

論文

Graphite/Epoxy 및 Graphite/PEEK 복합적층판의 저속충격후
잔류 압축강도에 대한 실험적 해석

최익현* · 최윤록** · 홍창선*

Experimental Analysis on Residual Compressive Strength
of Graphite/Epoxy and Graphite/PEEK Composite Laminates
After Low-Velocity Impact

I. H. Choi*, Y. R. Choi** and C. S. Hong*

ABSTRACT

Low-velocity impact damage characteristics and residual compressive strength of quasi-isotropic graphite/epoxy and graphite/PEEK laminates are investigated. Low-velocity impact tests are performed using a drop weight type impact test system and the damage zone due to impact is detected by C-scan. The damaged area detected by C-scan is compared with the delaminations from deply technique. From the results of the deply, the impact damage is simulated for compressive test specimens with the ply by ply delaminations. Compressive tests of the delamination-simulated specimens and the impacted specimens are performed to compare the residual compressive strengths to each other. Also the low-velocity impact damage characteristics of the graphite/epoxy and graphite/PEEK laminates are discussed.

초 록

준등방성 graphite/epoxy 및 graphite/PEEK 복합적층판에 대하여 저속충격으로 인한 손상의 특성과 잔류 압축강도를 연구하였다. 중량낙하식 충격시험기를 사용하여 충격시험을 수행하였으며 C-scan 장비를 사용하여 손상영역을 검사하였다. C-scan장비를 사용하여 검사된 손상영역과 적층분리(deply) 기법으로 확인된 손상영역을 서로 비교하였다. 적층분리 기법으로 확인된 각층별 손상영역을 시편의 성형 제작시에 모의한(simulated)층간분리모의 시편을 제작하고 압축시험을 수행하였다. 층간분리모의 시편의 압축강도와 실제 충격을 받은 시편의 충격후 압축시험을 통한 잔류 압축강도를 비교하였다. 또한 graphite/epoxy와 graphite/PEEK 복합적층판의 저속충격손상의 특성을 고찰하였다.

1. 서 론

항공기 구조물 등에 사용되는 복합적층구조물에

대하여 저속충격으로 야기되는 문제를 해결하기 위하여 많은 연구들이 진행되어 왔다[1]. 이 연구들은 크게 두 가지 방향으로 분류될 수 있는데, 첫째는 새로운 재료를 개발함으로써 이 문제를 해결하려고

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

** (주)기아자동차 중앙기술연구소

하는 경우이고 둘째는 충격문제에 대한 정확한 해석을 통하여 손상허용설계를 적용함으로써 해결하려고 하는 경우이다. 첫번째 방향에 대한 연구로서는 최근 기존의 고등복합재료의 수지로서 많이 사용되고 있는 에폭시(epoxy)보다 파괴인성치가 커서 손상에 대한 저항성이 뛰어난 PEEK(poly-ether-ether-ketone)을 수지로 사용하는 복합재료가 개발되어 사용이 시도되고 있다. 두번째 방향에 대한 연구로서는 복합적 층구조물의 저속충격문제에 대한 손상허용설계의 적용을 위하여 저속충격을 받은 적층판의 거동과 손상 및 강도저하에 대하여 국내외에서 많은 연구들이 진행되고 있다[2~15].

먼저 고인성 수지인 PEEK를 사용한 graphite/PEEK 복합적층판의 충격손상에 대한 연구를 살펴보면 Bishop[4]은 저속충격후 graphite/epoxy 적층판과 graphite/PEEK 적층판의 층간분리영역과 잔류인장강도 및 압축강도를 비교하여 graphite/PEEK 적층판의 우수성을 보였다. 그리고 국내의 이 성직[5]도 동일한 충격 에너지에 대하여 두 적층판 사이의 손상영역을 비교하여 열가소성수지 복합적층판인 graphite/PEEK 적층판의 우수성을 보였다.

이 재료에 대한 충격후 압축강도의 저하에 대한 연구로서는 Hwang[6]의 연구가 있는데, 적층판에 구멍이 존재하는 경우에 대하여 강도를 평가할 수 있는 Nuismer와 Whitney[7]의 식을 응용하여 graphite/PEEK 적층판의 충격후 잔류 압축강도를 평가하였다. 이 연구에서는 충격손상영역을 구멍으로 가정하여 잔류 압축강도를 계산하였으며 충격손상이 있을 때의 압축강도가 구멍이 있을 때의 압축강도보다 약 30% 정도 높다고 평가하였다.

Graphite/PEEK는 graphite/epoxy에 비하여 비강성 및 비강도가 유지되면서 충격손상에 대한 저항성이 크고 재생형이 가능하다는 장점이 있으나, 성형시 더 높은 온도와 압력을 요구하고 공급가가 높기 때문에 아직 널리 사용되고 있지 않다. 따라서 항공기나 우주비행 구조물에 현재 많이 사용되고 있는 graphite/epoxy 복합적층판에 충격문제에 대한 손상허용설계를 적용하기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다.

Graphite/epoxy 복합적층판의 저속충격손상에 대한 연구로서 Liu[8]는 복합적층판이 저속충격을 받은

경우 인접한 상하 두 층의 굽힘강성의 차이로 인하여 층간분리가 발생한다고 설명하였으며, 층간분리의 방향은 층간분리가 발생하는 층간면 바로 아래층의 섬유방향을 따른다고 발표하였다. 국내의 김 천곤[9]은 저속충격을 받은 시편의 각 층간면에 발생하는 층간분리의 형태 및 크기에 대하여 적층분리 기법(deply technique)을 적용하여 관찰하였다. 이 연구에서도 층간분리의 형태 및 크기는 두께에 대한 각 층간면의 위치와 인접한 상하층의 적층각의 차이에 의하여 영향을 받는다고 하였다.

Graphite/epoxy 복합적층판에 대한 충격후 압축강도의 저하에 대한 연구를 살펴보면 Capriano[10]는 선형탄성파괴역학에 기초한 개념을 응용하여 균열과 에너지의 관계를 가정하였으며 충격에너지와 잔류 압축강도와의 관계식을 실험데이터로부터 구하였다. 국내의 정훈희[11]도 Capriano와 유사한 선형탄성파괴 역학적 개념을 응용하여 균열과 손상영역과의 관계를 가정하였으며, 충격에너지와 잔류 압축강도와의 관계를 실험데이터를 이용하여 구하였다.

