

3D Textile 프리폼 제조 및 복합재료 기계적 특성 연구

조광훈*,*** · Vinzenz Klapper* · 김현우** · 이정운** · 한중원** · 변준형* · 조치룡***†

Manufacture of 3D Textile Preform and Study on Mechanical Properties of Composites

Kwang-Hoon Jo*^{***}, Vinzenz Klapper*, Hyeon-Woo Kim**, Jeong-Woon Lee**,
Joong-Won Han**, Joon-Hyung Byun*, Chee-Ryong Joe***†

ABSTRACT: The aircraft composites wing parts are usually integrated with adhesive or fastener. These laminated composites have weak interlaminar strength, which can lead to delamination. In order to compensate the disadvantages of laminated composites, it is possible to improve the strength, durability, shock and fatigue resistance by reinforcing the fiber in the thickness direction. In addition, using a single structure near-net-shape saves the manufacturing time and the number of fasteners, thus can reduce the overall cost of the composite parts. In this study, compression test, tensile test and open-hole tensile test are carried out for three structural architecture of 3D (three-dimensional) textile preforms: orthogonal(ORT), layer-to-layer(LTL) and through-the-thickness(TTT) patterns. Among these, the orthogonal textile composite shows the highest Young's modulus and strength in tensile and compression. The notch sensitivity of the orthogonal textile composite was the smallest as compared with UD (uni-directional) and 2D (two-dimensional) fabric laminates.

초 록: 항공기 복합재료 날개 구조는 대부분 접착 혹은 패스너로 체결되어 있는데, 이러한 적층 구조 복합재료는 층간 강도가 취약하여 층간 분리가 일어나기 쉽다. 이러한 적층 복합재료의 단점을 보완하기 위해 두께 방향의 섬유를 보강한 3차원 직조형 복합재료를 통하여 강도, 손상 내구성, 충격 및 피로 하중을 향상시킬 수 있다. 또한, 자동화된 직조 공정에 의하여 단일 구조 near-net-shape의 프리폼 제조가 가능하기 때문에 공정 단축, 체결 부품 감소로 복합재료 전체 가격을 절감할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 3차원 직조형 복합재료의 항공기 구조물 적용 가능성을 확인하기 위하여 3차원 프리폼의 기본적인 구조인 orthogonal(ORT), layer-to-layer(LTL), through-the-thickness(TTT) 패턴을 직조하고 이를 복합재료로 성형하여 압축 시험, 인장 시험, Open-hole 인장 시험을 하였다. 이 중 orthogonal 직조 복합재료가 인장 및 압축 탄성계수와 강도 모두 가장 높았으며 노치 민감도에서도 orthogonal 복합재료가 일방향 적층복합재료나 패브릭 적층 복합재료에 비하여 가장 우수한 특성을 보였다.

Key Words: 3D 직조(3D textile), 층간 분리(Delamination), 프리폼(Preform), 기계적 물성(Mechanical properties)

Received 23 October 2018, received in revised form 22 January 2019, accepted 26 January 2019

*Composites Research Division, Korea Institute of Materials Science, Changwon, Korea

**R&D Institute, Songwol Technologies, Sacheon, Korea

***School of Mechanical Engineering, Changwon National University, Changwon, Korea

†Corresponding author (E-mail: jcr@changwon.ac.kr)

1. 서 론

항공기 부품으로 적용이 확대되고 있는 고분자 기지 복합재료는 탄소섬유/에폭시 적층 구조가 가장 널리 사용되고 있다. 이러한 적층 복합재료는 두께 방향 집중 응력, 저속 충격 및 제작 시 발생하는 결함 및 홀 가공 등에 의해 쉽게 층간분리가 일어날 수 있다[1,2]. 층간분리의 가장 중요한 원인은 기지 재료인 에폭시의 취성 특성과 두께 방향의 섬유가 없기 때문이다. 이러한 열경화성 기지 적층 복합재료의 단점을 해결하기 위한 여러 방법이 연구되어 왔는데 그 중 가장 효과적인 것은 열가소성 수지의 사용과 두께 방향으로 섬유가 보강된 구조의 프리폼을 사용하는 것이다[3,4]. 또한, 자동화 직조 공정에 의한 near-net-shape의 직조 프리폼을 사용함으로써 재료 소비 및 접합 조인트의 필요성이 감소되고, 체결 부품 감소 및 scrap rate를 줄여 무게가 증가하는 요소를 보완할 수 있으며, 공정 시간 감소로 인하여 인건비와 제조 시간 등이 단축될 수 있다[5,6].

