

축류송풍기의 저소음 설계에서 수치최적화기법들의 평가

최 재 호* · 김 광 용**

(2000년 2월 15일 접수)

Assessment of Numerical Optimization Algorithms in Design of Low-Noise Axial-Flow Fan

Jae-Ho Choi and Kwang-Yong Kim

Key Words: Axial-Flow Fan(축류송풍기), Sweep Angle(스윙각) Navier-Stokes Equatio(Navier-Stoke 방정식), Finite Volume Method(유한체적법), Numerical Optimization Technique(수치 최적화기법)

Abstract

Three-dimensional flow analysis and numerical optimization methods are presented for the design of an axial-flow 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. Steepest descent method, conjugate gradient method and BFGS method are compared to determine the searching directions. Golden section method and quadratic fit-sectioning method are tested for one dimensional search. Objective function is defined as a ratio of generation rate of the turbulent kinetic energy to pressure head. Two variables concerning sweep angle distribution are selected as the design variables. Performance of the final fan designed by the optimization was tested experimentally.

1. 서 론

유체기계의 공력학적 설계에 관한 연구는 지난 수 십년간 지속되어 설계기법에 있어 많은 발전이 이루어졌다. 그러나, 최근에는 성능뿐만 아니라 소음에 대한 요구수준이 높아져 보다 높은 수준의 설계수단의 개발을 필요로 하게 되었다. 기존 설계방법들의 대부분은 간단한 해석과 실험식들을 바탕으로 한 것들이기 때문에 정확한 유동 정보가 반영되지 않을 뿐 아니라 제한된 형상변수들만을 사용하여 설계하기 때문에 다양한 설계 요구조건을 만족시키는 데 어려움이 있다. 아울

러 실험식의 적용범위를 벗어나는 설계에서는 설계의 정확성이 급격히 감소되는 단점이 있다. 최근에는 삼차원 전산유체역학의 발달에 힘입어 정밀한 유동해석에 의한 정보를 설계에 직접 반영할 수 있는 수치최적설계기법이 이상과 같은 기존의 설계기법이 갖는 한계를 극복할 수 있는 설계수단으로 대두되고 있다.

수치최적설계기법은 1970년대에 들어 항공기 익형 등의 설계에 적용되었다.⁽¹⁾ 이 연구들은 주로 간단한 유동해석코드를 사용하였기 때문에 정확한 유동장의 예측이 어려웠다. 1980년대에는 수치최적설계기법의 적용범위가 넓어졌다. Rao와 Gupta⁽²⁾가 터빈의 효율과 중량을 최적화하였는데, 형상손실의 계산을 위해 Ainley와 Mathieson⁽³⁾이 제안한 식들을 사용하였고, 효율, 누출손실과 이차유동손실 등의 계산을 위해 Dunhan과 Came⁽⁴⁾ 등이 수정한 식을 사용하였다. Massardo와 Satta⁽⁵⁾

* 회원, 인하대학교 대학원 기계공학과

** 회원, 인하대학교 기계항공자동화공학과

E-mail : kykim@inha.ac.kr

TEL : (032)872-3096 FAX : (032)868-1716

는 Rao와 Gupta⁽²⁾와 유사한 방법으로 해석하여 축류압축기의 효율을 최대화하고 중량을 최소화 하였다. 한편 1990년대에는 컴퓨터 및 수치알고리즘의 발전으로 점성유동방정식을 해석수단으로 하는 설계기법⁽⁶⁾과 공기역학적 민감도해석방법⁽⁷⁾에 관한 연구가 활발히 진행되었다. Baysal과 Eleshaky⁽⁷⁾는 압축성 2차원 Euler방정식을 사용하여 순해석적 민감도해석을 수행하였다.

지금까지 보고된 수치최적설계기법들은 대부분 계산시간상의 문제로 비점성 유동해석이나 이차원 유동해석을 바탕으로 한 것들이 대부분이었다. 수치최적설계기법의 중요한 장전 중의 하나는 유동정보를 직접 설계에 반영한다는 점이다. 최적화 알고리즘은 최적화 과정의 효율성에 영향을 주며 정밀한 유동해석은 설계결과의 공력학적 타당성에 영향을 준다. 따라서 수치최적설계기법에서는 설계의 신뢰성을 높일 수 있는 정밀한 해석기법의 사용이 필요하며 이를 바탕으로 한 효과적인 알고리즘의 설계가 필요하다. 이러한 이유로 최근에는 삼차원 Navier-Stokes 방정식을 해석수단으로 하는 수치최적설계기법에 대한 일련의 연구들이 진행되고 있다.^(8,9)

