

## 論文

## 강도를 고려한 섬유-금속 적층 복합재료의 최적설계

남현욱\* · 박지훈\*\* · 황운봉\*\*\* · 김광수\*\*\* · 한경섭\*\*\*

**Stacking Sequence Design of Fiber-Metal Laminate Composites for Maximum Strength**

H.W. Nam\*, J.H.Park\*\*, W. Hwang\*\*\*, K.S. Kim\*\*\* and K.S. Han\*\*\*

**ABSTRACT**

FMLC(Fiber-Metal Laminate Composites) is a new structural material combining thin metal laminate with adhesive fiber prepreg, it nearly include all the advantage of metallic materials, for example: good plasticity, impact resistance, processibility, light weight and excellent fatigue properties. This research studied the optimum design of the FMLC subject to various loading conditions using genetic algorithm. The finite element method based on the shear deformation theory was used for the analysis of FMLC. Tasi-Hill failure criterion and Miser yield criterion were taken as fitness functions of the fiber prepreg and the metal laminate, respectively. The design variables were fiber orientation angles. In genetic algorithm, the tournament selection and the uniform crossover method were used. The elitist model was also used to be effective evolution strategy and the creeping random search method was adopted in order to approach a solution with high accuracy. Optimization results were given for various loading conditions and compared with CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic). The results show that the FMLC is more excellent than the CFRP in point and uniform loading conditions and it is more stable to unexpected loading because the deviation of failure index is smaller than that of CFRP

**초 록**

섬유-금속 적층 복합재료(FMLC)는 섬유와 금속 박판(薄板)으로 구성된 새로운 형태의 구조재료 가볍고 우수한 피로 특성을 가지며 금속과 같이 가소성(可塑性)과 충격저항성이 우수하고, 가공성이 뛰어나다. 본 연구에서는 여러 하중 조건하에 있는 섬유-금속 적층 복합재료를 유전자 알고리즘을 이용하여 최적 설계하였다. 전단변형이론에 근거한 유한요소법을 사용하여 적층판을 해석하였으며, 설계변수로 금속판의 강도와 섬유 층의 수에 따른 적층 각도를 두었다. 섬유층과 금속판의 적합도 함수로는 각각 Tasi-Hill failure criterion과 Miser yield criterion을 사용하였다. 유전자 알고리즘의 연산자로는 토너먼트 선택과 균일 교배를 사용하였다. 효율적인 진화를 위해 엘리티스트 모델을 사용하며, 높은 정확도를 가진 해를 얻기 위해 크리프 무작위 탐색(creeping random search) 방법을 통해 더 우수한 자손을 얻었다. 여러 가지 하중 조건에 대하여 최적설계 결과를 나타내었으며, 파괴 지수 측면에

\* 포항공과대학교 기계공학과 대학원

\*\* 현대자동차 제품개발2팀

\*\*\* 포항공과대학교 기계공학과

서 탄소섬유강화복합재료(CFRP)와 비교하였다. 해석 결과 섬유-금속 적층 복합재료는 탄소섬유강화복합재료에 비하여 집중하중이나 분포하중 형태에 대하여 우수한 특성을 보였으며, 파괴 지수의 편차가 적어 예기치 않은 하중에 잘 견딜 것으로 사료된다.

### 1. 서 론

섬유-금속 적층 복합재료(Fiber-Metal Laminated Composites, FMLC)는 비교적 최근에 등장한 새로운 형태의 복합재료이다. 이 재료는 Fig. 1과 같이 금속 박판 사이에 아라미드 섬유, 탄소 섬유, 유리 섬유 등을 적층시켜 재료의 피로 특성을 금속에 비하여 현저히 향상시킨 새로운 재료이다. 이 재료는 피로 특성 뿐 아니라 충격특성, 감쇠 특성에서 기존의 금속에 비해 상당히 뛰어난 것으로 보고[1-4]되고 있으며, 이러한 장점 때문에 항공기의 날개, 동체 등에 이미 사용되고 있으며 3차원 성형이 가능하기 때문에 다른 구조물에 응용가능성이 매우 높다.

현재까지 FMLC에 관한 연구는 주로 재료의 기본 물성에 관한 연구들이 수행되고 있다. FMLC의 경우 섬유강화복합재료(FRP)와 마찬가지로 각 층의 두께와 섬유 방향, 그리고 적층순서를 결정할 수 있는 이방성 재료의 특성을 갖고 있으므로 설계자의 요구 조건에 적합한 특성을 갖도록 구조요소를 설계, 제작할 수 있다는 장점이 있다. FRP의 경우 이와 같은 재료의 특성을 설계 변수로 하여 강성, 강도 및 좌굴 등에 관한 해석과 최적화 연구가 활발히 진행되고 있으나[5], FMLC의 경우 이에 대한 연구가 거의 전무한 실정이다.

초기의 복합재료 최적설계에 대한 연구는 중량을 목적함수로 한 연구[6,7]를 시작으로 FRP의 강도나 강성의 최적 설계에 관해 많은 연구들이 수행되었다. 이러한 연구에 사용된 최적화 알고리즘은 국지 최적해(local minima or maxima)에 빠지는 것을 방지하고, 가능한 목적함수의 미분 값을 이용하지 않고도 최적해를 구할 수 있는 방향으로 연구[8]들이 진행되고 있다.

최근에는 개발된 유전자 알고리즘은 기존의 최적화 기법과는 근본적으로 다른 방법을 이용하여 최적해를 탐색함으로써 이러한 문제점을 해결한 알고리즘이다. 다윈의 적자 생존, 돌연변이와 같은 생물 진화의 원리로부터 착안한 유전자 알고리즘은 목적함수의 미분 값이나 초기점 설정 등의 보조적 제반 정보 없이 임의의 확률적 방법을 이용하여 최적해를 탐색한다. 복합재료 분야에서는 Minga[9, 10]에 의해 유전자 알고리즘을 이용한 honeycomb을 설계한 바 있으며, 재료의 특성상 기존의 최적화 기법이 어려운 경우 유전자 알고리즘을 이용한 연구가 진행되고 있다.

본 연구에서는 유전자 알고리즘을 이용하여 여러 가지 하중조건에 따른 FMLC의 최적 적층 각도를 금속판의 강도나 섬유의 적층 수에 따라 구하였으며 이를 파괴지수 측면에서 기존의 탄소섬유강화복합재료(CFRP)와 비교하였다.

### 2. 복합재료 적층판 이론

본 연구에서는 기존의 복합재료 적층판의 해석에 사용하는 일차 전단변형이론을 기본 이론으로 하고[11], 강성 행렬을 계산할 때 금속판과 섬유층을 구별할 수 있도록 수정하여 사용하였다.

일차 전단변형에 의한 변위장은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u(x,y,z) &= u_0(x,y) - z\theta_x \\ v(x,y,z) &= v_0(x,y) - z\theta_y \\ w(x,y,z) &= w(x,y) \end{aligned} \tag{2-1}$$

여기서  $u_0, v_0$ 는 중심 면에서의  $u$ 와  $v$ 의 변위이다. 여기서 적층판의 중심면과 수직인 직선은 변형 후 중심면과 수직일 필요가 없기 때문에  $\theta_x$ 와  $\theta_y$ 는  $\partial w/\partial x, \partial w/\partial y$ 과 무관하다.

식 (2-1)에 따른 변위-변형을 관계는 다음과 같다.

