

論文

성형 압력에 따른 T800 탄소섬유/에폭시 복합재료의 평면 내·외 물성 변화에 대한 연구

박명길*, 조성겸*, 장승환**+

A study on the variation of in-plane and out-of-plane properties of T800 carbon/epoxy composites according to the forming pressure

Myong-Gil Park*, Sung-Kyum Cho*, Seung-Hwan Chang**+

ABSTRACT

In this paper, the variation of mechanical properties of T800 carbon/epoxy composites according to the forming pressure, which was referred to previous studies on a filament winding process, were investigated. The specimens of all the tests were fabricated by an autoclave de-gassing molding process controlling forming pressure (absolute pressures of 0.1MPa, 0.3MPa, 0.7MPa including vacuum) and water jet cutting after fabricating composite laminates. Various tensile tests were performed for in-plane properties and interlaminar properties were also measured by using Iosipescu test jig. Fiber volume fraction was measured to correlate the property variation and the forming pressure. This properties are expected to be utilized in the design of Type III pressure vessel for hydrogen vehicles which uses the same carbon fiber (T800 carbon fiber) for the filament winding process.

초 록

본 논문에서는 필라멘트 와인딩 시 장력에 의해 압밀을 유발하는 압력을 선행연구자들의 연구를 참조하여 결정한 후 T800 탄소섬유/에폭시 복합재료의 기본적인 물성과 성형압력 변화에 따른 면 내·외의 물성 변화를 측정하였다. 실험 시편은 오토클레이브 진공백 성형을 통해 압력(절대압력 0.1MPa, 0.3MPa, 0.7MPa)을 조절하여 제조되었다. 모든 시편은 적층판 형태로 경화된 후 워터젯을 이용하여 시편 모양으로 절단되었으며, 층간 전단시편의 V-노치는 밀링가공을 통하여 제작되었다. 평면 내 물성을 위해 다양한 인장실험이 실시되었으며, 평면 외 물성을 측정하기 위해 층간 전단 실험이 수행되었다. 성형압력과 물성 변화를 관련시키기 위해 시편의 섬유 부피분율을 측정하였다. 본 연구에서 측정된 물성은 동일한 탄소섬유 (T800 탄소섬유)를 사용하여 필라멘트 와인딩 공정으로 제작되는 차량용 Type III 수소저장용기의 설계에 유용하게 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words : T800 탄소섬유/에폭시 복합재료(T800 carbon/epoxy composite), 성형 압력(Forming pressure), 필라멘트 와인딩(Filament winding), 층간전단 실험(Interlaminar shear test)

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 높은 비강성과 비강도 특성, 감쇠특성, 단열성 등의 우수한 기계적 특성으로 인해 항공우주, 로봇, 선박, 자동차, 의료분야 등 다양한 산업분야에서 기존 재료들을 대체하여 성공적으로 적용되고 있다[1]. 특히, 복합재료의 제조

공정 중 필라멘트 와인딩(Filament winding)공정은 그 쓰임이 다양하여 최근 활발히 연구되고 있지만, 성형된 제품의 물성이 그 제조 과정에 매우 민감하게 변화하는 단점이 있다[2]. 일반적으로 제조 과정에서 와인딩 장력은 가장 큰 변수로서 기공 비율이나 섬유 부피분율에 영향을 주게 되는데, 이는 재료의 강성과 강도의 변화를 야기한다는 의미이다. 특히 Type III 수

