

CF/Epoxy적층판의 충격손상거동에 관한 연구

임광희[†] · 심재기^{*} · 양인영^{*}
(2001년 6월 18일 접수, 2002년 2월 4일 심사완료)

A Study on Impact Damage Behavior of CF/Epoxy Composite Laminates

Im Kwang-Hee, Sim Jae-Ki and Yang In-Young

Key Words: Impact Damage(衝擊損傷), FOD(異物衝擊損傷), CFRP(탄소섬유 강화 플라스틱) Delamination Area(剝離面積), Impact Energy(衝擊에너지), Residual Bending Fatigue Strength(殘留 疲勞굽힘強度)

Abstract

In this paper, static and fatigue bending strengths and failure mechanisms of CFRP (carbon fiber reinforced plastics) laminates having impact damages have been evaluated. Composite laminates used for this experiment are CF/EPOXY orthotropy laminated plates, which have two-interfaces $[0^0_4/90^0_4]_{sym}$. 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) and also, the fracture surfaces were observed by using the SEM (scanning electron microscope). 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. Eventually, failure mechanisms have been confirmed based on the observed delamination areas and fracture surfaces.

1. 서론

항공기 우주기기 등 우주구조용 재료로서 가장 주목받고 있는 선진복합재료중에서도 탄소섬유강화수지(이하 CFRP라고한다)는 비강도 비강성이 높기 때문에 경량화가 요구되는 여러분야 즉, 원심분리기의 회전동, 항공기의 압축기동익, 헬리콥터의 회전익 등 항공우주 산업을 시작으로 CFRP

여러분야에서 응용이 시도되고 있다. 그러나 적층재의 결점의 하나는 충격에 대해서 약하다고 하는 것이 지적되어⁽¹⁻²⁾ 복합재료의 충격문제는 가장 중요한 문제로 되어 있다. CFRP 적층판이 항공기 구조부재로 이용될 때 정비 중의 공구낙하(tool drop)나 비행중 날으는 새와의 충돌(bird strike),⁽³⁾ 이착륙시의 작은돌이나 파편 등의 여러 종류 재질의 충돌체에 의한 충격손상(foreign object damage:FOD)을 피할수가 없으며⁽³⁾ 표면으로부터는 거의 보이지 않는 충격손상이 적층판 내부에 발생하여 이것에 의해 강도가 저하하게 되는것이 중요한 문제로 지적되고 있다.⁽⁵⁻⁷⁾ 최근에는 Rotem,⁽⁸⁾ 黒川⁽¹⁾ 등은 횡충격을 받는 적층판은 파괴굽힘강도가 아주 낮다는 점에 주목하여

[†] 책임저자, 회원, 우석대학교 반도체전자자동차공학부

E-mail : khim@core.woosuk.ac.kr

TEL : (063)290-1473 FAX : (063)291-9312

^{*} 회원, 조선대학교 기계공학부

횡충격에 의해 충격손상을 받는 CFRP 적층판을 3점굽힘 및 4점굽힘 시험을 행하여 굽힘잔류강도 저하관계를 실험적으로 설명하고 있으며 Sohn and Im^(9~12)은 다층 CF/Epoxy 적층판에 충격손상을 가한 후에 박리면적을 초음파 현미경을 이용하여 관찰하였으며 또한 FRP부재가 반복하중을 받을 경우를 대상으로 FRP적층판의 피로시험 및 노치가 있는 적층판을 이용한 피로시험의 예¹²⁾는 있지만 실제로 충격손상을 가한 후에 굽힘피로강도를 정량적으로 평가한 연구결과는 찾아 보기 힘들다.

그러나 충격손상에 의한 강도저하의 원인은 아직 해명되지 못한 부분이 많으며, 충격 에너지와 박리면적의 관계 및 잔류강도 저하관계만을 실험적으로 설명하고 있을 뿐 충격손상에 의해 잔류강도가 저하하는 파괴메카니즘에 관한 연구는 행해져 있지 않다.