본 연구에서는 축류송풍기의 저소음 설계에 3차원 Navier-Stokes 해석수단을 바탕으로 한 수치최적설계기법들을 적용함에 있어 최적변수 탐색 방법들의 효율성을 평가하기 위해 최급강하법(steepest descent method, SDM)⁽¹⁰⁾과 복합구배법(conjugate gradient method, CGM)⁽¹⁰⁾ 그리고 BFGS 방법(Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno)⁽¹⁰⁾의 성능을 비교하였고, 탐색방향으로의 이동거리⁽¹¹⁾를 결정하기 위해 황금분할법⁽¹⁰⁾과 2차 다항식보간법⁽¹¹⁾의 성능을 비교하였다. 저소음 최적설계를 위해 날개의 스위프각(sweep angle)과 관련된 두 가지 설계변수를 선택하였다. 세 가지 최적변수 탐색방법 중 복합구배법에 의해 최적설계된 제품을 제작하여 성능 및 소음실험을 수행하여 설계의 타당성을 검토하였다.

2. 최적설계기법

공기역학적 설계를 위한 수치최적화기법은 설계변수들을 최적화하여 유동해석을 통해 구한 목적함수를 최소화(또는 최대화)하는 방법이다. 일반적인 최적설계문제는 다음과 같이 표현된다.

$$\text{minimize } f(\mathbf{x}), \quad \mathbf{x} \in \Omega \quad (1)$$

여기서

$$\Omega = \{ \mathbf{x} : \mathbf{g} \leq 0, \mathbf{h} = 0 \}$$

이고, f 와 \mathbf{x} 는 각각 목적함수와 설계변수벡터이며 \mathbf{g} 와 \mathbf{h} 는 각각 부등호제한조건과 등호제한조건이다.

최적변수의 추적은 탐색방향과 탐색방향으로의 이동거리를 구하는 과정의 반복으로 이루어진다. 탐색방향 결정방법에 관해서는 최급강하법(SDM)과 복합구배법(CGM), 그리고 BFGS방법 등, 세 가지 기법들의 성능을 시험하였다. 복합구배법은 구배벡터만을 이용하는 최급강하법(SDM)에 비해 이전 단계의 정보를 부가적으로 이용하기 때문에 변수탐색 효율이 우수하나 최적점 근처에서 해를 정확히 찾지 못하는 단점을 갖고 있는 것으로 알려져 있다. 최급강하법(SDM)과 복합구배법(CGM)에서의 탐색방향은 다음과 같다.

$$\mathbf{d}^{(k)} = -\mathbf{c}^{(k)} + \beta_q \mathbf{d}^{(k-1)} \quad (2)$$

여기서

$$\beta_q = 0 \quad \text{for SDM}$$

$$\beta_k = \left(\frac{|\mathbf{c}^{(k)}|}{|\mathbf{c}^{(k-1)}|} \right)^2 \quad \text{for CGM}$$

여기서 \mathbf{d} 는 탐색방향벡터, \mathbf{c} 는 목적함수의 구배벡터(gradient vector), k 는 반복횟수, 그리고 β 는 현 단계와 이전 단계 구배벡터의 크기를 이용하여 정의한 계수이다. 그리고, BFGS 방법⁽¹⁰⁾에서는 다음과 같이 근사화된 Hessian 행렬을 탐색방향 결정에 사용한다.

$$\mathbf{H}^{(k+1)} = \mathbf{H}^{(k)} + \mathbf{D}^{(k)} + \mathbf{E}^{(k)} \quad (3)$$

이 식에서 \mathbf{D} 와 \mathbf{E} 는 다음과 같이 정의된다.

$$\mathbf{D}^{(k)} = \frac{\mathbf{y}^{(k)} \mathbf{y}^{(k)T}}{\mathbf{y}^{(k)} \cdot \mathbf{s}^{(k)}}$$

$$\mathbf{E}^{(k)} = \frac{\mathbf{c}^{(k)} \mathbf{c}^{(k)T}}{\mathbf{c}^{(k)} \cdot \mathbf{d}^{(k)}}$$

여기서 y 는 두 구배벡터 c 의 차, d 는 탐색방향벡터, a 는 탐색방향으로의 이동거리, 그리고 s 는 탐색벡터로서 다음과 같이 정의된다.

