

論文

지식베이스 전문가 시스템과 유전자 알고리즘의 통합에 의한 복합적층판의 강도설계

김정석* · 김천곤** · 홍창선**

Strength Design of Composite Laminates Using Integration of Knowledge-Based Expert System and Genetic Algorithm

Jung-Seok Kim*, Chun-Gon Kim** and Chang-Sun Hong**

ABSTRACT

This paper explains the development of a knowledge-based expert system for the optimal strength design of composite structures subjected to various loading conditions and design heuristics constraints. The optimal stacking sequences are obtained by integration of a knowledge-based expert system, genetic algorithm and finite element analysis. Because this expert system in optimal stacking sequence design adopts a finite element method as an analysis tool, it isn't limited to laminate design but can be applied to a general composite structure.

The optimal stacking sequence combination is drawn from the discrete ply angles and design heuristics stored in the knowledge for the given application of interest. Results of this study were verified through comparison with quasi-isotropic lay-ups.

초 록

본 연구에서는 다양한 하중조건과 설계제한조건하에서 복합적층판의 강도 최적화를 위한 지식베이스 전문가 시스템을 개발하였다. 강도 최적화를 위한 적층순서의 최적화는 지식베이스 전문가 시스템, 유전자 알고리즘 및 유한요소법의 통합을 통해 수행된다. 본 연구에서 개발된 지식베이스 전문가 시스템은 유한요소 기법과 연계되어 있기 때문에, 보다 일반적인 형상과 경계조건에 적용될 수 있다. 최적의 적층순서는 실제 설계나 제작시 이용되는 이산화된 적층각인 0° , $\pm 45^\circ$ 및 90° 와 복합재 구조물의 설계시 적용되는 설계지침에 의해 결정하였다. 이러한 설계지침들은 지식베이스 전문가 시스템의 지식베이스에 저장된다. 이상의 과정을 통해 얻어진 결과들을 준등방성 적층과 비교하였다.

1. 서 론

복합재 구조물은 일반적으로 임의의 적층각을 갖는

여러 층의 단층으로 구성되어 있기 때문에 복합재 구조물의 설계시 설계자는 요구조건에 적합한 구조요소를 설계하기 위해 적층 두께와 순서를 최적화 해야한

*한국과학기술원 항공우주공학과 박사과정

**정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

다. 또한 같은 두께일지라도 복합재 구조물의 강성, 구조적 안정성(structural stability) 및 강도와 같은 구조적 성질들은 복합재의 적층순서에 의존한다. 일반적으로 이와 같은 구조적 성질들은 각각 적층순서와 다른 관계를 가진다. 따라서 요구조건에 적합한 설계를 위한 적층순서의 결정은 각 구조적 성질간의 타협점에서 이루어져야 한다.

복합재 구조물의 설계는 주어진 적용조건(하중조건, 환경적 조건 등)에 대해서 사용자의 요구조건을 만족하는 적층수와 적층각을 결정하므로써 시작된다. 이렇게 적층수와 제작에 적합한 적층각이 정해지면 그 다음으로 적층순서가 결정되게 된다.

최적의 강성, 구조적 안정성 및 강도조건을 모두 만족하는 최적의 적층순서는 존재하지 않는다. 따라서 설계의 요구조건에 따른 최적의 적층순서의 결정을 위해서는 각 설계조건에 합당한 설계지침(design heuristics)을 따르는 것이 바람직하다. 이러한 설계지침들은 복합재 구조물에 대한 다양한 실험과 해석 및 오랜 경험을 통해서 얻어진 것들이다.

복합재 구조물의 최적설계에 관한 연구로는 Schmit[1] 등이 다축평면하중을 받는 균형적충판의 무게를 최소화 하기 위해 단층의 두께를 최적화 하였다. 그는 주어진 적층각으로 구성된 적층판의 각 단층의 두께를 연속적인 설계변수(continuous design variables)로 가정하여 비선형 프로그래밍기법을 이용하여 최적화를 수행하였다. Thompson[2]과 Kam[3] 등은 적층판의 적층각과 단층의 두께를 연속적인 설계변수로 가정하여 최적의 강성과 진동감쇠특성을 갖는 대칭적충보와 적층판을 설계하였다. 그러나 두께나 적층각을 연속적인 설계변수로 취급할 경우에는 실제 제작시에 적용하기 어렵기 때문에 최근에는 두께나 적층각의 이산화된 성질을 설계에 반영하기 위해서 정수계획법(integer programming)이나 유전자 알고리즘(genetic algorithm) 등의 개념들이 많이 적용되고 있다.

일반적으로 구조시스템 설계는 예비설계, 구조해석, 세부설계 및 컴퓨터 그래픽 등의 복잡한 과정으로 구성되어진다. 구조해석은 알고리즘(algorithm)형식에 의해 자동적으로 해결하는 반면에 구조시스템 설계에서는 대부분이 알고리즘 형식으로 표현할 수 없는 비정형화(ill-structured)된 문제이기 때문에 경험 많은 전문가가 이런 문제를 자신의 경험과 판단으로 문제를 해결하고 있다. 지식베이스 전문가 시스템은 이런 비정

형화된 문제 영역에서 컴퓨터에 의해 자동적으로 문제를 해결하는 방법을 제시해 주기 위해 개발되었다. 지식베이스 전문가 시스템은 문제해결의 단계에서 지적인 능력을 소유한 컴퓨터 프로그램으로 이러한 지적인 능력은 특정한 분야에서의 문제해결 전략에 대한 지식과 문제풀이과정에서 필요한 여러 가지 일을 수행할 수 있는 방법에 관한 지식을 컴퓨터에 내장함으로써 가능하게 된다. 이러한 지식베이스 전문가 시스템은 비결정적인 해의 접근에는 적합한 반면에 설계 과정에서 반드시 필요한 구조해석과 같은 수치해석분야에서는 효과적으로 대처하지 못하는 단점이 있다. 따라서 구조시스템 설계시 설계의 지식과 설계규칙 등과 같은 경험적인 지식에 의존하는 부분은 지식베이스 전문가 시스템 도구를 이용하고 구조해석과 같은 수치해석부분은 기존의 순차적인 언어(procedural language)로 된 프로그램을 이용하므로써 구조시스템 설계에 적합한 지식베이스 전문가 시스템을 설계할 수 있다. 지식베이스 전문가 시스템을 이용한 복합재 구조물의 설계에 대한 연구로는 Webber[4] 등은 단층의 두께를 연속적인 설계변수로 가정하고 이를 이용하여 해석을 수행하고 해석과정에서 결함이 발견될 경우 대안의 설계를 제시하며 다양한 설계 중 최선의 선택을 할 수 있게 하였다. Wu[5, 6] 등은 CODEX라는 복합적충판 설계 지식베이스 전문가 시스템을 이용하여 복합재 지지대에서의 볼트 조인트를 설계하였다. 이들은 좌굴파손기준과 기존의 파손판정법(최대변형률, 최대응력, Tsai-Wu) 등을 이용하여 복합재 지지대가 최소무게를 갖기 위한 볼트 조인트를 설계하였다. Akira[7] 등은 객체지향법(object-oriented approach)을 이용하여 복합적충판의 강성을 최적화 하였다. Kim[8-11] 등은 이전의 연구들과는 달리 복합재 구조물의 설계시 적용되는 설계지침들을 작용되는 하중, 구조물의 기하학적인 조건과 같은 적용조건과 연계강성방지 및 층간분리방지 등과 같은 설계의 목적에 따라 체계적으로 분류하고 다양한 설계지침들에 따른 적층의 변화를 고찰하였다. 이러한 지식베이스 전문가 시스템을 이용한 연구들은 대부분 복합재 구조물의 설계시 고전적충판이론에 근거하였으므로 보다 일반적인 형상, 경계조건 및 하중조건을 받는 구조물의 설계에는 한계가 있다.

본 연구에서는 복합재 구조물의 강도를 최적화 할 수 있는 지식베이스 전문가 시스템(knowledge-based expert system)을 개발하고 이를 이용하여 다양한 하중조건과 기하학적인 조건하에서 적층순서를 최적화

하였다. 적층순서의 최적화를 위해서는 범용 최적화 알고리즘기법 중 하나인 유전자 알고리즘(genetic algorithm)을 이용하였고 복합재 구조물내의 응력분포를 계산하기 위해서는 일차전단변형이론(first order shear deformation theory)에 근거한 유한요소해석(finite element analysis)을 수행하고 복합재 구조물의 적용조건에 따라 다양한 설계지침(design heuristics)들을 수집하고 체계화하여 적용하였다.

2. 지식베이스 전문가 시스템의 구성

본 연구에서는 복합재 구조물의 강도최적화를 위해 적층순서를 최적화하게 되는데 본 연구에서 개발된 지식베이스 전문가 시스템은 지식베이스 전문가 시스템 셸, 유전자 알고리즘 및 유한요소해석 프로그램으로 구성되어 있다. 비정형화된 제한조건을 갖는 설계의 순차적 프로그램들은 지식베이스 전문가 시스템 셸인 CLIPS에 의해 통합된다.

