

〈논 문〉 SAE NO. 96370083

충격하중을 받은 CFRP적층판의 피로굽힘강도에 미치는 적층구성의 영향

Influence of Stacking Composition on Fatigue Bending Strength in CFRP Composite Laminates Subjected to Impact Loading

임 광 희*, 岡崎 光宏** 양 인 영***
K. H. Im, O. S., I. Y. Yang

ABSTRACT

The purpose of present paper is to estimate the static and fatigue bending strengths of CFRP (carbon fiber reinforced plastic) laminates having impact damage(FOD). The specimens which are formed with the different stacking composition, EPOXY and PEEK matrix and orthotropic and quasi-isotropic laminated plates, are prepared for this experiment. A steel ball is impacted on CFRP laminates, generating impact damages, and the three-point fatigue bending test is carried out by using the impacted laminates to investigate the influence of the stackin composition on the fatigue strength of CFRP laminates.

주요기술용어 : FOD(異物衝擊損傷), Impact Damage(異擊損傷), CFRP(탄소섬유 강화 플라스틱), Impact Energy(衝擊에너지), Fatigue Bending Strength(疲勞굽힘強度). Stacking Composition(적층구성), Damage Development(손상진전)

1. 서 론

탄소섬유강화 플라스틱 복합재료(이하 CFRP 라고 한다)는 비강도, 비강성, 내부식, 경량화 측면에서 우수한 특성을 가지고 있기 때문에 원 심분리기의 회전동, 항공기의 수평미익 및 압축 기 동익, 헬리콥터의 회전익 등 항공우주 산업을

시작으로 여러 분야에서 사용이 점차 증대되고 있다. 그러나 CFRP적층재의 적용에 있어 가장 큰 결점은 충격에 대해서 취약하며¹⁻³⁾, 또한 CFRP 구조가 적층형태를 갖는 있어 적층 배향의 강도가 면내에 비하여 현저하게 감소하기 때문에 복합재료의 파괴원인의 대부분은 층간파괴에 기인 한다는 것이다⁴⁾. 또한 CFRP적층판이 항공기 구조부재로 이용될 때 정비중의 공구낙하(Tool drop)나 비행중 날으는 새와 충돌(Bird strike)⁵⁾, 이착륙시의 작은 돌이나 파편 등 여러 종류의 충돌체에 의한 충격손상(Foreign object damage

* 조선대학교 대학원
** 동경공업대학 대학원
*** 정희원, 조선대학교

: FOD)을 피할 수가 없으며⁶⁾ 표면으로 부터는 거의 보이지 않는 충격손상이 적층판 내부에 발생하여 이것에 의해 강도가 저하하게 되는 것이 중요한 문제로 지적되고 있다.^{7~9)} 그러나 충격손상에 의한 CFRP적층재의 강도저하의 원인은 정량적으로 규명되지 못하고있다.

최근에는 FRP부재가 반복하중을 받을 경우를 대상으로 FRP적층판의 피로시험 및 노치가 있는 적층판을 이용한 피로시험의 예^{10~12)}는 보고되고 있지만, 실제로 충격손상을 받은 CFRP 적층판을 이용해서 피로강도를 평가한 연구결과는 찾아 보기 힘들다.

따라서 본 연구에서는 매트릭스와 적층배향이 같고, 적층수가 다른 CFRP직교이방성 적층판과 매트릭스와 적층수가 같고 적층배향이 다른 직교·의사동방성 CFRP적층판 및 적층수와 적층배향이 같고 매트릭스가 서로다른 CFRP직교 이방성적층판에 충격손상을 가한 후 정적 및 3점 피로 굽힘시험을 행하여 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 굽힘피로 강도에 미치는 적층구성의 영향 및 손상진전 상태를 실험적으로 고찰하고자 한다.

연구방법으로서는 먼저 적층구성이 다른 각각의 CFRP 적층판에 공기압 고속충격시험장치를 이용하여 강구(φ5)에 의한 충격손상을 부여한 후 충격면이 각각 인장, 압축을 받는 상태에서 3점 굽힘시험을 행하여, 정적 잔류굽힘강도를 평가했다. 또한 충격손상을 받은 CFRP시험편을 충격면이 각각 인장, 압축을 받는 상태에서 3점 피로굽힘시험을 행하여 적층구성의 차에 따른 CFRP 적층재의 굽힘피로강도를 평가하였고 손상진전 상태를 초음파 현미경을 이용하여 관찰하였다.

