

Carbon/Epoxy 적층판의 저속충격손상에 따른 잔류강도 평가

Evaluation of Residual Strength of Carbon/Epoxy Laminates Due to Low Velocity Impact Damage

강민성¹, 최정훈¹, 김상영¹, 구재민², 석창성²
 Min-Sung Kang¹, Jung-Hun Choi¹, Sang-Young Kim¹, Jae-Mean Koo² and Chang-Sung Seok²

¹ 성균관대학교 기계공학부 대학원 (Department of Mechanical Engineering, Sungkyunkwan Univ.)

² 성균관대학교 기계공학부 (Department of Mechanical Engineering, Sungkyunkwan Univ.)

✉ Corresponding author: seok@skku.edu, Tel: 031-290-7446

Manuscript received: 2009.10.5 / Revised: 2009.12.16 / Accepted: 2009.12.26

Recently, carbon fiber reinforced plastic(CFRP) composite materials have been widely used in various fields of engineering because of its advanced properties. Also, CFRP composite materials offer new design flexibilities, corrosion and wear resistance, low thermal conductivity and increased fatigue life. However CFRP composite materials are susceptible to impact damage due to their lack of through-thickness reinforcement and it causes large drops in the load-carrying capacity of a structure. Therefore, the impact damage behavior and subsequently load-carrying capacity of impacted composite materials deserve careful investigation. In this study, the residual strength and impact characteristics of plain-woven CFRP composites with impact damage are investigated under axial tensile test. By using obtained residual strength and Tan-Cheng failure criterion, residual strength of CFRP laminate with arbitrary fiber angle were evaluated.

Key Words: CFRP (탄소섬유 복합재료), Residual Strength (잔류강도), Impact Damage (충격손상)

1. 서론

Carbon/Epoxy 적층판으로 제작된 섬유강화 복합재료는 금속재료에 비해 비강성, 비강도가 크기 때문에 약 20~50% 정도의 중량을 감소시킬 수 있다는 장점이 있다. 이러한 장점으로 인해서 섬유강화 복합재료는 차세대 구조용 경량화 재료로서 항공우주산업 분야로 점차 그 적용이 확대되고 있다. 특히 항공기의 경우 동체의 무게에 따라 운항 비용이 크게 달라지기 때문에 경량화 재료로서 섬유강화 복합재료를 주요 구조재로 적용하기 위하여 많은 연구를 진행하고 있다. 하지만 섬유강화 복합재료는 두께 방향 강도의 부족으로 압축 하중 또는 충격에 매우 취약하다는 단

점을 가지고 있다. 그러므로 항공기의 외부에 적용된 섬유강화 복합재료 구조재의 경우 운항을 하는 동안 새, 우박 등의 외부 물체 충돌(FOD, Foreign Object Damage)로 인해 심각한 손상을 입게 되어 항공기의 운항 및 구조물 내구성에 큰 저하를 가져오게 된다. 따라서 두께 방향 강도의 부족으로 쉽게 노출될 수밖에 없는 충격 손상에 대한 보다 신뢰성있고 안전한 설계 방안을 확립하기 위하여 충격 손상에 의한 잔류강도 저하 양상에 대한 체계적인 연구 필요성이 증가하고 있다. 또한 섬유강화 복합재료의 충격 손상 거동과 재료를 구성하고 있는 섬유의 배열 방향에 따라서 급격하게 변화하는 강도와와의 관계를 규명하는 것 역시 아주 중요하다. 섬유강화 복합재료의 경

우 섬유 배열 방향이 달라짐에 따라 인장강도 및 연신율 등의 재료 물성이 매우 다른 양상을 보이기 때문이다.

본 연구에서는 Carbon/Epoxy 적층판을 제작하여 충격 손상에 따른 잔류강도 저하를 실험적으로 평가하였고, $Tan^{1,2}$ 의 파손기준을 적용하여 충격 손상을 받은 섬유강화 복합재료의 섬유 배열 방향에 따른 잔류강도를 평가 및 임의의 섬유방향에 대한 잔류강도를 예측하였다.

