

## 論文

## 전문가 시스템과 나열법을 이용한 복합적층판의 설계

김정석\* · 김천곤\*\* · 홍창선\*\*

## Design of Composite Laminates Using Expert System and Enumeration Method

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

## ABSTRACT

This research aims to develop an expert system for the optimal stiffness design of composite laminates. The optimal stiffness design of composite laminates was performed under the constraint that the strain of a composite laminate does not exceed a required strain and design heuristics. For optimal stiffness design, the optimal design of stacking sequence was performed by enumeration method, expert system shell CLIPS and classical laminate theory. The optimum stacking sequence combination was obtained by using the discrete ply angles such as  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  and  $90^\circ$  and the design heuristics for stacking sequence design. In this expert system, the design heuristics were stored in the knowledge base of the CLIPS. The present results showed good agreements with the previous studies. The total number of plies in the optimized laminate could be reduced when to be compared with the non-optimized laminates.

## 초 록

본 연구에서는 복합적층판의 강성최적화를 위한 전문가 시스템을 개발하였다. 적층판의 강성최적화를 위해 하중에 의해 발생하는 적층판의 변형률이 사용자에게 의해 요구되어지는 변형률을 초과하지 못하는 조건 하에서 설계지침에 따라 적층판의 적층순서를 최적화 하였다. 강성을 최적화하기 위한 최적의 적층순서는 나열법, 전문가 시스템 도구인 CLIPS와 고전적층판이론을 이용하여 결정하였다. 최적의 적층순서는 실제 설계나 제작시 이용되는 적층각인  $0^\circ$ ,  $\pm 45^\circ$  및  $90^\circ$ 와 복합재 구조물의 설계시 적용되는 설계지침에 의해 결정하였다. 이러한 설계지침들은 CLIPS의 지식베이스에 저장되어진다. 이상의 과정을 통해 얻어진 결과들은 기존의 연구와 잘 일치하고 있으며 최적화 되지 않은 적층에 비해 층수를 감소시킬 수 있었다.

## 1. 서 론

복합재 구조물은 일반적으로 임의의 적층각을 갖는

여러 층의 단층으로 구성되어 있기 때문에 복합재 구조물의 설계시 설계자는 요구조건에 적합한 구조요소를 설계하기 위해 적층순서를 최적화 해야한다. 복합재

\* 한국과학기술원 항공우주공학과 박사과정

\*\* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과



이나 전문가의 경험 등을 프로그램화하기에 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 수행을 제어하는 역할을 수행한다.

2.2 지식베이스

본 연구에서 복합적층판의 설계에 이용하는 적층각은 일반적으로 복합재 구조물의 설계나 제작시 사용되는 이산화된 적층각인 0°, 90° 및 ±45°를 이용하였다. 적층판의 층수와 이용가능한 적층각이 결정될 경우 적층순서의 최적화 문제는 적층각을 층수에 맞게 적절히 배치하는 조합의 문제(combinatorial problem)가 된다. 즉 n개의 단층으로 구성된 적층판을 r개의 적층각으로 적층하는 방법은 n<sup>r</sup> 가지가 존재하게 되고 대칭적층판의 경우 (n/2)<sup>r</sup>개가 존재하게 된다. 따라서 모든 가능한 적층을 고려한 최적화는 비효율적이므로 적층 가능한 모든 적층판을 고려하지 않고 먼저 나열법과 복합재 구조물의 설계시 적용되는 설계지침을 적용하여 설계지침을 만족하는 적층만을 선별하게 된다. 본 연구에서는 아래와 같은 7가지의 설계지침을 전문가 시스템의 지식베이스에 규칙(rules)의 형태로 구현하였다. 이러한 설계지침들은 복합재 구조물의 설계시 중요하게 고려되는 사항들로서 다양한 복합재 관련문헌들에서 공통적으로 적용되고 있다.

1. 평면하중과 굽힘하중사이의 연계를 방지하기 위

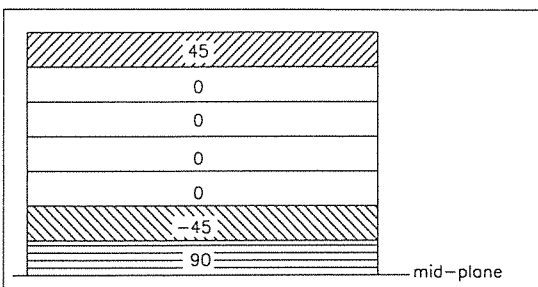


Fig. 1. Design knowledge to avoid the same kind of plies successively more than 4 plies

해 적층판은 중립 축에 대해서 대칭적층판이어야 한다 [8-11].

2. 복합적층판의 인장강성행렬은 적층순서에 무관하지만 인장강성행렬에서 A<sub>16</sub>, A<sub>26</sub>항은 인장-전단 연계를 나타내는 항이다. 따라서 인장과 전단하중사이의 연계를 방지하기 위해 적층판은 중립 축에 대해서 균형적층판이어야 한다[8-11].