따라서 본 연구에서는 적층수 및 적층배향이 같은 CFRP 직교이방성판에 충격손상을 가한 후 충격 에너지의 크기와 박리손상면적의 관계 및 임계박리에너지와의 관계를 명확히 하고, 3점 굽힘피로시험을 행하여 충격손상을 받는 CFRP 적층판의 잔류굽힘강도 저하관계 및 CFRP적층판의 정적 및 피로굽힘강도를 평가하고 피로시험도중 초음파 현미경을 이용하여 내부손상 진전상태를 평가하고 또한 파면을 주사전자현미경으로 관찰하여 손상진전에 의한 파괴메카니즘을 규명하고자 한다.

2. 실험 방법

2.1 충격실험

본 실험에 이용한 CFRP 적층판은 1방향 프리프레그(한국화이버, CU125NS-carbon fiber, Unidirection 125g/m²)로 제작되었다. 본 실험에 이용한 CFRP 시험편은 $[0^{\circ}/90^{\circ}]_{sym}$ 로서 적층수는 모두 24플라이(ply)이다. 시험편의 형상은 40×180×3.75mm(폭×길이×두께)의 띠판이며, 표면의 섬유방향성이 0°방향이 되도록 시험편의 길이 방향과 일치시켰다. 시험편의 폭은 충격손상 폭보다 넓게 하여 시험편의 가장자리의 효과가 시험결과에 영향을 미치지 않도록 하였다. 그리고 지

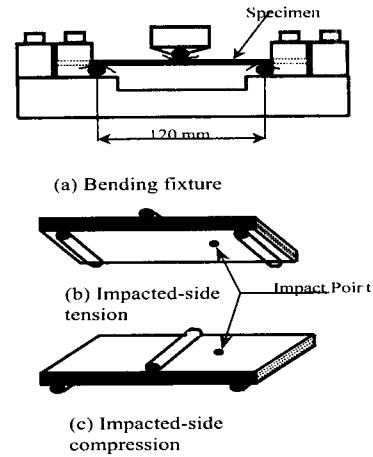


Fig. 1 Specimen supporting fixture for 3-point bending test

름150mm의 원공이 있는 두께10mm의 강판 2매에 같은 지름150mm의 원공이 있는 고무판을 붙여 한중앙에 시험편을 지지하고 압축공기를 이용한 충격시험장치에 의해 지름 5mm(0.5g)의 강구를 시험편에 충돌시켰다. 강구의 충격속도는 시험편의 앞에 설치한 1조의 포토셀(photo. cell)에 의해 강구가 2정점(10cm)간을 통과하는 시간을 체크하여 측정하였다. 충격속도는 압축기기압력을 변화시켜 얻었으며 충격에너지 [단위(J)]는 충돌 직전의 충돌체의 운동에너지를 나타내었다. 충격시험 후에 생긴 시험편 내부의 계면박리를 초음파 현미경(Olympus UH 100, 사용주파수 30MHz)을 이용하여 관찰하였다. 시험편의 충격면에서 첫 번째 계면을 관찰한 후, 충격면 반대편에서 첫 번째 계면을 관찰하여 전박리면적을 계산하였다. 박리면적 계산방법은 각 계면을 색깔별로 구분하여 각 색깔이 분포된 영역을 초음파현미경 내장의 소프트웨어를 이용하여 각 계면의 박리면적을 계산한 후 합산하여 전박리면적으로 하였다.