2.1 CLIPS

CLIPS(C-language integrated production system)는 NASA/Johnson 우주센터의 인공지능 부서에서 개발한 순방향 추론기관을 지닌 지식베이스 전문가 시스템용 도구(expert system tool)이다[12, 13]. CLIPS는 인간의 지식이나 전문가의 경험 등을 프로그래밍화하기에 용이하도록 개발된 일종의 컴퓨터 언어이다. CLIPS는 다음과 같은 3가지의 기본요소로 구성되어 있다.

1. 사실목록(fact-list) : 사실(fact)들을 저장하기 위한 메모리
- 사실목록에서 사실은 규칙(rule)들을 수행하기 위한 데이터이다.
2. 지식베이스(knowledge-base) : 모든 규칙들을 저장하는 역할을 수행한다.
3. 추론기관(inference engine) : 모든 규칙들의 실행을 제어하는 역할을 수행한다.

연구에서 복합적층판의 설계과정에 관련된 일련의 과정은 CLIPS에서 수행되어진다. CLIPS에서는 복합적층판의 설계를 위해 재료 데이터가 사실목록에 저장되어있고 유한요소 생성 및 경계조건의 부과시 요구되는 프로그램들을 호출하여 수행한다. 또한 사용자가 요구하는 조건에 따라 설계지침을 권고하고 설계지침에

따라 유전자 알고리즘을 수행한다.

2.2 지식베이스

복합재 구조물의 설계시 적용분야에 대한 특성을 고려하지 못한 설계는 실제적인 응용분야 즉 제작분야에 쉽게 적용하기 어렵다. 예를 들면, 만약 단층의 두께나 적층각이 연속적인 설계변수(continuous design variable)로 취급될 경우 이렇게 설계된 구조물은 실제 제작분야에 적용하기가 어렵다[14]. 또한 일축하중(uniaxial loading)을 받는 복합적층판의 경우 하중방향과 섬유방향이 일치된 적층, 즉 0° 층으로만 구성된 적층판이 강성이나 강도면에서 가장 우수하다. 그러나 이러한 적층은 이질적인 적층판(heterogeneous laminate)으로 강성이나 구조적 안정성의 관점에서 최적의 적층일 수 있으나 강도, 손상허용(damage tolerance) 및 내구성(durability)의 관점에서는 바람직하지 못하다. 또한 이질적인 적층판은 제작이나 운용중에 부적층판(sublamine)이 층간분리에 의해 분리되어 강도에 심각한 저하를 가져올 수 있으므로 0° , 90° , 45° 층이 골고루 분포된 균질 적층판(homogeneous laminate)이 일반적으로 사용된다.

본 연구에서 복합재 구조물의 강도 최적화시에 적용하는 설계지침들의 목적은 하중조건, 기하학적 조건과 같은 적용조건에 따라 연계강성효과의 방지 및 완화, 모재파손 및 층간분리의 방지를 위해 층간응력(interlaminar stresses)을 감소시킬 수 있는 적층을 구현하는 것이다. 복합재 구조물의 강도 최적화는 층간응력성분을 고려한 파손해석을 통해 수행되어야 한다. 그러나 층간응력성분을 고려한 해석을 수행하기 위해서는 3차원 또는 준3차원 유한요소해석을 수행해야 한다. 그러나 이 경우에는 상당한 계산시간과 계산용량이 요구되는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 이러한 단점을 보완하기 위해 3차원 해석을 수행하지 않고 3차원 해석에서 고려되어야 하는 층간응력성분의 감소를 위한 적층규칙을 도입하여 단지 2차원 셸요소를 이용한 해석만으로 최적화를 수행하고자 한다.

본 연구에서는 복합적층판의 설계를 위해 실제 복합적층판의 적층설계시 적용되어지는 설계지침들을 수집하고, 이들을 아래와 같이 하중조건, 기하학적조건 및 적용분야별로 체계적으로 분류하였다.

1. 응력성분의 연계를 방지나 완화시키기 위한 설계지침은 아래와 같다.

- 대칭적층(symmetric layup)-평면하중과 굽힘 하중사이의 연계를 방지[15-18].
- 균형적층(balanced layup)-인장과 전단하중사이의 연계를 방지[15-18].
- $+\theta^\circ$ 층과 $-\theta^\circ$ 층의 그룹적층-굽힘과 비틀림하중사이의 연계를 감소[15-18].

2. 강도의 증가를 위한 설계지침은 아래와 같다.

- 균질적층(homogeneous layup)-다양한 적층각을 갖는 단층들을 두께방향으로 골고루 분포시킨 적층으로 강도, damage tolerance, durability 등의 향상을 기대할 수 있다[15].
- 비균질적층(heterogeneous layup) 방지-비균질적층은 강성이나 구조적 안정성의 관점에서 최적의 적층일 수 있다. 그러나 강도, damage tolerance, durability의 관점에서는 바람직하지 못하다. 만약 이질적인 적층이 필수불가결할 때에는 주하중감당층을 중심으로 이동시키는 것이 바람직하다. 이질적인 적층판은 제작이나 운용중에 부적층판이 층간분리에 의해 분리되어 강도에 심각한 저하를 가져올 수 있다[15].
- 동일한 적층각의 반복적층의 수는 4층 이하로 적층-복합적층판의 설계시 적층판의 강도의 증가와 층간분리의 방지[15-17].
- 90° 층의 중복적층방지-층간응력을 최소화[15-17].
- $+\theta^\circ$ 층과 $-\theta^\circ$ 층의 분리적층-층간전단응력을 감소[15-17].
- 주하중 수행층은 은닉-평면하중하에서 인장강도의 향상을 위한 것으로 하중방향에 대해 인장이나 압축하중을 받을 경우 하중방향과 평행한

적층각을 갖는 적층을 최외층에 적층하는 것은 바람직하지 못하다[15-17].

- 인접층사이의 적층각의 차이는 45° 이하로 적층-섬유파손이나 층간분리방지[19].

3. 자유경계단이 존재할 경우 설계지침은 아래와 같다.

- 중립 면에서 자유경계단에 수직인 적층각을 갖는 층의 적층방지-적층판의 중심부근에서 발생하는 층간분리를 방지[15-18].
- 중립 면에서 자유경계단에 수직인 적층각을 갖는 층의 3층 이상 중복 적층방지-만약 자유경계단에 수직인 적층각을 갖는 층이 중립면에 적층될 경우에 적용[15-17].
- 원공이 존재할 경우 중립면에서 하중방향에 수직인 층의 적층방지-원공주위에서 발생하는 층간응력의 감소[20].

위에서 제시한 설계지침들은 하중조건, 기하학적조건 및 적용분야에 따라 주의깊게 적용되어야 하고 Fig. 1에서 Fig. 3은 하중조건, 기하학적조건 및 적용분야에 따라 분류된 설계지침을 나타낸 것이다.

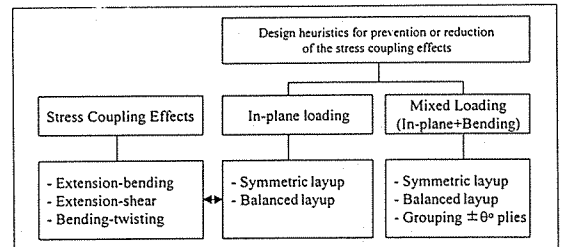


Fig. 1. Design heuristics for prevention or reduction of the stress coupling effect

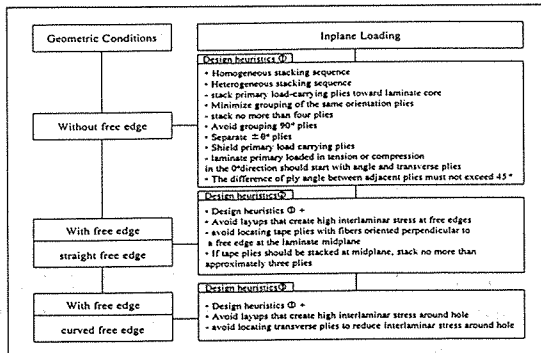


Fig. 2. Design heuristics for improvement of strength under in-plane loading

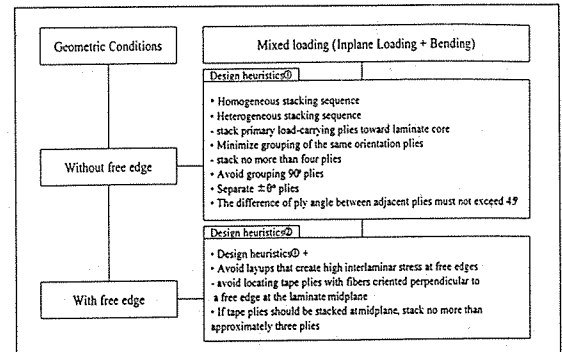


Fig. 3. Design heuristics for improvement of strength under mixed loading

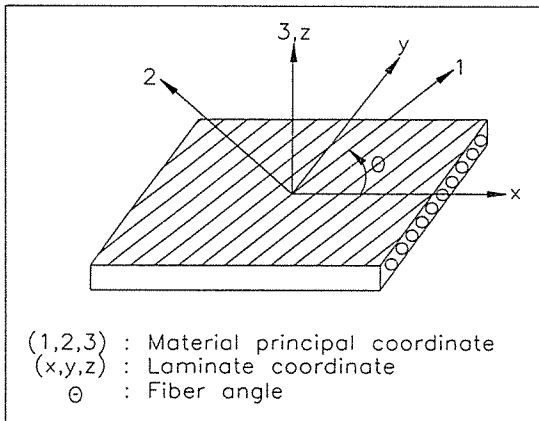


Fig. 4. Definition of fiber orientation

또한 추후에는 보다 많은 설계지침들이 수집될 수 있도록 데이터 베이스의 유연성을 확보하여 프로그램 되어 있다.

