



복합재 파괴이론기반 적층복합재 패널 부재의 고정 홀 위치 최적화에 관한 연구

조희근^{a,*}

Optimization of Fastener Hole Placement in Laminated Composite Structures Based on Composite Failure Criteria

Hee Keun Cho^{a,*}^a Department of Mechanical Engineering Education, Gyeongbuk National University

ARTICLE INFO

Article history:

Received	15	October	2025
Revised	10	November	2025
Accepted	13	November	2025

Keywords:

Composite
Failure
Finite element analysis (FEA)
Optimization

ABSTRACT

Owing to their excellent mechanical and thermal properties, laminated composites are widely used in various advanced structures. These materials are often employed as thin panels, and drilling holes is essential to fasten these panels. Determining the optimal locations of these fastener holes, with a minimum risk of failure under different external loading conditions, is crucial for panel member design. Laminated composites exhibit highly complex mechanical and thermal behaviors that depend on various factors including the material properties, layer thickness, stacking angles, and interlaminar stresses. Consequently, identifying the optimal hole positions in them is challenging. This study optimized the locations of fastener holes in pressure-loaded laminated composite members using a genetic optimization algorithm. Based on the Tsai-Wu composite failure theory, the safest hole positions were determined in terms of the failure resistance. By combining a finite element numerical analysis code with the optimization algorithm, optimal results were successfully derived.

1. 서론

복합재는 비강도, 비강성 등 기계적 특성 뿐만 아니라, 열적 특성, 화학적 특성도 매우 우수하기 때문에, 항공우주, 방산, 첨단산업, 의료 등 다양한 분야에서 많이 적용되고 있다. 이러한 장점 때문에 다양한 분야의 첨단 구조물에서 경량화와 고성능을 동시에 달성하기 위한 핵심재료로 널리 활용되고 있다. 특히 적층복합재는 각 층의 적층순서, 적층각도, 두께 등을 조절함으로써 요구되는 성능에 맞게 물성을 설계할 수 있다. 이와 같은 많은 변수는 설계, 제작,

해석의 복잡성을 증가시키고, 구조물의 신뢰도를 저하시키는 원인이 된다.

일반적인 구조물과 마찬가지로 복합재 패널을 다른 부재와 결합 시킬 때 구멍을 통한 기계적 체결 방식을 많이 적용한다. 따라서 볼트나 리벳을 적용하기 위한 구멍을 만드는 것이 필수적이다.

구조물에 구멍을 뚫는 것은 구조의 건전성 측면에서 부정적인 영향을 미친다. 구멍의 존재는 국부적인 응력집중을 유발하여 구조적 강도를 감소시키고, 파괴나 크랙의 원인이 된다. 특히 복합재료는 파괴 특성이 매우 복잡하고 다양한 형태로 나타나기 때문에, 응력의 정확한 분포와 파괴거동을 정량적으로 계산하여 예측하는

* Corresponding author. Tel.: +82-54-820-5677

E-mail address: hkcho@gknu.ac.kr (Hee Keun Cho).

것은 매우 어렵다. 따라서 분포하중, 비틀림, 굽힘, 인장, 집중하중 등 다양한 외부하중 조건에 따라 파괴 위험을 최소화할 수 있는 고정 홀의 최적위치를 결정하는 것은 복합재 구조설계에서 핵심적인 요소라 할 수 있다.

Sih, Skudra^[1]는 다양한 하중조건과 복합재 종류 및 형태에 따른 다양한 파괴이론, 원리 및 의미를 상세하게 정리하였다. Callahan, Erfan, Ball^[2-4] 등은 복합재의 파괴이론을 실제 최적설계에 효과적으로 적용하였다. 복합재 파괴의 대표적인 이론 중의 하나는 Tsai-Wu 파괴 이론이다.

이 이론은 복합재가 다양한 복합 하중 상태에서 어느 시점에서 파괴에 도달하는지를 평가할 수 있는 수학적 기반을 제공한다. 그러나 이러한 이론을 실제 설계에 적용하기 위해서는 재료 내부의 국부 응력 및 변형을 분포를 정밀하게 계산해야 하며, 이를 위해서는 유한요소해석(finite element method, FEM)과 같은 수치해석 기법의 활용이 필수적이다.

최근에는 이러한 수치해석 기반의 해석 방법에 최적화 알고리즘을 결합한 연구가 활발히 이루어지고 있다. 특히 자연 선택 원리를 모방한 유전자 알고리즘(genetic algorithm, GA)은 비선형적이고 다목적적인 최적화 문제에 매우 효과적으로 적용될 수 있다^[2-8].

본 연구에서는 4개의 고정 홀에 대하여 위치를 최적화하였다. 4개의 고정 홀은 모델의 정형성 및 가장 일반적인 체결 형태이기 때문에 해석모델로 선택되었다. 볼트 홀의 수가 많을수록 홀의 이동 가능 영역을 세분화하고 구속조건이 추가되어야 한다. 홀의 수가 많은 다른 모델에 대해서도 동일한 해석 기술과 프로세서가 적용된다. Tsai-Wu 파괴이론을 기반으로 하여 파괴 관점에서 가장 안전한 구멍의 위치를 결정하였으며, 최적화 과정에서 계산 효율성과 정확성을 동시에 확보하였다. 본 연구의 결과는 복합재 구조 부재의 신뢰성과 내구성을 향상하기 위한 설계 지침을 제시하는데 기여할 것으로 기대된다.

2. 복합재 솔리드 Brick 요소 정식화

2.1 유한요소 평형방정식^[9]

적층복합재 패널을 해석하기 위하여, 20절점 3D 솔리드 복합재 요소를 사용하였다. 해석모델의 각 층의 두께는 균일하며 해석에서는 각 층마다 1개의 요소로 모델링하였다.

