

Hashin · Puck 파손기준 기반 적층 복합재료의 섬유 및 기지파손 평가에 관한 연구

이치승·이제명[†]
부산대학교 공과대학 조선해양공학과

A Study on the Evaluation of Fiber and Matrix Failures for Laminated Composites using Hashin · Puck Failure Criteria

Chi-Seung Lee · Jae-Myung Lee[†]
Department of Naval Architecture and Ocean Engineering, College of Engineering, Pusan National University

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

In the present study, the fiber and matrix failure of composite laminates under arbitrary biaxial stresses were evaluated based on separate mode criteria such as Hashin and Puck theories. There is a limitation to predict the fiber-dominant and/or matrix-dominant failures under arbitrary stress states using limit criteria (maximum stress and maximum strain theories) and interactive criteria (Tsai-Hill and Tsai-Wu theories). There is little literature for failure analysis of ships and offshore composite structures considering advanced failure theories such as Hashin and Puck theories. Furthermore, there is not enough practical commercial finite element analysis (FEA) code which is basically adopted the separate mode criteria. Hence, in the present study, the user-defined subroutine of commercial FEA code ABAQUS for evaluation of fiber and matrix failures of composite structures was developed based on Hashin and Puck failure criteria. And then, the proposed subroutine was validated by comparing with a series of experimental results of carbon- and glass-implemented composite laminates to guarantee the reliability and usefulness of the developed method.

Keywords : Composite laminates(적층 복합재료), Fiber · matrix failure(섬유 · 기지파손), Hashin · Puck failure criteria(Hashin · Puck 파손기준), ABAQUS user-defined subroutine(ABAQUS 사용자 정의 서브루틴)

1. 서론

복합재료의 여러 장점, 이를테면, 경량성을 비롯한 우수한 비강성·비강도, 유연성, 내부식성, 진동·소음 저감성능, 전자파 흡수성능 등으로 인해 최근 조선해양분야에서의 복합재료 활용 사례가 꾸준히 증가하고 있다. 특히, 기존의 복합재료가 주로 경량성에 초점이 맞춰졌다면, 최근에는 경량성 뿐만 아니라 상기에 전술한 기타 우수한 물성에 그 관심이 집중되고 있다. 예를 들면, 초심해용 URF(Umbilical-Riser-Flowline)는 릴링(reeling) 성능이 그 무엇보다 중요한데, 금속재료보다 유연하지만 (낮은 탄성계수) 강한 (높은 인장강도) 복합재료의 적용을 통해 금속재료 URF에 비해 우수한 Reeling 성능을 가진 복합재료 URF의 제작이 가능하다 (Pavlou, 2013). 또한 복합재료 프로펠러는 금속재료 프로펠러에 비해 가벼울 뿐만 아니라 내부식성이 우수하며 수중방사소음 저감능력이 탁월하다 (Lee, et al., 2012).

조선해양분야에 채택되는 복합재료 구조물의 안전한 운용을 위해서는 해석단계에서 정밀한 구조파손평가를 수행하여야 한다. 즉, 복합재료 구조물에서 나타날 수 있는 파손유형인 섬유 파손(fiber breakage), 횡기지파손(transverse matrix cracking), 전단지파손(shear matrix cracking) 등을 정밀하게 평가하여야 한다. 2차원 문제에서의 각각의 파손유형을 살펴보면, 섬유 파손은 종방향(longitudinal) 응력 σ_{11} 혹은 종방향 변형을 ϵ_{11} 이 파손을 주도하는 파손 형태를, 횡기지파손은 횡방향(transverse) 응력 σ_{22} 혹은 횡방향 변형을 ϵ_{22} 가 파손을 주도하는 파손 형태를, 그리고 전단지파손은 전단응력 σ_{12} 혹은 전단변형을 ϵ_{12} 가 파손을 주도하는 파손 형태를 나타낸다.

현재까지 매우 다양한 복합재료 파손이론이 많은 과학자들에 의해 제시되었으며, 이들을 크게 세 가지로 분류하면 다음과 같다 (Nahas, 1986; Hinton, et al., 2004; Lee, et al., 2007; Barbero, 2011; 2013). 첫째로 한계 기준(limit criteria)

은 각각의 적층(lamina) 응력성분 σ_{11} , σ_{22} 및 σ_{12} 를 플라이 (ply)의 최대 인장-압축-전단강도의 크기와 비교함으로써 섬유 파손과 기지파손을 판단하는 기준이며, 각 응력 성분 (혹은 변형률 성분) 간의 간섭효과는 고려되지 않는다. 최대응력이론과 최대변형률이론이 이에 해당한다.

둘째로 상호작용 기준 (interactive criteria)은 모든 응력 (혹은 변형률) 성분을 포함한 단일 이차방정식(single quadratic equation)이나 텐서 다항방정식(tensor polynomial equation)을 활용하여 등식이 만족될 때 파손이 일어나는 것으로 판단하는 기준이다. 특히, 다항식을 구성하는 종방향 응력 성분항, 횡방향 응력 성분항 및 전단응력 성분항을 각각 도출하여 어떠한 성분이 파손에 크게 기여했는지를 분석함으로써 섬유파손 혹은 기지파손을 판단할 수 있다. 대표적인 이론으로는 Tsai-Hill, Tsai-Wu 등이 있다.

마지막으로 분리모드 기준(separate mode criteria)은 상기의 두 기준을 보강한 방법으로서, 섬유파손과 횡기지파손, 전단기지파손을 별개의 다항방정식으로 분리하여 평가할 수 있을 뿐만 아니라, 다항식 선택 기준식이 명확하다는 장점이 존재한다. 특히, Tsai-Hill 및 Tsai-Wu 이론 등과 같은 상호작용 기준이 가지는 문제점, 예를 들면, σ_{11} 및 σ_{22} 로 야기된 섬유 파손모드와 횡기지파손모드 간의 간섭효과를 지나치게 강조하는 문제점을 보완할 수 있는 특징이 있다 (Barbero, 2011; 2013). 대표적인 이론으로는 Hashin, Puck 등이 있다.

수많은 파손이론 가운데 현재까지 가장 널리 활용되고 있는 기준은 최대응력이론, 최대변형률이론, Tsai-Hill이론 및 Tsai-Wu이론인데 (Sun, et al., 1996) 그 이유는 이들 기준이 비교적 단순하여 적용이 매우 간편하고 식에서 요구되는 재료 물성치도 그리 많지 않기 때문이다.

