

## 첨단복합재료 적층판의 인장 파손특성 시험적 평가

이명건\* · 이정원\*\* · 윤동현\*\* · 김재훈\*\*†

\* 국방과학연구소, \*\* 충남대학교 기계설계공학과

### Experimental Assessment of Tensile Failure Characteristic for Advanced Composite Laminates

Myoung Keon Lee\*, Jeong Won Lee\*\*, Dong Hyun Yoon\*\* and Jae Hoon Kim\*\*†

\* Agency for Defense Development,

\*\* Mechanical Design Engineering, Chungnam Nat'l Univ.

(Received October 5, 2016 ; Revised July 31, 2017 ; Accepted August 7, 2017)

**Key Words:** Advanced Composite Material(첨단복합재료), Tensile Failure Characteristic(인장파손특성), Laminate(적층판), Regression Analysis Method(회귀분석법)

**초록:** 최근 선진항공사에서는 항공기 복합재 구조의 변형률을 평가할 때 적층판 파손이론을 사용한다. 적층판 파손이론은 복합재 구조평가에 적층판의 파손변형률을 사용한다. 본 논문은 적층판 인장파손특성의 시험적 평가 절차를 보여준다. 시험적 평가는 회귀분석법(regression analysis method)을 사용하였다. 회귀분석은 적층판의 파손변형률을 응답변수로 하고 적층판 내 0°, ±45°층의 비율을 회귀변수로 하는 방법이다. 본 논문에 사용된 복합재료는 177°C(350°F)에서 경화되는 Carbon/Epoxy UD Tape 프리프레그이다. 시편은 0°, +45°, -45° 및 90°층으로 적층된 14 종류의 노치없는 적층판으로 총149개 시편으로 구성하였다. 시험 방법은 ASTM-D-3039 규정을 사용하였다.

**Abstract:** In recent years, major airplane manufacturers have been using the laminate failure theory to estimate the strain of composite structures for airplanes. The laminate failure theory uses the failure strain of the laminate to analyze composite structures. This paper describes a procedure for the experimental assessment of laminate tensile failure characteristics. Regression analysis was used as the experimental assessment method. The regression analysis was performed with the response variable being the laminate failure strain and with the regressor variables being two-ply orientation (0° and ±45°) variables. The composite material in this study is a carbon/epoxy unidirectional (UD) tape that was cured as a pre-preg at 177°C(350°F). A total of 149 tension tests were conducted on specimens from 14 distinct laminates that were laid up at standard angle layers (0°, 45°, -45°, and 90°). The ASTM-D-3039 standard was used as the test method.

### 1. 서론

복합재 구조는 금속재 구조와 달리 사용된 재료에 따라 강도 특성이 다르게 나타난다. 가장 많이 사용해 왔던 파손이론은 한 층의 파손을 예측하여 적층판의 파손으로 간주하는 최초층파손(first ply failure) 이론이다. 이 이론은 단층의 기본 강도특성을 이용하여 비교적 정확한 파손을

예측할 수 있으나 적층판 내에 1개 층이 파손되더라도 하중을 더 지탱할 수 있으므로 적층판의 파손으로 간주하는 것은 매우 보수적인 결과를 가져온다. 따라서 적층판의 파손을 예측하는 여러 가지 접근법이 제시되고 있다. 선진 항공사에서는 항공기 복합재 구조의 변형률(strain)에 근거한 적층판 파손이론을 사용하고 있다.

항공기 복합재 1차 구조물은 주로 표준 적층각(0°, +45°, -45° 및 90°)을 사용한 적층판으로 구성된다. 적층판 파손이론을 구조 강도해석에 적용

† Corresponding Author, kimjhoon@cnu.ac.kr

© 2017 The Korean Society of Mechanical Engineers

**Table 1** Cured lamina mechanical properties

Item	Unit	Value(21°C @ AMB)	
Laminar thickness	mm	0.1882	
Elastic modulus	E <sub>1</sub> *	GPa	146.03
	E <sub>2</sub>	GPa	9.03
	G <sub>12</sub>	GPa	3.38
Poisson's ratio(v <sub>12</sub> )	---	0.33	

\* 축방향 인장 탄성계수와 압축 탄성계수의 평균값

하기 위해서는 셀 수 없는 수의 모든 적층판에 대한 파손특성값 획득이 우선되어야 한다.