$$s^{(k)} = a_k d^{(k)}$$

$$y^{(k)} = c^{(k+1)} - c^{(k)}$$

$$c^{(k+1)} = \nabla f(x^{(k+1)})$$

탐색방향으로의 이동거리를 결정하는 방법으로는 황금분할법(golden section method, GSM)⁽¹⁰⁾과 2차 다항식보간법(quadratic fit-sectioning method, QSM)⁽¹¹⁾의 성능을 비교하였다. 황금분할법은 피보나치수열에서 얻은 비율 이용하여 최소치의 추정을 위한 증분을 가변적으로 택하여 최소치가 포함된 불확정간격을 줄여나가는 방법이며, 2차 다항식 보간법으로는 Brent가 제시한 식⁽¹¹⁾을 사용하였다.

축류송풍기의 최적화과정에서 날개의 삼차원형상변화를 자동적으로 처리하기 위해서 반경방향의 코드길이분포, 스텝각분포, 스윙각분포, 최대캠버분포, 최대날개두께분포, 코드길이방향으로의 날개두께분포 및 허브팁비 등의 형상변수들을 사용해 송풍기의 날개형상을 함수화하였다.

본 연구에서는 기하학적 변수들 중 스윙각이 송풍기 소음 중 광대역 소음(broad band noise)과 밀접한 관계가 있으면서 삼차원 유동특성과 관계된 변수라고 판단하고, 스윙각의 분포와 관련된 두 개의 경계값(Table 1)을 설계변수로 사용하였다. 스윙각의 반경방향 분포는 이 변수들에 의해 2차 함수형태로 결정된다. 스윙각이 송풍기의 성능에 미치는 영향에 대해서는 많은 연구들이 수행되어 왔다. 최근 Beiler와 Carolus⁽¹²⁾는 스윙각과 상반각(dihedral angle)을 통칭하는 경사각(skew angle)에 대해 계산과 실험에 의한 연구를 통해 후향 스윙된 축류팬 날개에 비해 전향 스윙된 날개가 성능이 우수할 뿐만 아니라 출구유동분포가 더 균일하고 유출손실이 작으며, 음향학적 성능에 있어서도 더욱 우수하다고 보고하였다. 또한 Katsuhisa와 Sadao⁽¹³⁾는 환기용 저속 프로펠러 팬의 소음특성을 관찰하고자 전향 스윙되고 흡입면으로 경사진 날개에 대한 실험적 연구를 하였다. 이 실험을 통하여 전향 스윙되고 흡입면으로 경사진 날개는 일반적인 작동범위에서 후단부 소음

Table 1 Definition of design variables

| Design variable | Definition |
|-----------------|----------------------------------|
| γ_m | Sweep angle at mean blade height |
| γ_t | Sweep angle at blade tip |

이 저감됨을 보였다.

난류소음은 송풍기의 주요소음원 중의 하나로 보고되고 있는데⁽¹⁴⁾ 본 연구에서는 송풍기의 많은 소음원 중 특히 난류경계층소음 등 난류소음을 줄이고자 $k-\epsilon$ 난류모델의 난류운동에너지식중 주요항인 난류운동에너지생성률을 목적함수에 포함하였다. 본 연구에서는 목적함수를 다음과 같이 난류운동에너지 생성률과 압력수두의 비로 정의하였는데, 이 목적함수는 본 연구의 선행연구⁽⁹⁾에서도 사용되어 소형 축류팬의 소음을 풍량범위에 따라 4.2~7dB(A) 저감시키는 등 소음저감에 효과를 나타내었다.

$$F = \frac{G}{H} \quad (4)$$

여기서, G는 난류운동에너지의 생성률이고, H는 압력수두이다.

3. 유동해석

본 연구에서는 축류송풍기를 지나는 유동을 삼차원 비압축성, 정상유동으로 가정하고 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식을 사용한 김광용 등⁽¹⁵⁾의 해석코드를 사용해 해석하였다. 난류의 해석을 위해서는 표준 $k-\epsilon$ 모델⁽¹⁶⁾을 사용하였다.

지배방정식들을 이산화하기 위해서는 유한체적법(finite volume method, FVM)을 사용하였다. 이를 위해서 운동량방정식을 3차원 문제에 맞는 확장된 지배방정식으로 전환하였다. 또한, 최소한의 시간에 비교적 유연한 격자계를 얻기 위하여 2차원적 교차보간함수를 사용한 격자생성 코드를 개발하여 사용하였다. 이 격자생성기법은 매우 단순하며, 비반복적이고 경제적이다. 또, 적절한 분포함수를 결정하면 쉽게 격자선을 관심이 있는 부분에 집중시킬 수 있다.

