

論文

3차원 직조형 열가소성수지 복합재료 제조 및 특성화

홍순곤*, 변준형**, 이상관*

Fabrication and Characterization of 3D Woven Textile Reinforced Thermoplastic Composites

Soon-Gon Hong*, Joon-Hyung Byun**, Sang-Kwan Lee*

ABSTRACT

In order to overcome one of the most pronounced shortcomings of conventional laminated composites, such as the low damage tolerance due to delamination, the thermoplastic materials and 3D (three-dimensional) preforms have been utilized in the manufacture of composite materials. From the newly developed process termed as the co-braiding, hybrid yarns of the thermoplastic fibers (PEEK) and reinforcing fibers (carbon) have been fabricated. In order to further enhance the delamination suppression, through thickness fibers have been introduced by way of 3D weaving technique in the fabrication of textile preforms. The preforms have been thermoformed to make composite materials. Complete impregnation of the PEEK into the carbon fiber bundles has been confirmed. For the comparison of mechanical performance of 3D woven composites, quasi-isotropic laminates using APC-2/AS4 tapes have been fabricated. Tensile and compressive properties of both the composites have been determined. Furthermore, the open hole, impact and CAI(Compression After Impact) tests were also carried out to assess the applicability of 3D woven textile reinforced thermoplastic composites in aerospace structures.

초 록

본 논문은 열경화성수지 적층 복합재료의 낮은 충격 특성과 층간 분리 현상을 개선하고자 열가소성 수지 및 3차원 직조 프리폼을 사용한 복합재료 제조와 물성 특성화에 대한 것이다. 새로운 기술인 co-braiding 성형법으로 열가소성 PEEK 섬유와 탄소섬유를 혼합한 섬유를 제조하였으며, 층간 분리 억제 특성을 현저하게 향상시키기 위하여 두께방향의 섬유를 가지는 3차원 직조형 프리폼을 제조하였다. 혼합섬유로 제조된 프리폼에 열성형 공정을 적용함으로써 열가소성 복합재료를 제조하였으며, 혼합섬유의 PEEK 섬유는 용융온도에서 용융되어 탄소섬유 사이로 함침이 완벽하게 일어남을 확인하였다. 또한, APC-2/AS4 프리프레그를 사용한 준 등방 적층 복합재료를 제조하여 3차원 직조형 열가소성 복합재료의 특성과 비교하였다. 항공기 소재로서의 적용 가능성을 알아보기 위하여 open hole 인장시험, 충격시험, 및 충격 후 압축시험 등의 결과를 통하여 3차원 직조형 열가소성 복합재료는 기존의 적층 복합재료보다 우수한 내 충격성, 손상허용치를 가짐을 보였다.

Key Words: 3차원 직조 프리폼(3D Textile Preform), 브레이딩(Braiding), 혼합섬유(Hybrid Yarn), PEEK, CAI 시험(CAI Test)

*+ 한국기계연구원 재료기술연구소 복합재료그룹, 교신저자(E-mail:bjh1673@kmail.kimm.re.kr)

* 한국기계연구원 재료기술연구소 복합재료그룹

1. 서론

고성능 섬유와 기지재료의 개발로 인하여 복합재료는 항공기에서부터 토목에 이르는 광범위한 분야에 적용되고 있다. 항공기 부품으로는 고분자기지 복합재, 특히 탄소/에폭시 적층판이 가장 널리 사용되고 있으나 이러한 재료는 사용 중에 충격하중에 의해 쉽게 층간분리가 일어난다. 층간분리의 중요한 원인은 기지 재료인 에폭시의 취성 특성과 두께방향의 섬유보강이 없기 때문이다. 이러한 열경화성 기지 적층판 복합재료의 단점을 극복하기 위한 여러 방법이 연구되어 왔는데 그 중 가장 효과적인 것은 열가소성 재료를 사용하거나 두께방향의 섬유 보강을 가지는 프리폼을 사용하는 방법이다.

일반적으로, 열가소성 수지는 보관 기간에 제한이 없으며, 낮은 흡습성, 우수한 열 안정성, 높은 파괴인성과 손상 저항을 가지며 공정이 간단하고 성형 시간이 짧기 때문에 생산비용을 낮출 수 있는 등 열경화성 수지에 비하여 장점이 많다. 또한 재용융이 가능하므로 손상된 부위를 열과 압력을 가하는 것만으로 수리될 수 있다.

여러 가지 열가소성 수지 복합재료 중에서 AS4/PEEK 프리프레그를 사용한 복합재료가 항공기 재료로 많이 사용되어 왔다[1]. 그러나 열가소성 수지의 특성으로 인하여 복합재료의 연성을 높일 수 있기는 하지만 보강 섬유가 면내로만 존재하기 때문에 층간분리 역제가 크게 향상되지는 않는다. 층간분리 역제의 가장 효과적인 방법은 두께방향으로 섬유를 배열하는 것으로서 braiding, weaving 또는 stitching 등에 의한 3차원 섬유 구조가 가장 대표적이다.