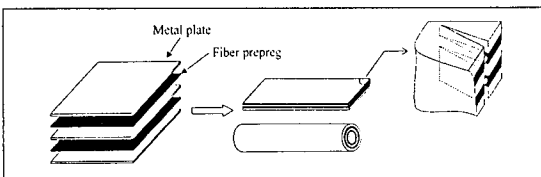


Fig. 1. A Schematic illustration of Fiber-Metal Laminated Composites

$$\begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} \\ \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \end{pmatrix} - z \begin{pmatrix} \frac{\partial \theta_x}{\partial x} \\ \frac{\partial \theta_y}{\partial y} \\ \frac{\partial \theta_x}{\partial y} + \frac{\partial \theta_y}{\partial x} \end{pmatrix}$$

$$\epsilon = \epsilon_0 - z\chi \tag{2-2}$$

$$\begin{pmatrix} \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial w}{\partial x} - \theta_x \\ \frac{\partial w}{\partial y} - \theta_y \end{pmatrix}$$

$$\gamma = \bar{\gamma}$$

일차 전단변형에 의한 평형 방정식은

$$\begin{aligned} \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_{xy}}{\partial y} &= 0 \\ \frac{\partial N_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} &= 0 \\ \frac{\partial Q_x}{\partial x} + \frac{\partial Q_y}{\partial y} + q &= 0 \\ \frac{\partial M_x}{\partial x} + \frac{\partial M_{xy}}{\partial y} - Q_x &= 0 \\ \frac{\partial M_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial M_y}{\partial y} - Q_y &= 0 \end{aligned} \tag{2-3}$$

와 같다. 여기서  $N_x, N_y, N_{xy}, M_x, M_y, M_{xy}$ 는 합력 (force resultant), 합모멘트(moment resultant)를 나타내고,  $Q_x, Q_y$ 는 횡방향의 전단합력,  $q$ 는 횡방향의 분포하중을 나타낸다.

전단을 고려한 FMLC 중 섬유 층(prepreg)의 구성 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11,f} & \overline{Q}_{12,f} & \overline{Q}_{16,f} & 0 & 0 \\ \overline{Q}_{12,f} & \overline{Q}_{22,f} & \overline{Q}_{26,f} & 0 & 0 \\ \overline{Q}_{16,f} & \overline{Q}_{26,f} & \overline{Q}_{66,f} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q}_{44,f} & \overline{Q}_{45,f} \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q}_{45,f} & \overline{Q}_{55,f} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{pmatrix} \tag{2-4}$$

여기서  $[\overline{Q}_{ij,f}]$ 는 섬유층의 transformed stiffness matrix로서 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$[\overline{Q}_{ij,f}] = [T]^{-1} [Q_{ij,f}] [T]^{-T} \tag{2-5}$$

$$[T]^{-1} = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & -2mn & 0 & 0 \\ n^2 & m^2 & 2mn & 0 & 0 \\ mn & -mn & m^2 - n^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & m & -n \\ 0 & 0 & 0 & n & m \end{bmatrix} \tag{2-6}$$

where  $m = \cos \theta, n = \sin \theta$

$$\begin{aligned} Q_{11,f} &= E_{11,f} / (1 - \nu_{12,f} \nu_{21,f}), \\ Q_{22,f} &= E_{22,f} / (1 - \nu_{12,f} \nu_{21,f}) \\ Q_{12,f} &= \nu_{12,f} E_{12,f} / (1 - \nu_{12,f} \nu_{21,f}) \\ Q_{66,f} &= G_{12,f}, Q_{44,f} = G_{13,f}, Q_{45,f} = G_{23,f} \end{aligned} \tag{2-7}$$

여기서  $\theta$ 는 Fig. 2에서와 같이 섬유방향과 x축방향

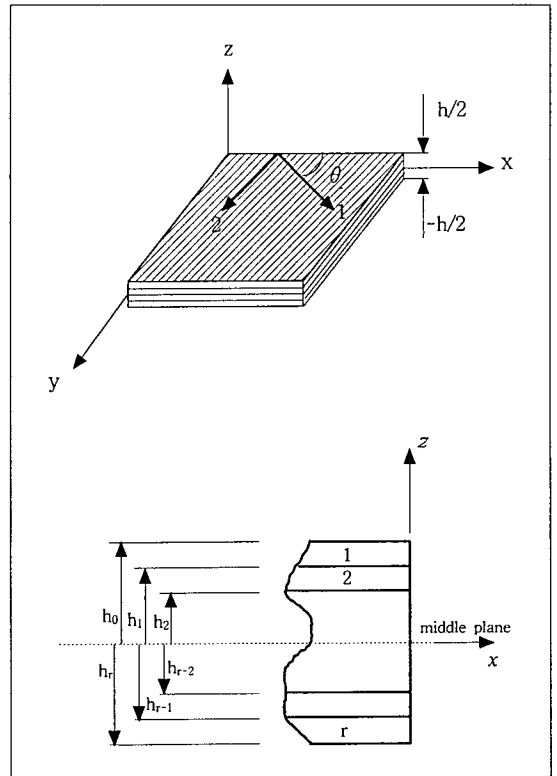


Fig. 2. Stacking sequence and principal material axes with reference coordinate axes

사이의 시계방향각을 나타낸다.

전단을 고려한 FMLC 중 금속판의 구성방정식은 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11,m} & Q_{12,m} & Q_{16,m} & 0 & 0 \\ Q_{12,m} & Q_{22,m} & Q_{26,m} & 0 & 0 \\ Q_{16,m} & Q_{26,m} & Q_{66,m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44,m} & Q_{45,m} \\ 0 & 0 & 0 & Q_{45,m} & Q_{55,m} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_x \\ \epsilon_y \\ \gamma_{xy} \\ \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{pmatrix} \quad (2-8)$$

여기서  $[Q_{ij,m}]$  는 금속판의 stiffness matrix로서 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$\begin{aligned} Q_{11,m} &= Q_{22,m} = E_m / (1 - \nu_m^2), \\ Q_{12,m} &= \nu_m E_m / (1 - \nu_m^2), \\ Q_{66,m} &= Q_{44,m} = Q_{55,m} = G_m \end{aligned} \quad (2-9)$$

또 식(2-4)와 (2-8)로부터 나온 응력을 두께방향으로 적분하면 다음과 같은 합력과 합모멘트, 합전단력을 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} N \\ M \end{pmatrix} &= \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_0 \\ \chi \end{pmatrix} \\ Q &= \begin{pmatrix} Q_x \\ Q_y \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} DS_{44} & DS_{45} \\ DS_{45} & DS_{55} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \gamma_{xz} \\ \gamma_{yz} \end{pmatrix} = [DS] \bar{\gamma} \quad (2-10) \end{aligned}$$

여기서

$$\begin{aligned} A_{ij} &= \sum_{k=1}^{n_k} (\bar{Q}_{ij,fs})_k (h_k - h_{k-1}) + \sum_{l=1}^{n_m} (Q_{ij,m})_l (h_l - h_{l-1}), \\ & \quad i, j = 1, 2, 6 \\ B_{ij} &= \frac{1}{2} \left[ \sum_{k=1}^{n_k} (\bar{Q}_{ij,fs})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2) + \sum_{l=1}^{n_m} (Q_{ij,m})_l (h_l^2 - h_{l-1}^2) \right], \quad i, j = 1, 2, 6 \\ B_{ij} &= \frac{1}{3} \left[ \sum_{k=1}^{n_k} (\bar{Q}_{ij,fs})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3) + \sum_{l=1}^{n_m} (Q_{ij,m})_l (h_l^3 - h_{l-1}^3) \right], \quad i, j = 1, 2, 6 \\ DS_{ij} &= k \left[ \sum_{k=1}^{n_k} (\bar{Q}_{ij,fs})_k (h_k - h_{k-1}) + \sum_{l=1}^{n_m} (Q_{ij,m})_l (h_l - h_{l-1}) \right], \quad i, j = 4, 5 \end{aligned} \quad (2-11)$$

이다.  $k$ 는 전단 보정계수(shear correction factor)이다. 일차 전단변형이론에서는 전단변형률이 두께에 따라 일정하기 때문에 실제의 이차 또는 고차의 전단 변형률의 분포양상과 다르게 된다. 이를 보정하기 위한 값이 전단 보정계수이다. 본 연구에서는 5/6을 사용하였다[12].