직조형 복합재료에 물성에 대한 연구는 비교적 활발히 진행되어왔으나, 직조를 행하는 직기 및 직조방법에 대한 연구는 미비하다가 최근 들어서 기존 직물산업에서 사용되어 왔던 다양한 직조기술이 첨단 섬유 복합재료 구조물을 제조하는 데 사용되면서 직조방법 관련 연구도 활발해지고 있다. 이는 제조하는 직물의 크기 및 형상의 다양화 측면에서 다양성을 제시하고 있다. 2차원 패브릭을 제조하는 직조기술인 위빙(weaving), 브레이딩(braiding), 니팅(knitting) 스티칭(stitching) 등이 사용되고 있으나 3차원 프리폼 제조 기술은 제한된 기업이나 연구기관에서 자체 제작한 실험실 규모의 장비를 통하여 이루어지고 있다. 3D 위빙은 (i) 3D 위빙 기계에 의한 3D 프리폼 제조 방법과 (ii) 2D 위빙 기계에 의한 3D 프리폼 제조 방법이 있다. 3D 위빙 기계는 상업적으로 시장에 나와 있지 않지만 2D 위빙 기계는 일반적으로 2D 릸(loom)이라고 알려진 기계로서 상업적으로 나와 있는 장비이다. 따라서, 본 연구에서는 릸 장비를 사용하고 직조 설계를 통하여 3D 프리폼 제조를 함으로써 이 프리폼의 복합재료로서의 유용성과 응용성을 연구하고자 한다.

한편, 복합재료 항공기 구조물 제작에서 기계적 체결은 필수 요소이기 때문에 복합재료의 노치(notch) 감도는 주요 관심사 중 하나이다. 3D 복합재료의 노치가 없는 기계적 특성에 관한 연구가 진행되고 있으나 노치가 있는 특성에 초점을 맞춘 연구가 활발하지 않다[7]. 따라서 본 연구에서는 3D 프리폼의 가장 기본적인 3 가지 패턴에 대한 프리폼 설계 및 제조를 하고 수지충진법에 의해 복합재료를 성형하여 시험평판을 제조하고, 각 패턴의 복합재료 시험편에 대하여 인장시험, 압축시험, Open-hole 인장시험을 하고, 구멍이 없는 인장 강도 값에 대한 구멍이 있는 인장 강도 값의 비율인 노치 감도를 구하여 문헌에 나와 있는 일방향 적

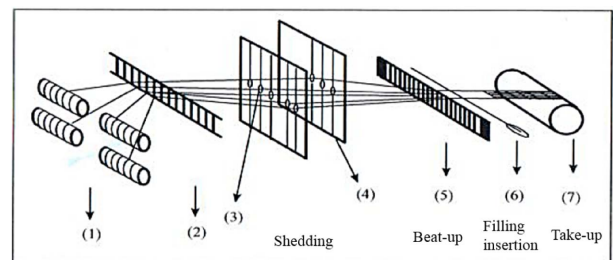
층 복합재료 및 2D 패브릭 복합재료의 노치 감도와 비교하고자 한다.

2. 3D 직조형 프리폼 제조

2.1 위빙공정

위빙에 의해 직조된 직물은 그 길이 방향의 경사 섬유(warp, 0°)와 폭 방향의 위사 섬유(fill 혹은 weft, 90°)의 두 방향의 섬유로 이루어져 있다. 직기는 섬유에서 직물로 만들어지는 순서에 따라 개구(shedding), 위입(filling insertion), 바디칩(beat-up) 및 권취(take up)의 4가지 기능으로 나뉜다. Fig. 1은 릸의 기본적인 기능과 각각의 구조를 도식적으로 보인 것이고 Fig. 2는 직조기의 사진이다. 각 단계의 기능은 다음과 같이 요약될 수 있다:

- ① 개구: 경사 섬유는 직조 과정에서 실의 수직 운동을 제어하는 종광(heddle)의 눈(eyelet)을 통과한다. 섬유의 각 층은 수직 방향으로 상승 또는 하강 되어 위사 섬유가 삽입될 수 있는 창을 형성한다. 종광은 일종의 와이어로서 그 중간에 고리가 형성된 것이다.
- ② 위입: 개구가 일어나면 위사 섬유를 가진 셔틀(shuttle)이 경사 섬유 사이를 지나면서 폭 방향으로 관통하게 된다.
- ③ 바디칩: 서로 엮인 경사 및 위사 섬유는 바디칩 운동을 거치게 되는데 빗과 같은 형상의 바디를 앞 뒤로 이동하여 섬유 다발을 밀집 시키면서 직물을 형성한다.