2.3 수식화

복합재 구조물의 강도설계시 적층판내의 응력분포는 유한요소법에 의해 계산되는데 요한요소 수식화과정은 다음과 같다.

단층의 좌표계가 Fig. 4와 같을 경우 복합적층판의 구성방정식은 식(1)과 같다.

Fig. 4에서 1-2-3좌표계는 재료주축에 대한 좌표계이고, x-y-z좌표계는 구조물에 대한 좌표계이다. 식(1)은 재료주축에 대한 구성방정식이다.

$$\{\hat{\sigma}\} = [Q] \{\hat{\epsilon}\} \quad (1)$$

여기서 $\{\hat{\sigma}\}$ 는 응력, $[Q]$ 는 강성행렬, $\{\hat{\epsilon}\}$ 는 변형률을 나타낸다. 식(1)을 x-y-z좌표계에 대한 식으로 변환하기 위해 식(2)-(3)과 같은 변환관계를 이용한다.

$$\{\sigma\}^k = [R] \{\hat{\sigma}\} \quad (2)$$

$$\{\epsilon\}^k = [R]^{-T} \{\hat{\epsilon}\} \quad (3)$$

여기서 $\{\sigma\}^k$ 와 $\{\epsilon\}^k$ 는 x-y-z좌표계에 대한 응력과 변형률을 나타내고 $[R]$ 은 변환행렬을 나타내는데 변환행렬은 식(4)와 같다[21].

$$[R] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn & 0 & 0 \\ n^2 & m^2 & -2mn & 0 & 0 \\ -mn & mn & m^2 - n^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n \\ 0 & 0 & 0 & n & m \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 $m = \cos \theta$, $n = \sin \theta$ 를 나타낸다.

식(2)-(3)을 식(1)에 대입하면 x-y-z좌표계에 대한 식은 식(5)와 같다.

$$\{\sigma\}^k = [\bar{Q}]^k \{\epsilon\}^k \quad (5)$$

여기서 $[\bar{Q}]^k = [R]^{-1} [Q] [R]^{-T}$

적층판의 변형 후의 변위성분을 Mindlin의 평판이론처럼 횡전단변형을 고려한 형태로 식(6)과 같이 가정한다.

$$\begin{aligned} u_1(x,y) &= u(x,y) + z\phi_x(x,y) \\ u_2(x,y) &= v(x,y) + z\phi_y(x,y) \\ u_3(x,y) &= w(x,y) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 u_1, u_2, u_3 는 각각 x, y, z축 방향의 변위이며, 상대적으로 u, v, w는 중립면의 변위이다. ϕ_x, ϕ_y 는 각각 x, y축에 수직인 단면의 회전을 의미한다. 변형률-변위 관계식은 식(7)과 같다.

$$\begin{aligned} \epsilon_1 &= \frac{\partial u}{\partial x} + z \frac{\partial \phi_x}{\partial x} = \epsilon_1^0 + z\chi_1^0 \\ \epsilon_2 &= \frac{\partial v}{\partial y} + z \frac{\partial \phi_y}{\partial y} = \epsilon_2^0 + z\chi_2^0 \\ \epsilon_6 &= \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + z \left(\frac{\partial \phi_x}{\partial y} + \frac{\partial \phi_y}{\partial x} \right) = \epsilon_6^0 + z\chi_6^0 \\ \epsilon_4 &= \phi_y + \frac{\partial w}{\partial y} = \epsilon_4^0 \\ \epsilon_5 &= \phi_x + \frac{\partial w}{\partial x} = \epsilon_5^0 \end{aligned} \quad (7)$$

식(5)에 있는 각층에 작용되는 응력들을 적층판의 두께로 적분하여 적층판에 작용하는 힘과 모우멘트 그리고 전단력을 구하면 식(8)과 같다.

$$(N_i, M_i) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (1, z) \sigma_i^k dz, (i=1,2,6) \dots\dots\dots (8)$$

$$(Q_2, Q_1) = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} (\sigma_4^k, \sigma_5^k) dz$$

여기서 N_i, M_i, Q_i 는 각각의 축방향과 연계된 합력, 합모우멘트 및 합전단력을 나타낸다. 식(8)에 식(5)를 대입하면

$$\begin{Bmatrix} N_i \\ M_i \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ij} & B_{ij} \\ B_{ij} & D_{ij} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_j^o \\ \chi_j^o \end{Bmatrix} \dots\dots\dots (9)$$

$$\begin{Bmatrix} Q_2 \\ Q_1 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{A}_{44} & \bar{A}_{45} \\ \bar{A}_{45} & \bar{A}_{55} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_4^o \\ \chi_5^o \end{Bmatrix}$$

여기서 $A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}, \bar{A}_{ij}$ 는 각각 인장 강성행렬, 연계 강성행렬, 굽힘강성행렬 및 횡전단강성행렬을 나타낸다.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \dots\dots\dots (10)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

$$\bar{A}_{ij} = \frac{5}{4} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k \left[(z_k - z_{k-1}) - \frac{4}{3h^2} (z_k^3 - z_{k-1}^3) \right]$$

2.3.1 변분형의 구성

유한요소방정식을 구성하기 위해 변분형을 구성하는데 그 과정은 다음과 같다[21].

$$\begin{aligned} \delta II = & \int_R (N_1 \delta \epsilon_1^o + M_1 \delta \chi_1^o + N_2 \delta \epsilon_2^o + M_2 \delta \chi_2^o \\ & + N_6 \delta \epsilon_6^o + M_6 \delta \chi_6^o + Q_1 \delta \epsilon_5^o + Q_2 \delta \epsilon_4^o - q \delta w) \\ & + \int_{c_1} \hat{N}_n \delta u_n dS - \int_{c_2} \hat{N}_s \delta u_s dS \\ & - \int_{c_3} \hat{M}_n \delta \phi_n dS - \int_{c_4} \hat{M}_s \delta \phi_s dS \\ & - \int_{c_5} \hat{Q}_n \delta w dS \dots\dots\dots (11) \end{aligned}$$

여기서 II 는 총 포텐셜에너지를 나타내고 $\hat{N}_n, \hat{N}_s, \hat{M}_n, \hat{M}_s, \hat{Q}_n$ 는 경계에 작용하는 힘과 굽힘력을 나타낸다.

2.3.2 유한요소화 과정

본 유한요소법에 사용된 일반화된 변위(generalized displacement)는 다음과 같이 보간(interpolation)된다.

$$\Delta = \sum_i^r \Delta_i \phi_i(x, y) \dots\dots\dots (12)$$

여기서 r 은 요소당 절점수를 나타내고, Δ_i 와 ϕ_i 는 각각 절점 i 에서의 변위값과 보간함수이며, 모든 변위성분은 동일한 보간함수를 사용하게 된다.

식(12)을 식(11)에 대입하고 변위항으로 표현하고 보간함수로 대치하면 식(13)과 같은 유한요소방정식을 얻는다.

$$[K] \{\Delta\} = \{F\} \dots\dots\dots (13)$$

여기서 $[K]$ 와 $\{F\}$ 는 각각 강성행렬과 외력을 나타낸다.