3차원 직조를 하기 위해서는 강화섬유와 열가소성섬유가 filament 단위로 혼합되어 있는 commingled 섬유를 사용할 수 있으나 혼합섬유 혹은 프리폼을 제조하는 과정에서 탄소섬유가 손상될 수 있고 섬유의 분포가 균일하지 않을 수 있다. 이러한 commingled 섬유의 단점을 극복하기 위해 본 연구에서는 보강섬유와 열가소성 섬유가 혼합된 co-braided 섬유를 사용하였다. 이 섬유의 특징은 강화섬유 전체가 열가소성 섬유로 둘러싸여 있기 때문에 직조 공정에서 강화섬유의 손상이 최소화되고, 수지섬유의 양을 쉽게 조절할 수 있기 때문에 복합재료의 섬유 체적율을 균일하게 할 수 있다.

열가소성 복합재료에 관한 연구는 대부분 프리프레그 적층 복합재료에 국한되어 있고 특히, 3차원 직조형 열가소성 복합재료에 대한 연구는 그 재료가 가지는 기술적 중요성에도 불구하고 연구 사례를 찾아보기 어렵다. 따라서, 충격특성 및 손상허용치가 현저하게 향상된 복합재료를 항공기 등의 구조물에 적용하기 위해서는, 새로운 형태의 혼합섬유를 제조하는 방법과 이를 이용한 3차원 직조방법 및 복합재료 제조 공정을 확립하고 이 복합재료의 구조적 성능을 평가하는 것이 중요하다.

본 논문의 목적은 다음의 두 가지로 요약된다.

- (1) Co-braided 섬유 제조 및 이를 이용한 3차원 직조 프리폼 및 열가소성수지 복합재료의 제조.
- (2) 항공기 재료로서의 사용 가능성을 파악하기 위한 3차원 복합재료의 특성규명 및 기존의 프리프레그 적층 복합재료와의 물성치 비교.

2. 시편제작

2.1 사용재료

PEEK(Polyetheretherketone)는 화학적, 기계적 성질의 우수성으로 인하여 고성능 열가소성 복합재료 분야에서 가장 많은 관심을 끌고 있는 재료이다. 본 연구에서는 인장강도가 156MPa이며 용점이 340℃인 Victrex사의 PEEK 450G 섬유를 사용하였고, 보강섬유는 HEXCEL사의 AS4 (3K) 섬유를 사용하였다.

3차원 복합재료와 적층 복합재료의 기계적 특성을 비교하기 위하여 Cytec사에서 제조한 APC-2/AS4 프리프레그를 사용하여 적층 복합재료를 제조하였다. 이 재료는 일방향 AS4 탄소섬유와 PEEK 기지로 구성되어 있다.

2.2 Co-braiding

3차원 열가소성 복합재료를 제조하기 위해 commingled 섬유를 사용하거나 고분자 필름, 섬유, 및 분말을 사용하여 프리폼 성형 후에 함침시키는 방법[2] 등이 개발되어 왔으나 여러 가지 방법 중 co-braiding은 섬유의 손상이 가장 적고 함침이 균일하다는 장점이 있다.

Fig. 1은 co-braiding에 사용된 braiding 기계의 모식도로써 본 연구에서는 단면의 굵기가 서로 다른 섬유(12K 및 3K)가 합사되었다. 편의상 전자는 12K 후자는 3K co-braided 섬유로 부르기로 한다.

12K co-braided 섬유는 Fig. 2(a)에 보인 것과 같이 3K 탄소섬유 4개와 495 데니어 PEEK 섬유 다섯 개를 중축 섬유로 사용하고 브레이더 섬유로는 16개의 207 데니어 PEEK 섬유를 사용하였다. 3K co-braided 섬유에는 Fig. 2(b)에 보인 것처럼 하나의 3K 탄소섬유를 중축섬유로 사용하고 16개의 207 데니어 PEEK 섬유를 브레이더로 사용하였다. 이렇게 서로 다른 크기의 혼합섬유를 제조한 이유는 3차원 프리폼 제조 시 직조방향에 따라 달리 사용하기 위함이다.

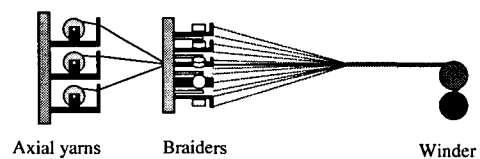


Fig. 1 Schematic of a braiding machine.

2.3 3차원 프리폼 제조

3차원 직조기로 제조된 프리폼의 크기는 폭 300mm, 두께 8mm였으며 길이에는 제한이 없으나 본 연구에서는 3m를 제조하였다. 직조 프리폼은 반복되는 가장 최소의 구조를 가지는데 이것을 단위 셀이라고 부른다. Fig. 3은 제조된 3차원 직조복합재료의 단위 셀을 보인 것으로 그 크기는 $2.9(U_x) \times 4.8(U_y) \times 3.6(U_z)$ mm³ 이다. 제작된 복합재료 시편의 섬유 체적율은 53%였으며 X, Y, Z 방향의 섬유 체적율은 각각 17.4, 31.0, 4.6%였다.

