

송풍기 설계를 위한 수치최적설계기법의 응용

Application of Numerical Optimization Technique to the Design of Fans

김 광 용*, 최 재 호**, 김 태 진***, 류 호 선***
K. Y. Kim, J. H. Choi, T. J. Kim, H. S. Rew

Key words : Numerical optimization techniques(수치최적설계기법), Navier-Stokes equation(나비에-스톡스 방정식), Conjugate gradient method(복합구배방법)

Abstract

A Computational code has been developed in order to design axial fans by the numerical optimization techniques incorporated with flow analysis code solving three-dimensional Navier-Stokes equation.

The steepest descent method and the conjugate gradient method are used to look for the search direction in the design space, and the golden section method is used for one-dimensional search. To solve the constrained optimization problem, sequential unconstrained minimization technique, SUMT, is used with imposed quadratic extended interior penalty functions.

In the optimization of two-dimensional cascade design, the ratio of drag coefficient to lift coefficient is minimized by the design variables such as maximum thickness, maximum ordinate of camber and chordwise position of maximum ordinate.

In the application of this numerical optimization technique to the design of an axial fan, the efficiency is maximized by the design variables related to the sweep angle distributed by quadratic function along the hub to tip of fan.

1. 서 론

빌딩내부의 환기 및 냉난방시설, 자동차의 에어컨, 그리고 가전제품등의 주요부품인 fan은 송풍 및 강제대류열전달의 수단으로서 그 중요성이 갈수록 증대되고 있다. 최근에는 제품수명의 감소와 다

품종 소량생산의 영향으로 다양한 설계요구조건을 만족하면서 고효율 소형화를 꾀할 수 있는 fan의 최적설계가 필수적으로 요구되고 있다.

축류 fan의 설계 및 효율 향상을 위한 연구는 1930년대 이후 항공공학과 관련된 공기역학의 발전에 힘입어 꾸준히 진행되어 왔으나 대부분 근사적인 적분형 해석에 의해 제 손실 및 효율을 예측하는 것이었다. 그러나, 최근에는 fan 날개의 복잡한 3차원 곡면을 설계하는 데 있어 보다 정밀한 유동해석이 요구되고 있어 미분형 해석을 바탕으로

* 인하대학교 기계공학과 교수

** 인하대학교 대학원

*** LG전자

하는 전산유체역학(CFD : Computational Fluid Dynamics)의 응용이 활발하게 이루어지고 있다.

fan 날개와 역학적으로 기능이 유사한 항공기 익형이나 터빈 날개의 기하학적 형상 설계에 사용되어 왔던 최적설계기법은 크게 역설계기법(Inverse Design Method)⁽¹⁾과 수치최적설계기법(Numerical Optimization Method)⁽²⁾으로 나뉠 수 있다.

역설계기법은 이상적인 유동특성, 즉 벽면에서의 압력 또는 속도분포를 정해놓고 이에 합당한 물체의 형상을 구하는 방법으로서 항공기 익형등의 설계에 널리 응용되고 있다. 해석수단과 설계기법의 조합에 따라 다양한 방법들이 제시되고 있는데, 한 예로 Malone등⁽¹⁾에 의해 제시된 MGM Method는 이상적인 표면압력분포를 미리 지정하고 2차원 Navier-Stokes 방정식 해석코드를 이용해 물체의 형상을 찾아가는 방법이다.

수치최적설계기법(Numerical Optimization Method)에서는 최적설계점에 대한 정보를 미리 알지 못해도 최소화 또는 최대화할 함수를 정해 놓고 이를 만족하는 설계변수들을 찾을 수 있다. 이 방법은 반복되는 유동해석으로 계산시간이 많이 소요되는 단점이 있어 단순한 유동장에만 적용되어 왔으나 컴퓨터의 성능 향상으로 이러한 단점들이 해결되고 있다. Rao와 Gupta⁽³⁾는 축류 가스터빈의 설계에 있어 설계변수로서 동익의 평균직경, 동익의 익현(chord)대 평균직경의 비등을 사용하여 중량과 효율을 최적화시키는 최적설계기법을 제시하였다. 그리고 Savu와 Trifu⁽⁴⁾는 수송기의 동체 및 날개를 설계하기 위해 최종설계목표를 목적함수인 항력계수와 양력계수의 비(C_D/C_L)를 최소화하는 데 두고, 설계변수로서 각 형상변수들을 채택하여 최적설계를 수행하였다. 한편, 이러한 수치최적설계는 유체유동뿐만 아니라 열교환기⁽⁴⁾등의 열전달문제에도 적용되고 있다.

이상과 같은 수치최적설계기법은 계산시간이 과다하다는 단점에도 불구하고, 자동설계능력이 있고 다양한 제한조건을 삽입할 수 있으며 유체유동과 열전달이 수반되는 여러 공학분야에 적용이 가능하여 최근 많이 연구되고 있다. 그러나, 지금까지의 연구들을 살펴보면 Euler방정식이나 2차원 경계층 방정식에 의한 해석을 사용하는 경우가 많아 최적

설계하였을 때 실제 유동의 각 현상들을 제대로 반영하지 못하는 단점이 있었다.

