한국정밀공학회지 제 27 권 2 호 pp. 94-101 February 2010 / 94
Journal of the Korean Society for Precision Engineering Vol. 27, No. 2, pp. 94-101

충격손상을 받은 항공기용 복합재료의 잔류강도 평가

Evaluation of Residual Strength in Aircraft Composite Under Impact Damage

최정훈[1], 강민성[1], 신인환[1], 구재민[2], 석창성[2,✉]
Jung-Hun Choi[1], Min-Sung Kang[1], In-Hwan Shin[1], Jae-Mean Koo[2] and Chang-Sung Seok[2,✉]

1 성균관대학교 기계공학부 일반대학원 (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: 2009.8.18 / Revised: 2009.12.3 / Accepted: 2009.12.10

Composite materials have a higher specific strength and modulus than traditional metallic materials. Additionally, these materials offer new design flexibilities, corrosion and wear resistance, low thermal conductivity and increased fatigue life. These, however, 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. Impact test was performed using drop weight impact tester. And residual strength behavior by impact was evaluated using the caprino model. Also we evaluated behavior of residual strength by change of mass and size of impactor. Examined change of residual strength by impact energy change through this research and consider impactor diameter in caprino model.

Key Words: Woven CFRP (평직 탄소섬유 강화 플라스틱), Residual Strength (잔류강도), Impact mass/Diameter (충격자 질량/직경)

기호설명

E_{th} = Threshold Energy
E_i = Incident Energy
σ_R = Residual strength

1. 서론

섬유강화 복합재료는 비강도, 비강성 등의 우수한 기계적 성질로 인하여 경량화가 요구되는 항공우주분야를 중심으로 그 사용이 급격하게 증가되고 있다. 그러나 이러한 분야에 사용되는 복합재료는 두께방향의 강도가 부족하기 때문에 외부 물체의 충돌에 의한 충격손상에 취약하다. 따라서 항공기의 안전성 및 신뢰성을 확보하기 위해서는 충격손상 후의 하중지지능력에 대한 정확한 이해가 요구된다.[1-3] 충격손상으로 인해 저하된 복합재료의 잔류강도 평가에 관한 연구는 선형탄성파괴역학(linear elastic fracture mechanics, LEFM)적인 개념에 의한 잔류강도 예측모델들을 기본으로 하여 수행되었다.[4-6] 특히, Caprino[5] 는 손상량과 충격에너지의 관계를 실험으로부터 결정하는 예측모델을 제안하였고 강기원 등[7]은 일방향 CFRP 적층 복합재료에서 하한계 충격에너지 이하의 범위에서는 강도저하가 발생하지 않으나 하한계 이상의 충격에너지에서는 입사충격에너지의 증가에 따라 잔류

강도가 인장강도의 50%까지 비선형적으로 감소한다고 보고하였다. 김문생 등 [8] 은 Caprino[5] 의 모델을 바탕으로 충격에너지와 압입량의 관계를 도입하여 잔류강도를 예측하는 모델을 제안하였는데, 충격자의 직경이 클수록 잔류강도가 높아진다는 결과를 바탕으로 Caprino[5] 의 모델에 충격자의 크기의 영향을 포함하여야 한다고 하였다. Shim 등 [9] 은 충격자의 크기(직경)가 클수록 충격후 잔류강도가 높아지는 원인이 Fig. 1 과 같이 simple/clamping support 와 같은 조건일 경우 충격에 의해 굽힘이 발생하는데, 이때 충격자의 직경이 클수록 접촉부위의 곡률반경이 커서 굽힘이 작아지고, 이에 따라 손상도 작아져 잔류강도가 증가하기 때문이라고 하였다. 한편 Minak 등 [10] 은 충격손상에 영향을 미치는 여러 인자들 중, 시험편의 치수와 경계조건의 변화는 휨강성에 영향을 미치며, 이는 잔류강도에 큰 영향을 미친다고 하였다.