정적 3점굽힘시험 및 피로시험에서는 충격손상 부위가 누름자의 영향을 받지 않도록 하기 위하여 누름자의 접촉 위치로부터 임의의 위치 떨어진 것에 충격손상을 부여하여 파괴가 발생하도록 배려했다. 특히, 충격손상을 받은 CFRP적층재는 중간박리외에 모재크랙이 굽힘피로강도에 큰 영향을 미치므로 전단력에 의한 파괴현상을 고려하기 위하여 3점굽힘시험을 실시하였다.

2. 실험 방법

2.1 시험편의 형상

본 실험에 이용한 CFRP적층판은 1방향 프리프레그 시트(prepreg sheet)를 이용하여 오토클레이브(autoclave)성형방법으로 제작하였다. 본 연구에서는 2 종류의 프리프레그 시트를 이용하였으며, 탄소섬유((일본 TORAY T300-3000)/EPOXY수지(#2500)) (이하 CE/EPOXY라 한다.) 및 탄소섬유/PEEK수지(日本 火成 fiber : APC-2/AS4)(이하 CF/PEEK라 한다.)의 조합이다.

본 실험에 이용한 CFRP 시험편은 4종류이며, 적층구성은 Table 1과 같다. 시험편의 형상은 충격손상을 받은 시험편의 박리의 폭이 굽힘시험결과에 영향을 미치지 않은 정도인 40×180mm(폭×길이)의 띠판이며, 시험편 표면의 섬유방향이 0°방향이 되도록 시험편의 길이방향과 일치시켰다.

2.2 충격 실험

직경 150mm의 원공이 있는 두께 10mm의 강판 2매에 같은 직경 150mm의 원공이 있는

Table 1 Code of CFRP laminates

Specimen types	Stacking sequences	Number of plies	Thickness(mm)	Matrix
A	$[0^{\circ}_6/90^{\circ}_6]_{sym.}$	24	3.75	Epoxy
B	$[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_{sym.}$	16	2.5	Epoxy
C	$[0^{\circ}_2/45^{\circ}_2/90^{\circ}_2/-45^{\circ}_2]_{sym.}$	16	2.5	Epoxy
P	$[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_{sym.}$	16	2.2	PEEK

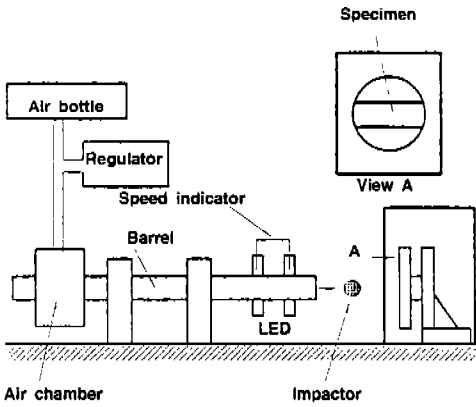


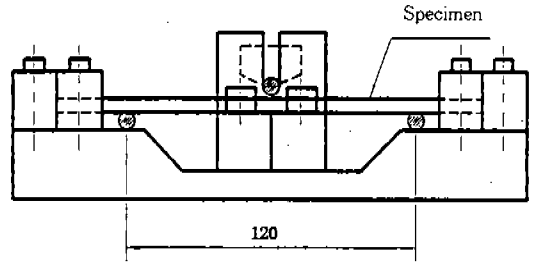
Fig.1 Schematic of experimental apparatus

고무판을 붙여서 한중앙에 CFRP 시험편을 클램프로 고정하여 지지하고, Fig.1과 같은 압축공기를 이용한 충격시험장치로 직경 5mm(0.5g)의 강구를 시험편에 충돌 시켰다.

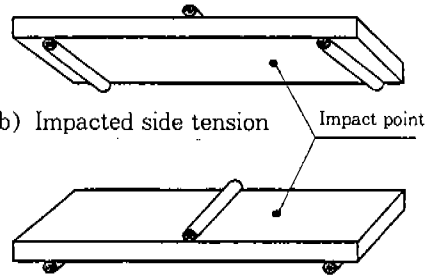
강구의 충격속도는 충격시험기의 앞에 설치된 1조의 포토셀(photo-electric cell)에 의해 강구가 2정점(10cm)간을 통과한 시간을 체크해서 측정했다. 충격속도는 압축공기 압력을 변화시켜 얻었고, 본 실험에서는 대략 82.6m/s(1.71J)의 속도로 충격을 가했다. 충격에너지 [단위(J)]는 충돌직전의 충돌체의 운동에너지를 나타냈다.