2.4 최적화절차

본 연구에서는 주어진 두께하에서 복합적층판의 강

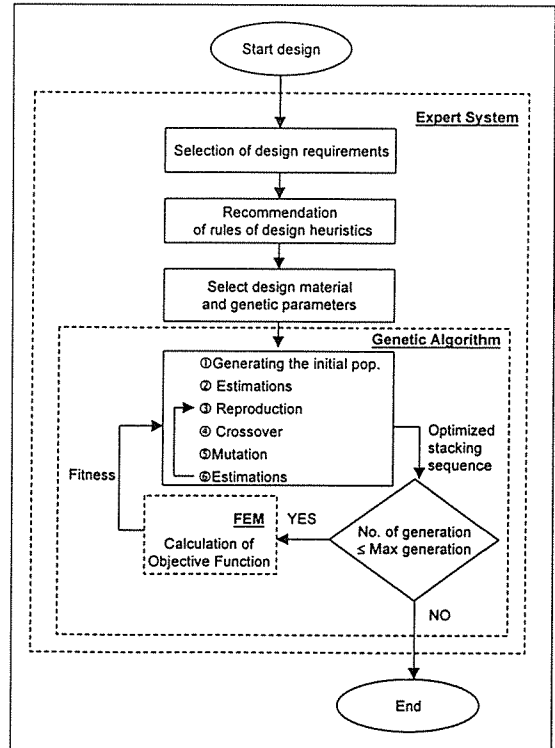


Fig. 5. Design procedure

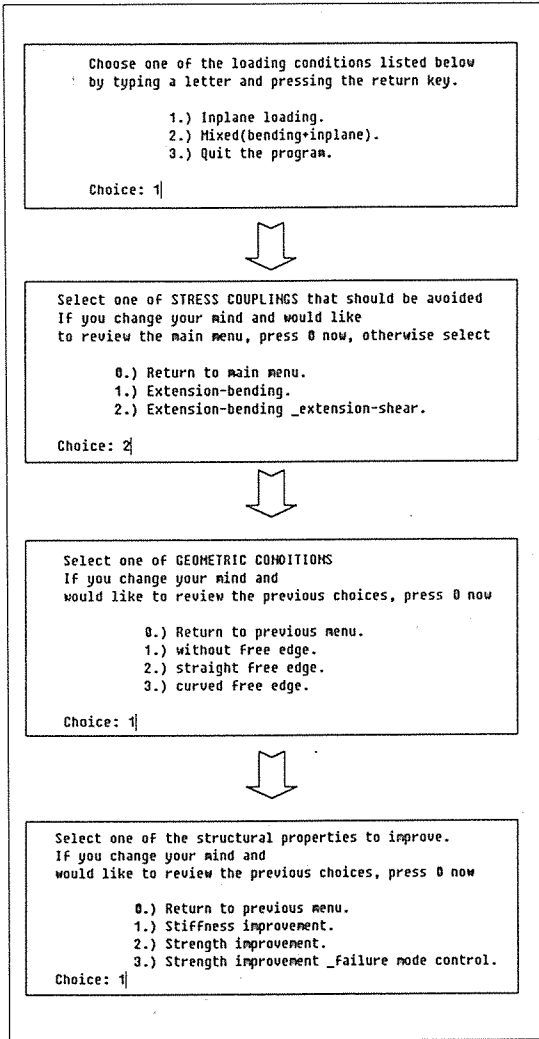


Fig. 6. Selection process of design heuristics

도를 최적화하는 것이다. 설계의 목적함수로는 식(14)와 같이 Tsai-Hill파손기준식을 이용하였다. 따라서 최적화 문제는 다음과 같이 표현된다.

$$\text{Minimize } f(\theta) = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \dots (14)$$

$$\text{subjected to } \theta = \{0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ\}$$

여기서 X는 섬유방향의 강도, Y는 섬유에 수직인 방향의 강도 및 S는 전단강도를 의미한다.

For strength improvement of mixed loading problem. The following guides for the stacking sequence are recommended.

1. Homogeneous laminate stacking sequence.
 - Heterogeneous laminate stacking sequence should be avoided for strength-critical designs.
 - In case where heterogeneous laminates cannot be avoided it is best to stack primary load-carrying plies toward laminate core.
2. Minimize grouping of the same orientation plies.
 - For tape plies stack no more than 4 plies of the same orientation together.
 - To reduce interlaminar stress.
 - To reduce matrix cracking during and after service.
3. Avoid grouping of 90 degree plies.
 - Separate 90 degree plies by a 0 degree or angle plies.
 - To reduce interlaminar shear and normal stress.
 - To reduce multiple transverse fracture.
4. Avoid locating tape plies with fibers oriented perpendicular to a free edge at the laminate midplane.
 - To reduce interlaminar stress.

For strength improvement of inplane loading problem with straight free edge. The following guides for the stacking sequence are recommended.

1. Homogeneous laminate stacking sequence.
 - Heterogeneous laminate stacking sequence should be avoided for strength-critical designs.
 - In case where heterogeneous laminates cannot be avoided it is best to stack primary load-carrying plies toward laminate core.
2. Minimize grouping of the same orientation plies.
 - For tape plies stack no more than 4 plies of the same orientation together.
 - To reduce interlaminar stress.
 - To reduce matrix cracking during and after service.
3. Avoid grouping of 90 degree plies.
 - Separate 90 degree plies by a 0 degree or angle plies.
 - To reduce interlaminar shear and normal stress.
 - To reduce multiple transverse fracture.
4. Separate angle plies.
 - To reduce interlaminar shear stress between plies.
5. The ply angle difference between the adjacent plies must not exceed 45 degrees.
 - To avoid large-scale matrix cracking and delamination.
6. Shield primary load carrying plies.
 - To increase tensile strength.
 - Laminate primary load in tension or compression in the fiber direction should start with angle and transverse plies.
7. Avoid locating tape plies with fibers oriented perpendicular to a free edge at the laminate midplane.
 - To reduce interlaminar stress at midplane.
8. If tape plies should be stacked at midplane stack no more than approximately three plies.
 - To reduce interlaminar stress at midplane.

Fig. 7. The recommended design heuristics for stacking sequence design

수행된 설계과정은 Fig. 5에서 나타내었다.

1. 설계요구조건 선택-설계의 첫번째 단계는 하중조건, 방지되어야할 연계강성, 기하학적인 조건 및 적용분야에 따라 설계지침을 선택함으로써 시작된다. 설계지침의 선택과정은 Fig. 6과 같다.

2. 설계지침의 권고-요구조건에 따라 Fig. 7과 같은 복합적층판의 적층설계를 위한 설계지침이 권고되고 이러한 설계지침들은 최적화 과정에서 제한조건으로 부과된다.

3. 재료 선택 및 유전자 알고리즘의 수행을 위한 제어변수의 설정-설계지침이 선택된 후 사용자는 재료의 물성치와 하중조건을 입력하게 된다. 이렇게 입력된 조건들은 지식베이스 전문가 시스템내의 사실로 취급되어 데이터 베이스내에 저장되어 복합적층판의 설계시 지식베이스 전문가 시스템의 추론(inference)근거

로 사용된다. 또한 유전자 알고리즘의 수행을 위해 최대 세대수(maximum generation number), 개체수(population size), 교배확률(crossover probability) 및 변종확률(mutation probability) 등이 설정된다.

4. 유전자 알고리즘의 수행-위의 조건하에서 적층판의 최적설계를 수행하기 위해 유전자 알고리즘을 수행하게 된다. 이러한 유전자 알고리즘의 구동 메커니즘은 다음과 같이 요약할 수 있다. ①설계 변수들을 적절히 이진 문자열 구조로 코딩한다. 설계 변수와 이진 문자열 사이에는 일대일 대응 관계가 성립되어야 하며, 적절한 평가 함수가 정의되어야 한다. 본 연구에서 설계변수는 적층각이므로 유전자 알고리즘에서 다음과 같은 이진문자열로 정의하였다.

$$[0^\circ]=00, [45^\circ]=01, [-45^\circ]=10, [90^\circ]=11$$

②개체수와 최대 세대수, 교배 및 변종확률을 선택하고 초기 무리를 임의로 선택한다. ③정의된 목적함수에 의해 각 개체를 평가한다. ④도태(reproduction), 교배(crossover), 변종(mutation)의 3가지 연산자를 이용하여 후손세대를 생성한다. 해가 수렴될 때까지 ①~④ 과정을 반복한다.

이러한 설계절차를 수행하기 위해서는 지식베이스와 유전자 알고리즘과 유한요소 해석프로그램과 같은 알고리즘 부분을 통합해야 한다. 본 연구에서는 알고리즘 부분을 지식베이스와 통합하기 위해서 전문가 시스템 셸인 CLIPS를 이용하였다. CLIPS에는 이러한 외부 프로그램들을 아래와 같이 하나의 규칙(rule)내부에서 외부함수(external function)로 정의할 수 있고, 또한 이러한 프로그램들을 필요에 따라 호출(call)하여 수행하고 수행이 종료되어지면 다시 CLIPS로 제어복귀(control return)하는 것이 가능하다.

```
(defrule Run_GA
  ?ml <-(2nd step)
  =>
  (retract ?ml)
  (format t "----Run GA ----%n")
  (system "sga in out")
  <-유전자 알고리즘의 수행을 위한 명령
  (format t "----End of GA run ----%n")
  (assert (End of GA run 2nd)))
  <-사실(facts)을 사실목록에 저장
```

(system "sga in out")명령에서 sga, in과 out은 각각 유전자 알고리즘의 수행파일, 입력파일과 출력파일을 의미한다. 따라서, CLIPS의 이러한 기능을 이용하면 지식베이스와 알고리즘 부분을 통합할 수 있다. CLIPS에서 유전자 알고리즘을 수행하면 유전자 알고리즘에서도 CLIPS와 유사한 방법으로 아래와 같이 유한요소 프로그램을 수행한다.

```
{printf("maxs run\n");
system("maxs.exe",0);
<-유한요소 프로그램 수행명령
```

```
printf("trans run\n");
system("trans.exe",0);
fscanf(out,"%f",&str);
fclose(out);
critter->fitness=str; }
<-유한요소 프로그램에서 얻어진 목적함수
값을 유전자 알고리즘의 fitness 값으로 치
환하는 명령
```

이상과 같은 절차에 의해서 Fig. 5와 같은 설계가 이루어진다.

일반적인 최적화 문제의 경우 제한조건들은 등식(equality) 또는 부등식(inequality)의 형태로 주어진 다. 그러나 본 연구의 경우 제한조건이 이러한 확정적인 수식의 형태가 아닌 중간응력의 감소나 연계강성의 방지 등과 관련된 비정형화된(ill-structured) 형태이므로 기존의 제한조건과 다른 형태를 갖는다. 따라서 본 연구에서는 이러한 제한조건을 갖는 최적화 문제를 해결하기 위해 벌칙법(penalty method)을 도입하였다. 즉 이러한 구속조건을 갖는 문제의 경우 목적함수를 계산하고 구속조건 위반여부를 검사하여 위반되지 않았다면 fitness값을 부여하고 위반했을 경우에는 위반정도에 따라 fitness의 순위를 낮추는 방법을 사용하게 된다.