해석에서는 전통적인 Newton-Raphson 방식의 비선형 해석 코드를 사용하였다. 비선형 유한요소 해석의 평형방정식은 가상일의 원리로부터 유도된 구성방정식이다. 가상일의 원리에 의한 식의 유도는 임의의 가상시간을 t 로 표현하고, 외부 가상일을 tR 라 하면 식 (1)과 같이 표현될 수 있다^[9].

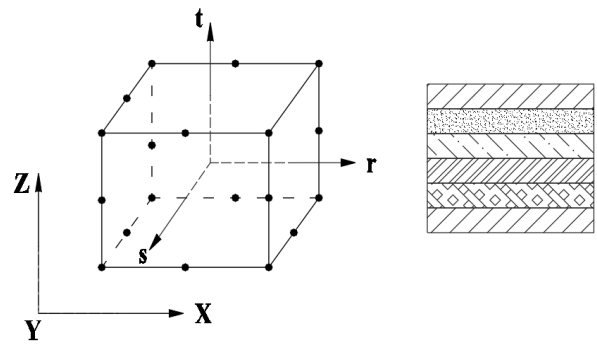


Fig. 1 3D solid laminate composite element

$$\int_{0V} {}^tS_{ij} \delta {}^t\epsilon_{ij} d({}^0V) = {}^tR \quad (1)$$

여기서 ${}^tS_{ij}$ 는 2nd Piola-Kirchoff 응력텐서이고, ${}^t\epsilon_{ij}$ 는 Green-Lagrange 변형율 텐서다. 응력은 재료의 강성 텐서를 매개체로 하여 변형율과의 관계를 구성할 수 있다.

$${}^tS_{ij} = {}^tC_{ijrs} {}^t\epsilon_{rs} \quad (2)$$

위의 식 (2)에서 표현한 재료 강성텐서는 직교이방성 재료에서는 식 (3)과 같이 표현된다.

$$[C]_{(k)} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & 0 & 0 \\ C_{41} & C_{41} & C_{43} & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & C_{56} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서

$$\begin{aligned} C_{11} &= m^4 Q_{11} + 2m^2 n^2 (Q_{12} + 2Q_{44}) n^4 Q_{22} \\ C_{12} &= m^2 n^2 (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{44}) + (m^4 + n^4) Q_{12} \\ C_{13} &= m^2 Q_{13} + n^2 Q_{23} \\ C_{14} &= mn [m^2 Q_{11} - n^2 Q_{22} - (m^2 - n^2)(Q_{12} + 2Q_{44})] \\ C_{22} &= n^4 Q_{11} + 2m^2 n^2 (Q_{12} + 2Q_{44}) + m^4 Q_{22} \\ C_{23} &= n^2 Q_{13} + m^2 Q_{23} \\ C_{24} &= mn [n^2 Q_{11} - m^2 Q_{22} - (m^2 - n^2)(Q_{12} + 2Q_{44})] \\ C_{33} &= Q_{33} \\ C_{34} &= mn (Q_{13} - Q_{23}) \\ C_{44} &= m^2 n^2 (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{12}) + (m^4 - n^4) Q_{44} \\ C_{55} &= m^2 Q_{55} + n^2 Q_{66} \\ C_{56} &= mn (Q_{66} - Q_{55}) \\ C_{66} &= m^2 Q_{66} + n^2 Q_{55} \end{aligned} \quad (4)$$

여기서 $m = \cos\theta_{(k)}$, $n = \sin\theta_{(k)}$ 이며, θ 는 섬유각도, k 는 적층 번호이다. 또한 Q 는 식 (5)와 같다.

$$\begin{aligned}
 Q_{11} &= E_{11}(1 - \nu_{23}\nu_{32})/\Delta, Q_{12} = E_{11}(\nu_{21} + \nu_{31}\nu_{23})/\Delta \\
 Q_{13} &= E_{33}(\nu_{13} + \nu_{12}\nu_{23})/\Delta, Q_{22} = E_{22}(1 - \nu_{13}\nu_{31})/\Delta \\
 Q_{23} &= E_{33}(\nu_{23} + \nu_{21}\nu_{13})/\Delta, Q_{33} = E_{11}(1 - \nu_{12}\nu_{21})/\Delta \\
 Q_{44} &= G_{12}, Q_{55} = G_{23}, Q_{66} = G_{13} \\
 \Delta &= 1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{31}\nu_{13} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}
 \end{aligned}
 \tag{5}$$

복합재는 방향성을 가지기 때문에 열팽창에 의한 응력도 방향에 따라서 상이하다. 열응력을 계산하는 수식은 일반적으로 식 (6)과 같이 표현된다^[10,11].

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zx} \end{Bmatrix} = [C_{sh}] \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} - \alpha_{xx}^T \Delta T \\ \epsilon_{yy} - \alpha_{yy}^T \Delta T \\ \epsilon_{zz} - \alpha_{zz}^T \Delta T \\ \gamma_{xy} - \alpha_{xy}^T \Delta T \\ \gamma_{yz} \\ \gamma_{zx} \end{Bmatrix}
 \tag{6}$$

여기서 ΔT 는 온도의 변화를 나타내고, α 열팽창 계수이다. 방향성에 따른 열팽창 계수는 식 (7)과 같다.

$$\begin{aligned}
 \alpha_{xx}^T &= m^2\alpha_1^T + n^2\alpha_2^T & \alpha_{yy}^T &= n^2\alpha_1^T + m^2\alpha_2^T \\
 \alpha_{zz}^T &= \alpha_3^T & \alpha_{xy}^T &= 2mn(\alpha_1^T - \alpha_2^T)
 \end{aligned}
 \tag{7}$$