### 3. 유한요소해석

평판의 네면이 단순지지 되어 있거나 (Navier's solution) 양단이 단순지지 되어 있는 경우(Levy's solution) 비교적 정확한 해석해(differential equation solution)를 구할 수 있다. 또한 간단한 형상에 있어서 Reyleigh-Ritz와 Galerkin method를 이용하여 근사해를 구할 수 있다. 그러나 복잡한 형상과 경계조건에 대해서는 근사함수의 적용이 어려워져 해를 구하는 것이 불가능하다. 따라서 복합적층판의 다양한 경계조건에 대한 해를 구하는데 유한요소법은 필수적이다.

본 연구에서는 일차 전단변형이론에 의한 변위 유한요소법(displacement finite element method)을 사용하였으며 Reddy[13]가 제안한 벌칙 판-굽힘 요소(penalty plate-bending element)를 이용하였다. Fig. 3에 판-굽힘 요소를 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 2차의 9절점(n=9) Lagrange 요소를 사용하였으

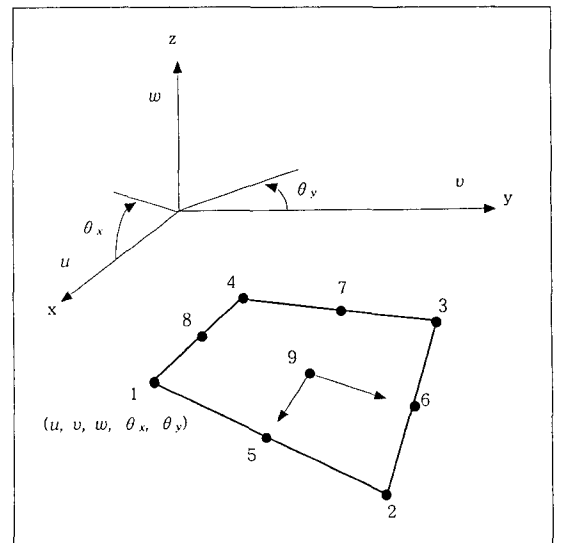


Fig. 3. Nine node Lagrange plate element with five degrees of freedom

며, 절점당 5개( $u, v, w, \theta_x, \theta_y$ )의 자유도를 갖는다.

변형률 에너지( $u$ )는 다음과 같이 요소의 면적에 대하여 적분하여 구한다.

$$u = \frac{1}{2} \int_A [N]^T \epsilon_0 dA + \frac{1}{2} \int_A [M]^T \chi dA + \frac{1}{2} \int_A [Q]^T \bar{\gamma} dA \quad (3-1)$$

판의 총 위치에너지(total potential energy),  $\pi$ 를 표시하면 다음과 같다.

$$\pi = U + V \quad (3-2)$$

여기서  $U$ 는 변형률에너지,  $V$ 는 외력에 의한 위치에너지이다. 변위  $d_i$ 에 대하여  $\pi$ 를 최소화시키면 다음의 최종적인 행렬식을 구할 수 있다.

$$Kd = f \quad (3-3)$$

### 4. 최적설계

#### 4.1 유전자 알고리즘(Genetic Algorithms, GAs)

진화론적 알고리즘(evolutionary algorithms, EAs)[14]의 한 부류인 유전자 알고리즘은 생물학, 인공지능, 수치 최적화 등의 학문이 상호연계 되어 매우 다양한 공학분야에 응용되어지고 있다.

유전자 알고리즘은 1975년 Holland[15]에 의해서 구체적으로 제시되었으며, 그 이후 함수의 최적화와 제어 분야에서 그 타당성을 검토 받았다. 그 이후 더욱 효율적이며 효과적인 알고리즘의 개발과 발전으로 공학분야 뿐만이 아니라 과학, 경제 등 모든 응용 가능한 곳에 널리 응용되고 있는 실정이다.

유전자 알고리즘은 생물 진화의 원리를 기본 모델로 한다. 즉, 자연환경에 잘 적응하는 개체가 더욱더 세대를 거쳐감에 따라 그 수를 늘려 가는 것이다. 초기 세대의 모집단(population)은 임의의 선택(selection), 교배(crossover), 변이(mutation)를 거쳐 보다 나은 탐색공간을 찾아간다. 각각의 탐색영역에서 각 개체는 탐색점에서의 적합도(fitness)를 가지며, 선택은 개체들 간에 보다 좋은 적합도를 가진 쪽에 유리하게 작용하

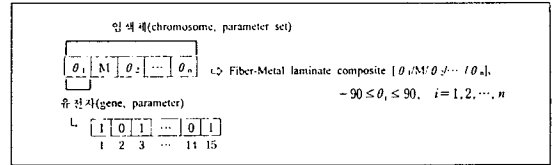


Fig. 4 Definition of chromosome

여 탐색방향을 결정하게 된다. 이렇게 선택되어진 개체들은 다시 교배의 과정을 거쳐 서로의 정보를 교환하여 더욱 우수한 자손을 생산한다. 또한 변이를 통하여 새로운 탐색영역으로 확장해 나간다.

유전자 알고리즘은 기존의 목적함수의 구배를 이용한 최적화 기법과 달리 변수가 불연속이거나, 설계변수가 많은 경우, 국지 최적해의 염려가 있는 경우 등 문제의 조건에 제한 받지 않으며, 문제 유형에 따라 영향을 받을 수 있는 초기치의 설정이 필요치 않아 복합재료 분야에 쉽게 접근, 이용될 수 있다.

#### 4.2 적합도 함수와 파괴지수, 설계변수와 적층각

##### 4.2.1 설계변수의 정의

FMLC 중 섬유층의 적층각을 설계변수로 두었으며 이것은 Fig. 4와 같이 염색체로 정의할 수 있다. 즉 각 유전자는 적층판 내부 각각의 적층각도를 차례로 나타낸다.

각 적층각은 이진수로 부호화(binary coding) 되었으며, 부호화된 이진수는 설계변수의 범위에서 선형적으로 mapping되어 십진수, 즉 적층각도로 나타낼 수 있다.

##### 4.2.2 적합도 함수의 정의

본 연구에서는 사용한 적합도 함수로는 섬유층의 경우 Tsai-Hill failure criterion을 사용하였으며 금속판의 경우 Mises yield criterion을 이용하였다. 따라서 섬유층 (preg)의 경우 파괴지수가 1이라는 것은 파괴되는 것을 의미하며, 금속판의 경우 항복이 시작되는 것을 의미한다.