2.3 정적 및 피로굽힘시험

충격손상을 받은 CFRP적층재의 정적굽힘강도 및 피로굽힘강도에 미치는 적층구성의 영향을 고찰하기 위하여 3점굽힘시험을 행했다. 정적 및 피로시험은 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 축하중계어로 했으며 하중을 정현파 형상으로 편진 진폭시켜 시험편에 부하하였다. 하중비는 0.1로 했으며(최대하중 1600N) 피로시험의 주파수는 1.5Hz로 했다. 피로 굽힘 시험에서는 시험편이 파괴되는 최대하중을 구하



(a) Bending fixture



(c) Impacted side compression

Fig.2 Specimen supporting fixture for 3-point test

여 굽힘 응력을 계산하였고, 파괴굽힘 응력을 구할 때는 시험편을 균질등방성으로 가정하였으며,¹³⁾ 계산시는 시험편폭과 판두께의 실 측정치를 이용해서 시험편 치수오차의 영향을 제거했다.

파괴 굽힘 응력 계산식은 다음과 같다.

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

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

여기서 σ : 굽힘 응력(Pa)
 P : 파괴시의 최대하중(N)
 L : 스판의 길이(m)
 b : 시험편의 폭(m)
 d : 시험편의 두께(m)
 I : 관성모우멘트(m⁴)이다.

2.4 손상진전 관찰

충격손상을 받은 CFRP 적층재의 손상진전 상태를 고찰하기 위하여 먼저 충격을 받은 CFRP 시험편을 초음파현미경(Olympus제 UH pulse 100, 렌즈주파수 : 30MHz)을 이용하여 계면에 생긴 박리현상을 촬영하고, 피로굽힘시험을 실시했다. 일정 cycle 반복후, 피로시험도중에 시험편을 굽힘시험 고정구로 부터 분리하여 손상진전 상태를 관찰한 후 다시 피로시험을 반복하였고 파괴시까지 수회에 걸쳐 손상진전상태를 초음파현미경으로 관찰한 후 피로시험을 계속했다. 손상진전의 관찰은 충격손상이 있는 시험편을 수중에 넣고 시험편에 초음파를 입사시켜 반사파에 의해 각계면을 탐상하는 방법으로 행했다.

3. 시험결과 및 고찰

3.1 적층수의 차

Figs. 3~5는 충격손상을 받은 CFRP적층시험편 A, B, C, P의 피로시험결과를 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우로 구분하여 나타냈다. 종축에 최대굽힘응력, 횡축에 파괴까지의 반복수를 잡아 손상재의 S-N선도로 나타냈으며, 화살표는 미파괴를 나타낸다.

Fig.3으로 부터 무충격 시험편의 경우, 적층수가 24ply인 시험편 A가 적층수가 16ply인 시험

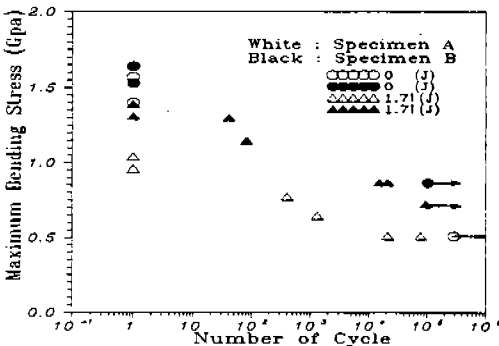
편 B 보다 잔류 피로굽힘강도가 약 41% 정도 저하함을 알 수 있었다. 또한 충격손상을 받은 시험편의 경우도 적층수가 많은 시험편 A가 적층수가 적은 시험편 B보다 잔류 피로굽힘강도가 상당히 감소함을 알 수 있었다. 또한 충격면이 압축을 받는 경우에도 충격면이 인장을 받는 경우와 비슷한 경향이 있었으며 전반적으로 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 잔류 굽힘피로강도 저하현상이 크게 나타났다.

이상으로부터 적층수가 많은 시험편이 적층수가 적은 시험편보다 잔류 피로굽힘강도 저하현상이 크며, 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 전반적으로 잔류 피로굽힘강도가 낮음을 알 수 있다.