(1) spool rack (2) warp yarn guide (3) heddle (4) harness
(5) beat-up reed (6) shuttle (7) take-up roller

Fig. 1. The basic function and component of a loom

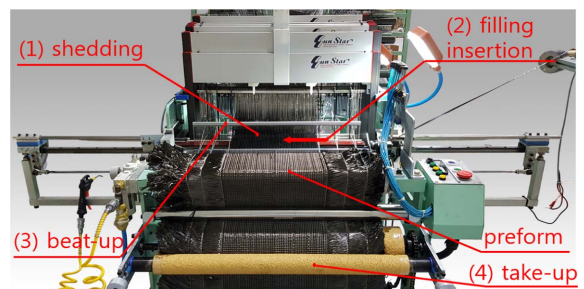


Fig. 2. Shedding, filling insertion, beat-up and take-up of the loom

④ 권취: 바디침이 끝나면 직조된 직물은 롤러에 감겨 다음 직조 작업이 계속되도록 한다.

이러한 4가지 작업을 계속 반복함으로써 원하는 길이의 직물이 제조된다.

2.2 각 패턴별 기하학적 형상

2차원 평직은 기본적인 패턴이 몇 가지로 제한되어 있으나 3D 직조 프리폼은 두께 방향의 자유도가 추가됨으로써 다양한 패턴이 가능하다. 또한, 복합재료의 기계적 특성을 좌우하는 가장 큰 인자는 섬유 배열 각도와 섬유 체적율이다. 3차원 복합재료는 섬유 배열이 3차원적으로 구성되

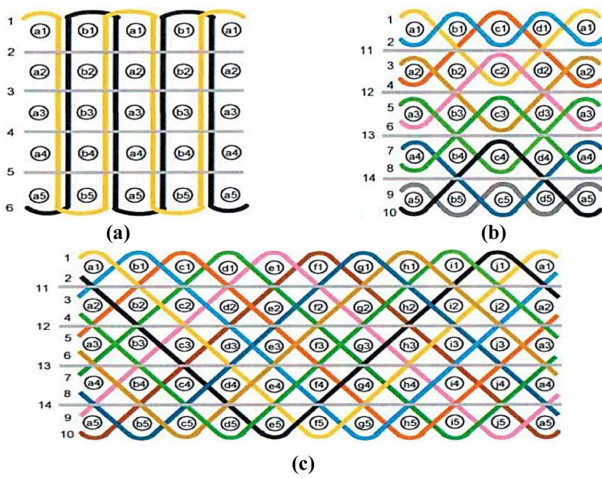


Fig. 3. Schematic of 3D woven preform: (a) orthogonal; (b) layer-to-layer; (c) through-the-thickness

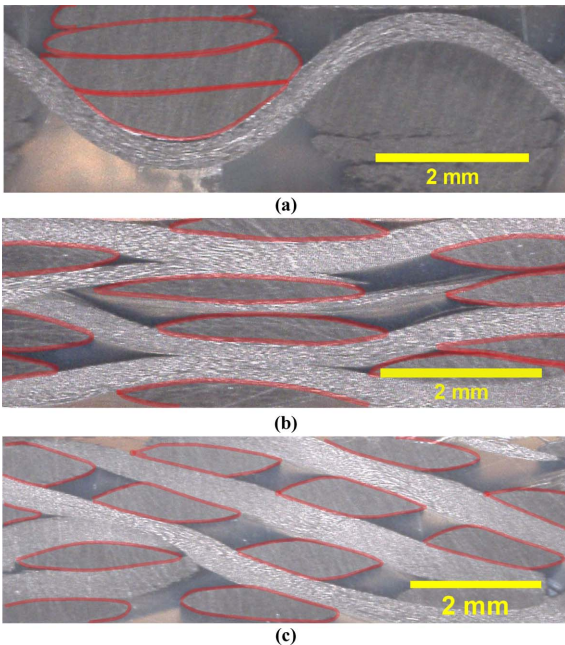


Fig. 4. Cross section of 3D woven composites: (a) orthogonal; (b) layer-to-layer; (c) through-the-thickness