Minimize

$$Prepreg : f_{T-H}(\theta) = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2}$$

$$\text{금속판} : f_{M-Y}(\theta) = \frac{\sigma_x^2}{Y_i^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{Y_i^2} + \frac{\sigma_y^2}{Y_i^2} + \frac{3\tau_{xy}^2}{Y_i^2}$$

subject to  $-90 \leq \theta \leq 90$

여기서 X, Y, S는 각각 섬유의 0도 방향 인장 강도, 90도 방향 인장강도, 전단 파괴 강도이며,  $Y_i$ 는 금속판의 항복강도이다.

적합도 함수의 계산은 여러 가지 하중조건하에서 유한요소법을 이용하여 계산한다. 총 유한요소수를  $p$ 개, 요소 내에 존재하는 적분지점을  $q$ 개, 대칭 적층판의 수를  $r$ 개라 하면 총  $p \times q \times r$ 개의 위치에서 적합도 함수가 계산되어진다. 이렇게 계산되어진 적합도 함수중 가장 큰 값을 최소화시키는 것이다. 이를 수식화 하면 다음과 같다.

Minimize

$$\text{Max} \begin{pmatrix} f_{T-H}^1(\theta_1), f_{T-H}^1(\theta_2), \dots, f_{T-H}^1(\theta_r) \\ f_{M-Y}^1(\theta_1), f_{M-Y}^1(\theta_2), \dots, f_{M-Y}^1(\theta_r) \\ f_{T-H}^2(\theta_1), f_{T-H}^2(\theta_2), \dots, f_{T-H}^2(\theta_r) \\ f_{M-Y}^2(\theta_1), f_{M-Y}^2(\theta_2), \dots, f_{M-Y}^2(\theta_r) \\ \vdots \\ f_{T-H}^{p \times q}(\theta_1), f_{T-H}^{p \times q}(\theta_2), \dots, f_{T-H}^{p \times q}(\theta_r) \\ f_{M-Y}^{p \times q}(\theta_1), f_{M-Y}^{p \times q}(\theta_2), \dots, f_{M-Y}^{p \times q}(\theta_r) \end{pmatrix}$$

subject to  $-90 \leq \theta \leq 90$

### 4.3 유전자 알고리즘의 연산자

#### 4.3.1 토너먼트 선택(tournament selection)과 엘리티즘(elitism)

일반적으로 널리 쓰이는 비울선택방법(roulette wheel method)은 비록 높은 적합도를 가진 개체라도 다음 세대에 우세하게 모집단을 점유하지 못할 수 있다. 토너먼트 선택은 모집단에서 임의의 일정수의 개체를 추출하여 그중 가장 높은 적합도를 가진 개체를 선택한다. 이는 경쟁자수를 조절함으로써 우세한 개체의 다음 세대 점유율을 조절할 수 있는 특징이 있다. 본 연구에서는 토너먼트 선택 방법을 이용하였으며 경쟁자수는 2이다(binary tournaments). 또한 모집단 내의

적합도가 가장 우수한 개체는 항상 다음 세대에 선택되어지는 엘리티스트(elitist) 모델을 사용하였다.

#### 4.3.2 균일교배(uniform crossover)

교배에는 염색체 내의 한 점에서 유전자의 위치가 바뀌는 일점교배(one-point crossover)와 두 점 이상에서 바뀌는 복수점교배(two-point crossover, multi-point crossover), 염색체 전체에 걸쳐 임의로 바뀌는 균일교배(uniform crossover)가 있다. 본 연구에서는 교배효과가 뛰어난 균일교배를 사용하였으며 교배 비율은 0.5이다[16].

#### 4.3.3 변이(mutation)

변이는 염색체 내의 유전자를 일정한 확률로 변화시킴으로써 염색체 내의 패턴(schemata)을 바꾸어 줌으로써 임의로 탐색공간을 변경 시켜주는 역할을 한다. 따라서 변이를 수행함으로써 기존의 모집단의 해가 국지 최적해에 빠지는 것을 방지할 수 있다. 본 연구에서는 기존 모집단이 세대를 거치며 평균 적합도가 엘리티스트 개체와 큰 차이가 없는 경우 엘리티스트 개체를 제외한 나머지 개체를 임의로 초기화시켜 탐색영역을 확장시키도록 하였다.

#### 4.3.4 Creeping random search

Creeping random search 방법은 1958년 Brook이 제안한 기법으로[17] 설계변수의 값을 임의적으로 일정범위를 변화시킴으로써 더 좋은 적합도를 가진 개체를 찾는 것이다. 즉,

$$x^{(k+1)} = \begin{cases} x^{(k)} + z^{(k)}, & \text{if } f_{T-H}(x^{(k)} + z^{(k)}) \leq f_{T-H}(x^{(k)}) \text{ (success)} \\ x^{(k)}, & \text{otherwise (failure)} \end{cases}$$

where  $z^{(k)}$  : random vector

본 연구에서는 모집단의 적합도 평균이 엘리티스트 개체와 차이가 없어 새로운 초기화를 할 때 엘리티스트 개체의 설계변수를 변화시킴으로써 creeping random search를 수행하였다.

## 5. 결과 및 고찰

유전자 알고리즘을 이용하여 3장의 금속판과 2, 4장

Table 1. Material properties

Graphite/Epoxy		Al2024-T3		Al7075-T6	
$E_{1f}(GPa)$	1325	$E_m(GPa)$	73	72	
$E_{2f}(GPa)$	10.8				
$G_{12f} = G_{13f}(GPa)$	5.7	$G_m$	27.4	27	
$G_{23f}(GPa)$	3.4				
$\nu_{12f}$	0.24	$\nu_m$	0.33	0.33	
$X(MPa)$	1515				
$Y(MPa)$	43.8	$Y_i(MPa)$	345	505	
$S(MPa)$	86.9		285	330	

의 prepreg으로 구성된 3/2 FMLC, 3/4 FMLC의 하중조건에 따른 최적설계를 수행하였다. 해석에 사용된 재료 중 금속판은 Al2024-T3, Al7075-T6이며 섬유층은 graphite/epoxy (T300/N5208)이다. 각 재료의 물질상수는 Table 1에 나타내었다. 유전자 알고리즘에 사용된 모집단 수는 10으로 하였으며, 염색체의 경우 변수당 15개의 bitstring을 갖도록 하였다. 따라서 설계변수는

$$\Delta \theta_i = \frac{90 - (-90)}{2^{15} - 1} = 0.005493...$$

의 간격을 두며 최적해를 구하게 된다.

하중조건은 단순인장, 이축인장, 집중하중, 분포하중, 조합하중을 받는 경우에 대하여 수행하였으며, 해석에 사용된 판의 형상은  $b/a=1$ ,  $a/h=25$ ,  $h=4mm$ 로 하였다. 비교대상으로 사용한 CFRP는 FMLC 중 섬유층의 물

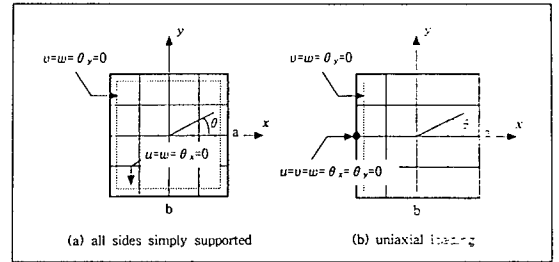


Fig. 5. Boundary conditions

성과 동일한 graphite/epoxy (T300/N5208)의 물성을 이용하여 해석을 수행하였으며, 판의 형상은 동일한 형상을 가진다. 경계조건은 단축 인장인 경우 Fig. 5 (b)와 같으며, 나머지 하중조건에서는 Fig. 5 (a)와 같다.