본 연구에서는 3차원 Navier-Stokes 방정식을 사용한 유동해석코드⁽⁵⁾를 해석수단으로 하여 3차원 fan 날개의 형상 함수와 수치최적설계기법을 개발하였다. 최적화 기법으로는 순차비제한최소화 방법(SUMT : Sequential Unconstrained Minimization Techniques)을 사용하였다.

최적설계코드를 시험하기 위해 먼저 2차원 익렬(cascade) 유동에 적용하여 익형의 최대두께, 최대캠버값, 최대캠버값을 갖는 코드방향길이를 설계 변수로 하여 익형의 항력계수와 양력계수의 비를 효과적으로 최소화하였으며, 3차원 fan 날개의 최적설계에 있어서는 회전방향으로 비틀린 각인 스위프 각(sweep angle)의 분포에 관련되는 변수들을 설계변수로 선택하였다.

2. 최적설계기법

최적화 문제의 수학적 표현은 다음과 같다.

$$\text{목적함수 } f(\mathbf{x}) \tag{1}$$

$$\text{제한조건 } g_j(\mathbf{x}) \leq 0 \quad j=1, m \tag{2}$$

$$h_k(\mathbf{x}) = 0 \quad k=1, l \tag{3}$$

$$x'_i \leq x \leq x_i'' \quad i=1, n$$

$$\mathbf{x} = \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ \vdots \\ x_n \end{Bmatrix}$$

여기서 \mathbf{x} 는 설계변수의 벡터이고 윗첨자 l 과 u 는 각 설계변수의 하한값과 상한값을 나타낸다. 최적화 알고리즘은 다음 식과 같은 설계변수변경에 의한 반복과정을 통하여 이루어진다.

$$\mathbf{x}^* = \mathbf{x}^a + \alpha_i^* \mathbf{d}^i \tag{4}$$

여기서 q 는 반복횟수, \mathbf{x} 는 설계변수의 벡터, \mathbf{d}^q 는 탐색방향, 그리고 α_i^* 는 이동거리를 나타내는 스칼라량이다. 식(4)의 적용을 위해서는 다음 두 과정이 필요하다. 첫번째는 탐색방향 \mathbf{d}^q 의 결정이고 두번째는 탐색방향으로 목적함수를 최소화시킬 수 있는 α_i^* 의 결정이다.

탐색방향을 정하는 데 많이 이용되고 구배벡터(Gradient Vector)는

$$\nabla f = \left[\frac{\partial f}{\partial x_1}, \frac{\partial f}{\partial x_2}, \dots, \frac{\partial f}{\partial x_n} \right]^T \equiv \mathbf{c} \quad (5)$$

로 정의된다. 구배벡터란 함수 f 값의 최대증가율의 방향을 나타내므로 이 성질을 이용하여 목적함수를 최소화 시키는 방법에는 구배벡터의 반대방향으로 설계변수를 변경하는 최급강하법(Steepest Descent Method)와 전회 계산에서의 탐색방향에 관한 정보를 이용하는 복합구배방법(Conjugate Gradient Method)이 있다. 후자의 경우 탐색방향은

$$\mathbf{d}^{(q)} = -\mathbf{c}^{(q)} + \beta_i \mathbf{d}^{(q-1)} \quad (6)$$

이다. 여기서

$$\beta_i = \left(\frac{|c^{(q)}|}{|c^{(q-1)}|} \right)^2$$

으로 주어진다.

제한조건이 있는 최적화문제의 최적변수 추적방법에는 직접탐색법(Direct Search Method)⁽⁶⁾ 등 여러 가지 방법이 있으나 페널티함수를 사용한 순차비제한최소화기법(SUMT: Sequential Unconstrained Minimization Technique)⁽⁷⁾이 제한조건을 처리하는데 용이하다. 이 방법에서는 목적함수에 페널티함수를 추가한 새로운 목적함수를 다음과 같이 정의한다.

$$\phi(\mathbf{x}, r) = f(\mathbf{x}) + r \sum_{i=1}^m p(g_i) \quad (7)$$

여기서 r 는 페널티변수이고, 함수 $p(g_i)$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$p(g_i) = \begin{cases} -\frac{1}{g_i} & (g_i \leq \epsilon) \\ -\frac{1}{\epsilon} \left[\left(\frac{g_i}{\epsilon} \right)^2 - 3 \left(\frac{g_i}{\epsilon} \right) + 3 \right] & (g_i > \epsilon) \end{cases}$$

$$\epsilon = -C(r)^a \quad \frac{1}{3} \leq a \leq \frac{1}{2}$$

여기서 ϵ 은 과도변수(transition parameter)이고 C 는 상수이다.