본 논문에서는 시험결과로부터 계산된 대표적인 적층판의 인장 파손특성값을 사용하여 회귀분석법(regression analysis method, RAM)<sup>(1,2)</sup>을 통한 모든 적층판의 인장 파손특성값을 획득하고 분석한 결과를 수록하였다.

본 논문에서 사용된 복합재료는 177°C(350°F)에서 경화되는 T800급 Carbon/Epoxy 일방향 테이프(unidirectional tape)이다. 시편은 0°, +45°, -45° 및 90°층으로 적층된 14개 종류의 노치없는 적층판이다. 시험방법은 ASTM-D-3039<sup>(3)</sup> 규정을 사용하였다. 적층판의 파손특성값 평가는 적층판 내 0°와 ±45°층의 적층비율을 변수로 하는 회귀 분석법(regression analysis method)을 사용하여 획득하였다.

## 2. 복합재료 및 시험방법

### 2.1 복합재료

본 논문에서 사용한 복합재료는 177°C(350°F)에서 경화되는 Carbon/Epoxy UD Tape 프리프레그(Cycom G40-800/5276-1)이다. 경화된 복합재료 단층의 기계적 특성값은 Table 1과 같다.

시편은 0°, +45°, -45° 및 90°층으로 적층된 14개 종류의 노치없는 적층판으로 총149개 시편으로 구성하였다. 시편 상세 정보는 Table 2와 Table 3과 같다. 시험시편은 다음과 같은 규칙에 따라 설계 및 제작되었다.

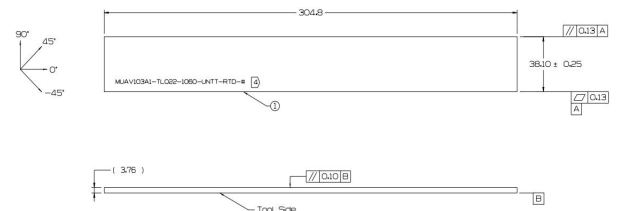
- (1) 시편은 0, +45, -45 및 90도로 적층되며, 각각의 적층각은 10% 이상이 되도록 한다.
- (2) 시편의 두께는 2.03mm~5.08mm로 적층한다.
- (3) 시편의 0도 적층각은 60%를 초과하지 않는다.
- (4) 시편은 대칭 및 balance 적층한다.
- (5) 시편의 0도 적층각은 최 외각층으로 부터 4번째에 적층한다.

**Table 2** Test matrix

specimen (0/±45/90%)	No. of specimen	(0/±45/90%)	No. of specimen
10/30/60	8	30/50/20	8
10/50/40	8	30/60/10	8
10/60/30	8	40/20/40	14
10/80/10	8	40/50/10	14
20/60/20	8	50/40/10	8
25/50/25	27	60/20/20	8
30/40/30	8	60/30/10	14

**Table 3** Stacking sequence of specimens

(0/±45/90%)	Plies	Stacking sequence
10/30/60	20	[45/90/-45/90 <sub>2</sub> /0/90 <sub>3</sub> /45]s
10/50/40	20	[45/90/-45/90/45/0/-45/90 <sub>2</sub> /45]s
10/60/30	20	[45/90/-45/0/-45/45/90 <sub>2</sub> /45/-45]s
10/80/10	20	[45/90/-45/0/-45/45/-45/45/-45/45]s
20/60/20	20	[45/90/-45/0/-45/45/90/0/45/-45]s
25/50/25	16	[45/90/-45/0/90/0/-45/45]s
30/40/30	20	[45/90/-45/0/90/0/-45/90/45/0]s
30/50/20	20	[45/90/-45/0/-45/45/0/90/-45/0]s
30/60/10	20	[45/90/-45/0/-45/45/0/45/-45/0]s
40/20/40	20	[45/90/-45/0/90/0/90/0/90/0]s
40/50/10	20	[45/90/-45/0/45/0 <sub>2</sub> /-45/0/45]s
50/40/10	20	[45/90/-45/0 <sub>3</sub> /-45/0/45/0]s
60/20/20	20	[45/90/0/-45/0 <sub>3</sub> /90/0 <sub>2</sub> ]s
60/30/10	20	[45/90/0/-45/0 <sub>3</sub> /45/0 <sub>2</sub> ]s