앞 절에서 설명한 바와 같이 직조방향에 따라 서로 다른 크기의 섬유를 사용하였는데, warp 섬유는 3K를, stuffer 및 fill 섬유는 12K 섬유를 사용하였다.

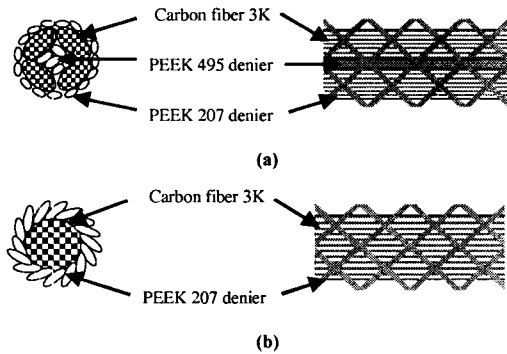


Fig. 2 Co-braided yarns: (a) 12K yarn; (b) 3K yarn.

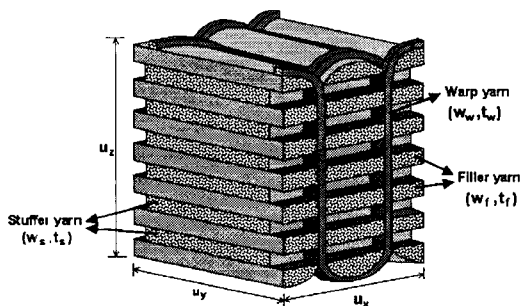


Fig. 3 Schematic of a unit cell of a 3D orthogonal preform.

2.4 열가소성 복합재료 제조

3차원 직조복합재료와 프리프레그 적층 복합재료의 특성을 비교하기 위하여 [-45/0/+45/90]_{3S} 적층 순서를 가지는 준 등방성 복합재료를 제작하였으며 섬유 체적율은 63%이다. 3차원 직조 복합재료와 적층 복합재료 제조는 프리폼 및 적층된 프리프레그를 금형에 넣어 유압 프레스를 이용하여 가압하면서 용융점 이상으로 가열하여 성형하였다.

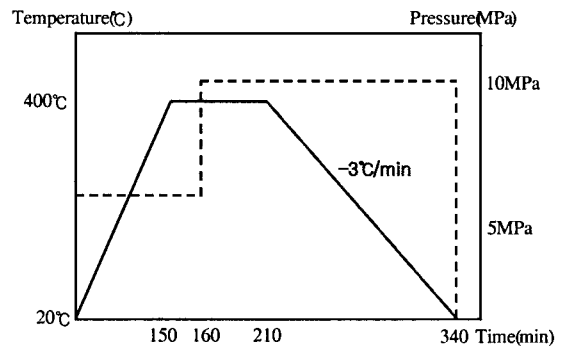


Fig. 4 Hot press molding process cycle of composites.

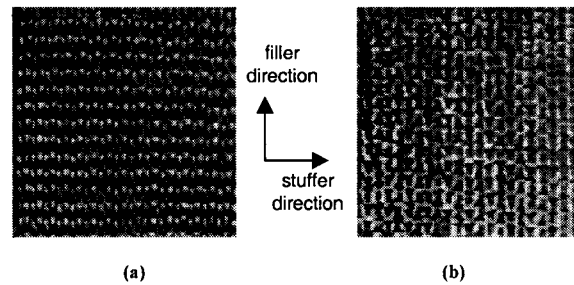


Fig. 5 (a) 3D orthogonal woven preform surface and (b) composite's surface.

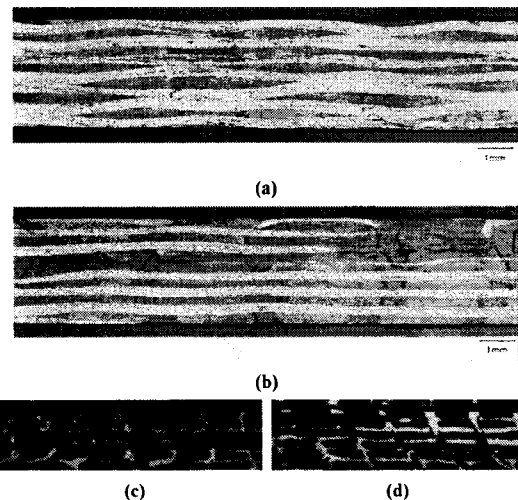


Fig. 6 Cross-section of thermoformed 3D orthogonal composites:(a) in the filler direction; (b) in the stuffer direction; (c) and (d) distorted warp weaver in the stuffer yarn direction.

Fig. 4는 열가소성수지 복합재료의 성형 과정을 보여주고 있다.

