

-notch이 있는 복합적층판의 잔류강도 해석

김성준*, 황인희**

Residual strength analysis for notched composite laminates

Sung Joon Kim*, In-Hee Hwang**

ABSTRACT

This study reviews several fracture models for predicting the residual strength of notched composite laminates. Representative experimental results on the residual strength of composite laminates containing a notch subjected to static uniaxial tensile loading have been collected from open literature. And notched strength data for T300/5208 are analyzed. The various parameters associated with the fracture models have been determined for laminates. Notched strength data sets are compared with fracture models and the applicability of the different fracture models in predicting the notched strength of composite laminates is discussed. And static tests have been performed on 2.0mm depth notched specimen. And the test results are compared with analysis models.

Key Words : Composite(복합재), Notch(-notch), Damage Tolerance(손상허용), Fracture(파괴)

1. 서 론

FAR PART 25와 MIL-HDBK-17 등의 문서에는 복합재 구조물에 대한 결함 및 손상에 대한 요구조건 중의 하나로 discrete source damage(Fig. 1)에 대하여 정의하고 있다[1-2]. 손상허용 요구조건에 의거하여 중대형 민항기의 경우 구조물은 discrete source damage에 해당하는 손상을 받은 경우 복합재 구조물은 제한하중(Limit Load)을 기준으로 기동 하중(Maneuver Load)의 70%와 돌풍 하중(Gust Load)의 40%의 잔류강도를 가져야한다[3]. MIL-HDBK-17에는 discrete source damage에 대한 여러 가지 해석 방법에 대하여 서술하고 있다. 이외에도 discrete source damage와 같은 균열이 있는 복합재 구조물의 잔류강도 평가를 위한 많은 연구가 수행되어 왔다. 본 연구에서는 large notch 형태의 손상

에 대한 해석방법을 검토하였다. 이러한 해석모델은 크게 선형탄성 파괴역학을 이용한 방법과 특성길이(Characteristic Length)개념을 이용한 모델 및 curve fitting을 이용한 모델 등으로 구분된다.

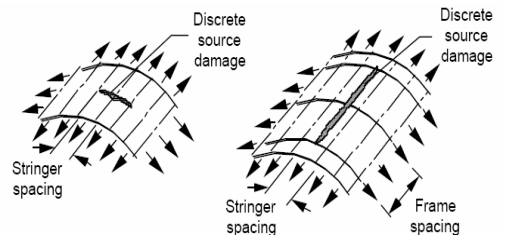


Fig. 1 Schematics of discrete source damage

특성길이를 이용한 이론적인 모델(Point Stress Model, Average Stress Model)은 Whitney와 Nuismer[4]에 의해 제안되었다. 이 모델은 notch가 있는 복합적층판의 인장 강도를 이론해로부터 구한 응력분포를 이용하여 평가한다. 특성길이를 이용하는 강도평가는 large notch 및 기계적 체결부의 강도평가에도 적용이 가능하다[5]. 고전적