열응력을 체적 혹은 표면적에 대하여 적분하면 외력이 된다. 이 외력은 식 (8)과 같이 적분의 형태로 표현 가능하다.

$$R_I = \int_V [B]^T \sigma^I dV
 \tag{8}$$

여기서 σ^I 는 열응력, R_I 는 열응력에 의한 외력 등가하중, $[B]$ 는 displacement-strain transformation matrix이다. 외부의 기계적하중과, 열하중 및 기타 외력은 평형방정식을 구성하는데 적용된다. 적층복합재 수치해석을 위한 Newton-Raphson 비선형 유한요소 해석의 평형방정식은 적분의 형태로 표현되며 구체적인 행렬의 구성식은 참고문헌에 자세히 설명되어 있다^[9]. 최종적인 FEM 해석 평형 방정식은 식 (9)와 같다.

$$\begin{aligned}
 & [{}^{t+\Delta t}_0 K_L + {}^{t+\Delta t}_0 K_{NL}]^{(i-1)} \{\Delta u\}^{(i)} \\
 & = \{{}^{t+\Delta t}_0 R + {}^{t+\Delta t}_0 R_I\} - \{{}^{t+\Delta t}_0 F\}^{(i-1)}
 \end{aligned}
 \tag{9}$$

여기서

$$[{}^{t+\Delta t}_0 K_L]^{(i-1)} = \sum_{k=1}^p \iiint_{V^0} \left(\left(\begin{bmatrix} [{}^{t+\Delta t}_0 B_{L0}] + [{}^{t+\Delta t}_0 B_{L1}] \end{bmatrix}^T [C] \right) \left(\frac{h^{(k)}}{h} \right) d({}^0 V) \right)$$

$$\begin{aligned}
 & \{{}^{t+\Delta t}_0 F\}^{(i-1)} = \\
 & \sum_{k=1}^p \iiint_{V^0} \left(\left(\begin{bmatrix} [{}^{t+\Delta t}_0 B_{L0}] + [{}^{t+\Delta t}_0 B_{L1}] \end{bmatrix}^T \right)_{(k)}^{(i-1)} \right) \\
 & \cdot \{{}^{t+\Delta t}_0 S\}^{(i-1)} \left(\frac{h^{(k)}}{h} \right) d({}^0 V)
 \end{aligned}
 \tag{10}$$

$$\begin{aligned}
 & [{}^{t+\Delta t}_0 K_{NL}]^{(i-1)} = \\
 & \sum_{k=1}^p \iiint_{V^0} \left(\begin{bmatrix} [{}^{t+\Delta t}_0 B_{NL}]^T [{}^{t+\Delta t}_0 S] \\ [{}^{t+\Delta t}_0 B_{NL}] \end{bmatrix} \right) \left(\frac{h^{(k)}}{h} \right) d({}^0 V)
 \end{aligned}
 \tag{11}$$

2.2 복합재 파괴이론

복합재료는 이방성(anisotropy)을 가지며, 각 층(ply)의 섬유 방향, 적층 각, 그리고 재료의 물성치에 따라 응력 분포와 파괴 거동이 크게 달라진다. 이러한 이유로, 복합재의 파괴를 예측하기 위해서는 등방성 재료에 사용되는 단순한 항복 혹은 파괴 기준을 적용하기 어렵다. 따라서 복합재 특유의 비등방적 응력 상태를 고려할 수 있는 다양한 복합재 파괴이론이 제안되어 왔다^[1].

가장 기초적인 파괴이론 중 하나는 최대응력이론과 최대변형률이론이다. 이 두 이론은 각각 복합재의 파괴가 각 주응력 혹은 변형률이 해당 방향의 허용치를 초과할 때 발생한다고 가정한다. 이들은 개념적으로 단순하고 계산이 용이하지만, 복합 하중 상태에서 서로 다른 응력 성분 간의 상호작용을 반영하지 못한다는 한계가 있다. 즉, 인장과 전단응력이 동시에 작용할 때 발생하는 실제 파괴 거동을 정확히 설명하지 못한다.

이러한 단점을 보완하기 위해 Tsai-Hill 이론이 제안되었다. Tsai-Hill 이론은 Hill의 항복조건을 복합재에 적용한 것으로, 응력 성분 간의 상호작용을 고려한 에너지 기반 파괴 기준이다. 이 이론은 섬유 방향(1방향)과 수직 방향(2방향), 그리고 전단응력(12 성분)의 조합이 특정 임계 값을 초과할 때 파괴가 발생한다고 본다. Tsai-Hill 이론은 비교적 정확한 예측을 제공하지만, 인장과 압축 하중을 구분하지 못하는 한계가 존재한다. 즉, 인장과 압축 강도가 다른 복합재에서는 실제 파괴 예측과 차이를 보일 수 있다.

이 문제를 해결하기 위해 Tsai-Wu 이론이 1971년에 제안되었다. Tsai-Wu 파괴이론은 일반화된 다항식 형태의 에너지 기준으로, 복합재의 인장/압축 비대칭성(asymmetry)을 고려할 수 있다. 이 이론은 식 (12)와 같은 일반식으로 표현된다^[1].