2. 이론적 배경

2.1 Tan 파손기준

Hankinson³에 의해 이방성 복합재료의 강도 예측을 위한 최초의 실험식이 제안되었다. 이후 등방성 재료에 대한 Von Mises 파손기준을 확장한 Tsai-Hill 이론⁴이 제시되었고, 이를 더욱 발전시켜 응력상호계수를 포함시킨 Tsai-Wu 이론⁵이 제안되었다. 그 후, Tan은 복합재료의 강도가 섬유 배열 각도에 따라서 주기성을 갖고 있음을 고려하여 이를 Fourier 급수로 나타낸 Tan 강도이론^{1,2}을 제안하였으며, 이 기준식은 비교적 적용이 간단하며 비교적 정확하게 강도를 예측할 수 있다.

이방성 섬유강화 복합재료의 좌표계를 Fig. 1에 나타내었다. 여기서 θ 는 x 축으로부터의 섬유 배열각을 나타내며 σ_x 는 멀리서 작용하는 수직응력이다. 이러한 복합재료의 강도는 섬유 배열각 θ 에 따라 주기적인 변화를 보인다.

Tan과 Cheng¹은 섬유 배열방향에 대한 재료강도의 대칭성을 고려하여 강도함수를 다음과 같은 cosine 급수로 나타내었다.

$$X_{\theta} = \left(\sum_{n=0,2,4,\dots} C_n \cos n\theta \right)^{-1} \quad (1)$$

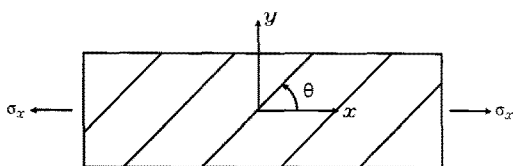


Fig. 1 Coordinates system of anisotropic lamina

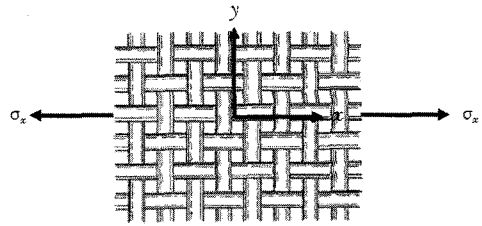


Fig. 2 Coordinates system of fabric lamina

위의 식에서 X_{θ} 는 섬유 경사각 θ 를 가진 이방복합재료에서 x 방향의 강도를 나타낸다. 여기서 x 방향의 강도는 π 를 주기로 변하기 때문에 θ 는 $-\pi/2 \leq \theta \leq \pi/2$ 의 범위를 가진다. 그러나 본 연구에서 다루고 있는 직물 복합재료의 경우에는 Fig. 2와 같이 $\pi/2$ 를 주기로 변하기 때문에 (1)식을 다음의 (2)식과 같이 수정하였다.

$$X_{\theta} = \left(\sum_{n=0,2,4,\dots} C_n \cos 2n\theta \right)^{-1} \quad (2)$$

이 cosine 급수에서 전개되는 n의 개수에 따라 재료강도의 정확도가 결정된다. 만약 n의 개수를 3으로 취하면 C_0, C_2, C_4 의 정수가 나타나므로, 이의 정수를 구하기 위해서는 3 종류의 재료강도가 필요하다. Tan과 Cheng은 강도함수를 나타내기 위해 $n=3$ 인 다음의 식을 이용하였다.

$$X_{\theta} = (C_0 + C_2 \cos 4\theta + C_4 \cos 8\theta)^{-1} \quad (3)$$

섬유강화 복합재료의 인장강도인 X_{θ} 의 완전식을 구하기 위하여 섬유방향의 인장강도 X_T , 45° 섬유각의 인장강도 Y_T 그리고 30° 섬유각의 인장강도 U_T 를 사용하였다. 이들 값을 식(3)에 적용한 결과는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \theta = 0^\circ (X_{0^\circ} = X_T) : C_0 + C_2 + C_4 &= \frac{1}{X_T} \\ \theta = 45^\circ (X_{45^\circ} = Y_T) : C_0 - C_2 + C_4 &= \frac{1}{Y_T} \\ \theta = 30^\circ (X_{30^\circ} = U_T) : C_0 - \frac{1}{2}C_2 - \frac{1}{2}C_4 &= \frac{1}{U_T} \end{aligned} \quad (4)$$

