

< 논 문 >

충격하중을 받은 CFRP 적층판의 손상거동과 잔류굽힘피로강도

임광희* · 양인영**

(1995년 12월 1일 접수)

Damage Behavior and Residual Bending Fatigue Strength of CFRP Composite Laminates Subjected to Impact Loading

Kwang Hee Im and In Young Yang

Key Words : FOD(이물충격손상), Impact Damage(충격손상), CFRP(탄소섬유 강화 플라스틱), DelaminationArea(박리면적), Impact Energy(충격에너지), Residual Fatigue Strength(잔류피로굽힘강도)

Abstract

In this paper, static and fatigue bending strengths of CFRP(carbon fiber reinforced plastic) laminates having impact damage(FOD) are evaluated. Composite laminates used for this experiment are CF/EPOXY and CF/PEEK orthotropy laminated plates, which have two-interfaces $[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_{sym}$. A steel ball launched by the air gun collides against CFRP laminates to generate impact damages. The damage growth during bending fatigue test is observed by the scanning acoustic microscope (SAM). When the impacted side is compressed, the residual fatigue bending strength of CF/PEEK specimen P is greater than that of CF/EPOXY specimen B. On the other hand, when the impacted side is in tension, the residual fatigue bending strength of CF/PEEK specimen P is smaller than that of CF/EPOXY specimen B. In the case of impacted-side compression, fracture is propagated from the transverse crack generated near impact point. On the other hand, fracture is developed toward the impact point from the edge of interface-b delamination in the case of impacted-side tension.

1. 서 론

최근 신소재인 선진 복합재료중에서도 탄소섬유 강화수지(이하 CFRP라고 한다)는 비강도 비강성이 높기 때문에 경량화가 요구되는 여러분야, 즉 원심분리기의 회전동, 항공기의 압축기동익, 헬리콥터의 회전익 등 항공우주 산업을 시작으로 여러

분야에서 응용이 시도되고 있다. 그러나 CFRP 적층재의 가장 큰 결점은 충격에 대해서는 취약하며⁽¹⁾ 탄소섬유와 수지를 복합한 재료이기 때문에 파괴현상이 아주 복잡하여 원인규명이 어렵다는 점이다. 또한 CFRP 적층판이 항공기 구조부재로 이용될때 정비중의 공구낙하(tool drop)나 비행중 날으는 새와의 충돌(bird strike),⁽²⁾ 이착륙시의 작은돌이나 파편 등 여러 종류 재질의 충돌체에 의한 충격손상(Foreign object Damage : FOD)을 피할수가 없으며⁽³⁾ 표면으로부터는 거의 보이지 않는 충격손상이

*조선대학교 대학원

**회원, 조선대학교 기계설계공학과

적층판 내부에 발생하여 이것에 의해 강도가 저하하게 되는 것이 중요한 문제로 지적되고 있다.^(4~5) 그러나 손상에 의한 강도저하의 원인은 아직 해명되지 못한 부분이 많다.

최근에는 FRP 부재가 반복하중을 받을 경우를 대상으로 FRP 적층판의 피로시험 및 노치가 있는 적층판을 이용한 피로시험의 예^(6~8)는 있지만 실제로 충격손상을 받은 적층판을 이용해서 피로강도를 평가한 연구결과는 찾아보기 힘들다.

따라서 본 연구에서는 적층수 및 적층배향이 같고 매트릭스가 다른 CFRP 직교이방성판에 충격손상을 가한후 CFRP 적층판의 정적 및 피로굽힘강도를 평가하고 피로시험도중 초음파 현미경을 이용하여 내부 손상진전상태를 관찰하여 손상진전에 의한 파괴메카니즘을 규명하고자 한다.

실험방법으로서 먼저 CFRP 프리프레그 시트를 적층하여 오토클레브(autoclave) 장치에서 CFRP 적층판을 제작하였다. 제작한 CFRP 적층판에 강구에 의한 충격손상을 부여하고 내부손상이 생긴 시험편의 바리형상을 초음파 현미경으로 관찰 촬영하고 충격면이 각각 인장, 압축을 받는 상태에서 3점 굽힘시험을 행한 후, 정적 잔류굽힘강도를 평가하였다. 또한 충격손상이 있는 CFRP 손상시험편을 피로 3점 굽힘시험을 행하여 손상재의 잔류 피로굽힘강도를 평가하였다.