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1
 \tag{12}$$

여기서 F_i , F_{ij} 는 재료 상수이며, 복합재의 인장 및 압축 강도에 따라 실험적으로 결정된다. Tsai-Wu 기준은 단일 축, 복합 축, 전단 등 다양한 응력 상태를 동시에 고려할 수 있고, 응력 성분 간의 상호작용 효과를 반영할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 이유

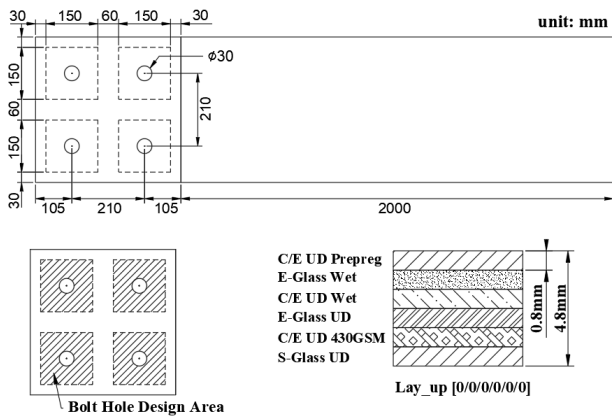


Fig. 2 Analysis model dimension and laminate configuration

로 현재 가장 널리 사용되는 복합재 파괴 예측 모델 중 하나로 자리 잡고 있다. 따라서 본 연구에서도 Tsai-Wu 이론을 파괴의 기준으로 정하였다. Tsai-Wu 파괴이론에서 파괴함수를 f 라 정하고 식 (12)를 나타내면, 이 함수가 1보다 크면 파괴를 나타낸다.

$$f = \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_3^2}{Z_t Z_c} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} + \frac{\tau_{13}^2}{R^2} + \frac{\tau_{23}^2}{Q^2} - 1.0 \frac{\sigma_1 \sigma_2}{\sqrt{X_t X_c Y_t Y_c}} - 1.0 \frac{\sigma_2 \sigma_3}{\sqrt{Y_t Y_c Z_t Z_c}} - 1.0 \frac{\sigma_1 \sigma_3}{\sqrt{X_t X_c Z_t Z_c}} + \sigma_1 \left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} \right) + \sigma_2 \left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \right) + \sigma_3 \left(\frac{1}{Z_t} - \frac{1}{Z_c} \right) \quad (13)$$

여기서 X 는 종방향, Y, Z 는 각각 횡방향, S, R, Q 는 각각 1-2, 1-3, 2-3 주응력 평면에서의 전단강도, t 는 인장, c 는 압축을 각각 나타낸다.

3. 적층복합재 패널의 고정홀 최적화

3.1 해석 모델 및 물성치

연구에 사용된 해석모델을 Fig. 2에 나타내었다. 4.8 mm의 두께를 가지는 패널로서 양쪽에 고정용 홀이 4개 있는 구조이며, 해석에서는 모델의 대칭성으로 인해 1/2만 모델링하였다. 해석모델의 길이는 2,420 mm, 넓이는 420 mm이다. 적층복합재로 되어 있으며 총 6 플라이로 적층 되었고, 각층의 두께는 0.8 mm, 총 두께는 4.8 mm이다. 적층각도 일률적으로 0°로 설정되었다. 재료는 탄소 섬유와 유리섬유 prepreg가 사용되었다. 이 패널을 고정하는 구멍의 지름은 $\phi 30$ mm이다. 4개의 구멍으로 패널을 고정하는 구조이다.

Fig. 2에서 고정 홀을 포함하는 빗금 친 사각형의 영역은 최적화 해석에서 고정 홀의 중심이 움직일 수 있는 영역, 즉 설계 변수의

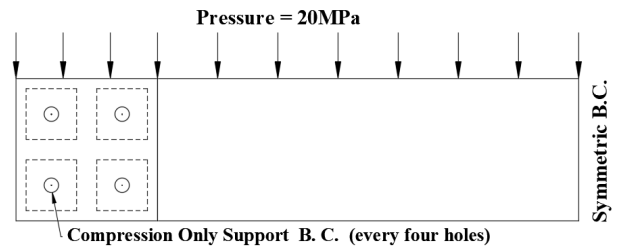


Fig. 3 B.C. of the analysis model

Table 1 Material properties of the composites

Properties	A	B	C	D	E	F
Density (kg/mm ³)	1.5e-6	1.8e-6	1.5e-6	2.e-6	1.5e-6	2.e-6
C.T.E (α_1 , m/m°C)	-4.7e-6	5.5e-6	-4.5e-7	5.5e-6	2.5e-6	5.2e-6
C.T.E (α_2 , m/m°C)	3.0e-5	2.5e-6	3.0e-5	2.5e-6	2.5e-6	2.1e-6
C.T.E (α_3 ,m/m°C)	3.0e-5	2.5e-6	3.0e-5	2.5e-6	1.0e-6	2.1e-6
E ₁₁ (MPa)	1.2e+5	3.5e+4	1.2e+5	4.5e+4	9.2e+4	5.0e+4
E ₂₂ (MPa)	8.6e+3	9.0e+3	7.8e+3	1.e+4	9.2e+4	8.0e+3
E ₃₃ (MPa)	8.6e+3	9.0e+3	7.8e+3	1.e+4	9.0e+3	8.0e+3
ν_{12}	0.27	0.28	0.27	0.3	0.05	0.3
ν_{23}	0.4	0.4	0.42	0.4	0.3	0.4
ν_{13}	0.27	0.28	0.27	0.3	0.3	0.3
G ₁₂ (MPa)	4700	4700	5000	5000	3600	5000
G ₂₃ (MPa)	3100	3500	3080	3846	3000	3846
G ₁₃ (MPa)	4700	4700	5000	5000	3000	5000
T ₁ (MPa)	2231	780	1632	1100	829	1700
T ₂ (MPa)	29	31	34	35	829	35
T ₃ (MPa)	29	31	34	35	50	35
C ₁ (MPa)	-1082	-480	-704	-675	-439	-1000
C ₂ (MPa)	-100	-100	-68	-120	-439	-120
C ₃ (MPa)	-100	-100	-68	-120	-140	-120
S ₁₂ (MPa)	60	60	80	80	120	80
S ₂₃ (MPa)	32	35	55	46	50	46
S ₁₃ (MPa)	60	60	80	80	50	80