3. 복합적층판의 층간분리는 적층순서와 더불어 단층의 두께에도 영향을 받아 단층의 두께가 두꺼워질수록 쉽게 발생한다. 일반적으로 +θ층과 -θ층의 교차적층(alternating laminate)은 +θ층과 -θ층의 중복적층(clustered laminate)보다 강도와 인성(toughness)이 우수하며, 중복적층에서의 층간전단응력은 교차적층에서 보다 약 25%크게 나타남이 관찰되었다[13]. 따라서 복합적층판의 설계시 적층판의 강도의 증가와 층간분리의 방지를 위해 동일한 적층각의 반복적층의 수를 줄이는 것이 바람직하다. 즉 테이프 플라이의 경우에는 Fig. 1과 같이 4층보다 많은 동일 적층각의 적층은 피하는 것이 바람직하다. 또한 자유경계단을 갖는 경우 자유경계단에 수직인 방향으로의 적층각에 대해서는 3층보다 많은 동일 적층각의 적층은 피하는 것이 바람직하다[8-11]. 이것은 동일 적층각의 적층과 모재균열 및 층간분리와의 관계를 고려한 것이다.

4. 섬유파손이나 층간분리를 방지하기 위한 경험적 지식으로 인접층사이의 각 차이는 45°를 초과할 수 없도록 하였다[7]. 준등방성 적층에서 층간전단응력은 +45°와 -45°가 0°나 90°에 의해서 분리되어질 때 상당히 감소하며 [12], ±θ 층의 분리는 층사이의 층간전단응력을 감소시키는 효과가 있다.

5. 층간응력을 최소화하기 위해 Fig. 2와 같이 90°층의 중복적층은 피하고 0°나 ±θ 층에 의해서 분리하는 것이 바람직하다[8-11].

6. 섬유가 하중을 감당할 때 모재방향은 취약하게 된

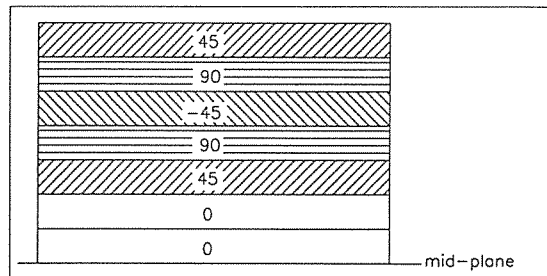


Fig. 2. Design knowledge to avoid grouping 90° plies

다. 따라서 강성저하를 최소화하기 위해 각 방향으로 최소한 10%의 섬유를 분포시키는 것이 바람직하다[8-11].

7. 자유경계단이 존재할 경우에는 복합적층판의 층과 층사이의 자유경계단 근처에 존재하는 층간응력성분에 의해 자유경계단 층간분리가 유발된다[14]. 적층판에 층간분리가 발생하게 되면 강성, 강도, 좌굴하중 및 피로수명 등의 적층판의 구조적 성능이 저하된다. 층간응력은 적층판을 이루는 층들의 섬유방향과 적층순서 등에 의해 달라지게 된다. 같은 층들로 이루어진 적층판들도 어떤 적층순서는 층간분리를 촉진시키고, 또 다른 적층순서는 층간분리를 억제시키기도 한다. 복합재료는 모드 I 층간분리의 성장에 상대적으로 약한 저항성을 가진다. Fig. 3과 같이 적층판의 중립 면에서 자유경계단에 수직인 적층각을 갖는 층을 피하는 것이 바람직하다[8-11]. 인장하중하에서 발생하는 경계 단에서의 층간분리는 강성과 하중수행능력을 감소시키고 중심부근에서 발생하는 층간분리의 경우 강도에 심각한 영향을 미친다.

2.3 목적함수

복합적층판의 강성을 최적화하기 위해 적층판에 작용된 하중조건하에서 유도된 변형률이 요구되어지는 변형률을 초과하지 않아야 한다. 따라서 작용된 하중조건하에서 복합적층판의 변형률과 요구되어지는 변형률의 비를 최소화하는 문제가 되고 변형률 비의 모든 성분이 최소화 되어야 하므로 목적함수(cost function)는 식(1)과 같이 정의하였다.

$$\min \sum_{i=1}^3 \left[ \left( \frac{\epsilon_i}{\epsilon_{ri}} \right)^2 + \left( \frac{\chi_i}{\chi_{ri}} \right)^2 \right] \dots\dots\dots(1)$$

subjected to  $\epsilon_i \leq \epsilon_{ri}$   $\chi_i \leq \chi_{ri}$   $i=1,2,3$  and  $\theta_j = \{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$

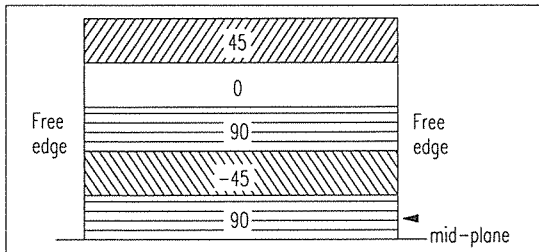


Fig. 3. Design knowledge to avoid stacking sequences that are sensitive to edge effects.

여기서  $\epsilon_i$ 는 작용된 하중에 의해 발생한 변형률,  $\epsilon_{ri}$ 는 요구되어지는 변형률,  $\chi_i$ 는 작용된 하중에 의해 발생한 곡률,  $\chi_{ri}$ 는 요구되어지는 곡률을 의미한다.

2.4 설계절차

본 연구에서 수행한 복합적층판의 강성최적화를 위한 설계절차 Fig. 4와 같다.

