

## 論文

3차원 브레이드에 의한 복합재료의 Dynamic Bending 하에서의  
파단현상에 관한 연구

김범준\* · 강태진\*

Fracture Phenomenon Under the Dynamic Bending  
of the 3-Dimensional Braided Composite

Beom-Joon Kim\* and Tae-Jin Kang

## ABSTRACT

Under the dynamic flexural loading conditions, the fracture of 3-D braided composite was progressed by 4 steps, i.e., matrix failure, debonding of reinforcing fiber and matrix, fiber failure and composite fracture. The sequence of the crack propagation is similar to that of laminate composites, however, the crack propagation was resisted by the every interlacing point of braids. Thus the 3-D braided composite eliminates the unlimited crack propagation along matrix, and the cracks were defused at the fiber interlacing point. The difference in the stress level of the two phases(fiber and matrix) resulted in shear stresses along the interface and it causes the debonding of reinforcing fiber and matrix during the deformation. The 3-D braided composite showed longer fatigue life than laminate composite.

## 요 약

3차원 브레이드 복합재료에 동적굽힘 시험하에서 파괴되는 현상을 적층복합재료와 비교하였다. 파단메카니즘은 적층복합재료와 유사한 단계를 거쳐 일어난다. 즉, 기지물질의 균열, 보강섬유와 기지물질의 상분리, 보강섬유의 파괴 그리고 복합재료의 파괴순으로 일어나나 3차원 브레이드 복합재료는 보강섬유가 3차원적으로 기울어진 배향각을 가지고 두께 방향으로도 교차되기 때문에 이러한 교차점에서 균열에 저항하게 되며 이러한 균열의 멈춤점이 되는 단위요소가 적층복합재료에 비해서 월등히 많기 때문에 동적변형하에서 파괴강도가 높으며 또한 피로수명이 길다. 즉 균열은 여러군데의 보강된 섬유의 교차점에서 균열의 '체포점'이라고 불리는 저항점이 많아 3차원 브레이드의 파괴강도 및 피로수명이 적층복합재료에 비하여 월등함을 알 수 있다.

\* 정희원, 서울대학교 섬유공학과

### 1. 서 론

근래에 들어 보강섬유와 기지물질로 구성된 복합재료가 널리 응용되고 있으며 재료구성에 따라 강도, 경도, 연신율, 전성, 전기전도도, 열전도도, 열저항성, 내부식성 등을 향상시킬 수 있다. 현재 복합재료에 사용되는 재료로서는 kevlar, glass fiber, graphite fiber 등이 보강섬유재로 이용되며, carbon, metal, ceramic, epoxy 등의 기지물질이 사용된다. 이러한 소재로 만든 복합재료 중에서도 FRP(Fiber Reinforced Plastics)는 상당한 강도를 유지하면서 무게의 감량을 이룰 수 있는 장점으로 일반 스포츠용품에서 항공우주산업에까지 광범위하게 사용되고 있다.

또한 복합재료는 보강섬유의 성질과 기지물질의 성질, 또 보강섬유 재료의 기하학적 구조와 경화조건(curing condition)에 따라 그 물성이 달라진다. 특

히 3차원 브레이드의 경우 보강섬유의 3차원적 구조가 복합재료의 성질을 결정하는 중요한 역할을 한다 [1, 2, 3].

현재 FRP 에 사용되고 있는 보강섬유물 구조로서는 2차원제직, 3축제직, 3차원제직, 필라멘트 와인딩, 부직포, 3차원 브레이딩 등을 들 수 있으며, 섬유산업에서부터 응용되는 기술이 상당한 부분을 차지하고 있다. 특히 3차원 브레이딩의 경우는 여러 다른 방법보다 복합재료의 물성에 우수한 장점이 있다. 이들을 열거하면 첫째로, 적절한 yarn carrier의 배열과 동작으로 복잡한 형태의 단면을 갖는 복합재료라도 한번에 제작할 수 있다(Fig. 1 참조)(I-beam, T-beam, L-beam, triangle, hollow square, hollow cylinder etc.).

Fig. 1은 3차원 브레이드를 이용하여 만들 수 있는 여러가지 형태의 단면을 나열한 것이다[4]. Ko와 Scardino[5] 또 Popper와 McConnell[6]은 여러 단면형태의 3차원 브레이드의 제조기술에 대해서 소개한 바 있다.