미분방정식이 이산화된 대수식을 풀기 위해서 Stone⁽¹⁷⁾의 Strongly Implicit Procedure (SIP)를 사용하였다. 연속방정식과 운동량방정식으로부터 압력에 관한 식을 유도할 수 있는데 본 연구에서는 이를 위해 SIMPLEC 알고리즘⁽¹⁸⁾을 사용하였다.

4. 결과 및 검토

축류송풍기의 초기모형은 Fig. 1에서와 같이 대형송풍기로서 12개의 날개로 구성되어 있으며 외경은 1,200mm, 허브-팁비(hub-tip ratio)는 0.5이고 현철비(solidity)는 0.77이다. 날개의 기본익형으로는 익형의 중심선과 두께분포를 결합하여 익형의 윗면과 아래면의 좌표값을 얻는 방법인 NACA Four-digit wing section⁽¹⁹⁾을 사용하였다. 평균날개 높이에서의 익형의 코드길이를 C라 할 때 최대 두께는 0.092C, 최대캠버는 0.03C이고 최대캠버의 코드방향위치는 0.33C이다. 그리고 평균날개면에서의 스테이지각은 65.6°이다. 초기모형에서의 유량계수 ϕ 는 0.58, 압력계수 ψ 는 0.59이다.

격자계는 설계도면으로부터 형상함수를 만든 후 대수적인 방법으로 생성하였고, 121×20×35(I×J×K)개의 격자점들로 구성하였다. 작동유체는 20℃ 공기로 하였으며, 축대칭으로 가정해 주기 경계조건을 사용하였고 허브이하의 고체부분은 점성계수를 크게 하는 방법으로 처리하였다.

초기 모델에 대한 유동해석결과를 우선 살펴보기로 한다. Fig. 1은 압력면 근처의 유선분포를 보여주고 있다. 허브 뒷부분에서 유동의 박리가 발생하고 강한 역류가 넓은 영역에서 형성되고 있다. 이 부분의 손실을 줄이기 위해서는 허브 뒷부분을 유선형화할 필요가 있을 것이다. 한편 날개 끝간극(tip clearance)에서는 Fig. 2에서 볼 수 있는 바와 같이 누설와류(leakage vortex)의 존재가 관찰된다. 허브와 끝간극에서의 이러한 유동은 유효단면적을 감소시켜 팬의 성능을 저하시킬 것으로 사료된다.

최적설계에서 설계변수의 초기치는 평균날개 높이에서의 스윙(γ_m)과 날개끝단에서의 스윙(γ_t)을 모두 0으로 하였다. 세 가지 탐색방향 결정방법들의 성능시험에서 탐색방향으로의 이동거리는 공히 황금분할법을 사용해 결정하였다. 최적설계 코드의 수렴조건으로서는 다음과 같이 구배벡터의 크기(ϵ_{norm}) 외에 목적함수와 설계변수 각각의

상대오차(ϵ_{obj} , ϵ_{dsu})에 대한 조건을 추가적으로 사용하였다.

$$\epsilon_{norm} \leq 5.0 \times 10^{-3}$$

$$\epsilon_{obj} \leq 1.0 \times 10^{-6}$$

$$\epsilon_{dsu} \leq 1.0 \times 10^{-6}$$

Table 2에는 각 방법에 대한 일차원탐색법, 설계변수, 목적함수, 사용된 컴퓨터 및 컴파일러, 그리고 최적화 소요시간 등이 나타나 있다.

세 가지 탐색방법에서 탐색방향으로의 이동거리와 목적함수의 크기는 각각 Fig. 3과 4에 비교되었다. 동일한 유동조건하에서 각 방법들에 의한 최적 최종목적함수는 큰 차이를 보이지 않았으나 최급강하법에 의한 목적함수의 값(F_{SDM})이 다른 두 가지 방법에 의한 목적함수의 값보다 작게 탐색되었다. 다음은 BFGS방법의 목적함수값(F_{BFGS})에 대한 최급강하법과 복합구배법의 목적함수값의 비를 나타낸다.

