

섬유의 적층 각도에 따른 섬유 금속 적층판의 압입 손상 거동

남현욱* · 정성욱** · 한경섭†

(2001년 11월 20일 접수, 2002년 2월 22일 심사완료)

Stacking Sequence Effects on Indentation Damage Behaviors of Fiber Metal Laminate

HyunWook NAM, SungWook. JUNG and KyungSeop HAN

Key Words : Fiber Orientation(섬유 방향), Fiber Metal Laminate(섬유 금속 적층판), Indentation(압입), Damage Behaviors(손상 거동)

Abstract

In this research, the effects of fiber stacking sequence on damage behaviors of FML(Fiber Metal Laminates) subject to indentation loading. SOP (Singly Oriented Ply) FML and angle ply FML were fabricated to study fiber orientation effects and angle ply effects. FML were fabricated by using 1050 aluminum laminate and carbon/epoxy prepreg. To increase adhesive bonding strength, Al laminate was etched using FPL methods. The static indentation test were conducted by using UTM under the 2side clamped conditions. During the tests, load and displacement curve and crack initiation and propagation behaviors were investigated. As fiber orientation angle increases, the crack initiation load of SOP FML increases because the stiffness induced by fiber orientation is increased. The penetration load of SOP FML is influenced by the deformation tendency and boundary conditions. However, the macro-crack of angle ply FML was initiated by fiber breakage of lower ply because angle plies in Angle ply FML prevents the crack growth and consolidation. The Angle ply FML has a critical cross-angle which prevent crack growth and consolidation. Damage behavior of Angle ply FML is changed around the critical cross-angle.

1. 서론

1970년대 초반부터 연구되기 시작한 섬유 금속 적층판(Fiber Metal Laminate, FML)은 현재 차세대 항공기 재료로 주목 받고 있다.⁽¹⁾ 최근 국내에서도 FML에 대한 연구가 활발해지고 있으며^(2,3) 금속 재료의 특성과 섬유 강화 복합재료(Fiber Reinforced Plastic, FRP)의 특성을 적절히 결합할 수 있다는 점에서 이러한 추세는 점점 증가할 것으로 기대하고 있다.

현재까지 섬유 금속 적층판은 연구는 주로 면내(in plane)하중을 받는 경우의 여러 가지 특성에 관

한 연구들이 진행되어왔다.^(4,5) 이것은 섬유 금속 적층판의 두께가 얇고 주요 응용 분야가 항공 분야이기 때문에 피로에 관한 연구들이 많이 수행되었기 때문이다. 그러나 압입이나 충격 등 면외(out of plane) 조건에 대한 연구는 매우 부족한데, 손상 내성(Damage Tolerance)이 우수한 것이 FML의 주요 장점이라 생각할 때 이에 관한 연구는 매우 중요하다. 또한 현재까지 진행된 FML의 연구의 대부분이 한 방향으로 섬유가 보강된 형태로 FML을 이용하였다. FML은 FRP와 마찬가지로 섬유의 적층 각도에 따라 재료의 물성을 설계할 수 있음을 생각할 때 이에 대한 연구는 반드시 필요할 수 있다.

FRP의 경우 적층 순서의 영향,^(6,7) 손상 허용치,⁽⁸⁾ 충격 손상 기구,⁽⁹⁾ 충격 후 인장·압축 거동 등 충격에 관한 다양하고 활발한 연구가 수행되었는데, 많은 경우 실험에 중심을 두고 있으며, 이론

* 회원, 포항공과대학교 기계공학과 박사 후 연구원

** 포항공과대학교 기계공학과 박사과정

† 책임저자, 회원, 포항공과대학교 기계공학과

Email : kshan@postech.ac.kr

TEL : (054)279-2163 FAX : (054)279-5899

Table 1 Material Properties

| Fiber | USN 125 | Metal | Al1050 |
|-------------------------|---------|-------------|--------|
| E_{1f} (GPa) | 140 | E_m (GPa) | 70 |
| E_{2f} (GPa) | 8 | | |
| $G_{12f}=G_{13f}$ (GPa) | 3.2 | G_m | 26.3 |
| G_{23f} (GPa) | 3.2 | | |
| ν_{12f} | 0.31 | ν_{12m} | 0.33 |
| X(MPa) | 2200 | | |
| Y(MPa) | 21 | Y_f (MPa) | 160 |
| S(MPa) | 226 | | 100 |

적 접근은 적층판 이론보다는 Hertz 법칙에 비중을 두고 접근하고 있다. Willis⁽¹⁰⁾ 는 등방성(Isotropic) 재료에 적용되는 Hertz 법칙을 비등방성(Anisotropic)재료에 맞게 수정하여 다음과 같은 식을 구했다.

$$F = k\alpha^n$$

여기서 F 는 접촉력, α 는 변위, k 는 물질에 따른 접촉 상수이다. 이 식은 압입 시험시 각 재료의 강성을 나타내 주는 것이 가능하다. 즉, n 이 높을수록 강성이 큰 재료이며, 낮을수록 작은 재료이다. 각각의 상수는 압입 시험에서 얻어진 자료를 바탕으로 회귀 분석하여 구하게 된다.