2012년 1월 일 접수 ~ 2012년 월 일 심사완료

* 한국항공우주연구원 항공구조팀

연락처, E-mail : yaelin@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45

** 한국항공우주연구원 항공구조팀

인 파괴역학을 사용하지 않고 두 가지 변수(-notch가 없는 시편의 강도와 특성길이)를 이용하여 임의의 notch 길이를 갖는 복합적층판의 잔류강도를 평가하는데 특성길이는 시편의 기하학적 형상에 무관한 재료상수로 가정한다. Point stress model은 notch 선단에서 고정된 거리만큼 떨어진 위치에서의 응력이 notch가 없는 시편의 정적 강도와 같아지면 파손된다고 가정하고, average stress model은 일정길이 안의 평균응력이 notch가 없는 시편의 정적 강도와 같아지면 파손된다고 가정한다. 그러나 많은 실험결과들은 특성길이가 notch의 길이, 적층순서, 적층방향 및 재료에 관련됨을 보인다[6]. 즉 한 가지 형상의 시편 실험결과로부터 얻은 특성길이는 다른 적층판의 강도예측에 사용할 수 없다. Waddoups등이 선형탄성 파괴역학(LEFM)을 이용하여 제안한 파손모델(Inherent Model)은 복합재 내부에 가상의 균열 길이를 가정하고 이를 이용하여 notch가 있는 적층판의 잔류강도를 예측하는 방법으로 가상의 균열길이가 균열길이와 상관없이 일정함을 실험결과를 통하여 입증하였다[7]. 또한 변형률을 이용한 파손모델이 Poisson의 법칙에 의해 제한되었다. 얇은 적층판을 대상으로 개발된 모델이지만 universal toughness parameter를 적절히 가정하는 경우 두꺼운 적층판의 파손강도도 예측 가능함을 보였다[8]. Mar-Lin은 파괴역학적인 방법을 쓰지 않고 curve fit 모델을 이용하여 notch가 있는 복합적층판의 강도를 평가하였다[9~10]. 최근 Sun 등[11]이 선형탄성 파괴역학을 이용하여 적층과 무관한 파손모델을 제시하였다. 이 모델은 적층판에 하중방향과 평행한 라미나(Lamina)가 1개 이상 있어야 하며 이를 load carrying ply라고 정의한다. 이 모델은 적층판의 파손은 load carrying ply의 파손에 의해 결정된다고 가정한다. 즉 load carrying ply의 응력확대계수가 적층판의 파손을 결정짓는 주요 인자이다. 이 모델은 load carrying ply의 파괴인성(Fracture Toughness)을 이용하여 임의로 적층된 적층판의 강도를 평가할 수 있으므로 적층패턴과 무관한 파손기준의 적용이 가능하다. 본 연구에서는 앞서 언급한 파손이론을 검토하고 Hariss, C. E.[12]에 있는 T300/5208 소재에 대한 실험자료를 이용하여 각 이론의 타당성을 평가하였다. 참고문헌의 notch는 균열의 높이가 약 0.1 mm 정도이지만 보잉(Boeing)등의 선진항공사는 notch의 높이를 서로 다른 치수를 적용하여 설계개발 시험을 수행하고 있다. 본 논문에서는 notch의 높이가 2.0 mm인 시편을 제작하고 실험을 수행하여

해석모델과 비교하였다(Fig. 2). 해석을 수행하려는 구조물의 하중상태가 복잡하거나 notch의 형상이 하중방향과 수직이지 않은 경우 이론적인 방법을 적용하는데 어려움이 있다. 본 논문에서는 유한요소해석을 이용한 VCCT(Virtual Crack Closure Technique)를 적용하여 복합적층판의 에너지 방출률(Energy Release Rate) 및 응력확대계수(Stress Intensity Factor)를 해석하고 실험결과와 비교하였다.

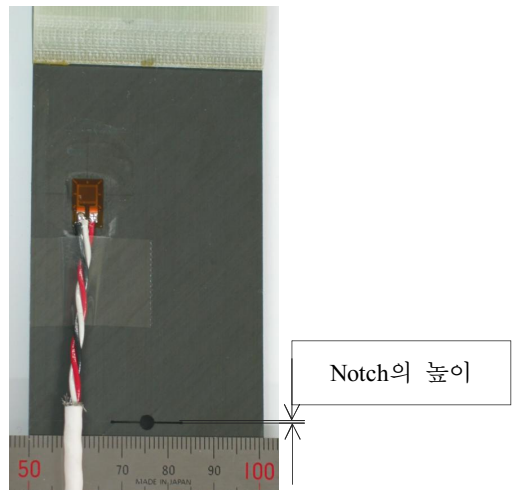


Fig. 2 Notched Laminate Test Specimen

2. 파손해석방법 검토

2장에서는 notch가 있는 적층판의 파손모델과 수치해석 모델을 설명하고 실험결과와 해석결과를 비교하여 모델의 타당성 및 적용 시 고려하여야 할 부분을 설명하였다.

2.1 Inherent Flaw Model

Inherent flaw model은 notch 선단에 가상균열이 있다고 가정하고 이 가상균열의 크기가 재료의 물성치라고 가정하여 notch가 존재하는 적층판의 강도를 평가하는 방법이다. 가상균열 길이를 이용하여 notch 선단에서의 응력확대 계수를 아래의 식(1)로 표현할 수 있다.

$$K_I = Y\sigma\sqrt{\pi(c+a)} \quad (1)$$

여기서 Y = 유한 폭 보정 계수
 σ = 작용응력

c = 균열길이의 절반
 a = 가상균열 길이

균열길이가 0.0인 경우 $\sigma = \sigma_0$ 이므로 식(1)을 이용하면 가상균열길이 a 는 식(2)로 표현된다.

$$a = \frac{L}{\left(\frac{\sigma_0}{Y\sigma_f}\right)^2 - 1} \quad (2)$$

여기서

σ_0 = 균열 및 notch가 없는 시편의 정적강도

σ_f = 균열 및 notch가 있는 시편의 정적강도

그러므로 유한 폭에서의 notch 시편의 강도는 식(3)으로 표현된다.

$$Y\sigma_f = \frac{\sigma_0}{\sqrt{\left(\frac{c}{a} + 1\right)}} \quad (3)$$

2.2 Point Stress Model

Point stress model은 notch 선단으로부터 일정 길이(d_0)에서의 응력이 notch가 없는 시편의 정적강도에 도달하면 파손된다고 가정하는 모델이다. 특성길이는 식(4)를 이용하여 실험적으로 구한다.

$$d_0 = c \left[1 - \left(\frac{Y\sigma_f}{\sigma_0} \right)^2 \right]^{-1/2} - 1 \quad (4)$$

식(4)를 다시 정리하면 notch가 있는 적층판의 강도는 식(5)로 표현된다.

$$Y\sigma_f = \sigma_0 \left[1 - \left(\frac{c}{c+d_0} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (5)$$

즉 notch가 있는 적층판의 강도는 notch가 없는 적층판의 강도와 특성길이에 의해 결정된다.