어 있기 때문에 기계적 특성을 구하기 위해서는 구조적인 관점에서 봐야 한다. Fig. 3은 ORT, LTL, TTT의 구조를 도식적으로 나타낸 것이다. 이 그림은 직조되는 프리폼의 길이 방향의 측면 단면을 보인 것으로서 고정된 위사 사이로 경사가 지나가는 것처럼 보이나 실제로 직조할 때는 배열된 경사 사이로 위사를 삽입한다. 여기서, 경사를 1~8로 위사를 a, b, c 등의 열로 각각 표시하고 두께 방향으로 1~6을 조합하여 나타내고 있다. 직조할 때는 하니스를 관통하여 지나가는 경사 1부터 8까지의 섬유를 하나 혹은 여러 개를 함께 순차적으로 위로 당겨 올리면서 위사를 삽입하는 방법을 취한다. 예를 들어, Fig. 3(a)를 보면 위사 a1을 삽입하기 위해서는 경사 1을 위로 올려 주어야 하고 나머지 2~7은 그대로 있으며, 섬유 a2를 삽입하기 위해서는 경사 섬유 1, 2를 위로 올려준다. 마찬가지로, 예를 들어, b5를 삽입하기 위해서는 경사 섬유 2, 3, 4, 5, 7을 위로 올려준다. 이런 작업은 기본구조가 반복되는 ORT 구조는 b, LTL 구조는 d 열까지, TTT 구조는 j 열까지 진행되며 그 후에는 이런 패턴을 계속적으로 반복시키면 된다.

Fig. 4는 각 패턴별 복합재료의 단면을 보여주고 있다. ORT 패턴의 경우 위사 섬유가 위입의 단계에서 90°로 전체 두께 방향을 관통하는 것으로 볼 수 있다. LTL 패턴은 각 2개 층별로 연결되고, TTT 패턴은 전체 두께에 대하여 각도를 가지고 연결되는 것을 볼 수 있다.

3. 복합재료 성형 및 기계적 시험

3.1 재료

본 실험에서 사용된 섬유는 AKSACA 사의 12K-A-49 T700 Grade 12K 탄소 섬유이며 세 가지 패턴에 해당하는 lifting diagram을 작성하여 직기의 컨트롤 박스에 입력하고 제작하였다. 기지재료로는 항공용 수지인 Cytec 사의 PRISM EP-2400을 사용하였다.

3.2 패널 제작

인퓨전 공정을 통한 패널 제작을 하였고 수지의 탈포를 위해 순환식 수조에서 온도 100°C에 도달한 다음 탈포하였

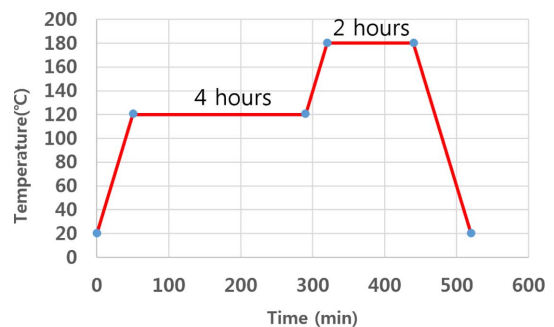


Fig. 5. Curing cycle of Infusion process

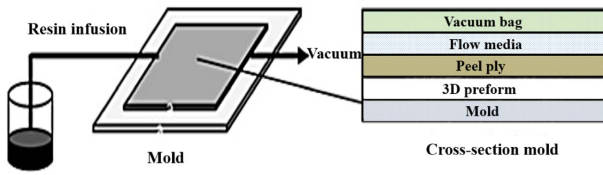


Fig. 6. Schematic diagram of Resin infusion process

다. 젖음성을 좋게하기 위하여 프리폼은 90°C로 예열하여 몰드안에 넣었다. 수지의 경화 사이클은 고온에서의 발열 반응을 제어하기 위해 120°C 4시간, 180°C 2시간으로 하였고 경화 사이클은 Fig. 5와 같다. Fig. 6에 인퓨전 공정에 대한 개략도를 나타내었다.

