

장섬유강화 복합재료 구조물의 기계적 접합을 위한 스테인레스 강 인서트 설계

이성우* · 장승환*†

Design of a Stainless Steel Insert for Mechanical Joining of Long Fiber-reinforced Composite Structures

Sung-Woo Lee*, Seung-Hwan Chang*†

ABSTRACT: Long Fiber-reinforced composites have advantages of excellent production efficiency and formability of complex shapes compared to conventional continuous fiber reinforced composite materials. However, if we need to make complicated composite shapes or to assemble parts made of different materials, a variety of joining methods are needed. In general, long fiber prepreg sheet (LFPS) contains mold release agent to facilitate demolding after thermoforming. Therefore, mechanical fastening is required in addition to the adhesive bonding to get proper joining strength. In this study, we proposed a stainless steel insert for co-cure bonding which cures LFPS and bonds the stainless steel insert through thermoforming process. The wing of the insert which is spread during the thermoforming process induces adhesion and mechanical wedging effect and serves as a hook to resist the pulling force. The burn-out method was used to confirm the unfolded state of the stainless steel insert wings inserted into the composite material. The static pull-out test was performed to quantitatively evaluate the joining strength. From these experimental results, the condition which guarantees the most appropriate joining strength was derived.

초 록: 장섬유강화 복합재료는 기존의 연속섬유강화 복합재료에 비해 우수한 생산 효율성과 복잡한 형상의 성형성에 대해 장점을 가지고 있다. 하지만 지나치게 복잡한 복합재료 형상을 제작하거나 서로 다른 재료로 제작된 부품들을 조립/체결해야 하는 경우 다양한 접합 방법들이 필요하다. 일반적으로 LFPS(Long Fiber Prepreg Sheet)는 성형 후 탈형을 쉽게 하기 위해 LFPS안에 이형제가 포함되어 있다. 그러므로 적절한 접합 강도를 위해 접착법과 더불어 기계적인 체결이 요구된다. 본 연구에서 열성형 공정을 통해 LFPS를 경화하고 스테인레스 강 인서트를 접착하는 동시경화 접착을 위한 스테인레스 강 인서트를 제안하였다. 성형공정 동안 펼쳐지는 스테인레스 강 인서트의 날개는 접착력과 기계적인 고정(Mechanical wedging)의 효과를 유발하여 인발력에 저항할 수 있는 갈고리 역할을 한다. 복합재료에 삽입된 인서트 날개들의 펼쳐진 상태를 확인하기 위해 소각 방법을 사용하였다. 그리고 접합 강도를 정량적으로 평가하기 위해 인발시험(Pull-out test)을 수행하였다. 이러한 실험들을 통해 가장 적절한 접합 강도를 보장하는 조건을 도출하였다.

Key Words: Long fiber prepreg sheet (LFPS), 열성형(Thermoforming), 스테인리스 강 인서트(Stainless steel inserts), 동시경화(Co-curing), 인발 시험(Pull-out test)

Received 31 July 2018, received in revised form 26 August 2018, accepted 27 August 2018

*School of Mechanical Engineering, Chung-Ang University

*†School of Mechanical Engineering, Chung-Ang University, Corresponding author (E-mail: phigs4@cau.ac.kr)

1. 서론

장섬유강화 복합재료는 단순한 열성형 공정을 사용하여 제품을 성형할 수 있기 때문에 전통적인 연속섬유강화 복합재료와 비교하면 우수한 생산성과 복잡한 형상의 성형성에 대해 장점을 가지고 있다. 반면 단섬유강화 복합재료(Short-fiber reinforced composites)의 경우 기존의 사출방식으로 쉽게 구조물을 성형할 수 있어 대량생산에 유리하지만, 구조물의 기계적 물성이 구조용 금속에 비해 크게 낮은 단점이 있다. 그러므로 단섬유강화 복합재료의 낮은 기계적 물성과 대량생산 측면에서 기존의 연속섬유강화 복합재료(Continuous-fiber reinforced composites)가 가지는 단점을 개선하기 위해 장섬유강화 복합재료에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[1,2]. 본 연구에서 사용한 장섬유강화 복합재료인 LFPS(Long Fiber Prepreg Sheet)는 적당한 길이의 불연속 섬유를 가지고 있기에 적당한 기계적 물성과 단순한 열성형을 통한 높은 생산성을 기대할 수 있다[3,4].