내부 손상진전상태는 피로시험도중에 시험기로부터 시험편을 분리하여 초음파 현미경을 이용하여 진전상태를 관찰한 후 시험을 재개하였다. 정적 3점 굽힘시험 및 피로시험에서는 충격손상 부위가 누름자의 영향을 받지 않도록 하기 위하여 누름자의 접촉위치로부터 임의의 위치 떨어진 곳에 충격손상을 부여하여 파괴가 발생하도록 배려했다.

2. 실험방법

2.1 시험편의 형상

본 실험에 이용한 CFRP 적층판은 1방향 프리프레그 시트(prepreg sheet)를 적층하여 오토클레브 방법으로 제작하였다. 본 연구에서는 2종류의 프리프레그 시트를 이용하였으며, 탄소섬유(일본 TORAY T300-3000)/EPOXY 수지(#2500)(이하 CF/EPOXY라 한다.) 및 탄소섬유/PEEK 수지(日本化成 Fiber : APC-2/AS4)(이하 CF/PEEK라 한다.)의 조합이다. 또한 CF/EPOXY의 성형온도

를 180 °C, CF/PEEK의 성형온도는 380 °C이다.

본 실험에 이용한 CFRP 시험편은 2종류로서, 각각의 적층순서는 $[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_s$ 이며 적층수는 모두 16 ply이다. 오토클레브에서 400×400 mm로 제작한 후 다이아몬드 컷터를 이용하여 시험편을 제작하였으며 시험편의 형상은 40×180 mm(폭×길이)의 띠판으로 CF/EPOXY 적층판의 두께는 2.5 mm, CF/PEEK 적층판의 두께는 2.2 mm이다. 또한, 시험편 표면의 섬유방향이 0°방향이 되도록 시험편의 길이방향과 일치시켰다. 시험편의 폭은 충격손상폭보다 넓게하여 시험편의 가장자리의 효과가 시험결과에 영향을 미치지 않도록 했다.

2.2 충격실험

직경 150 mm의 원공이 있는 두께 10 mm의 강판 2매에 같은 직경 150 mm의 원공이 있는 고무판을 붙여서 한중앙에 시험편을 크램프로 고정하여 지지하고, Fig. 1과 같은 압축공기를 이용한 충격시험 장치로 직경 5 mm(0.5 g)의 강구를 시험편에 충돌시켰다.

강구의 충격속도는 충격시험기의 앞에 설치된 1조의 포토셀(photo cell)에 의해 강구가 2정점(10 cm)간을 통과한 시간을 체크해서 측정했다. 충격속도는 압축공기압력을 변화시켜 얻었고, 본 실험에서는 대략 82.64 m/s(1.7 J) 및 100 m/s(2.5 J)의 속도로 충격을 가했다. 충격에너지 [단위(J)]는 충돌직전의 충돌체의 운동에너지를 나타낸다.