1. 재료의 물성치, 하중조건 및 요구조건 입력-복합적층판의 설계를 위해 먼저 사용자는 재료의 물성치, 하중조건 및 요구조건 등을 입력하게 되고 이것들은 전문가 시스템내의 사실로 취급되어 데이터 베이스에 아래와 같이 저장되어 복합적층판의 설계시 전문가 시스템의 추론근거로 사용되어진다.

```
(assert (MAT ?E1 ?E2 ?G12 ?v12 ?thick ?alpha1 ?alpha2 ?alpha12))
(assert (Loading ?Nx ?Ny ?Nxy ?Mx ?My ?Mxy ?T1 ?T2))
(assert (Requirements ?epsx ?epsy ?epsxy ?kx ?ky ?kxy))
```

여기서 assert란 데이터 베이스에 하나의 사실을 추가하는 명령이고 MAT는 물성치, Loading은 하중조건, Requirements는 변형률 요구조건을 의미한다.

2. 적층가능한 층수의 범위 결정-위에서 정의된 조건하에서 적층판을 설계하기 위해서는 먼저 적층 가능

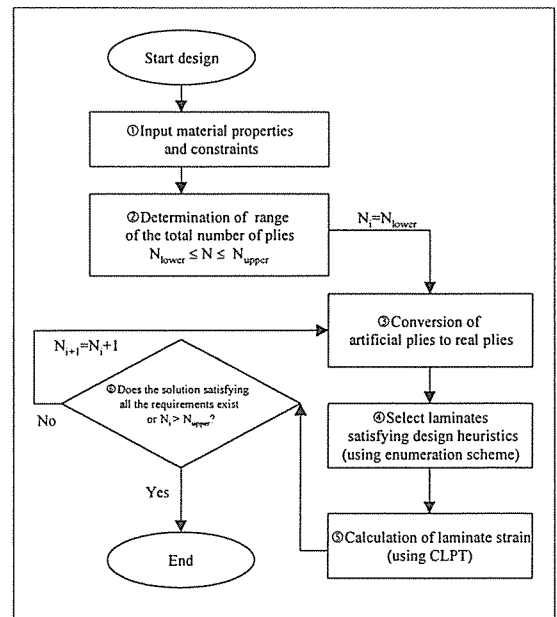


Fig. 4. Design procedure

한 층수의 범위를 결정해야 한다. 본 연구에서는 층수의 범위를 얻기위해 가상의 층(artificial ply)인 준등방성 층(quasi-isotropic ply)과 슈퍼 층(super ply)의 개념을 도입하였다[7]. 준등방성 층이란 단층의 재료상수는 준등방성 적층판 [0/45/-45/90]<sub>s</sub>과 같고 두께는 단층의 두께와 동일한 가상의 층이다. 본 연구에서는 준등방성 층을 이용해서 적층 가능한 최대층 수를 계산하게 된다. 슈퍼 층이란 섬유방향의 강성과 섬유에 수직한 방향의 강성이 섬유방향의 강성값으로 동일하고 전단강성이 [45/-45]<sub>s</sub> 적층판의 전단강성과 동일하며 두께는 단층의 두께와 동일한 가상의 층이다. 슈퍼 층을 이용해서 적층 가능한 최소층수를 계산하게 된다. 준등방성 층과 슈퍼 층을 이용한 적층 가능한 최대층수와 최소층수의 계산은 작용되어지는 하중조건하에서 발생하는 변형률이 요구되어지는 변형률을 초과하지 않을 때까지 준등방성 층과 슈퍼 층의 층수를 증가시키므로써 얻을 수 있다. 따라서 준등방성 층과 슈퍼 층을 이용하면 적층 가능한 층수의 최대값과 최소값을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$N_s \leq N \leq N_q \dots\dots\dots(2)$$

여기서  $N$ 은 적층판의 층수,  $N_s$ 는 슈퍼층에 의해 계산된 적층 가능한 최소층수,  $N_q$ 는 준등방성층에 의해 계산된 적층 가능한 최대층수를 의미한다. 그러나 설계시 적층판이 균형적층조건과 인접층사이의 각차이가 45°를 초과하지 못하는 설계지침에 의해 식(2)는 식(3)과 같이 변형되어진다. 즉 최소층이 0°나 90°이면 균형적층조건을 만족하기 위해서는 설계지침에 따라 최소한 4층이 요구되어진다. 그런데 슈퍼층을 이용해서 계산된 최소층수가 3층 이하라면 이 층수로는 균형적층조건을 만족하지 못하게 되므로 최소층수는 4층으로 정의되고 슈퍼층을 이용해서 계산된 최소층수가 5층 이상이라면 이 경우에는 균형적층조건을 만족하는 최소층수로는 변형률 요구조건을 만족하지 못하게 되므로 최소층수는 5층이 된다. 따라서 균형적층조건을 만족하는 최소층수와 슈퍼 층을 이용해서 계산된 최소층수 중 큰값이 최소층수로 다시 정의되어진다.

$$\text{Max}(N_{\text{balance}}, N_s) \leq N \leq N_q \dots\dots\dots(3)$$

여기서  $N_{\text{balance}}$ 는 균형적층조건을 만족하는 최소층수를 의미한다.

3. 가상적인 최외층을 실제 층으로 변환-적층가능한 층수를 계산하기 위해 이용된 가상적인 층들로 구성된 적층판을 실제 층으로 구성된 적층판으로 변환하기 위해 가상의 층으로 구성되어진 적층판의 최외층을 실제 층을 대체하여 Fig. 5와 같이 최외층의 적층각을 결정하게 된다. 최외층의 적층각의 결정은 최외층을 실제 층으로 대체하여 요구조건을 만족하고 최소변형률을 갖는 적층각을 선택하면 된다.