접수: 2010년 11월 13일, 수정: 2010년 11월 16일, 게재승인: 2010년 11월 19일

* 중앙대학교 기계공학부 대학원

**+ 중앙대학교 기계공학부, 교신저자(E-mail: phigs4@cau.ac.kr)

소저장용기의 경우 대부분의 하중을 복합재료가 감당하기 때문에 이러한 변수에 따른 성능의 차이가 크다[3]. Cohen[4]은 복합재료 압력용기의 성능에 영향을 미치는 주요 변수를 규명하였고, 그 중 장력을 가장 큰 변수로 선정하였다. 필라멘트 와인딩 공정에서 장력은 이전 와인딩 된 층에 압력을 가하여 압밀을 하게 된다. 즉 성형과정에서 주어지는 장력과 성형 압력간의 밀접한 관계가 있다. 장력과 성형압력의 관계는 이미 많은 선진연구자들에 의해서 유도되었다. Banerjee 등[5]은 실린더에 와인딩 되는 섬유와 거동과 공정 조건에 따른 섬유 부피분율 예측이 가능한 계산방법을 제시하였고, Hahn 등[6]은 건 유리섬유 (dry glass fiber)를 이용하여 두꺼운 실린더를 와인딩하는 동안 발생하는 응력 구배를 예측하고 실험과 비교하였다. 또한 Cai 등[3]은 와인딩과 압밀의 관계를 증명하기 위해 섬유다발의 선형적 변형과 공정상의 물리적 영향을 포함한 실험을 실시하였다. 이와 같은 선행 연구결과를 통해 필라멘트 와인딩 복합재료 구조물의 효과적이고 경제적인 물성 측정을 위해서 장력에 의해 유발되는 압밀을 성형압력으로 유도할 수 있다. 즉, 성형압력의 변화에 따른 물성 변화를 통해 장력의 변화에 따른 물성의 변화를 간접적으로 예측이 가능하다.

본 논문에서는 2000개의 섬유 다발로 구성된 하나의 토우(폭 3.3mm, 두께 0.23mm)에 22.25N의 장력을 주어 직경 57.7mm 맨드릴에 와인딩 된 복합재료 구조물의 물성을 예측하기 위해 선행연구자들의 연구 결과[6]를 참고하여 성형압력을 절대압력 0.1, 0.3, 0.7MPa (진공포함)으로 정하였다. 정해진 압력을 적용하여 각 실험에 필요한 시편을 제작한 후 복합재료의 기초물성을 측정하였다. T800 탄소섬유/에폭시 복합재료의 면내·외의 인장강성 및 강도, 푸아송 비, 전단강성 및 강도를 다양한 성형압력에 따라 측정하였다. 또한 섬유 부피분율을 측정하여 성형압력에 따른 섬유 부피분율 변화와 그에 따른 물성변화의 관계를 실험적으로 규명하였다.

2. 시편 제작 및 실험 방법

2.1 재료

본 실험에서는 한국 카본 사의 MCU200ns(일방향 T800 탄소섬유/에폭시)를 사용하였다. T800 탄소섬유/에폭시 복합재료의 성형과정은 판매자의 추천에 근거해 오토클레이브를 이용하여 70분간 135°C로 온도를 상승시킨 후 100분간 유지하고 온도를 떨어뜨리는 방식으로 진공백 성형을 실시하였다. 모든 시편은 성형압력에 따른 물성비교를 위해 각각 절대압력 0.1, 0.3, 0.7MPa(진공포함)에서 성형되었다.

2.2 시편 제작

공정변수 중 성형압력에 따른 재료의 기계적 물성치의 차이를 측정하기 위한 표준 실험규격을 Table 1에 나열하였다[7].

Table 1 Test standards for material properties

Mechanical Properties	Test method
$E_1, E_2, \nu_{12}, \nu_{21}, X_t, Y_t$	ASTM D3039
G_{12}, S_{12}	ASTM D3518
$G_{13}, G_{23}, \nu_{13}, \nu_{23}, S_{13}, S_{23}$	ASTM D5379
Fiber volume fraction (ν_f)	ASTM D3171

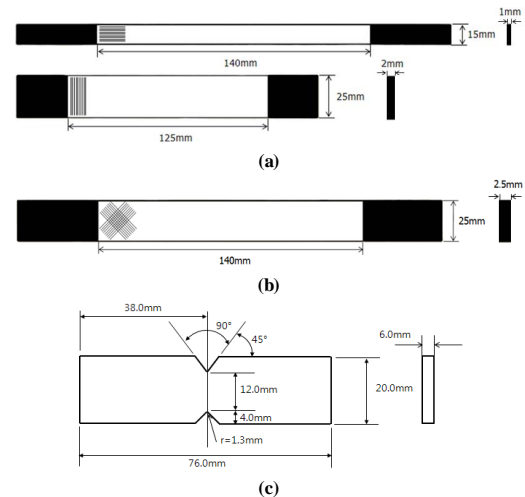


Fig. 1 Configurations of specimens for (a) in-plane tensile property, (b) in-plane shear property, (c) interlaminar shear property.