FML 의 경우 압입이나 충격에 관한 연구는 앞서도 언급하였듯이 매우 드물다. A. Vlot 는 다양한 FML 에 대하여 충격 시험을 수행하여 금속, FRP, FML 의 충격 특성을 비교하였으며⁽¹¹⁾ G.D. Lawcock 등은 보강 프리프레그의 섬유와 기지재 간의 결합력이 FML 의 충격 특성에 미치는 영향을 연구하였다.⁽¹²⁾ 그러나 이들 연구들은 일방향 보강 FML 만을 이용하여 적층 순서의 영향을 고려하지는 못하였다.

본 연구는 이러한 점을 고려하여 압입하중이 작용할 때 섬유의 방향이나 적층각에 따른 손상 발생과 진전에 대한 거동을 연구하였다.

2. 실험

2.1 시편 제작

본 연구에서 사용한 금속판은 1050 알루미늄으로 두께가 0.2mm 이며, 섬유층은 carbon/epoxy prepreg (SK 케미칼, USN125 type A)로 두께는 0.125mm 이며 섬유방향 인장강도와 탄성계수는 각각 2.2GPa, 140GPa 이다. 각 재료의 물성은 Table 1 에 나타내었다. 여기서 X, Y, S 는 각 소재의 인장 강도, 압축 강도, 전단 강도를 나타내며, 첨자 1, 2, 3 은 주응력 방향을 나타낸다.

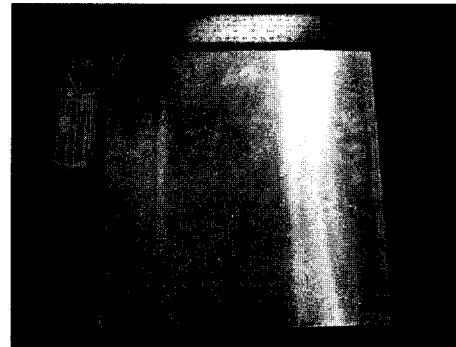


Fig. 1 Fabricated Fiber Metal Laminate

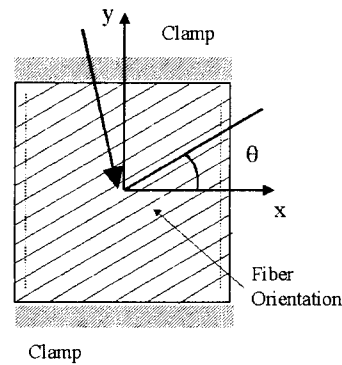


Fig. 2 Boundary conditions and fiber orientation

FML 의 제작 과정은 FRP 의 경우와 유사하나, 금속판과 섬유층이 적층되기 때문에 층간 분리(Delamination)가 발생할 가능성이 높으며, 이를 방지하기 위하여 이들 사이의 결합력을 높이는 것이 중요하다. 금속판과 섬유층의 결합력을 높이는 방법으로 금속판을 표면 처리하는 방법이 있으며, 금속의 종류에 따라 달라진다. 본 연구에서는 FPL(Forest Products Lab.)을 이용하여 알루미늄을 표면 처리하였다.⁽¹³⁾

표면 처리된 금속판은 prepreg 와 적층하여 Hot Press 를 이용하여 성형하였다. Fig. 1 에 제조된 FML 평판을 나타내었다.

제조된 FML 은 3 장의 금속층과 4 장의 섬유층으로 구성되며 $[M/\theta_1/\theta_2/M/\theta_2/\theta_1/M]$ 의 적층 구조를 가진다. 여기서 M 은 금속층이며 $[\theta_1/\theta_2]$ 은 섬유층이다. 편의를 위해 시편의 명칭은 사용된 금속과 각도에 따라 FML-A $[\theta_1/\theta_2]$ 라 하였다.

섬유의 방향성(Fiber orientation) 에 따른 압입 거동을 연구하기 위하여 $[\theta_1/\theta_2]$ 는 $[0/0]$, $[5/5]$, $[10/10]$, $[15/15]$, $[30/30]$, $[45/45]$, $[60/60]$, $[75/75]$, $[80/80]$, $[85/85]$, $[90/90]$ 로 총 11 종류의 시편을 준비하였으며, 섬유의 교차각의 영향을 연구하기 위

하여 [5/-5], [10/-10], [15/-15], [30/-30], [45/-45], [60/-60], [75/-75], [80/-80], [85/-85]의 9 종류의 시편에 대하여 압입 시험을 수행하였다. Fig. 2 에 섬유 방향과 경계 조건을 나타내었다.

2.2 압입 시험

일반적인 압입이나 충격시험에 사용되는 규격은 BSS7260, ASTM3763, NASA-ST1 의 규격으로 나눌 수 있다. BSS7260 은 시편의 노출 형태가 직사각형이며, ASTM3763 은 원형, NASA-ST1 의 경우 정사각형이다. 본 연구의 시편형태는 NASA-ST1 이 가장 유사하지만, 이 경우 경계조건을 조절할 수 없기 때문에 시편의 노출 형태가 정사각형이면서 경계조건을 조절할 수 있도록 고정 장치를 제작하였다. 압입 시험은 모든 조건에서 시편의 양 끝단만 고정시켰다. 시편의 크기는 80×100 (mm)이며 고정시켰을 경우 노출 되는 부분의 크기는 70×70 (mm)이다. 각 조건 별로 시편 3 개를 실험하였다. 압입 시험은 Shimadzu 사의 UTM(5ton)를 사용하였다. 압입자를 시편 상단 부분이 위치시키고 5mm/min 의 변위제어로 시험을 수행하였다. 압입 시험은 대부분의 경우 관통이 일어난 직후 시험을 정지 하였다. 이때 압입자의 형태는 일반적인 충격시험에서 사용하는 충격체와 동일한 형태를 가지도록 제작하였다. 압입자의 끝은 반구형태이며, 지름은 12.7mm 이다. 압입 시험에서 나타나는 신호는 UTM 에서 기본 제공되는 X-Y 플로터를 이용해 얻었으며, 편의를 위해 PC 로 데이터를 얻을 수 있도록 하였다. 로드셀(Load Cell)에서 측정되는 전압(Voltage)신호를 PCL 818 Lab Card(Advantech)을 이용하여 받았으며, 실제 하중과의 보정을 위해 X-Y 플로터에서 기록되는 신호와 비교하여 보정 계수를 구하였다. 또한 데이터의 노이즈를 제거하기 위하여 5Hz 저주파 여과기(Low pass filter)를 제작하여 로드셀에서 나오는 신호가 저주파 여과기를 거친 다음 Lab Card 에 전달되도록 하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 손상 개시 하중 및 손상 크기의 정의