Table 1 Tensile test results of 3D orthogonal composites and quasi-isotropic laminate composites

Material type	Strength (MPa)	Modulus (GPa)	Poisson's ratio
3D stuffer dir.	285.3	30.80	ν_{xy} 0.027
3D filler dir.	543.7	65.42	ν_{xz} 0.030
Quasi isotropic	644.2	45.93	$\nu_{xy(zx)}$ 0.282

Table 2 Compression test results of 3D orthogonal and quasi-isotropic laminate composites

Material type	Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
3D stuffer dir.	1871	201.6	29.23
3D filler dir.	2654	326.4	56.31
Quasi isotropic	2902	541.2	46.27

Fig. 2에서 보인 PEEK섬유는 용융온도까지 열이 가해지면 탄소섬유 다발 내 혹은 다발사이에 수지가 용융/함침되어 열가소성 복합재료가 된다. 이때 비어 있는 공간 내로 수지가 채워지게 되므로 두께가 감소하게 되는데 실제로 복합재의 최종 두께는 성형 전 프리폼 두께 8mm에서 3.6mm로 감소했다. 따라서 두께방향으로 배열된 섬유는 변형이 생기게 되는데 시편의 표면을 보면 Fig. 5(a)의 곡선 부분이 Fig. 5(b)와 같이 편평하게 된다.

Fig. 6은 각 단면에 나타나는 섬유변형을 보인 것인데 (a)는 filler 섬유 방향의 시편 단면으로서 프리폼 제조 시 편평하게 삽입되는 filler 섬유가 굴곡이 생겼음을 볼 수 있다. 한편, (b)의 stuffer 섬유 방향의 단면을 보면 stuffer 섬유는 변형이 거의 없이 편평함을 볼 수 있다. 또한 (c), (d)에서는 두께 방향의 섬유도 불규칙적인 모습으로 변형이 생겼음을 알 수 있다. Fig. 6의 단면 관찰로부터, filler섬유의 굴곡은 복합재료 성형의 용융/가압 공정에서 stuffer 섬유가 시편의 폭 방향으로 이동하기 때문에 생긴 것으로 볼 수 있으며 두께 방향의 warp 섬유의 변형은 시편의 두께 감소로 생긴 것이라고 볼 수 있다.

3. 시험 및 결과

3.1 인장시험

3차원 직조복합재료의 인장 특성에 관한 연구는 Ishikawa 등에 의해 연구되어 왔으나 대부분 열경화성 수지 복합재료에 관한 것이다[3,5].

열가소성 수지 3차원 직조복합재료 및 적층 복합재료의 인장강도와 탄성률을 얻기 위해 stuffer 및 filler 방향으로 210×20mm² 시편에 대한 인장시험을 하였으며 Table 1은 3차원 직조 복합재료의 stuffer 방향, filler 방향 및 준 등방성 적층판의 인장시험 결과를 보여준다.

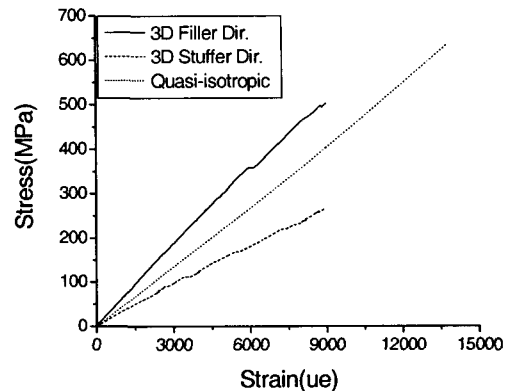


Fig. 7 Stress-strain relation of tensile test for 3D orthogonal composite in stuffer direction, filler direction and quasi-isotropic laminates.

Fig. 7은 인장하중 하에서의 3차원 직조복합재료와 준 등방 적층 복합재료의 응력-변형률 곡선을 나타낸 것인데 준 등방 적층 복합재료는 선형거동을 보여주고 있으나 3차원 직조복합재료는 파손에 근접할수록 비선형적이다. 그 이유는 Fig. 6(a)에서 보는 것처럼 filler 섬유의 굴곡과 stuffer 방향의 낮은 섬유 체적율로 인한 기지재료의 특성에 영향을 받았기 때문이라고 생각된다.

3차원 직조복합재료의 filler방향 강도와 탄성율이 stuffer 방향보다 더 높게 나타났는데 그 이유는 filler방향의 섬유 체적율이 1.8배 더 높았기 때문이다. 만약 3차원 직조 및 적층 복합재료의 섬유 체적율이 같다고 보고, 3차원 직조 복합재료의 filler 방향과 stuffer 방향의 섬유 체적율이 같은 경우 각 방향의 강도와 탄성율이 두 방향의 평균값이라고 가정할 때 탄성률은 비슷한 수준이나 강도는 적층 복합재료의 60%수준이다. 즉, 3차원 직조복합재료의 탄성율은 준 등방 복합재료와 같은 수준이나 인장강도는 많이 떨어짐을 알 수 있다. 그 이유는 3차원 복합재료의 섬유 체적율이 준 등방 복합재료 보다 10% 정도 낮기 때문이며 또 다른 이유로는 3차원 직조 열가소성 복합재료 성형 시 발생한 미소 균열로 인하여 강도 저하가 생긴 것으로 생각된다.

