

충격손상을 받은 의사등방성 탄소섬유강화 복합재의 굽힘피로강도

박수철¹, 박설현², 정종안³, 차천석⁴, 양용준^{4*}

¹조선대학교 일반대학원 기계시스템공학과, ²조선대학교 기계시스템공학과, ³송원대학교 기계자동차공학과,
⁴동강대학교 소방안전과

A study on the fatigue bending strength of quasi-isotropic CFRP laminates subjected to impact damage

Soo-Chul Park¹, Seol-Hyeon Park², Jong-An Jung³, Cheon-Seok Cha⁴, Yong-Jun Yang^{4*}

¹Dept of Mechanical System Engineering Graduate School, Chosun University

²Dept of Mechanical System Engineering, Chosun University

³Dept of Mechanical and Automotive, Songwon University

⁴Dept of Fire and Safety, Dongkang College

요 약 CFRP는 금속에 비해 가벼우면서 강도 및 강성과 내열성 등 기계적 특성이 매우 뛰어나 다양한 분야에서 사용되어지고 있으며 최근 우주항공 분야에 까지 사용되어지고 있지만 외부 충격하중으로 인하여 내부에 발생하는 손상에 대해서는 매우 취약한 단점을 보이고 있다. 본 연구는 외부 충격을 받은 CFRP 적층판의 내부 충격손상에 대해 반복적인 사용에 따른 파괴에 이르기까지의 강도를 고찰함으로써 우주항공 분야에 사용되는 항공기 외판의 설계를 위한 설계 데이터를 확보하기 위한 실험적 연구이다. 실험 방법으로는 적층구성을 달리하여 제작된 의사등방형 CFRP 시험편과 직교이방성 CFRP 시험편에 대해 직경 5mm의 강구를 충돌시킴으로써 발생하는 충격손상을 관찰한 후 3점 굽힘피로실험을 통하여 내부 층간분리 및 충격손상의 진전을 관찰하였다. 시험편 내부의 파괴가 발생하기 까지 굽힘피로실험에 따른 굽힘피로강도를 고찰한 결과 강구에 의해 충격을 받은 면이 인장을 받는 경우와 충격을 받는 경우 모두 의사등방성 적층구성의 강도가 높게 나타남을 알 수 있었다.

Abstract Compared to metal, CFRP has excellent mechanical characteristics in terms of intensity, hardness, and heat resistance as well as its light weight that it is used widely in various fields. Therefore, this material has been used recently in the aerospace field. On the other hand, the material has shortcomings in terms of its extreme vulnerability to damage occurring internally from an external impact. This study examined the intensity up to its destruction from repeated use with the internal impact of a CFRP laminated plate that had also been exposed to external impact to obtain design data for the external plate of aircraft used in the aerospace field. For the experimental method, regarding the quasi-isotropic type CFRP specimen and orthotropic CFRP specimen that are produced with a different layer structure, steel spheres with a diameter of 5mm were collided to observe the resulting impact damage. Through a 3-point flexural fatigue experiment, the progress of internal layer separation and impact damage was observed. Measurements of the flexural fatigue strength after the flexural fatigue experiment until internal damage occurs and the surface impacted by the steel spheres revealed the quasi-isotropic layer structure to have a higher intensity for both cases.

Keywords : CFRP, Quasi-isotropic, Orthotropic, Impact damage, Bending fatigue strength

1. 서론

탄소섬유강화 복합재(이하 CFRP라 한다)는 비강도

(인장강도/밀도)와 비강성(탄성계수/밀도)이 일반 금속에 비해 매우 높기 때문에 항공우주, 자동차, 해양, 전기전자, 기반 산업뿐만 아니라 스포츠용품과 의료 산업분야

*Corresponding Author : Yong-Jun Yang(Dongkang College)

Tel: +82-62-520-2521 email: ssangua@dkc.ac.kr

Received April 26, 2017

Revised (1st August 25, 2017, 2nd October 12, 2017)

Accepted October 13, 2017

Published October 31, 2017

등 다양한 분야에서 사용이 증가되고 있다. 그러나 CFRP재료는 외부 물체의 충격을 받으면 역학적 특성이 급격히 저하되는 단점이 있으며 이러한 문제점을 개선하려는 연구가 여러 분야에서 진행되고 있다.