일반적으로 압입 특성은 Hertz 식을 이용하여 나타낼 수 있는데, 본 연구에서는 Fig. 3 에서와 같이 Hertz 식을 이용하여 회귀 분석한 곡선이 실제 하중 곡선과 달라지는 점을 거시적 관점에서의 손상 개시 하중으로 보았다. 이는 균열의 발생으로 인해 하중의 증가율에 변화가 생길 수 있다는 점에서 타당하다.

FML 의 압입 손상의 크기는 압입 하중이 증가

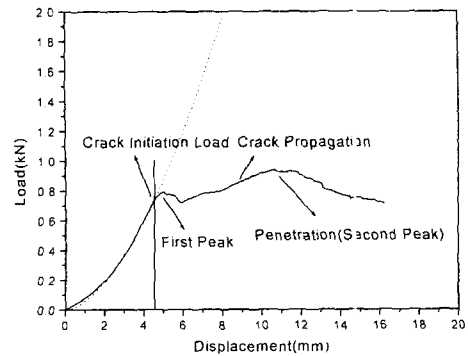


Fig. 3 Definition of crack initiation load

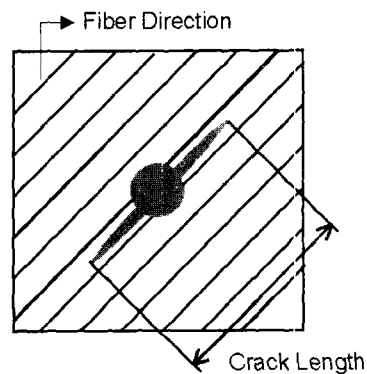


Fig. 4 Definition of crack length

함에 따라 달라지게 되며, 섬유의 적층 각도에 따라 형상도 달라지게 된다. 본 연구에서는 Fig. 4 에서와 같이 최대 관통 하중을 지난 직후 발생한 손상 영역 중 가장 큰 균열의 길이를 손상 크기로 정의하였다.

3.2 섬유 방향에 따른 섬유 금속 적층판의 압입 특성

Fig. 5 에 일방향 보강(Singly Oriented Ply, SOP) FML 의 섬유 방향에 따른 압입 선도를 나타내었다. 변위의 증가에 따라 하중이 증가하다가 첫 번째 피크를 지나 감소하며, 다시 하중이 증가하여 두 번째 피크를 지나게 된다. 이것은 발생한 균열이 섬유 분리를 일으키며 섬유 방향을 따라 성장하는 것을 금속층이 막아 주지 못하기 때문이다. Fig. 6 에 FML-A[0/0]의 압입 손상 진행 과정을 나타내었다. Fig. 6 의 (a)에 나타나듯이 초기 균열은 시편의 밀면에 있는 알루미늄 층과 섬유층 사이에 발생한 다음 여기에서 발생한 균열이 섬유 분리를 (Debonding)을 일으키면서 판의 두께 방향으로

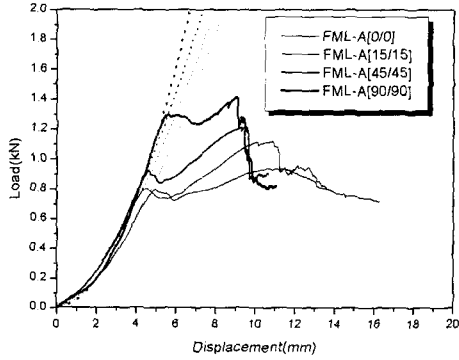


Fig. 5 Indentation curve of SOP FML

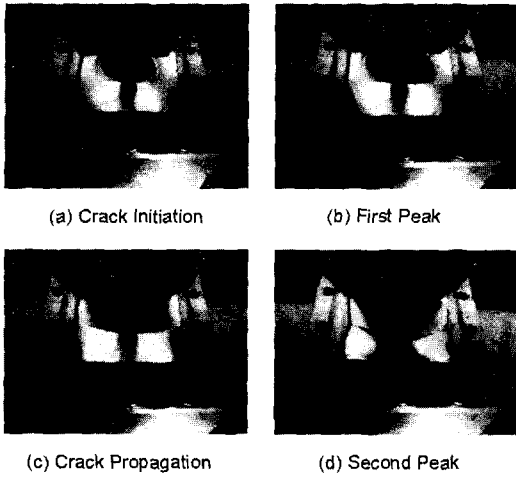


Fig. 6 Damage Process for FML-A[0/0]

전파되어 거시적 관점의 초기 균열을 발생시키는 것을 볼 수 있다. 발생한 균열은 섬유 방향을 따라 성장하면서 하중의 증가율을 감소시켜 첫 번째 피크를 형성하고 이를 지나면 균열이 경계면에 도달하여 더 이상 전파할 수 없게 되면 시편의 폭 방향으로 변형을 일으키면서 다시 하중이 증가하게 된다.