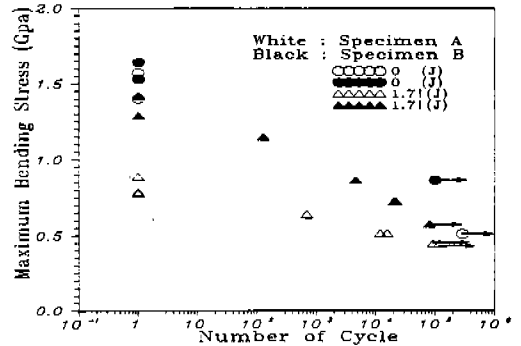
3.2 적층배향의 차

Fig.4는 충격손상을 받은 적층수, 매트릭스가 같고 계면수, 적층배향이 다른 CFRP적층재의 잔류 피로굽힘시험결과를 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 구분하여 나타냈다.

Fig.4(a)로부터 무충격 시험편의 경우에 대해서는 직교이방성인 시험편 B는 의사등방성인 시험편 C보다 잔류굽힘강도는 크나 피로굽힘강도는 거의 같았다. 그러나 충격손상을 받은 경우,

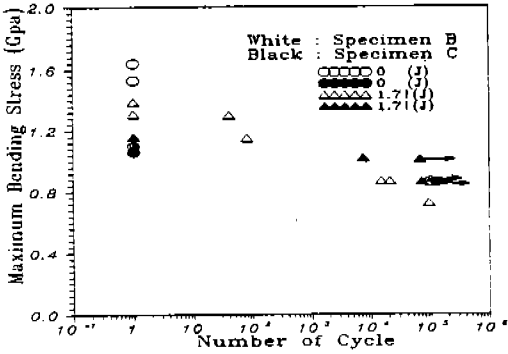


(a) Impacted side tension

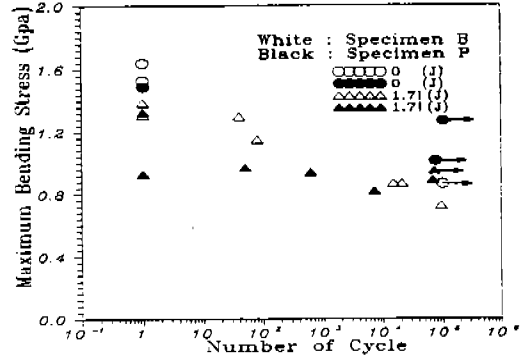


(b) Impacted side compression

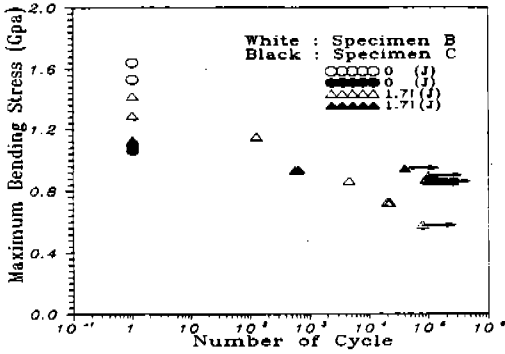
Fig.3 Residual fatigue bending strength of damaged specimens A, B



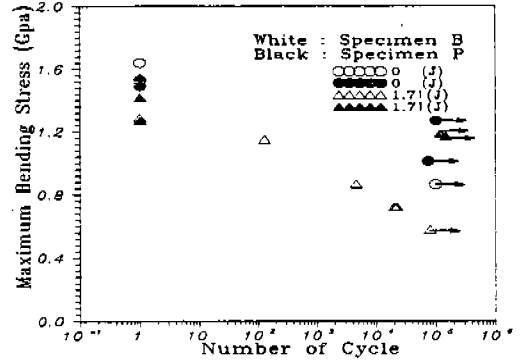
(a) Impacted side tension



(a) Impacted side tension



(b) Impacted side compression



(b) Impacted side compression

Fig.4 Residual fatigue bending strength of damaged specimens B, C

Fig.5 Residual fatigue bending strength of damaged specimens B, P

직교이방성 시험편 B는 피로굽힘강도가 급격하게 감소하나, 의사동방성 시험편 C는 시험편 B에 비해 피로굽힘강도의 저하현상은 그다지 나타나지 않았다. 또한 충격면이 압축을 받는 경우에 있어서도 충격면이 인장을 받는 경우와 같이 직교이방성 시험편 B가 의사등성인 시험편 C보다 굽힘강도는 크나, 피로굽힘강도는 의사등방성 시험편의 경우가 더 컸다. 특히, 충격손상을 받은 직교동방성인 시험편 B는 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받은 경우가 피로굽힘 강도의 저하현상이 크게 나타났다. 이 원인은 직교이방성 시험편이 충격을 받은 경우 충격점부근에 생긴 모재크랙이 피로굽힘 강도에 큰 영향을 미치기 때문이라 생각되는데, 충격면이 압

축을 받는 경우의 모재크랙의 개구점이 충격면이 인장을 받는 경우보다, 하중작용점으로부터 곡률반경이 작기 때문이라 생각된다.