3. 유동해석 방법

본 연구에서는 회전 축류 fan을 지나는 3차원 유동에서 목적함수 및 그 도함수들을 구하기 위해 유동해석을 반복적으로 수행하였다. 유동해석에서는 비직교곡선 좌표계로 변환된 지배방정식들을 유한차분법으로 이산화하였고 이 과정에서 대류항에 대해서는 혼합차분도식(hybrid difference scheme)을 사용하였다. 이산화된 식들의 계산과정에는 SIMPLE-C 방식⁽⁸⁾의 속도-압력보정알고리즘이 사용되었다. 난류의 해석을 위해서는 표준 k- ϵ 모델을 사용하였다. 유동해석코드는 Kim 등^(9,10)이 축류 fan의 해석에 사용한 코드와 동일하다. 유동해석코드가 본 연구에서와 같이 수치최적설계의 수단이 될 경우에는 지배방정식의 수치해석을 위한 격자계의 효과적인 생성도 매우 중요하다. 수치최적설계에서는 물체형상의 연속적인 변경에 따른 격자계의 재생성이 반복적으로 수행되어야 하므로 격자생성에 소요되는 시간을 최소화할 필요가 있다. 따라서, 본 연구에서는 격자생성에 과도한 시간이 소요되는 미분형 격자생성법보다는 대수형 격자생성법의 채택이 바람직하다고 판단되어 후자에 의한 자동격자생성코드를 사용하였다.

4. 2차원 익렬유동에 대한 최적설계기법의 적용

2차원 익렬유동에 대한 본 연구의 목표는 양력계수와 항력계수의 비, 즉 C_D/C_L 를 최소화하는 데 두었다. 3차원 fan을 최적화하기 위한 기초 연구로서 2차원 익렬유동을 다루었다.

2차원 익렬을 설계함에 있어 여러 변수들 중 다

Table 1 Design Conditions

flow rate	8.5 m ³ /min
pressure difference	45 mmH ₂ O
speed of rotation	3000 rpm
number of blades	3
diameter of casing	0.2 m
hub-tip ratio	0.23
tip clearance	0.01 m
inlet pressure	1.01E+5 Pa
density	1.205 kg/m ³

$$\eta = \frac{\text{air power}(\text{static})}{\text{fan input power}} = \frac{L_{eff}}{L_{tot}} \quad (10)$$

여기서 air power는 실제 유체가 유동장을 지나며 한 일(L_{eff})로서 유량(Q)과 정압상승률(ΔP)의 곱으로 표시된다. 따라서 $L_{eff} = Q\Delta P$ 이다.

한편 fan이 유체에 가한 일(L_{tot})은 fan 표면에 작용하는 수직용력과 전단용력 그리고 회전속도를 통하여 계산할 수 있다. 회전방향 힘만이 유효하므로 원통좌표계상에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$L_{tot} = \int \int u \sigma_{\theta\theta} dzdr + \int \int u r z_{\theta} r d\theta dr$$

$$= \int \int u \left(-p + 2\mu \left(\frac{\partial v_{\theta}}{\gamma \partial \theta} + \frac{v_r}{\gamma} \right) \right) dzdr \quad (11)$$

$$+ \int \int u \mu \left(\frac{\partial v_{\theta}}{\partial z} + \frac{\partial \omega_{\theta}}{\gamma \partial \theta} \right) r d\theta dr$$

3차원 fan유동에 대한 최적화 알고리즘에서는 전회 계산에서의 정보를 이용해 탐색방향을 계산하는 복합구배방법(Conjugate Gradient Method)을 사용하였다(Fig.2). 이 방법을 사용하기 위해 앞서 최초의 2회는 최급강하법(Steepest Descent Method)을 사용하였다.

설계변수로는 fan의 날개가 휘는 정도를 나타내는 스윙각에 관련된 변수들을 선택하였는데, 그 이유는 스윙각에 의한 효과는 3차원 유동에서만 나타나게 되어 본 연구에서 사용한 3차원유동해석의 장점을 살릴 수 있기 때문이었다. 스윙각의 분포를 2차함수로 나타내었을 때, 첫번째 설계변수(DSN1)

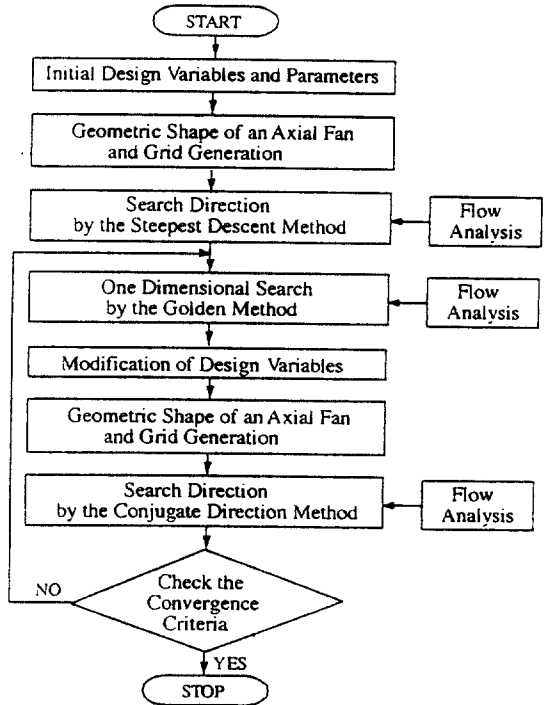


Fig.2 Optimization Algorithm for 3-D Fan Design

는 허브와 날개끝까지의 거리에 대한 비로서 정의된다. 두번째 설계변수(DSN2)는 날개끝에서의 스윙각인데 이는 최대 스윙각이다. 스윙각(γ)에 관한 식과 경계조건들은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\gamma = a \cdot Rn^2 + b \cdot Rn + c \quad (12)$$

$$Rn = 0, \quad \gamma = 0$$

$$Rn = DSN1, \quad \gamma = 0$$

$$Rn = 1, \quad \gamma = DSN2$$

여기서 $Rn = (R - R_{Hub}) / (R_{Tip} - R_{Hub})$ 이다.