$$\frac{F_{SDM}}{F_{BFGS}} = 0.99917$$

$$\frac{F_{CGM}}{F_{BFGS}} = 0.99970$$

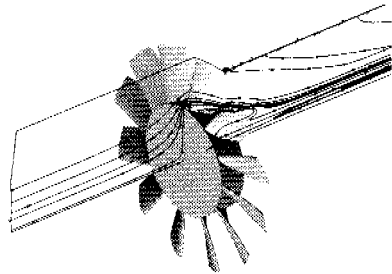


Fig. 1 Streamlines on pressure surface with initial fan

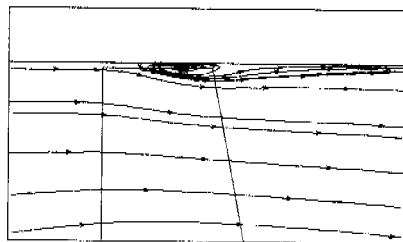


Fig. 2 Streamlines near the tip clearance

Table 2 Test of optimization methods

| Optimization method | SDM | CGM | BFGS |
|---------------------|------------------------------------------------------------------------|------------|------------|
| Line search method | Golden section method | | |
| Design variables | (1) sweep angle at middle blade height (2) sweep angle at blade tip | | |
| Objective function | Ratio of turbulent kinetic energy generation rate to pressure head | | |
| Machine | Samsung Alpha station A10/466 | | |
| Compiler | MS Visual FORTRAN professional edition 5.0.A | | |
| CPU time | 18h 13m 1s | 16h 36m 7s | 16h 58m 1s |

Table 3 Test of line search methods

| Line search method | QSM | GSM |
|---------------------|---------------------------|------------|
| Optimization method | Conjugate gradient method | |
| CPU time | 13h 13m 2s | 16h 36m 7s |

각 방법에서 수렴될 때까지의 유동해석코드의 호출횟수(N)는 Fig. 5에 도시하였는데 최소의 목적함수값을 구한 최적강하법이 함수호출횟수는 가장 많음을 알 수 있다. 다음은 최적강하법에서의 함수호출횟수에 대한 복합구배법과 BFGS방법에서의 함수호출횟수의 비이다.

$$\frac{N_{CGM}}{N_{SDM}} = 0.91176$$

$$\frac{N_{BFGS}}{N_{SDM}} = 0.93137$$

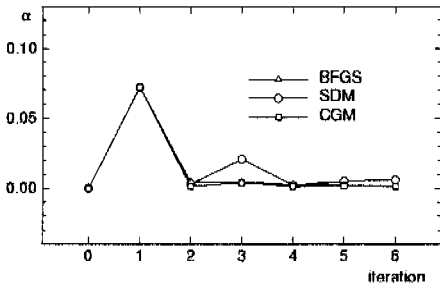


Fig. 3 Comparison of step sizes by SDM, CGM, and BFGS

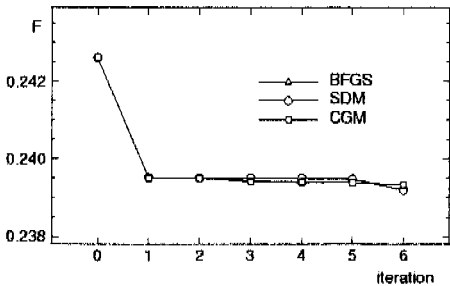


Fig. 4 Comparison of objective functions by SDM, CGM, and BFGS

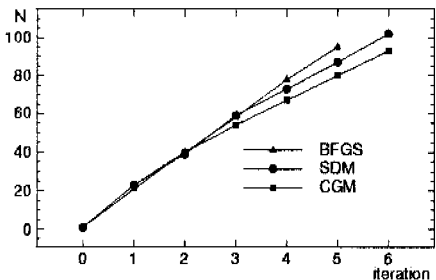


Fig. 5 Comparison of numbers of flow analysis by SDM, CGM, and BFGS

일차원 탐색방법의 비교를 위해 황금분할법 (GSM)과 2차 다항식 보간법(QSM)을 시험하였다. 각 경우에 탐색방향의 계산을 위해서는 복합구배법을 사용하였으며, 황금분할법의 결과는 앞 절의 최적화알고리즘의 비교에서 복합구배법을 사용한 결과를 기준으로 하였다. Table 3에는 QSM과 GSM의 계산시간이 비교되어 있으며, 설계변수, 목적함수, 컴퓨터 및 컴파일러 등은 Table 2와 동일하다.