2.3 손상진전의 관찰방법

충격시험후에 생긴 시험편내부의 계면바리형상

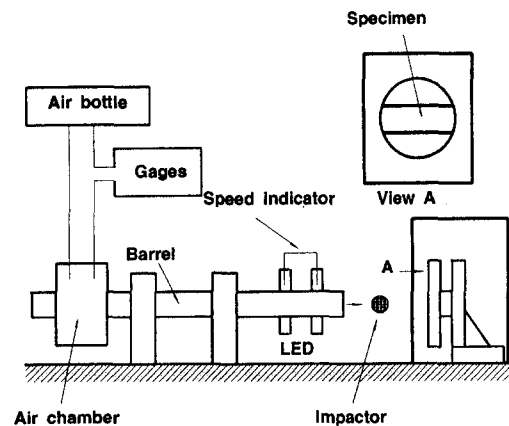


Fig. 1 Schematic of experimental setup

및 피로 3점 굽힘시험에 의해 생긴 손상진전상태의 관찰은 초음파 현미경(Olympus UH 100, 사용주파수 30 MHz)을 이용하여 관찰하였다. 손상진전상태의 관찰은 피로시험을 중단하고 시험편을 실험장치로부터 분리하여 관찰하였으며, 시험편을 실험장치에 세트하여 시험을 재개하였다. 편의상, 충격면으로부터 가까운 계면을 계면 a, 충격면 배면에 가까운 계면을 계면 b로 정하였고 손상진전형상의 관찰은 충격면에서 관찰한 후, 각계면을 색깔별로 구분하여 각 색깔이 분포된 영역을 초음파 현미경을 이용하여 촬영하였다.

2.4 피로 3점 굽힘시험

충격손상을 받은 시험편의 피로굽힘강도를 예측하고 피로시험 도중에 시험편 내부의 손상 진전을 관찰하여 충격손상의 진전 메카니즘을 조사하기 위하여 피로 3점 굽힘시험을 행했다. 피로 3점 굽힘시험은 Fig. 2(a)와 같은 고정구(fixture)를 재료시험기(INSTRON 8501)에 부착하여 Fig. 2(b), (c)와 같이 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구별해서 시험을 행했다. 피로시험은 속하중제어로 했으며 하중을 정현파 형상으로 편진 진폭시켜 시험편에 부하하였다. 하중비는 0.1로 했으

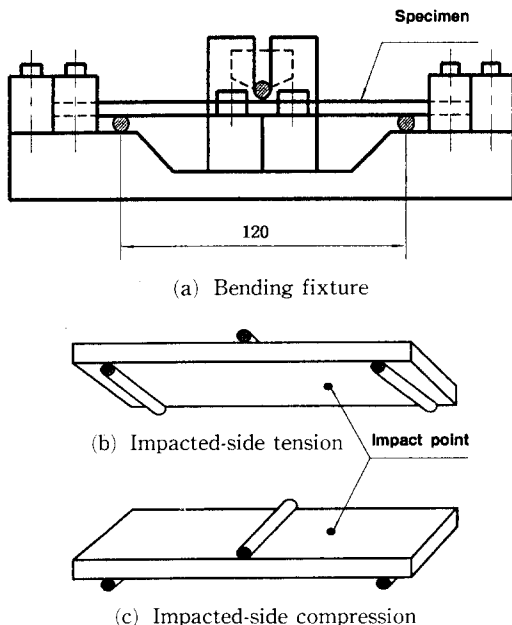


Fig. 2 Specimen supporting fixture for 3-point bending test

며 피로시험의 주파수는 1.5 Hz로 했다. 피로굽힘시험에서는 시험편이 파괴되는 최대하중을 구하여 굽힘 응력을 계산하였고,

파괴굽힘 응력을 구할때는 시험편을 균질등방성으로 가정하였으며,⁽⁹⁾ 계산에서는 시험편의 폭과 판두께는 실측치를 이용해서 시험편의 치수오차의 영향을 제거했다.

파괴굽힘 응력 계산식은 다음과 같다.

$$I = \frac{bd^3}{12}$$

$$\sigma = \frac{(PL/4)(d/2)}{I} = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (1)$$

여기서,

- σ : 굽힘응력 (Pa)
- P : 파괴시의 최대하중 (N)
- L : 스펀의 길이 (m)
- b : 시험편의 폭 (m)
- d : 시험편의 두께 (m)
- I : 관성모멘트 (m⁴)

3. 실험결과 및 고찰

3.1 충격손상 및 내부 손상진전 관찰

충격손상을 받은 CFRP 적층재가 반복하중을 받을 경우 내부 손상진전을 관찰하여 파괴기구를 고찰하기 위하여 피로시험도중에 시험편을 실험장치로부터 분리하여 초음파 현미경을 이용하여 내부의 초기 충격손상의 진전상태의 관찰을 행했다. 본 연구에서는 CF/EPOXY 시험편을 시험편 B, CF/PEEK 시험편을 시험편 P로 하였다.