설계변수에 대한 제한조건은

$$(1) 0 \leq DSN 1 \leq 0.35$$

$$(2) 0 \leq DSN 2 \leq 0.65$$

로 하였다. 제한조건은 SUMT로서 처리하였으며 이 때 2차 확장된 패널티함수(Quadratic Extended Penalty Function)를 사용하였다.

6. 결과 및 검토

2차원 익렬유동의 최적설계에서 최적설계코드의 시험대상이 된 익렬유동의 레이놀즈수는 5.5×10^5 이고 유동해석을 위한 격자계는 100×30 으로 구성하였으며 계산영역에서 익형 상류부 길이는 익현 길이의 0.5배, 하류부의 길이는 2.5배로 하였다. 익렬의 현절비(solidity)는 0.3으로 하였으며 영각(incidence angle)은 0° 로 고정하여 이로 인한 영향을 고려하지 않았다.

2차원 익렬유동의 계산에서는 최적설계코드의 기본적인 기능을 테스트하기 위해 유동을 층류로 가정하였다. 설계변수에 대한 제한조건은 주지 않았으며, 초기값으로 최대두께(t)는 0.095, 최대캠버값(m)은 0.03, 그리고 최대캠버를 갖는 코드방향 길이(p)는 0.25로 주었다. 최적변수 탐색결과 Table 2와 같은 과정을 통해 목적함수의 상대오차 1.0×10^{-3} 내의 수렴조건에 대해 최소목적함수의 값이 최초 0.92178에서 0.83773으로 감소되었다. 이때의 최적설계변수, t는 0.052317이고 m은 0.044554, 그리고 p는 0.27419이다.

최적설계의 결과에 대한 타당성을 검증하기 위해 최적설계알고리즘은 사용하지 않고 유동해석코드만을 반복계산해, 같은 유동 조건하에서 p를 고정시키고 m과 t를 변화시켜 목적함수의 값들을 구해 보았다. Fig.3에서 m이 0.045일 때 t가 약 0.05에서 최소점을 갖는 것은 위에서 제시한 최적설계의 결과와 근사적으로 일치한다. Fig.3에서는 p를

고정시켰으므로 p의 영향도 고려한다면 계산결과 산출된 최적설계변수들의 값은 매우 적절한 것으로 사료된다.

설계변경 과정에서의 설계변수값들은 Fig.4에 3차원적으로 도시되어 있다. 설계 변수 변경에 있어 그 각도가 90° 에 근접한 것은 최급강하법에 필요한 구배벡터가 잘 계산되었고 이동거리도 정확히 계산되었음을 나타낸다. Fig.5은 최초의 익형과 최적화된 익형의 형상을 보여준다. 한편, 각 설계단계에서의 항력계수와 양력계수 그리고 목적함수의 값이 Fig.6에 나타나 있으며, 여기에서 목적함수가 최소점을 찾아감을 명확히 알 수 있다.

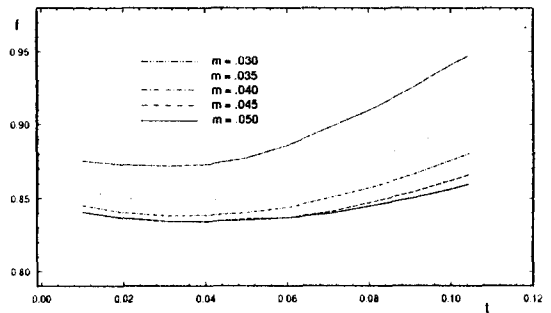


Fig.3 Objective Function as a Function of m and t (p=0.3)

Table 2 History of Optimization in Cascade Design

iteration	t	m	p	c_D	c_L	f
1	.95000E-01	.30000E-01	.25000E+00	.44481E-00	.48255E+00	.92178E+00
2	.91750E-01	.46481E-01	.24991E+00	.63955E+00	.73552E+00	.86951E+00
3	.55567E-01	.36811E-01	.27361E-00	.49945E+00	.58931E-00	.84748E+00
4	.53722E-01	.44724E-01	.27357E+00	.59778E+00	.71309E-00	.83831E+00
5	.52317E-01	.44554E-01	.27419E+00	.59510E+00	.71038E-00	.83773E+00