위의 식을 연립하여 풀면 상수들은 다음과 같이 주어진다.

$$C_0 = \frac{1}{3} \left(\frac{1}{X_T} + \frac{2}{U_T} \right)$$

$$C_2 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{Y_T} \right)$$

$$C_4 = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{3X_T} + \frac{1}{Y_T} - \frac{4}{3U_T} \right)$$
(5)

3. 잔류강도 시험

3.1 시험편 및 시험방법

본 연구에서 사용한 재료는 ㈜한국카본에서 제조되는 직물구조(Plain woven) 탄소섬유 prepeg 인 WSN3K(두께 0.27mm)를 이용하여 시험편을 제작하였으며 적층형태는 $[0/90]_{16}$ 이고 최종 두께가 3.6mm 로 되게 하였다. 탄소섬유 복합재료 적층판은 총 16ply 로 오토클레이브에서 온도 140℃, 압력 60kg/cm²의 환경에서 60 분간 성형, 경화하였다. 제작된 시험편의 각 성분 함량은 Table 1에 나타낸 바와 같다. 시험편은 ASTM D 3039 를 참조하여 NC 머신으로 절단가공하였으며, 시험 시 시험편 끝단에는 그립으로부터 미끄러짐과 응력 집중을 방지하기 위해 사포(Emery cloth)를 사용하였다. 하중방향 대비 시험편의 섬유배열 방향은 0°/90°, 15°/75°, 30°/60° 및 +45°/-45°로 하였다. Fig. 3 에는 본 연구에서 사용한 시험편의 형상을 나타내었다.

충격 손상을 받은 시험편을 제작하기 위해 끝이 둥근 모양의 직경 15.8mm 의 강구를 가진 낙하식 충격 시험기를 제작하였다. 충격에너지를 위치에너지로 환산하여 계산된 높이에서 추를 낙하시켜 시험편 중앙에 25J 의 충격 손상을 가하였다. Fig. 4 는 본 시험에 사용한 충격 시험기를 나타내고 있으며 Fig. 5 에는 충격 손상을 받은 시험편의 형상을 나타내었다. 복합재료 시험편의 잔류강도 시험은 시마즈(Simadzu)社의 25ton 용량의 전기모터식 시험기(model AG-25TG)를 사용하여 수행하였으며, 시험 속도는 2mm/min 으로 상온에서 수행하였다. Fig. 6 에는 시험을 수행하는 모습을 나타내었다.

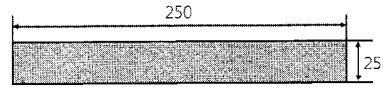


Fig. 3 Specimen configurations

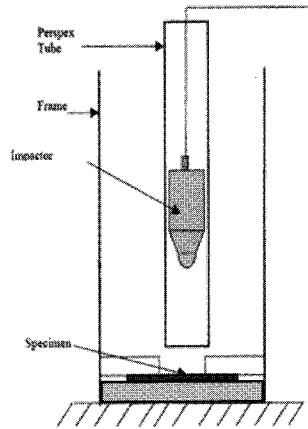


Fig. 4 Schematic diagram of impact tester

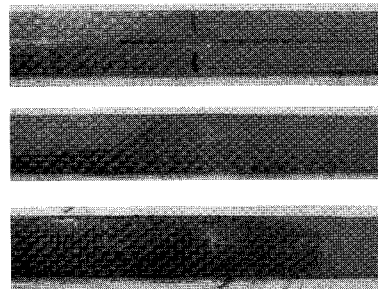


Fig. 5 Shapes of Impacted specimens and boundary condition

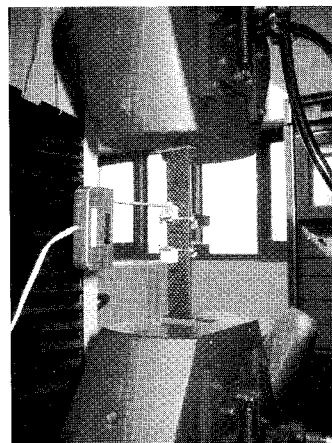


Fig. 6 Installed specimen for test

Table 1 Chemical compositions of prepeg(WSN3K)