그들은 시험편 형상과 경계조건의 변화에 따른 충격시의 최대 접촉하중, 흡수에너지, 박리영역의 변화를 검토한 결과, 시험편 형상이 경계조건보다

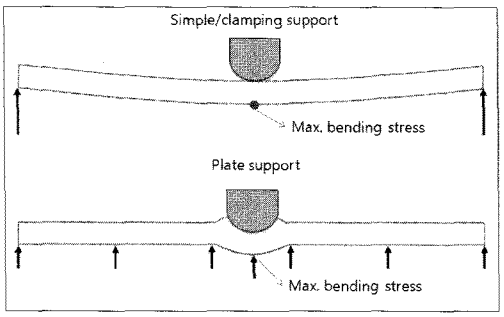


Fig. 1 Influence of various boundary conditions

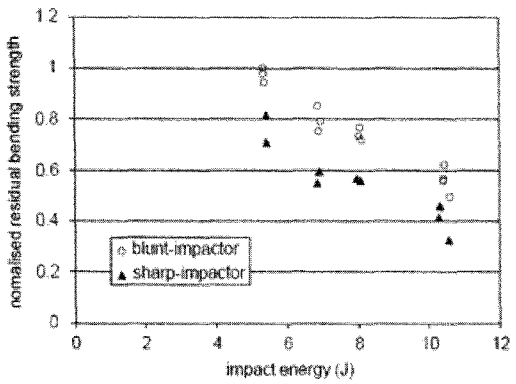


Fig. 2 Normalized residual bending strength with impact energy11

충격손상에 보다 큰 영향을 미친다고 하였다.

또한 Naik 등 [11] 은 고속충격의 경우에 동일한 충격에너지를 받은 복합재료일지라도 질량이 작고 속도가 높은 충격손상을 받은 경우가 질량이 크고 속도가 낮은 충격손상에 비해 잔류강도의 저하가 작다고 하였다. 또한 Fig. 2 와 같이 충격자 tip 의 반경이 작을수록 잔류강도의 저하가 크다고 보고하였다. Caprino[5] 는 충격후 잔류강도 예측모델을 식(1)과 같이 제시하였는데, 시험편 또는 구조물의 형상, 크기와 경계조건, 충격자의 형상과 크기 등과 같은 구속조건들이 일정하게 유지된다면 하한계 충격에너지 E_{th} 와 재료상수 α 는 재료상수(characteristic property)로 사용될 수 있다고 보고하였다.

$$\frac{\sigma_R}{\sigma_0} = \left\{ \frac{E_{th}}{E_i} \right\}^{\alpha} \tag{1}$$

여기서 σ_0, σ_R 는 인장강도, 잔류강도이다.

본 연구에서는 평직 CFRP 복합재료의 충격에너지의 변화에 따른 충격손상거동을 미세조직적인 측면에서 관찰하였으며, 인장시험에 의하여 충격후 잔류강도저하를 측정하여 Caprino[5] 모델과 비교하였다. 또한, 충격손상변수에 따른 잔류강도의 변화를 검토하였다.

2. 충격 및 잔류강도 시험편 및 시험

본 연구에 사용된 재료는 국내 한국 카본(주)에서 시판되는 직물구조(plain) 탄소섬유 프리프레그(woven carbon prepreg)인 WSN3K(두께 0.27mm)를 이용하여 실험재료로 사용하였으며 최종두께가 3.6mm 로 되게 하였다. 적층판은 16ply 로 Auto clave 에서 140℃, 5.9MPa 의 온도와 압력에서 60 분간 성형, 제작되었다. 프리프레그의 화학적 성분은 Table 1 에 나타내었다. ASTM D-3039[12] 의 규정에 의해 Fig. 3 과 같이 시험편을 가공하였다. 또한 ASTM D-7136[12] 에 준하여 Fig. 4 의 낙하 충격식 시험기를 제작하여 복합재료에 충격을 가하였다. 충격자의 직경은 15.8mm 로써 끝이 둥근 반구 형태를 사용하였으며 정확한 위치에 충격이 가해질 수 있도록 충격자 가이드를 사용하였다. 충격속도는 충격자의 낙하 높이로 조절하였으며, 충격에너지는 충격자의 질량과 낙하높이로 조절할 수 있는데,

Table 1 Chemical compositions of prepreg (Wt. %)