3.3 모재의 차

Fig.5는 적층수 및 계면수가 같고 모재가 서로 다른 직교이방성 시험편 B, P의 피로굽힘시험결과를 나타냈다. Fig.5(a)로부터 무충격시험편의 경우, Epoxy를 모재로한 시험편 B가 PEEK모재를 사용한 시험편 P 보다 굽힘강도는 크지만, 피로굽힘강도는 모재가 Epoxy인 시험편 B가 시험편 P보다 저하현상이 심하였다.

또한 충격손상을 받은 경우에 있어서는 시험편 P는 피로굽힘강도의 변화는 없었으나, 시험편 B

는 피로압축강도가 급격하게 감소함을 알 수 있었다. 또한 Fig.5(b)에서 충격면이 압축을 받은 경우, 충격손상을 받은 시험편 B는 피로압축강도가 급격하게 감소하고 있으나 모재로 PEEK를 사용한 시험편 P는 피로압축강도가 거의 감소하지 않음을 알 수 있다. 특히, Epoxy를 모재로한 시험편 B는 충격면이 인장을 받을 때 보다 충격면이 압축을 받을 때가 피로압축 강도저하가 심하였다. 그러나, PEEK를 모재로한 시험편 P는 충격면이 압축을 받은 경우보다도 충격면이 인장을 받을 경우가 피로압축강도저하가 심하였다. 이와 같은 이유는 PEEK를 모재로한 시험편 P는 충격손상을 받으면 Epoxy를 모재로한 시험편 B보다 계면 b의 박리길이가 길기 때문에 충격면이 인장을 받은 경우 계면 b의 박리부가 압축을 받게되어 국부박리좌굴이 생기기 때문이라 생각된다. 따라서, PEEK모재를 사용한 시험편은 충격면이 압축을 받도록 사용하는 편이 내충격성이 우수하다고 생각된다.

3.4 충격손상거동

충격손상을 받은 CFRP 적층판의 잔류 압축강도 변화관계를 고찰하기 위하여 CFRP 시험편을 공기압 충격 실험장치를 이용하여 충격손상을 부여한후 압축시험을 행하여 충격손상이 있는 시험편에 대해서 직교이방성 적층판의 적층수의 영향, 모재의 영향, 의사등방성 적층판의 섬유배향의 영향에 따른 충격에너지의 크기와 잔류 피로 압축강도와와의 관계 및 잔류 압축강도와와의 관계를 고찰하였다. 어떤 적층 구성을 갖는 적층판이 내 충격성에 좋은가를 실험적으로 고찰한 결과 국부 박리 좌굴현상이 생기는 시험편 P를 제외한 직교이방성 적층재 및 의사등방성 적층재 모두 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우보다 잔류강도 저하현상이 크게 나타났다. 따라서 충격손상을 받은 시험편의 손상의 크기 및 형상을 초음파현미경으로 관찰한 후 충격면이 인장을 받은 경우와 압축을 받은 경우를 구분하여 피로압축시험을 하고, 시험도중에 시험기에 정착된 고정구로부터 시험편을 분리시켜 초음파현미경으로 손상진전상태를 관찰한후 실험

을 반복하여, 충격손상을 받은 적층판의 손상진전상태를 고찰했다.

3.4.1 충격손상의 패턴

충격에 의해 CFRP 적층판에 생긴 손상은 시험편표면에 생기는 충격흔 및 충격점 배면에 생기는 크랙과 시험편 내부에 생기는 층간박리 및 모재 크랙으로 분류된다. 충격흔이란 강구가 충돌할 때에 시험편 표면에 생기는 움푹 패인 곳으로, 충격흔에서는 표면이 국부적으로 변형하여 표면 섬유와 변형과 파단이 생긴다. 충격에 의한 크랙은 충격점 배면에 가장 가까운 층간 박리의 길이와 거의 같다. 층간 박리는 프리프레그의 적층 배향이 변화하는 층간에 생기는 박리이며 초음파 현미경으로 관찰할 수 있고, 충격점으로부터 먼층 일수록 크다.