Fabric (Wt,g/m ²)	Resin (Wt,g/m ²)	Resin Content (%)	Total (Wt,g/m ²)
205	148±5	39±2	353±10

3.2 시험결과

시험은 각 3 회 수행하였고, 각 시험 결과를 평균하여 비교하였다. 시험 결과 0°/90° 시험편이 830MPa 로 가장 큰 잔류강도를 가지고 있었고, 15°/75° 시험편은 0°/90° 시험편 강도의 약 45.1%의 잔류강도를 가지고 있었으며, +45°/-45° 시험편은 0°/90° 시험편 잔류강도의 약 28%의 강도를 가지고 있었다. 즉 하중 방향과 섬유 배열 방향이 이루는 각도가 0° 에서 45° 로 증가하는 경우 강도가 급격히 감소하는 것을 확인할 수 있다. 이와 같은 결과는 동일한 prepreg 를 사용하여 제작한 섬유강화 복합재료라고 하더라도 하중과 섬유의 배열 방향이 이루는 각도가 강도에 적지 않은 영향을 준다는 것을 증명한다.

25J 의 충격 손상을 받은 0°/90° 시험편의 경우에는 잔류강도가 371MPa 인데 이는 충격 손상을 받지 않은 0°/90° 시험편 잔류강도의 약 45%에 해당하는 값으로, 충격 손상으로 인해 강도가 약 55%나 급격히 저하되었다는 것을 알 수 있다. 15°/75°, 30°/60°, +45°/-45° 각 섬유배열 방향의 충격 손상 시험편의 경우에도 충격을 받지 않은 시험편 잔류강도의 60%, 79%, 78% 수준으로 나타남으로써, 충격 손상이 재료의 잔류강도를 저하시키는 것을 확인할 수 있다. 하지만 충격 손상으로 인한 잔류강도 감소율은 0°/90° 시험편이 약 55% 감소한 것으로 나타났지만, +45°/-45° 시험편의 경우 약 22% 정도 감소에 그친 것을 알 수 있었다.

즉, 하중과 섬유배열 각도가 증가 할수록 충격 손상에 의해 잔류강도가 저하되는 비율이 상대적으로 감소하는 경향을 보였다. 이러한 특성은 섬유강화 복합재료에 동일한 충격 에너지가 입사된

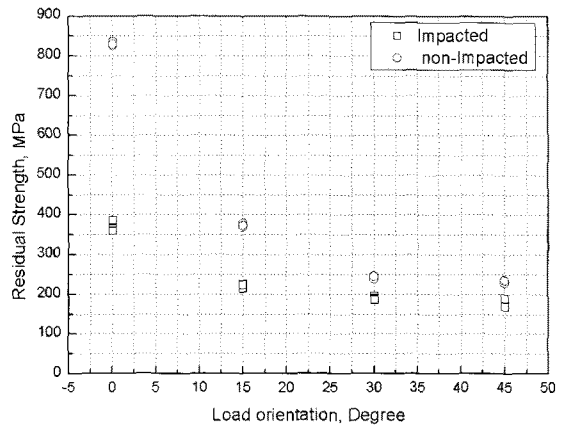


Fig. 7 Results of Residual Tests

다 하더라도 재료에 인가하는 하중과 섬유배열 방향이 이루는 각도가 증가할수록 충격 손상이 잔류강도 감소에 기여하는 정도가 적어지는 것으로 요약할 수 있다. 충격을 받지 않은 시험편과 충격 손상을 가한 시험편의 시험을 통해 획득한 잔류강도를 Table 2 에 정리하였고, Fig. 7 에는 하중과 섬유배열 방향이 이루는 각도에 따른 충격 손상을 받은 시험편과 충격 손상을 받지 않은 시험편의 잔류강도 그래프를 나타내었다.

