

준등방성 복합적층판의 저속충격에 의한 손상특성

김재훈*, 전제춘**

Damage Characteristics of Quasi Isotropic Composite Laminates Subjected to Low Velocity Impact

J. H. Kim*, J. C. Jeon**

ABSTRACT

Low velocity impact test and compressive residual strength test after impact were performed by using Hercules AS4/3501-6[45/0/-45/90]_{2S} laminated plate to investigate the low velocity impact damage behavior and the post-impact strength degradation on orthotropic composite laminate plate.

Due to the lateral impact load, the load path showed "L" shape according to the laminate central deflection. Damage in a laminate occurs by inclined matrix crack at the damage initiation load stage and vertical matrix crack, occurs on the outer surface. Evaluating the compressive residual strength after the low velocity impact test, it could be found that there is a transient range where the compressive residual strength drop suddenly in the initial damage which is in the matrix crack range and the initial delamination area.

Key Words: Quasi Isotropic(준등방성), Composite Laminates(복합적층판), Low Velocity Impact(저속충격), Compressive Residual Stress(압축잔류응력), Delamination (층간분리), Matrix Crack(기지균열), Damage(손상)

1. 서론

섬유강화 복합재료는 높은 비강도와 비강성의 특성을 지니고 있기 때문에 최근 경량화가 요구되고 있는 항공기 및 우주비행체 구조물에 많이 사용되고 있으며, 항공 구조부품의 중량 감소에도 큰 장점을 가지고 있다. 한편 복합재료는 금속재료에 비하여 외부의 충격하중에 대한 저항성이 낮기 때문에 작은 충격하중하에서도 기지파손 및 층간분리와 같은 손상이 발생될 수 있으며 이로 인하여 강도 및 강성의 감소를 가져 올 수 있다⁽¹⁻⁶⁾. 따라서 복합

재료를 사용하여 구조물을 설계하고 제작하기 위해서는 복잡한 형태의 손상발생에 관한 메카니즘이 규명되어야 한다.

저속충격에 의한 손상은 충격을 받은 쪽의 적층판 표면에는 거의 발생하지 않고 충격을 가한 반대쪽 면이나 내부에 층간분리, 기지 균열 및 섬유파단 등의 손상형태로 발생한다. 이러한 적층판의 손상은 부재의 기계적 성질의 상실, 특히 압축 강도 등이 강도를 저하시키며 이로 인하여 복합 적층판으로 구성되는 구조물의 수명 감소나 파국적 파손 등과 같은 예기치 못한 문제를 야기시킨다⁽⁷⁻¹⁰⁾.

* 충남대학교 기계설계공학과
 ** 국방과학연구소

구조물의 내부에는 기지파손, 층간분리 등과 같은 손상을 간직하지만, 외부에서는 손상발생에 대한 식별이 곤란하여 항공 구조물에 이용되는 복합적층 구조물에 대하여 저속충격으로 야기되는 문제를 해결하기 위하여 많은 연구가 진행되고 있다. 따라서 충격반응 동안에 재료내부의 충격현상과 기계적성질에 미치는 영향을 깊이 이해할 필요가 있으며 재료의 충격 후 잔류성질과 구조의 성능상에서 다른형태의 손상에 의한 영향을 명확히 규명하는 것은 매우 중요하다.

본 연구는 충격흡수 에너지 증가에 대한 저속충격 시험을 수행하여 graphite/epoxy[45/0/-45/90]₂₈ 복합 적층판의 처짐에 의한 손상 거동을 균열 발생으로 부터 관통까지 손상 진행 과정을 규명하였다. 또한 복합 적층판에 나타나는 충격 흡수에 따른 손상특성을 고찰하였으며, 저속 충격에 의한 손상과 잔류 압축 강도와의 관계를 검토하였다.

2. 실험

시험의 재료는 Hercules AS4/3501-6 graphite/epoxy 프리프레임이며, 이들 재료의 물성치는 Table 1과 같다. 적층순서는 준등방성 구조인 [45/0/-45/90]₂₈로 프리프레임을 적층하여 제작처에서 추천하는 Fig. 1과 같은 경화 사이클에 따라 오토크레이브에서 경화하였다. UDRI(Univ. of Dayton Reaserch Institute) 충격시험방법에 따라 178×73.5mm 시험편을 제작하여, 충격체의 직경이 12.7mm, 직경 50mm의 환형 지지대에 시험편을 단순지지시키고, Fig. 2와 같은 진자형 충격시험기로 충격에너지를 증가시키면서 시험하였다. 손상된 시험편은 C-scan으로 손상크기를 측정하였다.