3.3 기계적 물성 시험 평가

세 종류 복합재료에 대한 기계적 물성을 평가하기 위해 인장시험, 압축시험, Open-hole 시험을 진행하였다. 본 연구에서 직조한 프리폼은 경사 방향과 위사 방향의 섬유 포함량이 다르기 때문에 두 방향에 대한 시편을 가공하여 시험하였다. 최대 인장 강도, 탄성계수를 측정하기 위한 시험으로 인장시험을 수행하였고, 규격은 ASTM D3039를 참고하였다. 시편의 개수는 각 방향별로 7개씩, 폭 25 mm, 길이 230 mm로 가공 후 스트레인 게이지를 부착하였다. 복합재료에 압축하중을 가할 때 기지재의 역할은 섬유의 파단을 더디게 하는 역할을 한다. 따라서 기지재의 건전함 평가를 위해 압축시험을 수행하였고, 규격 ASTM D6641을 참고하였다. 시편의 개수는 각 방향별로 10개씩, 폭 25 mm, 길이 140 mm로 가공 후 스트레인 게이지를 부착하였다. 실험시간의 절약을 위하여 시험 규격 허용 범위 내에서 압축 시험의 시험 속도는 1 mm/min 인장 시험의 시험 속도는 2 mm/min으로 하였다.

기계적 체결과 우수한 피로 특성이 많은 항공 분야에서 필요로 하는 응력 집중, 체결구 부위 손상, 노치 허용 강도를 알아 보기 위하여 Open-hole 인장 시험을 수행하였다. 노치 효과로 인해 복합재료는 매우 낮은 응력에서 층간 분리 현상 및 파단이 되는 경향이 있다. 높은 노치 감도는 많은 분야에서 복합재료의 적용을 제한하는 주된 이유가 될 수 있고 Open-hole 시험의 결과는 손상 허용치의 기준이 될 수 있다. 규격은 ASTM D5766[8]을 참고하였다. 시편의 개수는 각 방향별로 7개씩, 폭 36 mm, 길이 300 mm로 가공하였고, 시편 중앙의 원공 가공은 손상의 최소화과 강도의 영향을 줄이기 위해 초경 엔드밀을 사용하여 직경 6Ø로 가공하였다. Open-hole 인장시험 중 파손될 만큼의 응력이 구멍 주위에 충분히 전달되기 때문에 탭은 필요하지 않다. 그러나 슬립 현상을 최소화하기 위하여 ASTM D3039를 참조하여 사포(Emery cloth) 220 메쉬를 부착하였고 시험 속도는 파단까지 걸리는 시간을 단축하고자 시험규격이 허용하는 범위내의 값 중 비교적 빠른 3 mm/min로 행하였다.

Table 1. Volume fraction of pattern (%)

Pattern	ORT	LTL	TTT
Volume fraction	50.4	52.5	50.9

3.4 섬유 체적율

복합재료의 기계적 성질에 있어 섬유 체적율은 큰 영향을 미칠 수 있다. ASTM D3171의 소각법에 따라 각 패턴별로 섬유 체적율을 구하였다. 각 섬유 체적율은 Table 1에 나타내었다.

4. 결과 및 고찰

4.1 인장시험 결과

Fig. 7, 8은 ORT, LTL, TTT 시편에 대한 인장시험의 탄성계수 및 인장강도 결과 그래프이다. 인장 탄성계수는 0.1~0.3(%) 변형률에서 계산하였고 파단이 일어나지 않는 초기 구간에서 구하였다. 세 가지 패턴의 탄성계수 및 강도 결과 값을 보았을 때, 위사 방향의 값이 경사 방향의 값보다 높게 나오는 것을 볼 수 있다. 그 이유는 위사 섬유 포함

