보다 더 큰 오차를 가지고 있는 것을 볼 수 있다. 이러한 원인으로서는 t-검정으로 허용할 수 있는 최소값이 크게 설정됨으로서 반응모델에서 의미가 있는 항이 제거되었음을 의미한다.

Table 3 The results of optimization

	$\gamma_m$	$\gamma_t$	$t_{max}$	$f_{RSM}$	$f_{RANS}$	Error
Case I	-	-	$-\infty$	-	-	-
Case II	-0.350	-1.100	3.70	0.01008	0.01077	6.90e-4
Case III	-0.381	-1.162	3.74	0.01006	0.01082	7.60e-4
Case IV	-0.336	-0.992	2.46	0.00954	0.01104	1.50e-3

Fig. 4에 초기 형상과 Case III의 최적결과로서 얻어진 최적형상에 대한 날개면상에서의 Cp 분포를 나타내었다. 초기 형상과 최적화된 날개형상을 볼 때 허브와 중간에서의 Cp값이 미세하게 상승한 것만을 볼 수 있었으나 점차 날개 끝단에 가까워질수록 그 차이가 두드러지게 나타나고 있음을 볼 수 있었다. 초기 형상의 경우에는 날개 끝단에서 발생하는 압력면과 흡입면에서의 큰 압력구배가 나타나며 이로 인해 날개 후단 팁

부근에서의 유동박리가 넓은 영역에서 발생하고 있는 것을 관찰할 수 있으나 최적화 된 날개 형상의 유동해

석 결과에서는 유동박리의 영역이 상당히 작아졌음을 볼 수 있었다(Fig.. 5)

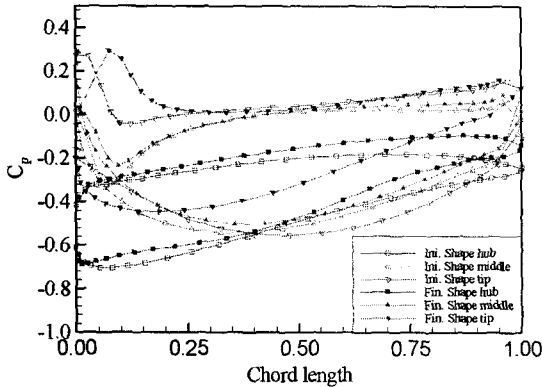


Fig. 4 Cp distribution on the blade surface

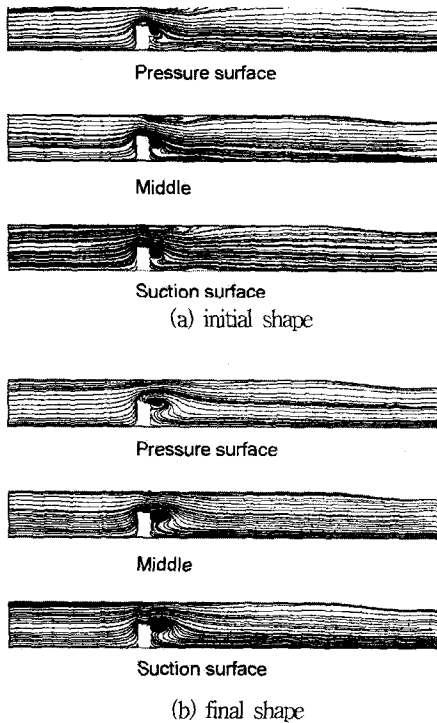


Fig. 5 Streamlines on the pressure, middle and Suction surface

#### 4. 결론

본 연구에서는 삼차원 Navier-Stokes 유동해석을 바탕으로 하는 공력학적 수치최적설계기법에 반응면 기법을 도입하여 축류형 제트송풍기 블레이드의 형상을 설계하기 위한 연구를 수행하였으며 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) D-optimal 기법을 사용하여 반응면을 구성할 때 최적해의 위치가 선택된 영역에 존재하지 않을 경우 이 기법은 실제 반응함수를 적절하게 나타내지 못하고 있음을 알 수 있었으며 적어도 2배 이상의 실험점이 필요하다는 것을 확인 할 수 있었다.
- (2) 최적설계 된 후의 유동해석 결과 날개 후단 팁부근에서 흡입면과 압력면 사이의 Cp값의 차이가 감소하고 이러한 압력분포에 의해 그 위치에서 발생하던 유동박리에 의한 손실 영역이 상당히 작아졌음을 알 수 있었다.

#### 참고문헌

- (1) Lee, S. Y. and Kim, K. Y., 2000, "Design Optimization of Axial Flow Compressor Blades with Three-Dimensional Navier-Stokes Solver," ASME paper 2000-GT-0488.
- (2) Chung, J., Shim, J., and Lee, K. D., 2000, "3D Transonic Compressor Design Optimization with Quasi-3D Flow Physics," ASME FEDSM00-11075.
- (3) Jameson, A., Pierce, N. A., Maritelli, L., 1997, "Optimum Aerodynamic Design Using the Navier-Stokes Equations," AIAA 97-0101.
- (4) Myers, R. H., Montgomery, D. C., 1995, Response Surface Methodology: Process and Product optimization Using Designed Experiments, John Wiley & Sons.
- (5) Shyy, W., Papila, N., Vaidyanathan, R, and Tucker, K., 2001, "Progress in Aerospace Science," Vol. 37, pp. 59-118.
- (6) Abbott, I. H., Von Doenhoff, A. E., "Theory of Wing Sections", Dover Publications, Inc., 1959.