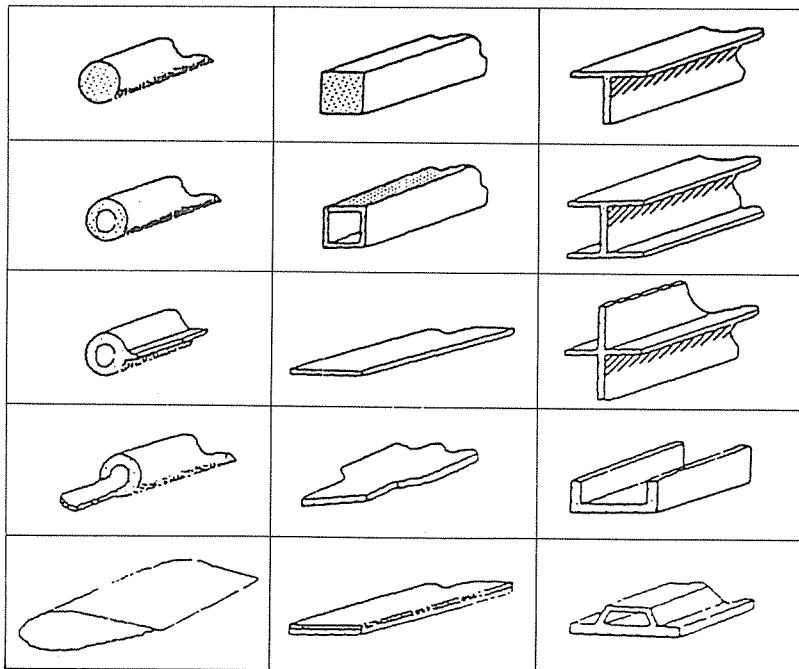


Fig. 1 Complex structural shapes formed by 3-D braiding (4).

둘째로, 기존의 적층 복합재료(laminate composite)는 실이 평행히 배열된 프리프레그(pre-preg)를 최종사용 목적에 따라 적층방향 및 순서를 달리해 배열한 후 압축성형을 한 것이므로 성형후에 층간의 분리현상이 발생하여 피로강도와 충격강도가 요구되는 곳에서는 물성이 떨어지게 된다. 그러나 3차원 브레이드의 경우는 yarn carrier를 직교 운동에 의한 4단계 공정에 의해 프리폼을 한번에 제작하는 형식(whole integrated)이므로 두께방향으로도 실의 교차가 이루어진다. 즉 적층 복합재료에서는 층간에 미세한 균열로도 쉽게 층간분리가 일어나나 3차원 브레이드에서는 층간의 균열전파(crack propagation)가 발생하지 않으므로 피로강도, 충격강도, 피로수명, 파열강도, 탄성계수, 절단신장 등의 물성이 향상될 수 있다[6].

복합재료의 물성에 관한 연구도 많이 진행되어 섬유보강 복합재료가 이용되고 있는 항공기 분야에서는 반복하중(cyclic loading)이 발생하기 때문에 피로에 대한 관심이 일게 되었다. 반복하중동안 구조의 파괴로 인한 효과도 정적파괴 강력보다는 반복하중 때의 강력이 떨어지게 된다. 복합재료에서는 초기단계에 미세한 균열이 발생하여 개시, 전파되나 파단이 일어날 때까지 하중을 견딜 수 있는 능력이 있다. 피로수명을 예상할 수 있는 식들도 많이 연구된 바 S-N curve, Basquin's relation, Coeffin과 Manson's relation 등이 있는데 이중 Basquin's relation이 복합재료의 피로수명을 설명하기에 가장 적절하다고 보고되었다[7]. 또한 Hwang과 Han[8] 등은 피로계수(fatigue modulus)라는 새로운 개념을 도입하여 피로현상을 설명하기도 하였다. 복합재료의 피로현상을 시험하는 동안 잔류강력, 변형율, 탄성계수, 균열, 균열밀도, 판단된 보강 섬유 수 등이 반복횟수에 따라 변하게 되어 탄성계수의 감소를 초래한다.

케블라 49 아라미드 섬유로 만든 적층복합재료의 인장, 압축 거동에 대한 연구결과 Zweben[9]에 의하면 인장시에는 외력과 변형 사이에는 선형관계가 성립하나 압축시에는 비선형인 관계가 심하게 나타나게 되어 마치 탄성-완전소성 물질같은 거동을 하게 된다. 이를 이용하여 굽힘시험에 대해 응용할 수 있는데 아라미드 섬유의 비선형 관계로 굽힘시험시

비례한계를 지나게 되면 상당한 비선형관계가 나타나 간단한 탄성이론으로는 응력분포나 파단시의 최대응력을 계산할 수 없게 된다. 복합재료의 인장력의 통계학적 특성은 굽힘력에 매우 중요한 역할을 하며, 부피와 응력분포에 강하게 의존된다는 것은 Weibull[10]에 의해 지적되었다.

본 연구에서는 Kevlar 49와 에폭시수지로 복합재료를 성형하고 동적 굽힘시험을 통하여 미세균열이 복합재료의 파단에 어떠한 영향을 미치는가에 대해서, 1×1 패턴과 3×1 패턴의 경우에 어떠한 것이 피로수명이 긴 것인가에 대해 관찰하였고 복합재료의 파단현상을 균열의 진행에 따라 단계적으로 규명하였다.