5. 끝내기 기준-본 연구에서 사용한 유전자 알고리즘의 끝내기 기준은 최대 계산 횟수(최대 세대수)이다. 즉 최대 계산 횟수를 초과하게 되면 최적화 과정은 종료 하게 된다. 본 연구에서는 최대 세대수를 끝내기 기준으로 사용했을 경우에 발생하는 수렴성의 문제점을 극복하기 위해서 단지 한번의 해석을 수행한 것이 아니라 유전자 알고리즘의 제어변수들 즉 개체수(popu-

lation size), 세대수(number of generation), 교배확률(crossover probability), 변종확률(mutation probability)등을 변화시키면서 해의 수렴에 필요한 세대수를 결정하고 이 세대수에 대해서 역시 나머지 제어변수들을 변화시키면서 5번의 해석을 수행하였다. 이 경우 해가 수렴하는 세대수에만 약간의 차이가 존재하고 해의 수렴치에는 차이가 없었다.

6. 목적함수의 계산—본 연구에서 목적함수는 일차전단 변형이론에 근거한 유한요소해석을 통해서 얻어진다.

3. 최적화 결과

본 연구에서는 지식베이스 전문가 시스템과 유전자 알고리즘을 연계시켜 다양한 하중 및 경계조건에 대해 복합 적층판의 최적화를 수행하였다. 최적화를 수행하기 이전에 개발된 유한요소프로그램의 검증에 위해 직교 적층(cross-ply laminate)과 반대칭 각 적층판(antisymmetric angle-ply laminate)에 대한 기존의 해석결과[22] 및 엄밀해(exact solution)와 평판의 변위를 비교하였다. 경계조건은 단순 지지조건하에서 균일분포하중 689.0Pa을 받는 $228.6 \times 127\text{mm}$ 인 평판이다. 해석에 이용된 재료는 T300/5208 graphite/epoxy이고 물성치는 아래와 같다.

$$E_1=132.3\text{GPa}, E_2=10.7\text{GPa}, G_{12}=G_{13}=5.6\text{GPa}$$

Table 1. Comparison of exact and finite element solution, z-displacement(in) for laminated composite plate (9 by 5)

Lamination Scheme	Type of Laminate	Uniform Pressure(Pa)	FEM Solution Reddy[22] (mm)	FEM Solution Present (mm)	Exact Solution(mm)
[0/90] _T	Cross-ply	689	47.90	47.88	47.85
[0/90/0/90] _T	Cross-ply	689	3.43	3.43	3.40
[0/90/90/0] _T	Cross-ply	689	5.84	5.84	5.82
[45/-45/45/-45] _T	Anti-symm. Angle-ply	689	2.76	2.76	2.76
[15/-15/15/-15] _T	Anti-symm. Angle-ply	689	6.39	6.39	6.39
[45/-45] _T	Anti-symm. Angle-ply	689	40.67	40.66	40.66
[15/-15] _T	Anti-symm. Angle-ply	689	66.14	66.12	66.14

$$G_{23}=3.4\text{GPa}, \nu_{12}=0.24, h_i=0.127\text{mm/ply}$$

해석결과는 Table 1 에서 비교하였다. Table 1 에서 알 수 있듯이 해석결과는 기존의 해석결과 및 엄밀해와 잘 일치하고 있음을 알 수 있다.

또한 유전자 알고리즘과 유한요소 프로그램을 연계한 적층판의 설계에서 유전자 알고리즘의 검증을 위해 아무런 제한조건을 갖지 않고 일방향 인장하중을 받는 평판에 대한 강도 최적화를 수행하였다. 이 경우에 섬유가 하중방향 일치는 적층으로 구성된 적층판 즉 0° 층으로 구성된 적층판이 최대의 강도를 갖게 된다[23]. 적층판의 최적화를 위해서 유전자 알고리즘의 수행을 위해서 필요한 변수 값들은 다음과 같이 설정하였다.

Population size=30

Length of chromosome=16

Maximum number of generation=50

Crossover probability=0.8

Mutation probability=0.02

Select the winner of randomly selected 5 individuals

최적화 결과 및 해의 수렴과정은 Table 2과 Fig. 8 과 같다. Table 2에서 알 수 있듯이 최적해는 0° 층으로 구성되어지고 두 번째 세대에서 얻어진다.

본 연구에서는 이상의 과정을 통해서 검증된 유한요

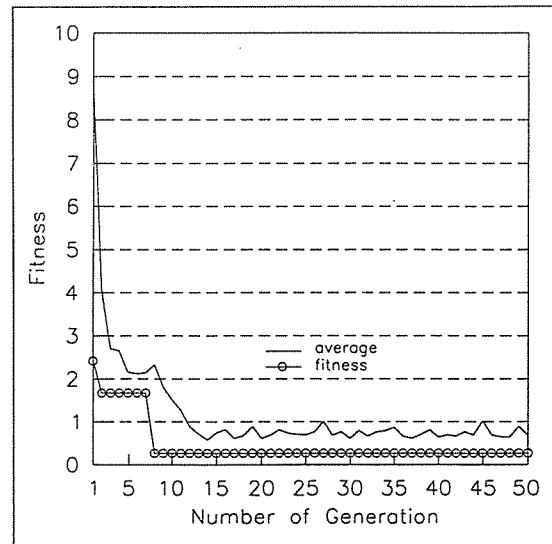


Fig. 8. Convergence process of fitness and average values

Table 2. Result of maximum strength design of composite laminate under uniaxial loading, $P=500\text{MPa}$

Best Final Chromosome	Stacking Sequence	Objective Function	*
00 00 00 00 00 00 00	$[0_8]_s$	0.27	2

* : Generation when best chromosome obtained.

소프트웨어와 유전자 알고리즘을 지식베이스 전문가 시스템의 모듈로 이용하여 단순지지(simply supported)조건과 고정지지조건(clamped)하에서 균일분포하중을 받는 적층판에 대해 설계지침이 부과되지 않는 경우와 설계지침이 부과된 경우에 대해 강도 최적화를 수행하고 가로세로비(aspect ratio, b/a)의 변화에 따른 적층의 변화를 고찰하였다. 또한 평면 인장하중을 받는 원공이 존재하는 적층판에 대해서도 다양한 설계지침 하에서 적층수의 변화에 따른 강도 최적화를 수행하였다. 설계에 사용된 재료는 HFG CU-125NS graphite/epoxy이고 물성치는 Table 3과 같다.

3. 1 균일분포하중을 받는 적층판

강도 설계에 이용된 적층판은 Fig. 9와 같은 $100 \times$

Table 3. Material properties of HFG CU-125NS graphite/epoxy

Properties	Values
Elastic modulus in fiber-direction, E_1	135.4 GPa
Elastic modulus in transverse-direction, E_2	10.0 GPa
Shear modulus, G_{12}	4.85 GPa
Shear modulus, G_{13}	4.85 GPa
Shear modulus, G_{23}	3.62 GPa
Poisson's ratio ν_{12}	0.31
Ply thickness	0.125 mm
Tensile strength in fiber direction, X_T	1933 MPa
Compressive strength in fiber direction, X_c	1051 MPa
Tensile strength in transverse direction, Y_T	51 MPa
Compressive strength in transverse direction, Y_c	141 MPa
Shear strength, S	61 MPa

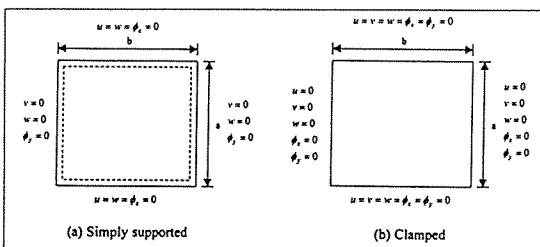


Fig. 9. The boundary conditions for full-laminated composite plate under uniform pressure

100mm평판이고 층수는 총 16층이다.

여기서는 제한조건이 부여되지 않았을 경우와 강도에 관련된 제한조건이 부과되었을 경우에 대해서 최적화를 수행하였다. 이러한 조건하에서 최적화된 결과는 Table 4와 Table 5에 나타내었고 Table 4는 고정지지조건이고 Table 5는 단순지지조건하에서 최적화된 결과들이다. 해석결과는 준등방성 적층과 비교하였다.