그러나 전술한 바와 같은 문제점도 또한 존재하는데, 이러한 문제를 극복하기 위해 적층 복합재료의 섬유 및 기지 파손을 각각 분리하여 고려하는 새로운 시도가 1980년 Hashin에 의해 제안된 바 있으며 (Hashin, 1980) 1998년 Puck에 의해 더욱 구체적으로 체계화되었다 (Puck & Schürmann, 1998; 2002). 나아가 이들 파손 기준은 여러 복합재료 역학자들에 의해 실험적 및 수치적으로 검증된 바 있다 (Hinton & Soden, 1998; Soden, et al., 1998a; 1998b; Hinton, et al., 2002; Kaddour, et al., 2004).

이에 최근 항공우주분야와 기계분야에서 분리모드 기준 기반 파손 평가 사례가 꾸준히 늘고 있으며, 특히, 비교적 파손 방정식이 단순한 Hashin이론이 많이 채택되고 있다 (Kim & Kwon, 2013; Park, et al., 2014). 그러나 조선해양분야에서는 아직까지 Hashin이론의 적용 사례가 많지 않을 뿐만 아니라, Hashin이론보다 더욱 정밀한 Puck이론의 적용 사례는 극히 일부만 있을 뿐 (Son, et al., 2012), 그 예를 찾아보기가 쉽지 않다. 또한, 이들 파손기준식이 기본적으로 탑재된 범용

유한요소해석코드는 극히 일부에 지나지 않아 복합재료 구조물의 파손평가가 쉽지 않은 실정이다.

그럼에도 불구하고 풍력발전기용 블레이드를 포함한 복합재료 기반 산업구조물의 정적해석 시 상기 파손기준식의 채용을 의무화하고 있으며 (Germanischer Lloyd, 2010), 해외 선진국의 관련 연구 사례에서도 해당 파손기준식의 적용 예가 꾸준히 늘어나고 있는 추세이다.

따라서 본 연구에서는 Hashin 및 Puck 파손이론에 기반한 적층 복합재료의 섬유 및 기지파손 평가를 위한 수치해석 방법을 제안한다. 즉, 섬유파손과 기지파손을 모두 평가할 수 있는 Hashin 및 Puck 파손이론을 바탕으로 범용유한요소해석 코드용 사용자정의 서브루틴을 구축하고 시리즈 파손해석을 수행한다. 나아가 문헌으로 심층 보고된 적층 복합재료의 섬유/기지파손의 결과와의 비교를 통해 제안 수치해석 방법의 적합성 및 유용성을 검증한다.

2. Hashin 및 Puck 파손기준식

2.1 Hashin 파손기준식

1980년 Hashin은 기존의 상호작용 기준식이 파손 판정 계산 시 복합재료를 단일적층구조로 가정하고 있는 이유로 섬유 파손이나 기지파손을 정밀하게 예측할 수 없음을 보인 바 있다 (Hashin, 1980).

Hashin 파손기준식을 나타내면 다음과 같다.

- (1) Tensile fiber failure for $\sigma_{11} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = 1 \quad (1)$$

- (2) Compressive fiber failure for $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 = 1 \quad (2)$$

- (3) Tensile matrix failure for $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$

$$\frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{Y_T^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = 1 \quad (3)$$

- (4) Compressive matrix failure for $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$

$$\left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} = 1 \quad (4)$$

여기서 σ_{ij} 는 3차원 응력성분, X_T 는 섬유방향 인장 파단강도, X_C 는 섬유방향 압축파단강도, Y_T 는 섬유수직방향 인장파단강도, Y_C 는 섬유수직방향 압축파단강도, S_{12}, S_{23}, S_{13} 은 각 주응력방향에 대한 전단파단강도를 의미한다. 상기의 식에 나타난 바와 같이, Hashin 파손기준은 기존의 파손기준식과 달리 섬유방향 및 섬유수직방향으로 작용하는 인장과 압축을 구분한 후 각 방향으로 작용하는 재료물성치와 외부응력의 비를 토대로 파손을 판정한다.

2.2 Puck 파손기준식

한편, Puck and Schürmann은 Hashin 파손기준식을 더욱 정밀하게 보완하였는데, 이를테면, 특정 조합하중에서 나타날 수 있는 기지파손을 세 가지로 분류하였으며, 기지파손으로 새롭게 생성되는 파단면에 대한 각도(angle of fracture plane) 결정기법을 제안하였다 (Puck & Schürmann, 1998; 2002).

Puck 파손기준식을 나타내면 다음과 같다.

(1) Fiber failure in tension

$$\frac{1}{\varepsilon_{1T}} \left(\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_2 \right) = 1 \quad (5)$$

(2) Fiber failure in compression

$$\frac{1}{\varepsilon_{1C}} \left| \left(\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_2 \right) \right| + (10\gamma_{21})^2 = 1 \quad (6)$$

(3) Matrix failure Mode A for transverse tension

$$\sqrt{\left(\frac{\tau_{21}}{S_{21}} \right)^2 + \left(1 - p_{vp}^+ \frac{Y_T}{S_{21}} \right)^2 \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2} + p_{vp}^+ \frac{\sigma_2}{S_{21}} + \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}} = 1 \quad (7)$$

(4) Matrix failure Mode B for moderate transverse compression

$$\frac{1}{S_{21}} \left(\sqrt{\tau_{21}^2 + (p_{vp}^- \sigma_2)^2} + p_{vp}^- \sigma_2 \right) + \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}} = 1 \quad (8)$$

(5) Matrix failure Mode C for large transverse compression

$$\left[\left(\frac{\tau_{21}}{2(1+p_{vv}^-)S_{21}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 \right] \frac{Y_C}{(-\sigma_2)} + \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}} = 1 \quad (9)$$

여기서 ε_{1T} 와 ε_{1C} 는 각각 섬유방향에서의 단일방향 레이어 (unidirectional layer)의 인장 및 압축파단변형률, ε_1 은 단일방향 레이어의 변형률, ν_{f12} 와 E_{f1} 는 섬유의 포아송비 및 탄성계수, $m_{\sigma f}$ 는 섬유수직방향에서의 섬유의 평균응력 확대상수, σ_2 는 섬유수직방향 수직응력성분, γ_{21} 와 τ_{21} 는 각각 단일방향 레이어의 전단변형률 및 전단응력, S_{21} 는 섬유방향과 수직 및 평행한 단일방향 레이어의 전단파단강도, p_{vp}^+ 와 p_{vp}^- 및 p_{vv}^- 는 파단면 각도 의존 파라미터, Y_T 와 Y_C 는 섬유방향과 수직 단일방향 레이어의 인장 및 압축파단강도, 그리고 σ_{1D} 는 선형저하 (linear degradation)에 의한 응력값을 나타낸다.

