

<논 문>

적층 복합재 팬-블레이드의 적층각도 최적화 설계

정재연* · 조영수* · 하성규**

(1996년 3월 30일 접수)

Design of Optimal Fiber Angles in the Laminated Composite Fan Blades

Jae Youn Jeong, Young Soo Cho and Sung Kyu Ha

Key Words : Laminated Composite(적층복합재), Finite Element Analysis(유한요소해석), Design Sensitivity Analysis(설계 민감도해석), Layup Angle(적층각도), Multi-objective Function(다목적함수), Fan-Blade(팬-블레이드)

Abstract

The layered composites have a character to change of structure stiffness with respect to the layup angles. The deformations in the fan-blades to be initially designed by considering efficiency and noise, etc., which arise due to the pressure during the fan operation, can make the fan inefficient. Thus, so as to minimize the deformations of the blades, it is needed to increase the stiffness of the blades. An investigation has been performed to develop the three dimensional layered composite shell element with the drilling degree of freedom and the optimization module for finding optimal layup angles with sensitivity analysis. And then they have been verified. In this study, the analysis model is engine cooling fan of automobile. In order to analyzes the stiffness of the composite fan blades, finite element analysis is performed. In addition, it is linked with optimal design process, and then the optimal angles that can maximize the stiffness of the blades are found. In the optimal design process, the deformations of the blades are considered as multiobjective functions, and this results minimum bending and twisting simultaneously.

I. 서 론

오늘날 팬-블레이드는 송풍기나 자동차 엔진에서부터 헬리콥터의 로터나 항공기 엔진에 이르기까지 그 사용범위가 넓고 용도가 다양하다.^(1~3) 그러나 팬-블레이드는 기하학적 형상이 복잡하며 또한 형상의 변화에 따라 성능이 크게 달라지므로 팬-블레이드의 설계에 있어 어떤 인자를 고려하여 형상을 결정할 것인가 하는 문제는 중요하게 대두된다.^(4,5) 최근까지의 팬-블레이드 설계에 있어서 효율과 소

음 등의 성능에 주안점을 둔 형상설계에 관한 많은 연구가 있어 왔다.^(4,6,7) 그러나 실제 운전시 팬-블레이드는 고·저속으로 회전하면서 많은 양의 유량을 전달하게 되므로 주위에 유동장이 형성되고 그에 따라 블레이드 표면에 다양한 압력이 분포하게 된다. 이러한 압력분포는 팬-블레이드의 변형을 유발시키고, 또한 발생된 변형은 초기 형상설계시 고려되었던 성능(고효율, 저소음 등)을 저하시키므로 이를 개선하기 위해 팬-블레이드의 강도를 높이고 변형을 최소화시키는 연구가 필수적이다.

한편 팬-블레이드는 주로 금속합금⁽⁸⁾을 이용하거나 몇 가지 플라스틱재료를 복합하여 만든 재료를 이용하여 제작하므로 역학적 특성은 등방성 재료의

*한양대학교 대학원 기계설계학과

**회원, 한양대학교 기계공학과

성질을 지닌다. 따라서 팬-블레이드의 강도를 높이기 위해서는 블레이드의 두께등 기하학적 형상을 변화시켜야만 하는데 이는 초기의 형상설계시 고려되었던 성능을 저하시키므로 형상의 변화없이 구조적인 강도를 개선할 수 있는 재료의 선정이 필요하다. 따라서 설계된 팬-블레이드의 형상을 변화시키지 않고 적층순서에 따른 적층각도를 조절함으로써 재료의 강성을 바꾸어 구조적 강도 및 변형을 제어할 수 있는 복합재료가 팬-블레이드의 재료로 활발히 연구되어지고 있다.^(9,10)

본 연구는 회전시 압력분포를 받고 있는 복합재 적층 팬-블레이드(composite laminated fanblade)의 적층각도를 최적화기법을 통하여 조절함으로써 설계된 형상의 변화없이 압력에 의해 발생하는 변형을 최소화시켜 팬-블레이드의 초기설계시 고려되었던 성능(고효율, 저소음 등)을 유지함은 물론 구조적 강도를 개선하는데 목적이 있다. 이에 따라 기하학적 형상이 3차원 자유곡면인 적층복합재 팬-블레이드의 구조해석을 위한 유한요소해석(finite element analysis) 프로그램과 팬-블레이드의 변형을 최소로 하는 최적의 적층각도(optimal layup angle)를 구하기 위한 최적설계 프로그램이 개발되었다.