3.3 파손 양상 분석

Fig. 8 은 잔류강도 시험 후 시험편의 파단면으로서 충격 손상이 가해진 중앙 부분에 두께 방향으로 백화현상이 나타난 것을 알 수 있다. 이 현상은 재료에 충격 에너지를 입사시키는 순간 충격을 받는 지점에서 Fiber breakage 와 Matrix cracking 이 동시에 발생하여 파손이 발생했기 때문이다. 충격 손상으로 인하여 탄소섬유 복합재료의 잔류강도가 저하되는 메커니즘을 분석하기 위하여 파단면에 대한 SEM 분석을 실시하였다.

Fig. 9 는 SEM 장비를 이용하여 파단면을 정밀하게 촬영한 사진이다. Fig. 9(a) 사진을 보면 화살표가 가리키고 있는 부분이 복합재료를 구성하고 있는 섬유 다발인데, 이 섬유 다발이 두께 방향으로 파단되어 있는 것을 알 수 있다. 또한 잔류강도 측정 시험 시 백화현상이 일어나지 않은 파단면에서는 인장 하중으로 인하여 불규칙한 Fiber pull out 현상이 발생한 것이 확실하게 관찰되었다.

Fig. 9(b) 사진에서도 확연하게 관찰할 수 있듯이 충격 손상이 발생한 부분에서는 재료의 두께방향으로 Fiber breakage 현상과 Matrix cracking 이 발

Table 2 Results of Residual Tests

specimens	Fiber Direction	1	2	3	Strength, MPa(avg)
non-impacted specimens	0°/90°	826	836	829	830
	15°/75°	370	380	374	375
	30°/60°	239	247	245	244
	+45°/-45°	229	236	235	233
impacted specimens	0°/90°	367	387	360	371
	15°/75°	216	227	226	223
	30°/60°	197	191	187	192
	+45°/-45°	186	171	190	182

생하여 재료의 잔류 강도 저하를 발생시킨 것으로 분석할 수 있다. 섬유강화 복합재료의 경우 구성하고 있는 섬유 다발이 인가되는 주요 하중을 지지하게 되는데, 충격 손상으로 파단된 섬유 다발

과 균열이 발생하여 파괴된 기지재는 하중을 지지할 수 없으므로 충격 손상을 받은 만큼 재료의 잔류 강도 저하가 발생하는 것이다.

4. 잔류강도 예측

4.1 충격 손상을 받지 않은 CFRP

충격 손상을 받지 않은 CFRP 시험편의 잔류강도 시험결과를 식(5)에 대입하면, 아래와 같은 값을 얻게 된다.

$$\begin{aligned}
 C_0 &= 3.134 \times 10^{-3} [MPa]^{-1} \\
 C_2 &= -1.544 \times 10^{-3} [MPa]^{-1} \\
 C_4 &= -0.386 \times 10^{-3} [MPa]^{-1}
 \end{aligned} \tag{6}$$

이 결과를 식(3)에 대입하면, 잔류강도 예측식은 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned}
 X_\theta &= ((3.134 \times 10^{-3}) - (1.544 \times 10^{-3}) \cos 4\theta \\
 &\quad - (0.386 \times 10^{-3}) \cos 8\theta)^{-1} \tag{7}
 \end{aligned}$$

위의 식으로 도출한 충격을 받지 않은 CFRP 재료의 잔류강도 예측식에서는 0° 에서 가장 높은 잔류강도를 나타내었고 섬유 배열방향 30° 부근까지 급속한 잔류강도의 저하를 나타내었다.

그러나 30° 에서 45° 까지는 파괴강도가 다소 완만하게 감소하는 경향을 나타내었다. 이를 실험결과와 비교해보면 유사한 경향을 나타나는 것을 확인할 수 있었고, 비교군으로 15°/75° 시험편의 결과를 비교해보면 예측값과 거의 비슷한 값을 보이고 있는 것을 확인할 수 있다.