**Fig. 1** Specimen drawing for unnotched laminate tensile test

### 2.2 시험방법

시험은 노치없는 복합재료 적층판(Unnotched laminate tension, UNT)의 인장파손 강도를 획득하기 위한 ASTM-D-3039 규정에 따라 수행하였다. 이 시험은 노치없는 복합재료 적층판의 인장강도(F<sub>t</sub>), 인장변형률(ε<sub>t</sub>), 탄성계수(E<sub>t</sub>) 및 포아송비



(a) Test set-up (b) Failed tensile specimens

Fig. 2 Test set-up configuration and failed tensile specimens for unnotched laminate tensile test

( $\nu_{xy}$ )를 결정하기 위한 것이다. 이 시험에서는 시편이 파손될 때의 최대하중을 획득하고 이에 대한 노치없는 인장강도를 계산한다.

시험시편 도면은 Fig. 1과 같다.

시편이 파손될 때까지의 하중-변형률 그래프를 획득하여 인장 탄성계수를 계산한다. 시험은 상온 환경(21°C/Amb.)하에서 수행하였다.

축방향 가로방향 변형률은 스트레인게이지를 시편 중앙에 부착하여 측정하였다. Fig. 2는 노치없는 적층판의 인장시험 형상과 시편 파손형상을 보여주고 있다.

### 3. 인장 파손 특성값 평가

#### 3.1 시험데이터 이용 인장 파손강도값 계산

복합재료 적층판의 거동은 파손까지 선형탄성으로 가정한다. 적층판의 응력-변형률 거동의 모든 비선형성은 무시된다. 노치없는 적층판의 인장 변형률 파손특성 값은 기본시편의 파손응력을 적층판의 공칭 탄성계수(nominal laminate modulus)로 나눔으로써 계산한다. 공칭 적층판 탄성계수는 공칭 축방향 변형률이 0.004 스트레인 수준에서 상온의 단층 탄성계수를 이용하여 고전적 적층판 이론(classical laminate theory)<sup>(4)</sup>으로 계산한다. 기본시편의 인장 파손응력은 시편이 파손 될 때의 최대하중을 공칭 시편의 단면적으로 나누어 계산한다.

$$F_t = \frac{P_{max}}{A_{nom}} \quad (1)$$

여기서,

$F_c$  = 시편 인장 파손응력(MPa)

$P_{max}$  = 시편 파손 최대 인장하중(N)

Table 4 Number of outlier

Specimen (0/±45/90%)	No. of specimen	Specimen (0/±45/90%)	No. of specimen
10/30/60	0	30/50/20	2
10/50/40	1	30/60/10	1
10/60/30	2	40/20/40	2
10/80/10	0	40/50/10	0
20/60/20	1	50/40/10	3
25/50/25	0	60/20/20	1
30/40/30	1	60/30/10	0

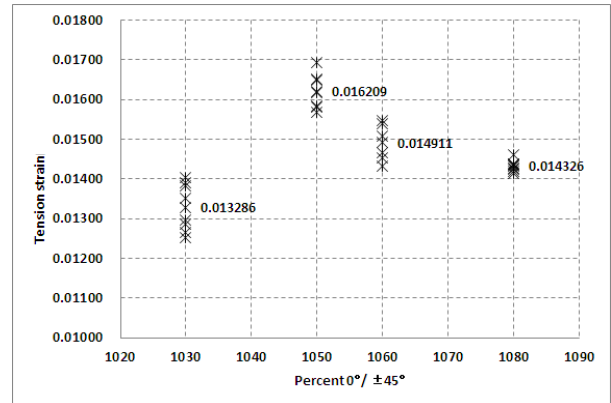


Fig. 3 Test data for UNT laminate(10% of 0°ply)