Fig. 3에 충격손상을 받은 CFRP 적층시험편 B, P의 충격손상에 의한 대표적인 박리형상을 나타냈으며 Fig. 3 중의 A, B는 계면 A, B의 박리형상이다.

Fig. 4는 82.0 m/s(1.68 J)의 초기손상을 받은 시험편 B가 충격면 인장을 받는 경우의 피로 3점 굽힘시험에 의한 내부손상의 진전의 형상을 나타낸 것으로 Fig. 4(a), (b), (c)는 각각 0 cycle, 10, 000 cycle, 20,000 cycle 후의 내부손상의 진전형상을 나타낸다. Fig. 5는 82.0 m/s(1.68 J)의 초기손상을 받은 시험편 B가 충격면 압축을 받는 경우의 내부손상의 진전의 형상을 나타낸 것으로 Fig. 5(a), (b)는 각각 0 cycle, 20,000 cycle 후의 내부손상의 진전형상을 나타낸다. Fig. 4(b), (c)로부

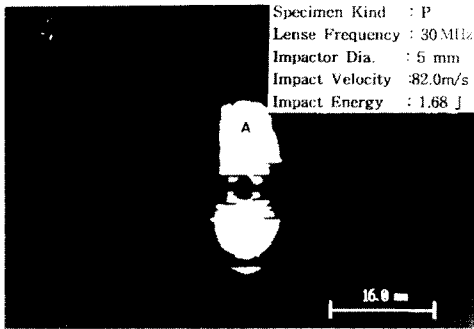
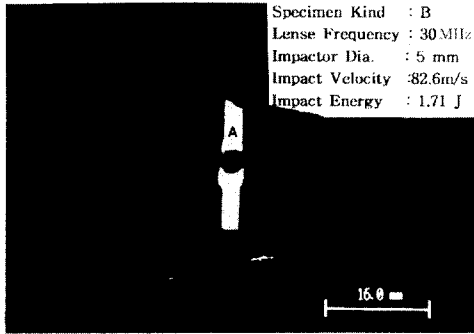


Fig. 3 Delamination shapes of specimens B, P

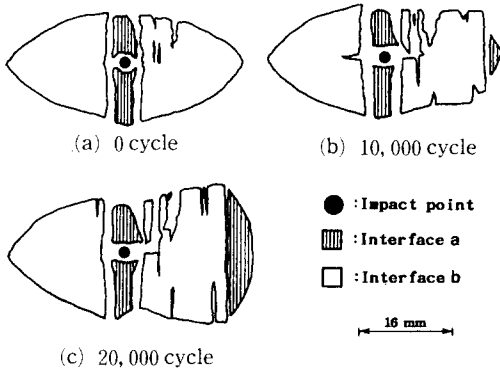


Fig. 4 Damage growth of specimen B during fatigue bending test when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.68 J)

터 알 수 있는 바와 같이 10,000 cycle 후는 층간박리 B의 우측 가장자리를 기점으로 모재크랙이 발생하여 층간 B의 박리가 진전하고 있으며 20,000 cycle 후는 층간박리 B의 가장자리를 기점으로 손상진전의 폭이 증가함과 동시에 층간 A의 박리가 발생한 후 21,000 cycle 후에 파괴되었다. Fig. 4로부터 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 b의 가장 자리를 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있다. 또

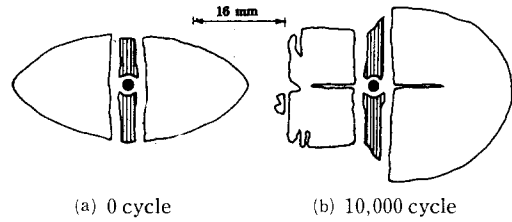


Fig. 5 Damage growth of specimen B during fatigue bending test when the impacted side is compressed (Impact energy : 1.71 J)