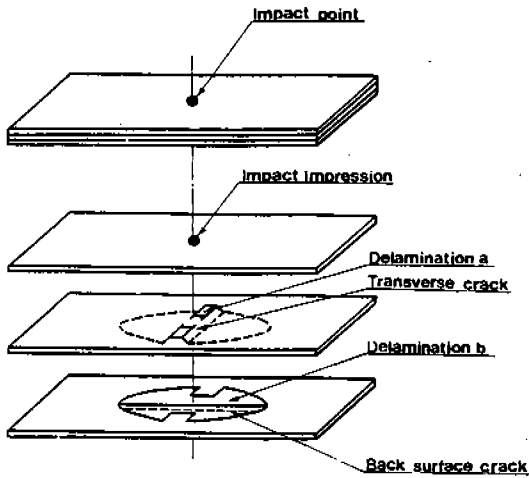
모재크랙은 시험편 내부의 층내에 있는 크랙으로 방향은 섬유 방향과 일치하며 층의 위아래에 있는 층간 박리와 연결되도록 발생한다.

초음파 현미경으로는 직접 모재크랙을 촬영할 수 없으므로 모재크랙을 관찰하기 위해서는 모재크랙이 있는 부분을 절단하여 광학현미경을 이용하여 관찰해야 한다. Fig.6(a)는 본 연구에서 사용한 직교이방성 적층재 시험편이 충격을 받은 경우 생긴 충격손상 즉, 충격흔, 계면 a, b의 박리형상, 배면크랙 및 모재크랙의 형상을 나타냈다.

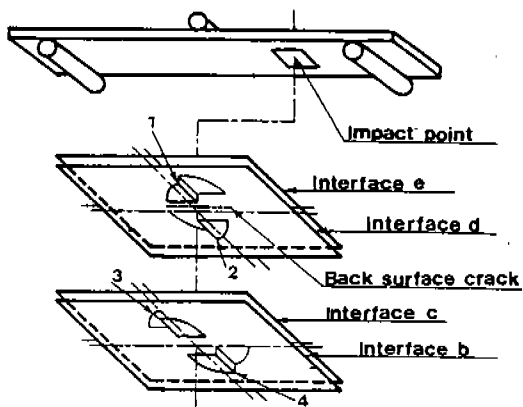
또 의사등방성 적층판에서도 Fig.6(b)와 같은 손상 및 크랙이 발생하게 되는데 프리프레그의 적층 배향이 변하는 계면마다 층간 박리가 생기고, 각 층의 상하 층간 박리면적과 연결되는 모재크랙이 90°, 45°, -45°의 층에 생긴다. 여기서 1, 2, 3, 4는 충격에 의해 생긴 모재크랙을 나타내며, 계면 a와 계면 f인 0°방향 섬유에는 모재크랙이 발생하지 않는다.

3.4.2 충격손상부의 손상진전

본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 피로압축강도의 저하현상이 적층구성의 차에 따라서 어떻게 변화하는가를 고찰하였다. 실험결과 의사등방성 적층재의 경우는 충격면이 인장을 받는 경우나 충격면이 압축을 받는 경우가 인장을 받는 경우보다 약간 저하하였다.



(a) Orthotropic laminates(Specimens B, P)



(b) Quasi-isotropic laminates(Specimen C)

Fig.6 The patterns of impact damage

그러나 직교이방성 적층재(CF/Epoxy)의 경우는 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 피로굽힘강도가 급격히 저하하였다.

따라서, 피로굽힘강도가 급격히 저하는 CFRP 적층재의 손상진전 상태를 고찰하기 위하여 직교이방성 적층재의 대표적인 시험편 A에 대하여 피로시험전의 손상의 크기 및 형상을 초음파현미경으로 관찰하고, 피로굽힘시험도중에서 시험기로부터 시험편을 분리하여 초음파현미경으로 관찰하여 손상진전 상태에 관해 고찰하였다. 그러나