시편의 형상과 치수는 Fig. 1과 같으며, 각 성형조건에 의해 적층판을 성형한 후 워터젯으로 시편의 형상대로 절단하였고, 층간전단 물성 실험을 위해 준비된 아이오시페스쿠 시편의 V-노치는 밀링가공을 통해 가공하였다. 인장 및 전단실험은 만능시험기(MTS 810, USA)로 실시하였으며, 섬유 부피분율 측정엔 핫 플레이트(MSH-20D, Wisd)와 히팅챔버를 이용해 실험하였다.

2.2.1 영계수, 강도 및 푸아송 비 측정

성형압력에 따라 제작된 $[0]_{nr}, [90]_{nr}$ 인장시편 각각 5개에 CAS사의 로우젯 스트레인 게이지 (Tee Rosette TS-series, Korea)를 부착해 시편을 준비하였으며, 표준실험규격(ASTM D3039)을 참고하여 실험을 실시하였다.

2.2.2 면내 전단강성, 강도 및 푸아송 비 측정

성형압력에 따라 제작된 $[\pm 45]_{ns}$ 인장시편 5개를 표준실험규격(ASTM D3518)을 참고하여 실험을 진행하였다. 본 $[\pm 45]_{ns}$ 인장실험에서 종단부 구조조건의 영향은 Pindera 등[8]의 실험결과에 따라 매우 미소한 것으로 가정하였으며 스트레인 측정을 위해 CAS사의 로우젯 스트레인 게이지 (3-Element Rosette RS-series, KOREA)을 부착하였다.

2.2.3 층간 전단강성, 강도 및 푸아송 비 측정

시편은 Fig. 2의 좌표와 같이 1-3방향, 2-3방향 시편에 대해 각각 4개씩 제작하였고, 표준실험규격(ASTM D5379)을 참고하여 전단 실험을 진행하였다. 자유표면 위의 완벽한 변형률 상태를 측정하기 위해서 CAS사의 로우젯 스트레인 게이지(3-Element Rosette RS-series, KOREA)를 부착하였다. 로우젯 스트레인 게이지를 통해 측정되는 변형률 (ϵ_{45} , ϵ_{90} , ϵ_{+45})을 사용하여 식 (1)을 통해 전단 변형률 (γ_{13} , γ_{23})을 계산하였고, 식 (2)와 식 (3)을 통해 전단 응력(τ_{13} , τ_{23})과 전단 계수(G_{13} , G_{23})를 계산하였다. 여기서 w 는 노치 사이의 거리이고, t 는 시편의 두께, P 는 시편에 가해진 하중이다 ($i=1,2$).

$$\gamma_{13} = \epsilon_{-45} - \epsilon_{+45} \quad (1)$$

$$\tau_{13} = \frac{P}{wt} \quad (2)$$

$$G_{13} = \frac{\tau_{13}}{\gamma_{13}} \quad (3)$$

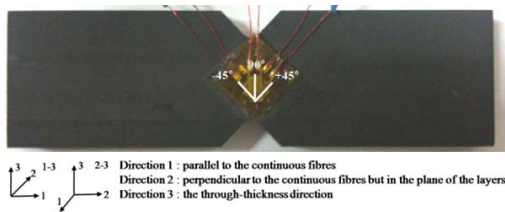


Fig. 2 The orientation of the 3-element rosette strain gage.