LFPS는 기본적으로 열성형 공정을 통해 비교적 짧은 시간에 다량의 제품을 생산할 수 있는 장점이 있지만, 지나치게 복잡한 형상이나, 이종 재료와의 체결 등의 이유로 복수의 파트로 성형된 후 다양한 체결 방법을 이용하여 접합을 해야하기 때문에 접합부의 설계는 매우 중요하다. 체결 방식은 크게 접착 방식[5,6]과 기계적인 체결 방식으로 나눌 수 있다. 본 연구에서 사용한 LFPS는 열성형 시 탈형을 용이하게 하기 위해 재료 내에 이형체가 첨가되어 있어 타 재료와의 접착제를 이용한 접착방식(Adhesive bonding method)은 적당한 수준의 접합 강도를 얻기 어렵기 때문에 추가적으로 기계적인 체결이 필요하다. 일반적으로 기계적 체결 방식은 다수의 체결구(Fasteners)를 사용한다[7,8]. 많은 연구들을 통해 볼 수 있듯이 이종재료 간의 기계적인 체결은 일반적으로 복합재료에 구멍 가공을 해야 하므로 섬유에 손상을 주게 되고, 이러한 기하학적 불연속 구조는 재료 내 응력집중현상을 유발하여 구조물의 건전성에 악영향을 주게 된다[9]. 이러한 문제들을 개선하기 위해 내부에 나사산이 가공되어 있는 금속 인서트를 주로 많이 사용한다[10]. 본 연구에서는 복합재료 손상의 최소화와 공정 단순화를 위해 LFPS 구조물 내 체결이 필요한 위치에 스테인레스강 인서트를 LFPS에 삽입해 제품의 성형과 동시에 인서트를 장착하는 방식을 제시하였다. 또한 성형과정 동안 4개의 날개가 펼쳐지는 구조를 가진 인서트는 LFPS와의 체결을 위해 동시경화 접착 방식과 더불어 기계적인 걸림의 효과를 유발하도록 설계하였다. 인서트의 변수는 인서트를 구성하는 형상(날개 폭, 길이)과 표면처리에 자주 적용되는 널링 처리 여부로 설정하였다. LFPS의 성형과정 중 동시경화 접착용 인서트의 날개가 기하학적으로 크게 변형되기 때문에 LFPS 속에 삽입된 인서트의 변형 상태를 설계 변수들에 따라 소각법을 이용하여 확인하였다. 그리고 인서트가 삽

입되어 성형된 LFPS의 체결강도를 평가하기 위해 인발시험(Pull-out test)을 수행하였다. 이와 같은 실험결과를 바탕으로 LFPS 구조물 접합에 적합한 인서트의 조건을 도출하였다.

2. 구성

2.1 인서트 구조 및 재료

LFPS와 이종 재료 간의 접합을 위해 설계한 인서트의 형상은 Fig. 1과 같다. 인서트는 몸통과 4개의 날개로 구성되어 있으며, 인서트 몸통 내부에는 볼트 체결을 위한 나사산이 가공되어 있다.

인서트와 LFPS의 기계적 체결 강도를 향상시키기 위한 변수인 인서트 날개의 폭과 길이와 접착력을 향상시키기 위한 변수인 널링 처리 여부를 변수로 설정하였다. 이러한 변수들 중 삽입된 인서트의 날개 변형 상태와 인발시험의 비교를 통해 우수한 구조 강도를 보장하는 조건을 도출하였다.

모든 시편들은 날개 폭의 각, 날개 길이, 널링 처리 여부로 구분하여 명명되었다(Table 1). 예를 들어 날개 폭의 각이 60°이고 다리 길이가 5 mm이면 Insert (60-5)라 명명하였으며, 동일한 형상에 널링 처리를 할 경우 Insert (60-5-K)라

