

대형 축류팬 저소음화를 위한 최적설계 연구

The Study about the Optimizaion of the low noise axial fan

신형기 · 이수갑* · 천승현**
Hyunki Shin, Soogab Lee and SeungHyun Cheon

Key Words : axial fan , optimization , noise , RSM , curved vortex

ABSTRACT

저소음 팬의 설계는 팬 성능의 저감 없이 이루어져야 한다. 따라서 저소음 팬 설계는 기본적으로 다분야간 설계 최적화 또는 다목적 설계 최적화의 문제이다. 본 연구에서는 이러한 요구를 수행하기 위해 반응면 기법을 저소음 축류 팬 설계에 적용하여 보았다. 또한 이러한 설계 단계에서 필요한 수백가지 시험 결과를 효과적으로 구하기 위해 효율적인 유동 해석 툴과 소음 해석 툴을 개발하여 적용시켰다. 마지막으로 이렇게 설계된 팬을 실제 크기로 제작 측정 비교 분석하여 적용된 기법을 검증하며 문제점에 대해 고찰해 보았다.

1. 서론

현재까지 축류팬의 저소음 설계의 경우 소음 해석의 난해함과 복잡한 전체 시스템으로 인해 주로 실험적 방법에 의존해왔다. 그러나 컴퓨터 성능과 수치 해석 기법의 발달 및 설계 기법의 발달로 인해 실험적 설계의 막대한 시간-비용 손실을 줄이고 이론적이며 체계적으로 이 문제에 접근하려는 연구가 진행되고 있다.

다분야간 최적 설계의 어려움은 목적 함수와 제약 조건의 설정에 있다. 특히 구배법에 의한 최적화 (Gradient Based Optimization)의 경우 목적 함수와 제약 조건의 변화에 따라 모든 설계 과정이 반복되어야 하며, 영역의 설정에 따라서는 지역적인 최적 영역으로 설계가 이루어질 수 있는 단점을 가진다. 이런 문제를 해결하고자 반응면 기법으로 탐색 공간을 구성할 경우 주어진 설계 범위내에서 목적 함수와 제약 조건의 설정이 자유롭게 된다. 또한 반응면 기법을 적용할 경우 최적화 모듈과 이에 필요한 입력 변수를 구하는 해석 모듈을 분리할 수 있게 되어 저소음 팬의 설계와 같은 다목적 최적화 문제에 있어서 효율적인 설계 체계를 구성할 수 있다.

2. 반응면 기법

반응면 기법은 실험을 통해 얻은 결과를 실험에 영향을 주는 독립 변수들로 모델링하고 이를

분석하는 일련의 수리 통계적 과정이다. 일련의 최적치를 찾기 위해 구성되는 반응면은 이론적으로 임의의 차수를 갖는 다항식으로 구성될 수 있으나, 요구되는 실험 횟수의 급격한 증가로 인해 공력 최적화 설계의 경우 보통 2 차 다항식이 이용된다. 이러한 경우 반응면 기법의 최대 단점은 반응면을 구성하는데 필요한 실험의 빈도가 설계 변수 개수의 자승에 비례하는 계산시간의 한계를 꼽을 수 있다.

반응면 기법은 독립 변수를 갖는 체계의 반응을 다항식으로 모델링하는 것으로 시작된다. 이러한 관계는 다음과 같이 일반화 하여 볼 수 있다

$$y = F(x_1, x_2, x_3, x_4, \dots, x_n) + \varepsilon$$

여기서 x_i 는 각각의 설계 변수를 의미하고 ε 는 총 오차를 나타내며 이는 0을 평균값으로 하는 정규분포를 따른다고 가정한다. 앞에서도 언급했듯이 반응모델 F는 공력 문제에 있어서 주로 2 차 다항식으로 묘사하며, n_v 개의 변수에 대해서 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$y^{(p)} = c_0 + \sum_i c_i x_i + \sum_{1 \leq i < j \leq n_v} c_{ij} x_i x_j, \quad p = 1, \dots, n_s$$

위의 회귀 모델을 위한 기저 함수들, $\varphi_i(x)$ (1 $x_1, x_2, x_3, \dots, x_{n_v}, x_{12}, \dots, x_{n_v 2}, x_{1x_2}, x_{1x_3}, \dots, x_{1x_{n_v}}, x_{2,x_3}, \dots, x_{n_v-1}, x_{n_v}$)와 회귀계수와의 관계는 다음과 같은 overdetermined 행렬 문제로 귀결 된다.