위의 내용을 근거로 최적설계의 정식화를 위해 줄이고자 하는 목적함수는 최대의 처짐이 발생하는 팬-블레이드 끝단의 leading edge, trailing edge 그리고 중앙부에서의 변형의 합 H_T 로 하며 또한 적층각도를 설계변수 θ_i 로 하여 팬-블레이드의 구조 최적화 설계를 다음과 같이 정식화한다.

$$\text{Minimize } H_T(\mathbf{d})$$

$$\text{Find } \theta_1, \theta_2, \dots, \theta_a$$

이와 관련하여 복합재 적층 팬-블레이드의 유한요소해석과 일련의 최적설계과정에 대한 연구의 전체흐름도를 Fig. 1에 도시하였다.

2. 이 론

2.1 복합재 적층 셀구조물의 유한요소해석을 위한 평판요소

3차원 자유곡면을 갖는 셀구조물의 유한요소해석을 위해 요소당 3개의 절점과 18개의 자유도를 갖는 평판요소(flat plate element)를 1988년 Thomas J. R. Hughes가 변분원리를 이용하여 정식화하였

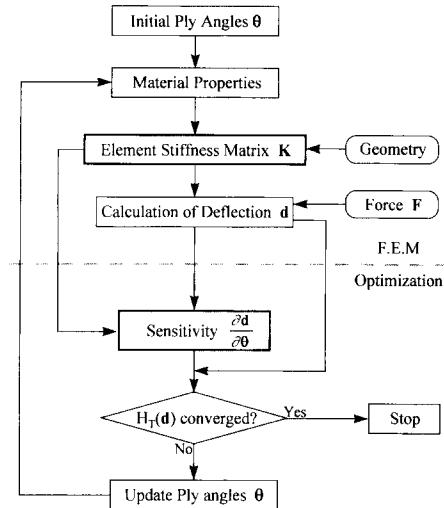


Fig. 1 The procedure of finding optimal ply angles θ using FEA and optimization

고,⁽¹³⁾ 1990년 Ibrahimbegovic A. Robert L. Taylor 와 Edward L. Wilson에 의해 요소당 4개의 절점과 24개의 자유도를 갖는 평판요소가 개발 및 검증되었다.⁽¹⁴⁾ 과거에 사용되었던 평판요소는 면내(in plane) 향에 관련된 2개의 자유도(u_i, v_i)와 면외(out of plane) 향에 관련된 3개의 자유도($w_i, \phi_{xi}, \phi_{yi}$)만을 고려하였는데, 이 경우 셀구조물을 해석하는데 있어 모델 구성이나 프로그래밍 등에서 많은 문제점이 발생함과 동시에 해석상의 많은 오차를 수반하게 된다.⁽¹³⁾ 그러나 여기에 면내 회전자유도(in plane rotational D. O. F. 또는 drilling D.O.F. : ϕ_{zi})를 첨가함으로써 간단한 유한요소 수식의 정식화로 해석의 정확도를 높일 수가 있다.

Fig. 2에서 볼 수 있듯이 4개의 절점을 갖는 평판요소의 각 절점에서의 자유도는 6개로 가정한다. 이러한 경우에 면내 회전자유도가 고려되지 않기 때문에 요소 강성행렬을 구성할 때 이 향과 관련된 행과 열에 0이 들어가게 되며, 이는 유한요소해석 시 특이점을 발생시키므로 그 행과 열에 0 대신 임의의 상수를 대입함으로 특이점의 생성을 방지하고 아울러 면내 회전자유도를 고려할 수가 있다.⁽¹³⁾

따라서 면내 회전자유도를 고려한 평판요소의 절점변위벡터와 절점하중벡터는 다음과 같이 표현할 수 있다.⁽¹¹⁾

$$\begin{aligned} \mathbf{d}_i^e &= \{ u_i \ v_i \ w_i \ \phi_{xi} \ \phi_{yi} \ \phi_{zi} \}^T \\ \mathbf{f}_i^e &= \{ F_{xi} \ F_{yi} \ F_{zi} \ M_{xi} \ M_{yi} \ M_{zi} \}^T \end{aligned} \quad (1)$$