2.3 Average Stress Model

Average stress model은 notch 선단으로부터 일정길이(a_0)안에서의 평균 응력이 notch가 없는 시편의 정적강도에 도달하면 파손된다고 가정하는 모델이다. a_0 는 식(6)을 이용하여 실험적으로 결정된다.

$$a_0 = 2c \frac{\left(\frac{Y\sigma_f}{\sigma_0}\right)^2}{\left(1 - \left(\frac{Y\sigma_f}{\sigma_0}\right)^2\right)} \quad (6)$$

식(6)을 다시 정리하면 notch가 있는 적층판의 강도는 식(7)로 표현된다.

$$Y\sigma_f = \sigma_0 \left[\frac{a_0}{2c + a_0} \right]^{1/2} \quad (7)$$

2.4 General Toughness Parameter Model

Poe는 주 하중 담당 라미나(Principle Load Carrying Lamina)의 변형률이 임계 치에 도달하면 파손된다는 가정을 이용하여 균열이 있는 적층판의 강도평가 모델을 제시하였다[7]. 최종적인 파손평가 식은 식(8)과 같다.

$$Y\sigma_f = \sigma_0 \left(1 + \pi a \left[(\xi_1) \sigma_0 / (Q_c E_y) \right]^2 \right)^{-1/2}$$

$$Q_c = \epsilon_{tuf} \times 1.5 \sqrt{mm} \text{ or } Q_c = K_Q (\xi_1) E_y \quad (8)$$

$$\xi_1 = (1 - \nu_{yx} \sqrt{\frac{E_x}{E_y}}) \left(\sqrt{\frac{E_y}{E_x}} \sin^2 \alpha + \cos^2 \alpha \right)$$

여기서 α 는 주하중 방향과 임의의 라미나(Lamina)가 이루는 각이고 y 는 하중방향 그리고 K_Q 는 파손될 때 적층판의 응력확대 계수이다. ϵ_{tuf} 는 섬유 최대 변형률이다.

2.5 Mar-Lin Model

Mar-Lin은 curve fitting 방법을 이용하여 notch가 있는 복합적층판의 강도를 평가하는 모델을 제안 하였다[9].

$$\frac{Y\sigma_f}{\sigma_0} = M \left(\frac{2a}{W} \right)^{-m} \quad (9)$$

여기서 $2a$ = 균열길이
 W = 시편의 폭
 M, m = curve fitting parameter

M, m 은 시험결과로부터 curve fitting 방법을 이용하여 구한다. 본 연구에서는 Mar, J. W. and Lin, K. Y.[10]에서 제안된 수식을 사용하였다.

$$\sigma_f = Y \times H_{app} \times (2a)^{-n} \quad (10)$$

여기서 H_{app} 와 n 은 실험결과로부터 curve fitting을 통하여 구하는 값이다. 식(10)을 식(11)로 가정한 다음 상수 $C_1 \sim C_{10}$ 은 실험결과로부터 least square 방법을 이용하여 결정한다.

$$\begin{aligned} \text{Log}_{10}\left(\frac{\sigma_f}{Y}\right) &= \text{Log}_{10}(H_{app}) - n \times \text{Log}_{10}(2a) \\ &= C_1 + C_2 \times (\%) + C_3 \times (\%)^2 + C_4 \times Y + \\ &\quad C_5 \times (\%45) - (C_6 + C_7 \times (\%) + C_8 \times (\%0)^2 \\ &\quad + C_9 \times (\%45) + C_{10} \times Y) \times \text{Log}_{10}(2a) \end{aligned} \quad (11)$$

결국 H_{app} 와 n 은 식(12)로 표현된다.

$$\begin{aligned} H_{app} &= 10^{(C_1 + C_2 \times (\%) + C_3 \times (\%0)^2 + C_4 \times (Y) + C_5 \times (\%45))} \\ n &= C_6 + C_7 \times (\%) + C_8 \times (\%0)^2 + C_9 \times (\%45) + C_{10} \times (Y) \end{aligned} \quad (12)$$