2.2 정적 및 3점 굽힘피로시험

충격손상을 받은 시험편의 잔류굽힘강도를 조사하기 위하여 정적 3점굽힘시험을 행하였다. 그리고 충격손상을 받은 시험편의 피로굽힘강도를 예측하고 피로시험 도중에 시험편 내부의 손상

진전을 관찰하여 충격손상의 진전 메커니즘을 조사하기 위하여 피로 3점굽힘시험을 행하였다. 피로 3점굽힘시험은 Fig. 1(a)와 같은 고정구(fixture)를 재료시험기(INSTRON 8501)에 부착하여 Fig. 1(b), (c)와 같이 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구별해서 시험을 행하였다. 피로시험은 축하중제어로 하였으며 하중을 정현파 형상으로 편진 진폭시켜 시험편에 부하하였다. 하중비는 0.1로 하였으며 피로시험의 주파수는 1.5Hz로 하였다. 피로 굽힘시험에서는 시험편이 파괴되는 최대하중을 구하여 굽힘 응력을 계산하였고, 파괴된 후 파면은 주사전자현미경(日本 電子 JSM-7200, 배율 35-100,000)을 이용하여 관찰하였다. 파괴굽힘 응력을 구할때는 시험편을 균질등방성으로 가정하였으며,⁽¹⁴⁾ 계산에서는 시험편의 폭과 판두께는 실측치를 이용해서 시험편의 치수오차의 영향을 제거하였다. 파괴굽힘응력 계산식은 다음과 같다.

$$I = \frac{bd^3}{12}, \sigma = \frac{(PL/4)(d/2)}{I} = \frac{3PL}{2bd^2} \quad (1)$$

여기서 σ : 굽힘응력(P_0), P : 파괴시의 최대하중(N), L : 스팬의 길이(m), b : 시험편의 폭(m), d : 시험편의 두께(m), I : 관성모멘트(m^4)이다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 정적 및 3점 굽힘피로시험 결과

충격손상이 있는 시험편의 계면 손상영역을 초음파현미경에 의해 관찰한 후 잔류굽힘강도 저하 관계를 고찰하기 위하여 정적 3점 굽힘시험을 행했다. Fig. 2은 시험편의 충격에너지와 잔류 굽힘강도와의 관계를 나타낸 것으로 잔류강도는 무충격 시험편의 파괴 굽힘응력을 100%로 했을 때 충격손상이 있는 시험편과의 파괴 굽힘응력의 비이다. 여기서 충격에너지가 대략 1.7J에서는 시험편의 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우보다 잔류굽힘강도가 6% 정도가 저하였고 또한 대략 2.6J에서는 8% 정도가 저하하였다.