Mode A, Mode B 및 Mode C의 기지파손모드를 섬유수직 방향응력-전단응력 평면 상에 나타내면 Fig. 1과 같다.

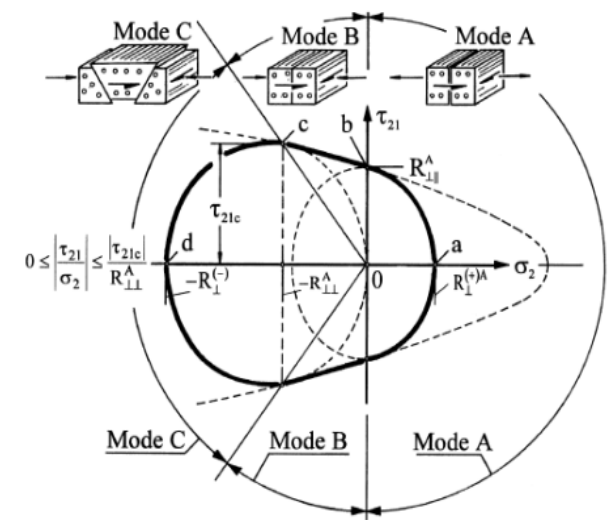


Fig. 1 Graphical description for matrix failure Mode A, Mode B and Mode C (Puck & Schürmann, 1998)

한편, 임의의 조합하중에 놓인 적층 복합재료의 Puck 파손 기준식 적용을 위한 응력상태별 판단기준은 Table 1과 같다. 단, Table 1에서 R_{vv}^A 는 수직-수직전단응력으로 인한 파단에 반하는 활성면의 파단 저항 파라미터, τ_{21c} 는 (σ_2, τ_{21}) 파단곡선의 전환점에서의 전단응력이다.

한편, Puck 파손기준을 결정짓는 주요한 파라미터인 p_{vp}^+ , p_{vp}^- , p_{vv}^- , R_{vv}^A 및 τ_{21c} 는 다음 식과 같이 계산된다.

$$p_{vp}^+ = - \left(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2} \right)_{\sigma_2=0} \text{ of } (\sigma_2, \tau_{21}) \text{ curve, } \sigma_2 \geq 0 \quad (10)$$

$$p_{vp}^- = - \left(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2} \right)_{\sigma_2=0} \text{ of } (\sigma_2, \tau_{21}) \text{ curve, } \sigma_2 \leq 0 \quad (11)$$

Table 1 Application condition of Puck failure criteria

Failure condition	Condition for validity
Fiber failure in tension	$\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_2 \geq 0$
Fiber failure in compression	$\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{\sigma f} \sigma_2 < 0$
Matrix failure in transverse tension (Mode A)	$\sigma_2 \geq 0$
Matrix failure in moderate transverse compression (Mode B)	$\sigma_2 < 0$ and $0 \leq \left \frac{\sigma_2}{\tau_{21}} \right \leq \frac{R_{vv}^A}{ \tau_{21c} }$
Matrix failure in large transverse compression (Mode C)	$\sigma_2 < 0$ and $0 \leq \left \frac{\tau_{21}}{\sigma_2} \right \leq \frac{ \tau_{21c} }{R_{vv}^A}$

$$R_{vv}^A = \frac{Y_C}{2(1+p_{vv}^-)} = \frac{S_{21}}{2p_{vp}^-} \left(\sqrt{1 + 2p_{vp}^- \frac{Y_C}{S_{21}}} - 1 \right) \quad (12)$$

$$p_{vv}^- = p_{vp}^- \frac{R_{vv}^A}{S_{21}} \quad (13)$$

$$\tau_{21c} = S_{21} \sqrt{1 + 2p_{vv}^-} \quad (14)$$

하지만, 식 (10), (11) 및 (13)의 주요 파라미터들은 미분항을 풀어야만 결정할 수 있다는 단점이 존재한다. 이에 따라 Puck 등은 실험적 및 현상학적 고찰을 통해 보다 간편한 재료 상수를 Table 2와 같이 제안하였다 (Puck, et al., 2002).

Table 2 Recommendation of the inclination parameters

Constant	Values (GFRP/Epoxy)	Values (CFRP/Epoxy)
p_{vp}^+	0.30	0.35
p_{vp}^-	0.25	0.30
p_{vv}^-	0.20–0.25	0.25–0.30

3. 전산해석 절차

3.1 ABAQUS 사용자정의 서브루틴

전술한 Hashin 및 Puck 파손기준식을 바탕으로 범용유한요소해석코드 ABAQUS 전용 사용자정의 서브루틴을 구축한다. 본 연구에서는 UARM 서브루틴을 통해 파손기준식을 계산하게 되는데, 여기서 UARM이란 ABAQUS SOLVER를 통해 계산되어지는 특정 물리량을 사용자가 임의로 추출 및 가

공함으로써 사용자가 원하는 새로운 변수를 도출해 낼 수 있도록 ABAQUS에서 제공하고 있는 서브루틴의 일종이다.

본 연구에서는 ABAQUS를 통해 각 증분마다 계산되어지는 적층 복합재료의 응력 및 변형률 정보를 바탕으로 식 (1)–(14)를 계산할 수 있으며 최종 계산 결과인 파손 분포를 ABAQUS 상에서 확인할 수 있다.

3.2 전산해석 대상 적층 복합재료

본 연구의 해석 대상은 탄소·유리섬유 및 에폭시수지로 구성된 적층 복합재료이다. 이미 여러 역학자들에 의해 임의의 조합하중에 놓인 적층 복합재료의 파손에 관한 연구가 실험적으로 수행된 바 있으며 본 연구에서는 Soden등에 의해 수행된 문헌을 참고하였다 (Soden, et al., 1998a; 1998b).

본 연구에서 사용된 재료는 E-glass 21xK43 유리섬유 및 LY556 에폭시(epoxy) 수지로 이루어진 적층 복합재료와 AS4 탄소섬유 및 3501-6 에폭시수지로 이루어진 적층 복합재료가 사용되었다. 대상 시험편의 플라이 적층배열, 재질 및 작용하중 등에 관한 상세 정보를 Table 3 (Soden, et al., 1998a; 1998b)에 나타낸다.