Table 1 Material properties of AS4/3501-6 graphite/epoxy.

Longitudinal Young's modulus, E_{11} (Gpa)	139.3
Transverse Young's modulus, E_{22} (Gpa)	11.1
Out-of plane Young's modulus, E_{33} (Gpa)	11.1
In-plane shear modulus, G_{12}, G_{13}, G_{23} (Gpa)	6.0
Poisson's ratio, $\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	0.3
Material density, ρ (kg/m^3)	1540

저속충격에 의한 손상거동을 관찰하기 위하여 시험편에 최소 0.5J로부터 최대 14J 까지 충격에너지를 흡수하도록

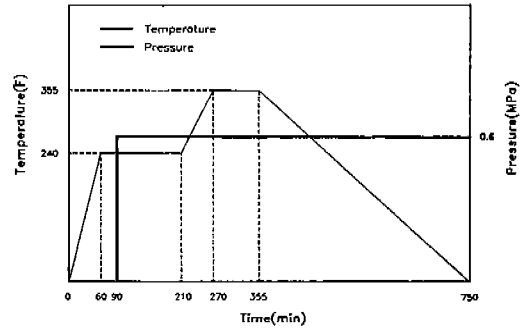


Fig. 1 Curing cycle for AS4/3501-6 graphite/epoxy.

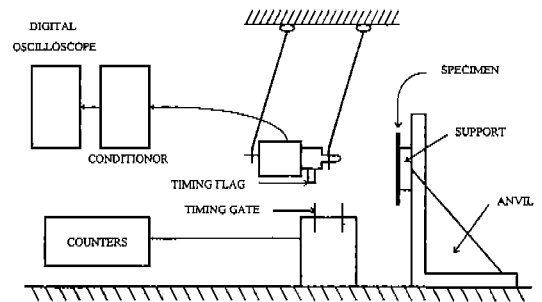


Fig. 2 Schematic diagram of impact test system.

록 충격체의 질량은 2.2967kg으로 일정하게 유지하고 높이를 조절하여 충격에너지를 변화시켰다. 1J이하에서는 균열개시 구간으로 균열 개시를 확인하기 위하여 0.1J 간격으로 충격 흡수에너지를 증가하였으며, 1J이상에서는 3J, 6J, 10J 등으로 에너지 간격을 넓혀 시험하였다.

손상크기와 압축잔류강도 관계를 알아보기 위하여, 충격 후 압축시험 시험편에 상당하는 에너지 크기로 별도의 76×76 mm 사각형 시험편에 충격에너지를 가하여 손상을 만들었다. 충격시험 후 잔류압축강도시험은 MTS 시험기를 이용하였고, 압축시험 장치는 UDRI에서 설계 제작된 치구를 이용하여 시험편의 탭을 고정시키고 국부 좌굴을 방지하기 위해 측면 지지용 판을 내개의 나사로 고정시켰다⁽¹⁾. 압축하중은 1.5 mm/min의 속도로 가하였으며 하중 변위곡선은 X-Y 플로터에 기록하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 충격하중곡선 및 에너지곡선

Fig. 3은 저속 충격시험에서 시간에 따른 하중곡선과

충격에너지 곡선을 합하여 나타낸 것이다. 충격하중은 초기에 급격히 증가하나 1500N 근처에서 약간의 하중하락이 있고, 그 후 경사가 약간 완만하게 증가하여 최대 하중 부근을 지나면서 심한 진동이 발생한 다음 떨어지고 있다. 충격에너지 곡선에서 충격체가 시편에 최대급힘변형을 일으키는 하중이력 곡선은 정현파의 경향을 보이고 있다⁽³⁾. 에너지곡선에서 충격에너지는 최대값 E_0 에 도달한 후 적층판의 손상을 만들기 위한 에너지 손실량 E_L 과 남아 있는 탄성에너지 E_E 를 표시한다.