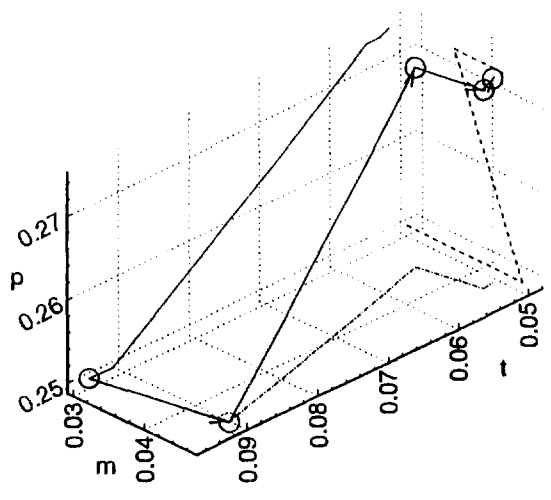


Fig.4 History of Design Variables in Cascade Optimization

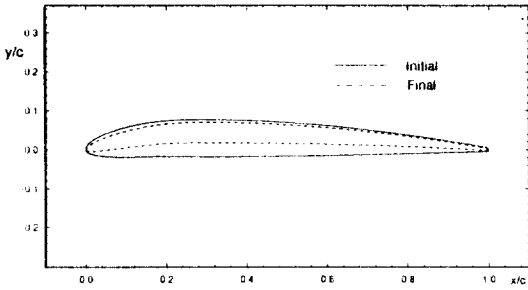


Fig.5 Initial and Final Shapes of Airfoil

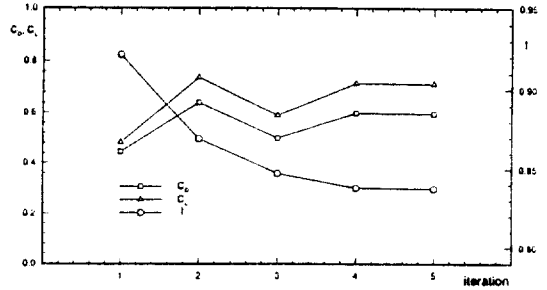


Fig.6 Optimization History in Cascade Design

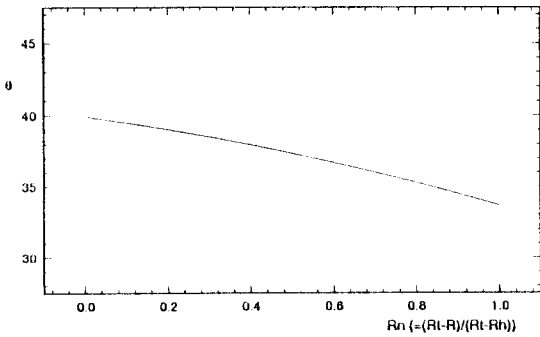


Fig.7 Camber Distribution of an Axial Fan

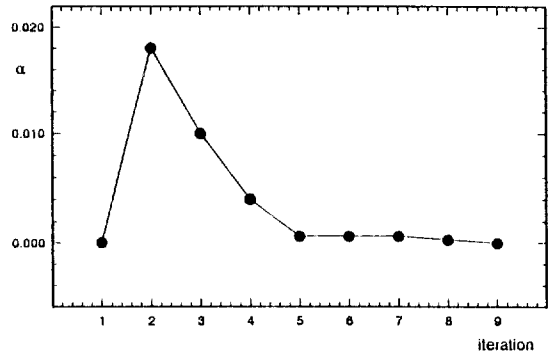


Fig.8 History of Scalar Multiplier in Fan Optimization Process

3차원 Fan의 최적설계는 원통형 외벽(casing) 내 회전하는 중심축에 축류 Fan이 설치된 상태에서 수행하였다. 이 유동장에 대해서는 Kim 등⁽¹⁰⁾이 실험과 수치해석을 수행한 바 있다. 초기 유동특성으로서 Reynolds 수는 3.2×10^4 이며 비속도 n 은 $1.22s^{-1}$, 정압계수 ψ_s 은 0.748, 유량계수 ϕ 는 0.143이다. 그리고 다음과 같이 나타내어지는 무차원 각속도는 6.60이다.

$$\Omega^* = \Omega \frac{L}{U_0}$$

여기서 특성속도 U_0 는 입구면에서의 축방향 평균유속이며, 특성길이 L 은 외벽의 반경 R 이다.

유동해석은 축대칭성을 이용해 fan의 날개와 날개사이 영역, 즉 전영역의 1/3만을 계산하였으며, 계산영역의 상류부 길이는 반경의 5배 하류부 길이는 반경의 20배로 하였다. 격자계는 50(I)×20(J)×20(K)의 격자들로 구성하였는데, 축방향으

Table 3 History of Optimization in Fan Design

Iteration	Zero-Sweep-Rn	Max. Sweep Angle(rad)	Efficiency
1	0.25531	0.31162	68.2
2	0.23093	0.50624	69.8
3	0.24186	0.54783	69.5
4	0.26508	0.59971	70.1
5	0.26692	0.60323	70.3
6	0.26825	0.60583	70.6
7	0.26950	0.60817	70.9
8	0.27028	0.60968	71.3
9	0.27028	0.60968	71.3

로는 fan의 상류부에 10개, Fan 내부에 15개, 그리고 하류부에 25개를 배치하였다. 설계변수의 초기치로서 허브와 날개끝사이에서 스위각이 영(zero)이 되는 지점(DSN 1)은 0.25531이고 날개 끝에서 최대 스위각(DSN 2)은 0.31162이다. 반