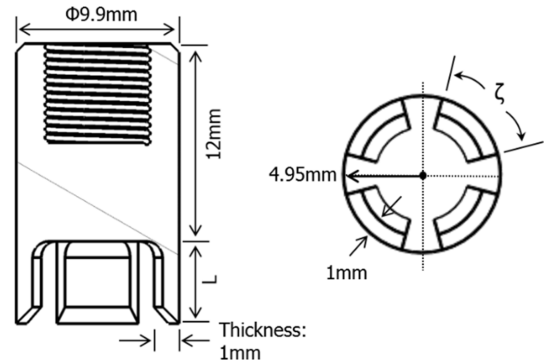


Fig. 1. Schematic diagram of the fastening insert

Table 1. Summary of test specimens

Specimen ID	Angle of wing width (°)	Length of wing (mm)
Insert (60-5)	60	5
Insert (60-6)	60	6
Insert (75-5)	75	5
Insert (75-6)	75	6

Table 2. Material properties of LFPS

Material properties	LFPS
Density (kg/m ³)	1480
Mold shrinkage (mm/mm)	≒ 0
Tensile strength (MPa)	255
Tensile modulus (GPa)	34.5

명명하였다.

인sert를 구성하는 재료는 스테인레스 강(Stainless steel)이다. 그리고 본 연구에서 사용한 장섬유강화 복합재료인 LFPS는 Quantum composites(USA)에서 제공하는 Lytex 4197 제품을 사용하였다. 이 LFPS는 탄소섬유의 기본 유닛 길이가 50 mm로 구성되어 있으며, 무작위로 분포되어 평면 내에 준 등방성 물성을 갖는다. LFPS의 경화 시간은 전반적으로 5-10분 정도이다. LFPS의 기본적인 물성들은 Table 2와 같다.

2.2 인서트와 LFPS의 동시 경화 과정

인sert는 LFPS의 열 압착 성형 공정 중 금형이 체결되는 과정에서 미리 정해진 체결 위치에 삽입되는 방식이기 때문에 추가적인 구멍 및 나사산 가공과 같은 후가공이 필요하지 않다. 스테인레스 강 인sert가 삽입되는 과정에서 금형에 장입되어 예열된 LFPS는 겔 상태이므로 스테인레스 강 인sert는 LFPS의 큰 저항없이 재료 내에 삽입된다. 더불어, 하부 금형에 설치된 가이드에 의해 인sert의 날개가 바깥쪽으로 펼쳐지도록 설계하였다(Fig. 2). 삽입 과정에서 넓게 펼쳐진 날개는 성형이 완료된 후 외부 하중에 의한 반력을 극대화하기 위함이다. 금형은 상부와 하부로 구성되어 있으며 상부 금형에 인sert를 볼트로 체결하여 고정하고, 하부 금형에는 인sert 대응 위치에 가이드를 배치하여 인sert의 날개가 바깥으로 펼쳐지게 유도하는 구조이다. 제작된 상부 금형은 한 번 성형 시 4개의 인sert를 삽입할 수 있도록 설계하였다. 상부 및 하부 금형이 완벽하게 결합되면 시편의 크기가 180 mm × 240 mm × 6 mm인 평판이 되도록 빈 공간을 가지고 있다.

상부 및 하부 금형의 체결에 따라 LFPS에 가압이 되는 과정에서 상부 금형에 고정된 인sert는 하부 금형의 가이드에 의해 금형이 체결될수록 날개가 바깥으로 벌어진다. 인sert의 몸통이 상부 금형에 볼트로 체결된 상태에서 상/하부 금형이 체결되기 때문에 LFPS에 삽입되는 인sert의 몸통 깊이는 항상 일정하다. 그러므로 설정된 변수인 인sert 날개 길이와 폭은 길고 넓을수록 더 깊고 바깥으로 벌어질 수 있다.

열성형을 위해 핫프레스(Hot press)를 이용하여 시편을 성형하였다. 성형 조건은 선행연구[2]를 참조하여 최적의 성형 조건(온도: 155°C, 압력: 30 MPa, 시간: 10분)을 사용하였다. 인sert를 고정한 상부 금형과 하부 금형을 30분간 155°C