$A_{nom}$  = 공칭 시편 단면적(mm<sup>2</sup>), (공칭 두께\*측정된 시편 폭)

인장 변형률 파손특성 값은 최대 인장 파손응력을 공칭 축방향 적층판 탄성계수로 나누어 계산한다. 관계식은 다음과 같다.

$$\epsilon_t = \frac{F_t}{E_{nom}} \quad (2)$$

여기서,

$\epsilon_t$  = 변형률 기반 인장 파손특성값(mm/mm)

$E_{nom}$  = 공칭 축방향 적층판 탄성계수(MPa)

총 149개 시편시험 결과에서 아웃라이어(outlier)<sup>(1)</sup>가 제거된 시험개수는 135개이다. Table 4는 적층판 별 아웃라이어 시편 개수를 보여주고 있다. 아웃라이어 판정기준으로는 MNR(Maximum Normed Residual)<sup>(1)</sup> 방법을 적용하였다.

시험에서 획득한 결과로부터 각 적층판의 시편

**Table 5** Tensile failure strain (10% of 0° ply)

Spec. No.	Tensile failure typical strain			
	10/30/60	10/50/40	10/60/30	10/80/10
1	0.01352	0.01581	0.01508	0.01439
2	0.01403	0.01693	0.01541	0.01436
3	0.01391	0.01653	0.01432	0.01420
4	0.01296	0.01584	0.01467	0.01438
5	0.01252	0.01650	0.01453	0.01425
6	0.01265	0.01618	0.01547	0.01461
7	0.01287	0.01569	---*	0.01415
8	0.01383	---*	---*	0.01428
Aver.	0.01329	0.01621	0.01491	0.01433

\*아웃라이어로 계산에서 제거된 시편

에 대하여 인장 변형률 파손특성 값을 계산하였다. Fig. 3과 Table 5는 14개 적층판 중 0°층 적층률이 10%인 적층판의 인장 변형률 파손특성값을 계산한 결과를 보여준다.

3.2 회귀분석

복합재료 적층판의 극한 파손 변형률값이 응답 변수이고 적층판 내 0°층과 ±45°층의 적층 비율이 회귀변수가 되는 회귀분석 방정식은 식 (3)과 같다.

$$y = \beta_0 + \beta_1x_1 + \beta_2x_1^2 + \beta_3x_2 + \beta_4x_2^2 + \beta_5x_1x_2 + \epsilon \quad (3)$$

여기서,

- y = laminate ultimate strain data
- $\beta_i$  = unknown regression coefficients
- $x_1$  = percentage of 0° plies
- $x_2$  = percentage of ±45° plies
- $\epsilon$  = residual or error term

n개의 데이터에서 j-번째 데이터에 대하여 식 (4)와 같이 쓸 수 있다

$$y = \beta_0 + \beta_1x_{1j} + \beta_2x_{1j}^2 + \beta_3x_{2j} + \beta_4x_{2j}^2 + \beta_5x_{1j}x_{2j} + \epsilon_j = x_j^T\beta + \epsilon_j \quad (4)$$

여기서,

$$x_j = \begin{Bmatrix} 1 \\ x_{1j} \\ x_{1j}^2 \\ x_{2j} \\ x_{2j}^2 \\ x_{1j}x_{2j} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 1 \\ (\%0^\circ)_j \\ (\%0^\circ)_j^2 \\ (\%\pm 45^\circ)_j \\ (\%\pm 45^\circ)_j^2 \\ (\%0^\circ)_j(\%\pm 45^\circ)_j \end{Bmatrix}, \quad \beta = \begin{Bmatrix} \beta_0 \\ \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \\ \beta_4 \\ \beta_5 \end{Bmatrix}$$

$x_{1j}$ 와  $x_{2j}$ 는 각각 j-번째 데이터의 0°층과 ±45°층의 적층 비율이다. 모든 데이터를 벡터와 행렬 식으로 표현하면 식 (5)와 같다.