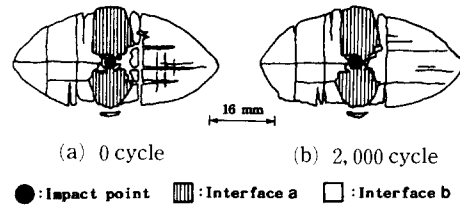


Fig. 6 Damage growth of specimen P during fatigue bending test when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.71 J)

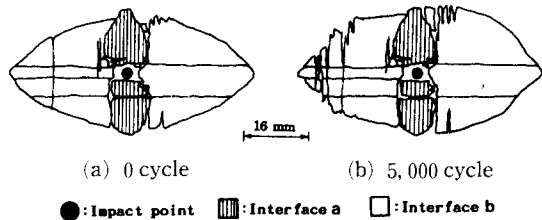


Fig. 7 Damage growth of specimen P during fatigue bending test when the impacted side is tensioned (Impact energy : 2.50 J)

한 Fig. 5에서는 Fig. 4와는 달리 층간박리 A의 우측의 모재 크랙에 따라 층간 A, B의 박리가 진전하여 20,600 cycle 후에 파괴되었다. Fig. 5로부터 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점 우측의 계면 b에 생긴 모재크랙을 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있다.

또한 Fig. 6은 82.6 m/sec (1.71 J)의 초기손상을 받은 CF/PEEK 적층시험편 P가 충격면이 인장을 받을 경우의 내부손상의 진전형상을 나타냈으며, Fig. 7은 100 m/sec (2.5 J)의 초기손상을 받은 시험편 P가 충격면이 압축을 받을 경우의 내부손상의 진전 형상을 나타냈다. Fig. 6으로부터 시험편 P의 경우는 충격면이 인장을 받을 때 피로시험에 의한

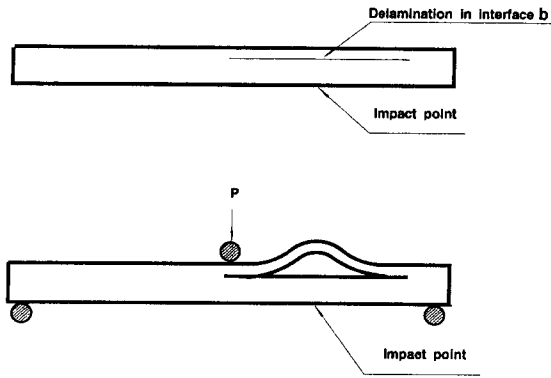


Fig. 8 Model of delamination buckling mode of specimen P

손상의 진전은 보이지 않으나 계면 b의 박리부분이 압축을 받게되어 Fig. 8과 같이 국부 박리좌굴에 의해 파괴되었다. Fig. 7은 충격면이 압축을 받을 때의 시험편 P의 손상진전을 나타낸 것으로 시험편 B에서와 같이 모재크랙을 기점으로 계면 b의 박리가 진전하고 있음을 알 수 있다. 그러나 모재가 PEEK인 시험편 P는 모재가 EPOXY인 시험편 B보다 손상진전이 늦으며 피로강도의 저하가 거의 나타나지 않았다.

3.2 정적 및 피로시험 결과

충격손상이 있는 시험편의 계면손상영역을 초음파현미경에 의해 관찰한후 잔류굽힘강도 저하관계를 고찰하기 위하여 정적 3점 굽힘실험을 행했다. 잔류굽힘강도의 계산은 식 (1)에 파괴시의 하중과 시험편의 실측치를 대입하여 구했다. Fig. 9에 시험편 B, P의 충격에너지와 파괴굽힘강도와의 관계를 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 구별하여 나타냈다. Fig. 9로부터 무충격시험편의 경우는 시험편 B가 시험편 P보다 잔류굽힘강도가 크나 충격손상이 클 경우 특히, 충격면이 압축을 받을 경우는 시험편 P는 손상에 의한 잔류강도 저하 현상은 별로 나타나지 않으나 시험편 B의 경우는 잔류강도가 급격히 저하함을 알 수 있다. 그러나 시험편 P의 경우 충격면이 인장을 받을 경우는 계면 b의 영역에 박리좌굴이 생겨 급격히 저하하게 된다. 이와같은 이유는 Fig. 8과 같이 시험편 P의 계면 b의 박리길이가 길기 때문에 충격면이 인장을 받을 때 계면 b의 박리부분이 압축을 받게 되기 때문이라 생각된다. 또한 시험편