자동차의 경우는 차량 설계 시 외부 충격에 대한 안전성이 확보된 상태에서 차량의 무게를 줄이기 위한 경량화 측면이 이루어져야 하며 이를 위한 경량화에 대해서는 다양한 연구가 진행되어 왔다.

하지만 항공기 등 우주항공 분야에서는 외부 충격에 의한 손상을 피할 수 없으며 표면에서는 거의 보이지 않는 충격손상이 적층판 내부에 발생하여 강도가 저하되는 문제점이 지적되어져 왔다[1-3].

이러한 문제점에 대해 CAI(충격후의 압축강도)에 관한 연구가 활발히 진행되어져 왔지만 주로 충격손상에 약한 직교이방성 CFRP재의 매트릭스 차이에 따른 굽힘피로강도에 관한 연구 결과[4]가 대부분으로써 항공분야에 주로 사용되는 의사등방성 CFRP재가 이물충격손상을 받을 경우의 굽힘피로강도에 관한 연구는 아직 미흡한 실정이다.

최근, 양 [5]은 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 잔류 굽힘피로강도 평가에 관한 연구결과를 발표하였으나 적층 플라이가 16매 이상일 경우 적층각은 60° 이상이면 안되며 같은 각도로 5매 이상을 연속적으로 적층하면 층간응력이 발생 [6]한다는 설계기준에 부합하지 않는 24플라이 적층조건([0°₆/90°₁₂/0°₆])을 갖는 직교이방성 적층재의 연구결과를 발표하였다.

따라서 본 연구에서는 적층구성이 다른 직교이방성 CFRP 적층재 및 의사등방성 CFRP 적층재가 충격손상을 받을 경우 굽힘피로강도에 미치는 영향을 손상재 계면의 층간분리 진전의 관찰로 부터 정량적으로 고찰하였으며, 항공 우주분야에 주로 사용되는 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도에 관해 중점적으로 고찰하였다.

2. 시험편

본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP의 정적 굽힘강도 및 굽힘피로강도에 미치는 적층구성의 영향을 고찰하기 위해 일방향 프리프레그시트 (CU125NS : Epoxy#2500) 16매를 직교이방성 적층판과 의사등방성 적층판으로 적층하고 오토클레이브(Autoclave)를 이용하여 두께

1.6mm, 한변의 길이가 200mm×200mm 정방형 평판으로 성형 제작하여 시험편으로 사용하였다.

또한 시험편의 크기는 충격손상에 의해 생긴 층간 분리면적의 크기가 굽힘강도 및 굽힘피로강도에 영향을 미치지 않는 폭 40mm로 하였으며, 길이는 굽힘실험규격에 적합하게 지점간의 거리 150mm 보다 충분히 긴 180mm 가 되도록 절단 후 굽힘실험을 실시하였다.

의사등방성 시험편은 [0°₂/45°₂/90°₂/-45°₂]_s 로 적층하였으며 직교이방성 시험편은 [0°₄/90°₄]_s 로 적층하였다. 의사등방성 시험편의 계면수는 6계면으로 적층하였으며, 직교이방성 시험편은 2계면으로 적층하여 섬유 0° 방향이 시험편의 길이방향과 일치가 되도록 하였다.

Table. 1에 본 연구에서 사용한 CFRP 평판 시험편을 정의 하였다.

Table 1. Definition of CFRP Flate Specimen

Specimen Name	Stacking sequence	Ply no.	Interface no.
Q1[Quasi0isotropic]	[0° ₂ /45° ₂ /90° ₂ /-45° ₂] _s	16	6
O1[Orthotropic]	[0° ₄ /90° ₄] _s	16	2

3.1 충격손상실험

시험편의 충격손상을 위하여 Fig. 1과 같은 수평식 공기압 충격시험장치를 이용하여 충격손상실험을 실시하였다. Fig. 1의 View A 와 같이 직경이 100mm인 원형 홈이 있는 150mm×150mm의 강판사이에 고무판을 끼운 후 폭이 40mm인 CFRP 판과 수직으로 고정하였으며 지름 5mm인 강구로 약 1.7 J(82.5m/s)의 충격손상을 주었다.