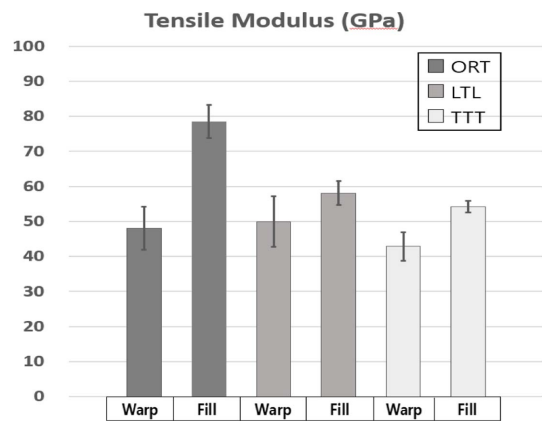


Fig. 7. Modulus for Tensile test of ORT, LTL, TTT

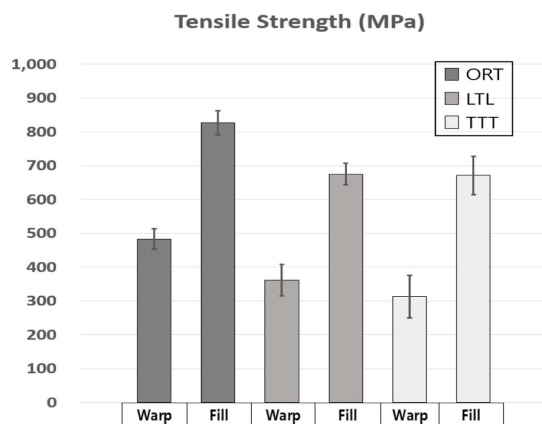


Fig. 8. Strength for Tensile test of ORT, LTL, TTT

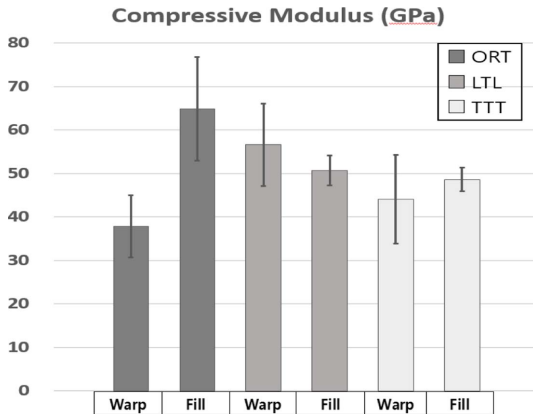


Fig. 9. Modulus for Compressive test of ORT, LTL, TTT

량이 경사 섬유 포함량보다 더 높기 때문이다.

4.2 압축시험 결과

Fig. 9는 ORT, LTL, TTT 각 패턴 별 압축시험의 강성 결과 그래프이다. 압축 탄성계수는 0.1~0.3(%) 변형률에서 구하였다. 가지 패턴의 복합재료 중 ORT 구조의 위사방향 압축강성이 가장 높은 값을 보였다. 이는 ORT의 경우 층간을 보강하는 두께방향의 섬유가 수직으로 배치되어 층간을 견고하게 잡고 있기 때문으로 사료된다.

ORT, TTT 시편은 위사 방향의 강성이 경사 방향의 강성보다 높는데 반해 LTL 시편은 경사 방향의 강성이 더 높게 나타났다. 이는 직조시 ORT와 TTT에서는 layer 간의 보강을 위한 3차원 직조 섬유가 전체 layer를 관통하며 들어가 있는데 반해 LTL에서는 인접 layer 간에만 얽혀 있고 또 위사 입장에서 교대로 좌우로 잡아 당기는 방향으로 배치되어 있으므로 위사 방향으로 압축시 위사에 좌굴을 야기시키는 방향으로 힘이 전달되어 강성이 떨어 지는 곳으로 사료된다. 강성은 얼마나 변형이 많이 일어나는가이지만 강도의 경우는 변형이 어느 정도 일어난 상태에서 결국 파괴되는 시점의 강도이므로 강성의 경우와는 다른 현상을

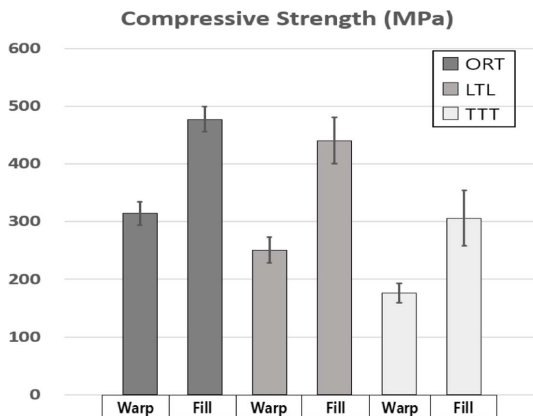


Fig. 10. Strength for Compressive test of ORT, LTL, TTT

나타낼 수 있다.