## 2. 실험

### 2-1. 4단계 공정에 의한 3차원 브레이드 직물의 제작 및 성형

Fig. 2는 4단계 공정에 의해 3차원 브레이드를 만들기 위해 본 연구실에서 제작한 장치의 개요도로서, 1×1 패턴과 3×1 패턴에 구애됨이 없이 제작할 수 있도록 하였다. 즉, 최종 사용용도에 맞는 단면의

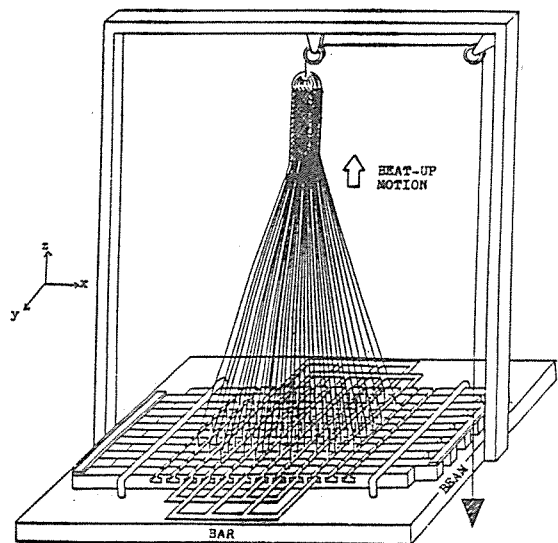


Fig. 2 Schematic diagram of the 3-D braiding machine.

형태와 보강섬유를 결정하면 실이 직교운동을 하기 위해서 기계판(machine bed) 평면을 움직일 수 있는 yarn carrier 에 실을 걸어준다. 이때 실에 일정한 장력이 걸리지 않으면 프리폼제작 후에 안정한 상태가 되지 않으므로 고무줄을 사용하였다. 또한 기계판은 좌우로 1칸씩 또는 3칸씩 움직일 수 있는 비임과, 전후로 1칸씩 움직일 수 있는 바아가 있기 때문에 yarn carrier 가 직교운동(Cartesian motion)을 할 수 있게 고안되었다.

이 장치에서 4단계 공정에 의한 브레이드를 형성하는 과정은 다음과 같다.

- ① 비임을 좌우로 당겨준다.
- ② 바아를 전후로 밀어준다.
- ③ 비임을 원위치로 하여 준다.
- ④ 바아를 원위치로 하여 준다.

이러한 4단계를 진행하여 주면 실이 서로 교차되는데 브레이드직물의 밀도를 증가시키기 위해서 비트-업 운동(beat-up motion)을 해준다. 이러한 운동을 반복하면 원하는 형태의 3차원 브레이드를 얻을 수 있다. 위의 4가지의 운동중 ①번과 ③번의 운동을 1칸씩 하여 주면 1×1 패턴, 3칸씩 하여 주면 3×1패턴을 얻을 수 있게 된다.

Fig. 3은 Fig. 2의 기계에 yarn carrier 의 배열 형태를 직사각형 형태인 6×3 슬랩에 대해 나타낸 것으로 1×1 패턴의 경우는 yarn carrier 가 x 축 y 축으로 1칸씩 움직이기 때문에 항상 6×3 슬랩을 유지하기 위해서는 기본형태 주위에 yarn carrier 를 교대로 배열해 주어야 함을 보인 것이고, 또 3×1 패

턴의 경우는 x 축으로 3칸, y 축으로 1칸씩 yarn carrier 가 움직이므로 기본형태 주위의 yarn carrier 를 3개씩 교대로 배열하여야 한다.

본 연구에서는 여러가지 모양의 단면중 직사각형 슬랩의 경우에 대해서 프리폼을 만들었으며 프리폼은 4×3 슬랩, 5×3 슬랩, 6×3 슬랩을 1×1 패턴과 3×1 패턴으로 제작하였다. 보강섬유로는 2840 테니아, 1338 필라멘트, 무연의 케블라 49를 사용하였다. 이렇게 만든 프리폼을 성형하기 위해 기지물질은 범용 에폭시수지(IPCO 2434)를 사용하였고 경화제는 IPCO 2437를 사용하였다. 성형조건은 먼저 에폭시수지와 경화제를 100 : 7.5의 무게비율로 잘 섞고, 기포가 완전히 제거될 때까지 방치한 후 프리폼을 4시간 침지시켜 필라멘트 사이까지 기지물질의 완전한 침투가 되게 하였다. 성형의 첫단계로써 압축성형틀에 침지된 프리폼을 넣고 66°의 가압기(Hot Press)에 넣어 300 psi의 압력으로 4시간 성형하였고 II단계에는 통풍건조기에서 121°C로 2시간 건조하였다. III 단계에서는 고온전기로(High Temperature Oven)에서 205°C 3시간동안 방치하여 성형을 하였다.