$$y = X\beta + \epsilon \quad (5)$$

여기서,

$$y = \begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_n \end{Bmatrix}, \quad X = \begin{bmatrix} 1 & x_{11} & x_{11}^2 & x_{21} & x_{21}^2 & x_{11}x_{21} \\ 1 & x_{12} & x_{12}^2 & x_{22} & x_{22}^2 & x_{12}x_{22} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & x_{1n} & x_{1n}^2 & x_{2n} & x_{2n}^2 & x_{1n}x_{2n} \end{bmatrix}, \quad \epsilon = \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \vdots \\ \epsilon_n \end{Bmatrix}$$

오차 최소화를 위하여 최소자승법을 적용한다.

$$\epsilon^T\epsilon = (y - X\beta)^T(y - X\beta) \quad (6)$$

오차가  $\beta$ 에 대하여 최소가 되는  $\beta$ 값을 b라 하면 식 (7)과 같다.

$$b = (X^T X)^{-1} X^T y \quad (7)$$

따라서 j-번째 적층판의 평균 압축파손강도( $\hat{y}_j$ )를 나타내는 회귀분석식은 식 (8)과 같이 주어진다.

$$\hat{y}_j = b_0 + b_1x_{1j} + b_2x_{1j}^2 + b_3x_{2j} + b_4x_{2j}^2 + b_5x_{1j}x_{2j} = x_j^T b \quad (8)$$

회귀예측 표준오차는 잔차제곱합(SSE, sum of squares due to residual error)으로 정의되며 회귀예측 표준오차식은 식 (9)와 식 (10)과 같다.

$$SSE = \sum (y_j - \hat{y}_j)^2 = (y - \hat{y})^T (y - \hat{y}) = y^T y - b^T X^T y \quad (9)$$

$$s_y = \sqrt{\frac{SSE}{(n-k)}} = \sqrt{\frac{y^T y - b^T X^T y}{(n-k)}} \quad (10)$$

여기서, n-k(k는 상수항을 포함한  $x_j$ 의 총 항수, 즉 k=6) 자유도이다.

3.3 회귀분석이용 인장 파손변형률 계산

시험으로 획득한 기본 적층판의 파손특성값을 회귀분석법에 적용하여 복합재료 모든 적층영역에 대한 인장파손 특성값을 계산하였다.

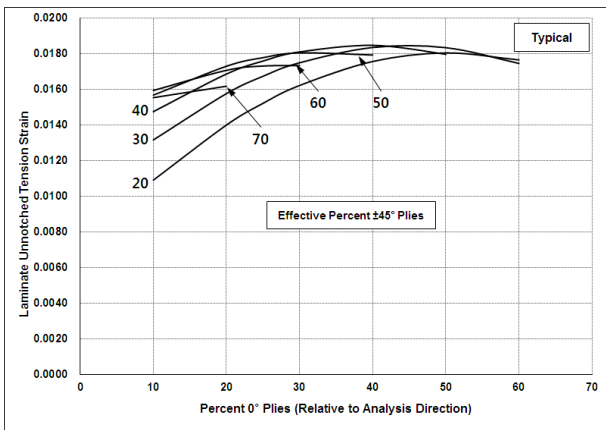
**Table 6** Residual analysis summary statistics

Anderson-Darling Test for Residual Normality					
AD =	0.651	AD*=	0.669	OSL=	0.094

**Table 7** Regression ANOVA summary

Source	Degree of freedom	Sum of squares	Mean squares	F-ratio	F <sub>2,56</sub>
Model	5	2.56E-4	5.112	71.011	2.284
Error	129	9.2868	7.199		
Total	134	3.48E-4			

\* ANOVA : Analysis of Variance



**Fig. 4** Tensile failure typical strain, UNT, @ 21°C

14개 기본 적층판에 대한 총 138개 인장 시험 데이터를 회귀분석 절차에 따라 계산한 결과는 다음식과 같다. 이 방정식으로부터 적층판 내 0°층과 ±45°층의 적층비율을 대입하여 계산하면 적층판의 인장 변형률 파손특성값이 계산된다.

$$\begin{aligned} \epsilon_{UNT_{TYP}} = & -2.1780E^{-4} + 5.2340E^{-4}(\%0^\circ \text{ plies}) \\ & - 4.2350E^{-6}(\%0^\circ \text{ plies})^2 \\ & + 4.3142E^{-4}(\%\pm 45^\circ \text{ plies}) \\ & - 3.2740E^{-6}(\%\pm 45^\circ \text{ plies})^2 \\ & - 4.6340E^{-6}(\%0^\circ \text{ plies})(\%\pm 45^\circ \text{ plies}) \end{aligned}$$

회귀 잔차분석표와 분산분석표는 각각 Table 6과 Table 7에서 보여주고 있다.