Table 4와 Table 5에서 case1은 대칭조건만이 부과된 경우이고 case2는 Fig. 3에서 자유경계단이 존재하지 않는 경우의 조건이 가해진 경우이고 case3은 case2 조건에 Fig. 1에서 굽힘과 비틀림의 연계를 감소시키기 위해 $\pm\theta$ 층을 그룹화하는 조건이 첨가된 경

Table 4. Design results under uniform pressure $P=0.5\text{ MPa}$ (All side clamped)

Design Heuristics	b/a	Best final chromosome	Stacking sequence	Obj.	*
CASE1	1	10 01 11 00 00 11 00 10	$[-45/45/90/0_2/90/0/-45]_s$	0.51	1
-Symmetric	2	00 00 11 11 11 00 00 00	$[0_2/90_2/0_2]_s$	0.68	7
CASE2					
-Symmetry	1	01 11 01 00 00 00 10 10	$[45/90/45/0_2/-45]_s$	0.66	4
-Balance					
-homogeneous stacking sequence					
-Minimize grouping of the same orientation plies	2	10 00 01 00 00 01 11 10	$[-45/0/45/0_2/45/90/-45]_s$	0.82	10
-Separate $\pm\theta$ plies					
-Avoid grouping of 90° plies					
-The difference of ply angle between adjacent plies must not exceed 45°					
CASE3					
-Symmetry	1	01 10 11 00 00 11 00 00	$[\pm 45/90/0_2/90/0_2]_s$	0.51	4
-Balance					
-Minimize grouping of the same orientation plies	2	00 11 00 00 00 11 00 00	$[0/90/0_2/90/0_2]_s$	0.73	15
-Grouping $\pm\theta$ plies					
-Avoid grouping of 90° plies					
Quasi-isotropic	1	-	$[(0/45/90/-45)]_s$	0.85	
	2	-	$[(0/45/90/-45)]_s$	0.91	
	1	-	$[0_2/45/90_2/-45]_s$	1.0	
	2	-	$[0_2/45/90_2/-45]_s$	1.0	

Obj. : Value of objective function

* : Generation when best chromosome obtained

Table 5. Design results under uniform pressure $P=0.5$ MPa (All side simply supported)

Design Heuristics	b/a	Best final chromosome	Stacking sequence	Obj.	*
CASE1	1	01 10 10 01 10 10 01 01	$[45/-45_2/45/-45_2/45_2]_s$	0.37	5
-Symmetric	2	00 00 00 10 01 01 01 10	$[0_2/-45_2/45_2/-45]_s$	0.48	3
CASE2					
-Symmetry					
-Balance					
-homogeneous stacking sequence	1	01 11 10 10 10 11 01 01	$[45/90/-45_2/90/45_2]_s$	0.5	2
-Minimize grouping of the same orientation plies					
-Separate $\pm\theta$ plies					
-Avoid grouping of 90° plies	2	10 00 00 01 01 00 10 00	$[-45/0_2/45_2/0/-45/0]_s$	0.88	8
-The difference of ply angle between adjacent plies must not exceed 45°					
CASE3					
-Symmetry	1	10 11 01 01 01 11 10 10	$[-45/45_2/(\pm 45)]_s$	0.37	4
-Balance					
-Minimize grouping of the same orientation plies					
-Grouping $\pm\theta$ plies	2	00 00 01 10 00 11 00 11	$[0_2/\pm 45/0/90/0/90]_s$	0.52	13
-Avoid grouping of 90° plies					
Quasi-isotropic	1	-	$[(0/45/90/-45)_2]_s$	0.73	
	2	-	$[(0/45/90/-45)_2]_s$	1.0	
	1	-	$[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$	1.0	
	2	-	$[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$	0.82	

Obj.: Value of objective function

*: Generation when best chromosome obtained

우이다. Table 4와 5에서 목적함수 값은 준등방성 적층인 $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$ 의 목적함수 값으로 나눈 비로 나타내었다. Table 4에서 알 수 있듯이 $b/a=1$ 일 경우 최적화된 적층판들은 준등방성 적층에 비해 목적함수 값을 대체로 50%정도 감소시킬 수 있었고 $b/a=2$ 일 경우에 약 30%정도 감소시킬 수 있었다.

Table 5에서 $b/a=1$ 일 경우 최적화된 적층판들은 준등방성 적층에 비해 목적함수값을 대체로 40~50%정도 감소시킬 수 있었고 $b/a=2$ 일 경우에 약 50%정도 감소시킬 수 있었다. Fig. 10과 11은 $b/a=1$ 인 경우에 대해서 고정지지와 단순지지조건에 대해서 fitness 값의 수렴과정을 나타낸 것이다. 여기서 FT는 각 경우에

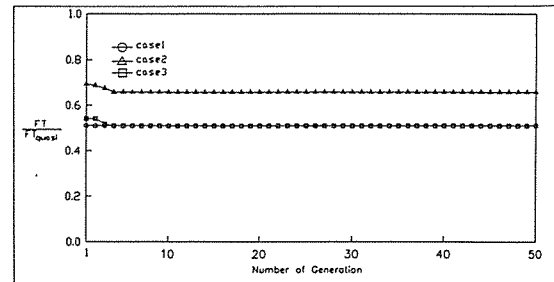


Fig. 10. Convergence process of genetic algorithm under clamped boundary condition

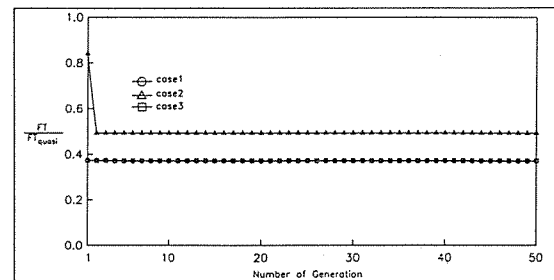


Fig. 11. Convergence process of genetic algorithm under simply supported boundary condition

대한 fitness 값을 의미하고 FT_{quasi} 는 $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$ 적층에 대한 fitness 값을 의미한다. Fig. 10과 11에서 알 수 있듯이 5번째 세대이내에서 수렴하고 있다.

또한 Table 6은 Table 4와 5에서 얻어진 결과들 중 $b/a=1$ 인 경우에 대해서 부과된 설계지침들의 영향을 검증하기 위해 최적화된 적층판들에 대한 굽힘-비틀림 연계강성과 각 적층판들에서 발생하는 최대 층간 수직응력을 비교하였다.

층간 수직응력의 계산은 상용프로그램인 ABAQUS를 이용하였고 ABAQUS에서 제공하는 3D layered solid element를 이용하였다. Table 6의 고정지지조건의 경우 굽힘과 비틀림의 연계강성은 case2에서 가장 큰 값을 갖고 case3에서 최소값을 갖는다. 이것은 case3의 경우 굽힘-비틀림 연계강성을 감소시키기 위한 설계지침이 적용되었기 때문이다. 층간 응력성분은 case1에서 가장 큰 값을 갖고 case2에서 최소값을 갖는다. 이것은 case1의 경우 층간 응력성분의 감소를 위한 설계지침이 부과되지 않았고 단지 목적함수만을 최적화 했기 때문에 목적함수값은 case2에 비해서 낮지만 층간 응력성분은 큰 값을 나타낸다. Table 6의 단순지지조건의 경우 굽힘과 비틀림의 연계강성은 준등방성 적층인 $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$ 에서 가장 큰 값을

Table 6. Bending-twisting coupling stiffness and interlaminar normal stress for design results

Boundary conditions	Design results	Stacking sequence	Obj. function	$D_{16}=D_{26}$ (Nm)	$(s_2)_{max}$ (MPa)
Clamped	CASE1	$[-45/45/90/0_2/90/0/-45]_s$	0.51	-1.77	26.04
	CASE2	$[45/90/45/0_2/-45]_s$	0.66	10.4	21.38
	CASE3	$[\pm 45/90/0_2/90/0_2]_s$	0.51	1.73	23.29
	Quasi-isotropic	$[(0/45/90/-45)_2]_s$	0.85	3.45	24.79
		$[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$	1.0	5.92	25.11
Simply supported	CASE1	$[45/-45_2/45/-45/45_2]_s$	0.37	-1.48	3.85
	CASE2	$[45/90/-45_2/90/45_2]_s$	0.5	-0.49	3.88
	CASE3	$[-45/45/(\pm 45)_3]_s$	0.37	0.49	3.14
	Quasi-isotropic	$[(0/45/90/-45)_2]_s$	0.73	3.45	6.0
		$[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$	1.0	5.92	20.27

값과 case2와 case3에서 최소값을 갖는다. 중간 응력 성분도 역시 준등방성 적층인 $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$ 에서 가장 큰 값을 갖고 최적화된 결과들은 거의 유사한 값을 나타내었다.

3.2 원공이 존재하는 적층판

본 연구에서는 원공이 존재하는 적층판이 일축하중과 이축하중을 받을 경우에 대해 강도 최적화를 수행하였다. 이 경우는 균일분포하중조건과는 달리 평면하중상태이고 자유경계단이 존재하는 문제이다. 따라서 이전과는 다른 설계지침이 적용된다.

즉 Fig. 2에서 곡면 자유경계단이 존재할 경우 적용되는 설계지침이 적용된다. 강도설계에 이용된 적층판의 형상은 Fig. 12와 같이 $100 \times 100 \text{ mm}$ 인 정사각형 평판에 직경 20mm의 원공이 존재하는 경우이다. Fig. 12에서 알 수 있듯이 $\alpha=0$ 이면 일축하중조건이 되고 $\alpha=2$ 이면 이축하중조건으로 내압을 받는 원통형 압력혈(cylindrical pressure vessel)에서 발생하는 하중조건과 동일하게 된다. 본 연구에서 가해진 하중조건은 x방향으로 균일분포하중 $P1=100 \text{ MPa}$ 이고 $\alpha=0$ 인 경우와 $P1=50 \text{ MPa}$ 이고 $\alpha=2$ 인 경우이다.