3.2 압축시험

Table 2는 압축시험 결과를 비교한 것인데 인장시험과 마찬가지로 3차원 직조 복합재료의 경우 filler 방향의 인장강도, 탄성율이 모두 stuffer 방향보다 높았다. 특히 3차원 직조 복합재료의 압축강도는 filler 방향과 stuffer 방향의 섬유 체적율이 비슷하다고 가정하더라도 준 등방 적층 복합재료의 압축강도의 50% 수준이다. 그 이유도 섬유 체적율의 차이에서 기인한다고 볼 수 있으며 한편으로 Fig. 6에서 나타난 것과 같이 성형 시 발생한 섬유 굴곡도 큰 영향이 있다고 보여진다.

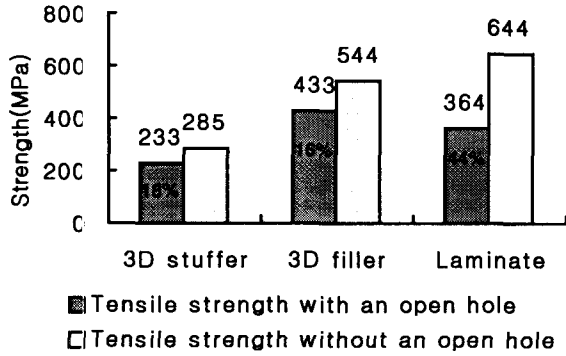


Fig. 8 Open hole test result and simple tensile test results: the percentage indicates the strength reduction with respect to the strength without an open hole.

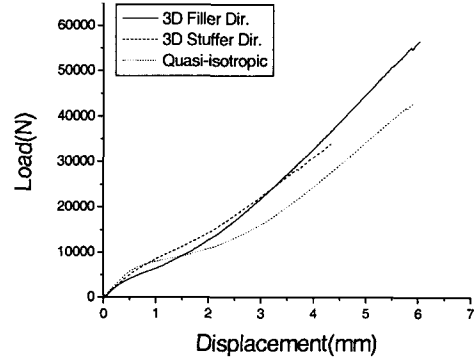


Fig. 9 Load-displacement relation of open hole test for 3D orthogonal composites in stuffer direction.

3.3 Open hole 인장시험

적층 복합재료는 손상을 가지고 있을 때 그 손상의 노치 효과에 의해 낮은 응력에서 층간 분리가 일어나고 파단되는 경향이 있기 때문에 open hole 인장시험은 손상허용치의 기준이 될 수 있다[6].

Fig. 8은 3차원 복합재료와 준 등방 적층 복합재료의 open hole 인장시험 결과를 보여주고 있다. 3차원 복합재료의 경우 open hole 인장강도 자체는 적층 복합재료보다 낮으나 hole이 없는 시편의 인장강도 값에 대한 강도 감소율을 비교하면 3차원 복합재료의 강도 감소가 훨씬 적다는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9는 각 시편에 대한 대표적인 하중-변위 곡선을 보여준다. 시험초기에 비선형 구간이 나타나지만 중간 이후로는 거의 선형적인 거동을 보인다.

Fig. 10은 3차원 복합재료와 준등방 적층 복합재료의 파손 후 시편 모습을 보여주고 있다. 3차원 복합재료의 경우 시편 두께와 폭 전체에 걸쳐 섬유가 하중을 받았음에 비해 적층 복합재료는 층간 분리에 의해 파손이 일어났음을 볼 수 있다.

3.4 저속충격시험

본 논문에서는 3차원 복합재료와 적층 복합재료의 손상 저항 성능을 알아보기 위해 SACMA SRM 2R-24 시험규격에 따라 충격시험을 실시하였다. 시험규격에는 100×150mm² 크기의 시편이 권장되고 있으나 시편의 평면 크기는 충격이나 충격 후 압축시험의 결과에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 보고되고 있으므로 100×100 mm²의 크기로 하였다[7,8].

Fig. 11은 충격시험에 사용된 데이터 처리 장치와 낙추 충격시험 장치를 보여주고 있으며 충격자는 직경이 15.75mm의 반구형 팁을 사용하였다.

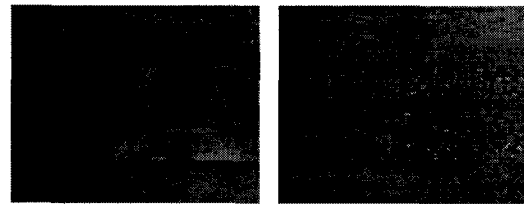
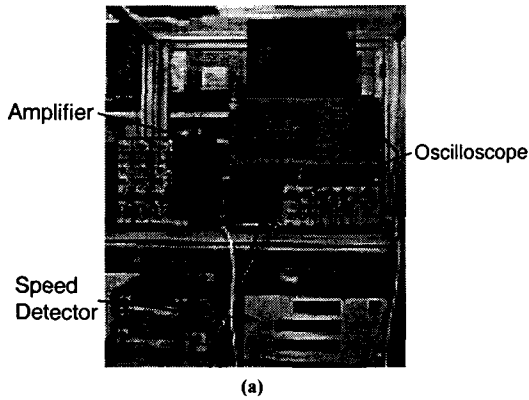


Fig. 10 Open hole test specimens: (a) 3D orthogonal composites in filler direction; (b) quasi-isotropic laminate composites.