4. 설계지침을 만족하는 적층판의 결정-최외층의 결정은 Fig. 6에서 보는 바와 같은 나열법의 시작점의 결정을 의미하며 적층가능한 최소층수부터 최대층수까지 한 층씩 증가시키면서 나열법과 설계지침에 의해 설계지침에 적합한 적층판을 결정하게 된다.

즉 Fig. 6은 적층판의 최외층이 0° 층이고 2n개의 단층으로 구성된 대칭적층판의 설계시 나열법을 이용하여 설계지침을 만족하는 실행가능한 해를 얻어내는 과정이다. 나열법에서 해는 시작점점(starting vertex),  $[0/\theta_1/\theta_{i+1}/\dots/\theta_n]_s$ 에서 별표(asterisk)로 표시된 최종정점들까지의 유일한 경로(unique path)에 의해 결정되어진다. 각 경로에는 설계지침이 제한조건으로 부과되어진다. 밑줄이 그어진 정점은 설계지침을 만족하지 않기 때문에 더 이상 분기(branching)하지 않는 정점을 의미한다. 이러한 정점을 탐색되었다고(fathomed) 한다. 이와 반대로 아직 탐색되지 않고 분기할 수 있는 정점을 생존정점(live vertex)이라 한다. Fig. 6에서 최초정점에서 분기된 4개의 정점 중 3개의 정점이 생존정점임을 알 수 있고 이들은 탐색될 때까지 또는 실행가능한 해(feasible solution)에 도달할 때까지 분기할 수 있다. 나열법은 생존정점(live vertex)이 더 이상 존재하지 않을 때 종료된다. 이러한 나열법을 통해 설계지침을 만족하는 적층을 결정하게 된다.

5. 적층판의 변형률계산-설계지침을 만족하는 모든 적층판을 구한 후 고전적층판이론에 근거하여 각 적층판들의 변형률을 계산하게 된다.

6. 최적해-임의의 층수에서 설계지침과 변형률 요구조건을 만족하는 해가 존재한다면 각 해의 목적함수 값을 계산하게 되고 이때 최소의 목적함수 값을 갖는

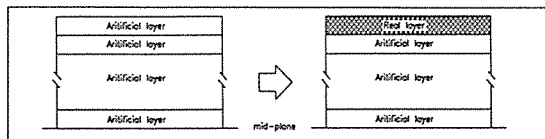


Fig. 5. Determination of the ply angle of outer ply

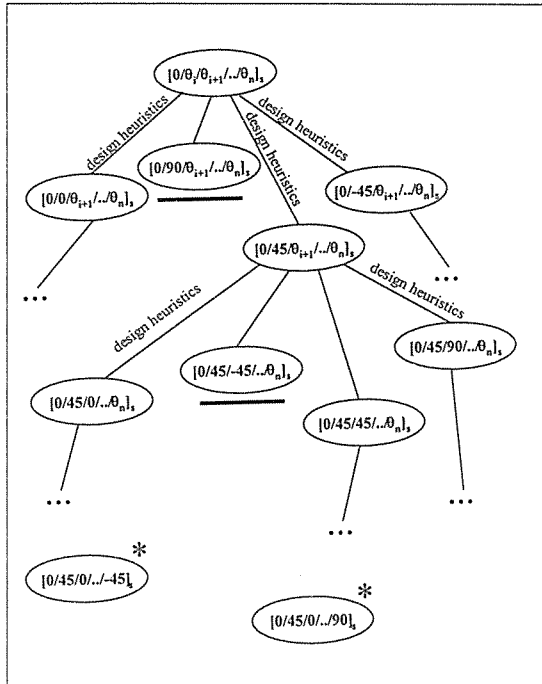


Fig. 6. Example of enumeration method

해가 최적해이고 그때 층수가 최적의 층수가 된다. 만약 그런 해가 존재하지 않는다면 층수를 적층가능한 최대층수까지 1층씩 증가시키면서 ③에서 ⑥의 과정을 반복한다. 여기서 1층의 증가는 대칭조건에 의해 실제로는 2층의 증가를 의미한다.

2.5 고전적층판이론

본 연구에서는 복합적층판의 변형률 및 곡률을 계산하기 위해서 고전적층판 이론을 이용하였다. 복합적층판에 작용하는 응력 및 모멘트의 합은 식(4) 및 식(5)와 같다.

$$\begin{pmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{pmatrix} \dots\dots(4)$$

$$\begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{13} \\ B_{21} & B_{22} & B_{23} \\ B_{31} & B_{32} & B_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{pmatrix} \dots\dots(5)$$

여기서  $A_{ij}$ 는 인장강성 행렬,  $B_{ij}$ 는 연계강성 행렬,  $D_{ij}$ 는 굽힘강성 행렬을 의미하며 식(6)과 같이 표현된다.