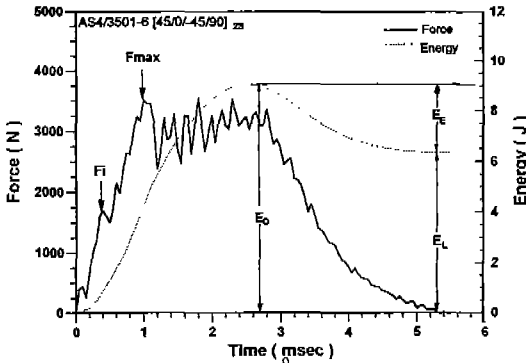


Fig. 3 Typical force history and energy history.

하중이력곡선에서 하중이 증가하여 F_i 에 도달하면 충격력은 횡방향 강성이 갑자기 감소하며 날카롭게 떨어진다. 이 강성의 손실은 판재 내부의 손상의 결과라 생각된다. 하중의 하락 후에 충격체가 충분한 운동에너지를 갖고 있다면 충격력은 더 증가할 것이다. 선형적인 하중-시간 거동은 다시 하중의 하락이 F_i 에 도달하기 전의 경사보다 적은 경사로 진행된다. Kwon과 Sanker⁽⁴⁾는 이 선형관계는 안정된 균열 성장 과정이라고 설명하고 있다. 충격체가 되돌아 올 때 충격력은 접촉이 떨어질 때까지 감소한다. 최대 충격력 F_{max} 는 손상의 영향이 없다면 더욱 더 하중의 증가가 있을것이다. 손상개시하중 F_i 은 충격체 질량, 속도, 판의 크기 및 경계조건 변화에 의해 영향을 받는다고 하였다^(5,6,8).

Fig. 4는 충격에너지 변화에 대한 하중-시간곡선을 나타낸 것이다. 그림에서 초기손상의 개시하중은 충격하중이 증가함에 따라 약간씩 크게 되나 대체적으로 이 재료에 있어서 손상개시 하중은 1500N인 것을 알 수 있다. 또한 초기 손상 발생시간은 충격하중이 클수록 빨리 발생하는 경향이 있다. 하중이 작은 경우 전반적인 형상은 하

중 증가 하락없이 부드럽게 진행하나, 하중이 증가함에 따라 층간분리 및 섬유파단과정에 의하여 진동이 심하게 나타나고 있다.

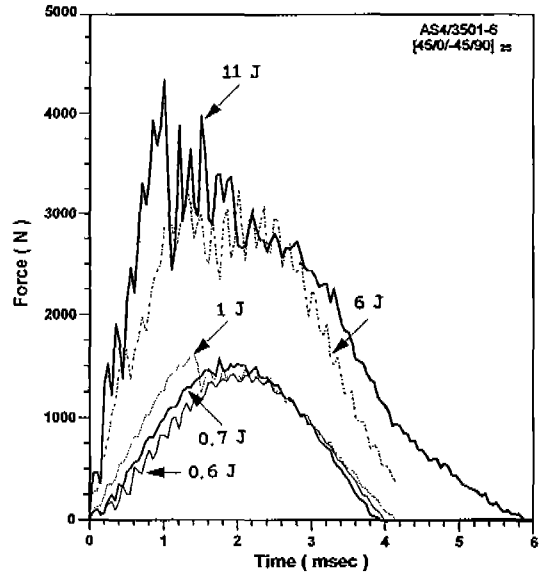


Fig. 4 Force vs. time trace the variation of impact energy.

3.2 적층판의 처짐에 따른 손상거동

Fig. 5는 충격체의 에너지에 대한 에너지손실을 나타낸 것이다. 에너지 손실은 충격에너지 증가에 따라 대략 선형적으로 비례하는 것으로 나타난다. 충격에너지 3J과 6J에서는 에너지손실 변화가 크게 나타남을 알 수 있다. 이것은 같은 크기의 충격에너지에 의해 층간분리의 크기와 섬유파손의 정도가 다르게 나타나는 현상 때문으로 사료된다. Fig. 6은 손상면적에 대한 에너지 손실율을 나타내고 있다. 충격에너지 0.7 J 이하의 단계에서는 균열 생성단계로 충격체의 압축에 의한 전단응력으로 수직 기지 균열이 발생한다. 충격에너지가 1J까지 증가함에 따라 균열밀도는 커지며 주 균열이 상하층(layer)를 향해 성장한다. 손실율은 급격히 증가하나 손상면적은 크게 늘어나지 않는다. 즉 기지균열만 주로 발생하며 층간분리가 거의 일어나지 않는다는 것을 나타낸다.