이로써 Tan-Cheng 파손기준을 이용하여 충격 손상을 받지 않은 CFRP 복합재료의 잔류강도를 예측할 수 있을 것이라 생각된다. 충격 손상을 받지 않은 시험편의 잔류강도 예측결과와 실험결과를 Fig. 10 에 나타내었다.

4.2 충격손상을 받은 복합재료

충격 손상을 받은 복합재료의 잔류강도를 Tan-Cheng 파손기준식을 이용하여 잔류강도를 예측하여 실험결과와 비교하여 보았다.

앞 결과 마찬가지로 중앙원공 노치재의 인장시험결과를 식(5)에 대입하면, 아래와 같이 계산된다.

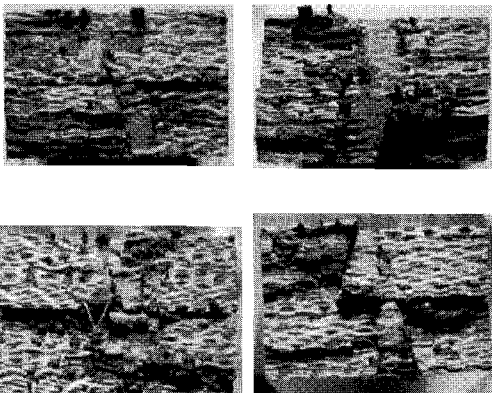
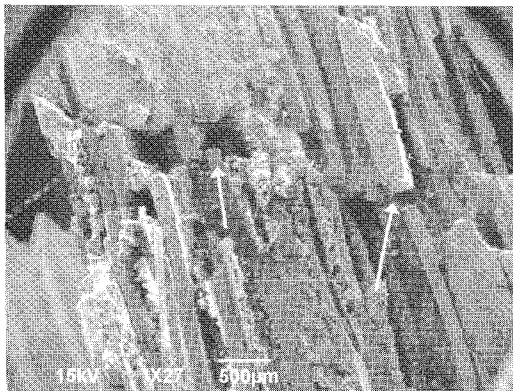
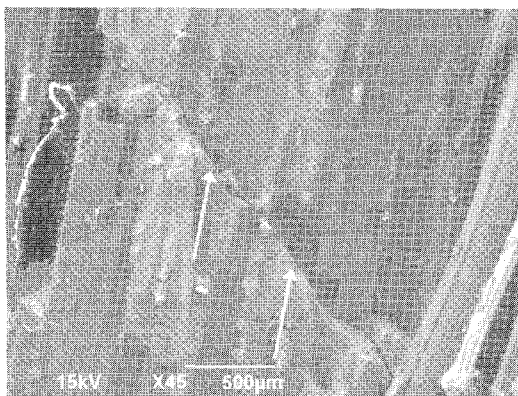


Fig. 8 Fracture Surface of impacted specimens



(a)



(b)

Fig. 9 Fracture Surface of impacted specimens

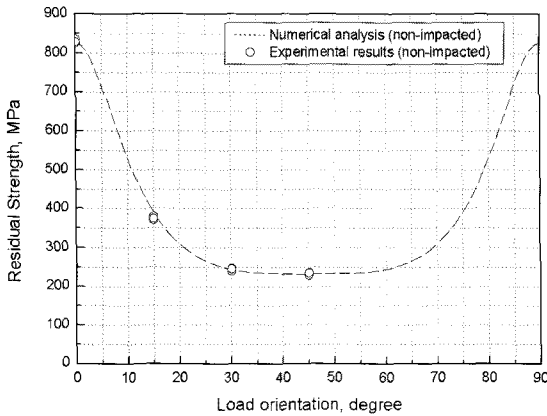


Fig. 10 Residual strength of analysis and test (non-impacted specimens)

$$\begin{aligned}
 C_0 &= 4.389 \times 10^{-3} [MPa]^{-1} \\
 C_2 &= -1.399 \times 10^{-3} [MPa]^{-1} \\
 C_4 &= -0.276 \times 10^{-3} [MPa]^{-1}
 \end{aligned} \quad (8)$$