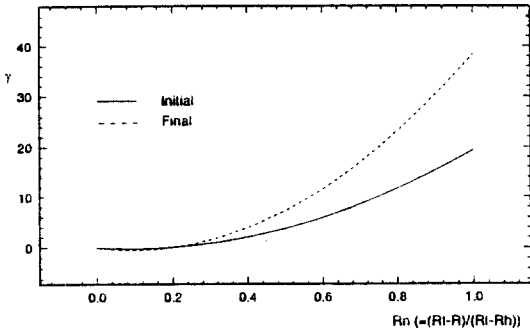


Fig.9 Sweep Angle Distribution of Initial and Final Shape

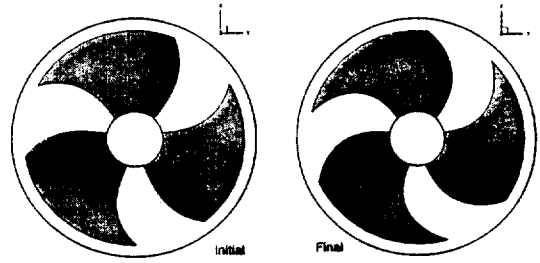


Fig.10 Comparison of Initial and Final Fan (Front View)

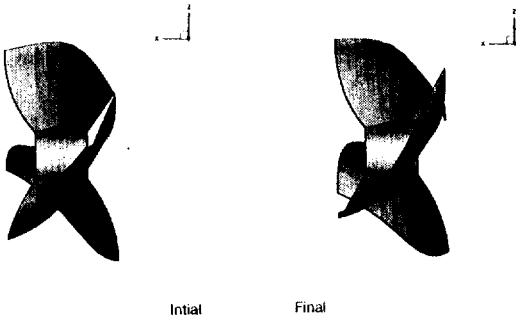


Fig.11 Comparison of Initial and Final Fan (Side View)

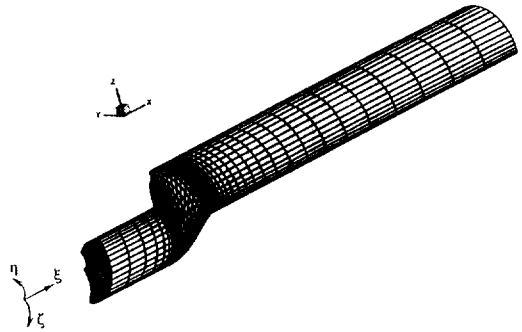
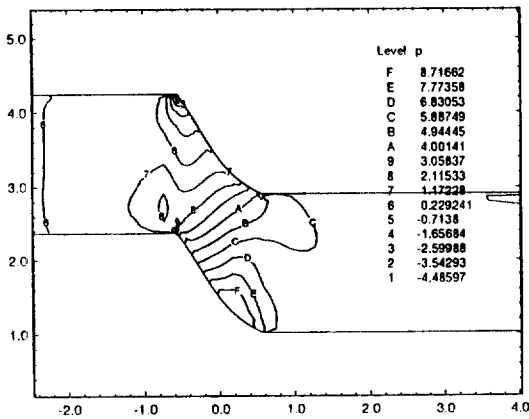
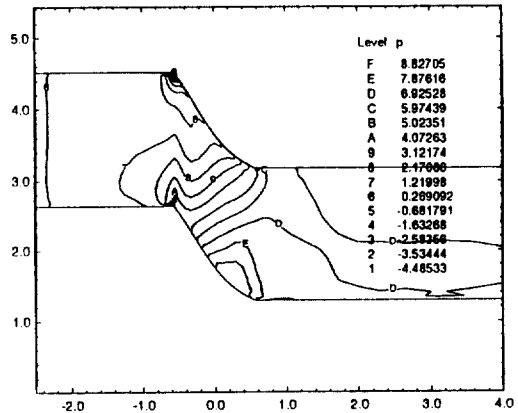


Fig.12 Computational Domain and Grid System for the Flow through an Axial Flow Fan



(a) Initial



(b) Final

Fig.13 Comparison of Pressure Contours on $\xi-\eta$ Plane(K=17)

경방향의 챔버각 분포는 Fig.7과 같다.

최적변수 탐색결과 Table 3과 같은 최적화 과정을 거쳐 효율은 초기 68.2에서 최종적으로 71.3으로 향상되었다. Fig.8에서는 탐색방향으로의 이동거리를 나타내고 있는데 이동거리가 최적설계점부근에서 0이 되는 것을 알 수 있다. Fig.9에서는 허브에서 날개끝까지 초기의 형상과 최후의 형상 각각에 대한 스윙각의 분포를 보여주고 있다. Fig.10과 11에서는 초기의 형상과 최적화된 형상의 정면도와 측면도를 각각 비교하고 있다.