2.6 Load Carrying Ply의 응력 확대 계수 해석

본 절에서는 load carrying ply의 응력강도계수를 고전 적층판 이론(Classical Lamination Theory)을 이용하여 계산하였다. x 방향으로 하중이 작용하는 경우 x 방향의 라미나의 응력(σ_x^0)은 식(13)으로 표현된다. 여기서 \overline{Q}_{ij}^0 는 load carrying ply의 강성계수, η 는 응력비(Stress Ratio) 그리고 t 는 적층판의 두께이다.

$$\begin{aligned} \sigma_x^0 &= N_x \left[\overline{Q}_{11}^0 A_{11}^* + \overline{Q}_{12}^0 A_{12}^* + \overline{Q}_{66}^0 A_{16}^* \right] \\ &= \sigma_\infty t \left[\overline{Q}_{11}^0 A_{11}^* + \overline{Q}_{12}^0 A_{12}^* + \overline{Q}_{66}^0 A_{16}^* \right] \\ &= \eta \sigma_\infty \end{aligned} \quad (13)$$

Load carrying ply의 파괴인성(K_Q^0)은 적층판의 평균 파괴인성으로부터 구한다.

$$K_Q^0 = \eta K_Q = \eta \sigma_f \sqrt{\pi c} \quad (14)$$

여기서 K_Q 는 적층판의 평균 파괴인성이고, σ_f 는 파괴 시의 적층판의 응력 그리고 c 는 균열길이의 절반이다.

2.7 VCCT를 이용한 응력확대 계수 해석

복합적층판의 변형을 에너지 방출률(Strain Energy Release Rate)을 해석하기 위해 MSC/NASTRAN을 이용하여 유한요소 해석을 수행하였다. VCCT(Virtual Crack Closure Technique)를 이용하여 에너지 방출률을 계산하는 방법은 Fig. 3과 식(15)와 같다.

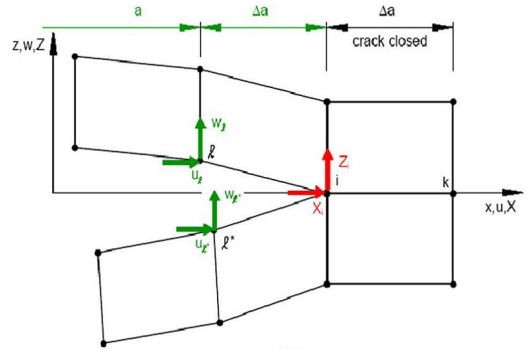


Fig. 3 VCCT Formula for Four-noded Element

$$G_I = -Z_I (W_I - W_{I^*}) / (2\Delta a) \quad (15)$$

$$G_{II} = -X_I (U_I - U_{I^*}) / (2\Delta a)$$

-notch 선단에서 변형을 에너지 방출률을 계산하고 식(16)을 이용하여 응력확대 계수를 계산한다[13]. 아래의 식은 평면 응력상태인 경우에 적용되는 식이다. Fig. 4는 해석을 수행한 유한요소 모델이다. 총 요소 수는 4절점요소로 11,700개이며 크기는 폭이 50.8 mm, 높이는 203.2mm이다. 그리고 notch의 길이는 12.7 mm이다. 해석 모델에 사용한 재료물성은 Table 1에 정리하였다.

$$\epsilon_i = \sum_{j=1}^6 a_{ij} \sigma_j \quad (16)$$

$$G_I = K_I^2 \left(\frac{a_{11} a_{22}}{2} \right)^{1/2} \left[\left(\frac{a_{22}}{a_{11}} \right)^{1/2} + \frac{2a_{12} + a_{66}}{2a_{11}} \right]^{1/2}$$

3. 실험 및 해석 결과 분석

3.1 notch 높이 0.1mm 시편 결과 분석

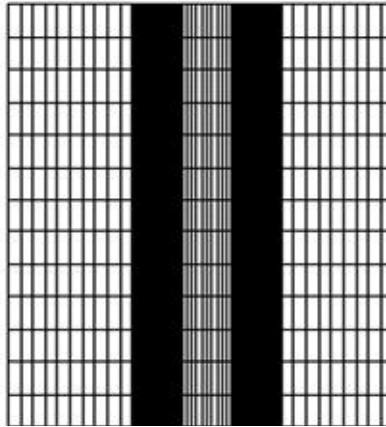


Fig. 4 FEM Model for SERR Analysis

Table 1 Material Properties of Lamina

| | |
|--|--------------------------------------|
| Material properties of T300/5208 Graphite/Epoxy | $E_1 = 132.0 \text{ GPa}$ |
| | $E_2 = 8.0 \text{ GPa}$ |
| | $G_{12} = G_{13} = 3.74 \text{ GPa}$ |
| | $G_{23} = 1.87 \text{ GPa}$ |
| | $\nu_{12} = 0.3$ |
| | $\rho = 1605 \text{ kg/m}^3$ |
| | Thickness = 0.14 mm |