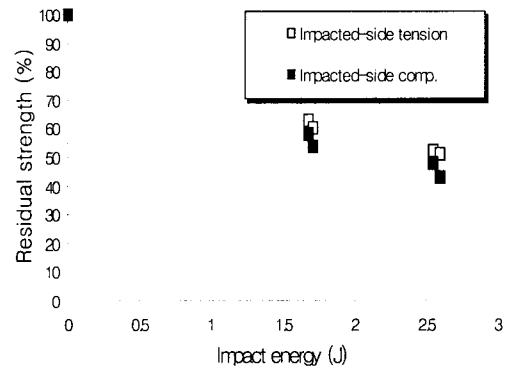


Fig. 2 Relation between impact energy and residual strength of specimen

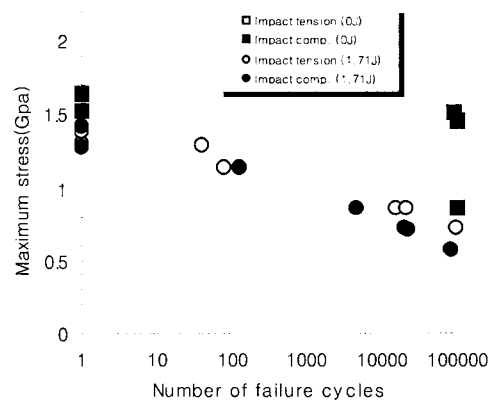


Fig. 3 Residual fatigue bending strength of damaged specimen

그리고 Fig. 3은 충격손상을 받은 CFRP적층시험편의 피로시험 결과를 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우로 구분하여 나타냈다. 종축에 최대굽힘응력, 횡축에 파괴까지의 반복수를 잡아 손상재의 S-N선도로 나타냈다. 시험편의 피로시험 결과를 보면 정적 굽힘시험 결과와 같이 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우보다 피로강도가 대략 100,000사이클에서 20%정도가 저하하고 있음을 알 수 있었다. 따라서 충격손상을 받은 CFRP적층판이 굽힘하중을 받을 때 충격면이 압축을 받는 경우가 강도가 저하함을 확인 할 수 있었다.

3.2 충격에너지와 박리면적과의 관계

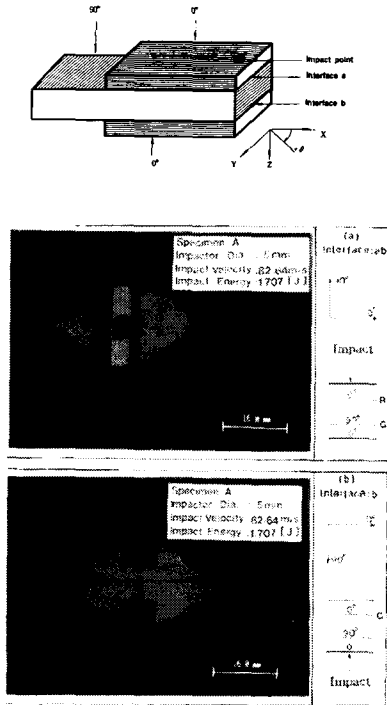


Fig. 4 Delamination shapes of specimen

CFRP시험편이 충격을 받았을 때 내부계면에 손상박리가 발생한다. 이때 Fig. 4에 시험편의 적층구성 및 박리면적의 크기를 초음파현미경으로 촬영한 대표적인 사진을 나타냈다. Fig. 5에는 시험편의 충격 에너지와 박리 면적과의 관계를 나타낸다. Fig. 5 중의 실선은 최소자승법에 의해서 계산된 것으로 선형적인 관계를 나타냈다. 임계 박리에너지는 대략 0.41J로 나타났다. 또한 충격 손상을 받은 CFRP 적층재가 반복하중을 받을 경우 내부손상진전을 관찰하여 파괴기구를 고찰하기 위하여 피로시험도중에 시험편을 실험장치로부터 분리하여 초음파현미경을 이용하여 내부의 초기 충격손상의 진전상태의 관찰을 행하였다. Fig. 6은 82.0m/s(1.68J)의 초기손상을 받은 시험편이 충격면 인장을 받은 경우의 3점 굽힘피로시험에 의한 내부손상의 진전의 형상을 나타낸 것으로 Fig. 6 (a),(b),(c),(d) 및 (e)는 각각 0cycle, 10,000cycle, 20,000cycle, 50,000cycle, 70,000 cycle 후의 내부손상의 진전형상을 나타낸다. Fig. 7는 82.6m/s(1.71J)의 초기손상을 받은 시험편이 충격면 압축을 받은 경우의 내부손상의 진전의 형상