### 2-2. 동적굽힘실험 (Dynamic Flexural Test)

Fig. 4와 같은 SCHENCK 사 PWS/PWY 타입의 평판 굽힘과 비틀림 전용인 피로시험기를 사용하여 3차원 브레이드 복합재료에 일정한 굽힘응력을

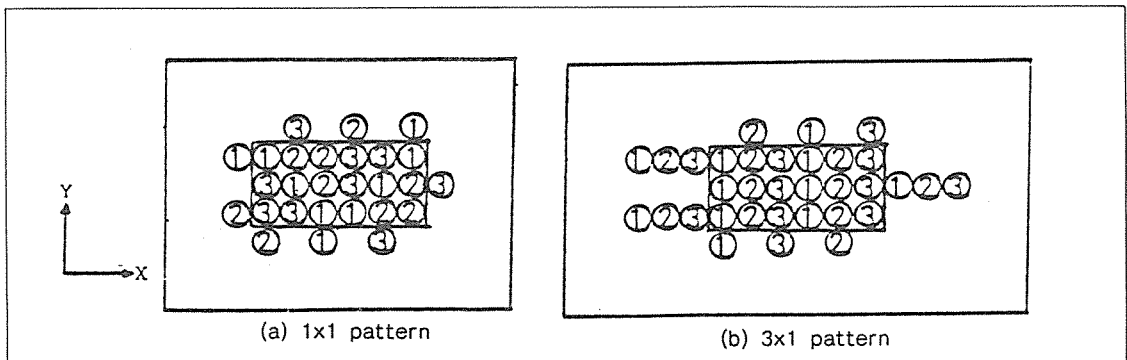


Fig. 3 Machine sets for 6x3 slab.

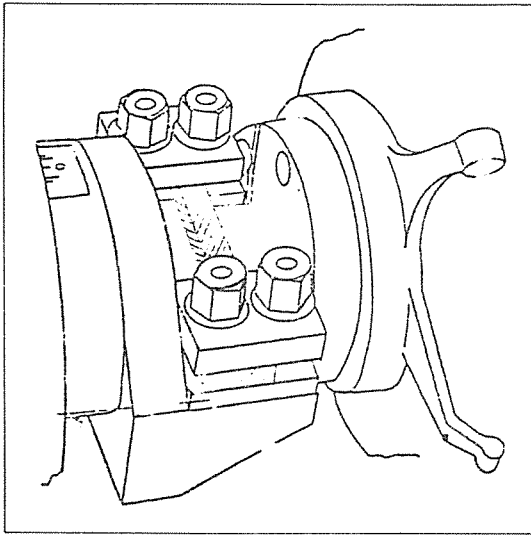


Fig. 4 Schematic diagram of dynamic flexural test.

주어 20Hz로 10,000, 20,000, 30,000의 동적굽힘 시험을 하였다. 시료는 1×1 패턴과 3×1 패턴 모두 5×3 슬랩을 사용하였으며, notch를 주지 않았을 때와 notch를 주었을 때의 두가지 방법으로 동적굽힘 반복실험을 하였다.

일정한 반복굽힘실험을 거친 후 시료를 광학현미경으로 관찰하였으며 금도금(Gold Sputtering)한 후 전자주사현미경(SEM)으로 damage 정도를 관찰하였다.

### 3. 결과 및 고찰

#### 3-1. 3차원 브레이드 복합재료의 단면

3차원 브레이드 복합재료를 구성하는 보강섬유와 기지물질의 계면이나 기지물질에 미세한 공간, 접착이 불충분하게 되면 인장력이나 굽힘등의 실험에서 개시제의 역할을 하게 되어 물성의 저하를 초래한다. 즉 복합재료를 성형할 때 이러한 미세한 공간(micro void)을 발생시키지 않아야 원하는 정도의 우수한 복합재료를 만들 수 있다.

본 연구에 사용된 보강섬유와 기지물질의 경우,

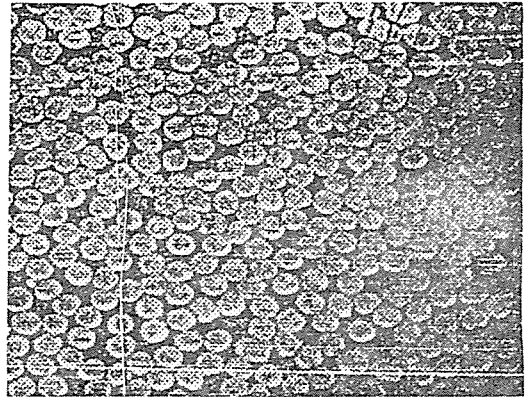


Fig. 5 Photograph of optical microscopy of cross-section of 3-D braided composite (200x).