회귀분석 절차로 획득한 적층판 인장 변형률 파손특성값을 적층판의 0°층과 ±45°층의 적층 비율에 대한 그래프로 표시하면 Fig. 4와 같다.

14개 적층판에 대한 시험시험과 회귀분석 방정식으로 각각 획득된 인장 변형률 파손특성값 간 비교데이터는 Table 8에서 보여주고 있다. 적층판

**Table 8** Comparison between test and RAM

Specimen (0/±45/90%)	Tensile failure typical strain		Error(%) (test/RAM)
	test	RAM	
10/30/60	0.013286	0.013198	+0.7
10/50/40	0.016209	0.015662	+3.5
10/60/30	0.014911	0.015911	-6.3
10/80/10	0.014326	0.014445	-0.8
20/60/20	0.017981	0.017094	+5.2
25/50/25	0.017730	0.017814	-0.5
30/40/30	0.017459	0.018130	-3.7
30/50/20	0.018912	0.018108	+4.4
30/60/10	0.017733	0.017430	+1.7
40/20/40	0.017363	0.017554	-1.1
40/50/10	0.017563	0.018060	-2.8
50/40/10	0.019588	0.018115	+8.1
60/20/20	0.018520	0.017698	+4.6
60/30/10	0.017059	0.017595	-3.0

**Table 9** Comparison between typical and B-basis

Specimen (0/±45/90%)	Tensile failure strain		Variation(%) (B-basis/typ)
	Typical	B-basis	
10/30/60	0.013198	0.011588	87.8
10/50/40	0.015662	0.014293	91.3
10/60/30	0.015911	0.014533	91.3
10/80/10	0.014445	0.012887	89.2
20/60/20	0.017094	0.015767	92.2
25/50/25	0.017814	0.016531	92.8
30/40/30	0.018130	0.016843	92.9
30/50/20	0.018108	0.016825	92.9
30/60/10	0.017430	0.016080	92.3
40/20/40	0.017554	0.016114	91.8
40/50/10	0.018060	0.016738	92.7
50/40/10	0.018115	0.016772	92.6
60/20/20	0.017698	0.016251	91.8
60/30/10	0.017595	0.016181	92.0

별 인장 변형률 파손특성값은 각 시험에 대한 평균값(typical value)이다.

회귀 분석절차를 적용한 적층판 인장 변형률 파손특성값은 일부 적층판(10/60/30%, 50/40/10%)을 제외하고 시험결과 대비 5% 내외의 오차범위에서 계산되었다.

Table 9는 회귀분석 절차로 계산된 평균 인장 파손 특성값을 사용하여 계산된 B-basis값을 보여

주고 있다. B-basis값은 평균값(typical value) 대비 약 7~12% 작은 값으로 계산되었다. B-basis는 MIL-HDBK-17 Volume 3 1.4절<sup>(1)</sup>에 정의되어 있다.

#### 4. 결과 및 고찰

본 논문에서는 적층판에 대한 시편 인장시험 결과를 사용하여 회귀분석법에 의한 적층판 인장 변형률 파손특성 값을 계산하는 절차를 설명하였다. 14개 적층판에서 총 149개 시편을 제작하여 인장 특성 시험을 수행하여 아웃라이어로 제거된 14개 시험결과를 제외하고 135개 시험결과를 회귀분석 절차에 사용하였다. Fig. 5~Fig. 9는 적층판에 대한 시험결과와 회귀분석 결과를 비교한 그래프이다. Table 8에서 볼 수 있듯이 시험 결과 값 대비 회귀분석 값이 최소 0.5%에서 최대 8.1%의 오차를 나타내고 있다.