Fabric (Wt, g/m^2)	Resin (Wt, g/m^2)	Resin Content (%)	Total (Wt, g/m^2)
205	148	42±2	353

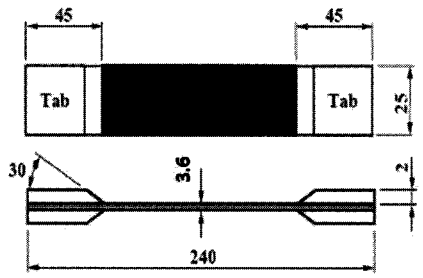


Fig. 3 Specimen configurations

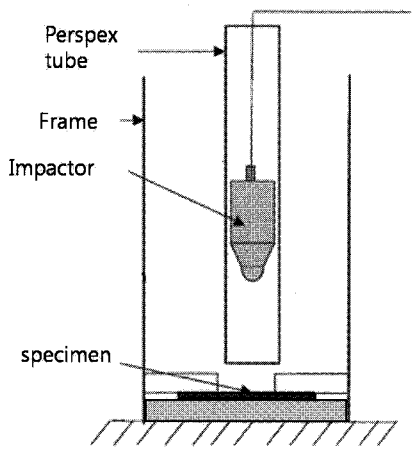


Fig. 4 Schematic diagram of impact tester

본 연구에서는 충격자의 질량을 고정시키고 낙하 높이를 조절하여 충격에너지를 변화시켰다. 이때 시험편은 평면위에 설치하였다. 한편, 잔류강도 평가를 위해 각각의 충격에너지 수준에서 약 2~3 개의 시험편을 제작하여, ASTM D-3039[13] 규정에 따라 Shimadzu 사의 만능시험기를 사용하여 수행하였다.

3. 입사충격에너지의 변화에 따른 충격 손상 거동 및 잔류강도 저하

일반적으로 적층 복합재료의 충격손상은 matrix cracking, delamination 및 매우 높은 충격 에너지에서 주로 발생하는 fiber breakage 으로 구성된다.[14] 이들 충격손상 중에서 가장 먼저 발생하는 손상은 플라이(ply) 내부의 matrix cracking 이며 추후 경계면(interface)으로 균열이 진전하여 국부적인 응력집중을 야기한다. 이로부터 적층 복합재료의 주된 충격손상으로 보고되는 delamination 이 발생되어 진전하게 된다.[15-17] Kang 등 [18] 의 연구에 의하면 $[(0/90)_3]$s carbon/epoxy 적층 복합 재료의 충격손상을 C-scan 으로 관찰한 결과, 평직 glass/epoxy 복합재료의 충격손상양상은 fiber breakage 와 matrix cracking 으로 구성되며, 층간분리는 타원형상이라고 보고되어 있다. Maiti 등 [19] 은 직교이방성 Carbon/Epoxy 복합재료의 경우 주로 복합재료 내부에 충격손상이 발생하지만, 평직 glass/epoxy 복합재료의 경우에는 충격점 반대면에서 가장 크게 발생한다고 보고하였다. 본 연구에서는 평직 carbon/epoxy 복합재료의 충격에너지의 변화에 따른 충격면과 뒷면 그리고 충격후 인장 파단면을 관찰하였다. Fig. 5 는 충격에너지 증가에 따른 충격면과 후면의 손상양상을 나타낸 것으로서 충격에너지가 증가할수록 Fig. 6 과 같이 충격면의 영구압흔 면적이 선형적으로 증가하는 경향을 나타내었다. 충격면 후면에는 십자가 형상의 fiber breakage 와 matrix cracking 현상이 관찰되었다.