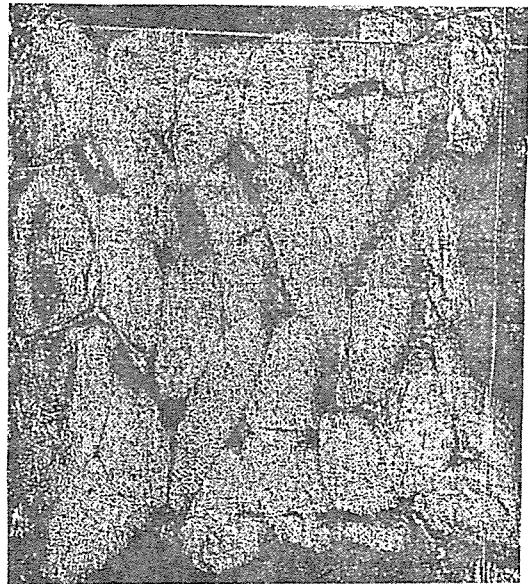


Fig. 6 Cross-section of 6×3 slab (1×1 pattern).

단면을 잘라 관찰하여 본 결과를 Fig. 5에 보였다. 하나의 실은 1333개의 필라멘트로 구성되어 있는 다섬도사로서 에폭시수지가 필라멘트사이에 균일하게 고정되어 있고 미세한 공간도 보이지 않은 것을 볼 수 있다. 즉 동적반복 시험에서 이러한 틈이 개시점으로 이용되지 않을 것으로 보인다.

Fig. 6은 1×1 패턴의 6×3 슬랩의 전체단면을 보

인 것이다. 구성하는 보강섬유들은 3차원적으로 기  
술어진 반면 단면은 복합재료측에 직각으로 잘랐기  
때문에 보강섬유의 단면이 타원모양으로 나타난다.  
또한 27개의 보강섬유로 구성된 재료임을 볼 수 있  
다.

3-2. 파단현상

복합재료에서의 파단 메카니즘은 배향분포, 결합  
력, 미세한 공간 등의 여러 요인에 기인한다. 기지물  
질과 보강섬유의 결합력이 충분치 못할 때는 계면에  
서 높은 전단력이 발생하여 계면에서 분리가 일어나  
기 때문에 보강섬유의 길이방향을 따라 전파된다.  
따라서 적층복합재료에서는 이러한 전파가 계속 진  
행되어 전체 재료의 파괴가 일어난다. 그러나 기지  
물질과 보강섬유의 결합이 강할 때는 보강섬유의 내  
부에서 균열이 형성된 후에도 곧 파괴되지는 않고  
형성된 균열은 섬유의 배향축에 수직인 방향으로 기  
지물질을 따라 전파된다고 보고 되어져 있다[11].

즉, 적층복합재료에서 평행히 배열된 보강섬유는  
Fig. 7과 같은 균열전파 기구(crack propagation  
mechanism)를 따라 복합재료의 파단이 일어난다  
고 볼 수 있다.

기지물질과 보강섬유의 결합력이 약한 부분에서  
는 높은 전단력이 발생하여 계면을 따라 균열이 전  
파되나 결합력이 강한 곳에 이르면 기지물질로 균열  
의 전파가 계속되어 적층복합재료의 전형적인 파단

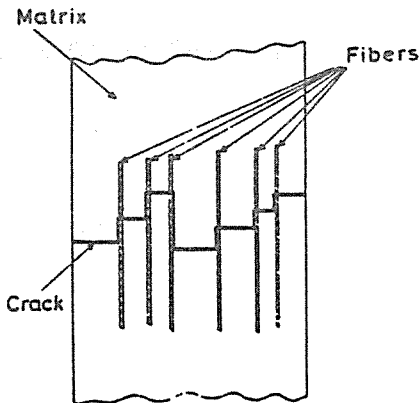
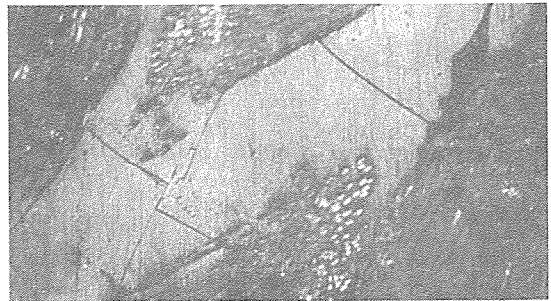


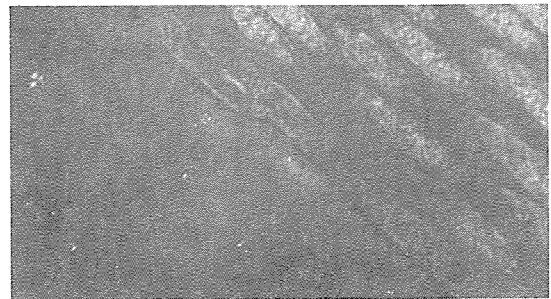
Fig. 7 Crack path through parallel fibers in a laminate composite (12).

면을 보면 상의 분리가 일어난 보강섬유가 기질물질  
로부터 뿔히게 된다.