이상의 연구들을 살펴보면, 저속충격으로 인하여 복합적층판에 발생하는 손상영역은 적층판 내부의 모든 층간면에 대하여 동일하지 않고 각 층간면 별로 다른 형태와 크기로 나타남을 알 수 있다. 그러나 잔류 압축강도를 평가하기 위한 기존의 연구들[6, 7, 11]은 손상의 3차원적인 분포를 무시하고, 2차원적으로 투영되어 나타난 손상면적에 해당하는 형태만을 고려하여 잔류 압축강도를 해석하였다. 따라서 정확한 잔류 압축강도의 해석을 위해서는 각 층간면별로 손상영역을 검사와 이를 적절히 적용하여 잔류 압축강도 평가식을 구성하여야 할 것이다.

본 연구에서는 준등방성 적층구조인 $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$ 의 적층순서를 갖는 graphite/epoxy 및 graphite/PEEK 복합적층판에 대하여 저속충격에 의한 손상 및 충격후의 잔류 압축강도를 평가하였다. 두 적층판에 있어서 저속충격으로 발생하는 손상의 크기와 충격후의 잔류 압축강도의 크기를 비교 고찰함으로써, 외부로부터의 저속충격에 의한 손상발생과 잔류 압축강도의 크기에 대하여 두 적층판의 특성을 살펴보았다.

또한 graphite/epoxy 복합적층판에 대한 손상허용

설계 개념의 적용을 위한 기본적인 연구로서 먼저 저속충격을 받은 적층판의 각 층간면별 손상영역의 크기 및 형태를 실험적으로 평가하고 고찰하였다. 이러한 각 층간면별 손상영역에 대한 실험적 평가결과를 바탕으로 층간분리를 모의한(simulated) 시편을 제작하고 압축시험을 수행하였다. 이 때 시편의 압축강도를 시편의 최종파단에 대한 강도값으로 고려하였으며, 잔류 압축강도 평가식에 3차원적인 각 층간면별 손상영역의 크기를 적용하였다.

2. 잔류 압축강도의 평가식

저속충격으로 인한 손상영역과 잔류 압축강도와와의 관계를 규명하기 위하여 다음과 같은 선형탄성파괴역학의 이론을 응용하였다.

일반 등방성 재료에서 길이 $2a_c$ 의 균열을 포함하는 무한 평판에서의 파괴응력, σ_c 는 다음과 같다. [12]

$$\sigma_c = k_{IC}(\pi a_c)^{-0.5} \quad \dots\dots\dots (1)$$

여기서 σ_c 는 길이 $2a_c$ 인 균열이 급격하게 진전하는 파괴응력이며, k_{IC} 는 등방성 재료의 모드 I 파괴인성치이다. 식(1)을 이용하여 Mar 등[13]은 복합재료의 중앙에 균열이 있는 경우에 대한 파괴응력을 다음과 같이 표현하였다.

$$\sigma_c = H_C(2a_c)^{-n} \quad \dots\dots\dots (2)$$

여기서 H_C 는 복합재료의 모드 I 파괴인성치이다. 이 식(2)를 이용하면 균열이 없는 재료의 강도, σ_0 에 대하여 재료에 내재한 고유결함의 크기, $2a_0$ 를 가정하여 다음의 식(3)과 같이 쓸 수 있다.

$$\sigma_0 = H_C(2a_0)^{-n} \quad \dots\dots\dots (3)$$

여기서 n 과 a_0 는 각 재료에 대하여 실험적으로 결정된다. 위의 식(2)와 (3)을 이용하면 균열이 있는 복합재료의 잔류 압축강도 평가식을 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\frac{\sigma_c}{\sigma_0} = \left(\frac{a_0}{a_c} \right)^n \quad \dots\dots\dots (4)$$

정훈희[11]는 식(2)와 (3)에서 중앙에 있는 균열의 길이, $2a_c$ 와 저속충격에 의한 손상영역의 크기, A 를

다음의 식(5)와 같이 관련지었다. 또한 재료에 내재한 고유결함의 크기, $2a_0$ 와 고유결함의 면적, A_0 를 다음식 (6)과 같이 관련지었다.

$$2a_c = k\sqrt{A} \quad \dots\dots\dots (5)$$

$$2a_0 = k\sqrt{A_0} \quad \dots\dots\dots (6)$$

여기서 k 는 균열의 길이와 손상영역을 상호 관련짓는 무차원 비례상수이다.

위의 식 (5)와 (6)을 이용하면 저속충격손상에 대한 잔류 압축강도 평가식은 다음의 식 (7)과 같이 된다.

$$\frac{\sigma_c}{\sigma_0} = \left(\frac{A_0}{A} \right)^m \quad \dots\dots\dots (7)$$

여기서 $m=n/2$ 이며, A_0 와 m 은 식 (4)에서의 a_0 와 n 과 마찬가지로 실험적으로 결정된다. 또한 여기서 손상면적 A 가 A_0 보다 작을 경우에는 강도의 저하가 없음을 의미한다.

위의 식 (7)을 사용할 때, 지수 m 과 A_0 를 결정하는 방법은 다음과 같다. 먼저 위의 식 (7)의 양변에 다음과 같이 로그함수를 취한다.

$$\left(\frac{\sigma_c}{\sigma_0} \right) = m \log A_0 - m \log A \quad \dots\dots\dots (8)$$

그리고 충격시험후 측정된 충격손상의 면적, A 와 압축시험을 수행하여 구한 각 시편에 대한 압축 파괴강도, σ_c , 그리고 손상이 없는 시편의 압축강도, σ_0 를 이용하여 $\log(\sigma_c/\sigma_0)$ 를 y축, $\log A$ 를 x축으로 하는 그래프를 그리면, 이때의 기울기가 m 이 된다. 그리고 y축과의 교점에 해당하는 $m \log A_0$ 로부터 A_0 를 결정할 수 있다.