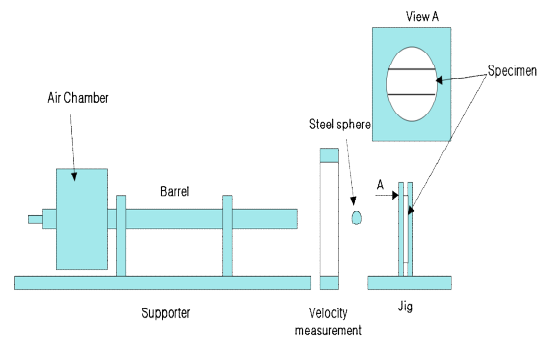


Fig. 1. Schematic diagram of impact testing apparatus

시험편 내부손상을 관찰하기 위하여 주사형 초음파 현미경을 사용하였으며 충격 후 시험편 내부의 층간분리 형상을 관찰하기 위하여 30MHZ의 주파수를 이용하여 관찰하였다.

Fig. 2는 본 연구에 사용한 CFRP 평판 시험편의 계면 형상으로 Fig. 2(a)는 의사등방성 적층시험편 Q1의 계면 형상이며 Fig. 2(b)는 직교이방성 적층시험편 O1의 계면 형상을 나타냈다.

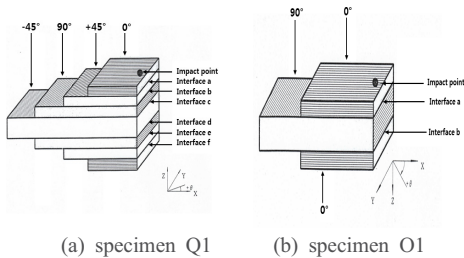


Fig. 2. Interface configuration for CFRP specimens

Fig. 3은 충격 손상을 받은 의사등방성 적층시험편 Q1의 층간분리 형상을 초음파현미경을 이용해 관찰한 결과를 나타냈다. 충격점에서 가까운 계면이 A계면 이고 다음 계면이 각각 B, C, D, E, F 계면이다. Fig. 4에는 충격 손상을 받은 직교이방성 적층시험편 O1의 층간분리 형상을 초음파현미경을 이용해 관찰한 결과를 나타냈다.

초음파현미경을 이용한 CFRP 손상계의 층간분리형상 관찰법은 다음과 같다. 음향렌즈상의 압전 트랜스듀서에 짧은 고주파 펄스를 가하면 압전효과에 의해 같은 주파수의 초음파가 발생하며 그 초음파는 용융석영제 음향렌즈의 구면에서 수렴된다. 음향렌즈와 시료사이의 매체로서는 물을 이용하며 시료에 도달한 초음파는 시료내부의 음향적 성질에 따라서 반사하고 다시 음향렌즈에 모여져 압전 트랜스듀서로 되돌아가 전기적 신호로 변환된다. 이 신호에 게이트를 걸면 시료 표면으로부터 어느 깊이에서의 반사파만을 얻을 수가 있다. 이 시점에서의 신호가 시료내부의 1점의 정보가 되며 초음파의 빔은 시료의 2차원방향에 주사하여 2차원의 정보를 모아 반사 에코의 레벨에 대응해서 백색에서 흑색까지 단계적으로 색상을 변화시켜 CTR상의 화상으로 나타내면 Figs. 3, 4의 초음파 화상을 얻을 수 있다.

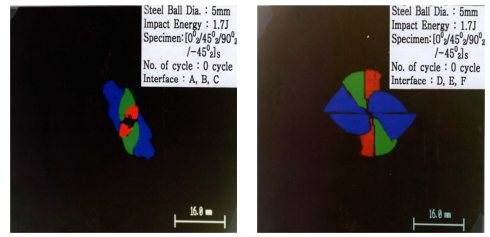


Fig. 3. Damage shape of specimen Q1

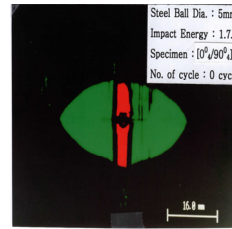


Fig. 4. Damage shape of specimen O1

3.2 굽힘피로실험

본 연구에서는 적층구성이 다른 CFRP 적층판의 충격 손상 후 굽힘 피로강도를 평가하기 위하여 3점 굽힘 피로실험을 실시했다.

3점 굽힘실험을 위해 시험편을 지그에 고정할 때 시험편 지지 누름자와 하중작용 누름자 사이에 테프론을 끼워 누름자와 CFRP 시험편의 접촉부가 파괴되지 않도록 하였으며 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우를 분리하여 실험을 실시하였다. 실험에 사용한 3점 굽힘 고정구는 ASTM D790M Method [7]의 규격을 참고하여 제작하였다.