2.2.4 섬유 부피분율 측정

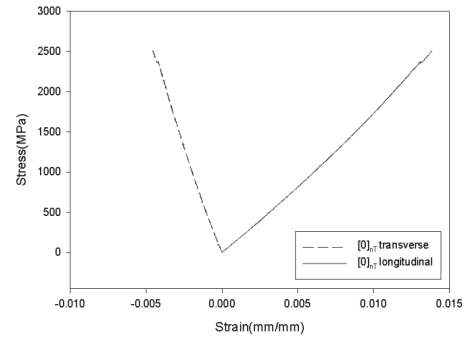
각 성형압력으로 제작된 시편의 성형 시 나타날 수 있는 국부적인 영향을 최소화 하기 위해 각 시편에서 동일한 부분을 $15 \times 40 \text{ mm}^2$ 크기로 절취하였고, 정밀저울의 측정단위를 고려하여 소수점 3자리까지 측정하였다. 기지용해 (Matrix digestion) 실험(ASTM D3171)을 실시하기 위해 탄소섬유에 영향이 적은 질산(Nitric acid, Gr. 1.42, 70%, MSN)을 사용하여 실험을 진행하였다[9].

3. 실험 결과

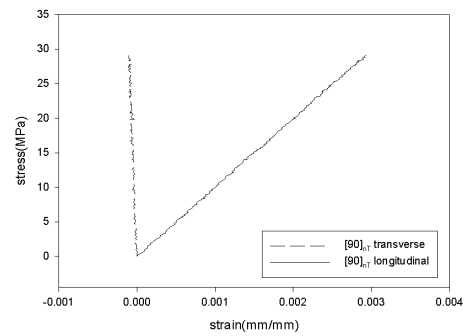
3.1 영계수, 강도 및 푸아송 비 실험결과

성형압력을 달리하여 제작된 $[0]_{NT}$, $[90]_{NT}$ 시편의 인장실험 결과를 통해 얻어진 응력-변형률의 대표적인 그래프는 Fig. 3과 같다.

Fig. 4와 같이 압력이 감소할수록 $[0]_{NT}$ 시편의 영계수는 약간 감소하고 $[90]_{NT}$ 시편의 영계수는 약간 증가하지만 그 차이가 매우 미소함을 알 수 있다. 표준편차는 그래프 상에 SD로 표기하였다. 강도 또한 영계수와 동일한 경향을 나타냄을



(a)



(b)

Fig. 3 Stress-strain curves of tensile tests: (a)[0]_{NT} (b)[90]_{NT}.

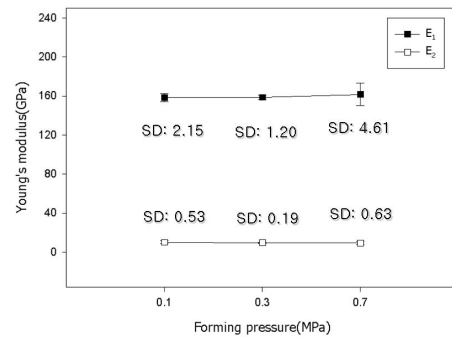


Fig. 4 Young's modulus according to the forming pressure.

알 수 있다(Fig. 5). $[0]_{NT}$ 시편은 섬유방향 찢어짐(SGM) 파괴 모드를 나타내고 $[90]_{NT}$ 시편의 경우는 측면파손(LAT) 파괴모드를 가짐을 확인하였다(ASTM3039).

인장실험을 통해 얻은 푸아송 비는 Fig. 6과 같다.

여기서 푸아송 비(ν_{12} , ν_{21})는 이론적으로 아래 식 (4)을 만족시켜야 한다[1].

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (4)$$

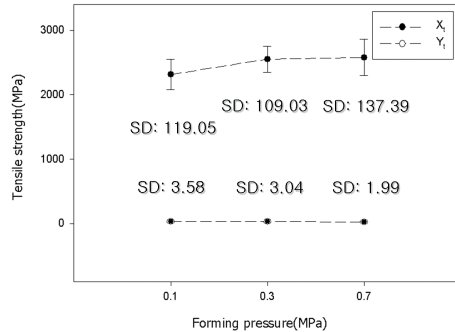


Fig. 5 Tensile strength according to the forming pressure.