5.1 단축 인장하중이 작용하는 경우

Table 2에 단축 인장하중( $N_x = 0.5MN/m$ )을 받는 경우의 최적설계 수행 결과를 나타내었다. Table 중 파괴 지수란에 괄호로 표시된 것은 최대 파괴 지수가 나타나는 층의 종류이다(f):fiber prepreg, (m):metal laminate). 쉽게 예상할 수 있듯이 단축 인장하중이 작용할 경우 최대강도를 얻을 수 있는 적층각은 섬유방향과 동일한 0도의 적층각이며, 파괴지수가 최대가 되는 최악의 적층각은 90도로 나타났다. CFRP와 비교하여 최적 각도에서의 파괴지수는 크게 나타났으나 최악 각도에서의 파괴지수는 매우 적게 나타났다. 최악 적층각에 대한 최적 적층각의 하중지지 능력을 나타내는 최악 적층각의 파괴지수와 최적 적층각의 파괴지수

Table 2. Uniaxial loading

Material	Ply	Worst angle	Worst f.i.	Optimum angle	Optimum f.i.	$\sqrt{\frac{worst\ f.i.}{optimum\ f.i.}}$
FRP	4	[89.96/-89.79]s	8.144	[0.002/0.01]s	0.0068	34.6
FRP	6	[89.81/-89.99/90]s	8.144	[0.03/0.019/-0.04]s	0.0068	34.6
FRP	8	[90/-90/90/-90]s	8.144	[2.81/-1.05/-0.53/-1.41]s	0.0068	34.6
FMLC (2024)	3/2	[A/89.99/A/89.99/A]	0.347 (f)	[A/0/A/0/A]	0.0744 (m)	2.16
FMLC (2024)	3/4	[A/89.91/89.99/A/89.99/89.91/A]	0.574 (f)	[A/0.012/0.008/A/0.008/0.012/A]	0.0608 (m)	3.07
FMLC (7075)	3/2	[A/90/A/90/A]	0.356 (f)	[A/0.008/A/0.008/A]	0.0342 (m)	3.23
FMLC (7075)	3/4	[A/89.99/89.9/A/89.9/89.99/A]	0.587 (f)	[A/0.002/0.008/A/0.008/0.002/A]	0.0278 (m)	4.59

의 제공된 비례 값은 CFRP가 FMLC 보다 매우 큰 값을 가졌는데 이것은 FMLC가 CFRP에 비하여 예기치 않은 하중에 대하여 훨씬 안정적이라는 것을 나타낸다.

3/4 FMLC의 최적 각도에서의 파괴지수는 3/2 FMLC에 비해 낮게 나타났으나, 최악 각도에서의 파괴지수는 높게 나타났다. 이것은 섬유층의 수가 증가할수록 상대적으로 금속판의 파괴분율이 감소하여 횡방향 하중 부담 능력이 저하되었기 때문이다. A1204-T3를 금속판으로 사용한 FMLC-A1204의 경우 상대적으로 항복강도가 높은 A17075-T6를 사용한 FMLC-A17075에 비하여 최적각도에서 파괴지수는 높게 나타났으나 최악각도에서의 파괴지수는 낮게 나타났다. 이것은 A1204-T3가 A17075-T6에 비하여 상대적으로 높은 탄성계수를 가지기 때문에 FMLC-A1204의 섬유층이 부담하는 응력이 FMLC-A17075의 섬유층이 부담하는 응력에 비하여 감소하기 때문이다. 단순인장하중 조건에서 FMLC가 최적각도로 설계되었을 경우 최대 파괴 지수는 모두 금속판에서 나타났으나, 최악각도로 설계되었을 경우에는 모두 섬유층에서 나타났다.

Fig. 6는 단순인장하중조건에서 있는 A17075-T6, A1204-T3를 사용한 3/4 FMLC와 4층 FRP의 모든 적층 가능한 각도에서의 적합도 함수를 보여준다. 단축 하중의 경우 FMLC의 적합도 함수는 CFRP에 비하여 비교적 좁게 낮은 파괴지수 값이 분포하는 경향을 보였으나 절대값에 있어서는 CFRP에 비하여 매우 낮은 값을 가졌으며 전체적으로 원점을 중심으로 대칭임을 알 수 있다.

5.2 이축하중이 작용하는 경우

압력용기가 내압을 받을 경우의 평면 하중상태인  $N_x : N_y = 1 : 2$  인 하중상태( $N_x = 0.5 MN/m, N_y = 1MN/m$ )에 대하여 최적설계를 수행하였다. Table 3에 최적 설계 결과를 나타내었다.

해석 대상 FMLC 중 파괴지수가 가장 낮은 재료는 3/2 FMLC-A17075이며 최적 각도는  $[A/73.52/A/73.52/A]$ 이며, 파괴지수가 가장 높은 재료는 3/4 FMLC-A1204이며 최적 각도는  $[A/-6.95/-6.66/A/-6.95/-6.66/A]$ 로 나타났다. 단순인장에서와는 달리 FMLC가 최적 설계되어 이축하중을 받는 경우 파괴 지수값은 CFRP와 거의 비슷하거나 사용한 금속판에 따라 오히려 우수하게 나타났으며 최대 파괴 지수가

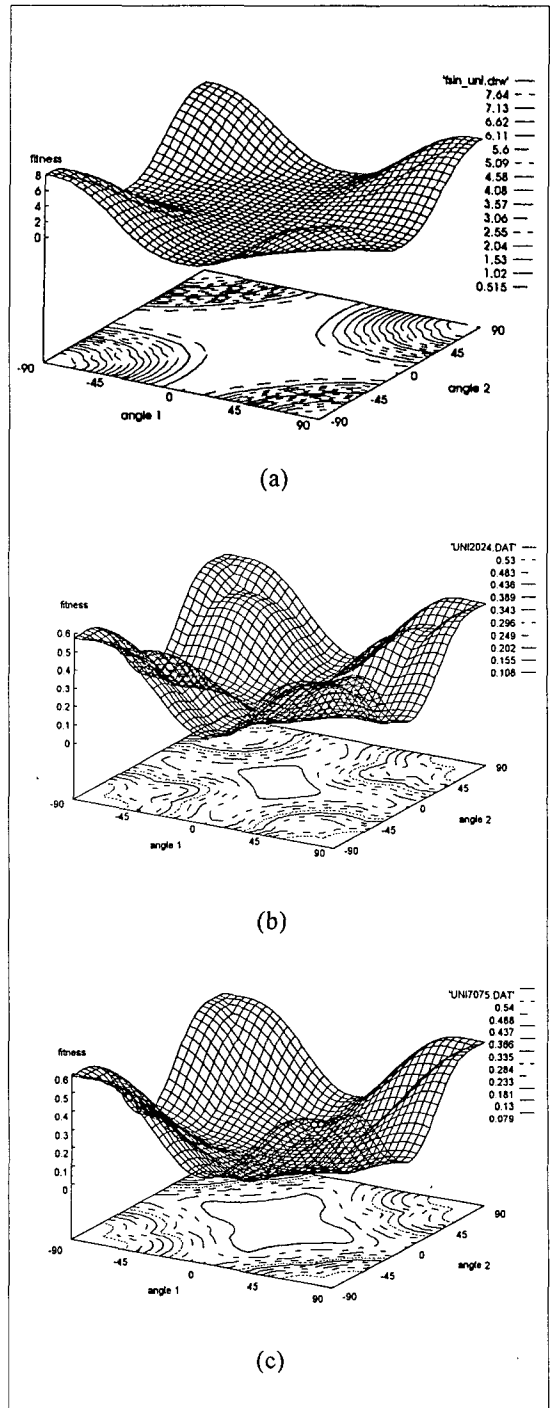


Fig. 6. Fitness function of (a) 4-ply FRP (b) 3/4 FMLC-A1204 and (c) 3/4 FMLC- A17075 for uniaxial loading