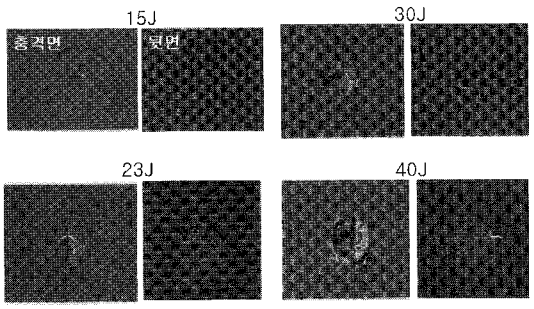


Fig. 5 Impact surface of various impact energy

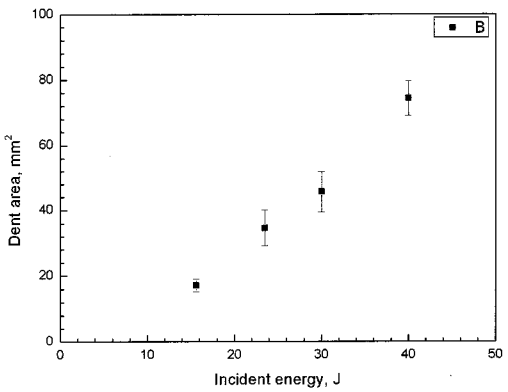


Fig. 6 Dent area of various impact energy

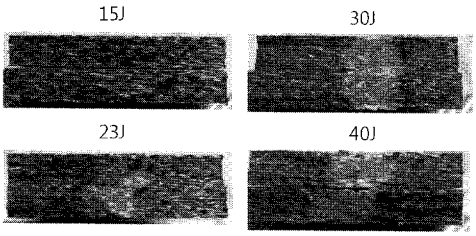
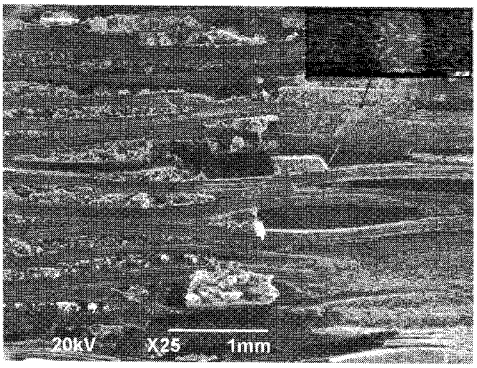
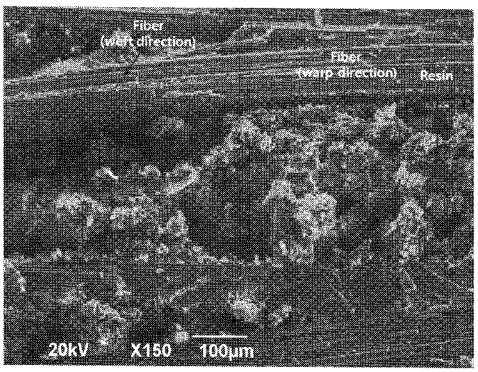


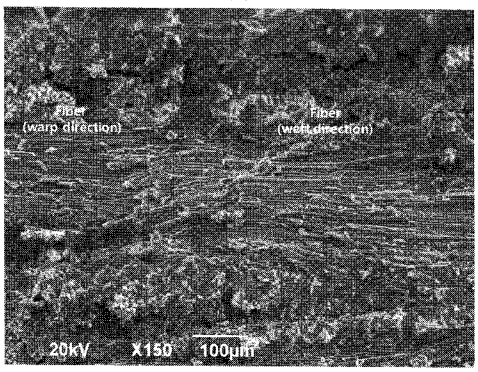
Fig. 7 Fracture surface of various impact energy



(a)



(b)

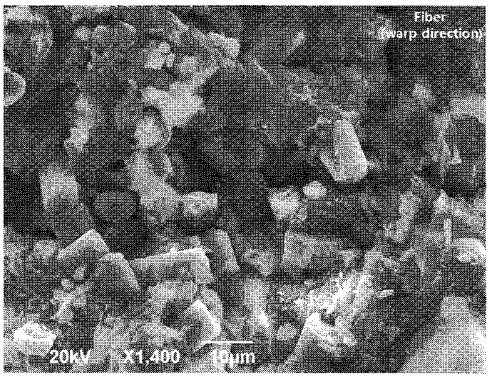


(c)