두 방법에 의한 탐색방향으로의 이동거리의 비교는 Fig. 6에 나타나 있다. 황금분할법에 비해 2차 다항식보간법이 2회 및 3회의 설계변경에서 상대적으로 이동거리가 크음을 알 수 있다. Fig. 7은 목적함수의 변화과정을 보여주고, Fig. 8은 유동해석코드의 호출횟수를 보여준다. 두 방법에 의한 목적함수의 비는 $F_{GSM}/F_{QSM} = 0.99999$ 로서 거의 동일하나 유동해석코드의 호출횟수의 비는 $N_{QSM}/N_{GSM} = 0.79570$ 으로 2차 다항식 보간법에 의한 최적화설계시 황금분할법 보다 약 21%의 계산시간을 감소시켰다.

최적설계된 송풍기의 성능시험 및 소음측정을 위해 최적변수 탐색효율이 가장 좋은 것으로 나타난 복합구배법에 의해 최적설계된 최종설계모형을 CNC머신으로 제작하였다. 이 복합구배법에

서의 설계변수들의 변화과정은 Fig. 9와 같다. Fig. 10은 초기모형과 최종모형의 형상을 비교하고 있다. 최종모형의 형상은 날개하단에서는 후향 스윙되고 날개상단에서는 전향 스윙된 형태를 보이고 있다. Fig. 11은 초기모형과 최종모형의 유동해석결과 중 난류운동에너지의 분포를 비교하고 있다. 초기모형에서는 선단부를 지나면서 난류운동에너지가 급격히 상승한 후 날개 후류에서는 서서히 감소하고 있다. 그러나 최종모형에서는 유동방향에 따른 난류운동에너지의 증가가 초기모형에 비해 느리게 이루어짐을 알 수 있다.

최적화된 송풍기에 대한 성능실험은 선박엔진 냉각송풍기의 부하조건인 40mmAq의 정압상승 하에서 수행하였는데 각 송풍기에 대한 풍량, 효율 및 소음을 측정하였다. 그 결과 최종설계된 송풍기의 풍량은 동일한 부하에서 초기송풍기의 풍량에 비해 약 24% 증가하였다. 한편, 소음에 대해서는 날개입구면에서 90° 방향으로 1.5m 떨어진 지점(A)과 45° 방향 지점(B)에서 소음파워 레벨(sound power level, SPL)을 측정하였다. 두 지점에서 모두 소음이 저감되었는데, Fig. 12는 그 중 A지점에서의 소음파워레벨을 보여주고 있다. 총소음도는 최초 102dB(A)에서 92dB(A)로 저감되었고 효율은 5% 증가하였다.

본 연구에서 설계된 송풍기 모형의 소음특성을 살펴보면 Fig. 12에서 볼 수 있는 바와 같이 난류운동에너지 생성률을 목적함수에 포함한 최적설계결과 광대역 소음이 크게 저감된 것으로 보아 최종송풍기의 총소음도가 감소된 것은 난류경계층에 의한 소음의 저감이 주요한 영향을 미친 것으로 사료된다. 난류소음에 대해 Kawaguchi 등⁽²⁰⁾은 실험적 연구를 통하여 압력변동이 난류강도에 영향을 주고 이로 인해 난류소음이 변동됨을 밝히고 날개 선단부의 반경을 크게 함으로써 난류소음을 3dB(A) 줄였다. 본 연구에서는 최적설계 기법으로써 날개의 형상을 허브근처인 날개하단에서는 후향 스윙, 날개상단에서는 전향 스윙이 되게 2차 함수로 분포시켜 난류소음을 저감하였다. 본 결과를 통해 스윙각의 변화가 송풍기의 성능 및 소음에 미치는 영향이 상당히 큼을 알 수 있다.