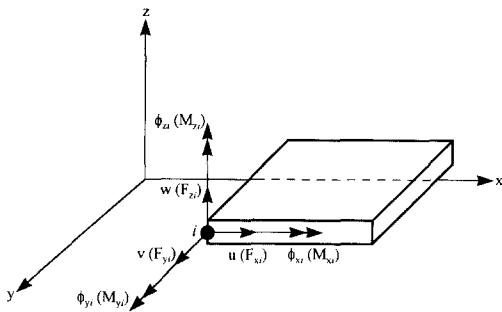


Fig. 2 Flat element subjected to 'in-plane' and 'out-of plane' actions

한편, 유한요소해석에 사용되는 셀요소의 요소강성행렬은 식 (2)와 같이 나타낼 수 있으며

$$\begin{aligned} \mathbf{K}^e &= \int_{\Omega} \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} d\Omega \\ &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} |\mathbf{J}| d\xi d\eta \end{aligned} \quad (2)$$

여기서, \mathbf{B} 는 변형률-변위행렬이고, \mathbf{D} 는 구성행렬이며, 그리고 $|\mathbf{J}|$ 는 자코비안행렬의 Determinant를 의미한다.

또한 복합재료의 적층에 따른 요소내부에서의 변하는 물성치에만 관계하므로 복합재 적층평판요소에서의 구성행렬은 식 (3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{D} &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}' & \mathbf{B}' \\ \mathbf{B}' & \mathbf{C}' \end{bmatrix} \\ \mathbf{A}' &= \int_{-t/2}^{t/2} \mathbf{Q} dz \end{aligned} \quad (3)$$

여기서,

$$\begin{aligned} \mathbf{B}' &= \int_{-t/2}^{t/2} \mathbf{Q} \cdot \mathbf{z} dz \\ \mathbf{C}' &= \int_{-t/2}^{t/2} \mathbf{Q} \cdot \mathbf{z}^2 dz \end{aligned}$$

이며, \mathbf{Q} 은 적층판 축(laminate axis : off-axis)에서의 강성행렬을 italic는 플라이의 두께를 의미한다. 적층판 축과 플라이 축(PLY axis : on-axis) 사이의 좌표변환 관계를 이용하여 \mathbf{Q} 을 플라이 축에서의 강성행렬 $\bar{\mathbf{Q}}$ 로 나타내면 다음과 같다.

$$\mathbf{Q} = \mathbf{T}^{-1} \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{T}^{-T} \quad (4)$$

이 때, 플라이 축에서의 강성행렬, $\bar{\mathbf{Q}}$ 는

$$\bar{\mathbf{Q}} = \begin{bmatrix} E_x & \nu_x E_x & 0 \\ \frac{\nu_x E_y}{1 - \nu_x \nu_y} & \frac{E_y}{1 - \nu_x \nu_y} & 0 \\ 0 & 0 & E_s \end{bmatrix} \quad (5)$$

로 표현되며, 변환행렬 \mathbf{T} 는

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 2 \cos \theta \sin \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & -2 \cos \theta \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \theta & \cos \theta \sin \theta & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

으로 나타낼 수 있다.

식 (2)의 요소 강성행렬로부터 전체 계에서의 강성행렬을 구하면 다음과 같다.

$$\mathbf{K} = \sum_{e=1}^m \mathbf{G}^T \mathbf{K}^e \mathbf{G} \quad (7)$$

여기서, \mathbf{G} 는 적층판 축과 전체 계 사이의 변환행렬이며, m 은 전체 요소수를 의미하며, 유한요소해석의 정식화를 통해 구해진 각 요소에서의 요소강성행렬과 절점변위벡터, 그리고 절점하중벡터를 전체 구조물에 적용하기 위한 전체 계의 평형방정식의 최종 행렬식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{Kd} = \mathbf{F} \quad (8)$$

여기서, \mathbf{d} 는 구하고자 하는 전체 계의 변위벡터이고, \mathbf{K} 와 \mathbf{F} 는 각각 전체 계에서의 강성행렬과 하중벡터를 나타낸다.