$$y = Xc$$

여기서

$$y = (y^1, y^2, y^3, \dots, y^{n_s})$$

$$c = (c_1, c_2, \dots, c_{n_{rc}}), \text{ 그리고 } X \text{ 는 } n_s \times n_{rc} \text{ 행}$$

* 서울대학교
E-mail : urbung2@snu.ac.kr
Tel : (02) 880-7545(1318)

** 한국하이프레스

렬이다. 여기서 n_s 와 n_{rc} 는 각각 실험점의 개수와 회귀 계수의 개수이다.

반응면 구성을 위한 수치 실험 점의 선택 기법은 D-최적화 조건을 이용하였다. D-최적화 기법은 설계 공간 내에서 임의의 수의 설계 점들을 선택

하되, 선택된 설계 점들의 특성이 $|\mathbf{X}^T \mathbf{X}|$ 를 최대화 하도록 조정하는 것이며, 일련의 시행 착오적 최적화 기법을 통해 설계 점들의 집합을 찾는 방법이다.

회귀 계수 c_i 는 최소 자승(least square)을 만족 시킴으로써 구해진다. 회귀 계수의 개수(n_{rc})는 $(n_v + 1)(n_v + 2)/2$ 이며, D-최적화 기법은 이보다 많은 실험점에서의 계산을 요구한다. Giunta[1] 등은 5 개의 설계 변수를 사용한 반응 모델 구성에서 회귀 계수 개수의 1.5 ~ 2 배수의 실험점을 사용하여 충분한 신뢰도를 갖는 반응 모델을 얻을 수 있음을 보였다.

3. 곡선 와동 요소를 이용한 자유 후류 해석

반응면 기법을 설계에 적용하더라도 여전히 많은 수의 수치 실험이 필요하다. 따라서 반응면을 구성하기 위한 수치 실험 결과를 빠른 시간에 얻을 필요가 있다. 실제로 설계 단계에서는 해의 정확성과 해를 얻는 시간을 생각할 때 해를 얻는 시간이 더 중요하게 작용한다. 이런 이유로 본 연구에서는 반응면을 구성하는 수치해를 얻기 위해 자유 후류 해석법을 유동 해석을 위해 사용하였다.

팬의 경우 후류는 곡선의 형태로 생긴다. 이와 같은 곡선형태의 와류(vortex)의 경우, 와류 요소(vortex element)를 직선이 아닌 곡선으로 모델링하는 것이 유리하다. Donald B.Bliss, Milton E. Teske, Todd R.Quackenbush 의 연구에 따르면 원형의 와류선(vortex filament)에서 속도를 계산할 때, 곡선 와류 요소(curved vortex element)의 경우, 같은 정확도를 얻기 위해 직선형태의 와류 요소(straight vortex element)에 비해 요소(element)의 수는 1/10 이 필요하며, 계산시간의 경우 38%정도만을 소요한다.[2],[3]

와류선은 그 자체가 특이해이다. 따라서 곡선형태로 만들어지는 와류선은 속도를 계산하고자 하는 위치에 따라서 두 가지 방법으로 모델링 하

게 된다.

첫째는 속도를 계산하는 위치가 와류선의 밖에 있을 때 모델링 되는 방법이다. BCVE 는 곡선 와류선(curved vortex filament)을 2 차 곡선으로 근사 시킨 후 다음과 같이 속도를 계산한다.

$$\vec{q} = -\frac{1}{4\pi} \int_c \left[\frac{\Gamma \vec{r}_v \times d\vec{s}}{r_v^3} \right] \quad (1)$$

$$\vec{r}_v \times d\vec{s} = -2\epsilon z x_i dx_j \vec{i} + z dx_j \vec{j} + (2\epsilon x_i x_j - \epsilon x_i^2 - y) dx_k \vec{k} \quad (2)$$