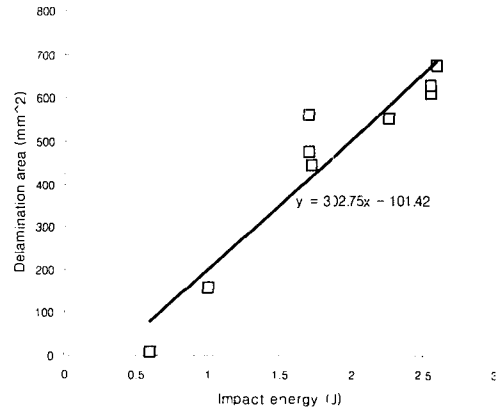


Fig. 5 Relation between impact energy and delamination area of specimen

을 나타낸 것으로 Fig. 7(a),(b)는 각각 0 cycle, 10,000cycle후의 내부손상의 진전형상을 나타낸다. Fig. 6(d), (e)로부터 알 수 있는 바와 같이 50,000 cycle후는 층간박리 B의 우측 가장자리를 기점으로 모재크랙이 발생하여 층간B의 박리가 진전하고 있으며 70,000 cycle후는 층간박리 B의 가장자리를 기점으로 손상진전의 폭이 증가함과 동시에 층간 A의 박리가 발생한 후 71,000cycle 후에 파괴되었다. Fig. 6으로부터 충격편이 인장을 받는 경우는 계면 B의 가장자리를 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있다. 또한 Fig. 7에서는 Fig. 6과는 달리 층간박리 A의 우측의 모재 크랙에 따라 층간A, B의 박리가 진전하여 20,600cycle후에 파괴되었다. Fig. 7으로부터 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점 우측의 계면 B에 생긴 모재크랙을 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있다.

3.3 충격손상에 의한 파괴기구

충격손상을 받은 시험편의 잔류 피로굽힘강도 저하 관계를 고찰하기 위하여 충격손상에 의해 잔류굽힘강도가 저하하는 시험편을 충격면이 압축을 받는 경우에 대하여 피로 3점굽힘시험 도중에 손상진전을 초음파현미경으로 관찰하였다. 파면 관찰위치는 충격손상이 있는 CFRP적층편의 계면박리 및 파괴 진전현상을 관찰하기 위하여 박리 및 파괴 진전부분을 다이아몬드 커터로 절단하여 주사 전자현미경을 이용하였고, 파면 관찰용 시험편의 절단은 내부 박리면적이 절단되지

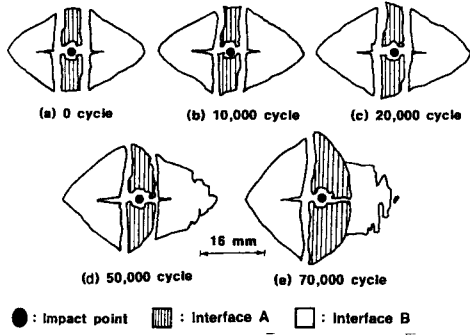


Fig. 6 Damage growth of specimen during fatigue bending test when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.68J)

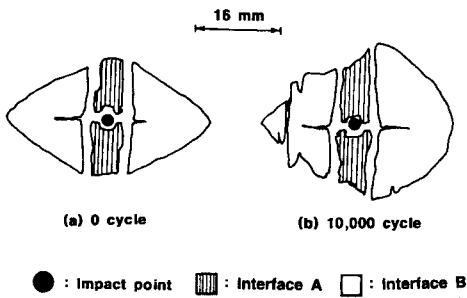


Fig. 7 Damage growth of specimen during fatigue bending test when the impacted side is compressed (Impact energy : 1.71J)

않도록 하였으며, 박리면 및 파면을 스프레이 처리하였다. Fig. 8은 박리면 및 파면의 관찰 위치를 나타낸 것으로 박리면적을 중심으로 대략 대칭이기 때문에 1/4면 만을 관찰하였다. Fig. 5로부터 알 수 있는 바와 같이 충격손상에 의해 잔류 피로응력강도가 급격히 저하하는 시험편의 충격면을 압축한 경우는 충격점에서 생긴 모재크랙(transverse crack)을 기점으로 하여 인장축인(90°/0°) 계면(B계면)의 박리손상이 진전하여 파괴에 이른다. 또 손상진전중에는 계면 B의 박리의 폭이 넓혀져 있다. Fig. 9는 충격면이 압축을 받을 경우의 계면 B의 박리면 및 파면의 관찰사진을 나타낸다. 사진으로부터 알 수 있는 바와 같