3. Graphite/Epoxy 및 Graphite/PEEK 복합적층판의 충격손상 및 잔류 압축강도의 비교

3-1. 저속충격시험 및 충격손상의 특징

본 시험에서 사용한 복합적층판 시편은 (주)한국 카본 회사의 모델 CU-125 graphite/epoxy 프리프레그와 미국의 ICI Fiberite 회사의 모델 APC-2/AS4 graphite/PEEK 프리프레그(12 inch tape type)를

적층 성형하여 사용하였으며, 프리프레그의 두께는 양제품 모두 0.125mm이다. 이들 재료의 물성치는 표 1에 있다. 적층순서는 두 재료 모두 준등방성 구

Table 1. Material properties of lamina.

material property	graphite/epoxy	graphite/PEEK
ply thickness(mm)	0.125	0.125
density ρ (10^3Kg/m^3)	1.58	1.60
E_{11} (GPa)	135.4	130.0
E_{22}, E_{33} (GPa)	9.6	10.3
G_{12}, G_{13} (GPa)	4.8	5.45
G_{23} (GPa)	3.2	5.45
ν_{12}, ν_{13}	0.31	0.33, 0.3
ν_{23}	0.52	0.35

조인 $[0_2/45_2-45_2/90_2]_s$ 를 적용하였다. 두 재료에 대한 성형사이클을 그림 1에서 보여준다. Graphite/

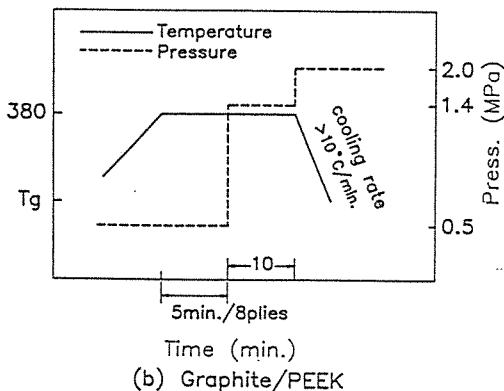
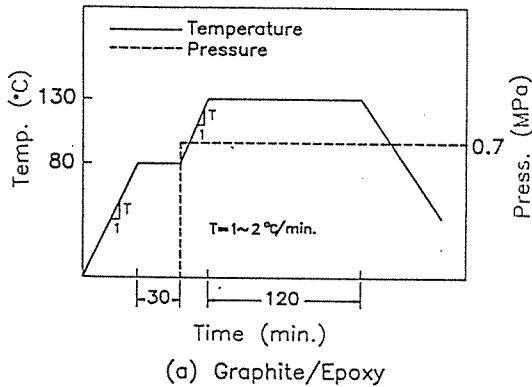


Fig. 1. Curing cycles for graphite/epoxy and graphite/PEEK composite laminates.

PEEK 재료는 graphite/epoxy재료에 비하여 더 높은 성형온도와 성형압력 및 빠른 냉각을 필요로 하기 때문에 특별한 성형방법이 요구된다. 시편을 성형하기 위한 자세한 성형과정 및 성형된 시편의 가공 방법은 참고문헌[14]에 있다.

두 재료의 저속충격시험을 위하여 본 실험실에서 직접 제작한 중량낙하식 충격시험기를 이용하였다. 사용된 충격시험기의 대략적 구성을 그림 2에서 보

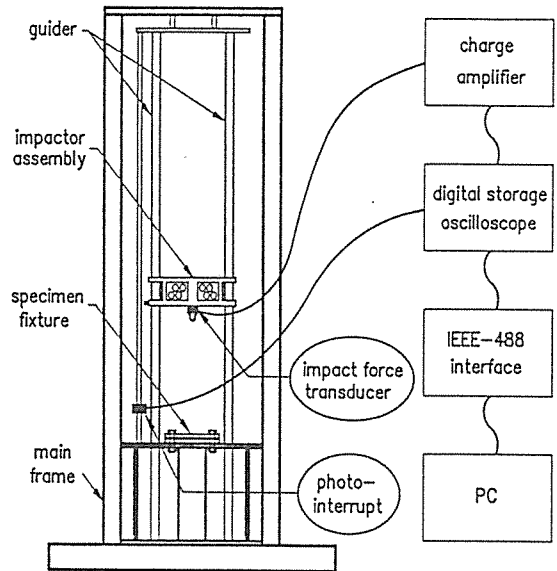


Fig. 2. Schematic diagram of drop weight type impact test system.

여주고 있다. 이 시험기는 충격하중이력과 충격체의 충격속도 및 충격후의 반발속도를 측정할 수 있다. 충격시험의 제작방법 및 제작된 장비의 자세한 규격은 참고문헌[15]에 있다. 충격에너지는 질량이 1kg인 충격체를 알맞은 높이로 조정하여 graphite/epoxy 시편인 경우는 2J, 3J, 5J의 세 경우에 대하여 시험하였고, graphite/PEEK인 경우는 5J, 7J, 9J의 경우에 대하여 시험하였다.

그림 3은 저속충격시험을 통하여 나타난 전형적인 결과로서 충격과정중의 충격하중이력(impact force history)과 에너지이력을 보여주고 있다. 에너지이력곡선은 초기의 충격체의 운동에너지(즉, 충격에너지, E_0)와 충격과정중의 충격체의 운동에너지와의

차이(즉, 충격체의 운동에너지에 대하여 충격과정중의 손실 또는 흡수되는 에너지의 크기)를 나타낸 것이다. 이 차이는 시편의 변형이나 진동에 의해 흡수되는 에너지와 시편의 소성 변형 및 손상발생, 기타 열 및 음향방출 등으로 손실되는 에너지와의 합을 의미한다. 충격주기가 끝난 마지막 단계에서의 에너지는 충격과정중에 비가역적으로 손실된 에너지와 충격후의 시편의 잔류 진동으로 시편이 갖는 운동에너지와의 합을 의미하며, 이력곡선중에 나타나는 최대 에너지(즉, 초기의 충격에너지, E_0 와 동일한 크기)와 손실된 에너지와의 차이는 시편의 변형이나 진동에 의해 시편이 흡수했던 에너지중에서 충격후