두 번째는 속도를 계산하고자 하는 점이 와류선(vortex filament) 위에 있을 때 행해지는 방법이다. SIVE 의 기하학적 형상은 3 개의 점을 연결하는 원을 이룬다. 이때 점 j 에서의 속도는 Biot-Savart 적분에 의해서 다음과 같이 구해진다

$$w_{\theta j} = -\frac{\Gamma}{4\pi R} \ln\left(\frac{4R}{d_c}\right) - \frac{\Gamma}{8\pi R} \ln\left[\tan\frac{\theta_1}{4} \tan\frac{\theta_2}{4}\right] \quad (3)$$

3 개의 점에 의해 만들어지는 곡선 와류 요소는 interpolated method 에 의해 연결된다. 이와 같이 연결된 호는 각 요소의 끝점에서 인접한 호와의 기울기가 연속이 되지 않지만, 이러한 문제를 해결하기 위해 고차의 다항식을 사용하여 곡선을 만드는 것보다 요소의 수를 늘리는 것이 계산 시간 및 정확도의 측면에서 유리한 것으로 나타났다.

4. 시간영역음향 상사법

시간 영역 음향 상사법의 경우 소음을 계산하기 위해 표면에서의 압력 섭동만을 필요로 한다. 이런 이유로 유동장의 해석 모듈과 소음 해석 모듈을 분리 시킬 수 있다. 이것은 성능과 소음에 대해 모두 최적화를 해야 하는 저소음 팬의 설계에 있어서 상당한 유리함을 가져온다.

지배 방정식은 Ffowcs Williams-Hawkings 에 의해 제시된 음향 상사 방정식이다. 거리가 음원의 위치 변수를 통하여 지연시간 τ 의 함수임의 관계를 이용하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) \quad (4)$$

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{M}_r \vec{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_i \dot{f}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS$$

$$+ \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS$$

$$+ \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \dot{M}_i \dot{f}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} dS$$

위식의 $p'_T(\vec{x}, t)$, $p'_L(\vec{x}, t)$ 는 각각 두께소음과 하중소음을 나타내며 임의의 블레이드 형상과 움직임 그리고 임의의 메커니즘에 의한 하중조건에 모두 적용될 수 있으며 근접장과 원지장 효과가 $1/r^2, 1/r$ 항들에 의하여 나타난다.[4],[5]

소음 계산은 우선 회전익 표면을 여러 개의 패널로 나누어 모든 패널에 의한 음압의 영향을 합하면 음압이 시간에 대한 변화가 얻어진다. 음압 변화는 푸리에 변환을 통해 각 하모닉에 대해 음압수준의 단위를 가진 음향 스펙트럼으로 변환된다

5. Fan의 설계 변수 및 설계 결과

5.1 Fan의 형상 및 설계 변수

전체 팬 시스템은 반경 1m 인 10 개의 블레이드와 9 개의 후면 가이드 베인이 있다. 팬과 블레이드는 길이 12m 의 덕트 전면에 장착된다. 그림 1 은 팬 시스템의 모습을 보여준다.

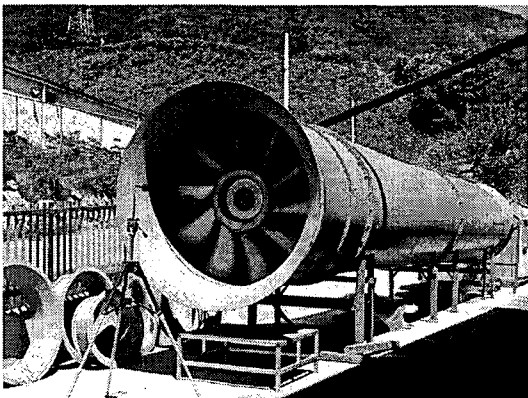


Fig.1 Fan installation

설계 변수는 팬 블레이드의 앞,뒷전 형상의 변화로서 기본적으로 Hicks & Henne(HH) 형상 함수로 나타내어진다.[6] 이는 블레이드의 앞,뒷전에 대해 변위의 크기와 최대 변위가 일어나는 위치를 각각 설계 변수 x_1, x_2, x_3, x_4 로 나타내어지며 다음과 같다.

$$y = y_{base} + \sum_{k=1}^{n_v} w(x_k) \cdot f_k$$

여기서 $f_k = \sin[\pi x^{e(k)}]$, $e(k) = \frac{\ln(0.5)}{\ln(x_k)}$ 이며 형상 함수를 이용함으로써 앞,뒷전의 변위가 다음 그림 2 와 같이 변화 하게 된다.