3점 굽힘실험시 시험편이 파단 될 때까지의 하중-변위(P-W) 데이터로부터 얻은 최대하중 값을 이용하여 식 (1)에 의한 파괴굽힘응력을 계산하였다. 파괴굽힘응력을 계산할 때는 시험편을 균질 등방성 보로 가정하였으며 굽힘응력의 계산식 [8]은 다음과 같다.

$$I = \frac{bh^3}{12}, \quad \sigma = \frac{My}{I} = \frac{3Pl}{36h^2} \quad (1)$$

여기서 σ : 굽힘응력(Pa), P: 최대하중(N), l : 시험편 길이(mm), b : 시험편 폭(mm), h : 시험편 높이(mm), I : 관성모멘트(mm⁴) 이다.

피로실험은 축하중 제어로 하였으며 하중을 사인파 (sine wave) 형상으로 편진 진폭 시켜 시험편에 부하 하

였다. 하중비 R은 0.1로 하였으며 주파수는 1.5HZ로 하였다. 충격을 받은 면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구분하여 굽힘 피로실험을 실시하였으며 파단 될 때까지의 하중-변위 데이터로부터 얻은 최대 하중을 이용하여 피로굽힘응력을 계산하였다.

3.3 손상진전의 관찰

충격손상을 받은 CFRP 적층판의 손상 및 피로실험 중의 손상진전 관찰은 초음파현미경(Olympus UH 100)을 이용하여 강구의 충돌에 의해 CFRP 시험편 내부에 발생한 층간분리 및 피로에 의한 손상진전현상을 관찰하였다. 충격손상재의 손상진전 실험은 양 [5]의 실험방법을 이용하였다.

내부손상진전의 관찰은 초음파현미경을 이용하여 계면손상을 관찰한 후 충격손상을 받은 시험편을 일정 사이클 반복피로실험을 실시한 후 실험을 중단하고 시험편을 3점굽힘실험 지그로부터 분리한 후 초음파 현미경으로 내부손상진전을 관찰하였다. 내부손상 진전 관찰이 끝난 후 다시 시험편을 굽힘실험 지그에 고정하여 피로 실험을 재개한 후 내부손상 진전상태를 초음파현미경으로 관찰하였다. 이와 같이 충격손상을 받은 시험편이 파괴 될 때 까지 반복적으로 내부손상을 관찰 하였다. 실험을 중단시켜 내부손상을 관찰하는 시기는 다른 시험편이 파괴될 때의 사이클 수를 참고하여 결정하였다.

4. 실험결과 및 고찰

4.1 손상재의 굽힘피로강도

Fig. 5는 1.7 J의 충격에너지로 충격손상을 받은 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 굽힘피로강도를 나타냈다. ○는 충격면이 인장을 받는 경우의 굽힘피로강도이며 ●는 충격면이 압축을 받는 경우의 굽힘피로강도를 나타냈다.

Fig. 5에서 반복회수는 저 사이클 피로(low cycle fatigue)의 범위인 10^5 까지 반복 피로실험을 실시하였다. 또한, Fig. 6은 1.7 J의 충격에너지로 충격손상을 받은 직교이방성 시험편 O1의 굽힘피로강도를 나타냈다. ○는 충격면이 인장을 받는 경우의 굽힘피로강도이며 ●는 충격면이 압축을 받는 경우의 굽힘피로강도를 나타냈다.

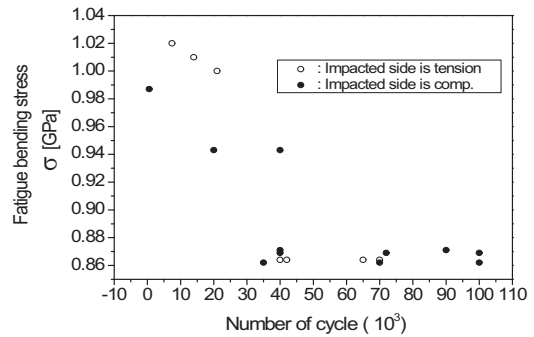


Fig. 5. Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen Q1 (Impact energy : 1.7 J)