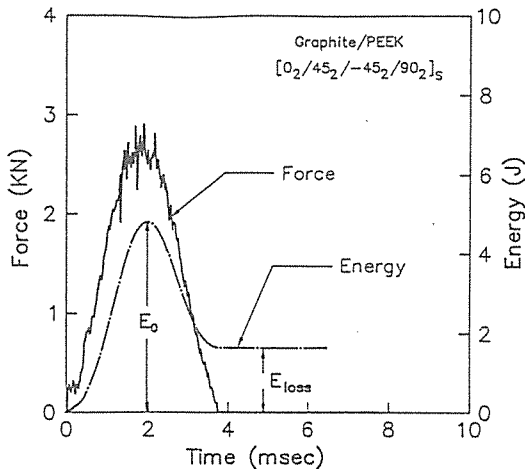


Fig. 3. Typical impact force history and energy history.

충격체로 되돌려진 탄성에너지이다.

충격시험후 graphite/epoxy와 graphite/PEEK 적층판 사이에는 서로 구분되는 손상의 특징을 보였다. Graphite/epoxy 적층판의 경우에는 충격을 받은 부분의 반대쪽 표면에 섬유방향의 기질균열이 관찰되었으며, 충격부위에는 아무런 압입(indentation)의 흔적이 발견되지 않았다. Graphite/PEEK 적층판의 경우에도 충격지점 반대쪽 표면에서 기질균열이 발견되었으나 그 길이가 상대적으로 작았으며, 충격지점에서는 상대적으로 뚜렷한 압입의 흔적을 발견할 수 있었다.

3-2. 잔류 압축강도의 비교

충격손상을 가진 시편의 압축시험에는 시편의 전좌굴(global buckling)과 응력집중으로 인한 파괴는 방지되어야 하며, 또한 손상부위의 국소좌굴(local buckling)을 방해하지 않고 하중을 균일하게 전달하여야 한다. 본 실험에서는 압축시험시 시편의 전좌굴을 방지하고 손상이 있는 중앙 파손부위에서 국소좌굴의 발생 및 외부로의 섬유나 파손된 시편의 돌출을 방해하지 않기 위하여 중앙에 직경 32mm(시편의 충격손상영역이 모두 포함될 수 있는 크기)의 구멍이 있는 전좌굴 방지장치를 사용하였다. 또한 압축하중을 전달하는 부위에서의 응력집중으로 인한 파손을 방지하기 위하여 시편의 양 끝에 glass/epoxy 재료의 탭을 부착하여 하중을 전달하였다. 그림 4는 최종적으로 압축시험을 위하여 Instron model 1350 재료시험기에 시편이 장착된 모습을 보여주고 있다.

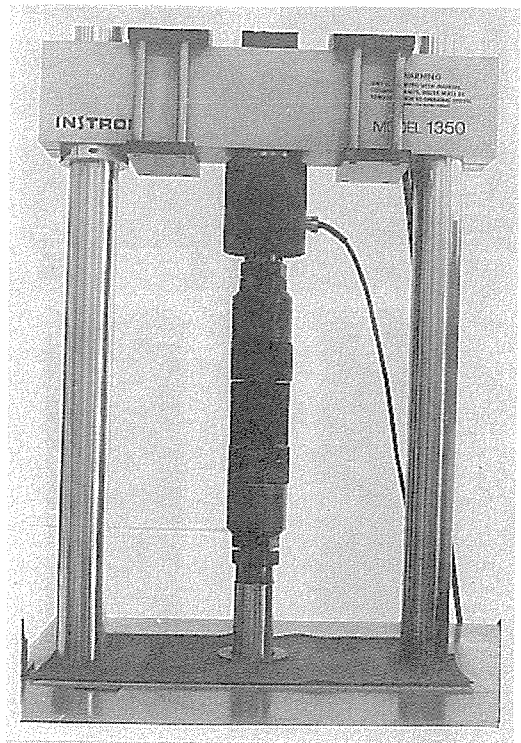


Fig. 4. Overview of test set-up for compression test after impact.

그림 5는 충격손상이 있는 시편의 압축시험을 위한 전좌굴방지장치 및 압축하중으로 인하여 최종파괴된 시편의 형태를 보여주고 있다. 위쪽의 두 사진은 전좌굴방지장치가 부착된 상태에서의 시편의 압축 파괴된 모습을 보여주고 있는데, graphite/PEEK 시편의 경우에는 graphite/epoxy 시편에 비하여 압축하중에 의한 층간분리의 전파가 상대적으로 작게 나타나고 있음을 볼 수 있다. 아래쪽 두 사진은 하중이 제거된 상태에서의 파단된 시편의 모습을 보여주고 있다. 충격으로 인한 손상의 영향으로 중앙의 손상 부위를 중심으로 하여 시편의 폭 방향으로 파단되어 있음을 볼 수 있다.

Graphite/epoxy 및 graphite/PEEK 적층판에 대하여 충격후 압축시험의 결과를 표 2에서 보여주고 있다. 먼저 graphite/epoxy 적층판에 대한 결과를 살펴보면, 충격손상이 없는 시편의 압축강도는 세 번의 실험을 통하여 평균값 437.9MPa이 구해졌다.

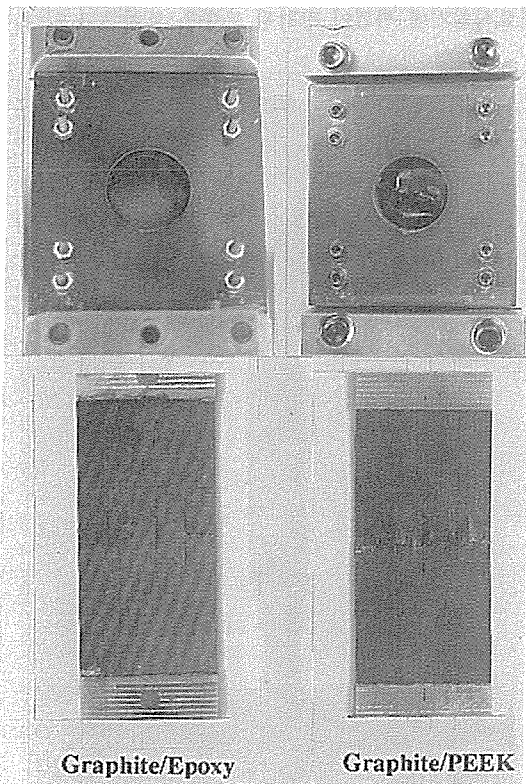


Fig. 5. Antibuckling fixture and fractured specimen after compression test.