Table 3. Biaxial loading

Material	Ply	Worst angle	Worst f.i.	Optimum angle	Optimum f.i.	$\sqrt{\frac{\text{worst f.i.}}{\text{optimum f.i.}}}$
FRP	4	[0.008/14.76]s	36.71	[51.13/50.99]s	0.758	6.9
FRP	6	[0.15/16.86/0.17]s	38.66	[54.47/54.91/-48.93]s	0.835	6.8
FRP	8	[0.002/-19.67/0.02/-0.45]s	39.74	[51.3/51.0/-50.5/-51.4]s	0.766	7.2
FMLC			2.491		1.286	
(2024)	3/2	[A/7.79/A/7.79/A]	(m)	[A/59.0/A/59.0/A]	(m)	1.39
FMLC			4.142		0.986	
(2024)	3/4	{A/-6.95/-6.66/A/-6.95/-6.66/A}	(m)	[A/-50.85/50.84/A/-50.85/50.84/A]	(m)	2.05
FMLC			1.817		0.669	
(7075)	3/2	[A/20.72/A/20.72/A]	(f)	[A/73.52/A/73.52/A]	(f)	1.65
FMLC			3.144		0.771	
(7075)	3/4	[A/22.31/-1.89/A/22.31/-1.89/A]	(f)	[A/-62.44/62.43/A/-62.44/62.43/A]	(f)	2.02

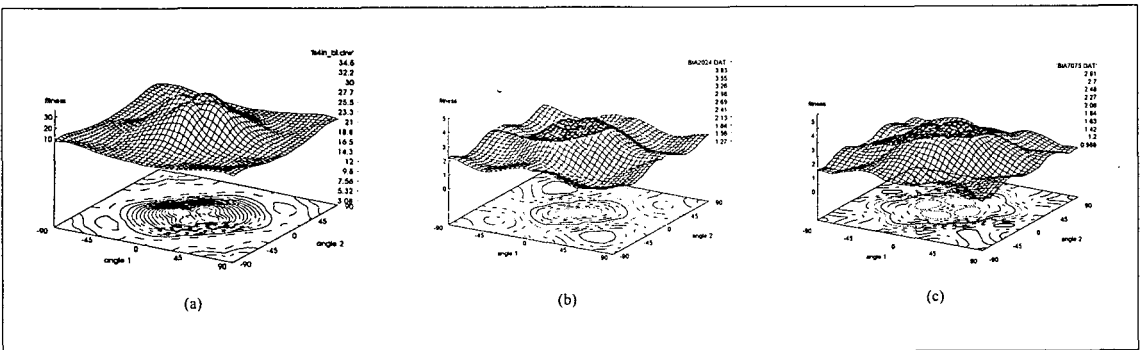


Fig. 7. Fitness function of (a) 4-ply FRP (b) 3/4 FMLC-AI2024 and (c) 3/4 FMLC- AI7075 for biaxial loading

나타나는 층은 FMLC-AI2024의 경우 모두 금속판이었으며, FMLC-AI7075의 경우 모두 섬유층이었다. 단순인장에서와 마찬가지로 3/4 FMLC의 최적 각도에서의 파괴지수는 3/2 FMLC에 비해 낮게 나타났으나, 최악 각도에서의 파괴지수는 높게 나타났다. Fig. 7는 이축하중조건에서 있는 AI7075-T6, AI2024-T3을 사용한 3/4 FMLC와 4층 CFRP의 모든 적층 가능한 각도에서의 적합도 함수를 나타내었다. CFRP의 경우 높은 파괴지수 값들은 0도 부근에 집중되어 있었으나 FMLC의 경우 CFRP에 비해 넓게 분포되어 있었으며 그 절대값은 CFRP에 비하여 매우 낮게 나타났다.

### 5.3 집중하중이 작용하는 경우

집중 하중(1000N)을 받는 경우의 경계조건은 Fig. 5(a)와 같으며 최적설계 수행 결과는 Table 4에 나타내었다. 이축하중에서와 마찬가지로 해석 대상 FMLC

중 3/2 FMLC-AI7075가 최적각도에서 가장 낮은 파괴지수를 가졌으며, 3/4 FMLC-AI2024가 최악각도에서 가장 높은 파괴지수를 가졌다. 최적 각도는 대부분 45도 부근이었으며, 최악 각도는 85도 부근이었다.

단순 인장의 경우와는 달리 금속판의 종류나 섬유층의 적층 수에 상관없이 FMLC의 파괴지수가 CFRP에 비하여 낮게 나타났다. 이것은 FMLC이 집중하중과 같은 형태의 하중 조건에서 CFRP보다 우수한 특성을 나타냄을 보여준다. 집중하중 조건에서의 FMLC의 최악 각도와 최적 각도에서의 파괴지수의 차는 크지 않았다. 따라서 집중하중을 받는 것을 고려하여 FMLC을 설계할 경우 파괴지수측면을 고려하는 것보다는 제작상의 편의를 우선하여 고려하는 것이 바람직하다. 또한 FMLC의 경우 CFRP에 비하여 최악각도에서의 파괴지수가 낮으므로 예기치 않은 하중 조건이 발생한 경우에 우수한 특성을 나타낼 것으로 보인다.

Table 4. Point loading

Material	Ply	Worst angle	Worst f.i.	Optimum angle	Optimum f.i.	$\sqrt{\frac{\text{worst f.i.}}{\text{optimum f.i.}}}$
FRP	4	[35.46/31.32]s	0.525	[4.31/-61.78]s	0.229	1.5
FRP	6	[35.16/33.1/28.11]s	0.527	[45.31/-44.75/-45.58]s	0.139	1.9
FRP	8	[54.8/56.8/59.14/65.03]s	0.526	[45.92/-44.25/-44.76/-45.17]s	0.111	2.1
FMLC			0.070		0.0667	
(2024)	3/2	[A/87.23/A/87.23/A]	3(m)	[A/45.12/A/45.12/A]	(m)	1.03
FMLC			0.092		0.0822	
(2024)	3/4	[A/84.30/83.53/A/84.30/83.53/A]	7(m)	[A/-45.40/44.95/A/-45.40/44.95/A]	(m)	1.06
FMLC			0.032		0.0310	
(7075)	3/2	[A/86.58/A/86.58/A]	7(m)	[A/44.49/A/44.49/A]	(m)	1.03
FMLC			0.043		0.0381	
(7075)	3/4	[A/84.72/85.80/A/84.72/85.80/A]	0(m)	[A/-45.35/A/44.92/A]	(m)	1.06