Table 3 Details of laminates and loading conditions

Case	Laminate layup	Material	Loading case
A	[90/±30] _s	E-glass/LY556	Biaxial failure stress envelope (σ_y vs σ_x)
B			Biaxial failure stress envelope (σ_x vs τ_{xy})
C	[90/±45/0] _s	AS4/3501-6	Biaxial failure stress envelope (σ_y vs σ_x)

Table 4 Material properties of E-glass/LY556 laminate

Constant	Values
E_1 (MPa)	53,480
E_2 (MPa)	17,700
G_{12} (MPa)	5,830
ν_{12}	0.278
E_{f1} (MPa)	80,000
ν_{f12}	0.2
ε_{1T} (%)	2.132
ε_{1C} (%)	1.065
X_T (MPa)	1,140
X_C (MPa)	570
Y_T (MPa)	35
Y_C (MPa)	114
S_{12} (MPa)	72

Table 5 Material properties of AS4/3501-6 laminate

Constant	Values
E_1 (MPa)	126,000
E_2 (MPa)	11,000
G_{12} (MPa)	6,600
ν_{12}	0.28
E_{f1} (MPa)	225,000
ν_{f12}	0.2
ε_{1T} (%)	1.380
ε_{1C} (%)	1.175
X_T (MPa)	1,950
X_C (MPa)	1,480
Y_T (MPa)	48
Y_C (MPa)	200
S_{12} (MPa)	79

한편, 각 복합재료의 주요 재료물성치는 Table 4 및 Table 5 (Soden, et al., 1998a; 1998b)와 같다. 여기서 E-glass/LY556 적층 복합재료를 구성하는 각 플라이의 두께는, 90° 플라이의 경우, 0.172mm, +30° 및 -30° 플라이의 경우, 각각 0.414mm 이며 따라서 플라이의 총 두께는 2mm이다. 또한 AS4/3501-6 적층 복합재료를 구성하는 각 플라이의 두께는 모든 섬유방향에 대해 0.1375mm이며 따라서 플라이의 총 두께는 1.1mm이다.

한편, 식 (5) 및 (6)에 사용된 변수 $m_{\sigma f}$, 즉, 섬유수직방향에서의 섬유의 평균응력 확대상수는 실험적으로 구해지는 상수이며, Puck and Schürmann에 의해 유리섬유의 경우 1.3, 탄소섬유의 경우 1.1로 제안된 바 있다 (Puck & Schürmann, 1998).

3.3 유한요소모델, 적층배열 및 하중-경계조건

본 연구에서는 Table 3과 같은 다축 응력상태에 놓인 복합 재료 구조물의 일부를 추출하여 유한요소모델을 생성하였으며, 구조물의 일반적인 수준에서 고려할 수 있는 크기로 설정하였다. 즉, 유한요소모델의 길이 및 폭의 치수는 각각 300mm 및 300mm이다.

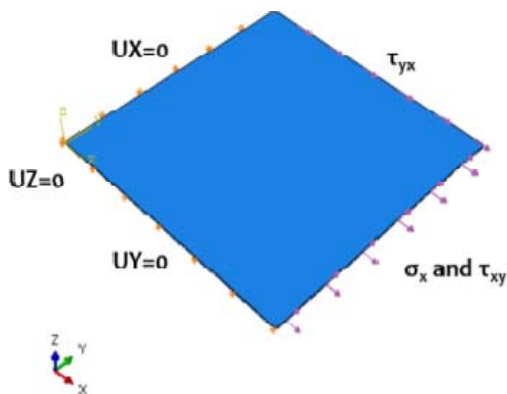
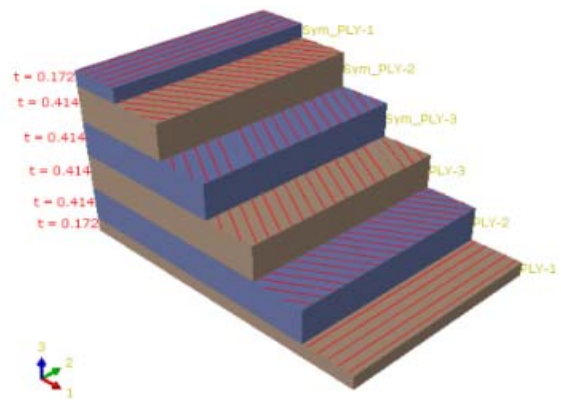
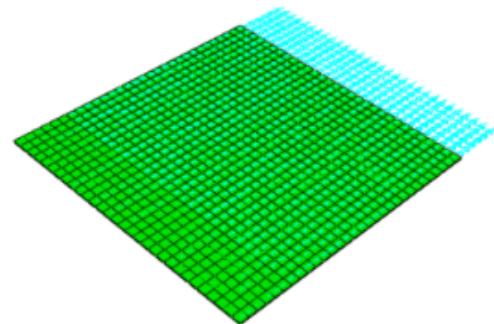


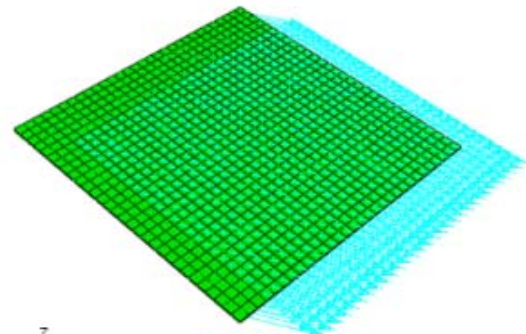
Fig. 2 Loading and boundary conditions for case B



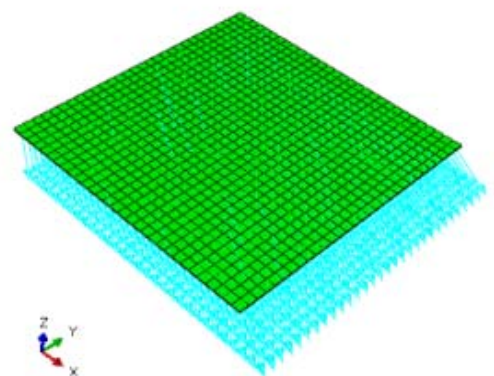
(a) Ply stacking sequence [90/+30/-30]S



(b) 90° fiber angle direction at first ply



(c) 30° fiber angle direction at second ply



(d) -30° fiber angle direction at third ply

Fig. 3 Ply stacking sequence and fiber angle direction for E-glass/LY556 composite laminate

한편, 적층 복합재료에 작용되는 응력은 Soden 등에 의해 수행된 복합재료 시험조건과 동일한 크기·방향의 응력 (Table 3의 하중조건)을 부여하였다 (Soden, et al., 1998a; 1998b). Fig. 2는 Table 3의 Case B에 대한 하중 및 경계조건을 적용한 모습을 나타내고 있다.