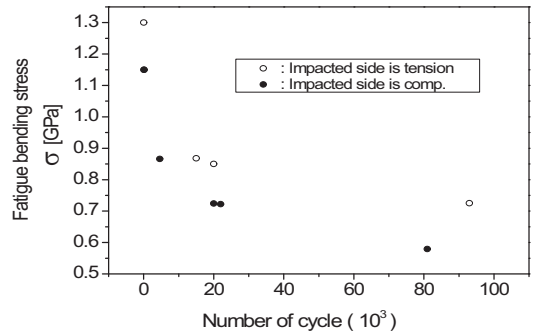


Fig. 6. Relation between number of cycle and fatigue bending stress of specimen O1 (Impact energy : 1.7 J)

동일한 1.7 J의 충격손상을 받은 CFRP 시험편의 굽힘피로강도를 Figs. 5, 6을 통하여 살펴본 결과 의사등방성 CFRP 시험편 Q1의 경우 저 사이클 범위에서는 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우 보다 굽힘피로응력이 높게 나타난 것을 알 수 있었다.

굽힘피로강도는 충격면이 인장을 받는 경우 40,000 사이클 반복 후 0.864GPa로 나타났으며 충격면이 압축을 받는 경우는 35,000 사이클 반복 후 0.86GPa로 나타남으로써 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 굽힘피로강도가 우수함을 알 수 있었다.

직교이방성 시험편 O1의 경우 충격면이 인장을 받을 때 굽힘피로강도가 약 0.72GPa인 반면 충격면이 압축을 받는 경우는 약 0.58GPa로서 충격면이 압축을 받는 경우의 굽힘피로강도가 인장을 받는 경우보다 약 20%감소함을 알 수 있다.

따라서 충격손상재의 굽힘피로강도는 직교이방성 시험편보다 의사등방성 시험편이 굽힘피로강도가 크게 나

타남을 알 수 있었으며 인장을 받는 경우가 충격면이 압축을 받는 경우 보다 굽힘피로강도 특성이 우수함을 알 수 있었다.

Fig. 7은 충격에너지 1.7 J로 손상을 받은 충격면이 인장을 받는 경우 의사등방성 시험편 Q1과 직교이방성 시험편 O1의 굽힘피로강도를 나타냈다. ○는 직교이방성 시험편을 나타내며 ●는 의사등방성 시험편을 나타낸다.

Fig. 8은 충격에너지 1.7 J로 손상을 받은 충격면이 압축을 받는 경우 의사등방성 시험편 Q1과 직교이방성 시험편 O1의 굽힘피로강도를 나타냈다. ○는 직교이방성 시험편을 나타내며 ●는 의사등방성 시험편을 나타낸다.

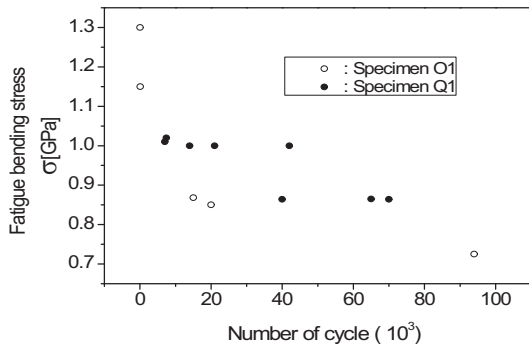


Fig. 7. Relation between number of cycle and fatigue bending stress when the impacted side is tensioned (Impact energy : 1.7 J)

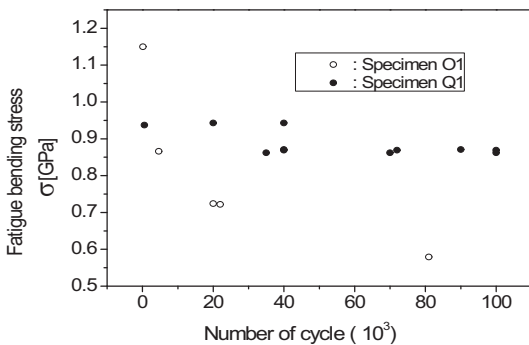


Fig. 8. Relation between number of cycle and fatigue bending stress when the impacted side is compressed (Impact energy : 1.7 J)

Fig. 7을 통하여 충격면이 인장을 받는 경우 의사등방성 시험편 Q1의 굽힘피로강도 (약 0.864GPa)가 직교이방성 시험편 O1의 굽힘피로강도 (약 0.72GPa)보다 약

16%높게 나타났다.