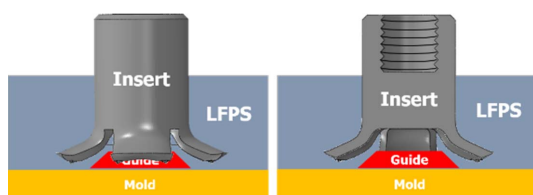


Fig. 2. Insert Configuration after thermoforming

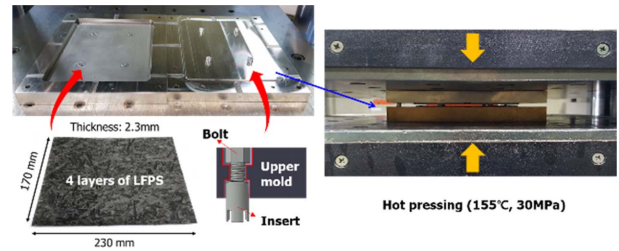


Fig. 3. Thermoforming process

로 예열하였다. 시편의 성형을 위해 하부 금형 공간 (Cavity)의 90%에 해당하는 면적인 170 mm × 230 mm의 직사각형 면적으로 LFPS를 절단하였다. LFPS 두께는 대략 2.3 mm이므로 총 4장을 적층하였다. 적층된 LFPS를 하부 금형에 올려 두고 상부 금형과 핀으로 고정시켜 체결하였다. Fig. 3과 같이 체결된 금형을 최적의 성형 조건에 따라 열성형 하였다. 열성형이 끝나고 금형을 공랭시킨 후 시편의 파손을 최소화하기 위해 탈형용 핀(Ejector pin)을 이용해 시편을 탈형하였다.

3. 실험 및 결과

3.1 소각 시험(Burn-out test)

인sert 날개의 소성 굽힘 거동에 의해서 인sert 몸통과

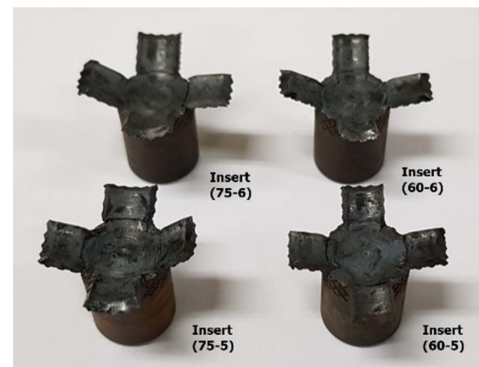


Fig. 4. Deformed inserts

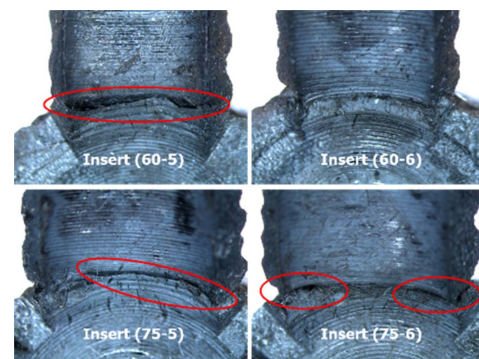


Fig. 5. Micrographs of insert wings

날개의 연결부에 기하학적인 큰 변형과 집중 응력이 발생하여 파손 가능성이 있다. 동시경화를 통해 얻은 인서트가 삽입된 LFPS 부분을 절취하여 로(Furnace)에서 550°C에서 30분간 가열한 뒤 LFPS만을 제거하여 인서트 날개의 변형 상태를 설계 변수에 따라 조사하였다(Fig. 4). 설계 변수들 중에서 인서트의 날개 길이는 짧을수록 LFPS에 깊게 삽입되지 못하는 것을 소각을 통해서 얻은 인서트들의 상대적인 비교를 통해 육안으로 확인할 수 있었다. 날개 길이가 짧아 깊게 삽입되지 못하므로 하부 금형에 설치된 가이드에 가까워지기 전에 미리 벌어지는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 날개와 몸통의 연결부에 큰 변형이 발생해 크랙이 발생하였다(Fig. 5).

날개의 폭이 넓을수록 인서트의 몸통과 날개의 연결부 끝단에서 변형량이 상대적으로 증가하여 크랙이 발생한 것으로 판단된다. 그리고 4개의 날개 중 1개 혹은 2개의 날개가 더 벌어지는 경우가 발생하였는데 그 원인은 겔 상태의 LFPS가 한쪽으로 쏠리는 유동이 발생하여 다른 날개보다 더 벌어지는 것으로 판단된다.