Table 7과 8은 각각 일축하중과 이축하중 조건하에서 최적화된 결과를 나타낸 것이다. Table 7과 8에서 알 수 있듯이 최적화된 결과는 준등방성 적층에 비해 목적함수를 각각 60~50%정도 감소시킬 수 있음을 알 수 있다.

그러나 최적화된 결과들은 모두 동일한 목적함수 값을 갖는데 이것은 굽힘하중조건과는 달리 평면하중하에서는 복합적충판의 층간 응력성분을 고려하지 않을

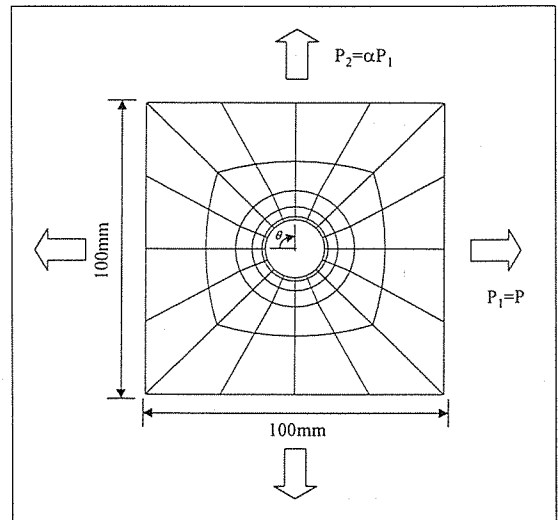


Fig. 12. Dimension of laminated composite plate with a hole

Table 7. Design results under uniform pressure $P=100\text{MPa}$.
(uniaxial load)

Design Heuristics	Np	Best final chromosome	Stacking sequence	Obj.	*
CASE1	8	01 10 00 00	$[45/-45/0]_2$	0.38	1
-Symmetric	16	01 00 01 00 10 10 00 00	$[45/0/45/0/-45_2/0]_2$	0.38	1
CASE2					
-Symmetry	8	01 00 00 10	$[45/0_2/-45]_2$	0.38	1
-Balance					
-homogeneous stacking sequence	16	10 00 01 01 00 00 10 00	$[-45/0/45_2/0_2/-45/0]_2$	0.38	1
-Minimize grouping of the same orientation plies					
-Separate $\pm\theta$ plies					
-Avoid grouping of 90° plies					
-The difference of ply angle between adjacent plies must not exceed 45°	16	10 00 01 01 00 00 10 00	$[-45/0/45_2/0_2/-45/0]_2$	0.38	1
-Shield primary load carrying plies					
-Avoid locating transverse plies to reduce interlaminar stress around a hole					
CASE3					
-Symmetry	8	01 00 00 10	$[45/0_2/-45]_2$	0.38	1
-Balance					
-Minimize grouping of the same orientation plies	16	00 00 00 10 01 10 01 00	$[0_2/\pm 45_2/0_2]_2$	0.38	2
-Grouping $\pm\theta$ plies					
-Avoid grouping of 90° plies					
-Shield primary load carrying plies					
-Avoid locating transverse plies to reduce interlaminar stress around a hole	16	00 00 00 10 01 10 01 00	$[0_2/\pm 45_2/0_2]_2$	0.38	2
Quasi-isotropic	8	—	$[(0/45/90/-45)_2]_2$	1.0	—
	16	—	$[0_2/45_2/90_2/-45_2]_2$	1.0	—

Obj.: Value of objective function

*:Generation when best chromosome obtained

Table 8. Design results under uniform pressure $P1=50\text{MPa}$, $P2=2P1$. (biaxial load)

Design Heuristics	Np	Best final chromosome	Stacking sequence	Obj.	*
CASE1	8	11 01 10 11	$[90/45/-45/90]_s$	0.48	2
-Symmetric	16	11 01 01 11 11 10 11 10	$[90/45/90/-45/90/-45]_s$	0.48	1
CASE2	8	11 01 11 10	$[90/45/90/-45]_s$	0.48	1
-Symmetry -Balance -homogeneous stacking sequence -Minimize grouping of the same orientation plies -Separate \pm plies -Avoid grouping of 90° plies -The difference of ply angle between adjacent plies must not exceed 45° -Shield primary load carrying plies -Avoid locating transverse plies to reduce interlaminar stress around a hole	16	11 10 11 10 11 01 11 01	$[(90/-45)_2/(90/45)_2]_s$	0.48	3
CASE3	8	11 01 10 11	$[90^\circ \pm 45/90]_s$	0.48	2
-Symmetry -Balance -Minimize grouping of the same orientation plies -Grouping \pm plies -Avoid grouping of 90° plies -Shield primary load carrying plies -Avoid locating transverse plies to reduce interlaminar stress around a hole	16	11 11 11 10 01 11 10 01	$[90^\circ \pm 45/90^\circ \pm 45]_s$	0.48	1
Quasi-isotropic	8	—	$[(0/45/90/-45)_2]_s$	1.0	
	16	—	$[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$	1.0	

Obj. : Value of objective function

* : Generation when best chromosome obtained

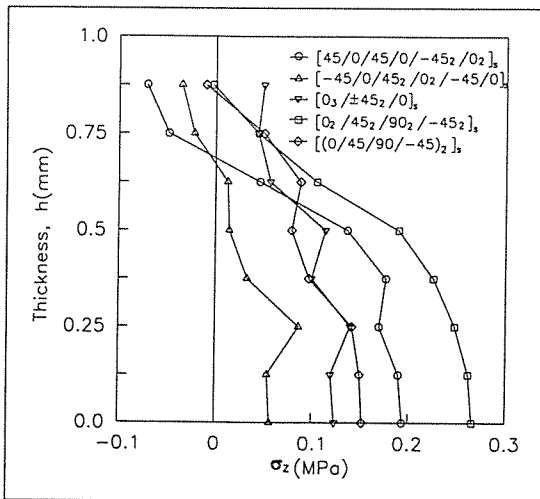


Fig. 13. Interlaminar normal stress distribution through-the-thickness

경우 적층순서에 상관없이 적층판을 구성하는 적층각이 동일하면 각 층에서 응력분포가 동일하기 때문이다. 최적화된 결과들의 검증에 위해 일축하중을 받는 적층판에 대해서 이전의 균일분포하중에서의와 같이 상용유한요소해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 원공주위에서의 층간응력성분의 분포를 고찰하였다. 해석에 사용된 유한요소는 3D layered solid element를 이용하였다. Fig. 13은 Table 7에서 제시한 적층들의 최대 층간 수직응력이 발생하는 부분에서 두께방향으로 층간응력의 분포를 나타낸 것이다.

Fig. 13에서 단지 대칭조건만 부과된 적층판인 $[45/0/45/0/-45_2/0_2]_s$ 은 최대 층간응력이 중립면에서 발생하고 Fig. 12에서 정의된 각 θ 에 의해 Fig. 14에서 알 수 있듯이 하중방향에 대해서 $\theta=60\sim 75$ 도 부근에서 발생한다. 강도향상을 위한 설계지침이 모두 적용된 적층판인 $[-45/0/45_2/0_2/-45/0]_s$ 의 경우 최대 층간응력은 0° 층과 45° 층사이에서 발생하고 Fig. 15에서 알 수 있듯이 하중방향에 대해서 $\theta=75\sim 90$ 도 부근에서 발생하고 준등방성 적층 및 다른 최적화된 결과들에 비해 층간응력을 상당히 감소시킬 수 있었다.

강도향상조건에 예각 층의 그룹조건이 가해진 적층판인 $[0_3/45_2/0]_s$ 적층판의 경우 최대 층간응력은 0° 층과 45° 층사이에서 발생하고 Fig. 16에서 알 수 있듯이 하중방향에 대해서 $\theta=75$ 도 부근에서 발생하고 두께방향으로의 층간응력의 분포는 모두 인장이다. 최적화된 결과는 준등방성 적층인 $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$ 및 $[(0/45/90/-45)_2]_s$ 와 비교하였다. 두 적층 모두 최대 층간응력은 중립면에서 발생하였고 Fig. 17과 18에서 알