2.2 구조 최적설계 이론

최적설계시 목적함수는 블레이드 끝단에서의 변형이며 블레이드 끝단의 전체 처짐을 최소화하기 위해 다목적함수를 고려하여 목적함수를 나타내면 다음과 같다.

$$H_T = \sum_{i=1}^n w_i |d_{zi}| \quad (9)$$

여기서, H_T 는 구하고자 하는 n 개의 지점에서의 목적함수의 총합이며, d_{zi} 는 지점 i 에서의 목적함수 값이고, w_i 는 목적함수 지점에서의 가중치를 의미한다. 본 연구에서 선탐색법으로는 황금분할법(golden section method)이 사용되었으며, 최적설계시 이용된 알고리듬은 제한조건이 없는 문제의 해석을 위한 BFGS법이다.⁽¹²⁾

한편, 식 (8)로부터 복합재 적층 팬-블레이드에서의 처짐에 대한 실제 민감도해석을 위해 설계변수 θ 에 대한 목적함수 \mathbf{d} 의 미분형태는 식 (10)과 같이 구할 수 있으며, 이 식에서 전체 하중벡터 \mathbf{F} 는 설계변수 θ 에 독립적이다.

$$\mathbf{K} \frac{\partial \mathbf{d}}{\partial \theta} = -\frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \theta} \mathbf{d} \quad (10)$$

식 (10)을 계산할 때 \mathbf{K} 는 이미 식 (8)을 풀기위해 LU decomposition된 값을 이용한다.

식 (10)에서 나타난 전체 계의 강성행렬의 도함수 $\frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \theta}$ 는 식(11)과 같이 요소 강성행렬의 도함수 $\frac{\partial \mathbf{K}^e}{\partial \theta}$ 로 표현할 수 있으며,

$$\frac{\partial \mathbf{K}}{\partial \theta} = \sum_{e=1}^m \mathbf{G}^T \frac{\partial \mathbf{K}^e}{\partial \theta} \mathbf{G} \quad (11)$$

설계변수인 복합재의 적층각도는 요소의 물성치에만 관계하므로 식 (11)에서의 요소 강성행렬의 도함수 $\frac{\partial \mathbf{K}^e}{\partial \theta}$ 는 식 (12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \mathbf{K}^e}{\partial \theta} = \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \mathbf{B}^T \frac{\partial \mathbf{D}}{\partial \theta} \mathbf{B} |\mathbf{J}| d\xi d\eta \quad (12)$$

또한 식(13)에서의 적층판 축에서의 구성행렬의 도함수 $\frac{\partial \mathbf{D}}{\partial \theta}$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \mathbf{D}}{\partial \theta} = \left[\frac{\partial \mathbf{T}^{-1}}{\partial \theta} \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{T}^{-T} + \mathbf{T}^{-1} \bar{\mathbf{Q}} \frac{\partial \mathbf{T}^{-T}}{\partial \theta} \right] \quad (13)$$

따라서 식 (11), 식 (12)과 식 (13)로부터 설계변수에 대한 블레이드의 변형 \mathbf{d} 의 최종적인 민감도식을 구할 수 있으며, 이를 통해 최적설계시 빠른수렴과 정확성을 보장할 수 있는 민감도해석의 수행이 가능하다.

3. 프로그램의 검증

3.1 유한요소해석 프로그램의 검증

2장에서의 이론을 근거로 하여 복합재료로 적층된 3차원 셀구조물의 유한요소해석을 위한 프로그램(HUSAP)이 개발되었다.⁽¹⁶⁾ 개발된 프로그램의 검증을 위해 복합재로 적층된 아치형구조물(barrel vault)을 예제로 하여 구조해석 상용 프로그램인

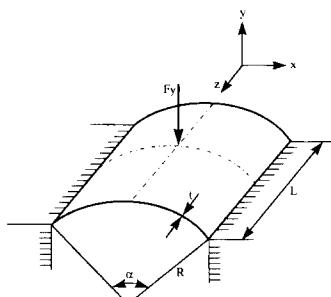


Fig. 3 The verification model for laminated composite plate element (barrel vault)

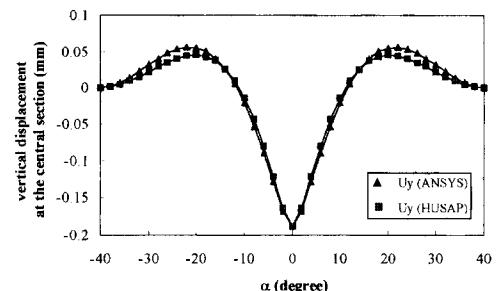
ANSYS와의 결과를 비교하였다.