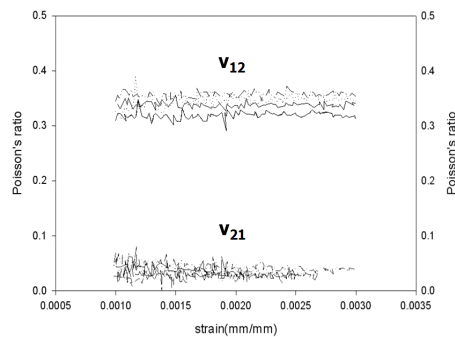


Fig. 6 Poisson's ratio from the tensile tests.

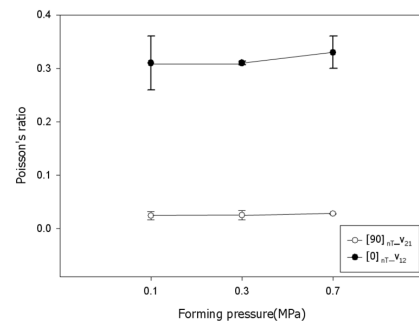


Fig. 7 Poisson's ratio according to the forming pressure.

그러나, 각 방향 변형률 값을 적용하여 계산한 결과 미소한 오차를 확인하였다. 따라서 실험결과와 타당성을 판단하기 위해 직교이방성 물질의 탄성계수 제한에 대한 식(5)에 대입하여 계산을 실시한 결과 실험결과가 본 재료의 물성값으로서 타당한 값을 가지는 것을 확인하였다[1].

$$-\sqrt{\frac{E_2}{E_1}} < v_{21} < \sqrt{\frac{E_2}{E_1}}, -\sqrt{\frac{E_1}{E_2}} < v_{12} < \sqrt{\frac{E_1}{E_2}} \quad (5)$$

이상의 결과에 따라 식 (4)의 계산 결과에서 보인 오차는 겉보기 변형률 미보정 등에 의한 오차로 판단된다[10]. 푸아송 비의 성형압력에 따른 결과값은 아래 Fig. 7에 나타내었다.

3.2 면내 전단강성, 강도 및 푸아송 비 실험결과

성형압력을 달리하여 제작된 $[\pm 45]_{NS}$ 시편의 인장실험 결과를 통해 얻어진 응력-변형률 관계를 나타내는 대표적인 그래프는 Fig. 8과 같다. 그래프 내의 굵은 선은 전단계수를 계산하기 위한 변형률 구간 (0.1~0.3%)을 나타낸다.

Fig. 9와 Fig. 10에서 보는 바와 같이, 전단계수와 전단강도는 미세한 차이를 보이며, 성형압력에 비례하여 증가한다. 선행연구[11-13]에 의하면 파괴에너지는 섬유 사이에 존재하는 수지두께의 정도에 따라서 변화하게 되는데, 이는 0.1MPa부터 0.7MPa까지 섬유 부피분율을 관찰한 결과에서 볼 수 있듯이 수지 층의 두께에 반비례하며 전단력이 증가함을 관찰하였다. 단, 성형온도와 시간은 본 실험에 적용된 값으로 고정되었다고 가정하였다.

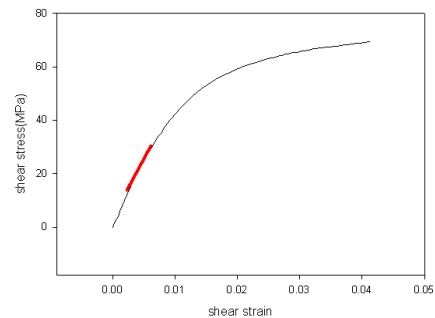


Fig. 8 Stress-strain curve of in-plane shear test.