Fig.12는 유동해석에 사용된 격자체를 보여주고 있으며, Fig.13에서 17까지는 최적설계과정의 최초형상과 최후형상에 대한 유동해석결과를 나타낸다. Fig.13에서는 $K=17$ 인 $\xi-\eta$ 면에서의 등압선 분포를 보여주고 있는데, 날개와 날개사이의 유동영역에서 초기형상과 최종형상에서 정성적으로 흡입면의 후단에서 압력면의 선단으로 이어지는 대각선의 등압선분포가 유사하게 나타나고 있으나 정량적으로는 최종형상이 최초형상보다 날개구간에서의 압력상승폭이 큼을 알 수 있다. Fig.14에서는

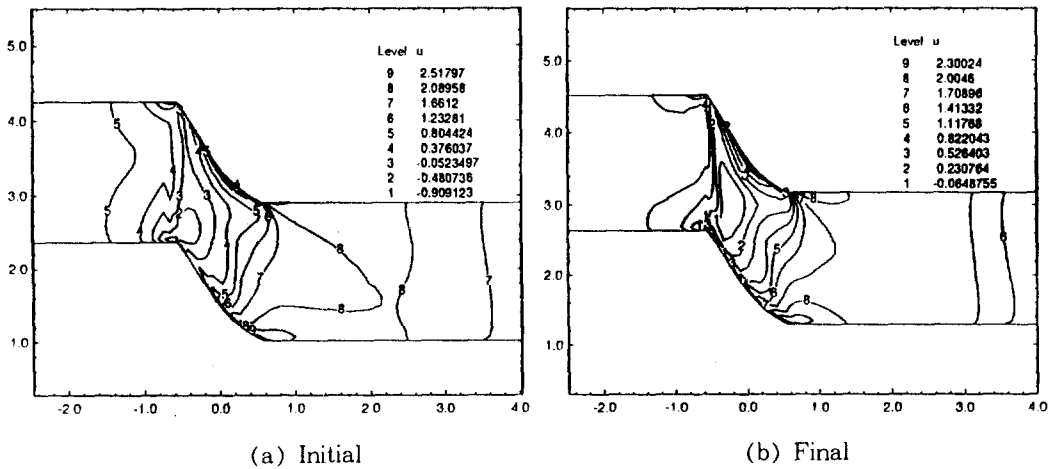


Fig.14 Comparison of Velocity Contours on $\xi-\eta$ Plane($K=17$)

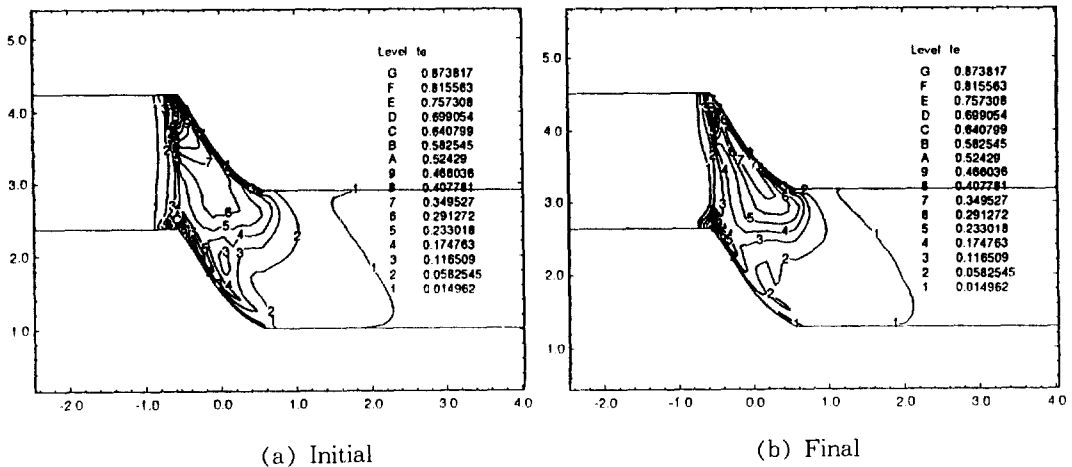
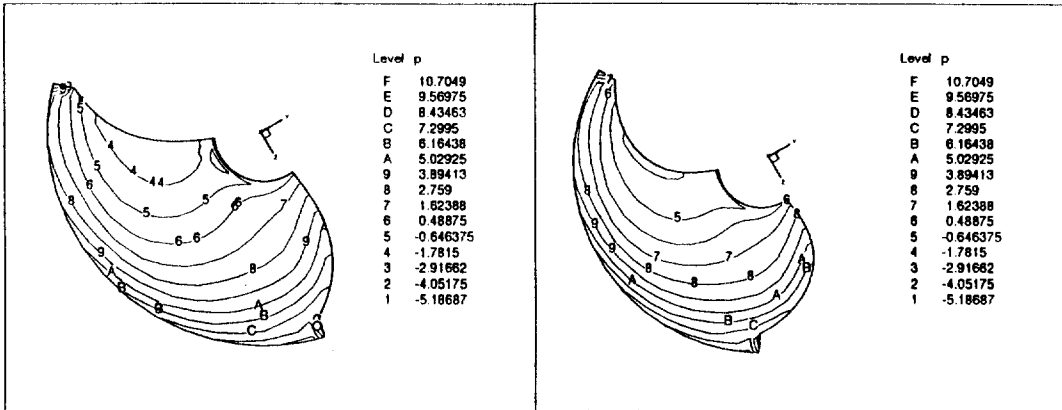