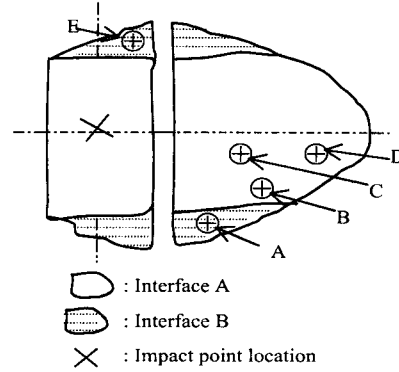


Fig. 8 Observation location of fracture and delamination in surface

이 충격면을 압축한 경우의 파면은 충격점에서 생긴 모재크랙(transverse crack)을 기점으로 하여 인장축인(90°/0°) 계면(B계면) 전체의 박리에 의하여 파괴된다. 전단파괴할 때 생기는 수지모양을 나타내는 허클방향⁽¹⁰⁾로부터 진전방향을 쉽게 추측할 수 있는데 허클방향을 보면 박리면 중앙(Fig. 8의 locations C,D)의 박리 진전방향은 계면B의 0°방향 박리단을 향하고 있으며, 박리폭 방향(90°방향)으로 갈수록(Fig. 8의 location B)시험편 길이방향(0°)대해 약20~30° 정도 기울어져 감을 알 수 있다. 계면 A의 파면(Fig. 8의 location E)은 90°방향으로 진전하며 모재크랙 근방에서는 폭 방향에 대하여 30° 정도의 각도로 진전함을 알 수 있고, 계면 B의 파면(Fig. 8의 location A)은 충격손상에 의한 박리와는 구별이 되나, 이 역시 박리방향과 같은 방향으로 파괴가 진전됨을 알 수 있다. Fig. 9의 파면사진으로부터 Fig. 10과 같이 충격면이 압축을 받는 경우는 충격점 아래에 생긴 모재크랙을 따라서 계면 A,B의 박리가 진전하며 진전폭이 넓은 박리는 인장축 계면에 있는 계면B의 박리이며 전단응력역에 면내인장, 압축을 고려한 파괴진전 모드를 나타냈다. 충격에 의해 발생한 박리 진전방향과 충격손상이 있는 시험편의 정적3점 굽힘시험에 의한 파괴모드를 Fig. 10에 나타냈다.

이 모드에서는 모재크랙이 인장방향으로 변형하면 개구변위가 크게 되며, 반대로 압축방향으로 변형하면 닫힘현상이 생긴다. 즉 인장축에 있는 모재크랙이 압축축에 비하여 개구변위가 크게