이 단계에서 손상의 특징은 C-Scan으로 보면 원형의 상태임을 알 수 있다⁽¹¹⁾. 시편을 육안으로 관찰한 결과 적층판 상하 표면에 전혀 손상이 보이지 않았다. 기지 균열은 초기에 적층판의 상단에서 충격체와 적층판의 접촉면

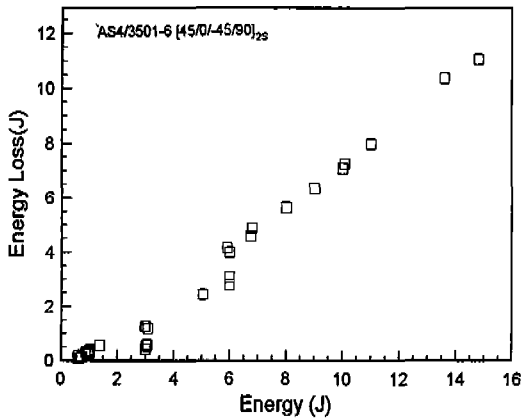


Fig. 5 Energy loss as a function of impact energy.

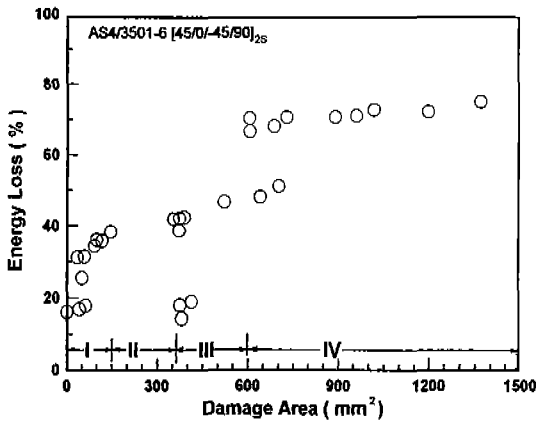


Fig. 6 Energy loss as a function of the damage area.

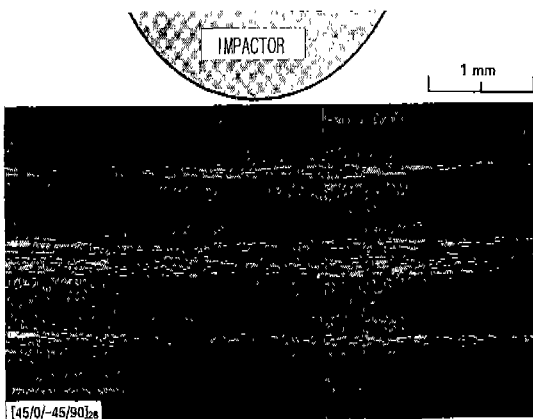


Fig. 7 Photomicrograph of dynamically tested AS4/3501-6 specimen.

을 향해서 성장한다. 또한 충격부의 뒷면에서 손상은 적층판 면에 인장에 의한 수직 기지 균열을 발생한다. 초기 균열은 충격체의 수직인 위치에서 발생되지 않으며 Fig. 7 에서와 같이 수직인 중심 위치에서 좌우로 약 1mm 떨어진 두번째, 세번째 층에서 발생한 것을 볼 수 있다.

1단계의 평균 손상 단면적은 36-147 mm²이며 시편마다 손상면적의 차이가 심한 단계이다. 이 단계에서는 손상면적과 에너지가 비례하는 단계가 아니므로 에너지 손실율의 증가 없이 손상 영역만 커진다. 그러나 흡수된 에너지에 대해 손실율은 17~40%까지 높으나 손상면적은 커지지 않는다. 결과적으로 이것은 적층판 내에 기지균열 밀도만 높인다는 증거가 되며 파단면 사진에서 확인될 수 있었다⁽¹¹⁾.

Fig. 8(a)은 1단계에서 적층판의 중앙에서 하중에 대한 수직변위를 나타낸 것이다. 하중곡선의 초기단계에서 약간의 하중하락이 발생하는 것은 국부적인 Hertz 형식의 압입 때문일 수가 있다. 하중이 증가함에 따라 처짐량은 압입량보다 훨씬 크게 된다. 그래서 하중변위 곡선은 거의 선형적으로 증가한다. 초기하중에서 최대충격하중 1400 N까지는 선형적으로 증가하나 최대하중에서 1 mm의 최대처짐 상태로 일정하게 유지 후 하중 증가시와 같은 기울기로 하락한다. 하중시의 변위에 대한 하중증가가 해중(unloading)시에도 거의 변함없이 직선으로 회복되는 것은 적층판이 탄성적인 거동을 보여주는 것이다. 1 J 근방에서 손상은 주로 수직 기지균열이 층간분리로 전파해 나아가며, 충격체와 적층판의 접촉점을 향해 진행되는 주 균열이 층간분리를 만든다.