-notch의 높이가 0.1mm인 경우에 대하여 Harris, C. E.[12]의 실험결과와 2장에서 설명한 파손모델을 이용한 해석결과를 비교하였다. Table 2에 적층판의 실험결과를 균열의 길이에 따라 정리하였다. Fig. 5는 실험에 사용한 시편의 형상이다. 시편의 폭 W 는 50.8 mm이다. 시험에 사용한 복합재는 T300/5208이다. Fig. 6~8은 3 가지 적층패턴의 경우 시험결과와 여러 가지 해석모델의 결과를 비교하여 보여주고 있다. 대부분의 해석 모델(Inherent Model, Point Stress Model, Average Stress Model)이 실험결과와 유사한 값을 예측함을 알 수 있다. 다만 general toughness parameter 모델의 경우 다른 모델에 비하여 비교적 보수적인 결과를 나타냄을 알 수 있다. Fig. 9~11은 실험결과와 Mar-Lin 모델의 해석결과를 비교하여 보여주고 있다. 결과로부터 Mar-Lin 모델이 다른 이론식에 비하여 정확한 것을 알 수 있다. 이는 실험을 통하여 구하는 변수의 수가 많기 때문에 여러 가지 영향을 고려할 수 있기 때문이다.

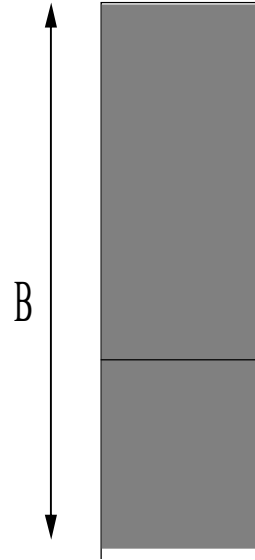


Fig. 5 Configuration of notched test specimen

3.2 notch의 높이가 2.0 mm 인 시편의 잔류강도

-notch의 높이가 약 2.0 mm인 시편을 오토클레이브(Autoclave) 성형법을 이용하여 제작하였다. 제작에 사용된 재료는 T300/5208이다. 시편의 적층 패턴은 $[0/\pm 45/90]_s$, $[0/\pm 45]_s$ 및 $[0/90]_s$ 이고 제작은 복합재 제작 전문업체인 테크(주)에서 제작 및 가공을 하였다. notch는 Waterjet 장비를 이용하여 가공하였다. 시편의 폭은 $2a/W$ 가 0.3이 되도록 제작하였다. 제작된 시편을 이용하여 시험을 수행하고 앞서 언급한 해석 모델과 비교하였다. Large notch 잔류 강도시험을 위해서 사용된 인장 시험기는 Instron 5882모델이다(Fig. 12). 스트레인 게이지는 시편의 길이 방향으로 notch로부터 일정거리 떨어진 곳에 부착하였으며 신호는 동적 스트레인 앰프(2310A, Vishay Micro)를 거쳐 인장시험기 신호취득용 PC에 연결하여 취득하였다. 신울계(extension meter)는 스트레인 게이지가 붙은 위치와 notch와 대칭되는 위치에 부착하여 변형률을 측정하였고 스트레인 게이지 시험값과 비교하였다. 인장시험에서 하중, 인장시험기의 변위, 그리고 스트레인 게이지에 의한 시편의 변형율과 신울계에 의한 변형률을 측정하고 저장하였다. Table 3과 4의 결과로부터 notch의 높이가 2.0mm인 경우 Mar-Lin 모델이 좀 더 정확함을 알 수 있다.

Table 2 Characteristic Length and Fracture Toughness of Laminates[11]

| Pattern | 2a/W | Inherent model a(mm) | Point stress model d ₀ (mm) | Average stress model a ₀ (mm) | K _Q (MPa(m) ^{1/2}) |
|-------------------------|-------|-------------------------|---|---|---|
| [0/±45/90] _s | 0.250 | 2.540 | 1.160 | 5.030 | 41.9 |
| | 0.375 | 2.570 | 1.210 | 5.180 | 44.4 |
| | 0.500 | 2.260 | 1.080 | 4.500 | 43.1 |
| | 0.625 | 2.130 | 1.030 | 4.270 | 42.7 |
| Average | | 2.375 | 1.12 | 4.75 | 43.0 |
| [0/±45] _s | 0.250 | 1.120 | 0.538 | 2.240 | 33.8 |
| | 0.375 | 1.210 | 0.589 | 2.410 | 35.8 |
| | 0.500 | 1.310 | 0.640 | 2.620 | 37.7 |
| | 0.625 | 1.140 | 0.561 | 2.290 | 35.7 |
| Average | | 1.20 | 0.58 | 2.39 | 35.7 |
| [0/90] _s | 0.250 | 1.380 | 0.655 | 2.770 | 45.6 |
| | 0.375 | 1.670 | 0.803 | 3.350 | 50.9 |
| | 0.500 | 2.670 | 1.270 | 5.360 | 63.6 |
| | 0.625 | 2.000 | 0.968 | 3.990 | 56.9 |
| Average | | 1.93 | 0.92 | 3.87 | 54.2 |