3.3 인발 시험(Pull-out test)

인서트의 인발력에 대한 저항력을 측정하기 위해 인서트와 함께 동시경화 된 LFPS에서 인서트부를 포함한 부분을 절취한 후 만능시험기(Universal testing machine, MTS 810, USA)를 이용하여 인발시험을 수행하였다. 체결 요소(Fastener)의 시험 규격인 ASTM D7332/D7332M를 참고하여 25°C에서 인장 속력(Crosshead speed) 0.5 mm/min로 실험하였다. 인서트가 삽입된 LFPS 시편의 크기는 40 mm × 40 mm × 6 mm이다. 지그는 상부 중심에 25 mm의 원형 구멍을 가지고 있다. 시편은 지그의 체결 위치에 4개의 구멍을 가공하여 상부 및 하부 지그와 함께 볼트로 체결한 후 인발 시험을 수행하였다(Fig. 6).

인발시험 시편의 하중-변위 곡선은 Fig. 7과 같고 각각의 파손된 시편을 통해 하중과 변형과의 관계를 확인하였다. 변형 초기는 선형 탄성거동을 보였으며, 이후 재료가 대변형을 겪는 과정에서 국부적 파손이 발생함에 따른 파괴음을 확인할 수 있었다. 그러나 육안으로 확인 가능한 정도의

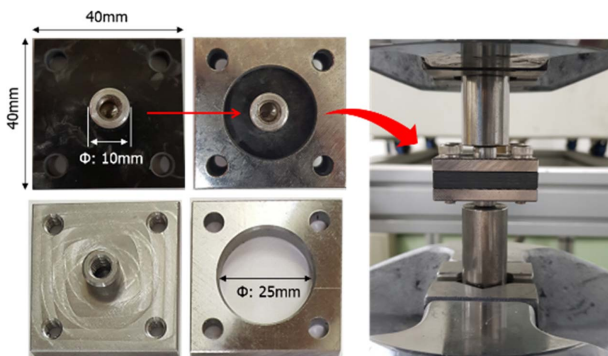
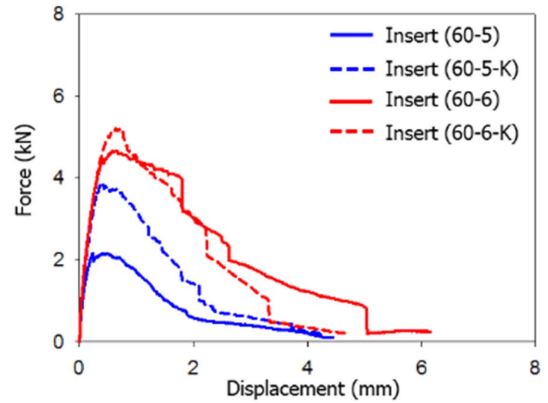
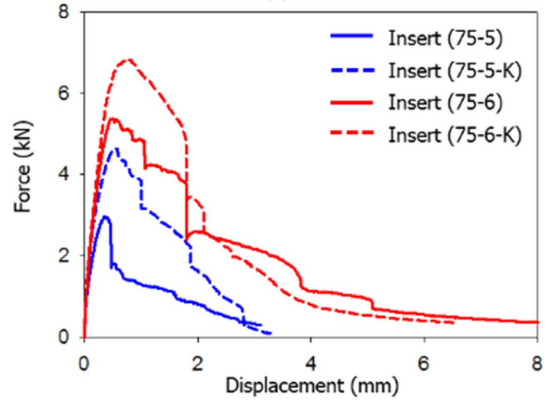


Fig. 6. Specimen and set-up of pull-out test

재료 파손은 관찰되지 않았다. 이후 인서트 날개의 파손이 확인됨과 동시에 하중곡선의 점진적인 감소가 관찰되었으며, 마지막으로 시편의 심각한 파손이 발생하여 더이상 하중을 지지하지 못하였다(Fig. 8).