형상 및 경계조건 그리고 하중조건은 Fig. 3에서 보는 바와 같고 각 부분의 치수 및 작용하중은 Table 1에 나타내었다. 또한 복합재 적층 셀구조물의 재료는 Graphite/Epoxy(T300/5208)이며, 그 재료상수는 Table 2에 나타내었다.

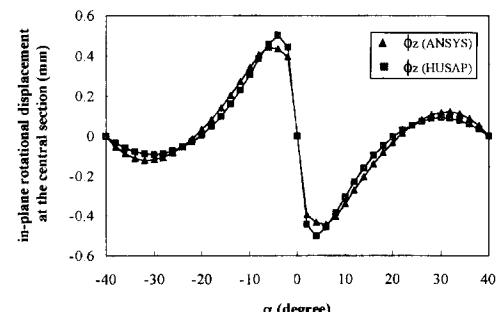
위와 같은 조건하에서 계산된 변위중 아치형구조물의 가운데 부분($z=L/2$)에서의 수직방향 변위(U_y)와 면내 회전자유도(ϕ_z) 값을 비교하였고, 그

Table 1 Geometrical parameters and applied loadings of barrel vault

Radius (R)	2.5 m
Longitudinal length (L)	5 m
Total angle (α)	80°
Thickness (t)	0.01 m
Vertical loading (F_y)	100 N
Layup sequence	[0/90] _s



(a) Vertical displacements along the central section of barrel vault



(b) In-plane rotations along the central section of barrel vault

Fig. 4 Verification results for laminated composite plate element

결과는 Fig. 4에 도시하였다. Fig. 4에서 보는 바와 같이 개발된 프로그램과 ANSYS와의 결과가 일치함을 알 수 있다.

3.2 최적설계 프로그램의 검증

또한 2장에서의 이론을 근거로 적층 복합재 팬-블레이드의 적층각도 최적화를 위한 최적설계 모듈을 개발하고 이의 검증을 위해 Fig. 5에서 보는 바와 같이 한 쪽 끝($y=0$)이 고정단이고 반대편 자유단($y=a$)에 분포하중(F_y)이 작용하는 복합재 평판의 자유단 중간지점(A)에서의 z방향의 변위를 최소화하는 최적의 적층각도를 구하였다. 프로그램 검증에 이용된 설계변수, 즉 복합재의 적층순서는 $[\theta_1/\theta_2]_s$ 로 가정하였고, 재료는 T300/5208을 이용

Table 2 Material properties of T300/5208 graphite/epoxy fiberite

Longitudinal elastic modulus (E_x)	181 GPa
Transverse elastic modulus (E_y)	10.3 GPa
Shear modulus (E_s)	7.17 GPa
Poisson's ratio (ν_x)	0.28

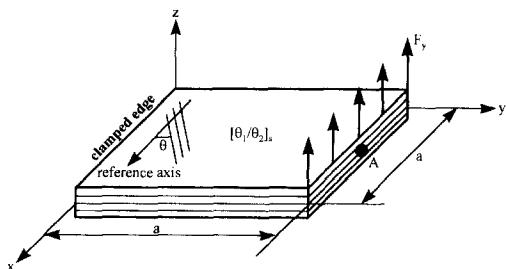


Fig. 5 Cantilevered lamina subjected to uniformly distributed pressure

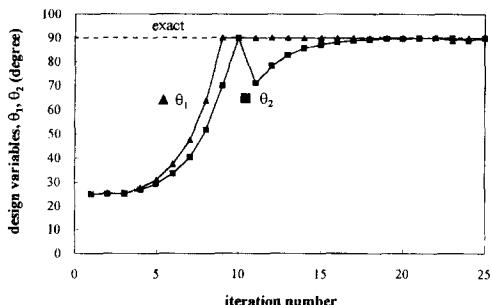


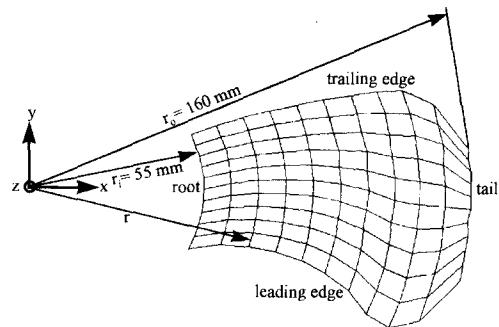
Fig. 6 The result of verification for optimization module

하였다.