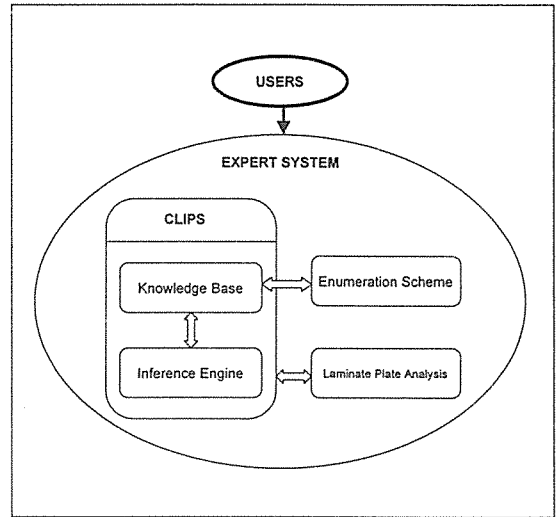


Fig. 7. Architecture of expert system

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (Q_{ij})_k (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N (Q_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \dots\dots\dots(6)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N (Q_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

이상의 과정을 통해서 구성되어진 전문가 시스템의 구조는 Fig. 7과 같다.

Fig. 7에서 사용자는 사용자 인터페이스에 의해 전문가 시스템에 접근할 수 있고 나열법은 CLIPS의 지식베이스와 연계되어 설계가 진행되어진다. CLIPS에서 추론 엔진은 전문가 시스템에서 구현된 규칙(rules)의 수행을 제어하게 된다.

3. 결과 및 고찰

본 연구에서는 다양한 하중조건하에서 복합적층판을 설계하였다. 본 연구에 전문가 시스템의 수행과 수치해석을 위해서 IBM Pentium PC(CPU 133MHz)를 이용하였고 전문가 시스템 구성도구로는 MS-DOS용 CLIPS Version 6.0을 이용하였다. 복합적층판의 설계 시 적용되어지는 적층판의 적층각은 Fig. 8과 같이 정의 되어진다.

적층판의 설계를 위해 선택된 재료는 Graphite/

epoxy T300/N5208이고 물성치는 Table 1과 같다.

설계시 적용되는 설계지침은 Table 2와 같이 적층판에 자유경계단이 존재하는 경우와 존재하지 않을 경우로 나누어서 적용하게 된다.

Table 3에서 Table 7까지는  $\epsilon_x = \epsilon_y = \epsilon_{xy} = 0.1\%$ ,  $\chi_x = \chi_y = \chi_{xy} = 0.01$ 인 변형을 요구조건하에서 평면하중 및 평면하중과 굽힘하중이 연계된 하중에 대해 적층판의 층수와 적층순서를 최적화하고 기존의 연구결과 및 최적화 되지 않은 준등방성 적층과 비교하였다.

Table 3은 평면하중(inplane loading)과 굽힘하중(bending)이 동시에 작용하는 경우이다. 여기서 평면하중은  $N_x=150(\text{kN/m})$ ,  $N_y=100(\text{kN/m})$ ,  $N_{xy}=0(\text{kN/m})$ 이고 굽힘하중은  $M_x = 0.9(\text{Nm/m})$ ,  $M_y=0.7(\text{Nm/m})$ ,  $M_{xy} = 0(\text{Nm/m})$ 인 경우로 주하중이 부하중사이의 비가 상대적으로 큰 이방성 하중조건이다.

Table 3에서 알 수 있듯이 최적화된 적층판의 층수는 16층이고 이 경우 설계지침과 나열법을 이용하여 27개의 실행가능한 해를 얻을 수 있었다. 이렇게 얻어진 실행가능한 해 중에서 제한조건을 만족하면서 목적함수를 최소화 하는 적층은  $[0_s/45/90/-45/0_2]_s$ 였다.

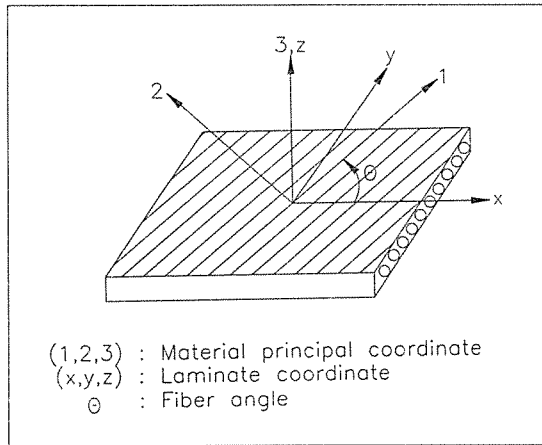


Fig. 8. Definitions of fiber angles

Table 1. Material properties of graphite/epoxy T300/N5208

Properties	Values
Elastic modulus in fiber-direction, $E_1$	181 GPa
Elastic modulus in transverse-direction, $E_2$	10.3 GPa
Shear modulus, $G_{12}$	7.17GPa
Poisson's ratio $\nu_{12}$	0.28
Ply thickness	0.125mm

Table 3에서 SDA(Sequential Decision Approach)와 BBA(Branch and Bound Approach)는 Akira [7]의 결과이다. Table 3에서 알 수 있듯이 층수는 동일하지만 목적함수를 보다 감소시킬 수 있었다. 또한 기존의 준등방성 적층판을 이용할 경우 요구조건을 모두 만족시키기 위해서는 24층이 요구되므로 최적화된 적층을 이용할 경우 약 33%의 층수를 감소시킬 수 있다.

Table 4에서 평면하중은  $N_x=150(\text{kN/m})$ ,  $N_y=100(\text{kN/m})$ ,  $N_{xy}=0(\text{kN/m})$ 이고 굽힘하중은  $M_x=0.9(\text{Nm/m})$ ,  $M_y=0.7(\text{Nm/m})$ ,  $M_{xy}=0(\text{Nm/m})$ 인 경우로 주하중이 부하중의 크기가 비슷한 경우이다.