Fig. 8(b)은 2단계에서 하중-변위 곡선을 나타낸다. 적층판이 충격체에 의해 3 J의 충격하중을 받았을 때 변위에 대한 하중을 나타낸다. 하중은 증가하다가 1mm 처짐 근처에서 하중하락 현상이 발생한다. 이것은 초기손상 하중에 의한 것이다. 계속 하중이 증가하면 이 단계에서는 최대 하중상태에 도달하자마자 일정하중 유지없이 곧바로 떨어진다. 충격에너지를 증가시키면 에너지 손실율은 크게 변화지 않으나 손상면적만 주로 증가한다. 이는 적층판의 불안정한 층간분리를 발생시킨다는 것을 나타내며, 충격에너지 3J의 손상면적 400mm² 근방까지는 에너지 손실율이 증가하지 않는다. 이 구간은 층간분리 단계이다. Sjöblom⁽¹²⁾은 이 단계를 뒷면 손상단계라고 하였다.

Fig. 8(c)는 충격하중 6J에서 하중-변위 곡선을 나타낸다. 에너지를 계속 증가시키면 에너지 손실율은 계속 증

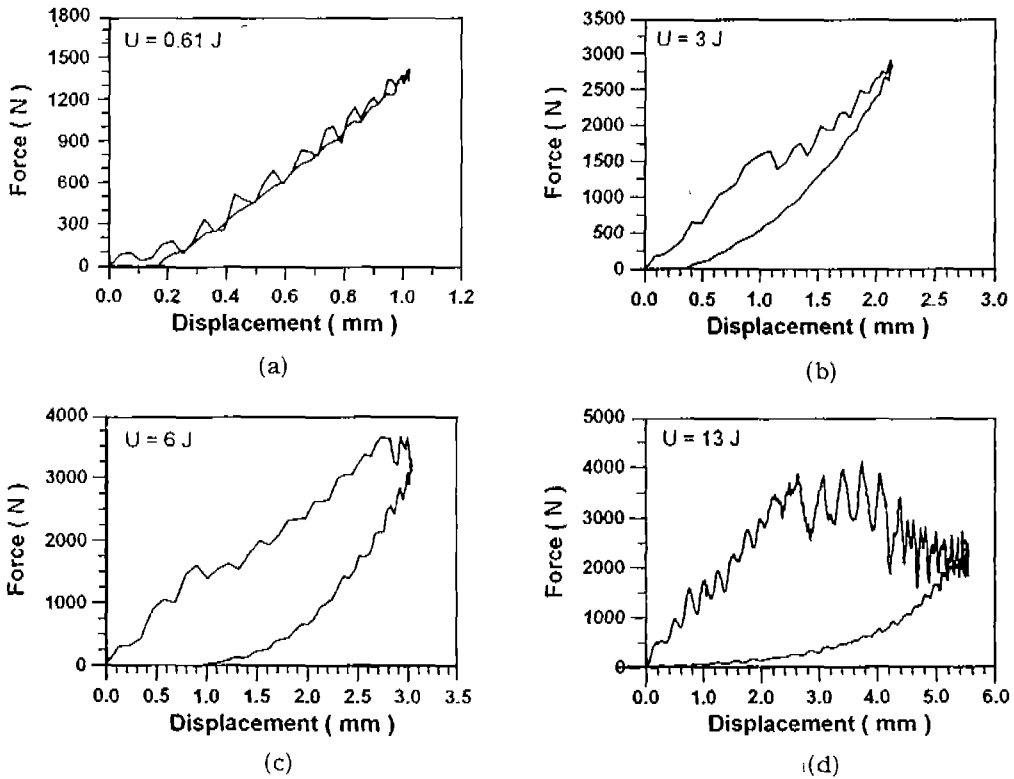


Fig. 8 Force vs. displacement curves for energy levels.