이 때 관통 하중은 진행된 균열사이를 비집고 들어 가려고 발생하는 힘이기에 때문에 섬유의 파단 (Breakage)은 없으며 압입자가 관통할 때 까지 하중이 증가하다가 관통 후 감소하게 된다. 따라서 FML-A[0/0]의 경우 첫번째 피크를 지나면서 시편 자체의 하중 지지 능력은 상실했다 할 수 있다.

FML-A[5/5], FML-A[10/10] 압입 선도는 FML-A[0/0]와 거의 유사한 거동을 나타내었지만, 균열 개시 하중, 첫번째 피크, 두 번째 피크의 값은 증가하였다. 균열 개시 하중의 증가는 이전의 연구

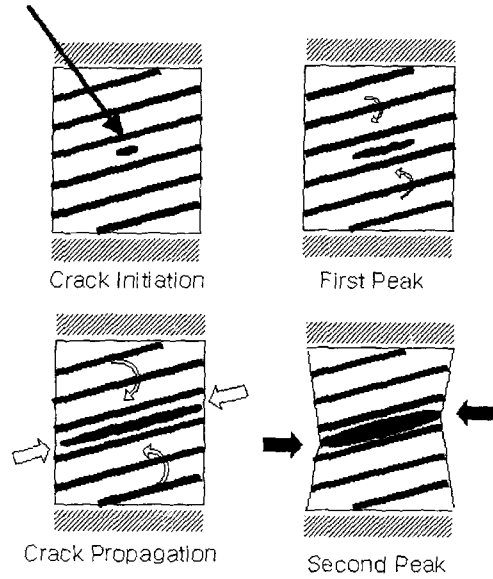


Fig. 7 Schematic diagram of damage process of SOP FML with low fiber orientation

에서 언급한 바와 같이 섬유의 각도가 커질수록 파괴 지수가 감소하기 때문이다.⁽³⁾

관통 하중이 증가하는 것은 압입 하중이 첫 번째 피크를 지나면서 시편은 섬유방향을 따라 변형하려는 경향을 가지는데, 경계 조건이 시편의 변형을 방해함으로써 발생하는 것으로 사료된다. Fig. 7에 낮은 섬유 방향을 가지는 SOP FML의 손상 진행 개념도를 나타내었다.

FML[15/15]의 압입 거동은 두번째 피크에서 갑자기 하중이 떨어지는 것을 볼 수 있는데, 이것은 섬유의 파단이 발생한다는 증거이다. 이것은 Fig. 8의 파괴 사진에서 확인 할 수 있는데, 0~10°에서는 시편의 섬유 분리만 관찰될 뿐이지만 15°에서는 섬유 분리면과 수직하게 섬유 파단의 흔적을 볼 수 있다. 이렇게 FML[15/15]의 첫 번째 피크 이후에서의 압입 거동이 0~10° 사이의 시편과 다른 결과를 나타내는 것은, 앞서서도 언급하였듯이 시편의 폭 방향 각도(Orientation Angle)가 커질수록 시편의 폭 방향으로 변형이 힘들어 지기 때문이다.

섬유의 각도가 증가할수록 x 방향으로의 변형은 더욱 어려워지며 FML[45/45]에서는 x 방향으로 변형이 발생하지 않게 된다. 따라서 압입자는 시편을 관통할 때 균열 틈을 비집고 들어가지 못하고 섬유를 파괴하면서 지나간다. 즉, 압입 선도의 두 번째 피크에서의 급격한 하중 감소가 발생하며, 섬유 파괴가 발생한다.

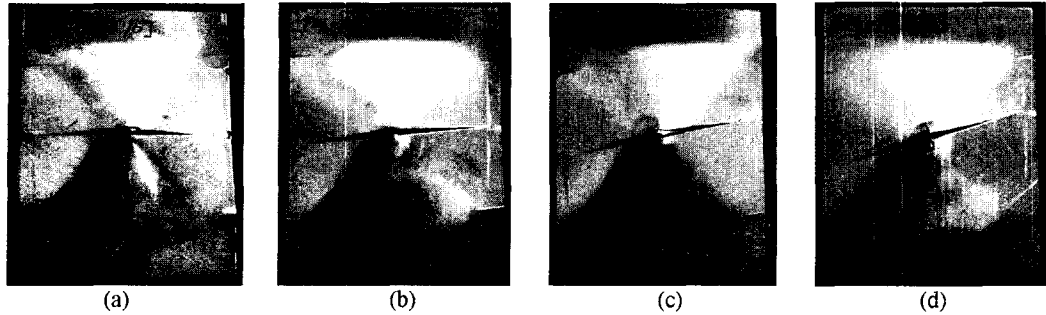


Fig. 8 Back face of (a)FML-A[0/0], (b)FML-A[5/5], (c)FML-A[10/10] and (d)FML-A[15/15] at final failure