A: C/E UD prepreg
 B: E-Glass wet
 C: C/E UD wet
 D: E-Glass UD
 E: C/E woven
 F: S-Glass UD

범위를 나타낸다. 이 범위 내에서 고정구멍의 위치가 자유롭게 이동하면서, 복합재의 파괴적인 측면에서 가장 안전한 위치를 계산한다. 해석에서는 앞절에서 언급한 3D 20절점 복합재 요소가 사용

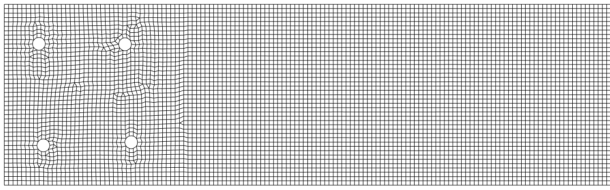


Fig. 4 FEA model for the optimization analysis

되었다.

최적화 해석을 위한 모델의 하중 및 고정 경계조건은 Fig. 3에 나타내었다. 실제 구조물의 상태는 고정 홀에 볼트를 사용하여 고정된다. 해석에서는 이러한 실제 현상을 구현하기 위해 구멍의 안쪽 면에 압축을 받을 때만 접촉이 되는 경계조건을 적용하였다. 패널의 윗면에 20 MPa의 압력이 작용하고 있으며 오른쪽 끝 면에는 대칭 경계조건이 주어졌다. 사용된 재료의 물성치는 아래의 Table 1에 정리하였다.

Fig. 4는 해석을 위한 FEA 모델이며, 20절점 요소를 사용하였기 때문에 원의 곡선을 비교적 정확하게 나타낼 수 있다.

3.2 최적화

복합재 패널의 고정 홀의 위치를 최적화 하기 위하여 유전자 알고리즘을 사용하였다. 유전자 알고리즘(genetic algorithm, GA)은 생물의 진화 과정에 기초한 확률적 최적화 기법으로, 해석적으로 해를 구하기 어려운 복잡한 비선형 다변수 최적화 문제에 효과적으로 적용될 수 있다. Holland(1975)^[12]에 의해 처음 제안된 이후, Goldberg(1989)^[13]에 의해 체계화되면서 구조 최적화, 재료 설계, 제어 시스템 등 다양한 공학 분야에서 널리 사용되고 있다. 뿐만 아니라 다목적 최적화 문제^[14]에서도 유용하다.

1) 유전자 알고리즘^[2-8]

GA는 자연 선택과 유전적 연산을 통해 집단(population)을 세대별로 진화시키며, 전역 탐색을 수행하는 특성을 갖는다. 각 해는 설계 변수(design variables)의 조합으로 구성된 염색체로 표현되며, 개별 변수는 유전자에 해당한다. 본 연구에서는 4개의 볼트 구멍 중심 좌표를 설계 변수로 정의하고, 이를 염색체 형태로 코딩하여 사용하였다. 각 설계 변수는 연속형 실수 유전자로 표현되며, 초기 개체군은 정의된 설계 영역 내에서 난수 기반으로 생성된다. 기본 수행 절차는 다음과 같다.

a) 초기 집단 생성

초기 세대 $P_0 = \{x_1, x_2, \dots, x_N\}$ 은 N개의 해로 구성된다. 각 해 x_i 는 문제의 설계 변수 벡터로 정의 된다.

$$x_i = [x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{im}] \quad (14)$$

여기서 m 은 설계 변수의 개수이다.

b) 적합도 평가

각 해에 대해 목적함수 $f(x_i)$ 를 계산한다. 본 연구에서는 Tsai-Wu 파괴지수를 먼저 계산하고, 이것을 활용한 IRF(Inverse Reverse Factor) 지수를 정의하여 목적함수로 사용하였다. 이 값이 1보다 크면 복합재라 파괴되는 것을 의미하며 1보다 작으면 안전한 것을 의미한다. 또한 복합재의 파괴 정도도 이 값의 크기에 비례한다. IRF의 정의는 식 (15)와 같다.

$$f(x_i) = IRF(x_i): IRF = \frac{Applied\ Load}{Failure\ Load} \quad (15)$$

목적함수 값이 낮을수록 구조적 안전성이 높은 것으로 평가되며, 적합도는 $Fitness_i = 1/f(x_i)$ 로 변환되어 상용된다.

c) 선택

높은 적합도를 가진 개체가 다음 세대로 전달될 확률을 높이기 위해 토너먼트 선택(tournament selection) 방식을 적용하였다. 선택될 확률은 식 (16)과 같다.

$$P_i = Fitness_i / \sum_{j=1}^N Fitness_j \quad (16)$$

d) 교차

선택된 두 개체의 유전자를 교환하여 새로운 해를 생성한다. 실수형 교차 방식을 선택했으며, 두 부모 x_1, x_2 로부터 자식해 y_1, y_2 를 생성하는 식 (17)과 같다.

$$y_{1,2} = 0.5[(1 \pm \beta)x_1 + (1 \mp \beta)x_2] \quad (17)$$

여기서 $\beta = (2u)^{1/(n+1)}$ 이고, u 는 난수, n_c 는 분포 지수이다.

e) 돌연변이

교차 후 일부 유전자를 확률적으로 변형시켜 탐색공간의 다양성을 유지하고 국소 최적해로의 조기 수렴을 방지한다. 돌연변이의 연산은 식(18)과 같다.

$$x'_{ij} = x_{ij} + \delta(x_{\max,j} - x_{\min,j}) \quad (18)$$

여기서 δ 는 난수, $x_{\max,j}$ 와 $x_{\min,j}$ 는 각 설계 변수의 상-하한 값이다.

f) 세대교체

새로운 세대 P_{t+1} 는 선택, 교차, 돌연변이를 거쳐 구성되며, 세대수 t 가 사전 정의된 최대 세대 T 에 도달하거나 적합도 변화율이 일정 기준 이하로 수렴할 때 알고리즘을 종료한다.