또한 Fig. 8에서와 같이 충격면이 압축을 받는 경우 의사등방성 시험편 Q1의 굽힘피로강도 (약 0.86GPa)가 직교이방성 시험편 O1의 굽힘피로강도 (약 0.58GPa)보다 약 32%높게 나타났다. 결과적으로 충격면이 인장, 압축을 받는 모든 경우 의사등방성 시험편이 직교이방성 시험편 보다 굽힘피로강도가 훨씬 우수함을 알 수 있었다.

4.2 손상재의 손상진전

Figs. 9, 10은 1.7 J의 충격손상을 받은 의사등방성 시험편 Q1의 충격면이 인장을 받는 경우 3점 굽힘실험을 실시하던 중 42,000 사이클 및 65,000 사이클 반복 실험 후 손상진전 상태를 고찰하기 위하여 초음파 현미경으로 층간분리의 손상진전 형상을 촬영한 사진이다.

Fig. 9의 적색은 계면 A의 층간분리형상을, 녹색은 계면 B의 층간분리 형상을, 청색은 계면 C의 층간분리형상을 나타냈다.

Fig. 10의 적색은 계면 D의 층간분리형상을, 녹색은 계면 E의 층간분리 형상을, 청색은 계면 F의 층간분리형상을 나타냈다.

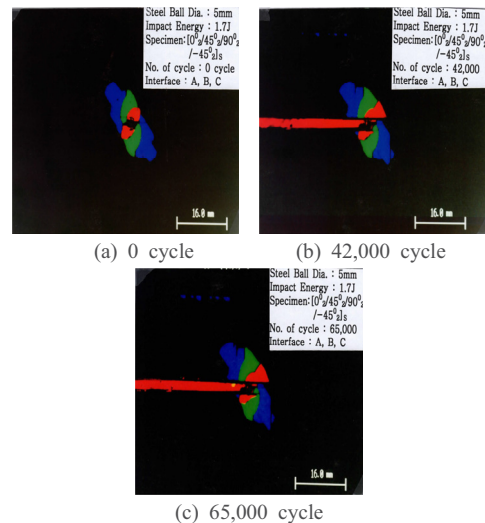


Fig. 9. Damage growth shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1 when the impacted side is tensioned(Interface A, B, C)

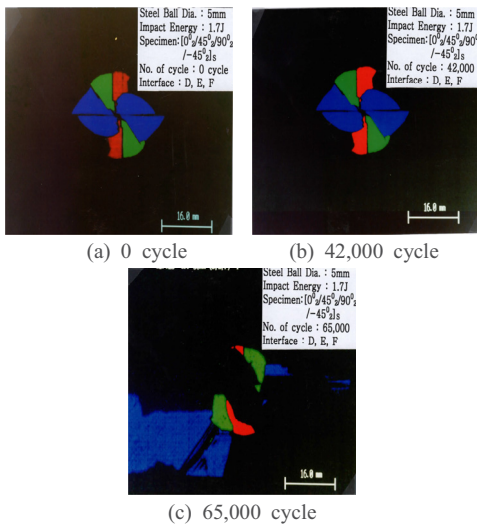


Fig. 10. Damage growth shapes of quasi-isotropic CFRP specimen Q1 when the impacted side is tensioned(Interface D, E, F)

Figs. 9, 10으로 부터 충격손상을 받은 의사등방성 시험편의 충격면이 인장을 받은 경우는 42,000 사이클 반복실험 후 계면 A의 충돌점에서 손상이 진전하였으며 65,000 사이클 반복실험 후 계면 F에서 급격히 손상이 성장하여 파괴됨을 알 수 있었으며 굽힘피로강도는 약 0.86 GPa로 나타났다.

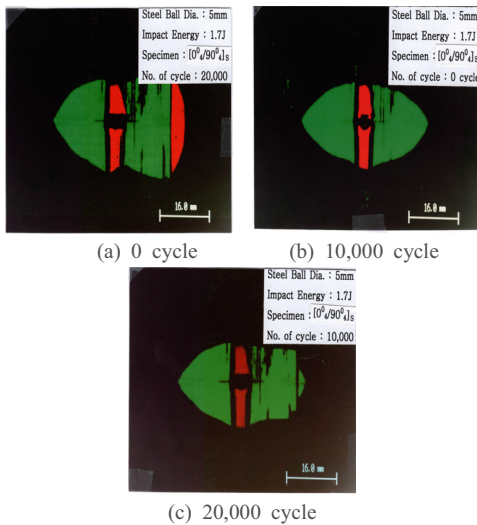


Fig. 11. Damage growth of CFRP specimen O1 during 3-point bending fatigue test when the impacted side is tensioned