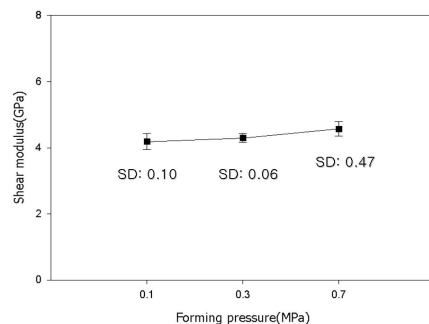


Fig. 9 Shear modulus according to the forming pressure.

3.3 층간 전단강성, 강도 및 푸아송 비 실험결과

성형압력을 달리하여 제작된 1-3방향과 2-3방향의 전단실험 결과를 통해 얻어진 응력-변형률 관계의 대표적인 그래프는 Fig. 11과 같다.

1-3방향과 2-3방향의 전단강성 및 강도는 Fig. 12와 Fig. 13과 같다. 성형압력이 증가할수록 약간의 증가추세를 보였고 푸아송 비 또한 동일한 경향을 보였다.

1-3방향의 모든 전단시편은 노치의 끝부분에서 층간분리에 의하여 점진적으로 파괴되었고, 2-3방향의 전단시편은 노치의 반경방향으로 파괴가 시작되어 점차적으로 시편 중앙을 향해 파괴가 진전되었다(Fig. 14). 여기서 2-3방향의 파괴 모드가 표준 실험규격(ASTM D5379)에는 명시되어있지는 않지만, 선행연구 [14~15]에서는 이러한 파괴 모드에 대한 전단 물성이 사용되고 있음을 고려하여 실험결과의 타당성을 간접적으로 확인하였다.

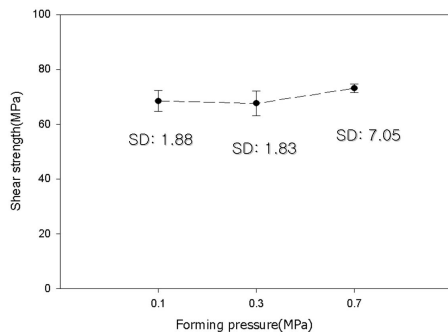


Fig. 10 Shear strength according to the forming pressure.

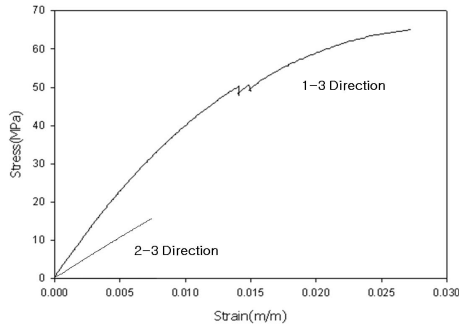


Fig. 11 Stress-strain curves of out-of-plane shear tests.

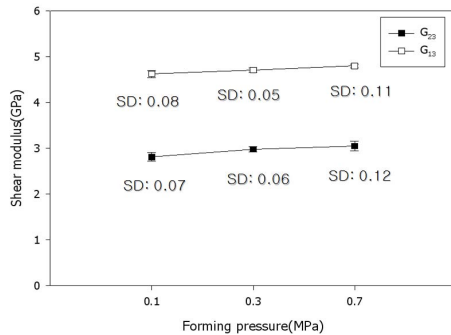


Fig. 12 Shear modulus according to the forming pressure.

3.4 섬유 부피분율 측정결과

섬유 부피분율은 Fig. 15와 Fig. 16에서 보이는 바와 같이 성형압력 이 높아짐에 따라 증가하는데, 이와 같은 성형압력에 따른 미세 구조의 차이는 재료의 층간 전단강도의 차이를 유발하는 것으로 확인되었으며, 특히 1-3 방향의 층간 전단 강도에 큰 영향을 미치는 것으로 판단된다.