Table 3 Comparison of Residual Strength between Tests and Analysis Models

| Layup | 2a (mm) | Test (MPa) | Inherent model (MPa) | Point stress model (MPa) | Average stress model (MPa) | General toughness model (MPa) | Mar-Lin model (MPa) |
|-----------------------------|---------|------------|----------------------|--------------------------|----------------------------|-------------------------------|---------------------|
| [45/0/-45/90] _{2s} | 7.6 | 194.0 | 218.3 | 220.6 | 218.3 | 208.4 | 188.4 |
| [45/0/-45/90] _{2s} | 15.2 | 158.2 | 161.5 | 161.5 | 161.5 | 153.6 | 160.1 |
| [45/0/-45/90] _{2s} | 30.5 | 131.5 | 116.7 | 116.1 | 116.7 | 110.8 | 127.7 |
| [0/90] _{2s} | 7.6 | 233.4 | 259.8 | 246.0 | 244.4 | 237.0 | 227.5 |
| [0/90] _{2s} | 30.5 | 178.7 | 183.7 | 177.9 | 178.0 | 172.3 | 178.2 |
| [0/90] _{2s} | 15.2 | 133.1 | 129.7 | 127.0 | 127.6 | 123.4 | 131.1 |

Table 4 Comparison of Error between Tests and Analysis Models

| Layup | Inherent model (MPa) | Point stress model (MPa) | Average stress model (MPa) | General toughness model (MPa) | Mar-Lin model (MPa) |
|-----------------------------|----------------------|--------------------------|----------------------------|-------------------------------|---------------------|
| [45/0/-45/90] _{2s} | -12.5% | -13.7% | -12.5% | -7.4% | 2.9% |
| [45/0/-45/90] _{2s} | -2.0% | -2.1% | -2.0% | 2.9% | -1.2% |
| [45/0/-45/90] _{2s} | 11.2% | 11.7% | 11.2% | 15.8% | 2.9% |
| [0/90] _{2s} | -11.3% | -5.4% | -4.7% | -1.5% | 2.5% |
| [0/90] _{2s} | -2.8% | 0.4% | 0.4% | 3.6% | 0.2% |
| [0/90] _{2s} | 2.6% | 4.5% | 4.1% | 7.3% | 1.5% |