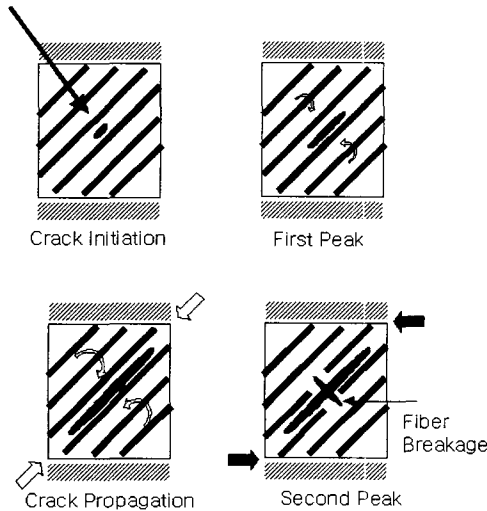


Fig. 9 Schematic diagram of damage process of SOP FML with high fiber orientation

Fig. 9 에 높은 섬유 방향을 가지는 SOP FML 에서 손상 진행의 개념도를 나타내었다. 섬유가 45° 이상의 각도로 보강된 시편에서는 x 방향으로 변형이 발생하지 않기 때문에 시편은 z 방향의 굽힘 변형을 하게 된다. 이러한 변형 모드의 변화는 압입 선도 중 섬유의 파단이 발생하는 두 번째 피크에 영향을 주게 된다.

섬유 각도의 증가에 따라 균열 개시 하중은 더욱 증가하게 되어 FML-A[90/90]의 경우 균열 개시 하중이 관통 하중과 거의 동일하며 첫 번째 피크와 두 번째 피크사이에서 하중이 떨어지는 구간이 명확하다. 이것은 섬유의 방향이 90° 일 경우 굽힘 변형이 비교적 쉽게 발생하기 때문이다.

이상의 모든 시편의 각도에 대한 균열 개시 하중, 첫 번째 피크, 두 번째 피크를 나타내면 Fig. 10 과 같다.

각도가 증가 함에 따라 균열 개시점 및 첫 번

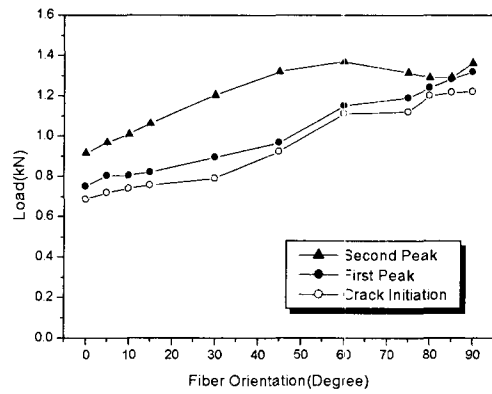


Fig. 10 Behavior of crack initiation, first and second peak varied with fiber orientation

째 피크는 계속 증가하며, 두 번째 피크는 60° 부근에서 가장 높은 값을 가진 후 약간 감소하는 것을 볼 수 있다. 두 번째 피크는 앞에서도 언급하였듯이 압입자 관통 시의 하중으로 시편의 변형 모드와 관련되어 있다. 60° 부근의 각도에서는 X 방향의 변형이 발생하지 않을 뿐 아니라 Z 방향의 굽힘 변형도 일어나기 어렵기 때문에 가장 높은 값을 가지는 것으로 사료된다.

3.3 교차각에 따른 섬유 금속 적층판의 압입 특성 앞 절에서 언급한 SOP FML 의 경우 섬유 방향에 상관없이 균열은 섬유 분리를 발생하며 섬유 방향을 따라 성장하는 것으로 나타났다. 이는 본 연구에서 사용한 Al1050 이 발생된 균열의 진전을 막지 못하기 때문인데 이러한 문제는 삽입되는 섬유를 교차 적층하여 해결할 수 있다. FML 내의 교차각은 집중하중이 작용할 때 균열의 성장을 방해하며 시편의 변형을 억제시켜 FML 의 특성을

변화시킨다. Fig. 11 에 FML-A [5/-5], [10/-10], [15/-15], [45/-45]의 압입 선도를 나타내었다. FML-A [5/-5]는 한 방향으로 적층된(Singly Oriented Ply, SOP) FML 처럼 비교적 낮은 하중에서 균열이 발생한 다음 계속 성장하는 것을 볼 수 있다. 그러나 이것은 SOP FML 의 균열 성장 기구와는 다른데, SOP FML 의 경우 발생한 균열이 섬유 분리로 이어지며 균열이 진전하게 되지만, 섬유를 교차하여 (Angle ply) 적층한 FML 에서는 섬유의 파괴로 발생한 균열이 교차된 섬유층을 따라 성장하는 것이다.

FML-A [5/-5]의 균열 개시 하중이 FML-A [5/5]의 균열 개시 하중 보다 높게 온 것은 이들의 균열 발생 및 성장 기구가 다른 것을 뒷받침 한다. 파괴 후 사진도 이러한 사실을 뒷받침하는데, FML-A [5/5]의 파괴 사진에서는 보이지 않는 섬유 파괴의 흔적이 FML-A [5/-5]에 나타나는 것을 볼 수 있다. (Fig. 12).

이러한 Angle ply FML 의 손상 진행은 Fig. 13 과 같이 도식화 할 수 있다. 즉, 섬유를 따라 발생한 미소 균열이 성장하면서 섬유의 파괴를 일으키고, 낮은 교차각 및 시편의 변형은 균열의 결합을 가능하게 하여 균열이 성장하게 된다.