가하며 이 에너지는 주로 섬유파손을 일으키고 부분적으로 층간 분리 및 기지균열을 발생시키는데 사용되는 것으로 보인다. 층간분리 및 부분 섬유파손이 발생하는 단계이다. 6J의 충격에너지 단계를 지나면 에너지 증가는 주로 잔여 섬유를 파손시키는데 사용되고 에너지 손실율은 완전 관통시까지 별로 증가하지 않는다. 이 단계를 관통 준비단계라 부를 수 있다. 최대 충격하중이 4000N 이상 되면 하중은 유지하지 않고 바로 하락하는 상태가 된다. 이것은 최대 하중상태에서 적층판의 섬유 및 기지는 충격체에 의해 완전 파손되어 관통되었음을 의미한다.

따라서 다음과 같은 L-형 손상거동 모델을 제시한다. 복합적층판의 저속충격에 의한 손상거동은 Fig. 9에서와 같이 4단계로 구분된다. 1단계는 균열개시와 성장단계, 2단계는 층간분리 단계, 3단계는 섬유 파단단계 그리고 4단계는 관통단계로 나눌 수 있다. 초기 1단계에서는 충격체의 압입에 의한 거동 및 2단계는 초기균열 발생에 의한 하중하락으로 적층판의 처짐과 함께 층간 분리 및 섬유 파손 개시가 발생하고 최대 하중점에서는 관통과 함께

하중하락이 나타난다. 가장 큰 하중상태에서는 굽은 선을 따라 1, 2, 3, 4, 5, 6으로 거동되며 하중크기에 따라 1 J까지의 충격에너지는 (1)의 경로를 따라 거동하며, 1J 이상 3 J까지는 (2), (3)의 경로, 6 J 이상에서는 (4)의

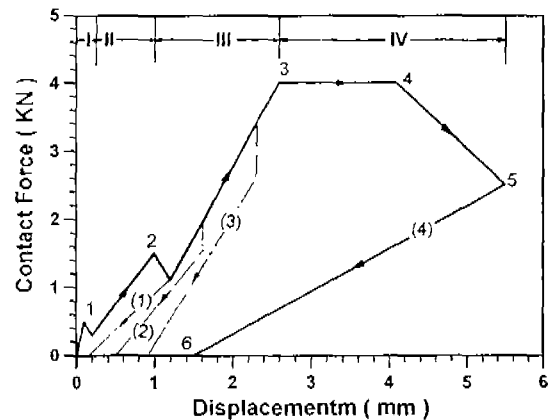


Fig.9 Damage behavior of AS4/3501-6[45/0/-45/90]_{2s} laminate due to contact force.

경로를 따라 거동을 한다.

3.3 잔류압축강도

충격 받지 않은 4개 시험편에 대하여 정적압축시험을 수행하여 평균을 취한 압축강도 σ_0 는 501.5 N/mm² 이었다. 1J의 충격에너지에서 잔류압축강도는 대략 350 N/mm² 이었다. 이 영역은 기지균열이 발생되는 단계로 충격시험 후 현미경관찰로부터 확인할 수 있었다⁽¹¹⁾. 3J의 충격에너지를 받은 시험편의 잔류압축강도는 200 부터 300 N/mm² 범위에 크게 분산되고 있다. 손상면적이 400 mm² 로 비교적 큰 값으로 나타났다. 이것은 충격에 의하여 기지균열의 성장 및 층간분리가 발생된 곳으로 손상의 정도에 따라 잔류압축강도가 감소되고 있는 것으로 생각된다. 그리고 5 J 이상에서는 강도는 분산되어 나타나지만 대략 150 N/mm²을 한계로 하여 심한 압축강도의 감소는 없었다.

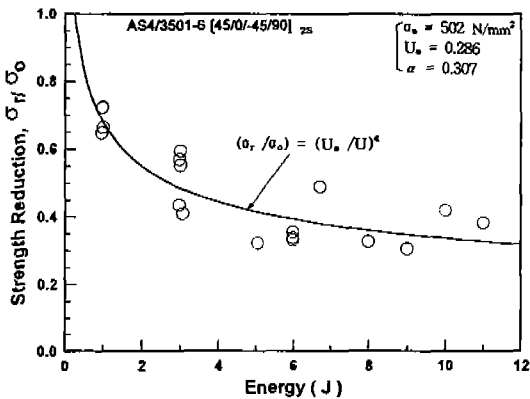


Fig.10 Residual compressive strength reduction for impact energy.