유전자 알고리즘은 매개 변수화된 FEM 모델과 연동되어, 각 세

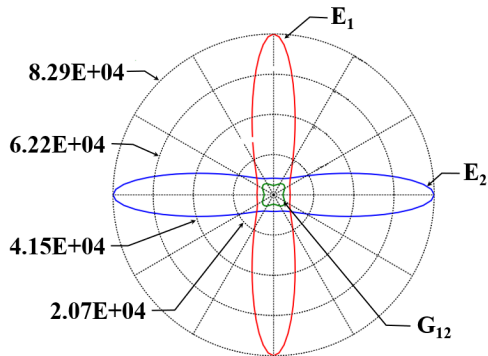


Fig. 5 Directional and shear modulus of the laminate

대의 설계 변수 조합에 대한 응력해석 및 파괴지수를 자동으로 계산한다. 본 해석에서는 설계 변수로 고정 홀의 원점의 x, y 좌표 값으로 정하였으며, 설계 변위의 범위는 Fig. 2에 나타난 빛금 친 영역이다. 설계 변수와 목적함수의 표현은 다음과 같다.

2) 설계 변수

$$30\text{ mm} \leq x_1 \leq 180\text{ mm}$$

$$240\text{ mm} \leq y_1 \leq 390\text{ mm}$$

$$240\text{ mm} \leq x_2 \leq 390\text{ mm}$$

$$30\text{ mm} \leq y_2 \leq 180\text{ mm}$$

$$30\text{ mm} \leq x_3 \leq 180\text{ mm}$$

$$30\text{ mm} \leq y_3 \leq 180\text{ mm}$$

$$240\text{ mm} \leq x_4 \leq 390\text{ mm}$$

$$30\text{ mm} \leq y_4 \leq 180\text{ mm}$$

(19)

3) 목적함수

Minimize: $\min(IRF)$ (for all layer) (20)

3.3 해석 결과

해석에서 사용된 적층복합재는 총 6-ply의 4.8 mm 두께이다. Fig. 2 와 Table 1에 나타난 것과 같이 C/E UD Prepreg, E-Glass Wet, C/E UD Wet, E-Glass UD, C/E Woven, S-Glass UD이다. 6개 ply의 각 레이어의 적층 각도가 0^0 이며, 이때 복합재의 방향에 따른 영율 값은 Fig. 5와 같다.

식 (19)에서 제시한 설계 변수, 즉 수직 하방 압력하중을 받는 복합재 패널의 Tsai-Wu 파괴기준에 대한 파괴 최소화 지수(IRF)를 최소화하는 고정 홀의 위치를 유전자 알고리즘을 사용하여 최적화하였다. 구멍의 위치는 x 좌표와 y 좌표 값으로 표현하였으며, 총 4개의 고정 홀에 대하여 8개의 변수에 대하여 최적화하였다.

최적화의 해석 결과를 Table 2와 Fig. 6에 나타내었다. Fig.

Table 2 Optimization results w.r.t. the design variables

Design variables	Fastener hole coordinate (mm)	
	Initial	Optimized
x_1	105	90.0
y_1	315	340.4
x_2	315	353.2
y_2	315	280.6
x_3	105	134.9
y_3	105	80.4
x_4	315	343.1
y_4	105	142.5

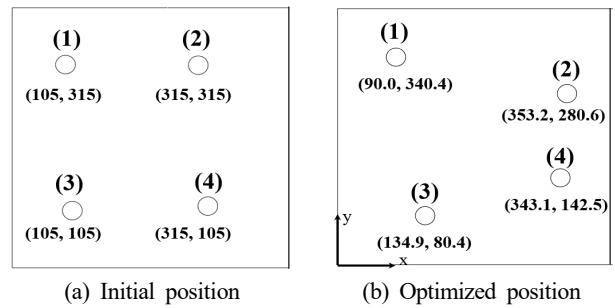


Fig. 6 Comparison of the hole position between initial and optimized status

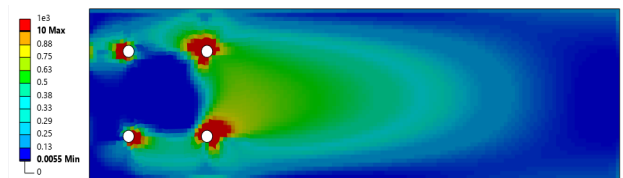


Fig. 7 IRF distribution contour for initial hole position

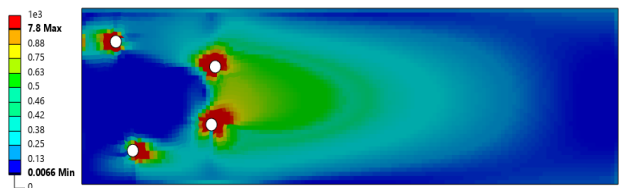


Fig. 8 IRF distribution contour for optimized hole position

6(a)는 구멍의 초기의 위치를 나타내고 Fig. 6(b)는 최적화된 후의 최종 구멍의 위치이다. 여기서 중요한 것은 최적화를 통해서 복합재의 파괴를 정량적으로 나타내는 IRF 지수의 감소가 얼마나 향상되었는지를 판단해야 한다. 앞서서도 언급했듯이 IRF 지수가 낮을수록 파괴에 대해서 안전하고 높을수록 파괴의 위험이 높다는 것을 의미한다.