Fig. 3은 E-glass/LY556 적층 복합재료의 ABAQUS 해석용 유한요소모델에 삽입된 적층배열과 각 플라이에서의 섬유 방향을 나타내고 있다.

4. 전산해석 결과

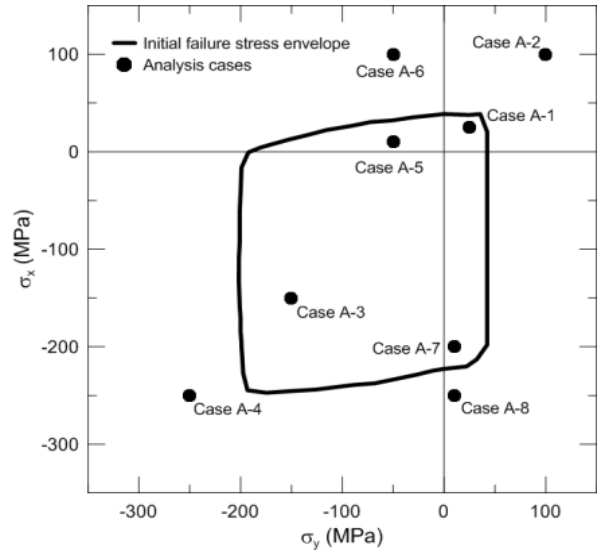
4.1 전산해석 시나리오 선정

본 절에서는 적층 복합재료의 초기 파손현상을 개발된 사용자 정의 서브루틴을 활용하여 전산해석을 수행함으로써 개발 코드의 적합성과 유용성을 검증한다.

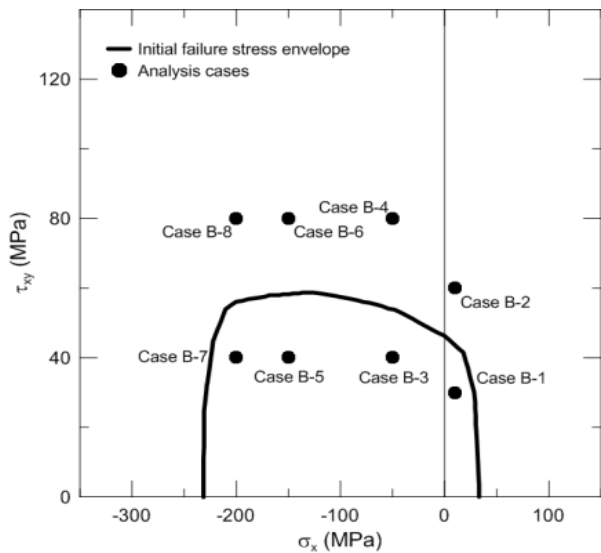
Fig. 4에 보인 바와 같이, Soden, et al. (1998a; 1998b)에 의해 확보된 E-glass/LY556 및 AS4/3501-6 적층 복합재료의 초기 파손응력 포락선 (failure stress envelope)을 바탕으로 (실선으로 표기) 총 24가지의 전산해석 케이스를 임의로 선정하였다 (점으로 표기).

Table 6 Failure analysis cases of composite laminates

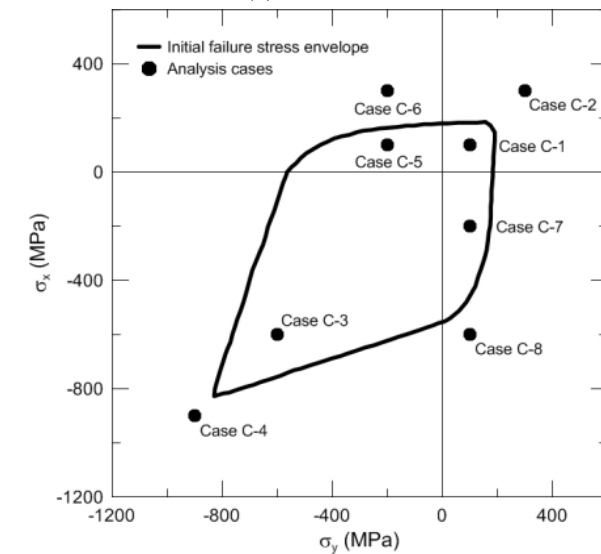
Case	Loading condition	Failure
A-1	$\sigma_x = \sigma_y = 25MPa$	No
A-2	$\sigma_x = \sigma_y = 100MPa$	Yes
A-3	$\sigma_x = \sigma_y = -150MPa$	No
A-4	$\sigma_x = \sigma_y = -250MPa$	Yes
A-5	$\sigma_x = 10MPa, \sigma_y = -50MPa$	No
A-6	$\sigma_x = 100MPa, \sigma_y = -50MPa$	Yes
A-7	$\sigma_x = -200MPa, \sigma_y = 10MPa$	No
A-8	$\sigma_x = -250MPa, \sigma_y = 10MPa$	Yes
B-1	$\sigma_x = 10MPa, \tau_{xy} = 30MPa$	No
B-2	$\sigma_x = 10MPa, \tau_{xy} = 60MPa$	Yes
B-3	$\sigma_x = -50MPa, \tau_{xy} = 40MPa$	No
B-4	$\sigma_x = -50MPa, \tau_{xy} = 80MPa$	Yes
B-5	$\sigma_x = -150MPa, \tau_{xy} = 40MPa$	No
B-6	$\sigma_x = -150MPa, \tau_{xy} = 80MPa$	Yes
B-7	$\sigma_x = -200MPa, \tau_{xy} = 40MPa$	No
B-8	$\sigma_x = -200MPa, \tau_{xy} = 80MPa$	Yes
C-1	$\sigma_x = \sigma_y = 100MPa$	No
C-2	$\sigma_x = \sigma_y = 300MPa$	Yes
C-3	$\sigma_x = \sigma_y = -600MPa$	No
C-4	$\sigma_x = \sigma_y = -900MPa$	Yes
C-5	$\sigma_x = 100MPa, \sigma_y = -200MPa$	No
C-6	$\sigma_x = 300MPa, \sigma_y = -200MPa$	Yes
C-7	$\sigma_x = -200MPa, \sigma_y = 100MPa$	No
C-8	$\sigma_x = -600MPa, \sigma_y = 100MPa$	Yes



(a) Case A



(b) Case B



(c) Case C

Fig. 4 Initial failure stress envelope and analysis cases

저자에 의해 임의로 선정된 24가지 해석 케이스의 하중 조건을 Table 6에 나타내었다. 이때, 적층 복합재료의 파손 및 비파손 상태의 정확한 평가가 이루어졌는지를 판단하기 위해 12가지의 파손 및 비파손 상태를 각각 선정하였다.