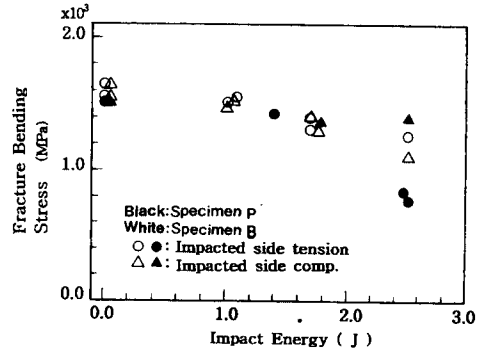
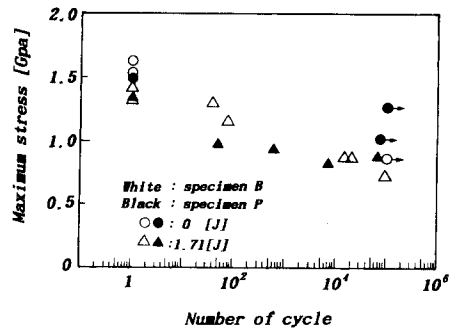
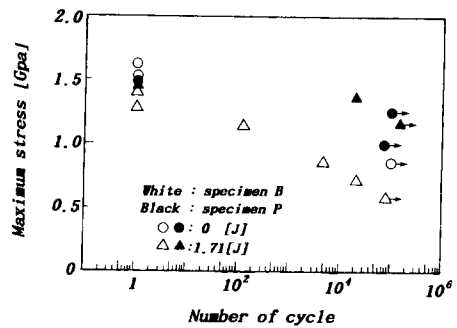


Fig. 9 Relation between impact energy and fracture bending stress of specimens B, P



(a) Impacted-side tension



(b) Impacted-side compression

Fig. 10 Residual fatigue bending strength of damaged specimens B, P

B의 경우 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 비교하면 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우 보다 급격히 강도가 저하한다.

Fig. 10은 충격손상을 받은 CFRP 적층시험편 B, P의 피로시험 결과를 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우로 구분하여 나타냈다. 중축

에 최대 굽힘응력, 횡축에 파괴까지의 반복수를 잡아 손상재의 S-N선도로 나타냈으며, 화살표는 미 파괴를 나타낸다. 시험편 B의 피로시험 결과를 보면 시험편 B의 경우는 정적 굽힘시험 결과와 같이 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우보다 피로강도가 약간 저하하고 있음을 알 수 있으며, 충격면이 압축을 받는 경우는 시험편 B의 강도가 급격히 저하하는 반면 시험편 P는 강도 저하현상이 거의 없음을 알 수 있다. 또한 시험편 P는 무충격의 경우는 잔류피로강도의 저하현상은 거의 없으나 충격면이 인장을 받는 손상재 시험편의 경우에는 피로강도가 크게 저하한다. 이러한 원인은 정적시험 결과에서와 같이 충격면에 생기는 크랙과 표면층(계면 b)의 박리좌굴 때문이라고 생각된다.

4. 파괴메카니즘

3.2절에서와 같이 충격손상을 받은 시험편 B의 잔류피로굽힘강도 저하관계를 고찰하기 위하여 충격손상을 받은 시험편을 충격면이 인장 및 충격면이 압축을 받는 각각의 경우에 대하여 피로 3점굽힘시험 도중에 손상진전을 초음파 현미경으로 관찰하였다. Fig. 5로부터 알 수 있는 바와 같이 충격손상에 의해 잔류피로굽힘강도가 급격히 저하하는 시험편 B의 충격면을 압축한 경우는 충격점에서 생긴 모재크랙(matrix crack)을 기점으로 하여 인장축인 (90°/0°) 계면(b계면)의 박리손상이 진전

하여 파괴에 이른다. 또 손상진전중에는 계면 b의 박리의 폭이 넓혀져 있다.