(a)



(b)

Fig. 7. Force-Displacement curves of pull-out test; (a) narrow wings, (b) wide wings

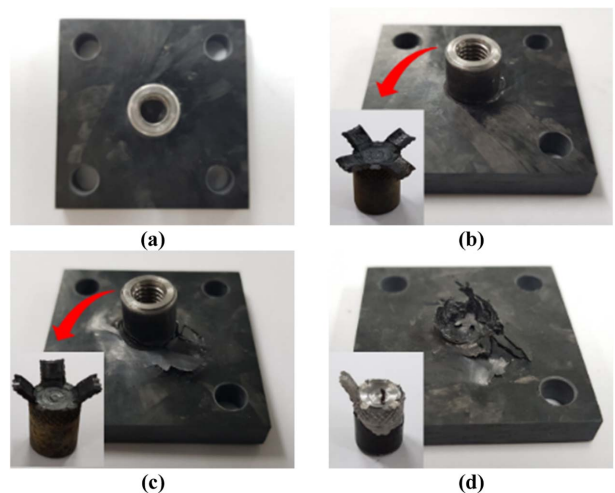


Fig. 8. Failure modes of pull-out test; (a) before pull-out test, (b) initial failure mode, (c) visible failure mode, (d) full failure mode

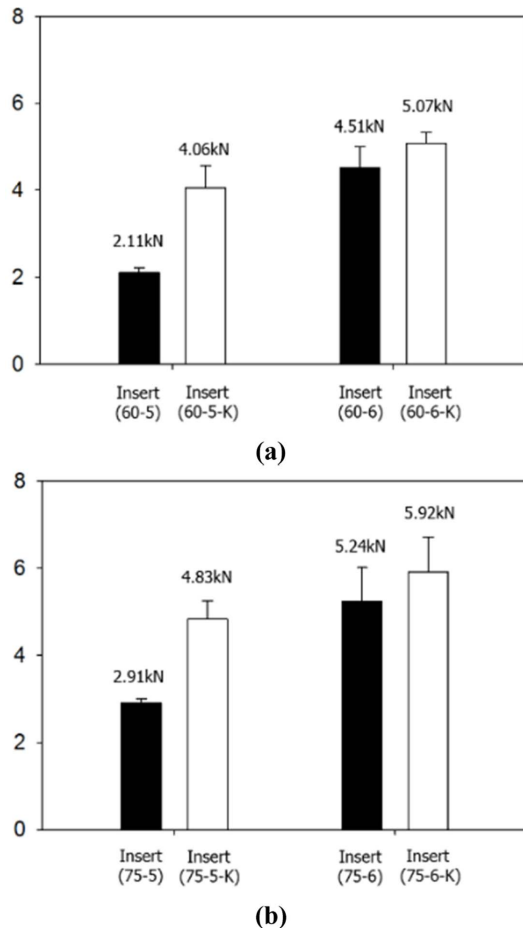


Fig. 9. Maximum forces of pull-out test; (a) narrow wings, (b) wide wings

Fig. 9에서 볼 수 있듯이 최대 인발하중은 인서트의 날개 길이와 폭이 증가함에 따라 높아졌다. 날개 길이가 6 mm 인 Insert (60-6), Insert (75-6)는 날개의 길이가 5 mm인 Insert (60-5), Insert (75-5)인 경우 보다 최대 인발하중이 114%, 80% 가량 증가하였다. 날개 폭이 넓은 Insert (75-5), Insert (75-6)는 폭이 좁은 Insert (60-5), Insert (60-6)와 각각 비교할 경우 최대 인발하중이 38%, 16% 가량 더 높은 것을 확인할 수 있었다. 그러나 인서트 날개의 폭이 넓어지면서 최대 인발하중이 증가하였지만 표준편차 또한 커졌다. 이것은 소각 시험에서 볼 수 있듯이 몸통과 날개의 연결부 끝단에 발생한 크랙이 원인이라 판단된다.

인서트 표면의 널링 처리 여부는 널링 처리를 한 시편의 경우 처리하지 않은 시편보다 모두 최대 인발하중이 증가하였다. 인서트의 폭이 좁은 경우의 널링 처리가 되어 있는 Insert (60-5-K), Insert (60-6-K)는 널링 처리가 되어 있지 않은 경우인 Insert (60-5), Insert (60-6) 대비 최대 인발하중이 각각 92%, 12% 상승하였다. 그리고 인서트 폭이 넓은 경우에도 Insert (75-5-K), Insert (75-6-K)은 Insert (75-5), Insert (75-6) 대비 66%, 13%만큼 최대 인발하중이 증가하였다. 일

반적으로 널링 처리와 같은 기계적 표면처리는 이종재료의 접착 강도를 향상시키는 것으로 알려져 있으며[6], 이에 따라 인서트 날개 표면에 널링 처리를 할 경우 최대 인발하중이 증가하는 것을 확인할 수 있었다.