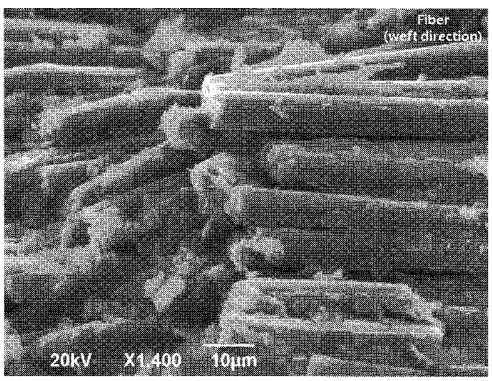
Fig. 8 Micrographs of the fracture cross-section for impact specimen(23.5 J)

Fig. 7 은 충격후 인장 파단면으로서 충격에너지가 증가할수록 파단면의 백화현상이 발생하는 영역이 증가되는 것을 알 수 있다. 이는 외부 충격시 충격자의 직경과 유사한 백화현상이 발생하는 영역을 나타내는 것으로 보아 충격손상으로 인해 국부적인 fiber breakage 와 matrix cracking 현상이 동반되는 것으로 판단된다. 또한 백화현상이 발생하는 충격손상영역의 파손특성을 분석하기 위하여 SEM 을 이용하여 파단면을 관찰하였다

Fig. 8 은 23.5 J 의 입사충격을 받은 시편의 파단면에 대한 SEM 사진으로서, Fig. 8(a)와 같이 충격손상을 받은 영역과 받지 않은 영역은 fiber pull out 현상의 유무가 뚜렷하게 나타난다. Fig. 8(b)와 같이 충격손상을 받지 않은 영역의 파단면은 각각의 섬유파단면이 불규칙한 형태인 fiber pull out 현상을 동반하는데 반해 Fig. 8(c)의 충격손상영역 파단면의 섬유파손 형태는 충격손상으로 인해 warp/weft 방향의 섬유 모두 일정 단면을 기준으로



(a)



(b)

Fig. 9 Micrographs of the fracture cross-section for impact specimen(warp/weft direction)

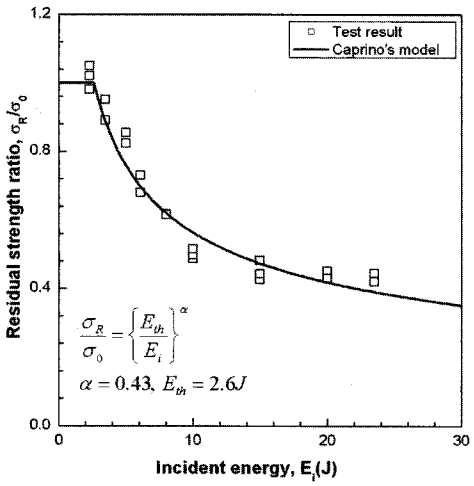


Fig. 10 Strength reduction behavior

fiber breakage 현상이 나타났다. 또한 Fig. 8(b)에서 관찰되는 섬유와 섬유 사이에 충진된 epoxy matrix가 외부물체 충격으로 인해 Fig. 9(a), (b)와 같이 작은 조각으로 파괴되어 백화현상을 나타내는 것으로 판단된다.

Fig. 10에 충격손상에 의해 저하된 시험편의 잔류강도를 인장강도와의 비(σ_R/σ_0)로 나타내었다. 여기서 실선은 식 (1)의 Caprino 모델의 예측식을 적용한 결과를 나타낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 2.6 J 이하의 충격에너지 범위에서는 강도 저하가 발생하지 않으나 2.6 J 이상의 충격 에너지에서는 이의 증가에 따라 잔류 강도가 감소하며 최종적으로 인장강도의 약 40%까지 저하됨을 알 수 있다.

4. 충격자 질량과 크기의 변화에 따른 잔류강도 특성

충격자의 질량의 변화(동일직경, 다른 속도)에 따른 잔류강도특성을 평가하기 위해서 23.5 J의 동일한 충격에너지로 충격손상을 가한 후 인장시험을 통해 잔류강도를 평가하였다. Fig. 11과 같이 충격자의 질량의 변화가 잔류강도에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 나타났다.