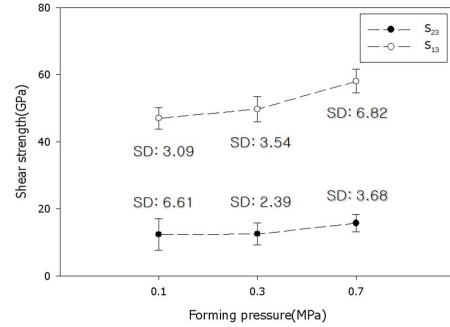


Fig. 13 Shear strength according to the forming pressure.

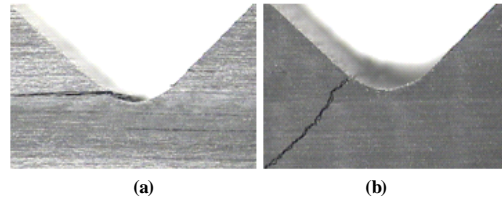


Fig. 14 Typical shear failures of ILS test specimens of UD carbon/e epoxy laminate: (a) the 1-3 shear plane, (b) the 2-3 shear plane.

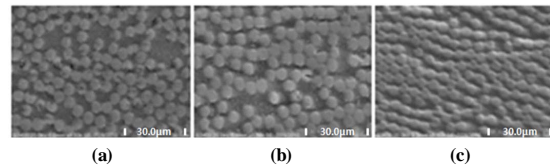


Fig. 15 Micrographs of specimens according to the forming pressure: (a) 0.1MPa, (b) 0.3MPa, (c) 0.7MPa.

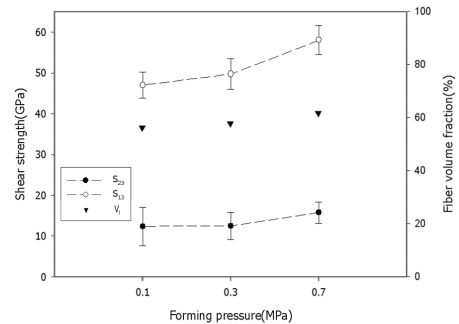


Fig. 16 Fiber volume fraction and shear strength according to the forming pressure.

4. 결 론

본 연구에서는 2000개의 섬유 다발로 구성된 하나의 토우 (폭 3.3mm, 두께 0.23mm)에 22.25N 의 장력을 주어 직경 57.7mm 맨드릴에 와인딩 된 복합재료의 물성을 측정하기 위해 선행 연구자들의 연구 결과[5]를 참고하여 성형압력을 절대압력 0.1, 0.3, 0.7MPa (진공포함)으로 결정하였다. 정해진 성형압력을 적용하여 쿠펜형의 시편을 제작 후 다양한 실험을 통해 직교이방성 물성을 얻었다. 또한 기지 용해법 (Matrix digestion method)을 통하여 섬유 부피분율을 측정하여 성형압력에 의한 물성의 차이를 검증하였다.

결과로부터 다음과 같은 결론을 얻을 수 있다.

장력의 증가에 의한 성형압력의 증가는

- 1) 재료의 섬유 부피분율을 증가시켰으나, 인장강성과 인장강도 및 전단강성에 미치는 영향은 미미하였다.
- 2) 반면, 전단강도는 성형압력의 증가에 따라 증가하였으며, 특히 1-3방향 층간 전단강성은 성형압력의 증가에 비교적 민감하게 변화하였다.

본 연구를 통하여 필라멘트 와인딩 된 복합재료의 물성을 간단한 쿠펜형의 적절한 실험을 통해 측정하였다. 결과적으로 실험에 사용한 성형압력에 따른 물성변화는 그리 크지 않음을 확인하였다. 따라서 적당한 장력으로 와인딩 된 구조의 각 층의 평면 내 물성은 장력의 변화에 크게 영향을 받지 않는 것을 알 수 있었다. 특히 필라멘트 와인딩 공정을 통해 성형된 압력용기가 주로 섬유방향으로 하중을 지지하는 특성을 고려하면, 이러한 결과는 제품의 설계에 중요한 정보를 제공할 것으로 판단된다.