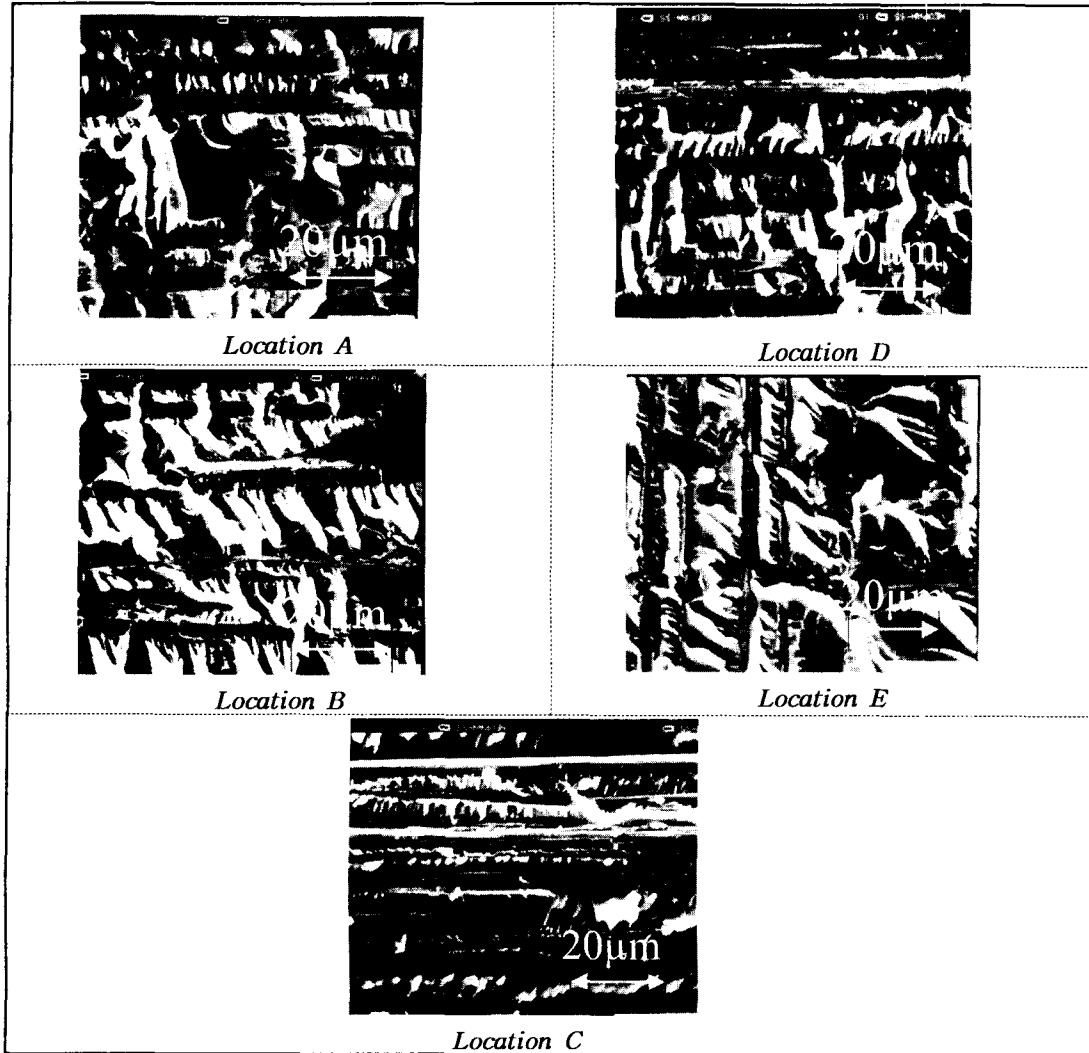


Fig. 9 Fractography of fracture surface

되기 때문에 (mode I+II) 인장축에 있는 박리의 쪽이 진전하기 쉽게 된다. 따라서 박리가 진전할때의 파괴모드를 추측할 수 있는데, 이는 충격에 의해 생긴 모재크랙은 3점 굽힘시험시에 생긴 전단변형에 의해서 박리를 진전시켜 이것이 파괴의 원인이 됨을 알 수 있다.

따라서 Fig. 10으로부터 알 수 있는 바와 같이 충격면이 압축을 받는 경우의 파괴기점이 충격면이 인장을 받는 경우의 파괴기점보다 충격면으로부터 곡률 반경이 더 작기 때문에 작용모우멘트가 커서 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면

이 압축을 받는 경우가 빨리 파괴가 이룬다고 생각된다. 또한, 충격손상을 받는 CFRP적층재는 통상 인장을 받는 경우보다 압축을 받는 경우가 내충격성이 약하다. 이는 충격손상에 의해 충격점에 생긴 파단된 섬유는 잔류인장강도 보다 잔류 압축강도에 더 큰 영향을 미치기 때문이다. 이와 같은 이유로부터 충격손상재의 BAI(Bending Strength after Impact)시험에서도 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받을 경우보다도 더 빨리 파괴에 이룬다고 생각된다.