이 결과를 식(2)에 대입하면, 충격 손상을 받은 재료의 잔류강도 예측식은 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned}
 X_\theta = & ((4.389 \times 10^{-3}) - (1.399 \times 10^{-3}) \cos 4\theta \\
 & - (0.276 \times 10^{-3}) \cos 8\theta)^{-1}
 \end{aligned} \quad (9)$$

충격 손상을 받은 시험편의 잔류강도 예측결과와 실험결과를 Fig. 11 에 나타내었다. 결과를 분석해 보면 0° 에서 가장 높은 잔류강도를 나타낸 것은 충격 손상을 받지 않은 경우와 같은 경향을 보였지만 섬유 배열방향이 45° 로 변하는 경우 잔류강도 감소율은 적은 것을 알 수 있다. 이러한 결과는 하중과 섬유 배열방향이 이루는 각도가 0° 에서 45° 로 증가하는 경우 동일한 충격 에너지라고 하더라도 잔류강도 저하에 주는 영향이 줄어든다는 것을 의미한다.

Fig. 12 에는 충격 손상을 받지 않은 시험편과 충격 손상을 받은 시험편의 잔류강도 시험결과 및 수정된 Tan-Cheng 파손기준식을 이용하여 섬유 배열방향별로 잔류강도를 예측한 선도를 함께 나타내어 비교하였다. 충격 손상을 받지 않은 복합재료의 경우 섬유 배열방향에 따라 잔류강도가 현저히 변화하는 것을 알 수 있지만 충격 손상을 입은 복합재료의 경우 섬유 배열방향에 따른 잔류강도의 차이가 비교적 적은 것을 알 수 있다.

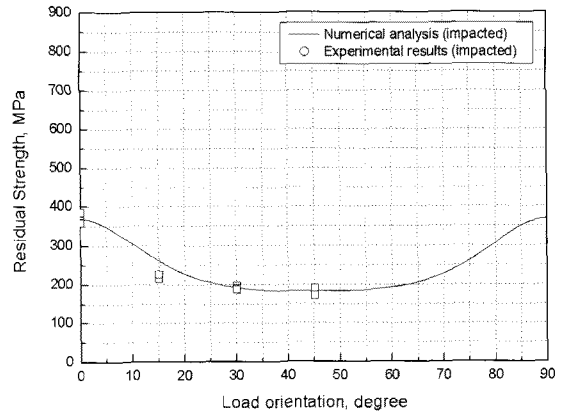


Fig. 11 Residual strength of analysis and test (impacted specimens)

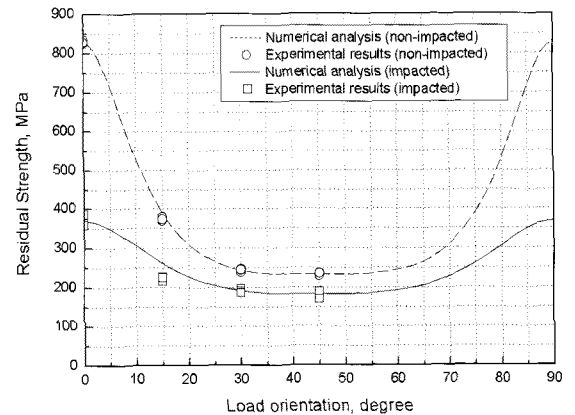


Fig. 12 Compare with the result of analysis and test (non-impacted and impacted specimens)

5. 결론

충격 손상을 받은 탄소섬유 복합재료를 이용하여 섬유 배열방향에 따라 잔류강도 시험을 수행하였고, 섬유 배열방향에 대한 재료강도의 대칭성을 고려하여 강도를 함수로 표현한 Tan-Cheng 의 파손기준식을 재료의 특성에 맞게 수정하여 잔류강도를 예측해 보았다.

(1) 직물형 탄소섬유 복합재료의 섬유방향에 대한 방향별 잔류강도를 평가하였고, 수정된 Tan-Cheng 파손기준식을 이용하여 잔류강도 예측식을 도출해 보았다. 예측식은 실험 결과와 비교적 잘 일치하고 있었다.