충격면이 인장을 받는 경우는 Fig. 4와 같이 압축축에 있는 계면 b의 박리의 끝 부분에서 모재크랙이 생겨 반복수가 많아 질수록 계면 b의 박리끝 부분과 연결된 계면 a에서 손상이 진전하여 충격점을 향하여 계면 b를 따라 파괴된다. 이상과 같이 충격면이 압축을 받는 경우와는 반대로 계면 b의 박리단에서 생긴 모재크랙을 기점으로 충격점을 향하여 파괴가 진전됨을 알 수 있다.

Figs. 4, 5의 손상진전 현상으로부터 충격에 의해 생긴 박리진전의 손상방향과 충격손상이 있는 시험편의 피로 3점 굽힘시험에 의한 파괴모드를 Figs. 11, 12에 나타낸다

Fig. 11(a)와 같이 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점 아래에 생긴 모재크랙을 따라서 계면 a, b의 박리가 진전하며 진전폭이 넓은 박리는 인장축 계면에 있는 계면 b의 박리이다. 이를 설명하기 위하여 Fig. 11(a)에 전단응력외에 면내인장, 압축을 고려한 파괴진전 모드를 나타냈다.

이 모드에서는 모재크랙이 인장방향으로 변형하면 개구변위가 크게 되며, 반대로 압축방향으로 변형하면 닫힘 현상이 생긴다. 즉, 인장축에 있는 모재크랙이 압축축에 비하여 개구변위가 크게 되기 때문에 (mode I + II)인장축에 있는 박리의 폭이 진전하기 쉽게 된다. 따라서 박리손상이 진전할 때의 파괴모드를 Fig. 11(a)와 같이 추측할 수가 있는데, 이는 충격에 의해 생긴 모재크랙은 피로 3점

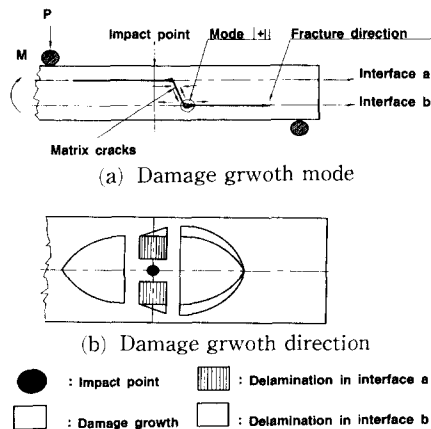


Fig. 11 Mechanism of damage growth during fatigue bending test when the impacted-side is compressed

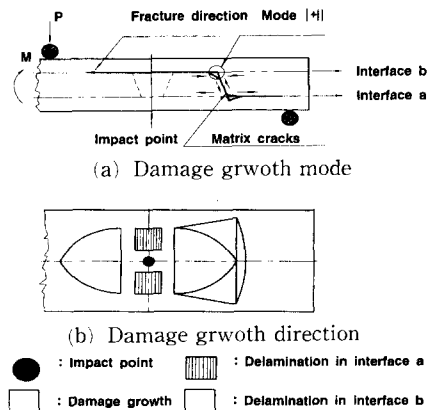


Fig. 12 Mechanism of damage growth during fatigue bending test when the impacted-side is tensioned

굽힘시험시에 생긴 전단변형에 의해서 박리손상을 진전시켜 이것이 파괴의 원인이 됨을 알 수 있다. Fig. 11(b)는 손상진전 방향을 나타낸다.

또한 충격면이 인장을 받는 경우는 Fig. 12(a)과 같이 압축측에 있는 계면 b의 박리가장자리에서 모재크랙이 생겨 충격점을 향하여 계면 b의 박리가 진전됨을 알 수 있다.

이를 설명하기 위해 Fig. 12(a)에 전단응력 외에 면내압축, 인장을 고려한 파괴진전 모드를 나타낸다.