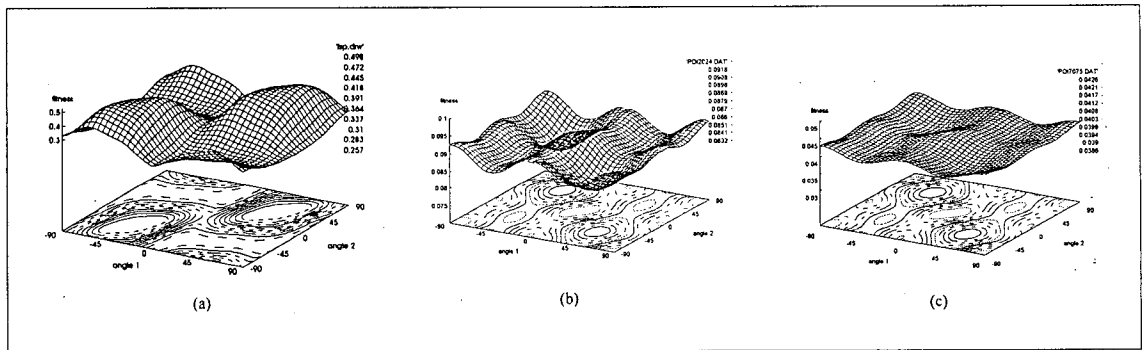


Fig. 8. Fitness function of (a) 4-ply FRP (b) 3/4 FMLC-AI2024 and (c) 3/4 FMLC- AI7075 for point loading

즉 집중 하중을 받는 경우에 대하여 최적 설계를 하여 특정 각도로 설계하여 사용하고 있을 때 갑자기 인장 하중이나 다른 형태의 하중을 받는 경우 CFRP보다 우수한 특성을 가질 것으로 사료된다. Fig. 8에 집중하중에서의 적합도 함수를 나타내었다.

5.4 균일한 분포하중이 작용하는 경우

균일한 분포하중( $q = 1MN/m^2$ )에 대한 최적설계를 수행하였으며 그 결과를 Table 5에 나타내었다. 균일한 분포하중이 작용하는 경우 전체적인 경향은 집중하중의 경우와 비슷한 거동을 보였다. CFRP에 비하여 최적 각도나 최악 각도에서 우수한 파괴 지수를 가졌으며, 최악 각도의 경우 대부분 26도 부근에서 나타났다.

Fig. 9에 분포하중에서의 적합도 함수를 나타내었다. CFRP에서는 각도에 따라 파괴 지수의 편차가 심한

특징을 보이는데 반해 FMLC은 거의 편차를 보이지 않았으며, CFRP에 비해 매우 낮은 파괴 지수를 가지므로 이러한 형태의 하중에서도 FMLC이 우수하다는 것을 볼 수 있다.

5.5 조합하중(분포하중+이축하중)이 작용하는 경우

조합하중은 분포하중( $q = 1MN/m^2$ )과 이축하중( $N_x = 0.5 MN/m, N_y = 1MN/m$ )이 작용하는 경우에 대하여 해석하였으며 그 결과를 Table 6에 나타내었다. 조합하중이 작용하는 경우 3/4 FMLC-AI7075를 [A/-71/64.64/A/-71/64.64/A]로 적층하였을 때 가장 낮은 파괴 지수를 가졌으며, 같은 재료를 [A/35.15/16.94/A/35.15/16.94/A]로 적층하였을 때 가장 높은 파괴 지수를 가졌다.

FMLC은 조합하중이 작용할 때에도 파괴지수 측면에서 CFRP에 비하여 우수하였다.

Table 5. Uniform loading

Material	Ply	Worst angle	Worst f.i.	Optimum angle	Optimum f.i.	$\sqrt{\frac{\text{worst f.i.}}{\text{optimum f.i.}}}$
FRP	4	[45.03/44.71]s	4.823	[80.33/-44.99]s	0.722	2.5
FRP	6	[44.81/45.46/44.96]s	4.842	[31.05/-45.0/-43.21]s	0.489	3.1
FRP	8	[44.97/45.31/46.42/45.05]s	4.822	[42.77/-43.57/-44.27/-52]s	0.361	3.6
FMLC			0.399		0.365	
(2024)	3/2	[A/26.14/A/26.14/A]	(m)	[A/89.99/A/89.99/A]	(m)	1.05
FMLC			0.515		0.401	
(2024)	3/4	[A/-61.53/-61.93/A/-61.53/-61.93/A]	(m)	[A/-8.44/44.94/A/-8.44/44.94/A]	(m)	1.13
FMLC			0.186		0.169	
(7075)	3/2	[A/-64.23/A/-64.23/A]	(m)	[A/0.01/A/0.01/A]	(m)	1.05
FMLC			0.239		0.192	
(7075)	3/4	[A/-60.96/-61.96/A/-60.96/-61.96/A]	(m)	[A/-75.98/44.99/A/-75.98/44.99/A]	(f)	1.12

Table 6. Combined loading

Material	Ply	Worst angle	Worst f.i.	Optimum angle	Optimum f.i.	$\sqrt{\frac{\text{worst f.i.}}{\text{optimum f.i.}}}$
FRP	4	[28.55/20.48]s	53.934	[74.78/-21.14]s	2.356	4.7
FRP	6	[30.99/22.73/22.64]s	55.063	[-70.47/41.81/-47.61]s	1.801	5.5
FRP	8	[30.54/19.66/16.86/18.29]s	55.907	[61.68/-54.91/-44.62/44.71]s	1.77	5.6
FMLC			3.947		2.75	
(2024)	3/2	[A/9.24A/9.24/A]	(m)	[A/60.01/A/60.01/A]	(m)	1.20
FMLC			6.05		2.257	
(2024)	3/4	[A/-10.62/-8.70/A/-10.62/-8.70/A]	(m)	[A/-60.05/49.14/A/-60.05/49.14/A]	(m)	1.63
FMLC			2.754		1.303	
(7075)	3/2	[A/33.33/A/33.33/A]	(f)	[A/69.76/A/69.76/A]	(m)	1.45
FMLC			4.804		1.251	
(7075)	3/4	[A/35.15/16.94/A/35.15/16.94/A]	(f)	[A/-71/64.64/A/-71/64.64/A]	(f)	1.96

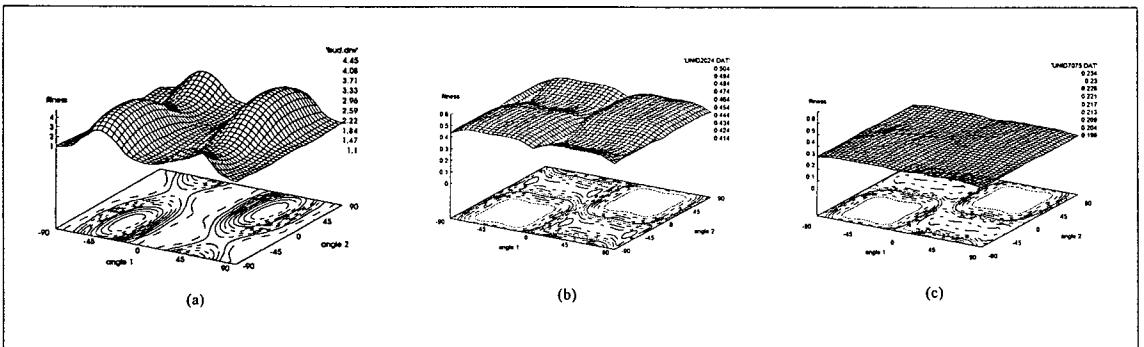


Fig. 9. Fitness function of (a) 4-ply FRP (b) 3/4 FMLC-Al2024 and (c) 3/4 FMLC- Al7075 for uniform loading