Table 4에서 알 수 있듯이 최적화된 적층판의 층수는 18층이고 18개의 실행가능한 해를 얻을 수 있었다. 이렇게 얻어진 실행가능한 해 중에서 제한조건을 만족하면서 목적함수를 최소화 하는 적층은  $[0/-45/90/45_3/0/-45_2]_s$ 였다. 또한 기존의 준등방성 적층판을 이용할 경우보다 25%의 층수를 감소시킬 수 있다.

Table 2. Design knowledges

No. of rule	Without free edge	Without free edge
1	symmetric	symmetric
2	balance	balance
3	The difference of ply angle between adjacent plies must not exceed $45^\circ$	The difference of ply angle between adjacent plies must not exceed $45^\circ$
4	Avoid grouping similar plies	Avoid grouping similar plies
5	Avoid grouping $90^\circ$ plies	Avoid grouping $90^\circ$ plies
6	A minimum of 10% of the fibers should be oriented in each direction	A minimum of 10% of the fibers should be oriented in each direction
7		Avoid locating plies with fibers oriented perpendicular to a free edge at the laminate midplane

Table 3. Design results under inplane loading and moment ( $N_x=150$ ,  $N_y=20$ ,  $N_{xy}=0$  (kN/m),  $M_x=0.9$ ,  $M_y=0.1$ ,  $M_{xy}=0$  (Nm/m))

Methods	Stacking sequence	No. of ply	Cost function
SDA	$[0_s/30/0/-30/0_2]_s$	16	1.735
BBA	$[0_s/45/0/-45/90]_s$	16	1.627
Present	$[0_s/45/90/-45/0_2]_s$	16	1.294
Quasi-isotropic	$[(-45/0/45/90)_3]_s$	24	0.783

Table 4. Design results under inplane loading and moment ( $N_x=150, N_y=100, N_{xy}=0$  (kN/m),  $M_x=0.9, M_y=0.7, M_{xy}=0$  (Nm/m))

Methods	Stacking sequence	No. of ply	Cost function
SDA	$[-45/0/30/45/60/90/-60/-30/-45]_s$	20	1.569
BBA	$[0/-45/90/45/30/45/90/-45/-30]_s$	18	2.200
Present	$[0/-45/90/45/0/-45]_s$	18	2.098
Quasi-isotropic	$[(-45/0/45/90)_s]_s$	24	0.692

Table 5. Design results under bi-axial loading ( $N_x=210, N_y=140, N_{xy}=0$  (kN/m))

Methods	Stacking sequence	No. of ply	Cost function
SDA	$[45/30/45/0/-45/-30/-45]_s$	18	1.221
BBA	$[0/45/90/-45]_s$	16	1.580
Present	$[0/45/90/-45/90]_s$	16	1.580
Quasi-isotropic	$[(-45/0/45/90)_s]_s$	24	0.789

Table 5는 이축평면하중(bi-axial loading)이 작용하는 경우이며 여기서 평면하중은  $N_x=210$ (kN/m),  $N_y=140$ (kN/m),  $N_{xy}=0$ (kN/m) 이다.

Table 5에서 알 수 있듯이 최적화된 적층판의 층수는 16층이고 37개의 실행가능한 해를 얻을 수 있었다. 이렇게 얻어진 실행가능한 해 중에서 제한조건을 만족하면서 목적함수를 최소화 하는 적층은  $[0_4/45/90/-45/90]_s$  였다. 또한 기존의 준등방성 적층판을 이용할 경우보다 33%의 층을 줄일 수 있었다.

일방향(uni-axial loading) 인장하중조건에 대해서는 자유경계단에서의 층간응력을 감소시킬 수 있는 설계지침을 추가하였다. 즉 Table 2의 자유경계단이 존재할 경우에 적용되는 설계지침을 적용하여 최적화를 수행하였다. 설계지침에 따라 최적화된 결과는 직교 적층판 및 준등방성 적층판과 비교하였다. Table 6은 평면하중이  $N_x=250$ (kN/m) 인 경우이다.

Table 6에서 알 수 있듯이 최적화된 적층판의 층수는 16층이고 17개의 실행가능한 해를 얻을 수 있었다. 이렇게 얻어진 실행가능한 해 중에서 제한조건을 만족하면서 목적함수를 최소화하는 적층은  $[0_4/45/90/-45/0]_s$  이다. 직교적층판으로 적층할 경우에는 24층이 요구되어지고 준등방성 적층판을 이용할 경우에는 36층이 요구되어진다. 따라서 직교이방성과 준등방성 적층에 비해 25% 및 50%의 층을 줄일 수 있었다.

또한 이 경우에 대해서 자유경계단에서 발생하는 층간응력성분을 최적화되지 않은 준등방성 적층과 비교하여 적용된 설계지침의 타당성을 검증하였다. 이를 위해

Table 6. Design results under uniaxial loading( $N_x=250$  (kN/m))

Methods	Stacking sequence	No. of ply	Cost function
Present	$[0_4/45/90/-45/0]_s$	16	1.081
Cross-ply	$[(0/90)_6]_s$	24	0.875
Quasi-isotropic	$[(-45/0/45/90)_4]_s$	36	0.754

최적화된 층수와 동일한 층수로 구성된 준등방성 적층판을 이용하였다. 층간응력성분의 비교를 위한 하중조건은 변형률 요구조건과 동일한 변형률  $\epsilon_x=0.1\%$ 을 가하였고 층간응력성분을 계산할 수 있는 층별변위 이론(layer-wise theory)에 근거한 유한요소 해석을 이용하였다. Fig. 9는 최적화를 통해서 얻어진 적층  $[0_4/45/90/-45/0]_s$  과 동일한 층수를 갖는 준등방성 적층판에서의 자유경계단 층간응력분포를 비교한 것이다.