2J, 3J, 5J의 저속충격을 받은 시편들은 각각 세 번씩의 실험을 통하여 평균값 211.8MPa, 191.1MPa, 155.4MPa이 구해졌다. 또한 graphite/PEEK 적층판에 대해서는 충격손상이 없는 시편은 세 번의 실험을 통하여 평균값 502.5MPa이 구해졌고, 5J, 7J, 9J의 저속충격을 받은 시편 들은 각각 세 번씩의 실험을 통하여 평균값 322.2MPa, 300.0MPa, 251.2MPa이 구해졌다. Graphite/PEEK 시편은 graphite/epoxy 시편과는 달리 외부의 작은 충격으로도 충격을 받은 지점에서 쉽게 압입이 발생하였지만, 재료 자체의 높은 파괴인성 및 높은 횡단강도로 인하여 손상영역이 압입부위의 국부적인 손상 및 소성 변형 형태로 나타나고 있었다. 따라서 graphite/epoxy 시편에 비하여 상대적으로 높은 에너지의 충격을 받아도 압축강도의 저하가 작게 나타나고 있었다.

그림 6은 표 2의 데이터, 즉 graphite/epoxy 및 graphite/PEEK 적층판의 충격에너지의 변화에 따른 잔류 압축강도의 변화를 그래프로 나타낸 것이다. Graphite/epoxy 적층판은 graphite/PEEK 적층판에 비하여 작은 충격에너지에서도 큰 손상영역의 발생으로 인하여 잔류 압축강도의 급격한 감소를 보여주고 있다. 즉, 5J의 충격에너지에서 잔류 압축강도가 손상 없이 시편의 강도의 단지 약 35%만을 유지하는

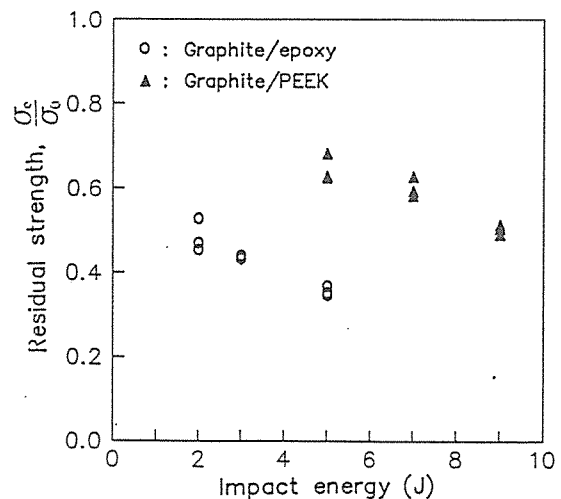


Fig. 6. Residual compressive strength v.s. impact energy of graphite/epoxy and graphite/PEEK laminates.

반면에 graphite/PEEK는 동일한 5J의 충격에너지에서 초기 손상이 없는 시편의 강도의 약 65%를 유지하고 있으며, 거의 구멍에 가까운 압입을 발생하는 9J의 높은 충격 에너지에서도 약 50%의 잔류 압축 강도를 유지하고 있었다. 이는 열가소성 수지인 PEEK의 높은 파괴인성 및 높은 영전단강도로 인하여 손상영역이 인접부위로 전진하지 못하고 압입부위의 증가로만 이어져 높은 정도의 충격 에너지에서도 잔류 압축강도의 급격한 감소를 보여주지 않고 있는 것

Table 2. Residual compressive strengthes of the impacted specimens.

$[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$

- graphite/epoxy -			- graphite/PEEK -		
impact energy (J)	specimen No.	compressive strength (MPa)	impact energy (J)	specimen No.	compressive strength (MPa)
0	0-1	485.8	0	0-1	532.9
	0-2	429.2		0-2	545.5
	0-3	399.1		0-3	429.2
	average	437.9		average	502.5
2	2-1	198.5	5	5-1	313.6
	2-2	205.8		5-2	340.6
	2-3	231.2		5-3	312.5
	average	211.8		average	322.2
3	3-1	191.9	7	7-1	313.6
	3-2	189.0		7-2	296.5
	3-3	192.5		7-3	291.0
	average	191.1		average	300.0
5	5-1	151.5	9	9-1	252.3
	5-2	153.9		9-2	245.0
	5-3	160.8		9-3	256.2
	average	155.4		average	251.2

이다.

따라서 기지로서 열가소성 수지인 PEEK를 사용한 graphite/PEEK는 외부의 물체로부터 저속충격을 받았을 때 손상부위에 압입이 쉽게 발생함으로 인해 충격손상의 여부에 대하여 육안으로 식별이 용이하고, 또한 상대적으로 높은 정도의 충격에서도 잔류 압축 강도의 급격한 하락이 나타나지 않음을 알 수있다.