Fig. 10은 잔류압축강도 σ_r 와 충격받지 않은 재료의 강도 σ_0 와의 비 σ_r/σ_0 에 대한 충격에너지 U 의 함수를 나타내고 있다. 충격에너지 1J에서 잔류압축강도는 77 - 65% 범위까지 급격히 감소하고, 3J에서 잔류압축강도는 60 - 40% 범위까지 감소하였다. 5J 이상에서 강도는 운동에너지 증가와 함께 강도 감소가 거의 없는 경향이였다.

잔류압축강도의 감소되는 정도를 예측하기 위하여 Caprino⁽¹³⁾가 제안한 식 $(\sigma_r/\sigma_0) = (U_0/U)^\alpha$ 을 이용하여 잔류압축강도를 평가하였다. U_0 와 α 는 실험데이

타로부터 제안식의 양변에 log를 취하여 산출할 수 있다. 최소자승법에 의하여 구한 U_0 와 α 는 각각 0.286과 0.307 이었다. 그리고 U_0 와 α 를 이용하여 식으로부터 예측한 결과는 Fig. 10에서 실선으로 나타내었으며, 잔류압축강도를 예측하는데 이용할 수 있는 유용한 식으로 사료된다.

4. 결론

준등방성 복합적층판에 대하여 저속충격으로 인한 손상 거동 및 충격후 잔류압축강도 시험을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 충격에너지 증가에 따라 파손모우드가 변화하며, 충격에너지 손실율은 이러한 손상모우드 변화를 잘 이해할 수 있는 변수가 된다.
2. 복합 적층판의 손상 거동은 점착하중에 의한 graphite/epoxy 복합 적층판 중앙의 처짐량에 따라 L형 손상 거동 경로를 나타낸다.
3. 저속충격에 의한 손상면적으로 잔류압축강도를 평가할 경우, 초기손상 발생영역에서 급격한 잔류압축강도가 저하되는 천이영역이 있다.

참고 문헌

1. W.J. Cantwell and J. Morton, "The Impact Resistance of Composite Materials—a Review", Composites, Vol. 22, pp. 347-362, 1991.
2. H.Wang and T. Vu-Khanh, "Fracture Mechanics and Mechanisms of Impact-Induced Delamination in Laminated Composites", Journal of Composite Materials, Vol. 29, No. 2, pp.156-178, 1995.
3. L. Shikhmanter, B. Cina and I. Eldror, "Fractography of CFRP Composites Damaged by Impact and Subsequently Loaded Statically to Failure", Composites, Vol. 26, pp. 154-160, 1995.
4. Y. S. Kwon, B. V. Sankar, "Indentation Flexure and Low-Velocity Impact Damage in Graphite Epoxy Laminates", Journal of Composites Technology and Research, Vol.

15. No. 2, pp. 101-111, 1993.
5. G. Caprino and R. Teti, "Impact and Post-Impact Behavior of Foam Core Sandwich Structures", *Composite Structures*, Vol. 29, pp. 47-55, 1994.
6. W. C. Jackson and C. C. Poe, Jr, "The Use of Impact Force as a Scale Parameter for the Impact Response of Composite Laminates", *Journal of Composites Technology & Research, JCTREER*, Vol. 15, No. 4, pp. 282-289, 1993.
7. H. Y. Choi and F. K. Chang, "A Model for Predicting Damage in Graphite/Epoxy Laminated Composites Resulting from Low-Velocity Point Impact", *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 14, pp. 2134-2169, 1992.
8. P. Ladeveze, "On a Damage Mechanics Approach", *Mechanics Mechanisms of Damage in Composites and Multi-Materials, Mechanical Engineering Publications, London*, pp.119-141, 1991.
9. J. R. Willis, "Hertzian Contact of Anisotropic Body", *Journal of Mechanics and Physics of Solid*, Vol. 14, pp. 163-176, 1966.
10. H. Maikuma, "Mode II Interlaminar Fracture of the Center Notch Flexural Specimen under Impact Loading", *J. of Composite Materials*, Vol. 24, pp. 124-149, 1990.
11. 전제춘, "준등방성 복합적층판의 저속충격 손상에 관한 연구", 박사학위논문, 충남대학교, 1996.
12. P. O. Sjoblom and J. T. Hartness, "On Low-Velocity Impact Testing of Composite Materials", *Journal of Composite Materials*, Vol. 22, pp. 30-51, 1988.
13. G. Caprino, "Residual Strength Prediction of Impacted CFRP Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 18, pp. 508~518, 1984.