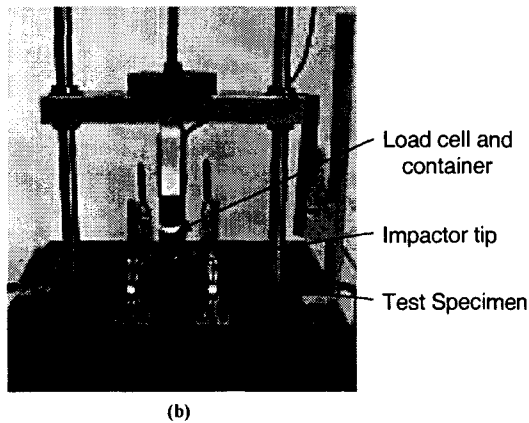
Table 3은 평균 15J의 충격 에너지를 가했을 때 3차원 복합재료와 준등방 적층 복합재료의 충격시험 결과이다. V_i , V_r , E_{loss} , $T_{contact}$, δ_{max} 는 각각 충격자의 충격속도, 반발속도, 에너지손실, 시편과의 접촉시간 및 시편의 최대변형을 나타낸다. 충격시험의 결과, 두 재료는 거의 동일한 에너지 흡수와 에너지 손실율을 보이고 있다.

충격자가 시편에 접촉하고 하중이 전달되면 시편과 충격자 모두에 진동을 발생시키는데 이 진동은 하중-시간 그리고 하중-변위 곡선에서 확인할 수 있다. Fig. 12 와 13은 각각 3차원 직조복합재료와 적층 복합재료 충격시험의 하중-시간 관계를 보여준다. Fig. 12에서 보이는 하중의 큰 감소는 적층판의 층간 분리에 의해 에너지가 흡수되기 때문이며 Fig. 13의 3차원 복합재료의 경우는 이러한 큰 하중의 감소가 발견되지 않고 그 대신 섬유와 수지 사이의 작은 크랙 발생에 의해 충격하중이 흡수됨을 알 수 있다. Fig. 14 및 15는 충격하중-변위 곡선을 나타낸 것인데 적층 복합재료의 경우 층간 분리에 의하여 급격한 하중감소가 발생함을 알 수 있다.

Fig. 16 및 17은 3차원 복합재료와 적층 복합재료의 충격 시험 후의 모습이다. 충격을 받은 3차원 복합재료의 앞면과 뒷면 모두에서 특별한 파단이나 층간분리 영역이 발견되지는 않았으나 적층 복합재료에서는 뒷면에 상당한 크기의 섬유 파단을 동반한 층간분리 영역을 관찰할 수 있었다.



(a)



(b)

Fig. 11 Drop weight impact test setup: (a) data acquisition system; (b) drop weight type impact test apparatus.

Table 3 Impact test results of 3D orthogonal composites and quasi-isotropic laminate composites

Material type	V_i m/sec	V_r m/sec	E_{loss} J	E_{loss} rate%	$T_{contact}$ ms	δ_{max} mm
3D Orthogonal	2.929	1.914	8.850	57.29	4.664	4.224
Quasi Isotropic	2.922	1.920	8.727	56.80	5.218	4.691

3.5 비파괴 검사 (초음파 탐상)

충격손상을 평가하기 위해 PAC-IPR-90를 사용한 C-scan 비파괴검사를 실시하였으며 그 결과가 Fig. 18에 나타나있다. 초음파 빔이 반사되어 나온 밝은 부분이 층간분리된 부분임을 나타낸다. Fig. 18(a)에서는 면내에 발생한 층간분리를 확인할 수 있다. 그러나 Fig. 18(b)에서는 균열이나 층간분리가 멀리 전파되지 못하고 filler와 stuffer 섬유에 간혀 작은 크기의 격자 모양으로 나타난다. 즉 3차원 직조

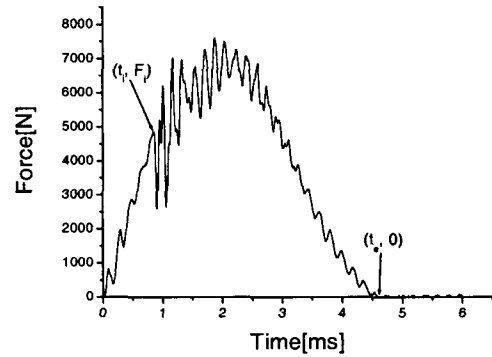


Fig. 12 Impact response of a quasi-isotropic laminate: calculated force vs time.