최적화의 효과는 각 층마다 다르게 나타난다. 최상위층의 C/E UD Prepreg에서 나타나는, Tsai-Wu 적용 IRF 지수를 초기 상태

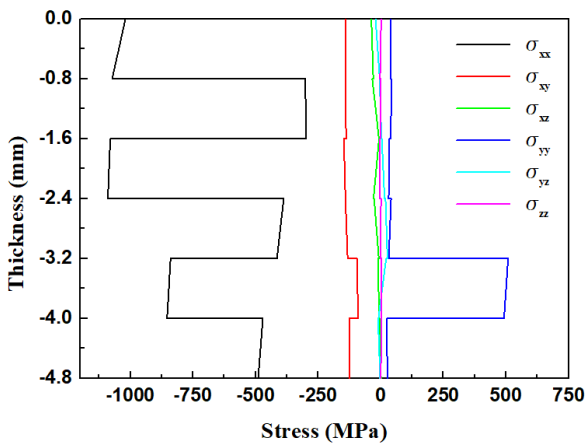


Fig. 9 Stress profile through thickness at initial status

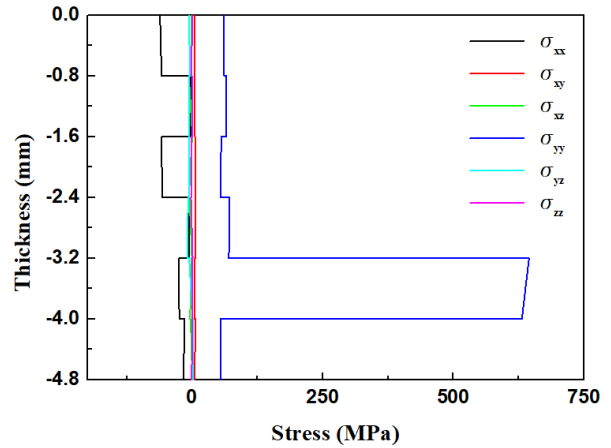


Fig. 11 Stress profile through thickness at optimized status

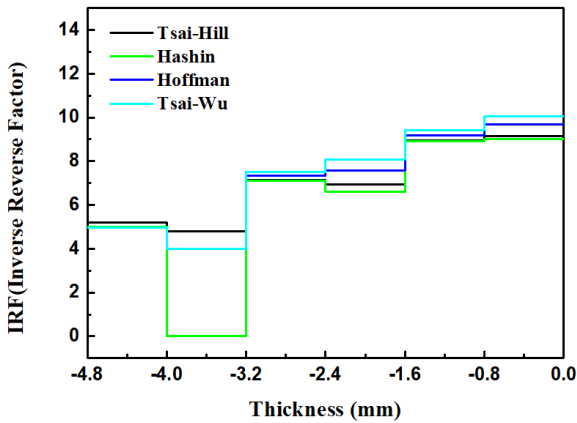


Fig. 10 IRF profile through thickness at initial status

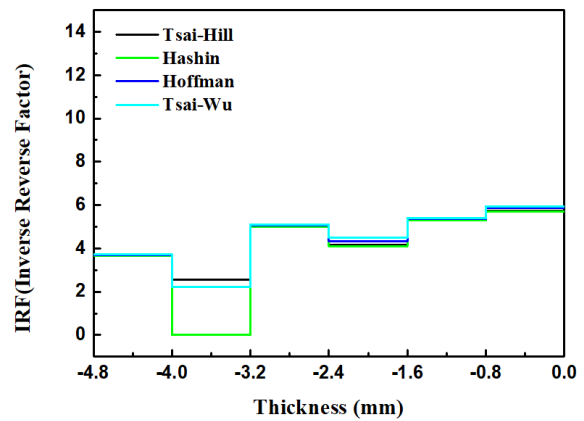


Fig. 12 IRF profile through thickness at optimized status

와 최적화된 후의 결과를 비교하였다. Fig. 7과 8에서 알 수 있듯이, 최적화를 통해서 IRF 지수가 초기 10.2에서 최적화를 통해서 7.8로 낮아졌다. 약 23.5%의 IRF 감소 효과가 증명되었다.

적층 복합재는 각 층마다 재료와 적층 각도가 서로 틀리기 때문에 최적화의 성능인 IRF 및 응력도 서로 다르다. 최적화의 결과 및 복합재의 상태를 좀 더 명확하게 파악하기 위해서는 각 층별로 IRF 및 응력의 분포가 어떻게 분포하는지를 검토해야 한다. 이러한 관점에서 최적화 하기 전의 초기 상태와 최적화 후의 상태에 대해서 서로 비교 검토하였다. 또한 본 연구에서는 다양한 복합재 파괴 기준에 따른 변화로 검토하기 위하여 Tsai-Wu 기준 뿐만 아니라, Tsai-Hill, Hoffman, Hashin 등의 파괴 기준에 대해서도 IRF를 각각 계산하여 비교 검토하였다. 최적화 전후에서 가장 IRF가 크게 나타나는 두 지점에 대해서 두께에 따른 IRF와 응력 변화를 비교하였다.

Fig. 9와 10은 최적화 전 초기상태에서 가장 IRF가 높게 나타나는 지점에서 두께 방향으로의 응력과, IRF를 각각 나타낸다. Fig. 11과 12는 최적화된 상태에서 가장 IRF가 높게 나타나는 지점에서 두께 방향으로의 응력과 IRF를 각각 나타낸다. 두 그림의 비교

에서 알 수 있듯이 최적화 해석을 통해서 응력의 분포 및 IRF 파라미터의 값이 전반적으로 매우 안정되고 낮아진 것을 알 수 있다.