항공기 복합재 구조설계에 사용되는 복합재료

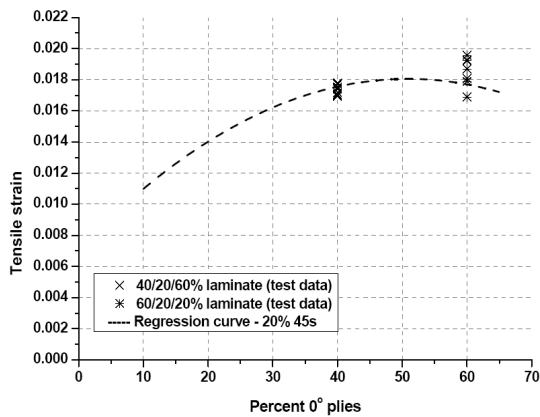


Fig. 5 Comparison of UNT laminate test data to regression curve (20% of  $\pm 45^\circ$  plies)

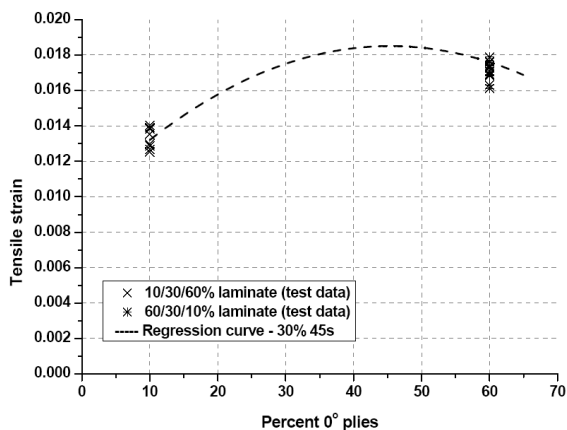


Fig. 6 Comparison of UNT laminate test data to regression curve (30% of  $\pm 45^\circ$  plies)

파손특성값은 시험오차와 파손값 계산오차 등 불확실성 요소를 고려하여 B-basis값을 사용한다. 계산된 B-basis값이 평균값 대비 약 10% 내외로 작음에 따라 Table 8의 시험값과 회귀분석값 간

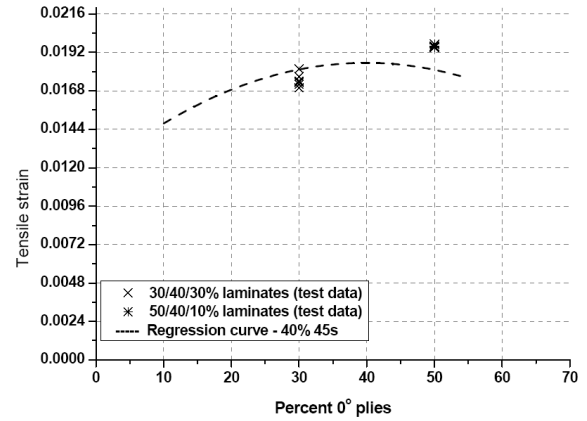


Fig. 7 Comparison of UNT laminate test data to regression curve (40% of  $\pm 45^\circ$  plies)

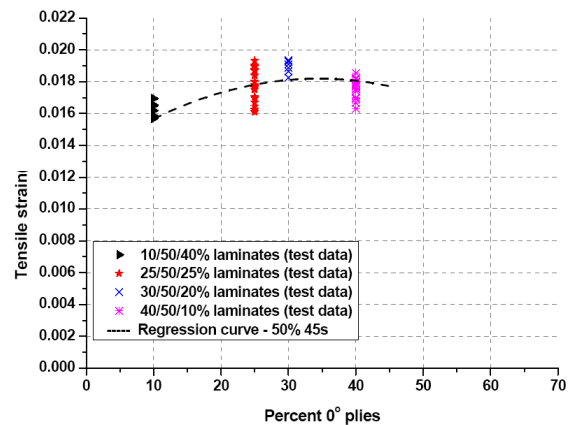


Fig. 8 Comparison of UNT laminate test data to regression curve (50% of  $\pm 45^\circ$  plies)