4. Graphite/Epoxy 복합적층판의 충격손상에 대한 모의 실험 및 잔류 압축강도의 해석

4-1. 충격손상의 실험적 평가

일반적으로 저속충격으로 인한 손상영역의 실험적 평가를 위하여 C-scan장비가 많이 이용되고 있으나, 이 방법으로 탐지된 손상영역은 대부분 평면적으로 투과하여 2차원적으로 검사되는 결과이다. 그러나 저속충격에 의한 적층판의 손상은 적층판의 두께 방향을 따라 적층판 내부의 여러 층간면에 걸쳐 분포하게 되므로 충격손상의 정확한 평가를 위해서는 3차원적인 손상영역 평가가 필요하다. 이를 위하여 본 연구에서는 적층분리(deply) 기법을 적용하였다. 이는 충격후 각 적층을 분리하여 각 층간면에서 발생하는 충격손상중에서 특히 층간분리의 크기와 모양을 관측하는 방법이다. 이 때 적층된 시편의 층별 적층분리를 용이하게 하기 위하여 그림 7과 같이 시편의 성형 제작시에 테프론 필름을 시편의 가장자리에 삽입하였다. [9, 14]

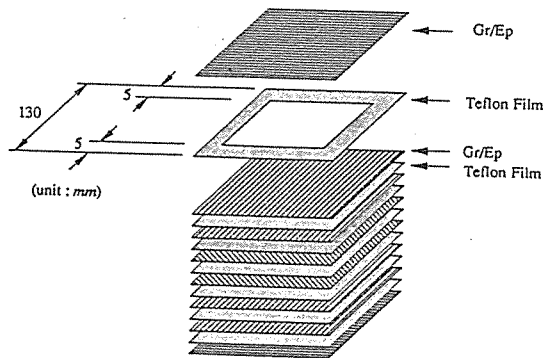


Fig. 7. Stacking method for deplying specimen.

그림 8은 먼저 C-scan 장비를 이용하여 측정된 2차원적 손상영역을 보여준다. 또한 그림 9는 적층분리 기법을 적용하여 관측된 각 층간면별 층간분리영역을 보여주고 있다. 이 결과를 통하여 층간면에 인접한 상하층의 적층각이 변화하지 않는 층간면에서는 층간분리가 발생하지 않으며, 상하 인접층의 적층각이 변하는 층간면에서 층간분리가 발생하고 있음을 알 수 있다. 층간분리의 형태는 윗층의 섬유방향을 따라 층간분리영역의 중앙에 손상영역을 양분하는 띠가 존재하고, 이 띠의 좌우로 아래층의 섬유방향을 따라

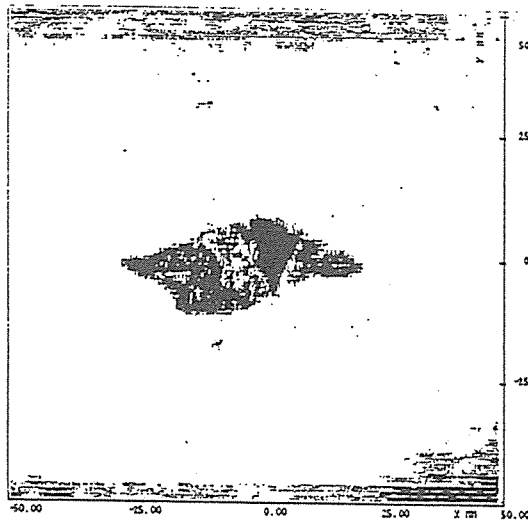


Fig. 8. Typical damage area detected by C-scan for $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$ graphite/epoxy laminate when $E_0=5J$.

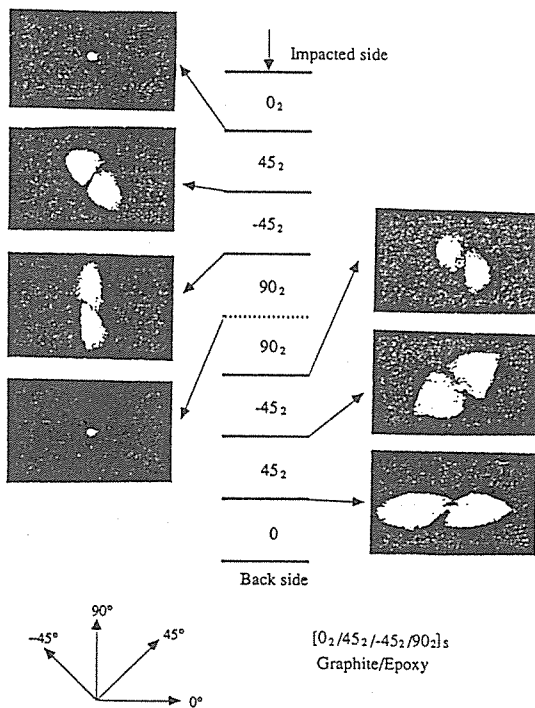


Fig. 9. Ply by ply delaminations of graphite/epoxy laminate by deply technique for $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$ graphite/epoxy laminate when $E_0=5J$.

층간분리가 길게 발생하여 마치 두개의 나뭇잎을 붙여 놓은 형태를 하고 있음을 볼 수 있다. 또한 그림 8의 C-scan 결과는 그림 9의 적층분리의 결과를 평면상에 전체적으로 투영하여 2차원적으로 살펴본 결과와 대체적으로 일치하고 있음을 알 수 있다.

4-2. 층간분리를 모의한 시편의 압축시험

적층판의 두께 방향을 따라 각 층간면에서 발생하는 층간분리가 잔류 압축강도에 미치는 영향을 고찰하기 위하여 다음과 같은 방법으로 층간분리모의(simulation) 시편을 제작하고 압축시험을 수행하였다. 먼저 각층별 층간분리영역의 크기와 형태를 모델링하기 위하여 그림 10과 같이 적층분리를 통하여 관측된 결과에서 두 개의 축을 가정하여 평행사변형으로 모

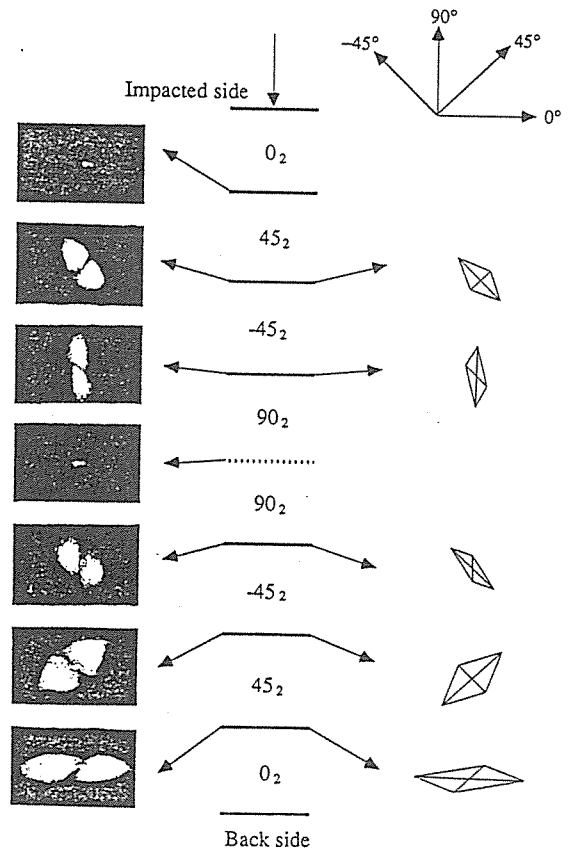


Fig. 10. Modeling of ply by ply delaminations for delamination-simulated specimen.