이는 Fig. 12와 같이 충격손상으로 인한 백화현상이 발생하는 손상영역이 충격자 질량이 증가하여도 큰 변화가 없는 것으로 보아 충격에너지가 같은 경우 충격자의 질량은 잔류강도에 큰 영향을 미치지 않는다고 판단된다.

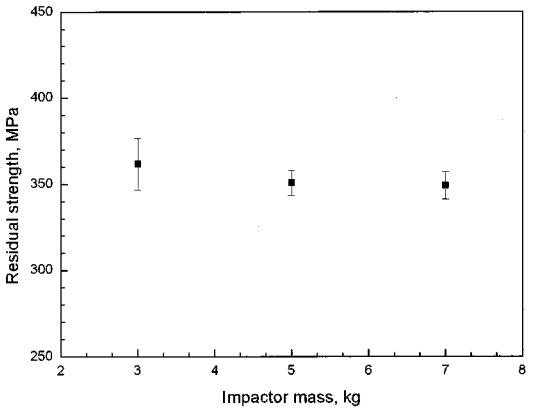


Fig. 11 Strength reduction behavior according to impactor mass

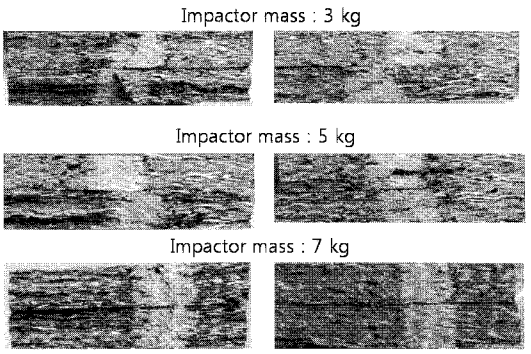


Fig. 12 Fracture surface of various impact mass

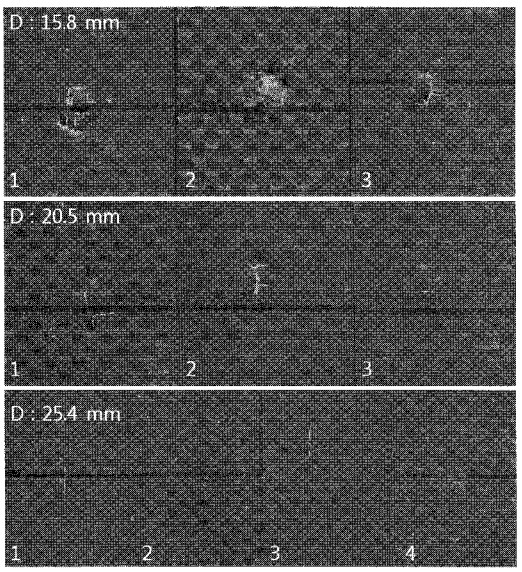


Fig. 13 Various surface of impact diameter

Table 2 Dent area of various impactor diameter

Impactor diameter(mm)	x-axis(mm)	y-axis(mm)
15.8	6.65	6.20
	6.30	6.30
Average	6.48	6.25
20.5	6.80	6.60
	6.70	6.60
Average	6.75	6.60
25.4	8.10	7.40
	7.90	7.00
Average	8.00	7.20