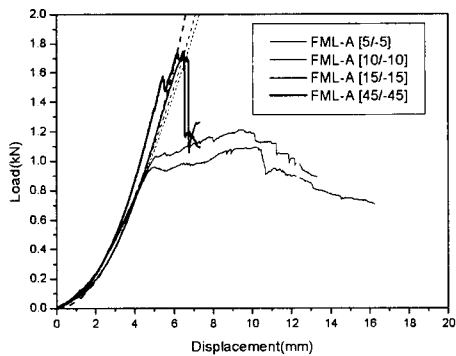


Fig. 11 Indentation curve of angle ply FML

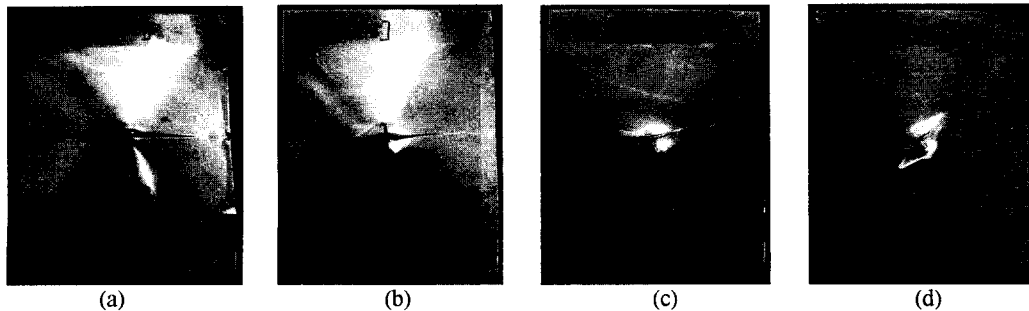


Fig. 12 Back face of (a)FML-A[0/0], (b)FML-A[5/-5], (c)FML-A[15/-15] and (d)FML-A[45/-45] at final failure

균열의 결합 및 전파는 교차각의 각도가 커짐에 따라 더 이상 발생하지 않는데, 본 연구에서는 FML-A[15/-15] 이상일 때부터 그러한 결과를 나타내었다. Fig. 11 의 FML-A[15/-15]의 압입 선도는 FML-A[5/-5], FML-A[10/-10]과는 달리 균열의 전파는 보이지 않으며 섬유의 파단이 발생할 때 까지 하중이 계속 증가하는 것을 볼 수 있다. 이것은 30° 이상의 교차각을 가지는 경우 큰 교차각 때문에 균열의 결합이 어렵고 x 방향의 변형을 막기 때문에 균열의 성장도 어렵기 때문이다.

균열 성장 지연은 Fig. 12 에서도 확인 할 수 있다. FML-A[45/-45]에서는 더욱 균열의 전파가 어려워져 FML-A[15/-15]의 파단 전에 발생하는 강성의 감소가 나타나지 않으며 여러 접단을 만들면서 파괴되는 것을 볼 수 있다. Fig. 12 에 FML-A[45/-45]의 파면을 보면, 판의 후면에 45° 방향으로 압입 부위의 손상은 존재하고 있으나 균열의 전파는

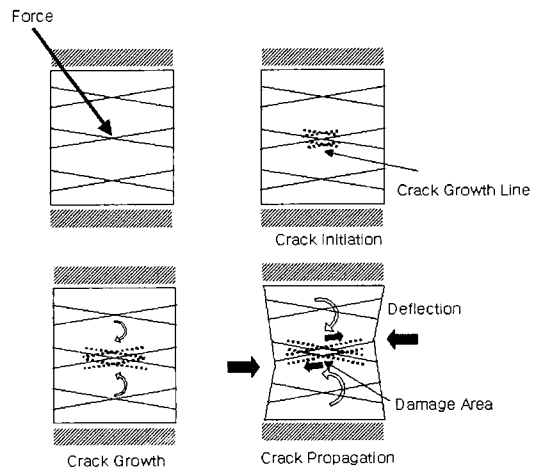


Fig. 13 Schematic diagram of damage process of angle ply FML with low fiber orientation

보이지 않음을 알 수 있다. 이러한 경향은 교차각이 증가해도 거의 비슷하게 나타났으며 관통시 최대 하중도 비슷한 값을 가졌다. 높은 교차각을 가지는 FML의 손상 진행은 Fig. 14과 같이 도식화할 수 있는데, 섬유를 따라 균열이 발생하지만 높은 교차각으로 인해 성장하지 못하고 섬유의 파괴로 이어져 낮은 교차각을 가지는 Angle ply FML에 비하여 적은 손상 영역을 가지게 된다.

섬유의 교차각이 [45/-45] 보다 클 경우에도 관통 하중에는 큰 차이를 보이지 않았다. 이것은 교차각이 어느 정도 유지 될 경우 관통은 균열의 전파 없이 섬유의 파괴로 발생되기 때문이다. 그러나 교차각의 크기가 [75/-75]를 넘어서면서 균열이 다시 결합하여 전파되었다. 이것은 압입 선도에서 강성 저하의 형태로 나타났다.

Fig. 15에 FML-A[75/-75], [80/-80], [85/-85], [90/-90]의 압입 선도를 나타내었다. FML-A[75/-75]에서는 거의 강성을 저하가 나타나지 않지만, 각도가 커질수록 관통 전에 강성의 감소가 나타나는 영역이

뚜렷해짐을 알 수 있다. FML-A[80/-80]의 경우 강성의 저하가 크게 나타나지 않지만 시작되고 있음을 알 수 있으며, FML-A[85/-85]의 경우 FML-A[5/-5] 보다는 훨씬 높은 관통 하중을 가지지만 파괴에 도달하기 전에 강성의 감소가 나타나는 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 관통 후 시편의 사진에서도 확인 할 수 있다. Fig. 16에 FML-A[75/-75], [80/-80], [85/-85], [90/-90]의 파괴 사진을 나타내었다. 교차각의 증가에 따라 균열의 크기가 증가하고 있는 것을 볼 수 있다.