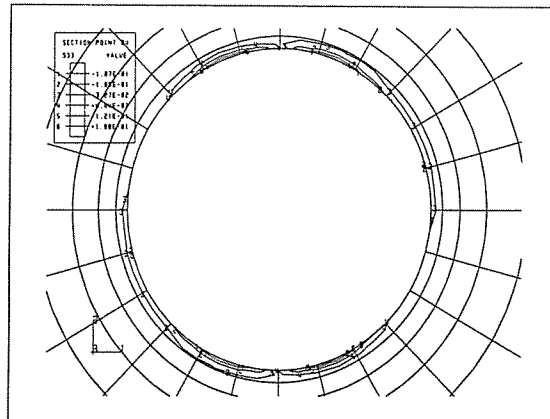


Fig. 14. Interlaminar normal stress distribution around a hole for case1

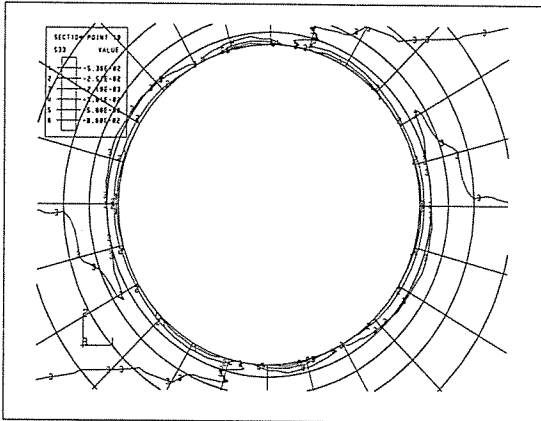


Fig. 15. Interlaminar normal stress distribution around a hole for case2

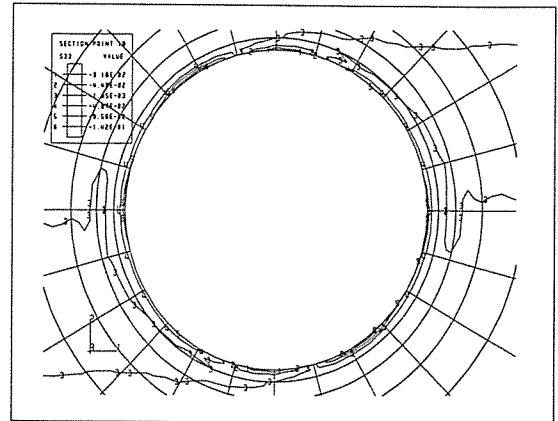


Fig. 16. Interlaminar normal stress distribution around a hole for case3

수 있듯이 하중방향에 대해서 $\theta=75^\circ$ 부근에서 발생하고 두께방향으로의 층간응력의 분포는 $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$ 일 경우 최대값을 나타내었다.

4. 결 론

본 연구에서는 복합적층판의 최적설계를 위한 새로운 기법을 개발하고 이를 이용한 복합적층판의 강도설계를 수행하였다. 최적화에 사용된 적층각은 이산화된 적층각인 $0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ$ 를 이용하였다. 이산화된 적층각을 갖는 적층판의 설계를 위해서 지식기반 지식베이스 전문가 시스템(knowledge-based expert system)을 이용하였고 이 시스템하에서 유전자 알고리즘

과 유한요소해석 프로그램을 통합하였다.

1. 복합적층판의 주어진 하중조건과 요구조건하에서 강도를 최적화 하기 위해 적층순서를 설계할 수 있는 지식베이스 전문가 시스템을 개발하였다. 이 시스템은 복합재 구조물의 설계시 적용되는 경험적인 지식과 복합재 구조물에 대한 다양한 해석 및 실험을 통해서 얻어진 설계지침들을 제한 조건으로 하고 이산화된 적층각으로 구성된 최적의 적층순서의 조합을 갖는 적층판을 설계하였다.

2. 복합적층판의 설계시 적용되어지는 설계지침들을 하중조건, 기하학적인 조건, 모재파손이나 층간분리의 방지를 위한 조건 및 바람직하지 못한 연계강성의 방

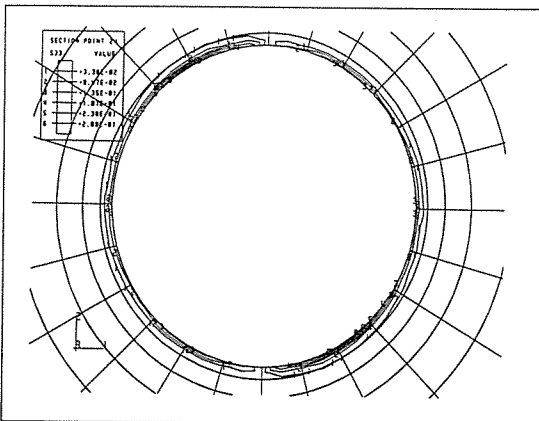


Fig. 17. Interlaminar normal stress distribution around a hole for $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_s$

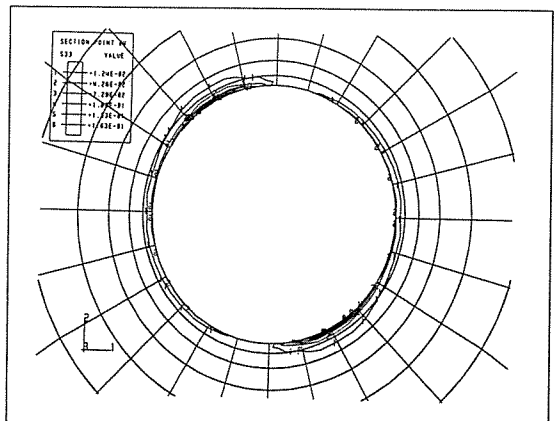


Fig. 18. Interlaminar normal stress distribution around a hole for $[(0/45/90/-45)_2]_s$

지조건에 대해 체계적으로 분류하여 적용함으로써 보다 실제 제작이나 적용조건에 적합한 설계를 얻을 수 있었다.

3. 층간응력성분 및 파손을 고려한 3차원 해석을 수행하지 않고 단지 설계지침과 2차원 해석만을 수행하므로써 계산시간이나 계산용량의 절감할 수 있었고 최적화 되지 않은 적층인 준등방성 적층에 비해 목적함수 및 층간 응력성분을 감소시킬 수 있었다.

REFERENCES

1. Schmit, L. A. and Farshi, B., "Optimum Laminate Design for Strength and Stiffness," Int.J. for Numerical Methods in Engineering, Vol. 7, 1973, pp.519-536.
2. Liao, D. X., Sung, C. K. and Thompson, B. S., "The Optimal Design of Symmetric Laminated Beams Considering Damping," JCM, Vol. 20, Sept., 1986, pp. 485-501.
3. Kam, T. Y. and Lai, F. M., "Maximum Stiffness Design of Laminated Composite Plates via a Constrained Global Optimization Approach," Composite Structures, Vol. 32, No.4, 1995, pp.391-398.
4. Webber, J. P. H. and Morton, S. K., "An Expert System for Laminated Plate Design Using Composite Materials," Comput. & Struct., 37(6), 1990, pp. 1051-1067.
5. Wu, C. M. L., Webber, J. P. H. and Vol. 37, No.6, Morton, S. K., "A Knowledge Based Expert System for Laminated Composite Strut Design," Aeronautical J., Vol. 95, No.941, 1991, pp. 1-20.
6. Wu, C. M. L., "Bolted Joints in a Laminated Composite Strut Design Expert System," Composite Structures, Vol.22, 1992, pp. 63-85.
7. Akira Todoroki, Naonobu Sasada and Mitsunori Miki, "Object-Oriented Approach to Optimize Composite Laminated Plate Stiffness with Discrete Ply Angles," JCM, Vol. 30, No. 9, 1996, pp. 1020-1041.
8. Kim, J. S., Kim, G. G., and Hong, C. S., "Optimal Stiffness Design of Composite Laminates Using Expert System," JCM, Submitted.
9. 김정석, 김천곤, 홍창선, "지식베이스 전문가 시스템을 이용한 복합 적층판의 강성최적화", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp.310-313, 영남대학교, 1998.
10. Kim, C. G., Kim, J. S., and Hong, C. S., "Stacking Sequence Design of Composite Laminate Using Expert System," ICCE 5, Las Vegas, Nevada, 5th-11th July 1998.
11. 김정석, 김천곤, 홍창선, "전문가 시스템과 나열법을 이용한 복합적층판의설계," 한국복합재료학회지, 제11권, 제2호, 1998, pp.48-49.
12. CLIPS User's Guide, Artificial Intelligence Section, NASA/Johnson Space Center, 1993.
13. CLIPS Basic Programming Guide, Artificial Intelligence Section, NASA/Johnson Space Center, 1993.
14. Haftka, R. T. and Gurdal, Z. Elements of Structural Optimization, Kluwer Academic Publishers, 1992.
15. Military Handbook 17, Vol. 3, Department of Defense and Federal Aviation Administration, 1996.
16. Composite Design Manual, Bell Helicopter TEXTRON.
17. Northrop Composite Design Manual, Northrop Coporation.
18. Middleton, D. H. Composite Materials in Aircraft Structures, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1990.
19. Kim, D. M., and Hong, C. S., "A simple Sublaminar Approach to the Design of Thick Composite Laminates for Suppression of Free-edge Delamination," Composites Science and Technology, Vol. 43, 1992, pp. 147-158.
20. Rybicki, E. F. and Schmueser, D. W. "Effect of Stacking Sequence and Lay-Up Angle on Free Edge Stresses Around a Hole in a Laminated Plate Under Tension," JCM, Vol. 12, July, 1978, pp. 300-313.
21. 김정석, 김천곤, "압전재료를 이용한 복합재 구조

물의 충격거동 연구," 한국항공우주학회지, 제 22권, 제 5호, 1994, pp. 43-51.

22. Reddy, J. N., and Pandey, A. K., "A First-Ply Failure Analysis of Composite Laminates, Computers & Structures," Vol. 25, No. 3, 1987, pp. 371-393.

23. Song, S. R., Hwang, W., Park, H. C., and Han, K. S., "Optimum Stacking Sequence of Composite Laminates for Maximum Strength," Mech. of Composite Materials, Vol. 31, No. 3, 1995, pp. 290-300.