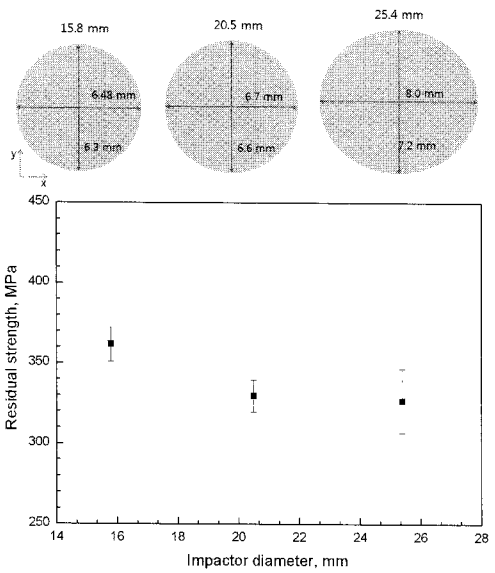


Fig. 14 Strength reduction behavior according to impactor diameter

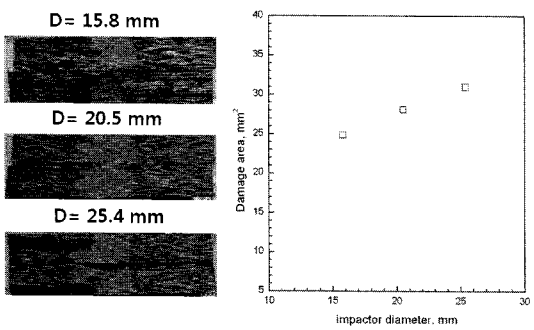


Fig. 15 Damage area according to impactor diameter

충격자의 크기(동일 질량, 같은 속도)의 변화에 따른 잔류강도특성을 평가하기 위해서 23.5 J 의 동일한 충격에너지로 충격손상을 가한 후 인장시험을 수행하였다. Fig. 13 은 충격손상으로 인해 발생된 충격면의 영구압흔의 형상으로써 충격자의 직경이 클수록 충격면 표면에 발생되는 영구압흔의 영역도 커짐을 알 수 있다.

충격자의 직경이 15.8mm 의 경우 작고 깊은 영구압흔이 생기는 반면 충격자 직경이 25.4mm 의 경우 넓고 얕은 영구압흔이 발생하였다. Table 2 에서와 같이 충격자 직경의 증가에 따라 영구압흔의 면적은 증가하였으며, Fig. 14 와 같이 충격자의 직경이 클수록 잔류강도가 감소하는 경향을 나타내었다. 이는 김문생 등[8] 과 Shim 등[9]의 연구결과와 다른 결과로써 평면위에 시험편이 놓여진 상태에서 충격손상을 받을 경우 굽힘보다는 압입에 의해 국부적인 손상이 발생하므로 충격자의 직경이 클수록 Fig. 15 와 같이 손상영역이 증가하여 잔류강도가 저하되는 것으로 판단된다. Fig. 10 과 같이 Caprino 등[5] 이 제시한 모델의 경우 동일한 충격에너지가 가해져도 Fig. 14 와 같이 충격자 직경의 변화에 따라 잔류강도가 저하하여 정확한 잔류강도를 예측할 수 없다.

따라서 일반적인 경우 충격에 의한 잔류강도를 평가하기 위해서는 충격자 직경변화를 고려한 강도저하거동을 고려해야 한다고 판단된다.

5. 결론

충격손상을 받은 평직 CFRP 복합재료에 대하여 충격자의 입사 충격에너지와 질량 및 크기(직경)의 변화가 잔류강도에 미치는 영향을 평가하기 위하여 충격후 잔류강도시험을 수행하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

(1) 충격에너지가 증가할수록 영구압흔의 면적이 증가하였으며, 충격손상을 받지 않은 영역의 파단면은 각각의 섬유 파단면이 불규칙한 형태인 fiber pull out 현상을 동반하는데 반해, 충격손상영역의 파단면의 섬유파손 형태는 일정 단면을 기준으로 fiber breakage 현상이 나타났다. 또한 섬유와 섬유 사이에 충진된 epoxy matrix 가 작은 조각으로 파괴되어 백화현상이 나타나는 것으로 판단된다.

(2) Caprino 모델의 예측식 결과는 실험결과와 잘 일치하고 있으며 이를 통하여 충격에너지에 의해 저하된 잔류강도의 저하량은 Caprino 모델에 의하여 예측될 수 있음을 알 수 있다. 또한 2.6J 이하의 충격에너지 범위에서는 강도저하가 발생하지

않았다.

(3) 동일 충격에너지에서 충격자의 질량의 변화에 따라 잔류강도의 변화가 거의 없었다. 따라서 충격자의 질량은 충격손상을 받은 복합재료의 잔류강도에 큰 영향을 미치지 않는다고 판단된다.

(4) 동일 충격에너지에서 충격자의 직경이 증가함에 따라 잔류강도가 감소하였다. 따라서 일반적인 경우 충격에 의한 잔류강도를 평가하기 위해서는 충격자 직경변화를 고려한 강도저하거동을 고려해야 한다고 판단된다.