그러나 본 연구에서 사용된 재료가 동일한 섬유로 구성된 프리프레그 타입의 복합재료이고, 유사한 섬유 부피분율을 가지는 것으로 확인 되었지만, 필라멘트 와인딩 시 사용하는 수지와 동일한 수지가 아니기 때문에 (수지의 계열은 모두 에폭시 계열임) 수지의 점도와 기타 물성이 다소 차이를 가질 수 있다. 또한 섬유의 와인딩 시 수지의 간헐현상과 같은 필라멘트 와인딩 공정 상 발생하는 현상에 의한 재료물성 변화는 고려할 수 없다. 따라서 이러한 재료 및 공정상의 차이는 본 연구의 한계점이라고 판단된다.

후 기

본 연구는 지식경제부의 신재생에너지기술개발사업 중 (주)이엔케이에 의해 지원된 “FCV용 Type III 수소저장용기 (70Ma급)의 재료물성 평가,” 연구비 지원으로 이루어졌으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) Lee D.G., Seo N.P., *Axiomatic design and fabrication of composite structures*, Oxford, 2006.
- 2) 윤성오, 김준영, 황태경, “필라멘트 와인딩 복합재의 기계적 특성과 와인딩 시 공정변수와의 관계에 대한 실험적 고찰,” 한국추진공학회지, 제3권, 제2호, 1999, pp. 56-65.
- 3) Cai Z., Gutowski T., Allen S., “Winding and Consolidation Analysis for Cylindrical Composite Structures,” *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 9, 1992, pp. 1374-1399.
- 4) Cohen D., “Influence of filament winding parameters on composite vessel quality and strength,” *Composites Part A*, Vol. 28, No. 12, 1997, pp. 1035-1037.
- 5) Banerjee A., Sun L., Mantell S.C., Cohen D., “Model and experimental study of fiber motion in wet filament winding,” *Composites Part A*, Vol. 29, No. 3, 1998, pp. 251-263.
- 6) Hahn H.T., Kempner E.A. Lee S.S., “The stress development during filament winding of thick cylinders,” *Composites Manufacturing*, Vol. 4, No. 3, 1993, pp. 147-156.
- 7) 이호성, “복합재료의 인증, 동등성 및 수락시험,” 한국복합재료학회지, 제19권, 제2호, 2006, pp. 1-6.
- 8) Pindera M.J., Herakovichs C.T., “Shear characterization of unidirectional composites with the off-axis tension test,” *Experimental mechanics*, Vol. 26, No. 1, 1986, pp. 103-112.
- 9) Lee D.G., Kim S.S., “Failure analysis of asbestos-phenolic composite journal bearing,” *Composite Structures*, Vol. 65, No. 1, 2004, pp. 37-46.
- 10) Jensen D.W., Koharchik M.J., “Calibration of composite-embedded fiber-optic strain sensors,” *Spring Conference on Experimental Mechanics*, 1990, pp. 234-240.
- 11) Chai H., “Bond thickness effect in adhesive joints and its significance for mode I interlaminar fracture of composites,” *Composite materials: testing and design (7th conference)*, 1986, pp. 209-231.
- 12) Ojalvo I.U., Eidinoff H.L., “Bond thickness effects upon stresses in single lap adhesive joints,” *AIAA Journal*, Vol.16, No. 3, 1977, pp. 204-211.
- 13) Sela N., Ishai O., Banks-Sills L., “The effect of adhesive thickness on interlaminar fracture toughness of interleaved CFRP specimens,” *Composites*, Vol. 20, No. 3, 1989, pp. 257-264.
- 14) Bradley L.R., Bowen C.R., McEnaney B, Johnson DC, “Shear properties of a carbon/carbon composite with non-woven felt and continuous fibre reinforcement layers,” *Carbon*, Vol. 45, No. 11, 2007, pp. 2178-2187.
- 15) Zhou G., Green E.R., Morrison C., “In-plane and interlaminar shear properties of carbon/epoxy laminates,” *Composites science and technology*, Vol. 55, No. 2, 1995, pp. 187-193.