델링하였다. 이러한 방법으로 모델링된 층간분리를 그 크기에 맞는 테프론 필름을 성형시 삽입하여 층간분리가 내재된 층간분리모의 시편을 제작하였다.

층간분리모의 시편에 대한 압축시험 결과를 표 3에서 보여주고 있다. 여기서 충격시편의 각 층간면별 손상분포를 고려하지 않고 2차원적으로 투과되어 평

Table 3. Residual compressive strengthes of the impacted specimens and the delamination-simulated specimens.

-3J- graphite/epoxy $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$			
No.	Simulated specimen(2D)	Simulated specimen(3D)	Impacted specimen
1	367.8	236.8	191.9
2	336.5	258.5	189.0
3	297.3	214.3	192.5
average	333.9	236.5	191.1

-5J- graphite/epoxy $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$			
No.	Simulated specimen(2D)	Simulated specimen(3D)	Impacted specimen
1	288.1	184.4	151.5
2	276.0	198.3	153.9
3	-	180.1	160.8
average	282.1	187.6	155.4

가된 층간분리 영역을, 충격으로 인하여 가장 큰 층간분리가 발생하는 첫번째 층간면에만 적용한 2차원적 모의시편은 실제 충격을 받은 시편보다 약 75~80% 정도 더 큰 잔류 압축강도를 보여주고 있다. 또한 각 층간면별 손상분포를 모두 고려한 3차원적 모의 시편은 실제 충격을 받은 시편보다 약 20~25% 정도 더 큰 잔류 압축강도를 보여주고 있다. 결국 잔류 압축강도의 감소는 그림 11에서 대략적으로 묘사되고 있는 바와 같이 손상이 심한 대표적인 한 층의 국부적 좌굴발생만으로 인한 파손이 아니라 각 층간면들에 내재하는 손상영역의 존재로 인해 연쇄적인 국부적 좌굴이 발생하여 최종적으로 파괴되는 것이라 생각 된다.

적층판의 두께방향에 대하여 각 층간면별 손상분포를 모두 고려한 3차원적 층간분리모의 시편이 실제 충격을 받은 충격시편보다 약 20~25% 더 큰 잔류 압축강도를 보이고 있는데, 이는 충격을 받은 시편의

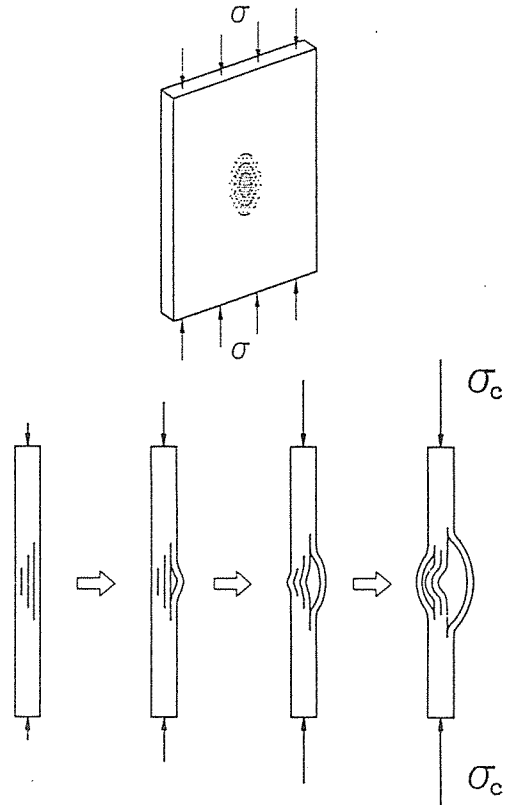


Fig.11. Local buckling and compressive fracture procedure of impact damaged specimen

경우에는 층간분리외에 기지균열(matrix cracking)과 섬유파단(fiber breakage) 등의 충격손상이 존재하기 때문에 이러한 차이를 보이고 있다고 생각된다. 즉, 층간분리로 인하여 충격시편이 강도의 약 75% 이상을 상실하고 나머지는 기지균열 등의 손상에 의하여 영향을 받는 것으로 보여진다.

4-3. 손상영역과 잔류 압축강도와의 관계

저속충격으로 인하여 발생하는 손상의 면적과 잔류 압축강도와의 관계를 평가하기 위하여 앞에서 유도한 식 (7)에 각 층간면별로 발생하는 손상면적의 합을 적용하여 결정한 A_0 와 m 은 각각 다음과 같다.

$$A_0 = 4.99 \text{ mm}^2, m = 0.207 \quad \dots\dots\dots (9)$$

이 값들을 대입하여 구한 식 (7)의 손상면적에 대한

잔류 압축강도의 변화 곡선과 실험 데이터를 그림 12에서 보여주고 있다. 이 때의 압축강도는 시편의 최종 파괴강도를 의미하며, 본 연구에서 유도된 잔류 압축강도 평가식은 손상면적의 변화에 따른 잔류 압축강도의 변화를 잘 나타내고 있음을 알 수 있다.