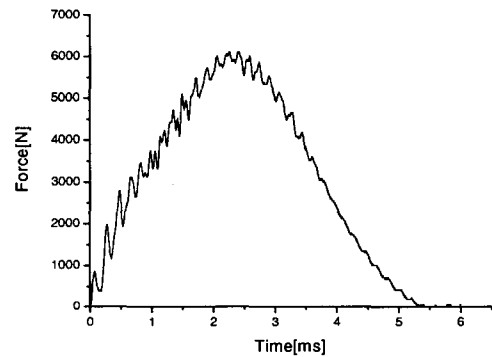


Fig. 13 Impact response of a 3D orthogonal composite: calculated force vs time.

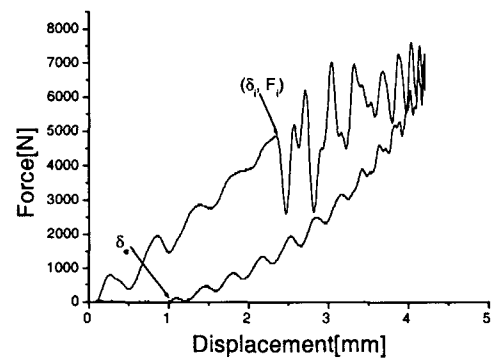


Fig. 14 Impact response of a quasi-isotropic laminate: calculated force vs displacement.

복합재료는 적층 복합재료에 비해 손상면적이 제한적이고 수지 층에서 발생한 균열이 보강섬유 구조 속에 갇혀 진행해 나가지 못함을 볼 수 있다.

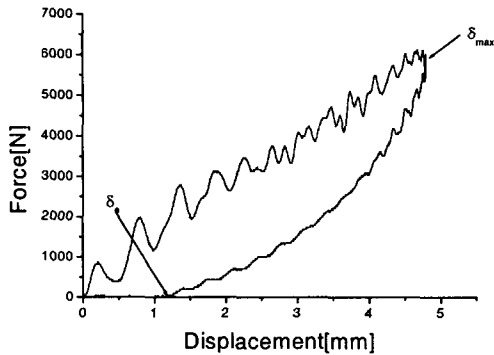


Fig. 15 Impact response of a 3D orthogonal composite: calculated force vs displacement.

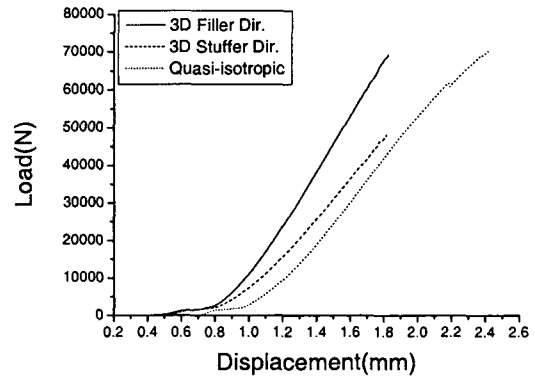


Fig. 19 Load-displacement relation in compression after impact test for 3D orthogonal composites.

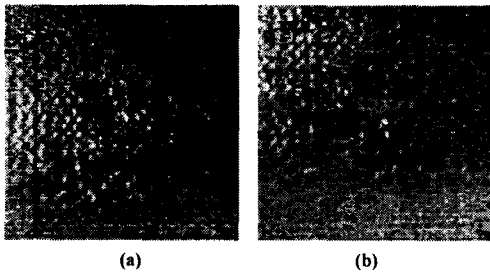


Fig. 16 3D orthogonal composite impact test specimen: (a) impact front side; (b) impact back side.

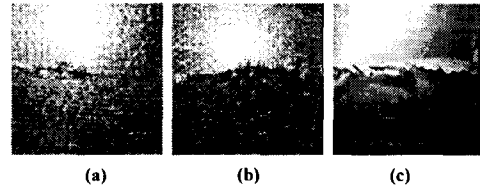


Fig. 20 Specimen after CAI test: 3D orthogonal composite (a) in the stuffer direction; (b) in the filler direction; and (c) quasi-isotropic laminates.

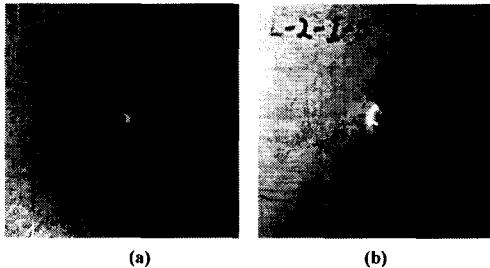


Fig. 17 Quasi-isotropic composite impact test specimen: (a) impact front side; (b) impact back side.

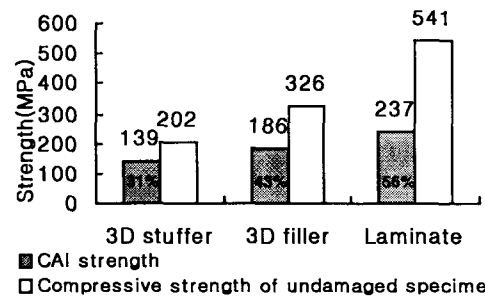


Fig. 21 CAI test results for 3D composites and quasi-isotropic laminates.