Fig.15 Turbulent Kinetic Energy Contours on $\xi-\eta$ Plane($K=17$)



(a) Initial

(b) Final

Fig.16 Comparison of Pressure Contours on $\eta-\xi$ Plane(K=17)

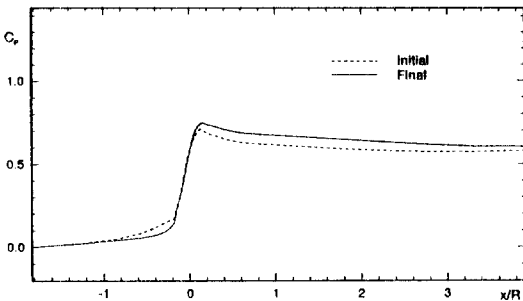


Fig.17 Comparison of Static Pressure Distributions

Fig.13과 동일한 면에서의 축방향 속도분포를 보여 주고 있다. 난류운동에너지의 분포를 나타내는 Fig.15에서는 날개사이 구간에서 급격히 생성된 난류운동에너지가 하류로 갈수록 급격히 감소하고 있음을 알 수 있으며 난류운동에너지의 생성은 날개면 근처 특히 선단부에서 크게 나타내고 있다. Fig.16은 $I=17$ 인 $\eta-\xi$ 면에서의 압력분포를 나타내고 있는데 흡입면 근처를 제외하고는 두 형상이 정성적으로 유사한 분포를 보여준다. Fig.17은 외벽면에서 원주방향으로 평균한 축방향 정압분포를 보여주는 데 최적화된 형상에서의 압력상승이 초기 형상에서의 상승보다 높게 나타나고 있다.

스윙각이 일정한 범위내에서 증가될 때 효율도 증가되는 것은, 무차원 각속도가 큰 송풍기에 있어

서 허브부근에서 유동이 이탈되는 박리현상을 스윙각을 줄으로써, 즉 날개의 끝부분(tip)이 허브부분보다 먼저 유동과 만나게 함으로써 날개 끝부분의 압력을 초기에 올려서 박리를 감소시키고 손실을 최소화하기 때문인 것으로 사료된다.

7. 결 론

본 연구에서는 3차원 Navier-Stokes 유동해석 코드를 해석수단으로 한 수치최적설계기법을 2차원 익렬과 3차원 fan의 최적설계에 적용하였다. 최급강하법(Steepest Descent Method)과 복합구배방법(Conjugate Gradient Method)을 결합한 최적변수추적방법은 2차원 익렬유동에서 익형의 최대두께, 최대캠버값 그리고 최대캠버값을 갖는 코드방향길이를 설계변수로 하여 목적함수인 항력대 양력비를 최소화시키는 데 있어 4회의 설계변경만으로도 최적치에 도달할 수 있게 하였으며, 3차원 fan의 최적설계에서는 스윙각과 관련된 변수들로 목적함수인 효율을 최대화시키는 데 있어 8회의 설계변경으로 최적점을 탐색할 수 있도록 하였다.

참 고 문 헌

1. Malone, J. B., Vadyak, J., and Sankar, L.

- N., 1987, "Inverse Aerodynamic Design Method for Aircraft Component," *J. of Aircraft*, Vol.24, No. 1, pp. 8~9.
2. Savu, G. and Trifu, O., 1991, "On A Global Aerodynamic Optimization of A Civil Transport Aircraft", *Proceeding of 3rd Inverse Design Concepts and Optimization in Engineering Sciences*, Washington, D. C., pp. 45~54.
 3. Rao, S. S. and Gupta, R. S., 1980, "Optimum Design of Axial Flow Gas Turbine Stage," *J. of Engineering for Power*, Vol. 102, pp. 782~789.
 4. Hedderich, C. P., Kelleher, M. D. and Vanderplaats, G. N., 1982, "Design and Optimization of Air-Cooled Heat Exchangers," *J. of Heat Transfer*, Vol. 104, pp. 683~690.
 5. 이원상, 1992, "터빈블레이드를 지나는 3차원 난류유동의 수치해석," 인하대학교.
 6. Reklaitis, G. V., Ravindran, A. and Ragsdell, K. M., 1983, "Engineering Optimization," John Wiley & Sons, Inc.
 7. Vanderplaats, G. N., 1984, "Numerical Optimization Techniques for Engineering Design with Applications," McGraw-Hill Book Co.
 8. 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.
 9. K. Y. Kim, S. H. Kim, T. J. Kim, C. M. Jang, and M. Y. Choi, 1991, "Prediction of the Three-Dimensional Viscous Flows Through an Axial Flow Fan," *Proceedings of the 4th Asian International Conference on Fluid Machinery*, Suzhan, China, Vol. 1, pp. 101~106.
 10. K. Y. Kim, S. H. Kim, T. J. Kim, and C. M. Chang, 1994, "Three-Dimensional Viscous Flows Through An Axial Flow Fan," *The 5th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics in Rotating Machinery(ISROMAC-5)*, Maui, Hawaii.
 11. Abbott, I. H. and Von Doenhoff, A. E., 1959, "Theory of Wing Sections", Dover Publications, Inc.