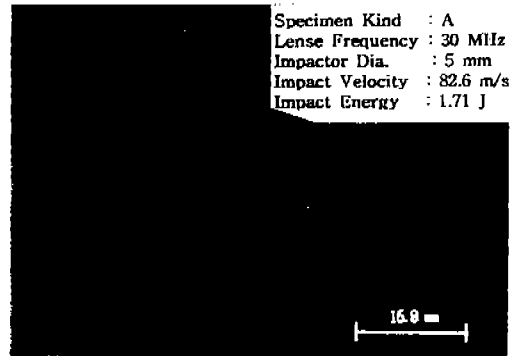


Fig.7 Delamination shape of specimen A

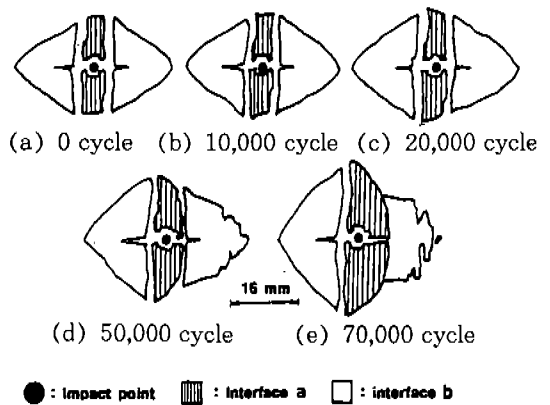


Fig.8 Delamination growth by 3-point fatigue bending test(Impacted-side tension)

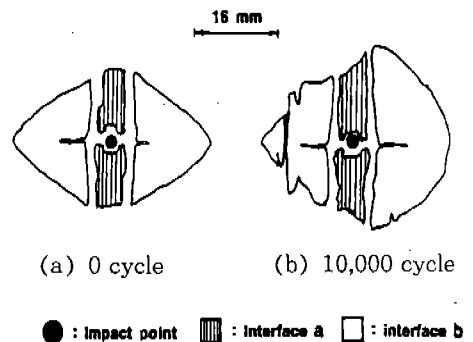


Fig.9 Delamination growth by 3-point fatigue bending test(Impacted-side compression)

의상등방성 적층재의 경우는 충격손상에 의한 피로굽힘강도의 저하현상이 크게 나타나지 않았고, 계면이 6계면이므로 초음파현미경의 특성상 정확한 손상진전상태를 관찰할 수가 없었기 때문에 진전상태의 관찰은 생략했다.

Fig.7은 82.6m/s의 충격손상 (1.71J)을 받은 시험편 A의 계면 a, b의 박리형상을 나타냈으며, 계면은 충격면으로부터 가까운 계면을 계면 a, 먼쪽의 계면을 계면 b로 하였다.

Fig.8은 충격손상을 받은 시험편이 충격면이 인장을 받은 상태에서 피로 시험도중의 손상 진전 상태를 초음파현미경으로 관찰한 결과를, Fig.9는 충격면이 압축을 받는 상태에서의 피로 시험도중의 손상진전 상태를 초음파현미경으로 관찰한 결과를 나타낸다. Fig.8은 시험 도중에 10,000 cycle, 20,000 cycle, 50,000 cycle 및 70,000 cycle에서 시험을 중단하고, 시험기로부터 시험편을 제거한 후 손상진전 상태를 초음파현미경으로 관찰하고 다시 피로시험을 반복하였다. 충격면이 인장을 받는 경우는 77,000 cycle에서 파괴되었다.

Fig.9는 충격면이 압축을 받는 경우로서 시험도중 10,000 cycle에서 손상을 관찰한 후 시험을 재개했으나 12,000 cycle에서 파괴되었다. Fig.8과 Fig.9를 비교해 보면 충격면이 인장을 받은 경우는 (Fig.8) 20,000 cycle까지는 박리의 손상진전이 거의 나타나지 않고 50,000 cycle 부근에서 진전상태를 확인할 수 있으나 충격면이 압축을 받은 경우는 (Fig.9) 10,000 Cycle 이전에 손상이 진전함을 알 수 있다. 또한 손상진전 상태를 살펴보면 충격면이 압축을 받는 경우는 (Fig.9) 충격손상부의 계면 a의 모재크랙에서부터 손상이 진전하여 계면 b로 진전하며 충격면이 인장을 받는 경우는 (Fig.8) 계면 a의 손상진전방향이 Fig.9와는 반대방향으로 진전함을 알 수 있다. 즉 충격면이 압축을 받는 경우는 계면 a부의 모재크랙을 시작점으로 손상이 진전하여 파괴에 이르며, 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 b의 박리끝단에 생긴 모재크랙이 진전하면서, 충격점을 향하여 파괴가 진전된다. 이는 충격면이 압축을 받는 경우의 모재크랙의 개구점이

충격면이 인장을 받는 경우보다 하중작용점으로부터의 곡률반경이 작기 때문이며, 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 a에서 계면 b를 잇는 모재크랙부에 닫힘현상이 생기기 때문이라 생각된다.