(2) 충격 손상을 받지 않은 재료를 이용한 잔류강도 시험결과, 섬유방향에 0°/90°일 때, 가장 높

은 파손강도를 나타냈으며, 이에 비하여 섬유방향이 30°/60°일 때 약 29.4%, +45°/-45°일 때 약 28.1%의 잔류강도를 나타내었다.

(3) 25J 의 충격 손상을 받은 재료를 이용한 잔류강도 시험결과, 충격을 받지 않은 경우에 비하여 섬유배열 방향별로 52.6%(0°/90°), 24.6%(30°/60°), 16.1% (+45°/-45°)의 강도저하가 발생하였다. 특히 섬유강화 복합재료의 경우 하중과 섬유 배열방향이 이루는 각도가 커질수록 충격 손상에 대한 영향도가 줄어드는 것을 알 수 있었다.

(4) SEM 을 통하여 충격 손상을 받은 복합재료의 파단면을 분석한 결과, 충격 에너지가 입사된 두께방향으로의 섬유 파단과 기지재의 균열로 인하여 잔류강도가 현저히 감소한 것을 알 수 있었다.

후 기

이 논문은 2 단계 두뇌한국 21 (BK21) 사업, 서울시의 서울장학생 사업, 2009 년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2007-0055842).

참고문헌

1. Tan, S. C. and Cheng, S., "failure Criteria for Fibrous Anisotropic Materials," J. Materials in Civil Engineering, Vol. 5, No. 2, pp. 198-211, 1997.
2. Tan, S. C., "Stress Concentrations in Laminated Composites," Technomic Publishing Co., p. 63, 1994.
3. Hankinson, R. L., "Investigation of Crushing Strength of Spruce at Varying Angles of Grain," Air Service Information Circular, Vol. 3, No. 259, pp. 3-15, 1929.
4. Azzi, V. D. and Tsai, S. W., "Anisotropic Strength of Composites," Experimental Mechanics, Vol. 5, No. 9, pp. 283-288, 1965.
5. Tsai, S. W. and Wu, E. M., "A General Theory of Strength for Anisotropic Materials," J. of Composite Materials, Vol. 5, No. 1, pp. 58-80, 1971.
6. Whitney, J. M. and Nuismer, R. J., "Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations," J. of Composite Materials, Vol. 8, No. 3, pp. 253-265, 1974.
7. Kim, J. W. and Yang, W. H., "Stress Analysis and Prediction of Failure for the Pin-Loaded Composite Laminates," Annual Fall Conferences of the KSME, Vol. 2, No. 1, pp. 214-219, 1999.
8. Belmontea, H. M. S., Ogina, S. L., Smitha, P. A. and Lewin, R., "A physically-based model for the notched strength of woven quasi-isotropic CFRP laminates," Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, Vol. 35, No. 7-8, pp. 763-778, 2004.
9. Kim, S. Y., Park, H. S., Kang, M. S., Choi, J. H., Koo, J. M. and Seok, C. S., "Evaluation of Failure Strength of Woven CFRP Composite Plate Subject to Axial Load by Tan-Cheng Failure Criterion," Trans. of KSME(A), Vol. 33, No. 9, pp. 360-365, 2009.
10. Husman, G. E., Whitney, J. M. and Halpin, J. C., "Residual Strength Characterization of Laminated Composite Subjected to Impact Loading," ASTM Special Technical Publication, Vol. 568, pp. 92-113, 1975.
11. Kang, K. W. and Kim, J. K., "Impact Damage Behavior and Evaluation of Residual Strength in Plain Woven Glass/Epoxy Composites," The International Journal of Key Engineering Materials, Vol. 183-187, pp. 271-276, 2000.
12. Kim, J. H. and Kim, M. S., "A study on residual strength evaluation and failure mechanism for high velocity impacted CFRP," Trans. of KSME(A), Vol. 18, No. 3, pp. 600-611, 1994.
13. ASTM D 3039, "Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials1," 2008.