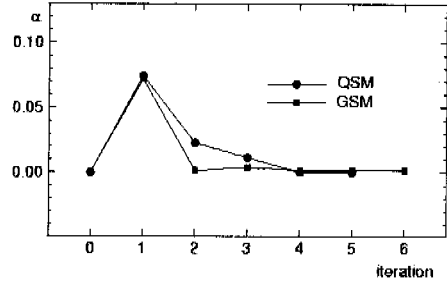


Fig. 6 Comparison of step sizes by QSM and GSM

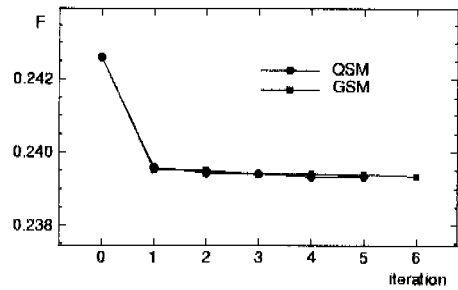


Fig. 7 Comparison of objective functions by QSM and GSM

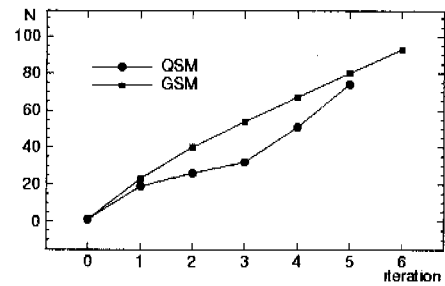


Fig. 8 Comparison of number of flow analysis by QSM and GSM

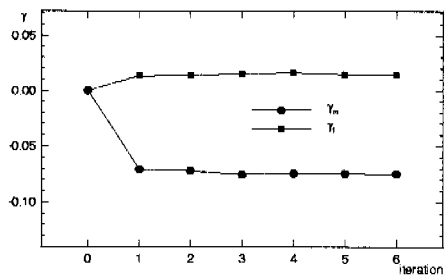


Fig. 9 Variations of design variables by CGM

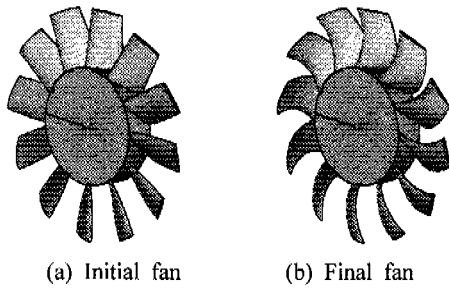


Fig. 10 Comparison of initial and final shapes

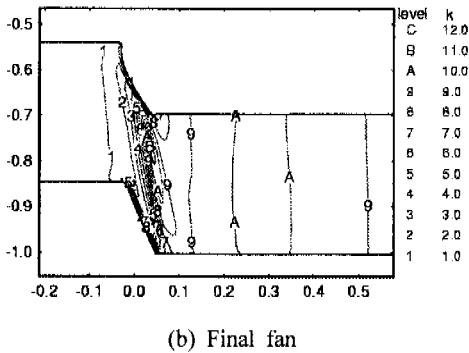
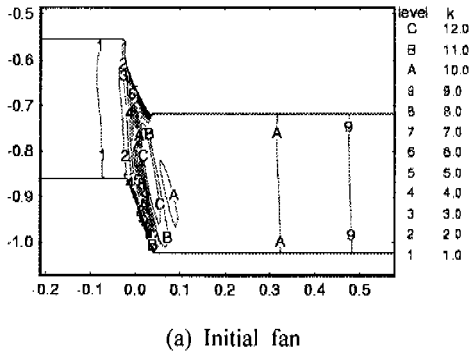


Fig. 11 Turbulent kinetic energy distributions

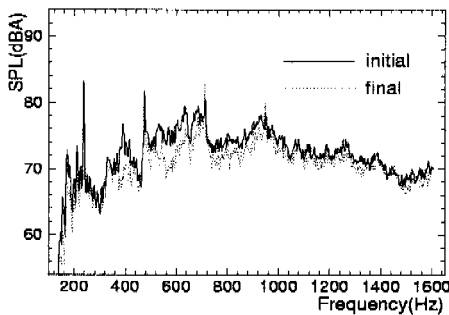


Fig. 12 Noise spectrums at point A

4. 결론

본 연구에서는 저소음 축류송풍기를 설계하기 위해 3차원 유동해석기법과 결합한 수치최적화기법을 적용하였으며, 최적화기법들의 성능을 비교하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 탐색방향을 결정하기 위한 최적화기법들을 비교한 결과, 비교대상인 최급강하법, 복합구배법과 BFGS방법 중 최급강하법이 목적함수의 최소화애 가장 좋은 성능을 보인 반면, 복합구배법과 BFGS방법은 최급강하법과 비교해 각각 8.9%와 6.9%의 계산시간의 단축을 보였다.

(2) 이동거리를 구하기 위한 일차원탐색 알고리즘에서는 이차다항식보간법이 황금분할법에 비해 탐색시간이 21% 적게 소요되어 탐색효율면에서 우수하였다.