이 모드(mode I + II)에서는 모재크랙이 압축방향으로 변형하면 계면 b의 개구변위가 크게되어 박리부의 손상이 진전하게 된다. 따라서 손상의 진전방향은 Fig. 12(a)와 같이 추측할 수가 있는데 이 역시 전단변형에 의해 박리를 진전시켜 이것이 파괴의 원인이 된다. Fig. 12(b)에 파면의 진전방향을 나타낸다.

따라서 Figs. 11, 12로부터 알 수 있는 바와 같이 충격면이 압축을 받는 경우의 파괴기점이 충격면이 인장을 받는 경우의 파괴기점 보다 충격점으로 부터 곡률반경이 더 작기 때문에 작용모멘트가 커서 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 빨리 파괴가 이른다고 생각된다.

5. 결 론

CFRP 적층판에 충격을 가하여 충격손상면적을 관찰하고, 정적 및 피로 3점 굽힘시험에 의한 잔류강도를 계산하여, 매트릭스의 차에 따라 잔류피로강도의 저하관계 및 파괴메카니즘에 관해 고찰한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) CF/EPOXY 적층재인 시험편 B는 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 충격손상에 의한 잔류피로강도의 저하가 크다.

(2) CF/PEEK 적층재인 시험편 P는 CF/EPOXY 적층재인 시험편 B와는 반대로 충격면이 인장을 받는 경우가 충격면이 압축을 받는 경우보다 잔류 피로강도가 크다. 이는 충격면이 인장을 받는 경우는 충격손상이 클수록 계면 b의 박리영역이 국부좌굴 되어 파괴되기 때문이다.

(3) 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점근방에 생긴 모재크랙(matrix crack)을 기점으로 손상이 진전하여 파괴가 진전하나, 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 b의 박리가장자리를 기점으로 계면 b와 계면 a로부터 충격점을 향하여 손상이 진전하

여 파괴가 진전한다.

후 기

본 논문은 한국과학재단 지정 지역협력연구센터인 조선대학교 수송기계부품 공장자동화 연구센터의 연구비지원에 의해 지원되었다.

참고문헌

- (1) 田中吉 え助, 黒川知明ら, 1989, “横衝撃を受ける CFRP板の損傷と残留曲げ強度,” 日本航空宇宙學會誌, 第37巻, 第25號, pp. 29~36.
- (2) Ma, C. C. M., Huang, Y. H. and Chang, M. J., 1991, “Hydrothermal effect on the PEEK/C. F. and PPS/C. F. under Impact Loading(I),” ANTEC, pp. 2029~2096.
- (3) 武田展雄, 1985, “複合材料の衝撃應答と破壊(I),” 日本複合材料學會誌, 11, 4, pp. 151~161.
- (4) Challenger, K. D., 1986. 6, “The Damage Tolerance of Carbon Fiber Reinforced Composites”-A Workshop Summary, Composites Struct., pp. 295~318.
- (5) Ishai, O. and Shragi, A., 1990, “Effect of Impact Loading on Damage and Residual Compressive Strength of CFRP Laminated Beams,” Composites Struct., 14-4, pp. 319~337.
- (6) 駒井, 箕島, 木下, 小川, 黒田, 1990, “CFRPの疲労損傷の超音波顯微鏡フラクトグラフィと層間はく進展抵抗,” 材料, 39-438, pp. 271~276.
- (7) Bakis, C. E. and Stinchcomb, W. W. (Hahn H. H. 編), “Response of Thick, Notched Laminates Subjected to Tension-Compression Cycle Loads,” Composite Materials: Fatigue and Fracture, ASTM STP 907, pp. 314~438.
- (8) Smith, B. W. and Grove, R. A., 1987, “Determination of Crack Propagation Directions in Graphite/Epoxy Structures,” Composites and Metals, ASTM. STP. 948, pp. 154~173.
- (9) Malvern, L. E., Sun, C. T. and Liu, D., 1989, “Delamination Damage in Central Impacts at Subperformance Speeds on Laminated Kevlar/EPOXY Plates,” ASTM. STP. 1012, pp. 387~405.