이상의 교차각의 크기에 따른 FML의 균열 개시 하중과 최대 관통 하중을 나타내면 Fig. 17과 같다. Angle ply FML에서 균열 개시 하중은 강성의 저하가 발생하는 경우와 섬유의 파단이 일어나는 경우에 대하여 서로 다르게 정의하였다. 즉, 강성의 저하가 발생하는 경우는 SOP FML에서와 같이 강성의 변화가 발생하기 전의 구간을 회귀 분석하여 구한 다음 실험값이 회귀 분석 값에서 벗어나는 점을 균열 개시점으로 정의하였고, 섬유의 파단이 일어나는 경우는 실험값에서 첫번째 하중 감소가 발생하는 점을 개시점으로 정의를 하였다.

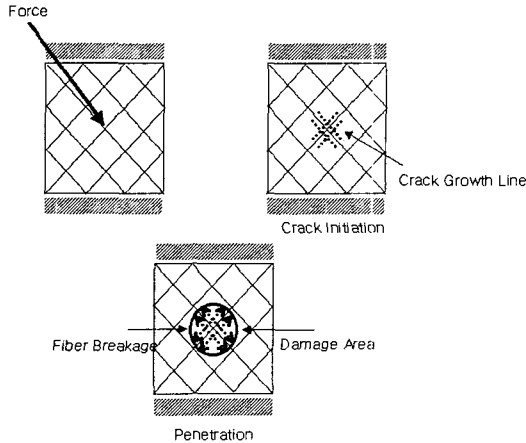


Fig. 14 Schematic diagram of damage process of angle ply FML with high fiber orientation

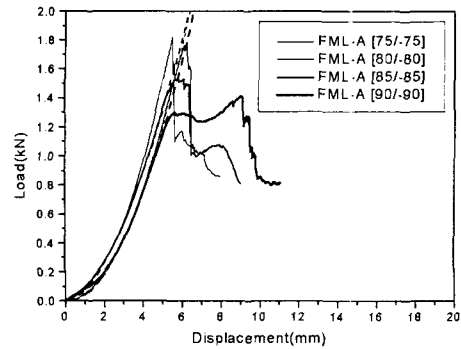


Fig. 15 Indentation curve of angle ply FML

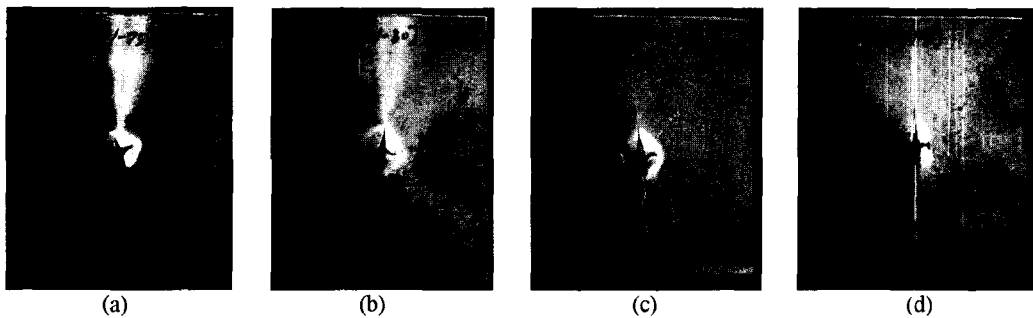


Fig. 16 Back face of (a)FML-A[75/-75], (b)FML-A[80/-80], (c)FML-A[85/-85] and (d)FML-A[90/-90] at final failure

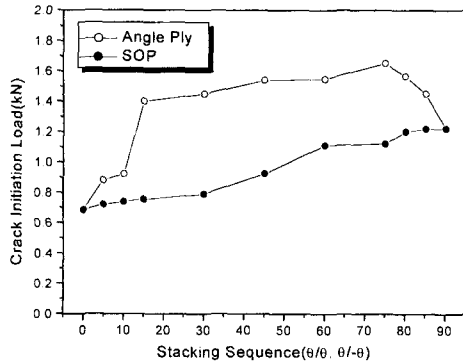


Fig. 17 Crack initiation load for angle ply and SOP FML

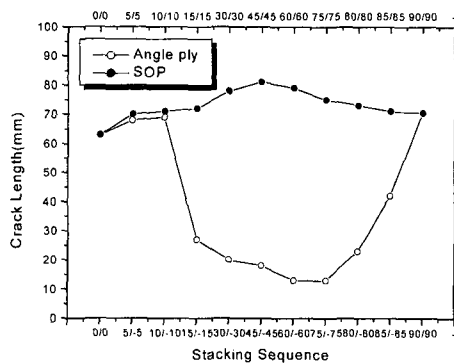


Fig. 18 Crack length for angle ply and SOP FML

Fig. 17 에서와 같이 교차 적층된 FML 의 경우 30° 이상의 교차각일 때부터 (FML-A[15/-15]) 최대 관통 하중이 증가하여 FML[80/-80] 때까지 비슷한 값들을 유지한 다음 그 이상의 각도에서는 다시 균열 전파에 따른 하중 감소가 나타나는 것을 볼 수 있다. 따라서 충격이나 압입 같은 집중 하중을 받을 경우 3/4 FML 의 적층 각도는 [15/-15]~[80/-80]사이의 각도가 적절하다 사료된다.