후 기

이 논문은 2단계 두뇌한국21 (BK21) 사업, 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2007-0055842).

참고문헌

1. Waddoups, M. E., Eisenmann, J. R. and Kaminski, B. E., "Macroscopic Fracture Mechanics of Advanced Composite Materials," Journal of Composite Materials, Vol. 5, No. 4, pp. 446-454, 1971.
2. Nuismer, R. J. and Whitney, J. M., "Uniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentrations," ASTM Special Technical Publication, No. 593, pp. 117-142, 1975.
3. Hahn, H. T. and Kim, R. Y., "Fatigue Behavior of Composite Laminates," Journal of Composite Materials, Vol. 10, No. 2, pp. 156-180, 1976.
4. Husman, G. E., Whitney, J. M. and Halpin, J. C., "Residual Strength Characterization of Laminated Composite Subjected to Impact Loading," ASTM Special Technical Publication, No. 568, pp. 92-113, 1975.
5. Caprino, G., "On the Prediction of Residual Strength for Notched Laminates," Journal of Material Science, Vol. 18, No. 8, pp. 2269-2273, 1983.
6. Avva, V. S., Vala, J. R. and Jeyaseelan, M., "Effect of Impact and Fatigue Loads on the Strength of Graphite/Epoxy Composites," ASTM Special Technical Publication, No. 893, pp. 196-206, 1986.
7. Kang, K. W. and Kim, J. K., "Impact Damage Behavior and Evaluation of Residual Strength in Plain Woven Glass/Epoxy Composites," The International Journal Key Engineering Materials, Vol. 183-187, pp. 271-276, 2000.
8. Kim, J. H. and Kim, M. S., "A study on residual strength evaluation and failure mechanism for high velocity impacted CFRP," Trans. KSME(A), Vol. 18, No. 3, pp. 600-611, 1994.
9. Shim, V. P. W. and Yang, L. M., "Characterization of the residual mechanical properties of woven fabric reinforced composites after low-velocity impact," International Journal of Mechanical Sciences, Vol. 47, No. 4-5, pp. 647-665, 2005.
10. Minak, G. and Ghelli, D., "Influence of diameter and boundary conditions on low velocity impact response of CFRP circular laminated plates," Composites Part B: Engineering, Vol. 39, No. 6, pp. 962-972, 2008.
11. Naik, N. K., Borade, S. V., Arya, H., Sailendra, M. and Prabhu, S. V., "Experimental studies on impact behaviour of Woven fabric composites: effect of impact parameters," Journal of Reinforced Plastics and Composites, Vol. 21, No. 15, pp. 1347-1362, 2002.
12. ASTM D 7136, "Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event," 2002.
13. ASTM D 3039-93, "Standard Test Method for Tensile Properties of Fiber Resin Composite," 2002.
14. Tai, N. H., Yip, M. C. and Lin, J. L., "Effects of Low-energy Impact on the Fatigue Behavior of carbon/Epoxy Composites," Composites Science and Technology, Vol. 58, No. 1, pp. 1-8, 1998.
15. Reissner, E., "The effect of transverse shear deformation on the bending of elastic plates," Journal of Applied Mechanics, Vol. 18, No. 1, pp. 67-69, 1945.
16. O'Brien, T. K. and Reifsnider, K. L., "Fatigue Damage Evaluation Through Stiffness Measurements in Boron-Epoxy Laminates," Journal of Composite Materials, Vol. 15, No. 1, pp. 55-70, 1981.
17. Broutman, L. J. and Sahu, S., "A New Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforced Plastics," Composite Materials: Testing and Design, ASTM Special Technical Publication, No. 497, pp. 170-188, 1972.
18. Yang, J. N. and Jones, D. L., "Statistical Fatigue of

Graphite/Epoxy Angle-Ply Laminates in Shear1," Journal of Composite Materials, Vol. 12, No. 4, pp. 371-389, 1978.

19. Maiti, J. N. and Du, S., "An Exploratory Study into the Fatigue of Composites under Spectrum Loading," Journal of Composite Materials, Vol. 17, No. 6, pp. 511-526, 1983.