(3) 본 연구에서 사용한 설계조건하에서 날개하단에서 후향, 날개상단에서 전향 스위핑된 날개형상이 소음의 저감에 효과가 있는 것으로 나타났다. 이를 통해 삼차원 유동특성이 강한 축류송풍기의 설계시 스위핑각의 분포는 중요한 설계인자임을 확인하였다.

후기

본 연구는 1999년 인하대학교 교수연구진흥비와 현대전기(주)의 지원에 의해 수행되었음을 밝히며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Hicks, R. M., Murman, E. M., Vanderplaats, G. N., 1974, "An Assessment of Airfoil Design by Numerical Optimization," NASA TM X-3092.
- (2) Rao, S. S., Gupta, R. S., 1980, "Optimum Design of Axial Flow Gas Turbine Stage - Part I: Formulation and Analysis of Optimization Problem," *J. Engineering for Power*, Vol 102, pp. 782~789.
- (3) Ainley, D. G., Mathieson, G. C. R., 1957, "A Method of Performance Estimation for Axial-Flow Turbine," H.M.S.O., A.R.C., R&M 2974.
- (4) Dunham, J. and Came, P. M., 1970, "Improvements to the Ainley-Mathieson Method of Turbine Performance Prediction," ASME Paper No. 70-GT-2.

- (5) Massardo, A., Satta, A., 1989, "Axial Flow Compressor Design Optimization: Part I - Pitchline Analysis and Multivariable Objective Function Influence," ASME paper No. 89-GT-201.
- (6) Joh, C.-Y., Grossman, B., Haftka, R. T., 1991, "Design Optimization of Transonic Airfoils," Proceedings of the Third International Conference on Inverse Design Concepts and Optimization in Engineering Sciences (ICIDES- III) (Washington, DC), edited by G. S. Dulikravich, pp. 445-456.
- (7) Baysal, O., Eleshaky, M. E., 1991, "Aerodynamic Sensitivity Analysis Methods for the Compressible Euler Equations," *J. Fluids Engineering*, Vol. 113, pp. 681-688.
- (8) Kim, K. Y., Choi, J. H., Chen, X., Kim, T. J. and Rew, H. S., Oct. 1995, "Application of Numerical Optimization Technique with Three Dimensional Navier-Stokes Solver to The Design of An Axial-Flow Fan," *2nd International Conference on Pumps and Fans*, Tsinghua Univ., Beijing, Vol. 1, pp. 169-178.
- (9) Choi, J. H., Kim, K. Y. and Chung, D. S., 1998, "Numerical Optimization for Design of an Automotive Cooling Fan," *Journal of Passenger Cars - SAE 1997 Transactions*, Vol. 106, Section 6, Part 1, pp. 1485-1489.
- (10) Arora, J. S., 1989, *Introduction to Optimum Design*, McGraw-Hill Book Co.
- (11) Belegundu, A. D. and Chandrupatla, T. R., 1999, *Optimization Concepts and Applications in Engineering*, Prentice Hall.
- (12) Beiler, M. B., Carolous, T. H., 1999, "Computation and Measurement of the Flow in Axial Flow Fans with Skewed Blades," *J. of Turbomachinery*, Vol. 121, pp. 59-66.
- (13) Katsuhisa, O., Sadao, A., 1990, "Noise Reduction of Shortly Ducted Fan by Using Forward Swept and Inclined Blade," *AIAA, Aeroacoustics Conference, 13th, Tallahassee, FL*, paper No. 90-3986.
- (14) Kawaguchi, K., et. al., 1993, "Study on Low-Noise Fan(Noise Reduction of Pusher- Type Condenser Cooling Fan)," *JSME (B)*, Vol. 59, No. 558, pp. 137-143.
- (15) 김광용, 김정엽, 정덕수, 1997, "축류송풍기의 삼차원유동장해석," *대한기계학회논문집*, 제21권 4호, pp. 541-550.
- (16) Launder, B. E., and Spalding, D. B., 1974, "The Numerical Computational of Turbulent Flows," *Computer Method in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 3, pp. 269-289.
- (17) Stone, H. L., 1968, "Iterative Solution of Implicit Approximations of Multi-dimensional Partial Differential Equations," *SIAM J. Num. Anal.*, Vol. 5, p. 530.
- (18) Van Doormal J. P. and Raithby G. D., 1984, "Enhancement of the SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Flows," *Numerical Heat Transfer*, Vol. 7, pp. 147-163.
- (19) Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E., 1959, "Theory of Wing Sections Including a Summary of Airfoil Data," *Dover Publications*.