Fig. 10은 세 가지 패턴의 복합재료에 대한 압축시험 강도를 나타낸 그래프이다. 각 패턴의 탄성계수 및 강도의 결과 값을 보면 위사 방향의 값이 대체로 높게 나타났다. 이는 위사 섬유 포함량이 경사 섬유 포함량보다 높기 때문이다. 세 가지 패턴의 복합재료 중 ORT의 탄성계수 및 강도 값이 가장 높은 이유는 위사 방향 섬유가 두께 방향으로 밀집되어 배열되기 때문에 길이 방향으로의 위사섬유의 간격이 조밀하게 배열되어 섬유의 포함량이 다른 패턴보다 상대적으로 많기 때문인 것으로 판단된다.

4.3 Open-hole 시험 결과

Fig. 11은 각 패턴별 open-hole 시험의 강도 결과 그래프이다. ORT 패턴의 위사 방향의 경우 LTL, TTT 패턴에 비하여 인장강도가 높게 나타났다. Hole이 없는 인장강도(unnotch)에 비하여 hole이 있는 인장강도(notch)를 노치 감도로 표현한 식 (1)은 다음과 같다.

$$\text{Damage tolerance} = \frac{\text{hole이 있는 인장강도(notch)}}{\text{hole이 없는 인장강도(unnotch)}} \tag{1}$$

식 (1)을 이용하여 각 패턴의 위사 방향에 대한 노치 강도를 비교한 결과를 Table 2에 나타내었다.

Table 2를 보면 ORT, TTT 패턴의 손상 허용치가 크지 않다는 것을 알 수 있다. 앞서 언급한 섬유체적률은 LTL 패턴이 가장 높은 값을 가지고 있지만, 압축, 인장, Open-hole 시

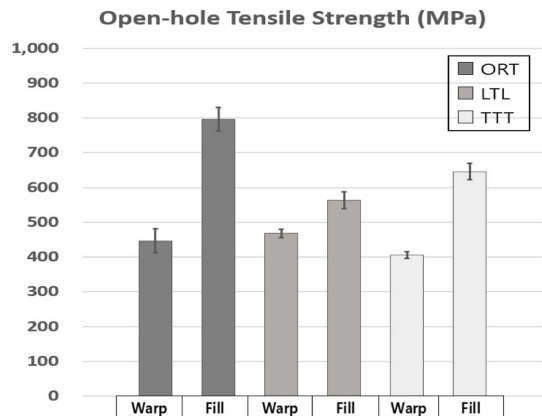


Fig. 11. Strength for Open-hole test of ORT, LTL, TTT

Table 2. Damage tolerance

Pattern	Notch (MPa)	Unnotch (MPa)	Damage Tolerance (%)
ORT	795	826	96
LTL	563	675	83
TTT	645	671	92

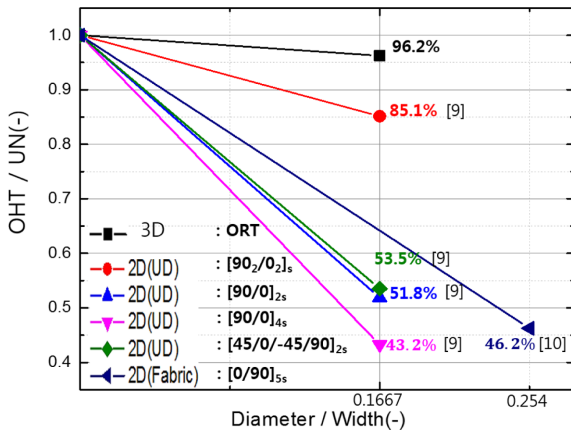


Fig. 12. Comparison of notch sensitivity between 3D and 2D woven composites

험 결과를 보면 ORT 패턴의 물성 값이 가장 높은 값을 가지는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 세 가지 패턴 중 가장 높은 물성 값을 가지는 ORT 패턴의 노치 감도와 문헌에서 구한 일방향 적층 복합재료 및 2D 패브릭 적층 복합재료의 notch 감도를 비교하였다[9,10]. Fig. 12는 2D 복합재료와 3D 복합재료의 노치 감도를 비교한 그래프이다. 3D 복합재료의 ORT 패턴, 일방향 적층 복합재료, 2D 패브릭 적층 복합재료의 순서로 노치 감도가 가장 민감하지 않음을 볼 수 있다. 이는 3D 복합재료의 두께 방향 섬유 배향의 보강으로 인하여 손상 허용치가 향상되었음을 보여주고 있다.