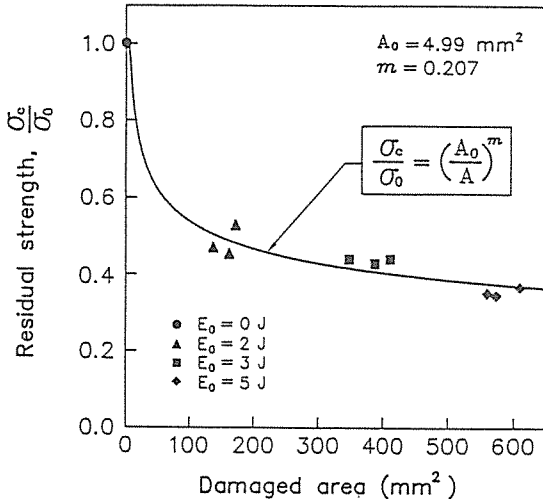


Fig. 12. Residual compressive strength v.s. total damaged area through the thickness of laminate.

위의 식 (9)에서 A 와 m 은 준등방성 적층구조인 $[0_2/45_2/-45_2/90_2]_s$ 적층구조에 대한 값이며, 식 (7)을 실제 구조물에 사용되고 있는 적층순서를 갖는 적층판에 적용하기 위해서는 그 때의 적층순서에 대한 두 값을 결정할 필요가 있다.

5. 결 론

Graphite/epoxy 복합적층판과 graphite/PEEK 복합적층판에 대한 저속충격실험을 수행하고, 충격손상의 특성을 비교하였으며, 충격후 압축시험을 수행하였다. 또한 graphite/epoxy 복합적층판에 대해서는 적층판의 두께 방향에 따른 각 층간면별 손상영역을 3차원적으로 평가하고 이를 고려하여 잔류 압축강도를 평가할 수 있는 실험식을 구성하였다. 이 과정에서 다음의 사실을 알 수 있었다.

1. Graphite/epoxy 적층판은 충격에너지가 증가함에

따라 손실에너지가 크고 손상영역이 증가하지만, graphite/PEEK 적층판은 고인성 및 높은 횡전단 강도로 인하여 국부적인 손상집중 및 영구압입이 발생한다. 또한 graphite/epoxy 적층판의 경우에는 압축시험시 층간분리에 의한 국부적 좌굴 발생으로 잔류 압축강도의 급격한 하락을 보이나, graphite/PEEK 적층판의 경우에는 충격손상이 압입부위의 국부적인 영역에 집중되므로 잔류 강도의 급격한 하락을 보이지 않는다.

2. 저속충격으로 인한 graphite/epoxy 적층판의 층간분리의 형태는 각 층사이의 섬유방향의 차이에 의해 결정이 되며 두 개의 나뭇잎을 붙여놓은 형태를 보인다. 이 때 각 층간면별 층간분리의 크기는 인접한 상하층에서의 섬유방향의 상대적인 적층각의 차이 및 적층판의 두께 방향에 대한 각 층간면의 위치에 영향을 받는다.
3. Graphite/epoxy 적층판의 경우에는 3차원적인 층간분리도의 시편을 사용한 압축시험 결과로부터 저속충격손상에 의한 잔류 압축강도의 저하가 주로 층간분리에 기인하며 그외 기지균열 및 섬유파단 등의 영향도 존재하고 있음을 알 수 있다.
4. 각 층간면별 손상영역에 대한 3차원적인 평가결과를 고려하여 충격후의 잔류 압축강도를 평가할 수 있는 실험식을 구성하였으며, 이 식의 실제적인 적용을 위하여 다양한 적층순서를 갖는 적층판에 대한 계속적인 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 1992년도 국방과학연구소의 장기기초연구비의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다 (과제번호 ADD-90-5-2).

참 고 문 헌

1. Abrate, S., "Impact on Laminated Composite Materials", *Appl. Mech. Rev.* Vol. 44, No. 4, April 1991, pp. 155-190.
2. 최익현, 홍창선, 이인, "복합적층판의 저속충격 거동에 대한 비선형 해석", 대한기계학회논문집,

제 15권, 제 3호, 1991, pp.757-770.

3. 고종인, 홍창선, 이인, “저속충격에 의한 복합적층판의 손상해석”, 한국항공우주학회지, 제 19권, 제 1호, 1991, pp.33-42.

4. Bisiop S.M., “The Mechanical Performance and Impact Behavior of Corbon-fibre Reinforced PEEK”, *Composite Structures*, Vol.3, 1985, pp. 295-318.

5. 이성직, “Graphite/PEEK 복합적층판의 저속 충격손상”, 석사학위논문, 한국과학기술원, 1992.

6. Hwang B.S., “A Study on the Residual Compressive Strength of Impacted Graphite/PEEK Panels using a New Compression after Impact Test Method”, M.S. Thesis, Univ. of Dayton, 1981.

7. Nuismer R.J. and Whitney J.M., “Unniaxial Failure of Composite Laminates Containing Stress Concentration”, *Fracture Mechanics of Composites*, ASTM STP 593, pp.117-142.

8. Liu D., “Impact induced Delamination-A View of Bending Stiffness Mismatching”, *Journal of Composite Materials*, Vol.22, 1988, pp.674

-691.

9. 김천곤, “복합적층 샌드위치 평판의 충격손상 연구”, 한국항공우주학회 추계 학술발표회 논문초록집, 1991, pp.67-72.

10. Capriano G., “Residual Srength Prediction of Impacted CFRP Laminates”, *Journal of Composite Materials*, vol.18, 1984, pp.508-519.

11. 정훈희, “저속충격을 받은 복합적층판의 잔류 압축강도”, 석사학위논문, 한국과학기술원, 1991.

12. D.Broek, *Elementary of Engineering Fracture Mechanics*, Sijthoff & Noordhoff, 1978.

13. Mar, J.W. and Lin, K. Y., “Fracture of Boron/Aluminum Composites with Descontinuities”, *Journal of Composite Materials*, vol.11, 1977, pp.405-421.

14. 최윤록, “저속충격을 받은 Graphite/Epoxy 및 Graphite/PEEK 복합적층판의 잔류 압축강도”, 석사학위논문, 한국과학기술원, 1993.

15. 홍창선 외, “항공기 복합재료구조의 충격손상에 관한 연구”, 과학기술처 특정연구과제 연구보고서, 1992.