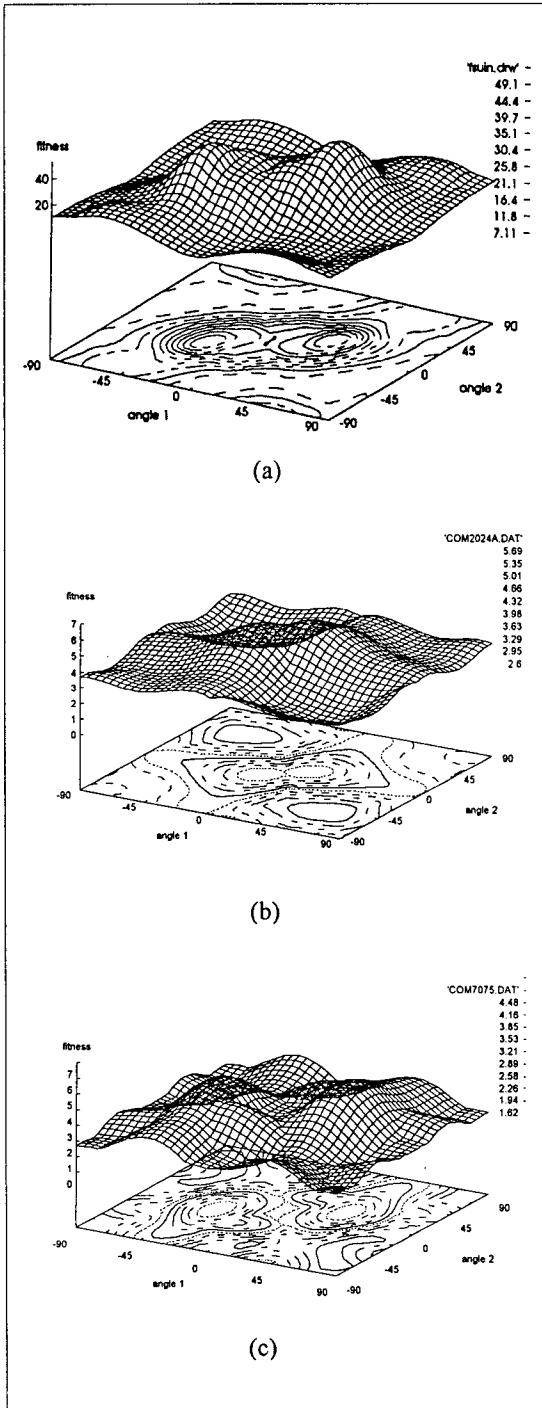


Fig. 10. Fitness function of (a) 4-ply FRP (b) 3/4 FMLC-AI2024 and (c) 3/4 FMLC- AI7075 for combined loading

FMLC가 최악각도로 적층되었을 경우의 파괴지수는 CFRP의 파괴 지수의 1/10이하로 나타났으며, 최적 각도로 적층되었을 경우에도 CFRP와 비슷하거나 더 낮은 값을 보였다. Fig. 10에 조합하중에서의 적합도 함수를 나타내었다. 다른 하중 조건에서와 마찬가지로 20~30도 부근에서 나타나는 CFRP의 높은 파괴지수값이 FMLC를 사용하였을 경우 상당히 완화되는 것을 볼 수 있다.

### 6. 결 론

1. 유전자 알고리즘을 이용하여 여러 하중조건에서 금속판의 종류나 섬유의 적층수에 따른 FMLC의 최적적층각도를 찾아내었다.
2. FMLC는 파괴지수 측면에서 단순인장을 제외한 대부분의 하중 조건에서 CFRP에 비하여 우수하였으며, 특히 집중하중이나 분포하중 같은 형태의 하중 조건에 대하여 우수한 특성을 나타내었다.
3. 모든 하중조건에서 FMLC의 파괴 지수의 편차는 CFRP에 비하여 상당히 적게 나타나 예기치 않은 하중에 대하여 FMLC이 CFRP 보다 우수한 것으로 나타났다.

### \* 후 기

본 연구는 학술진흥재단에서 지원하는 '98년도 과학기술기초중점연구 중 기계공학연구 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

### 참고문헌

1. Schijve, J. and Vogelesang, L.B., *Development of ARALL, a new material for aircraft structures*. Mem orandum M-434, Delft Univ. of Technology, Dept of Aerospace Engineering, 1982.
2. Mueller, L.N., Prohaska, J.L. and Davis, J.W. : *ARALL: Introduction of a new composite material*. Proc. AIAA Aerospace Engng Conf., AIAA, Los

Angeles, CA, 1985.

3. Voegelang, L.B. and Gunnick, J.W., *ARALL: a materials challenge for the next generation of aircraft*. Mater. Design. Vol.7, No. 2, 1984.

4. Ritchie, R.O., Weikang, Y and Bucci, R.J., "Fatigue crack propagation in ARALL laminates: Measurement of the effect of crack-tip shielding from crack bridging," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol.32, No. 3, pp. 361-377, 1989.

5. Tauchert, T.R., and Adibhatla, S., "Design of Laminated Plates for Maximum Stiffness," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, 1984, pp.58-69.

6. Schmit, L.A., Jr. and Farshi, B., "Optimum Laminated Design for Strength and Stiffness," *Int. J. for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 7, 1977, pp. 519-536.

7. Schmit, L.A., Jr. and Farshi, B., "Optimum Design of Laminated Fiber Composite Plates," *Int. J. for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 11, 1977, pp. 623-640.

8. Powell, M.J.D., "An Efficient Method for Finding the Minimum of a Function of Several Variables without Calculating Derivatives," *Computer Journal*, Vol. 7, July 1964, pp.155-162.

9. Minga, A.K., "Genetic Algorithms in Aerospace Design," Paper presented at the AIAA

Southeastern Regional Student Conference, Huntsville, AL., April 1986.

10. Minga, A.K., "Honeycomb Design Using a Genetic Algorithm," Paper presented at the AIAA Southeastern Regional Student Conference, Atlanta, GA., April 1987.

11. Ochoa, O.O. and Reddy, J.N., *Finite Element Analysis of Composite Laminates*, Kluwer Academic Publishers, 1992.

12. Whitney, J.M., *Structural Analysis of Laminated Anisotropic Plates*, Technomic Publishing Company Inc., 1987.

13. Reddy, J.M., "A Penalty Plate-Bending Element for the Analysis Including Transverse Shear Effects for Applications to Laminated Plates," *AIAA Journal*, Vol. 9, No. 5, 1971, pp. 912-917.

14. Tomaszewski, J., *Evolutionary Algorithms in Theory and Practice*, New York Oxford, 1996.

15. Holland, J.H., *Adaption in natural and artificial systems*, The University of Michigan Press, 1975, pp. 91-92.

16. Lawrence Davis, *Handbook of Genetic Algorithms*, Van Nostrand Reinhold, 1991, pp.46-50.

17. Hans-Paul Schwefel, *Evolution and Optimum Seeking*, John Wiley & Sons, Inc., 1995, pp. 94-95.