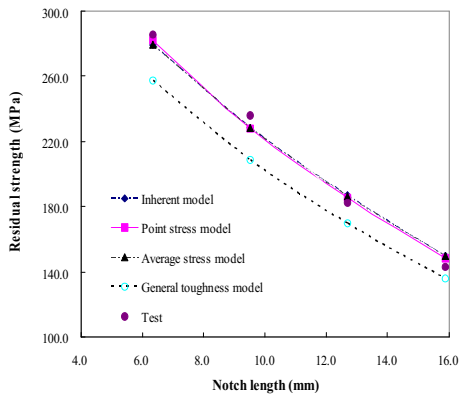


Fig. 6 Comparison of Residual Strength for $[0/\pm 45/90]_s$ Laminates

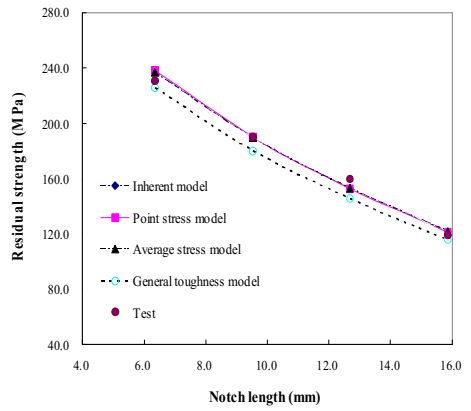


Fig. 7 Comparison of Residual Strength for $[0/45]_s$ Laminates

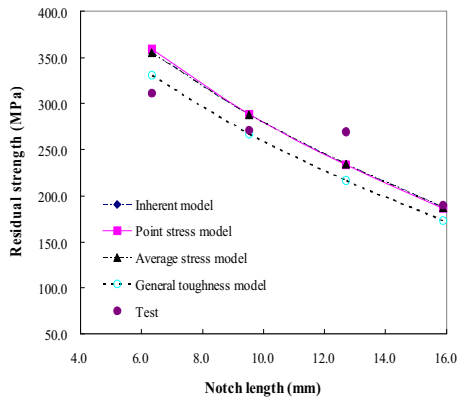


Fig. 8 Comparison of Residual Strength for $[0/90]_s$ Laminates

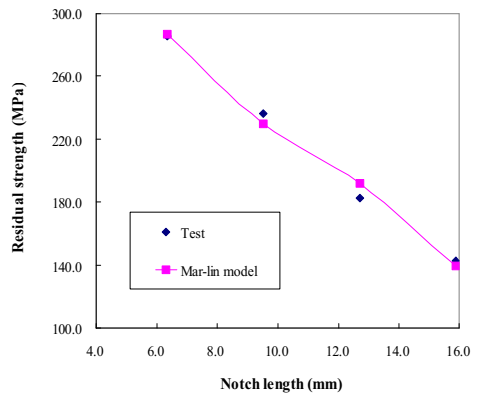


Fig. 9 Comparison of Residual Strength for $[0/\pm 45/90]_s$ Laminates

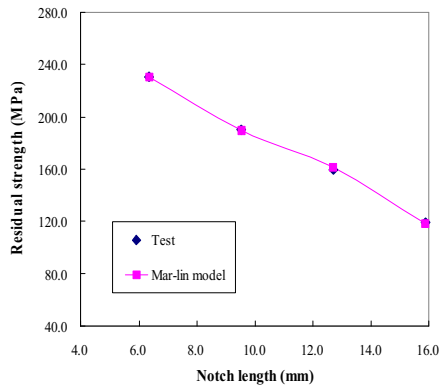


Fig. 10 Comparison of Residual Strength for $[0/45]_s$ Laminates

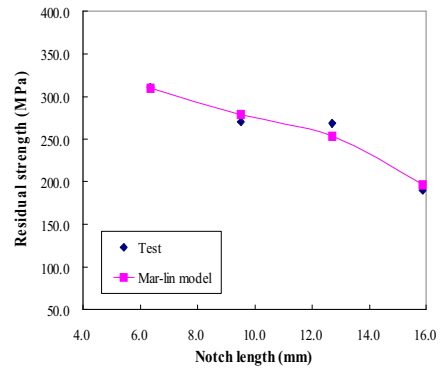


Fig. 11 Comparison of Residual Strength for $[0/90]_s$ Laminates

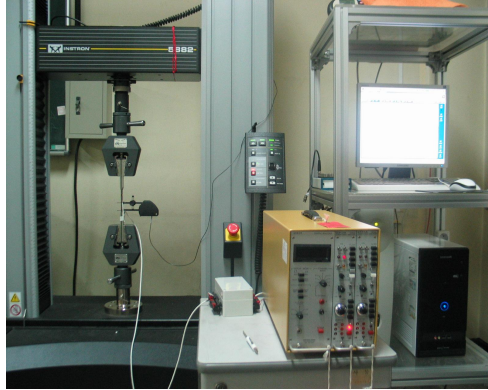


Fig. 12 시험장비 구성

3.3 적층판의 파괴 인성치

적층판의 파괴인성치와 2.6절에서 언급한 Load carrying ply에 대한 파괴인성치를 실험결과로부터 계산하여 비교하였다. Load carrying ply의 파괴인성은 식(13)으로부터 계산되고 적층판의 파괴인성치는 식(17)로부터 계산된다.

$$K_Q = Y\sigma_f\sqrt{\pi c} \quad (17)$$

Table 5는 식(12)와 식(15)를 이용하여 적층판과 load carrying ply의 파괴인성을 비교한 결과이다. 해석을 수행한 시편의 폭(W)은 50.8mm이고, notch의 길이($2a$)는 12.7 mm이다. 적층판 수준의 파괴인성치 경우 (표준편차)/(평균 파괴인성치)는 0.21이고 load carrying ply의 파괴인성치의 경우 0.10이다. 즉 load carrying ply 파괴인성치의 편차(Deviation)가 적층판 수준의 편차보다 작음을 알 수 있다. 따라서 load carrying ply 파괴인성을 적용하는 것이 적층판의 파손시점을 좀더 정확하게 평가할 수 있다. Table 6은 적층판 수준의 파괴인성치를 VCCT와 식(14)를 이용하여 해석한 결과와 식(17)의 결과를 비교한 것이다. $[0/\pm 45]_s$ 적층판의 경우 많은 오차를 보인다. 적층판 수준의 파괴인성치를 적용하여 구조물의 파손을 평가하는 경우 실험 자체의 편차가 작지 않으므로 보수적인 접근이 필요하다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기 개발 시 요구되는 손상 허용(damage tolerance) 설계 조건의 하나인 discrete source damage에 대한 해석방법을 검토