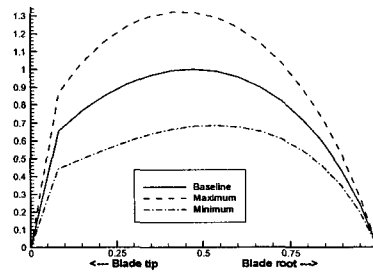


Fig.2 Outline of leading-trailing edge

이런 방법으로 만들어지는 블레이드 형상에 대해 4 개의 설계변수에, 30 개의 수치 실험을 통해 반응면을 구성하게 된다.

5.2 설계 결과

설계에 필요한 반응면을 구성하기 위해 앞에서 설명한 자유후류법과 음향 상사 법을 결합하여 성능과 소음을 해석한다. 적절한 정확도를 얻기 위해 회전당 60 번의 계산을 5 바퀴동안 수행하여 날개 표면의 압력 분포 변화를 얻어내고 이 데이터를 음향상사법에 적용시켰다.

이 결과는 다음 그림 3 과 4 에서 볼 수 있다. 자유후류법은 덕트 내의 후류와 유동장을 잘 모사하여 원하는 성능 데이터를 얻을 수 있으며 음향상사법에 의한 소음 예측도 충분히 정확함을 알 수 있다. 따라서 이 연구에서 수행한 기법은 반응면 구성을 위해 필요한 수치 실험으로 적절하다고 할 수 있다.

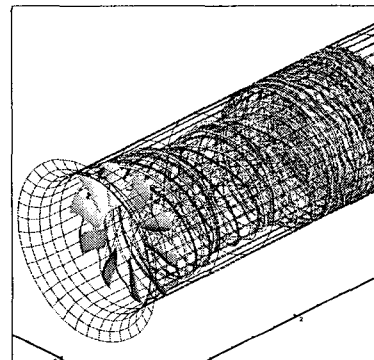


Fig.3 Free wake geometry

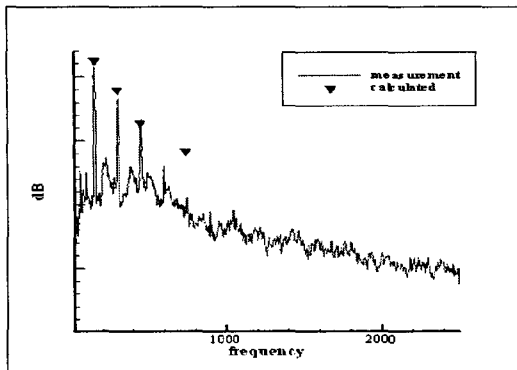


Fig.4 Noise Spectrum comparison

본 연구에서 사용하는 유동 해석 및 소음 예측 기법이 여타의 방법에 비해 상당히 빠르지만 소음 계산이 본질적으로 비정상 유동의 해석 문제이기 때문에 여전히 많은 계산 시간이 소요된다. 따라서 3^k 설계 후보점(각 설계 변수가 -1, 0, 또는 1의 값 중 하나를 갖는 설계법)중에서 D-최적화 조건을 이용하여 30개의 실험점을 선택하여 날개의 형상을 변화시키며 소음을 계산하였다. 이것에 대한 계략적인 설명은 그림 5와 같다.

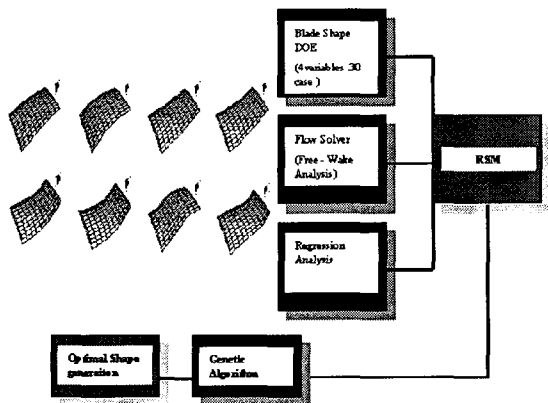


Fig.5 Road map of Fan Design

본 문제와 같은 경우, 유량을 고정시키고 소음을 최소화하기 위해서는 유량을 Max 함수를 이용해 penalty 형태의 제약조건으로 부과 할 수 있다. 그러나 여기서는 문제의 단순화를 위해 유량을 최대화 시키고 소음을 최소화 시키는 목적 함수를 다음과 같이 만들어 보았다.

$$\text{Minimize } w_i(10 * dB) + (1 - w_i)(-V)$$

$$\text{where } 0 \leq w_i \leq 1$$

소음 목적함수에 10을 곱함으로써 유량 목적함수의 크기에 맞추어 주었다.