즉, Fig. 4와 Table 6에 보인 바와 같이, Case A-1, A-3, A-5, A-7, B-1, B-3, B-5, B-7, C-1, C-3, C-5 및 C-7은 다축응력 상태에서 초기파손응력 포락선의 내부에 위치하고 있으므로 파손이 발생하지 않는 경우이며, Case A-2, A-4, A-6, A-8, B-2, B-4, B-6, B-8, C-2, C-4, C-6 및 C-8은 외부에 위치하고 있으므로 초기 파손이 적층 복합재료의 임의의 부위에서 발생하는 경우이다.

4.2 전산해석 결과 및 고찰

전산해석 결과의 대표적 예로서 Fig. 5, Fig. 6 및 Fig. 7에 Case A-2, B-2 및 C-2의 조합하중에 놓인 대상 적층 복합재료의 Hashin 및 Puck 파손기준식 기반 전산해석 결과 (파손발생)를 보이고 있다. Fig. 5-Fig. 7에 보인 바와 같이 개발 ABAQUS 사용자정의 서브루틴을 통해 파손 분포 (UVARM1-UVARM4)를 손쉽게 파악할 수 있다. 그림의 적층 복합재료에

서 파손이 일어난 부분, 즉, 파손지수가 1.0 이상인 영역은 회색으로 표시함으로써 복합재료 구조물의 파손여부를 쉽게 분석할 수 있다.

특히, 적층 복합재료에 섬유방향-섬유수직방향 이축하중이 동시에 작용하거나 섬유방향 압축하중과 섬유방향-섬유수직방향 전단하중이 동시에 작용하는 경우, 섬유파손은 발생하지 않는데 반해 기지파손이 발생하는 것을 관찰할 수 있다. 이는 기존 파손기준식으로는 판별할 수 없는 파손모드이며 따라서 보다 개선된 파손기준식의 필요성을 잘 보여주는 예라 할 수 있다.

Table 7은 제안 해석기법으로 계산된 Hashin-Puck 섬유 및 기지파손지수와 이의 문헌 결과 (Soden, et al., 1998a; 1998b)와의 비교를 나타내고 있다. Table 7에 보인 바와 같이, 본 연구를 통해 수행된 전산해석 결과가 문헌 결과와 79.2~91.7% 수준으로 일치하였으며, 이는 공학적으로 근접한 경향을 나타낸다고 볼 수 있다. 다만, 몇몇 Case에서 비파손을 파손으로 평가하는 경우가 있었으나 (Hashin의 경우, Case A-5, B-1, B-3, B-5, B-7, Puck의 경우, Case A-5, B-7) 보수적 설계 관점에서는 크게 문제되지 않는 결과라 판단된다.

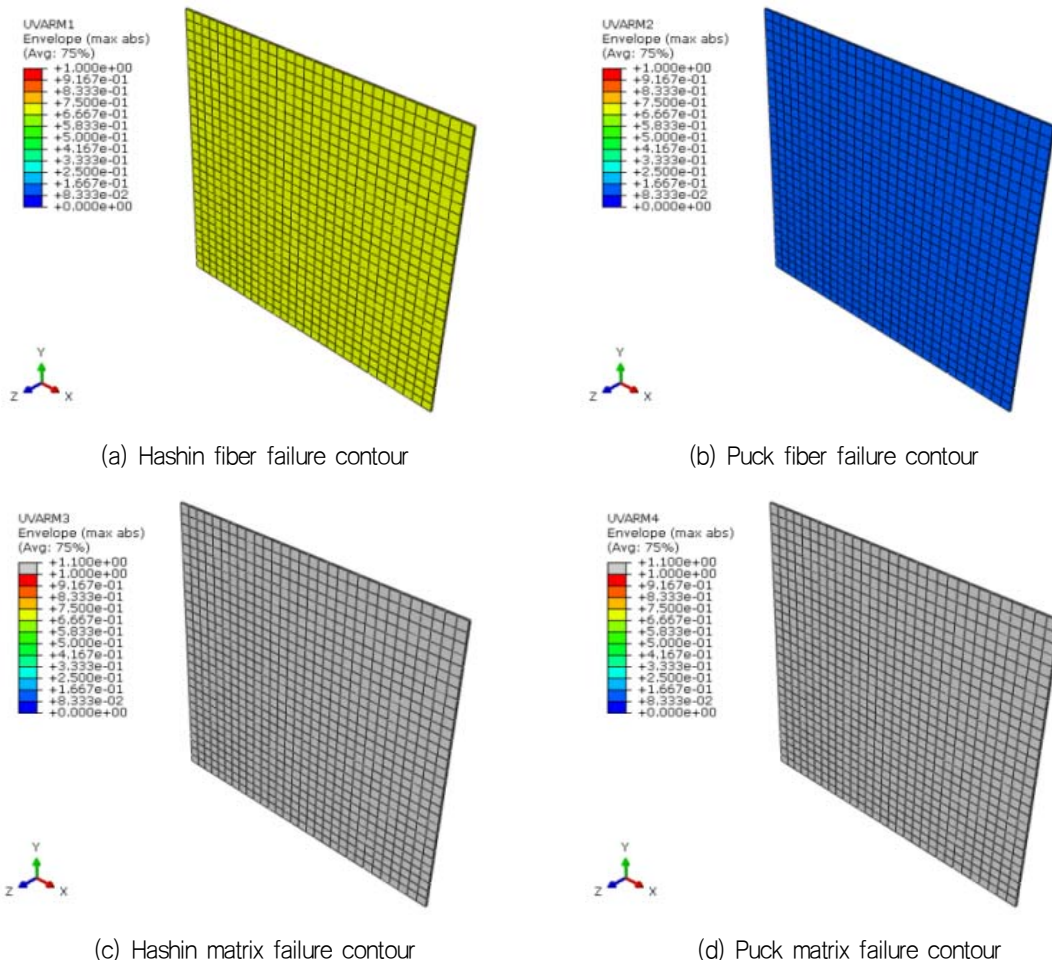
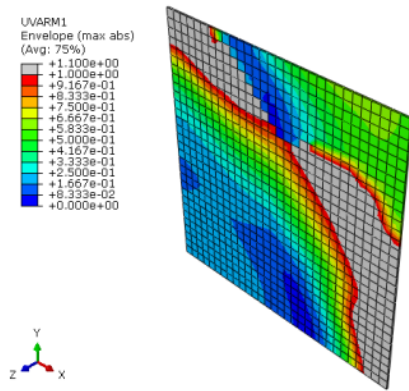
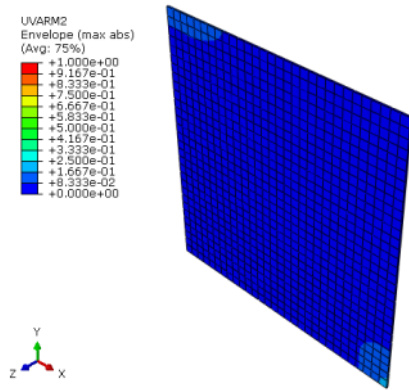