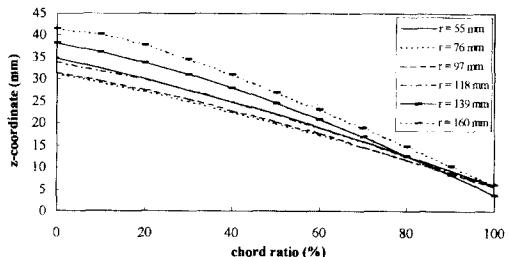
복합재료는 재료의 특성상 적층각도에 따라 강성이 다르고, 또한 Fig. 5에서와 같이 재료가 굽힘을 받을 때 A지점에서의 z방향 변위를 최소화시키는 적층각도는 적층 기준축(reference axis)을 기준으로 $\theta_1=\theta_2=90^\circ$ 이다. 이는 이론적으로 적층각도가 90° 일 때 복합재료가 최대의 굽힘강성을 갖기 때문이다.⁽¹⁵⁾ Fig. 6은 설계변수의 수렴과정을 나타내며, 최적 해로는 θ_1, θ_2 가 모두 90° 로 구해졌고, 이는 이론적인 해와 동일한 결과를 나타낸다.

4. 결과 및 고찰

복합재료를 이용한 팬-블레이드의 해석을 위해 유한요소해석 및 최적설계 모듈이 함께 이용되었다. 유한요소해석에 필요한 요소생성 및 기하학적 형상은 Fig. 7(a)에 나타난 바와 같으며, 전체 팬-블레이드 구조물은 일정한 반복형태를 가지므로 하나의 블레이드만을 해석에 이용하였다. 이에 생성된 절점 및 요소는 각각 121, 100개이며, 블레이드 코드는 Fig. 7(b)에 나타낸 바와 같으며 두께는



(a) The finite element mesh of a laminated composite blade

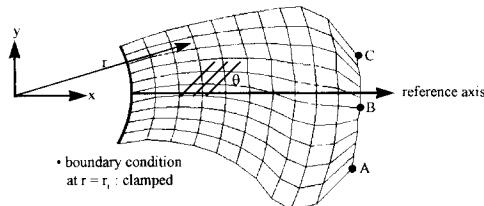


(b) The mid-chord lines according to the variation of blade radius

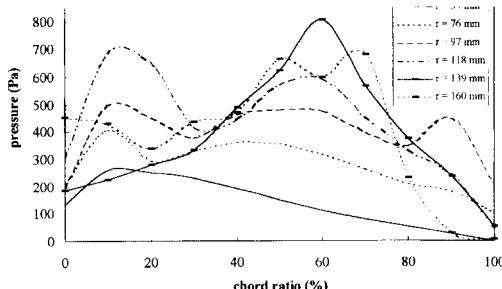
Fig. 7 The geometry and the finite element mesh of a laminated composite blade

1.65 mm로 모두 일정하다고 가정하였다. 또한 사용된 복합재료의 적층순서는 $[(\theta_1/\theta_2)_3]_s$ 로서 전체 적층수는 12장이다. 최적의 적층각도를 구하기 위한 적층각도의 기준축은 Fig. 8(a)에서와 같이 x축과 같으며, 팬-블레이드의 재료로는 Graphite/Epoxy Fiberite T300/5208을 사용하였다. 또한 경계조건으로는 블레이드 뿌리부분의 모든 자유도를 고정하였고, 해석시 Fig. 8(b)에 나타낸 바와 같은 블레이드 표면의 압력분포를 보간하여 각 절점에서의 하중으로 사용하였다. 최적설계에 필요한 설계변수의 초기치는 θ_1 , θ_2 모두 -25° 로 하였으며, 목적함수인 z방향의 처짐을 최소화하기 위해 Fig. 8(a)에서 보는 바와 같이 블레이드 끝부분의 leading edge(A)와 블레이드 중앙(B), 그리고 trailing edge(C)의 세 지점을 목적함수의 선택점으로 하였고 각 지점의 가중치는 모두 1로 하였다.