복합재의 파괴 및 구조적 측면에서 최적화를 통해서 약 20~30% 정도의 파괴 내성이 높아진 것을 확인하였으며, 이것은 단순 홀의 위치를 변경함으로써 달성될 수 있었다. 본 연구에서는 6-ply 4.8 mm 두께를 선정하였는데, 실제 복합재 패널의 설계에서 가장일반적인 ply 수와 두께이기 때문에 해석모델로 선정하였으며, 홀의 위치를 결정하는 변수들의 영역을 고정한 이유는 개별적인 홀들이 서로 겹치면 해석이 불가하기 때문이다. 본 해석을 위하여 FEA Code는 상용프로그램인 ANSYS 2024 R2를 사용하였다.

4. 결 론

적층복합재 판재의 고정 홀의 위치를, 최적화 알고리즘을 활용하여 파괴지수 IRF가 최소화 되도록 최적화하였다. 본 연구에서는 6층의 적층으로 구성된 적층복합재가 압력하중을 받을 때 구조적으로 가장 안전하게 4개의 고정 홀의 위치를 결정하는 방법, 절차 및 수치해석 결과를 제시하였다.

최적의 구멍 위치를 결정하기 위하여 유전자 최적화 알고리즘을 FEA 해석 코드와 결합하여 해석을 수행하였다. 파괴에 대한 정량적인 내구성 판단기준으로는 Tsai-Wu 복합재 파괴 이론에 기반한 IRF를 사용하였다.

최적화 결과를 검토하기 위하여 최상층 레이어에 대한 IRF 변화를 조사하였다. 초기 약 10.2에서 7.8로 낮아져서 약 23.5%의 효과를 나타내었다. 또한 모든 레이어에 대한 최적화 결과를 시각적으로 그래프를 통하여 제시하였다. 본 연구에서 사용한 해석모델은 비대칭 적층모델이며 파괴지수를 최소화 하는 정확한 홀의 위치를 결정하기 위해서는 최적화 알고리즘의 적용 없이 일반적인 반복 해석적 방법을 사용할 경우 경우의 수가 너무 많기때문에 불가능하다.

References

- [1] Sih, G. C., Skudra, A. M., 1983, Failure Mechanics of Composites, North-Holland, New York, USA.
- [2] Callahan, K. J., Weeks, G. E., 1992, Optimum Design Composite Laminates Using Genetic Algorithms, *Compos. Eng.*, 2:3 149-160, [https://doi.org/10.1016/0961-9526\(92\)90001-M](https://doi.org/10.1016/0961-9526(92)90001-M).
- [3] Shafei, E., Faroughi S., Rabczuk, T., 2024, Optimizing Fiber Paths of Tow-steered Laminated Composites for Parametric Stability using Isogeometric Analysis and Genetic Algorithm, *Comp. Struct.*, 331 117917, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2024.117917>.
- [4] Ball, N. R., Sargent, P. M., Ige, D. O., 1993, Genetic Algorithm Representations for Laminate Layups, *Artifi. Intelli. Eng.* 8:2 99-108, [https://doi.org/10.1016/0954-1810\(93\)90020-G](https://doi.org/10.1016/0954-1810(93)90020-G).
- [5] Le-Manh, T., Lee, J., 2014, Stacking Sequence Optimization for Maximum Strengths of Laminated Composite Plates using Genetic Algorithm and Isogeometric Analysis, *Comp. Struct.*, 116 357-363, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2014.05.011>.
- [6] Dong, Y., Chen, Z., Zhao, Y., 2025 Hybrid Genetic Algorithm with Interpretable Surrogate Modeling for Enhanced Optimization of Short-fiber Reinforced Polymer Composites, *Mater. Des.*, 258 114611, <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2025.114611>.
- [7] Xue, P., Wan, Y., Takahashi, J., Akimoto, H., 2024, Structural Optimization using a Genetic Algorithm for the Minimum Mass of Vertical Axis Wind Turbines Using Composite Materials, *Heliyon*, 10:12 e33185, <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e33185>.
- [8] Dong, J., Hu, C., Holmes, J., Qin, Q. H., Xiao, Y., 2022, Structural optimization of Cross-chiral Metamaterial Structures via Genetic Algorithm, *Compos. Struct.* 282 115035, <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2021.115035>.
- [9] Bathe, K. J., 1982, Finite Element Procedures in Engineering Analysis, Prentice-Hall, New Jersey.
- [10] Cho, H. K., 2023, Effect of Thermal Stress on the Failure of Cylindrical Laminated Composite Structures Subjected to Combined Loads, *J. Korean Soci. of Manuf. Tech. Eng.*, 32:6 357-367, <https://doi.org/10.7735/ksmte.2023.32.6.357>.
- [11] Cho, H. K., 2022, Optimization of Hybrid Cylindrical Laminated Composites Under Thermal Effects, *J. Korean Soci. of Manuf. Tech. Eng.*, 31:4 255-262, <https://doi.org/10.7735/ksmte.2022.31.4.255>.
- [12] Holland, J. H., 1975, Adaptation in Natural and Artificial Systems, The University of Michigan Press, Michigan, USA.
- [13] Goldberg, D. E., 1989, Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning, Addison-Wesley, Massachusetts, USA.
- [14] Kim, M. J., Choi, J. H., 2022, Study on the Arrangement of the Cartridge Heaters in Injection Mold Using a Multi-objective Optimization Method, *J. Korean Soc. Manuf. Tech. Eng.*, 31:5 312-318, <https://doi.org/10.7735/ksmte.2022.31.5.312>.



Hee Keun Cho

Professor in the Department of Mechanical Engineering, Gyeongbuk National University. His research interests include Computer Aided Engineering, Finite Element Method, Composite Materials and Design Optimization
E-mail: hkcho@gknu.ac.kr