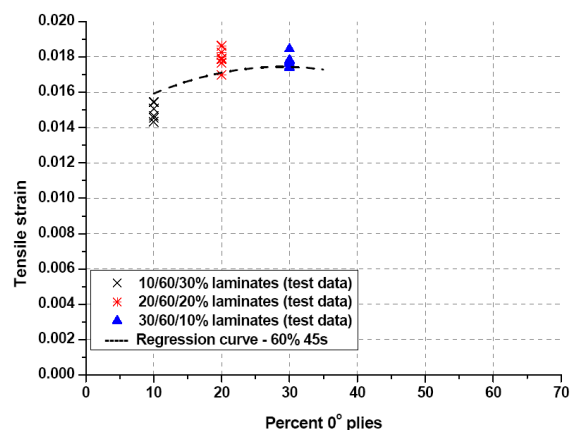


Fig. 9 Comparison of UNT laminate test data to regression curve (60% of  $\pm 45^\circ$  plies)

오차는 항공기 복합재 구조설계에서 수용가능 한 범위를 보여주고 있다. 적층판 시편 중 10/60/30%의 회귀분석값이 시험값보다 6.3% 크게 계산되었지만, 실제 항공기 복합재 구조해석에 사용되는 B-basis 값이 시험값보다 2.5% 작음에 따라 항공기 복합재 구조 안전성에 영향성이 없음을 알 수 있다. 회귀분석 값이 시험값보다 작다는 것은 보수적인 복합재 구조설계가 된다는 의미이며, 회귀분석 값이 시험값보다 크더라도 오차 범위가 B-basis값으로 수용되기 때문에 전체적인 복합재 구조 설계에는 영향이 없을 것으로 판단된다.

본 논문의 회귀분석 절차로 계산된 값은 적층판의 평균 인장 파손특성값이다. 이 값들은 다시 회귀분석법을 통하여 적층판의 B-Basis 인장 파손특성 값을 계산하는데 사용되며, 최종 선진항공사에서 적용하고 있는 적층판 파손이론의 설계 허용값으로 사용된다.

### 5. 결 론

본 논문은 항공기 복합재 1차 구조물 설계에 사용되는 T800급 Carbon/Epoxy UD 테이프를 적층한 적층판의 인장 파손특성값 획득 절차 및 분석결과를 포함한다. 회귀분석 절차를 사용하여 적층판 파손이론에 사용되는 적층판 인장 변형률 파손특성값에 대한 시험적 평가를 하였다. 적층

판 내 0°층과 ±45°층의 적층 비율을 회귀분석 방정식에 대입하여 적층판의 인장 변형률 파손특성 값을 구한다. 본 논문에서 계산된 회귀분석 방정식은  $10 \leq \%0 \leq 60$ ,  $20 \leq \% \pm 45 \leq 80$ ,  $10 \leq \%90 \leq 60$  적층판 영역에 대해서만 사용이 가능하다. 적층판 영역 확장을 위해서는 해당되는 적층판 시편시험을 추가로 수행하여 회귀분석 방정식을 다시 구해야 한다.

회귀분석으로 계산된 평균 인장 파손특성 값은 시험결과 대비 최소 0.5%에서 최대 8.1%의 오차를 보여주고 있다. 항공기 복합재 구조 강도해석에 사용되는 B-basis값이 평균값 대비 약 10% 내외로 작음에 따라 시험값과 회귀분석값 간 오차는 항공기 복합재 구조설계에서 수용가능 한 범위를 보여주고 있다.

### 참고문헌 (References)

- (1) MIL-HDBK-17, 2002, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials," Volume 3, Revision F.
- (2) Draper, N. R. and Smith H., 1981, "Applied Regression Analysis," 2<sup>nd</sup> Edition.
- (3) ASTM D 3039/D 3039M-08, 2008, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials".
- (4) Jones, R. M., 1975, "Mechanics of Composite Materials," McGraw-Hill, New York.