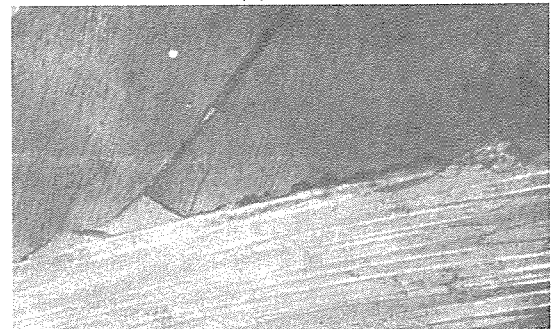
그러나 3차원 브레이드 복합재료의 경우는 보강섬  
유들이 일정한 배향각을 가지고 배열이 되어 있고,  
이들이 두께방향으로도 교차되어 있기 때문에 적층  
복합재료와는 균열전파 과정이 다르게 되어 피로수  
명이 길어지게 된다. 이 때문에 시료의 양쪽에 인위  
적인 홈집(notch)을 주어 실험하였다. 1×1 패턴과  
3×1 패턴의 경우 각각 10,000번, 20,000번, 30,  
000번을 주었는데 1×1 패턴의 경우는 30,000번까



(a) 100x



(b) 400x



(c) 400x

Fig. 8 Matrix failure due to dynamic flexural test after 10,000 cycle (1x1 pattern, 5x3 slab).

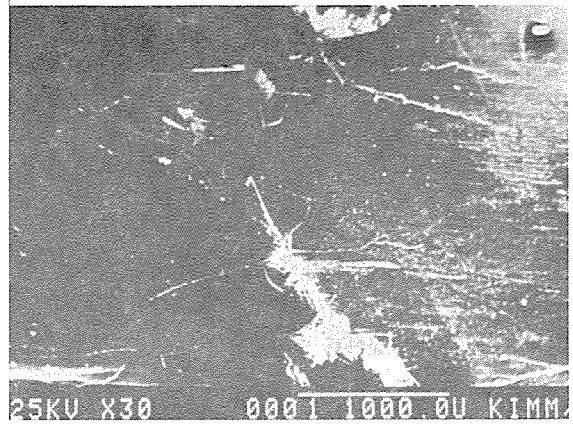
지 주어도 재료의 절단은 보이지 않았으나 3×1 패턴의 경우 30,000 이전에 완전히 절단이 되었다. 이는 이들 두 복합재료의 기하학적 차이 및 섬유부피 분율의 차에 기인한다고 보여진다. 즉, 같은 배향각을 갖더라도 3×1 패턴은 1×1 패턴과는 달리 실이 교차되므로 프리폼 내부로 기지물질의 침투가 쉽게 된다. 즉 3×1 패턴이 1×1 패턴보다 섬유부피 분율이 작게 되어 파단길이 작은 기지물질의 양이 많기 때문이라 여겨진다.

1×1 패턴 브레이드에 의한 5×3 슬랩에 10,000 번의 반복시험을 하여 광학현미경으로 관찰한 결과를 Fig. 8에 나타내었다.

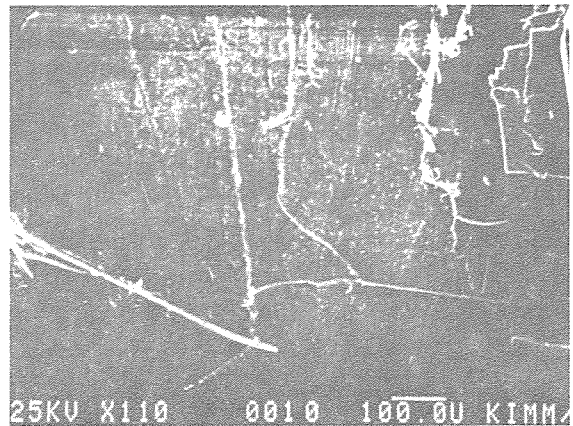
반복 굽힘시험을 하면 시료의 표면부분에 인장과 압축력을 반복적으로 받게 되어 표면부분의 기지물질에 균열이 생기게 된다. 이러한 기지물질의 균열은 Fig. 8(a)와 같이 배향된 보강섬유의 수직인 방향으로 전파되고, 또한 Fig. 8(b), (c)와 같이 보강 섬유를 따라 전파된다.

Fig. 9는 3×1 패턴에 의한 5×3 슬랩의 경우 10,000번, 15,500번, 30,000번 후의 균열을 전자주사 현미경 (SEM)으로 관찰한 결과로 1×1 패턴보다 심한 구조의 파괴를 볼 수 있고 30,000번의 반복시험에는 복합재료의 절단이 일어남을 보였다.