해석의 결과로 설계변수 θ_1 , θ_2 와 총 목적함수 H_T 의 반복횟수에 대한 수렴과정은 Fig. 9에서 보는 바와 같고 설계변수의 최적해가 -18.0° , 15.0° 로 구해졌다. 이 때의 총 목적함수값, 즉 A, B 그리



(a) The boundary conditions, reference axis, and the points for calculating total objective function



(b) The distributions of pressure according to the variation of blade radius

Fig. 8 The kinematic boundary, loading (pressure) conditions and objective function points for calculating optimal layup angle of composite laminated blade

고 C지점에서의 z방향의 처짐의 합은 0.327 mm, 그리고 각각 A지점의 목적함수값은 0.13 mm, B지점의 목적함수값은 0.105 mm, 그리고 C지점의 목적함수값은 0.092 mm로 계산되었다. 따라서 팬-블레이드의 z방향 처짐을 줄이기 위한 복합재료의 최적 적층순서는 $[(-18/15)_3]_s$ 로 쓸 수 있다.

이 문제의 경우 블레이드의 중심선을 따른 적층, 즉 적층각도가 0° 일때 꼭짓강성이 최대가 되어 처짐이 최소가 될 것이라는 예상을 할 수 있으나, 블

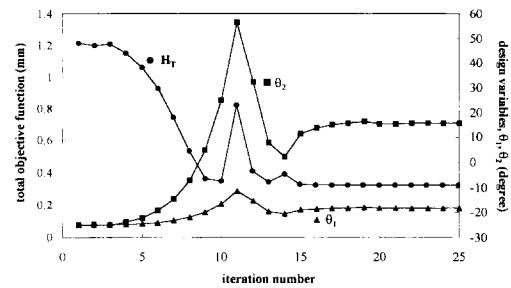
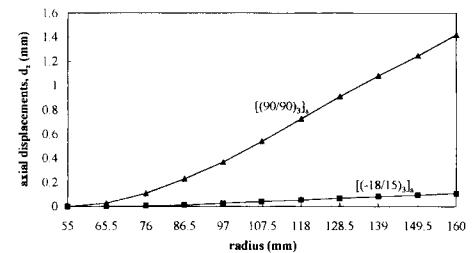
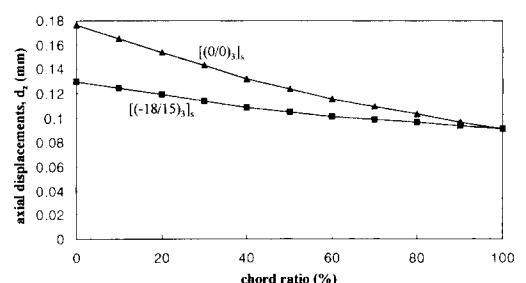


Fig. 9 Convergence history of total objective function and design variables



(a) Comparisons of deflections d_z along the blade central line for layup sequences, $[(90/90)_3]_s$ and $[(-18/15)_3]_s$



(b) Comparisons of deflections d_z along the blade tail edge for layup sequences, $[(0/0)_3]_s$ and $[(-18/15)_3]_s$

Fig. 10 The comparisions of deflections d_z for different layup sequences

레이드는 기하학적 형상이 복잡한 자유곡면의 형태를 갖고 또한 균일치 않은 압력이 표면에 작용하므로 블레이드에는 비틀림을 발생한다. 이를 해결하기 위해 구해진 적층각도 $-18^\circ, 15^\circ$ 로 블레이드를 적층함으로써 주어진 하중 하에서 블레이드가 비틀림의 영향을 받지 않고 동시에 처짐을 줄일 수 있음을 알 수 있다. 이러한 현상은 복합재료의 불균형 적층(unbalanced laminates)의 특성에 의해 발생하게 되며, 그 비교를 위해 적층각도 $[-(90/90)_3]_s$, 와 결과로 구해진 최적의 적층각도 $[(-18/15)_3]_s$ 를 이용하여 블레이드 중심선을 따른 z방향 변형량의 비교를 Fig. 10(a)에 그리고 적층각도 $[(0/0)_3]_s, [(-18/15)_3]_s$ 일 때 블레이드 끝부분에서의 z방향 변형량을 Fig. 10(b)에 나타내었다.