하였다. 해석 방법은 크게 잔류강도와 응력확대 계수(stress intensity factor)를 평가하는 방법을 사용하였다. 해석과 실험 결과를 비교하여 해석 모델을 특성을 분석하였다. 잔류강도 모델의 경우 notch의 높이가 0.1mm인 경우 대부분의 해석 모델이 정확한 예측을 하였으며, general toughness parameter 모델은 비교적 보수적인 결과를 주었다. 하지만 notch의 폭이 2.0mm인 경우 Mar-Lin 모델이 가장 정확하게 적층판의 잔류강도를 예측함을 보였다. 그리고 적층판의 응력확대계수와 파괴인성을 이용한 해석 방법의 경우 등방성 재료의 선형탄성파괴역학을 이용한 결과와 load carrying ply의 파괴 인성치를 이용한 해석 모델과 비교하였다. 또한 하중 상태나 경계 조건이 복잡하여 이론해를 적용하기 어려운 경우에 적용하기 위하여 VCCT를 이용한 해석방법을 검토하였으며 실험결과와 비교하였다. 본 논문에서는 discrete source damage에 대한 잔류강도를 평가할 수 있는 다양한 해석 방법을 검토하였다. 검토된 각 해석 모델은 여러 가지 형태의 손상에 대해 공학적으로 의미 있는 결과를 제공함을 확인 하였다. 따라서 본 연구의 결과는 항공기의 손상해석 설계/해석 시 유용하게 적용할 수 있다고 판단된다.

Table 5 Fracture Toughness of T300/5208

| Layup | K_Q (MPa(m) ^{1/2}) | K_Q^0 (MPa(m) ^{1/2}) |
|--------------------|-----------------------------------|-------------------------------------|
| $[0/\pm 45/90]_s$ | 43.0 | 111.4 |
| $[0/\pm 45]_s$ | 35.7 | 124.7 |
| $[0/90]_s$ | 54.2 | 102.4 |
| Average | 44.3 | 112.8 |
| Standard deviation | 9.32 | 11.25 |

Table 6 Comparison of Fracture Toughness between Test and VCCT

| Layup | K_Q (MPa(m) ^{1/2}) | VCCT (MPa(m) ^{1/2}) | Dev. |
|-------------------|-----------------------------------|----------------------------------|-------|
| $[0/\pm 45/90]_s$ | 43.0 | 46.2 | -6.9% |
| $[0/90]_{2s}$ | 45.8 | 45.6 | 0.4% |

후 기

본 연구는 기초기술연구회 “전기비행체 핵심

기술연구” 사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 14CFR Part 25
- 2) MIL-HDBK-17
- 3) FAA AC 25.571-D (Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure) 2011-01-13
- 4) Whitney, J. M. and Nuismer, R. J., 1974, " Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentrations," *Journal of composite materials*, Vol. 8, pp.253-265
- 5) 김성준, 황인희, "복합재료 적층판의 기계적 체결부 해석", 한국항공우항학회지, 제 19권 4호, 2011, pp.12-17
- 6) Wu, E. M., 1967, " Application of fracture mechanics to anisotropic plates," *Journal of applied mechanics*, pp.967-974
- 7) Waddoups, M. E., Eisenmann, J. R. and Kaminski, B. E., 1971, " Macroscopic Fracture Mechanics of Advanced Composites Materials," *Journal of advanced composite materials*, Vol. 5, pp. 446-454
- 8) Poe, Jr., C. C., 1983, "A unifying strain criterion for fracture of fibrous composite laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 17, pp. 153-171.
- 9) Mar, J. W. and Lin, K. Y., "Fracture of boron/aluminum composites with discounties," *Journal of Composite Materials*, Vol. 11, Oct. 1977, pp. 405-421
- 10) Mar, J. W. and Lin, K. Y., "Fracture Mechanics Correlation for Tensile Failure of Filamentary Composites with Holes," *Journal of Aircraft*, Vol. 14, No. 7, pp. 703-704
- 11) Rajesh, S. Vaidya, R. S. and Sun, C. T., 1997, " Fracture criterion for notched thin composite laminates," *AIAA Journal*, Vol. 35, No. 2
- 12) Harris, C. E. and Morris D. H., " Fracture behavior of thick, laminated graphite/epoxy composites," NASA Contractor report 3784
- 13) Kanninen, M. F., 1985, Popelar, C. H., "Advanced fracture mechanics," Oxford university press