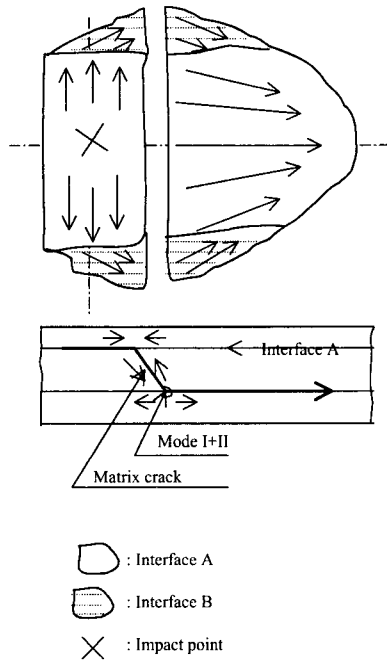


Fig. 10 Fracture mechanism

4. 결론

CFRP 적층판에 충격을 가하여 충격손상면적을 관찰하고, 3점 굽힘피로시험에 의한 잔류강도를 계산하고 파면을 관찰하여 충격손상거동에 대한 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 본 실험범위 내에서는 충격에너지와 박리면적은 선형적인 관계를 알 수 있었으며 임계박리 에너지는 대략 0.41 J 로 나타났다.

(2) CFRP 적층판에 대해서 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 충격손상에 의한 잔류피로강도의 저하가 크게 나타났다.

(3) 잔류굽힘강도가 급격히 저하하는 충격면이 압축인 경우에 대해서 주사전자현미경의 파면사진 및 초음파현미경 사진으로부터 충격접근방에 생긴 모재크랙 (transverse crack)을 기점으로 파괴가 진전함을 알 수 있었으며 충격면이 인장을 받는 경우는 충격점으로부터 두 번째 계면의 박리가장자리를 기점으로 충격점을 향하여 파괴가 진전함을 알 수 있었다.

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) 신형섭, 김진환, 오상엽, 2001, "취성재료의 펀칭가공을 위한 충격장치개발 및 펀치기구해석," 대한기계학회(A), Vol. 25, No. 4, pp. 629~636.
- (3) MA, C.C.M., HUANG, Y.H. and CHANG, M.J., 1991, "Hygrothermal Effect on the PEEK/C.F. and PP.S/C.F. under Impact Loading (I)," ANTEC, pp. 2029~2096.
- (4) 武田 展雄, "複合材料の衝撃應答と破壊(I)," 1985, 日本複合材料學會誌, 11,4, pp. 151~161.
- (5) Challenger, K.D., 1986.6, "The Damage Tolerance of Carbon Fiber Reinforced Composites," A Workshop Summary, Composites Struct., pp. 295~318.
- (6) 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.
- (7) 駒井, 箕島, 木下, 小川, 黒田, 1990, "CFRP의 疲勞損傷의 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.
- (8) 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 ASTM.
- (9) Sohn, M.S, Hu, X.Z., Kim, J.K. and Walker, L., 2000, "Impact Damage Characterization of Carbon Fibre/epoxy Composites with Multi-layer Reinforcement," *Composites B*, Vol. 31, pp. 681~691
- (10) Im, K.H. and Yang, I.Y., 1996, "Damage Behavior and Residual Bending Strength of CFRP Composite Laminates Subjected to Impact Loading," *Trans. of KSME(A)*, Vol. 20, No. 6, pp. 1836~1842.
- (11) Im, K.H., Kim, S.K. and Yang, I. Y., 1990, "Impact Damage and Hygrothermal Effects on Fatigue Bending Strength of Orthotropy Composite Laminates." *KSME Int. Journal*. Vol. 13. No. 7.

- pp. 524~535.
- (12) Im, K.H., Kim, J.H. and Yang, I.Y., 1998, "A Study on Residual Fatigue Bending Strength and Damage Behavior of CFRP Composites Subjected to Impact Loading," *KSME Int. Journal*, Vol. 12, No. 1, pp. 50~57.
- (13) 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.
- (14) 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.