4. 결 론

메트릭스와 적층배향이 같고, 적층수가 다른 직교이방성 CFRP 적층판, 메트릭스와 적층수가 같고 섬유배향이 다른 직교·의사등방성 CFRP 적층판 및 적층수 및 적층배향이 같고 메트릭스가 다른 직교이방성 CFRP 적층판에 충격손상을 가한 후 CFRP적층판을 3점 피로 굽힘실험을 행하여, 충격손상을 받은 CFRP적층재의 피로굽힘 강도에 미치는 적층구성의 영향을 관하여 관찰한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 계면수 및 메트릭스가 같은 직교이방성 CFRP 적층재의 경우, 적층수가 많은 적층재가 적층수가 적은 적층재보다 피로굽힘 강도 저하현상이 컸으며, 충격면이 인장을 받는 경우보다 충격면이 압축을 받는 경우가 잔류피로 굽힘강도가 낮았다.
- 2) 적층수 및 메트릭스가 같고 직교·의사등방성 CFRP적층재에 있어서는 직교이방성 CFRP 적층재가 의사등방성적층재보다 정적굽힘강도는 크나, 피로굽힘 강도는 거의 같았다. 그러나 충격손상을 받은 경우는 의사등방성 적층재가 직교이방성을 적층재보다 잔류피로 굽힘강도가 높았다.
- 3) 적층수 및 적층배향이 같고 모재가 다른 직교이방성 적층재의 경우, Epoxy를 모재로한 적층재가 PEEK를 모재로한 적층재보다 정적굽힘강도는 높았으나 잔류피로 굽힘강도는 PEEK를 모재로한 적층재가 훨씬 높았다. 특히, 충격면이 압축을 받는 경우는 피로굽힘 강도의 저하현상이 거의 나타나지 않았으며, Epoxy를 모재로한 적층재와는 반대의 현상이 나타났다.
- 4) 직교이방성 CF/Epoxy 적층재의 손상진전을 관찰한 결과 충격면이 압축을 받는 경

우는 계면 a부의 모재크랙을 개시점으로 하여 손상이 진전하여 파괴에 이르며, 충격면이 인장을 받는 경우는 계면 b의 박리 단 끝단에 생긴 모재크랙이 충격점을 향하여 진전하면서 파괴가 진전하였다.

참 고 문 헌

- Gottesman T., Girshovich S., etc., 1994, "Residual Strength of Impacted Composites : Analysis and Tests", *Journal of Composites Technology & Reserch*, Vol. 16, No. 3, pp. 244~255
- Wang H. and Vu-Khanh T., 1994, "Damage Extension in Carbon Fiber/PEEK Laminates under Low Velocity Impact", *Journal of Composite Materials*, Vol. 28, No. 8, pp. 648~707.
- 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卷 第25號, pp. 29~36.
- Arakawa K. and Takahash K., 1993, "Analysis of Mode I Interlamina Fracture Behavior in Unidirectional CFRP Laminates", *JSME(A)*, Vol. 59, No. 568, pp. 2831~2836.
- Ma C. C. M., Huang Y. H., and Chang M. J., 1991, "Hydrothermal effect on the PEEK/C.F. and PP. S/C. F. under Impact Loading(I)", *ANTEC*, pp.2029~2096.
- 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*, Vol. 11, No. 4, pp. 151~161,
- Challenger K. D., 1986, "The Damage Tolerance of Carbon Fiber Reinforced Composites"-A Workshop Summary, *Composites Struct.*, pp. 295~318.
- Ishai O. and Shragi A., 1990, "Effect of Impact Loading on Damage and Residual Compressive Strength of CFRP Laminated Beams", *Composites Struct.*, Vol. 14, No. 4, pp. 319~337.
- Lud-yu Xu, 1995, "Influence of Stacking Sequence on the Transverse Matrix Cracking in Continuous Fiber Crossply Laminates", *Journal of Composite Materials*, Vol. 29, No. 10, pp. 1337~1358.
- 駒井, 箕島, 木下, 小川, 黒田, 1990, "CFRPの疲労損傷の超音波顕微鏡フラクトグラフィ層間はく進展抵抗", *材料*, Vol. 39, No. 438, pp. 271~276.
- Bakis, C. E. and Stinchcomb, W. W. (Hanh H. H. 編), 1989, "Response of Thick, Notched Laminates Subjected to Tension-Compression Cycle Loads", *Composite Materials : Fatigue and Fracture*, ASTM STP, 907, pp. 314~438.
- 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.
- Malvern L. E., Sun C. T. and Liu D., 1989, "Delamination Damage in Central Impacts at Subperforation Speeds on Laminated Kevlar/EPOXY Plates", *ASTM STP. 1012*, pp. 387~405.