Fig. 18 에 SOP FML 과 Angly ply FML 의 적층각도에 따른 관통 후 최대 균열 길이를 나타내었다. SOP FML 은 섬유 방향에 상관없이 균열이 섬유 방향을 따라 성장하였으나, Angly ply FML 의 경우 [15/-15] 이후의 적층 각도에서 현저히 손상 영역이 줄어들어 드는 것을 볼 수 있다. 이 손상 영역은 [80/-80]이후에서 다시 성장하는 것을 볼 수 있다. 이러한 결과를 바탕으로 할 때 FML 에서 사용하는 금속층이 균열의 성장을 억제할 정도의 물성을 가

지지 못하는 경우 어느 정도의 교차각을 가지는 Angle ply FML 을 사용하는 것이 바람직하다 사료된다.

4. 결론

(1) SOP FML 의 거시적 균열은 시편의 하부에서 발생하여 섬유 분리의 형태로 나타나 섬유 방향을 따라 성장하였다. 균열 발생 이후의 성장 기구는 섬유의 각도가 낮은 경우 시편 폭 방향의 변형을 동반하면서 관통시 섬유의 파괴가 발생하지 않았다. 그러나, 섬유의 각도가 높은 경우 시편 폭 방향의 변형 없이 굽힘 변형에 의해 섬유의 파괴를 동반하면서 균열이 성장하였다.

(2) 교차하여 적층된 섬유 금속 적층판(Angle ply FML)은 섬유 파괴에 의해 거시적 균열이 발생되었으며 교차각의 크기에 따라 균열 성장의 특성이 달라졌다. 즉, [15/-15]미만의 교차각에서는 균열이 섬유 층을 따라 진전하였으며, [15/-15]이상의 교차각에서는 균열의 진전이 발생하지 않았다. 그러나 [80/-80]이상의 각도에서는 균열 진전에 따른 강성의 저하가 다시 발생하였다.

(3) 면외 하중을 받는 FML 의 경우 사용한 금속층이 균열의 진전을 막을 수 없는 경우 Angle ply FML 을 사용하는 것이 바람직하며 본 연구의 실험 결과에 따르면 [15/-15] ~ [80/-80]의 적층각에서 균열이 성장하지 않는 것으로 나타났다.

후 기

이 논문은 2001 년도 두뇌한국 21 사업에 의하여 지원되었으며, 이에 감사 드립니다.

참고문헌

- (1) Asundi, A. and Choi, Alta Y.N., 1997 "Fiber Metal Laminates: An Advanced Material for Future Aircraft," *J. of Mat. Processing Tech.*, Vol. 63, pp. 384-394.
- (2) 이재현, 김영환, 2000, "Al 7075/CFRP 적층 복합 재료 제조를 위한 전처리 조건과 경화방법 연구," 한국복합재료학회지 제 13 권 제 4 호, pp. 42~53.
- (3) 남현욱, 변현중, 정성욱, 한정섭, 2001, "집중하중을 받은 일방향 보강 섬유 금속 적층판의 손상 개시 모델링" 한국복합재료학회지 제 14 권 제 3 호, pp. 42~50.
- (4) Chen, J.L. and Sun, C.T., 1989, "Modeling of Orthotropic Elastic-Plastic Properties of ARALL Laminate," *Composites Sci. & Tech.*, Vol. 36, pp. 321~337.

- (5) Kawai, M. et al., 1998, "Inelastic Behavior and Strength of Fiber-Metal Hybrid Composite: GLARE," *Int. J. Mech. Sci.*, Vol. 40, Nos. 2-3, pp. 183~198.
- (6) Hong, S. and Liu, D., 1989, "On the Relationship Between Impact Energy and Delamination Area," *Exp. Mech.*, pp. 115~120.
- (7) Collombet, F. et al., 1998, "Damage Criteria for the Study of Impacted Composite Laminates," *Composites Sci. and Tech.*, Vol. 58, pp. 679~686.
- (8) de Freitas, M. and Reis, L., 1998, "Failure Mechanisms on Composite Specimens Subjected to Compression after Impact," *Comp. Struct.*, Vol.42, pp. 365~373.
- (9) Strait, L., Karasek, M., Amateau, M., 1992 "Effects of Stacking Sequence on the Impact Resistance of Carbon Fiber Reinforced Thermo-Plastic Toughened Epoxy Lamintes," *J.of Comp. Mat.*, Vol. 26, pp. 725~740.
- (10) Willis, J. R., 1966, "Hertzian Contact of Anisotropic Bodies," *J. of Mech. and Physics of Solids*, Vol. 14, pp. 163~176.
- (11) Vlot, A., 1996, "Impact Loading on Fiber Metal Laminates," *Int. J. Impact Engng.* Vol. 18, No. 3, pp. 291~307.
- (12) Lawcock, G.D. et al., 1997, "Effects of Fiber/Matrix Adhesion on Carbon Fiber Reinforced Metal Laminates-II. Impact Behavior," *Compo. Sci. & Tech.*, Vol. 57, pp. 1621~1628.
- (13) Wegman, Raymond F., 1989, *Surface Preparation Techniques for Adhesive Bonding*, Noyes Publications.