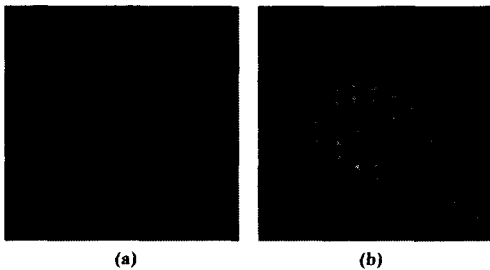


Fig. 18 C-scan results: (a) quasi-isotropic laminate composite; (b) 3D orthogonal composite.

3.5 충격 후 압축 (CAI) 시험

손상을 받은 구조의 잔류 강도 측정은 손상허용을 고려한 설계를 위하여 매우 중요하다. 따라서 충격을 가한 후 그 시편을 압축시험 함으로써 재료가 충격에 의한 손상을 가지고 있는 상태에서 보유하고 있는 강도를 평가하기 위한 시험이 CAI 시험이다. CAI 치구는 시편을 구속하여 좌굴이나 부분적인 압착을 방지하고 있다.

Fig. 19는 3차원 직조복합재료의 stuffer 방향과 filler 방향 및 적층 복합재료의 하중-변위 곡선을 보여주고 있으며 Fig. 20은 CAI 시험후의 시편의 모습이다. 3차원 직조복합재료는 비교적 좁은 부분에서 파단이 일어나지만 적층 복

합재료는 파단된 부분의 아래와 위쪽으로 상당히 넓은 층간분리를 보여주고 있다.

Fig. 21은 CAI 시험 결과인데 3차원 복합재료는 적층 복합재료 보다 비손상 압축 시편의 강도에 대비한 손상후의 강도 저하가 훨씬 적기 때문에 손상허용치가 높은 것을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 3차원 직조형 열가소성 복합재료의 제작과 특성화 시험을 통하여 기존 준등방 복합재료와의 성능을 비교 하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 탄소섬유와 PEEK 섬유를 이용하여 co-braided 섬유를 제작하였으며, weaving 및 열성형 공정을 통하여 3차원 직조형 열가소성수지 복합재료를 제작하였다.
 - (2) 인장시험에서는 3차원 직조복합재료의 탄성율은 준등방 복합재료와 비슷한 수준이나 인장강도는 감소하였는데, 주된 이유는 열성형 중에 3차원 직조복합재료에서 발생하는 섬유굴곡과 미소 균열 때문으로 판단된다.
 - (3) 충격손상을 확인하기 위한 C-scan 탐상 결과에서는 적층 복합재료가 넓은 층간분리를 보이는 반면 3차원 직조복합재료는 작고 보강섬유에 갇힌 균열을 가지며 충격에 의한 강도의 감소가 적층 복합재료 보다 작아 내충격성이 우수함을 보였다.
 - (4) Open hole 인장시험 결과는 3차원 직조 복합재료가 16~18% 정도의 강도 감소만이 일어나는 반면, 적층 복합재료는 44% 의 큰 강도 감소를 보였다. CAI 시험에서는 3차원 직조복합재료가 31~43%의 강도감소를 보인 반면 적층 복합재료는 56%의 강도감소를 보였다. 따라서 3차원 직조복합재료는 일반적인 적층 복합재료 보다 우수한 내 충격성과 손상 허용치를 가짐을 알 수 있다.
- 2) Kuo, W. S., Fang, J., "Processing and characterization of 3D woven and braided thermoplastic composites," *Composites Science and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 643-656.
 - 3) Tan, P., Tong, L., Steven, G. P., and Ishikawa, T., "Behavior of 3D orthogonal woven CFRP: Part I Experimental Investigation," *Composites, Part A*, Vol. 31, 2000, pp. 259-271.
 - 4) Callus, P. J., Mouritz, A. P., Bannister, M. K., and Leong, K. H., "Tensile properties and failure mechanisms of 3D woven GRP composites," *Composites Part A*, Vol. 30, 1999, pp. 1277-1287.
 - 5) Cox, B. N., Dadkhah, M. S., and Morris, W. L., "On the tensile failure of 3D woven composites," *Composites, Part A*, Vol. 27, 1996, pp. 447-458.
 - 6) Morais, A. B., "Open-hole tensile strength of quasi-isotropic laminates," *Composite Science and Technology*, Vol. 60, 2000, pp. 1997-2004.
 - 7) Ishikawa, T., Matsushima, M. and Hayashi, Y., "Comparison and discussion about compression after impact (CAI) properties obtained by SACMA and NASA methods," *8th. Japan-US Conference on Composite Materials*, Sep. 24-26, 1998.
 - 8) Liu, D., Raju, B. B., and Dang, X., "Size effects on impact response of composite laminates," *Int. J. Impact Energy*, Vol. 21, 1998, pp. 837-854.

후 기

본 연구는 21세기 프론티어 연구개발사업인 차세대 소재성형 기술개발사업에서 수행된 연구 결과임.

참고문헌

- 1) Dexter, H. B., "Development of textile reinforced composites for aircraft structures," *4th International Symposium for Textile*