5. 결 론

운전시 임의의 압력분포하에 있는 복합재 적층팬-블레이드의 변형을 최소화하기 위해 3차원 자유곡면을 갖는 복합재료 적층 셀구조물의 유한요소해석을 위한 셀요소가 개발 및 검증되었으며 또한 복합재료의 최적 적층각도를 구하기 위한 최적설계모듈이 개발 및 검증되었다. 개발된 유한요소해석 프로그램과 최적설계 모듈을 자동차 엔진 냉각용 팬-블레이드에 적용시켜 해석을 수행해 본 결과, 최적의 적층각도는 $[(-18/15)_3]_s$ 로 구해졌으며, 이는 불균형 적층으로서 불균형 적층은 주어진 압력에 의한 팬-블레이드의 변형을 최소화함은 물론 비틀림을 방지할 수 있다.

참고문헌

- (1) Johansson, I., 1991, "Axial fans. Ventilation for Railroad Tunnels," *Journal of Railway Track and Structures*, Vol. 87, pp 21~24.
- (2) Falasco, T., Zachar, E. and Lallo, A., 1991, "H-76B FANTAIL Demonstrator Composite Fan Blade Fabrication," *Annual Forum Proceedings-American Helicopter Society*, Vol. 1, pp 399~405.
- (3) Weaver, A. T., 1990, *Jet Engine Ingestion Threats*, *Proceedings of the 43rd International Air Safety Seminar*, Flight Safety Foundation Inc., pp. 138~142.
- (4) McKenzie, A. B., 1988, "Selection of Fan Blade Beometry for Optimum Efficiency," *Journal of Power and Process Engineering*, Vol. 202, pp 39~44.
- (5) Tzuoo, K. L., 1990, "Design Methodology for Splintered Axial Compressor Rotors," *International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, pp 11~14.
- (6) Steven, T., 1991, "Silence of the Fans," *Journal of Materials Engineering*, Vol. 108, pp 21~24.
- (7) Karadimas, G., 1988, "Design of High-performance Fans Using Advanced Aerodynamics Codes," *Journal of Turbomachinery*, Vol. 100, pp 419~425.
- (8) Patnaik, P. C., 1989, "Repair and Life Extensin of Titanium Alloy Fan Blades in Aircraft Gas Turbines," *Conference of American Society of Mechanical Engineerings*.
- (9) Okumura, H., 1991, "Finite Elements Analysis of Flexural Edge Wave for Composite Fan Blades," *Proceedings of International Pacific Air and Space Technology Conference and 29th Aircraft Symposium*, pp 627~634.
- (10) Aiello, R. and Chi, S., 1988, "Advanced Composite Turboprops: Modeling, Structural, and Dynamic Analysis," *Journal of Engineering of Gas Turbines Power ; Transactions of the ASME*, Vol. 100, pp 306~311.
- (11) Zienkiewicz, O. C. and Taylor, R. L., 1991, *The Finite Element Method*, 4/E, McGraw Hill Inc., London, Vol. 2, pp 651~757.
- (12) Vanderplaats, G. N., *Numerical Optimization Techniques for Engineering Eesign*, McGraw Hill Inc., London, pp 250~282.
- (13) Hughes, T. J. R. and Brezzi, F., 1989, "On Drilling Degree of Freedom," *Journal of Computer Method in Applied Mechanics and Enginnerings*, pp 105~121.
- (14) Ibrahimbegovic, A., Taylor, R. L. and Wilson, E. L., 1990, "A Robust Quadrilateral Membrane Finite Element with Drilling Degree of Freedom," *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 30, p. 445~457.
- (15) Tsai, S. W. and Hahn, H. T., 1980, *Introduction to Composite Materials*, Technomic Publish-

ing Company, Westport, Connecticut, pp. 1~25. ac. kr," *Internet Web Site.*

- (16) Ha, S. K., 1993, "<http://composite.hanyang.ac.kr/>