Fig. 9에서 알 수 있듯이 설계지침에 적용에 의해 층간응력성분을 기존의 준등방성 적층에 비해서 감소시킬 수 있음을 알 수 있다.

Table 7에서 Table 9는 이전의 변형률 요구조건보다 일반적인 경우인 각 하중방향에 대해 서로 다른 변형률 요구조건을 갖는 경우이며 변형률 요구조건은  $\epsilon_{xT}=0.829\%, \epsilon_{xC}=-0.829\%, \epsilon_{yT}=0.388\%, \epsilon_{yC}=-2.388\%, \epsilon_{xy}=0.948\%, \chi_x=0.01, \chi_y=0.01, \chi_{xy}=0.01$  이다. 이 변형률 조건은 graphite/epoxy T300/N5208 복합재료의 파손변형률이며 이 변형률 요구조건하에서 평면하중 및 굽힘하중의 변화에 따른 최적의 층수 및 적층순서의 변화를 고찰하였다.

Table 7은  $N_x=1$ MN/m,  $M_x=M_y=0.1, M_{xy}=0$  Nm/m이고  $N_y/N_x=N_{xy}/N_x$ 의 비가 0.1에서 0.7까지 증가할 때 최소층수 및 적층순서를 나타낸 것이다.

Table 7에서 알 수 있듯이  $N_y/N_x$  비가 증가하더라도 0.4까지는 동일한 층수를 갖는 것을 알 수 있다. 또한  $N_y/N_x$  비가 0.4이상이면 최외층이  $0^\circ$  층에서  $45^\circ$  층으로 변하고  $45^\circ$  층의 수가 증가됨을 알 수 있다. 이것은  $N_y$ 와  $N_{xy}$ 의 증가에 의해 전단하중에 의한 효과가 증가하기 때문이다. Table 8는 하중조건은 Table 7의 조건과 동일하지만  $N_y$ 가 압축으로 작용하는 경우이다.

이 경우는  $N_y/N_x$  비가 0.3까지는 층수와 적층이 동일하며  $N_y$ 가 인장으로 작용할 경우보다 전단의 영향이 감소함으로써 Table 7과는 다른 적층을 보임을 알 수 있다.

Table 9은  $N_x=1$ MN/m,  $N_y/N_x=N_{xy}/N_x, M_{xy}=0$  Nm/m이고  $M_x=M_y$ 가 0에서 0.7까지 증가 할 때 층수 및 적층의 변화를 나타낸 것이다.



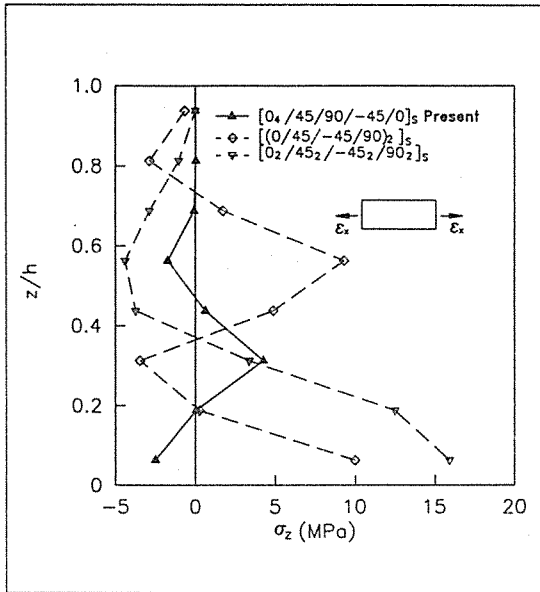


Fig. 9. Distribution of interlaminar normal stress along thickness under  $\epsilon_x=0.1\%$

Table 7. Design results under inplane loading and moment ( $N_x=1$  (MN/m),  $N_y/N_x=N_{xy}/N_x$ ,  $M_x=M_y=0.1$ ,  $M_{xy}=0$  (Nm/m))

$N_y/N_x$	Stacking sequence	No. of ply
0.1	$[0/45/90/-45/0_3]_s$	14
0.2	$[0/45/90/-45/0_3]_s$	14
0.3	$[0/-45/90/45_2/0/-45]_s$	14
0.4	$[45/90/-45/0/45/0/-45]_s$	14
0.5	$[45/0/45_2/90/-45_3]_s$	16
0.6	$[45/0/45_2/90/-45_3]_s$	16
0.7	$[45/0/-45_2/90/45_2/90/-45]_s$	18

#### 4. 결 론

본 연구에서는 복합적층판의 최적설계를 위한 새로운 기법을 개발하고 이를 이용한 복합적층판의 설계를 수행하였다. 또한  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  및  $\pm 45^\circ$  와 같은 이산화된 적층각을 갖는 적층판의 설계를 위해서 규칙기반 전문가 시스템(rule based expert system)을 이용하였고 적층순서의 최적화를 위해서는 복합재 구조물의 설계시 적용되는 경험적인 지식과 복합재 구조물에 대한 다양한 해석 및 실험을 통해서 얻어진 설계지침을 적용하였다. 이상의 연구를 통해서 다음과 같은 결론을