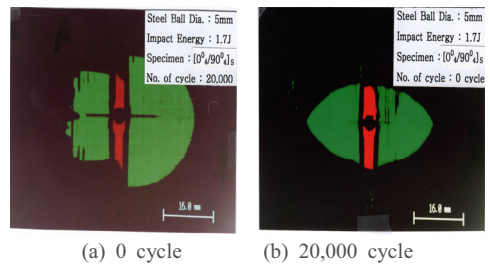


Fig. 12. Damage growth of CFRP specimen O1 during 3-point bending fatigue test when the impacted side is compressed

Fig. 11은 1.7 J의 충격손상을 받은 직교이방성 적층 시험편 O1의 충격점이 인장을 받을 때의 증간분리형상 및 일정 사이클 반복피로실험 후의 내부손상진전 형상을 초음파현미경으로 촬영한 사진을 나타냈으며 Fig. 12는 1.7 J의 충격손상을 받은 직교이방성 적층시험편 O1의 충격면이 압축을 받을 때의 증간분리형상 및 일정 사이클 반복피로실험 후의 내부손상진전 형상을 초음파현미경으로 촬영한 사진을 나타냈다.

Figs. 11, 12의 적색면은 계면 A의 증간분리형상이며 녹색면은 계면 B의 증간분리형상을 나타냈다.

Fig. 11의 충격손상을 받은 직교이방성 시험편의 충격면이 인장을 받은 경우는 10,000 사이클 반복실험 후 계면 B의 가장 자리에서 손상이 진전하여 20,000 사이클 반복 후 급격히 손상이 진전하였고 약 94,000 사이클 반복 후 파괴되었으며 굽힘피로강도는 약 0.72 GPa로 나타났다.

그러나 Fig. 12의 충격손상을 받은 직교이방성 시험편의 충격면이 압축을 받은 경우는 20,000 사이클 반복 실험 후 계면 A와 계면 B 사이의 매트릭스 크랙을 기점으로 계면 B의 시작점에서 손상이 진전하여 약 80,000 사이클 반복 후 급격히 손상이 진전하여 반복 후 파괴되었으며 굽힘피로강도는 약 0.58 GPa 이었다.

5. 결론

본 연구에서는 충격손상을 받은 CFRP재의 굽힘피로 강도에 미치는 적층구성의 영향에 관하여 고찰하였으며 초음파현미경 관찰을 통하여 계면간 내부손상진전을 실험적으로 고찰함으로써 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 동일한 충격손상을 받는 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘강도는 저 사이클 범위에서는 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 약 15% 정도 굽힘피로응력이 높게 나타났으며 굽힘피로강도는 충격면이 인장을 받는 경우는 0.864GPa 였고 충격면이 압축을 받는 경우는 0.860GPa 로 충격면이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 굽힘피로강도가 우수함을 알 수 있다.
2. 충격면이 인장을 받는 경우 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도는 직교이방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도 보다 약 16%높게 나타났으며 충격면이 압축을 받는 경우는 의사등방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도가 직교이방성 CFRP 적층재의 굽힘피로강도 보다 약 32%높게 나타났다. 따라서 손상재의 피로굽힘강도의 관점에서 의사등방성 CFRP 적층재가 직교이방성 CFRP 적층재 보다 더 우수함을 알 수 있다.
3. 의사등방성 CFRP 적층재에서는 충격면이 인장을 받는 경우 일정 사이클 반복 후 충돌점에서 가까운 계면 A에서 손상이 진전하기 시작하여 시험편 가장자리까지 계면A의 층간분리 영역이 진전 하였고 일정 사이클 반복 후 계면 F에서 급격히 손상이 성장하면서 파괴되었다.
4. 충격면이 인장을 받은 직교이방성 CFRP 적층재는 계면 B의 가장 자리에서 손상이 진전하여 일정 사이클 반복 후 급격히 손상이 진전하여 파괴되었으며 충격면이 압축을 받은 경우는 일정 사이클 반복 후 계면 A와 계면 B 사이의 매트릭스 크랙을 기점으로 계면 B의 시작점에서 손상이 진전하여 일정 사이클 반복 후 급격히 손상이 진전하여 반복 후 파괴되었다.