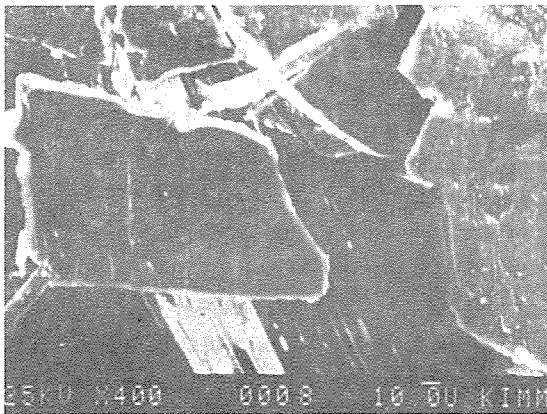
Fig. 9(a)는 10,000번 후의 사진으로 복합재료에 동적 굽힘시험을 하여 주면 최대 변형율은 복합재료의 최외각층에서 발생하게 된다. 즉, 표면부분의 기지물질과 보강섬유 사이의 결합력이 약해지면서 일



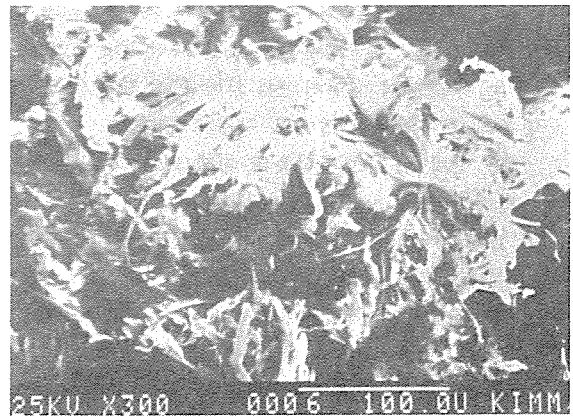
(b) after 15,500 cycle



(c) after 15,500 cycle



(a) after 10,000 cycle



(d) after 30,000 cycle

Fig. 9 Fiber failure due to dynamic flexural test (3×1 pattern, 5×3 slab).

부의 기지물질이 떨어져 나간 사진이다. 떨어져 나간 기지물질 속으로는 응력을 덜 받은 필라멘트가 배열되어 있는 모습이 보인다.

Fig. 9(b)는 상·하단 부위에 notch가 보이며 이를 기점으로 하여 균열이 전파되고 있는 것을 보여준다. (a)의 경우보다 더욱 심한 파괴를 보이며 내부의 필라멘트도 표면으로 돌출된 것이 관찰된다.

Fig. 9(c)는 (b)와 같이 15,500번의 요동을 준 것으로 우측상단에 보이는 것은 기지물질이 떨어져 나가기 직전의 모습이라 여겨진다.

Fig. 9(d)는 30,000번을 주었을 때 복합재료의 절단면을 보여 주는 것으로 적층복합재료에서 볼 수 있는 파단면과는 상이한 것을 알 수 있는데 이는 두께방향으로도 보강섬유가 교차되어 있기 때문이다.

이상의 관찰로부터 3차원 브레이드 복합재료의 동적 반복굽힘 하중에 의한 파단현상을 진행 단계별로 설명하면 다음과 같다.

(1) 단계 I : 기지물질의 균열(matrix failure)

Fig. 8(a)에서 보듯이 기지물질이 섬유축에 직각인 방향으로 균열이 전파된다. 이는 적층복합재료에서 기지물질과 보강섬유의 결합력이 강할 때 형성될 수 있는 기지물질의 균열현상과 유사하다[11].

(2) 단계 II : 기지물질과 보강섬유의 결합의 분리(debonding)

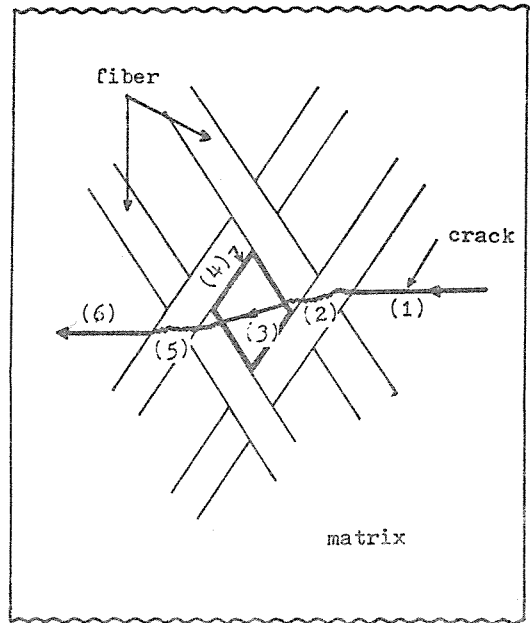
굽힘 반복시험을 받게 되면 기지물질과 보강섬유가 같은 양의 변형율을 받게 되므로 탄성계수의 차이만큼 응력의 차이가 나타난다. 즉 계면에서 전단응력이 발생하여 균열은 섬유축을 따라 Fig. 8(b)이나 (c)처럼 전파가 일어나게 되어 Fig. 9(a)와 같이 일부의 기지물질이 떨어져 나가게 된다.

(3) 단계 III : 보강섬유의 파괴(fiber failure)

단계 II까지 하중을 견디던 보강섬유에 대해 응력이 집중되어 필라멘트들이 일부 절단되어 Fig. 9(b)처럼 표면으로 돌출된다.