Table 8. Design results under inplane loading and moment ( $N_x=1$  (MN/m),  $N_y/N_x=-N_{xy}/N_x$ ,  $M_x=M_y=0.1$ ,  $M_{xy}=0$  (Nm/m))

$N_y/N_x$	Stacking sequence	No. of ply
0.1	$[0/45/90/-45/0_3]_s$	14
0.2	$[0/45/90/-45/0_3]_s$	14
0.3	$[0/45/90/-45/0_3]_s$	14
0.4	$[0/-45/90/45_2/0/-45/0]_s$	16
0.5	$[0/-45/90/45_2/0/-45/0]_s$	16
0.6	$[0/-45/90/0/45_2/0/-45/0/-45]_s$	20

Table 9. Design results under inplane loading and moment ( $N_x=1$  (MN/m),  $N_y/N_x=N_{xy}/N_x=0.1$ ,  $M_x=M_y$ ,  $M_{xy}=0$  (Nm/m))

$N_y/N_x$	Stacking sequence	No. of ply
0	$[0_3/45/90/-45]_s$	12
0.1	$[0/45/90/-45/0_3]_s$	14
0.2	$[0/-45/90/45_2/0/-45]_s$	14
0.3	$[0/-45/90/45_2/0/-45]_s$	14
0.4	$[0/-45/90/45_2/0/-45/0]_s$	16
0.5	$[0/-45/90/45_2/0/-45/0]_s$	16
0.6	$[0/-45/90/45_2/90/-45/0_2]_s$	18
0.7	$[0/-45/90/45_2/90/-45/0_2]_s$	18

얻을 수 있었다.

1. 복합적층판의 주어진 하중조건과 요구조건하에서 최적의 층수와 적층순서를 설계할 수 있는 전문가 시스템을 개발하였다. 이 시스템은 복합재 구조물의 설계시 적용되는 경험적인 지식과 복합재 구조물에 대한 다양한 해석 및 실험을 통해서 얻어진 설계지침을 이용하여 이산화된 적층각으로 구성된 최적의 적층순서의 조합을 갖는 적층판을 설계하였다.

2. 본 연구에서 개발된 시스템을 이용한 복합적층판의 설계시 기존의 결과와 잘 일치하고 있으며 동일한 층수에서 기존의 결과에 비해 목적함수를 감소시킬 수 있었고 최적화 되지 않은 적층에 비해 층수의 감소를 통해 무게 및 비용절감의 효과를 기대할 수 있다.

3. 복합적층판의 강성 최적화시 설계지침의 적용에 의해 응력성분의 연계방지 및 층사이의 층간응력을 감소시킴으로서 층간분리나 모재파손 등에 대한 저항성이 향상된 적층판을 설계할 수 있었다.

4. 추후 연구에서는 보다 다양한 하중 및 기하학적인 조건에 따른 설계지침을 수집하고 체계화함으로써 실제 제작에 직접 적용할 수 있는 최적화를 수행하는데 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

### 참 고 문 헌

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. & 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. & Morton, S. K., "A Knowledge Based Expert System for Laminated Composite Strut Design," Aeronautical J., 95(941), 1991, pp. 1-20.
6. Wu, C. M. L., "Bolted Joints in a Laminated Composite Strut Design Expert System," Composite Structures, 22, 1992, pp. 63-85.
7. Akira Todoroki, Naonobu Sasada & 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. Military Handbook 17, Vol. 3, Department of Defense and Federal Aviation Administration, 1996.
9. Composite Design Manual, Bell Helicopter TEXTRON.
10. Northrop Composite Design Manual, Northrop Coporation.
11. D. H. Middleton, Composite Materials in Aircraft Structures, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1990.
12. Carl T. Herakovich, "On the Relationship Between Engineering Properties and Delamination of Composite Materials," JCM, Vol. 15, July, 1981, pp. 336-348.
13. Carl T. Herakovich, "Influence of Layer Thickness on the Strength of Angle-Ply Laminates," JCM, Vol. 16, May, 1982, pp. 216-227.
14. D. M. Kim and C. S. Hong, "A simple Sublaminated Approach to the Design of Thick Composite Laminates for Suppression of Free-edge Delamination," Composites Science and Technology, Vol. 43, 1992, pp. 147-158.
15. K. J. Duffy and S. Adali, "Design of Antisymmetric Hybrid Laminates for Maximum Buckling Load:II. Optimal Fiber Orientation," Composite Structures, Vol. 14, 1990, pp. 49-60.
16. K. J. Duffy and S. Adali, "Design of Antisymmetric Hybrid Laminates for Maximum Buckling Load:II. Optimal Layer Thickness," Composite Structures, Vol. 14, 1990, pp. 113-124.
17. S. Adali and A. Richter, "Optimal Design of Hybrid Laminates with Discrete Ply Angles for Maximum Buckling Load and Minimum Cost," Composite Structures, Vol. 32, 1995, pp. 409-415.
18. CLIPS User's Guide, Artificial Intelligence Section, NASA/Johnson Space Center, 1993.
19. CLIPS Basic Programming Guide, Artificial Intelligence Section, NASA/Johnson Space Center, 1993.