References

- [1] K. H. Im, N. S. Park, Y. N. Kim, S. K. Kim, and I. Y. Yang, "Characteristic Analysis of Falling Weight Impact Response in CF/Epoxy Composite Plate Using Frequency Responses", The Korea Society for Composite Materials, vol. 16, no. 2, pp. 9-17, 2003.
- [2] J. J. Hwang, G. S. Lee, Y. N. Kim, S. W. Ra, J. K. Sim, and I. Y. Yang, "Impact Damage of CFRP Laminated Shells with the Curvature", KSPE Proceeding, pp. 1341-1344, 2003.
- [3] Ishai, O, Shragi, A, "Effect of Impact Loading on

Damage and Residual Compressive Strength of CFRP Laminated Beams", Composites Struct., Vol 14, No 4, pp. 319-337, 1990.

DOI: [https://doi.org/10.1016/0263-8223\(90\)90013-5](https://doi.org/10.1016/0263-8223(90)90013-5)

- [4] K. H. Im, I. Y. Yang, "Damage Behavior and Residual Bending Fatigue Strength of CFRP Composite Laminates Subjected to Impact Loading", Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A, vol. 20, no. 6, pp. 1836-1842, 1996.
- [5] Y. J. Yang, I. Y. Yang, "Influence of Residual Bending Fatigue Strength on Impact Damage of CFRP Composites", Journal of the Korean Society of Safety, vol. 30, no. 3, pp. 7-12, 2015.
DOI: <https://doi.org/10.14346/JKOSOS.2015.30.3.7>
- [6] D. G. Lee, M. Y. Jung, J. H. Choi, S. S. Jeon, S. H. Jang, J. H. Oh, "Composite materials", pp. 135-141, Hongrung Pub., 2007.
- [7] Annual book of ASTM Standards, "D790M-86, Standard Method for Flexural Properties of Unireinforced Plastics and Electrical Insulating Materials [Metric]", pp. 290-298, 1988.
- [8] ANNUAL BOOK OF ASTM STANDARDS, "D790M-86, Standard Test Methods for Flexural Properties of Unireinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials", pp. 290-298, 1988.

박 수 철(Soo-Chul Park)

[정회원]



- 2017년 1월 : 조선대학교 산업기술융합대학원 융합자동차공학과 (공학석사)
- 2017년 2월 ~ 현재 : 조선대학교 일반대학원 기계시스템공학과 박사과정

<관심분야>

기계설계, 충격/파괴

박 설 현(Seol-Hyeon Park)

[정회원]



- 2007년 6월 : Drexel Univ. 기계공학과 (공학박사)
- 2007년 7월 ~ 2010년 6월 : 미국국립표준기술원 연구원
- 2010년 9월 ~ 2013년 8월 : 한국항공우주연구원 선임연구원
- 2013년 3월 ~ 현재 : 조선대학교 기계시스템공학부 조교수

<관심분야>

화재공학, 열전달, 연소공학 및 신재생/녹색에너지

정 종 안(Jong-An Jung)

[정회원]



- 1996년 2월 : 조선대학교 일반대학원 기계공학과 (공학박사)
- 1986년 1월 ~ 1995년 2월 : 기아자동차 기술연구소 연구팀장/설계과장
- 1995년 3월 ~ 현재 : 송원대학교 기계자동차과 교수

<관심분야>

기계공학, 복합재료, 충격/파괴

차 천 석(Cheon-Seok Cha)

[정회원]



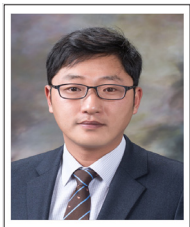
- 1997년 3월 : 조선대학교 일반대학원 기계설계공학과 (공학박사)
- 2005년 6월 ~ 현재 : 중소기업진흥공단 기술지도사
- 2007년 3월 ~ 현재 : 동강대학교 부교수

<관심분야>

기계공학, 충격/파괴

박 설 현(Yong-Jun Yang)

[정회원]



- 2011년 8월 : 조선대학교 일반대학원 첨단부품소재공학과 기계설계 전공(공학박사)
- 2014년 3월 ~ 현재 : 동강대학교 소방안전과 조교수

<관심분야>

기계설계, 구조및해석, 복합재료