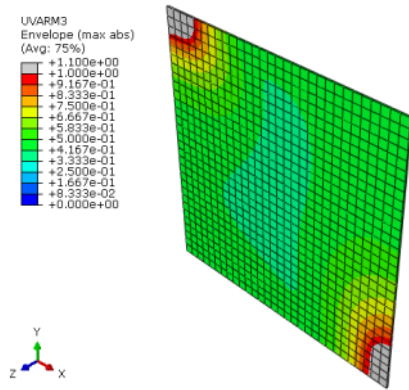
Fig. 5 Fiber and matrix failure contour based on Hashin and Puck failure criteria for Case A-2



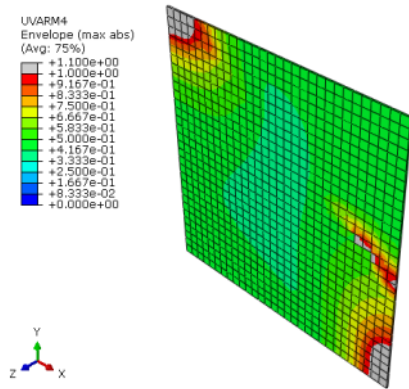
(a) Hashin fiber failure contour



(b) Puck fiber failure contour

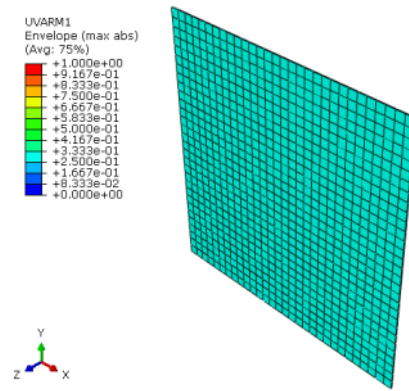


(c) Hashin matrix failure contour

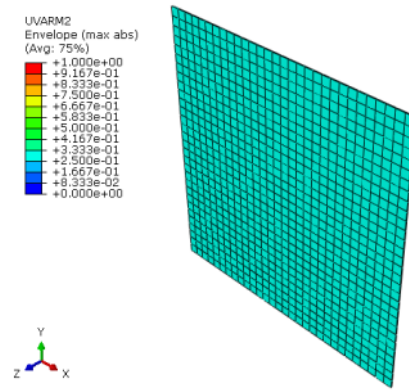


(d) Puck matrix failure contour

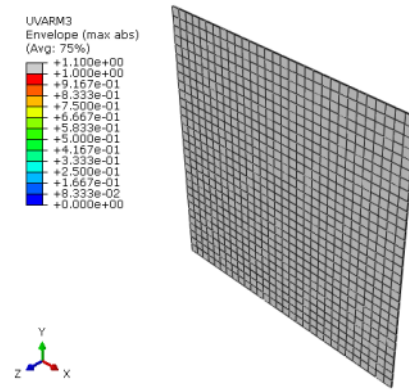
Fig. 6 Fiber and matrix failure contour based on Hashin and Puck failure criteria for Case B-2



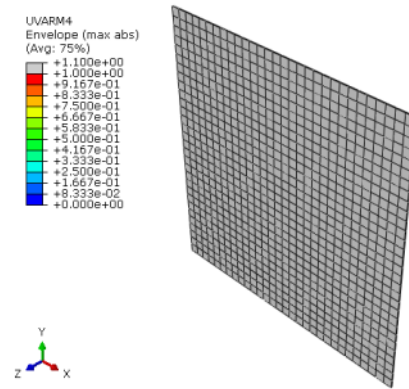
(a) Hashin fiber failure contour



(b) Puck fiber failure contour



(c) Hashin matrix failure contour



(d) Puck matrix failure contour

Fig. 7 Fiber and matrix failure contour based on Hashin and Puck failure criteria for Case C-2

Table 7 Failure analysis results and their comparison to literature results

Case	HFFI ¹⁾	PFFI ²⁾	HMFI ³⁾	PMFI ⁴⁾	Failure	CH ⁵⁾	CP ⁶⁾
A-1	0.1726	0.0371	0.4362	0.4363	No	O	O
A-2	0.6903	0.1483	1.7450	1.7450	Yes	O	O
A-3	0.4640	0.4454	0.8473	0.9012	No	O	O
A-4	0.7733	0.7424	1.2890	1.5020	Yes	O	O
A-5	2.0460	0.2222	0.4242	1.5900	No	X	X
A-6	4.6050	0.3327	1.5740	1.5740	Yes	O	O
A-7	0.4050	0.4113	0.9500	0.9386	No	O	O
A-8	0.5071	0.5116	1.1400	1.1720	Yes	O	O
B-1	1.3670	0.0661	0.7310	0.7311	No	X	O
B-2	2.4500	0.1384	1.3100	1.8240	Yes	O	O
B-3	1.1530	0.1674	0.8035	0.3495	No	X	O
B-4	4.3100	0.2333	1.6330	4.3120	Yes	O	O
B-5	1.155	0.3727	0.8611	0.8922	No	X	O
B-6	2.3070	0.4379	1.6030	9.7880	Yes	O	O
B-7	1.1580	0.4767	0.9575	1.0430	No	X	X
B-8	2.3080	0.5415	1.6210	1.6640	Yes	O	O
C-1	0.0925	0.1018	0.4098	0.4098	No	O	O
C-2	0.2774	0.3054	1.2290	1.2290	Yes	O	O
C-3	0.7311	0.7174	0.4500	0.5901	No	O	O
C-4	1.0970	1.0760	0.8499	0.8852	Yes	O	O
C-5	0.3782	0.3804	0.6133	0.5977	No	O	O
C-6	9.3910	0.5059	1.2550	1.2550	Yes	O	O
C-7	0.3782	0.3804	0.6133	0.5977	No	O	O
C-8	1.0450	1.0470	1.4620	1.3040	Yes	O	O
Accuracy of analysis results (%)						79.2	91.7