5. 결론

본 연구에서는 위빙 직조기를 사용하여 각 패턴별 직조형 프리폼을 제조하고 복합재료 물성 평가를 하였다. 인장 시험과 압축 시험 모두 ORT 구조가 위사 방향의 탄성계수 및 강도 값이 가장 높았다. Open-hole 시험의 경우에도, 위사 방향의 ORT 패턴이 LTL, TTT 패턴에 비해 29%, 18% 더 높게 나왔다. 이는 ORT 패턴이 다른 패턴보다 위사 방향의 섬유 배향이 더 많이 포함되었기 때문이다. 노치 감도를 비교한 결과 3D 복합재료의 ORT 패턴이 일방향 적층 복합재료 및 2D 패브릭 적층 복합재료보다 노치 감도가 가장 낮았다. 이는 3D 복합재료에 두께 방향 섬유 배향의 보강으로 두께 방향 특성이 향상되어 손상 허용치가 증가하였다는 것을 알 수 있다. 따라서 복합재료 체결 부위나 구멍을 뚫어야 하는 부위 혹은 응력 집중이 일어날 수 있는 부분에 ORT 패턴 복합재료를 적용했을 경우 손상 허용치가 증대되어 내구성이 증가, 크랙, 층간 분리 현상 등의 문제점이 보완될 것으로 판단된다.

후 기

This research is financially supported by Changwon National University 2017~2018.

REFERENCES

1. Nguyen, V.P., Kerfriden, P., and Boardas, S.P.A., "Two- and Three-dimensional Isogeometric Cohesive Elements for Composite Delamination Analysis," *Journal of Composite: Part B*, Vol. 60, 2014, pp. 193-212.
2. Kim, S.J., and Hwang, I.H., "Study on Through the Thickness Stresses in the Corner Radius of a Laminated Composite Structure," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 8, 2013, pp. 665-672.
3. Byun, J.H., Song, S.W., Lee, C.H., Um M.K., and Hwang B.S., "Impact Properties of Laminated Composites with Stitching with Stitching Fibers," *Journal of Composite Structures*, Vol. 76, 2006, pp. 21-27.
4. Visrolia, A., and Meo, M., "Multiscale Damage Modelling of 3D Weave Composite by Asymptotic Homogenization," *Journal of Composite Structures*, Vol. 95, 2013, pp. 105-113.
5. Byun, J.H., Lee, S.K., and Um, M.K., "Fabrication of 3D Textile Preforms by Multi-layer Weaving," *Proceedings of Korea Society for Composite Materials*, 1997, pp. 212-217.
6. Mouritz, A.P., and Cox, B.N., "A Mechanistic Interpretation of the Comparative in-plane Mechanical Properties of 3D Woven, Stitched and Pinned Composites," *Journal of Composites: Part A*, Vol. 41, 2010, pp. 709-728.
7. Dai, S., Cunningham, P.R., Marshall, S., and Silva, C., "Open Hole Quasi-static and Fatigue Characterization of 3D Woven Composites," *Journal of Composite Structure*, Vol. 131, 2015, pp. 765-774.
8. A. International, ASTM D5766 Standard Test Method for Open-hole Tensile Strength of Polymer Matrix Composite Laminates, 2018.
9. O'Higgins, R.M., McCarthy, M.A., and McCarthy, C.T., "Comparison of Open Hole Tension Characteristics of High Strength Glass and Carbon Fibre-reinforced Composite Materials," *Journal of Composites Science and Technology*, Vol. 68, 2008, pp. 2770-2778.
10. Arief Yudhanto, Naoyuki Watanabe, Yukata Iwahori, and Hikaru Hoshi, "The Effects of Stitch Orientation on the Tensile and Open Hole Tension Properties of Carbon/epoxy Plain Weave Laminates," *Journal of Material and Design*, Vol. 35, 2012, pp. 563-571.