이렇게 설계된 블레이드의 형상 변화는 그림 6

과 같다.

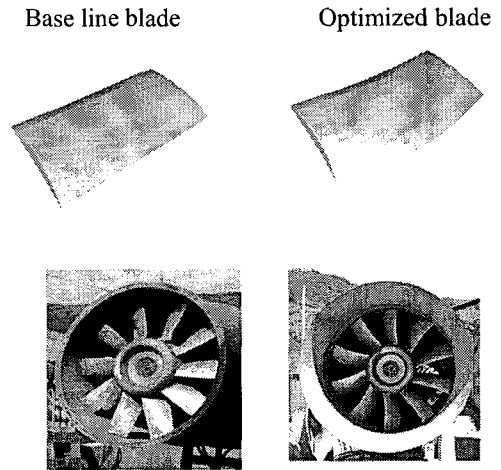


Fig.6 Base Blade and Optimized blade

이와 같이 설계된 블레이드를 실제로 제작하여 테스트 해 본 결과 유량 및 효율은 기존의 제품과 같은 수준으로 유지한 상태에서 소음을 5dB 감소시킬 수 있었다. 기존의 블레이드와 최적화된 블레이드의 소음 비교는 그림 7과 같다. 측정은 팬 전방 2m에서 수행되었다.

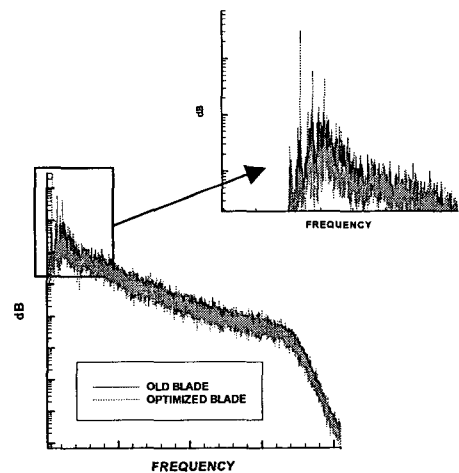


Fig 7. Noise comparison of Base with Optimized blade

6. 결론

반응면 기법을 축류팬의 소음 최적화 설계에 적용하였다. 블레이드 형상을 바꾸어 가며 다목적 설계를 수행하여 성능 및 소음을 최적화 하는 형상을 찾아내었다. 각각의 독립된 모듈을 사용함으

로써 효율적 설계를 가능하게 하였으며 이 과정을 통해 성능을 유지 시킨 상태에서 소음을 저감할 수 있었다. 그러나 팬 소음의 경우 BPF 성분 외에 광대역 성분 역시 중요하게 작용하므로 저소음 설계를 위해서는 이 부분을 고려할 수 있는 모듈의 개발이 필요하다. 따라서 저소음 최적 설계를 위해서는 향후 이 부분에 대한 고려가 필요하다고 하겠다.

참고문헌

- [1] Anthony A. Guinta, "Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Using Design of Experimental Theory and Response Surface Modeling Methods," Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, May 1997, Blacksburg, VA
- [2] Donald B. Bliss, Milton E. Teske, and Todd R. Quackenbush "A New Methodology for Free Wake Analysis Using Curved Vortex Elements"
- [3] Todd R. Quackenbush, Donald B. Bliss, Daniel A. Wachspress, Alexander H. Boschitsch, and Kiat Chua "Computation of Rotor Aerodynamic Loads in Forward Flight Using a Full-Span Free Wake Analysis"
- [4] Farassat, F., and Succi, GP, "The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise", *Vertica*, vol.7 no4, 1983
- [5] Farassat, F., "Theory of Noise Generation From Moving Bodies with an Application to Helicopter Rotors," NASA TR R-451, 1975
- [6] R. M. Hicks and P.A. Henne, "Wing Design by Numerical Optimization", *Journal of Aircraft*, 15(7) , 407-412 (1978)