¹⁾Hashin fiber failure index

²⁾Puck fiber failure index

³⁾Hashin matrix failure index

⁴⁾Puck matrix failure index

⁵⁾Consistency between literature and present analyses based on Hashin failure criterion

⁶⁾Consistency between literature and present analyses based on Puck failure criterion

5. 결론

본 연구에서는 Hashin 및 Puck 파손이론을 기반으로 적층 복합재료의 섬유-기지파손 평가용 수치해석 기법을 개발하였다. 나아가 파손 시나리오 전산해석 결과를 문헌으로 보고된 초기파손응력 포락선과 비교하였다.

본 연구의 주요한 결론을 기술하면 다음과 같다.

- 적층 복합재료의 정적파손기준으로 널리 활용되던 한계 기준식 및 상호작용 기준식을 보완할 수 있는 진보된 파손기준식을 활용하여 범용유한요소해석코드용 전산해석

기법을 개발하였다.

- 문헌으로 보고된 적층 복합재료의 초기파손응력 포락선과의 비교를 통해 제안 전산해석기법을 검증하였으며 공학적으로 근접한 경향의 결과를 얻을 수 있었다.
- 본 연구를 통해 검증된 전산해석 기법 및 ABAQUS 사용 지정의 서브루틴의 활용을 바탕으로 보다 복잡한 형상을 가지는 복합재료 구조물의 정적파손평가, 특히, 기지파손평가를 효과적으로 수행할 수 있을 것으로 예상된다.
- 풍력용 복합재료 블레이드, 상선용-특수선용 복합재료 프로펠러 등 산업계에서 그 개발이 활발히 이루어지고 있는 복합재료 구조물의 선급규정 기반 정적파손평가를 위한 유용한 도구로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후기

이 논문은 2014년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(NRF-2014R1A1A2 006102).

References

- Kim, S.G. & Kweon, J.H., 2013. Strength Analysis of Composite Double-lap Bolted Joints by Progressive Failure Theory Based on Damage Variables. *Composites Research*, 26(2), pp.91-98.
- Park, K.J. Kang, H.J. Shin, S. Choi, I.H. Kim, M.K. & Kim, S.J., 2014. Strength Prediction on Composite Laminates Including Material Nonlinearity and Continuum Damage Mechanics. *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 42(11), pp.927-936.
- Son, B.J. Huh, Y.H. Kim, D.J. & Kim, J.I., 2012. Analysis of Wind-Turbine Blade Behavior Under Static Dual-Axis Loads. *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A*, 36(3), pp.297-304.
- Lee, D.G. Jeong, M.Y. Choi, J.H. Cheon, S.S. Chang, S.H. & Oh, J.H., 2007. *Composite Materials*. 1st Edition. Hongrung Publishing: Seoul.
- Barbero, E.J., 2011. *Introduction to Composite Materials Design*. 2nd Edition. CRC Press: Boca Raton.

- Barbero, E.J., 2013. *Finite Element Analysis of Composite Materials using Abaqus*. 1st Edition. CRC Press: Boca Raton.
- Germanischer Lloyd, 2010. *Guideline for the Certification of Wind Turbines*. 2010 Edition. Germanischer Lloyd: Hamburg.
- Hashin, Z., 1980. Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites. *Journal of Applied Mechanics*, 47(2), pp.329–334.
- Hinton, M.J. & Soden, P.D., 1998. Predicting Failure in Composite Laminates: The Background to the Exercise. *Composites Science and Technology*, 58, pp.1001–1010.
- Hinton, M.J. Kaddour, A.S. & Soden, P.D., 2002. A Comparison of the Predictive Capabilities of Current Failure Theories for Composite Laminates, Judged against Experimental Evidence. *Composites Science and Technology*, 62, pp.1725–1797.
- Hinton, M.J. Kaddour, A.S. & Soden P.D., 2004. *Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: The World-Wide Failure Exercise*. 1st Edition. Elsevier: Oxford.
- Kaddour, A.S. Hinton, M.J. & Soden, P.D., 2004. A Comparison of the Predictive Capabilities of Current Failure Theories for Composite Laminates: Additional Contributions. *Composites Science and Technology*, 64, pp.449–476.
- Lee, S.G. Nam, J.H. Hyun, B.S. Paik, B.G. Lee, C.S. Jang, H.G. & Nho, I.S., 2012. Enhanced Manufacturing and Performance Analysis of Flexible Composite Propeller. *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, 49(6), pp.521–527.
- Nahas, M.N., 1986. Survey of Failure and Post-Failure Theories of Laminated Fiber-Reinforced Composites. *Journal of Composites Technology & Research*, 8(4), pp.138–153.
- Pavlou, D., 2013. *Composite Materials in Piping Applications: Design, Analysis and Optimization of Subsea and Onshore Pipelines from FRP Materials*. DEStech Publications: Lancaster.
- Puck, A. & Schürmann, H., 1998. Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically based Phenomenological Models. *Composites Science and Technology*, 58(7), pp.1045–1067.
- Puck, A. & Schürmann, H., 2002. Failure Analysis of FRP Laminates by Means of Physically based Phenomenological Models. *Composites Science and Technology*, 62(12–13), pp.1633–1662.
- Puck, A. Kopp, J. & Knops, M., 2002. Guidelines for the Determination of the Parameters in Puck's Action Plane Strength Criterion. *Composites Science and Technology*, 62, pp.371–378.
- Soden, P.D. Hinton, M.J. & Kaddour, A.S., 1998a. Lamina Properties, Lay-Up Configurations and Loading Conditions for a Range of Fibre-Reinforced Composite Laminates. *Composites Science and Technology*, 58, pp.1011–1022.
- Soden, P.D. Hinton, M.J. & Kaddour, A.S., 1998b. A Comparison of the Predictive Capabilities of Current Failure Theories for Composite Laminates. *Composites Science and Technology*, 58, pp.1225–1254.
- Sun, C.T. Quinn, B.J. Tao, J. & Oplinger, D.W., 1996. *Comparative evaluation of failure analysis methods for composite laminates*, NASA, DOT/FAA/AR-95/109: Springfield: NASA.



이치승

이제명