(4) 단계 IV : 복합재료의 절단(composite fracture)

이러한 단계는 적층복합재료의 파단이 일어나는 단계와 유사하나 3-D 브레이드 복합재료의 경우는 균열의 전파를 저항할 수 있는 반복 단위가 적층복합재료 보다는 월등히 많으므로 피로수명이 길어지게 되는 것을 알 수 있다.



- (1) crack in propagated from the crack initiation point
- (2), (5) Fiber failure
- (3) Matrix failure
- (4) debonding of interface shown in parallelogram
- (6) crack out

Fig. 10 Schematic diagram of crack propagation of 3-D braided composite.

이러한 균열전파 기구를 Fig. 10에 보인다.

즉, 기지물질을 통하여 전파된 균열[Fig. 10의 (1)]은 기지물질 보다 강한 보강섬유와 접하여 여러 번의 반복 하중을 주면 파괴가 일어난다[Fig. 10의 (2)]. 그 후 복합재료의 수직인 층으로 균열이 전파되나[Fig. 10의 (3)], 다시 보강섬유를 파괴하지는 못하고 계면에서의 상분리가 선행된다[Fig. 10의 (4)]. 반복되는 하중으로 인하여 균열은 다시 보강섬유를 파괴하고 전파된다[Fig. 10의 (5)(6)]. 즉 3차원 복합재료는 적층복합재료에서 볼 수 있는 균열이 기지물질을 따라 무한히 전파되는 것을 방지하며 균열의 전파는 보강섬유의 교차점(interlacing point)에서 저항을 받게 되어 균열의 체포점이라고도 불리운다. 3차원 브레이드 복합재료는 표면부위에



서 균열전파에 저항할 수 있게 보강섬유가 배열이 되어 있고, 또한 이들이 두께방향으로도 교차되어 있으므로 적층복합재료 보다는 훨씬 긴 피로수명 (fatigue life)을 보일 수 있다.

#### 4. 결 론

4단계 공정에 의해 만든 3차원 브레이드 복합재료의 기하학적 구조로부터 동적 굽힘시험을 통한 파단 메카니즘을 단계적으로 규명하였다.

동적 굽힘시험을 통한 3차원 브레이드 복합재료의 파단 메카니즘은 기지물질의 파괴, 최외각층에서 보강섬유와 기지물질의 결합력의 약화, 보강섬유의 파괴 후에 복합재료의 절단이 일어나는 4단계로 기존의 적층복합재료의 단계와 유사하나, 균일 전파에 저항할 수 있는 반복 단위가 3-D 브레이드 복합재료가 월등히 많기 때문에 피로수명이 적층복합재료 보다 훨씬 길어지게 된다.

#### 후 기

본 연구는 문교부 첨단공학(신소재분야) 연구비 지원으로 이루어진 것으로 문교부 당국에 깊은 감사를 드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. C. Christianson, 3-D Fabrics Enhance End Product Performance Industrial Fabric Products Review, p.50, January 1984.
2. C. Croon, Braided Fabrics Properties and Applications, 29th National SAMPLE Symposium, pp.611-624, April 1984.
3. W. Li, T. Kang and A. El Shiekh, Structural Mechanics of 3-D Braided Performs for Composite, Part I: Geometry of Fabric Produced by 4-step Process, Fiber and Tex Conference, Green-ville, South Carolina, No. 3-5, 1987.
4. F.K. Do, H. Chu and E. Ying, Damage Tolerance of 3-D Braided Intermingled Carbon/Peek Composites, Proceedings of the Second Conference on Advanced Composites, pp.75-88, 1986.
5. F.K. Ko and F.L. Scardino, Magnaweave Multidimensional Fabrics: Structure, Properties and End Uses, Textile Technology Forum, 1982.
6. P. Popper and R. McConnell, A New 3-D Braided for Integrated Parts Manufacturing and Improved Delamination Resistance. The 2-Step Process, 32nd International SAMPLE Symposium and Exhibition, pp.92-103, 1987.
7. H.T. Hahn and R.Y. Kim, Proof Testing of Composite Materials, Journal of Composite Materials, Vol. 9, pp.297-311, 1975.
8. W. Hwang and K.S. Han, Fatigue of Composites-Fatigue Modulus Concept and Life Prediction, Journal of Composite Materials, Vol. 20, pp.154-165, 1986.
9. C. Zweben, The Flexural Strength of Aramid Fiber Composites, Journal of Composite Materials, Vol. 12, pp.422-430, 1978.
10. W. Weibull, A Statistical Theory of the Strength of Materials, Royal Swedish Inst. Eng. Research Proc., NR 151, 1939.
11. J.W.S. Hearle, "Mechanics of Flexible Fiber Assemblies", Sijthoff & Noordhoff International Publishers, pp.453-455.
12. D.S. Theocaris and C.A. Stassinakis, Crack Propagation in Fibrous Composite Materials Studied by SEM, Journal of Composite Materials, Vol. 15, pp.133-141, 1981.