4. 결론

본 연구에서는 장섬유강화 복합재료 구조물의 접합을 위한 동시경화 인서트의 변수에 따른 인발하중의 변화를 실험적으로 규명하였다. 인서트는 LFPS의 성형 공정인 열성형 공정동안 LFPS안에서 경화 전의 LFPS와 동시경화되어 고정되었다. 인서트의 날개 길이, 폭, 널링 처리 여부와 같은 여러가지 변수들을 이용하여 소각 시험을 통해 날개의 굽힘 거동과 변형 후 인서트 구조의 건전성을 파악하였다. 그리고 이러한 결과들을 이용하여 인발시험들의 결과와의 연관성을 조사하였다.

실험 결과, 인서트 날개가 길수록 인서트가 LFPS 내부로 깊게 삽입되었고, 깊게 삽입될수록 높은 최대 인발하중 값을 얻었다. 또한 폭이 넓을수록 인발력에 저항할 수 있는 면적이 넓어져 최대 인발하중은 증가하였지만, 소각 시험에서 확인할 수 있듯이, 인서트 날개와 몸통의 연결부 끝단에서 크랙이 발생하고 그에 따라 인발하중의 표준편차가 증가하였다. 결과적으로 널링 처리를 한 넓고 긴 날개를 가진 인서트(Insert (75-6-K))가 가장 높은 최대 인발하중을 가짐을 확인하였다.

결론적으로, 날개 길이와 폭이 증가할수록 최대 인발하중이 증가하고, 널링 처리 또한 이종 재료 간의 접착 강도를 향상시켜 최대 인발하중을 증가시켰다. 또한, 변수들 중 날개의 폭보다 길이가 증가하는 것이 복합재료 구조물에 인서트 구조물의 완전성과 높은 접합 강도를 얻기 위해 더욱 효과적인 것을 이 실험을 통해 확인할 수 있었다.

보다 효과적인 인서트를 설계하기 위해서는 몇가지 후속연구가 필요하다; 우선, 추가적인 경량화 효과를 얻기 위해 알루미늄과 같은 경량 금속을 이용한 인서트의 제작 및 최대 인발하중과 같은 성능평가가 필요하다. 더불어, 삽입 및 경화과정 중 발생하는 인서트의 대변형에 의한 날개와 몸통 연결부의 조기 파손여부를 확인하기 위한 유한요소 해석적 접근이 필요하다. 이러한 유한요소해석을 통해 체결과정에서 발생하는 변형 및 재료파손 여부를 보다 명확히 파악할 수 있을 것으로 기대되며, 특히 최대응력 및 최대 변형을 발생위치를 명확히 파악하여 금속 인서트의 구조 건전성을 개선시킬 수 있는 방법을 도출할 수 있을 것으로 기대된다. 마지막으로, 설정 변수들 간의 LFPS 내부에 인서트 삽입 및 날개의 변형 정도를 정량적으로 분석하기 위해서 비파괴 검사가 필요하다. 비파괴 검사와 인발시험 결과들의 수치 비교를 통해 좀 더 신뢰성이 높은 결과와 체결 강도를 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다. 또한 비파괴 검

사를 활용하여 인서트의 대변형에 의한 날개 부분의 변형을 파악하기 위해 수행한 실험과의 연관성을 통해 정량적으로 규명할 수 있을 것이다. 무엇보다 더 많은 시편에 대한 실험을 수행하여 측정된 최대 인발하중의 신뢰성을 높이는 추가적인 실험연구가 본 연구결과의 질적 수준을 향상시키는데 필요한 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방부 민군기술 협력사업(드레이핑용 탄소장섬유 강화 열경화성 Sheet 제조 및 부품 성형기술 개발)의 지원을 받아 수행된 연구결과입니다.

REFERENCES

1. Han M.G., Bae, J.H., Lee, S.W., and Chang, S.H., "Optimal Design of Long-fiber Composite Cover Plate with Ribs," *Composite Research*, Vol. 30, No. 1, 2017, pp. 65-70.
2. Bae, J.H., Han, M.G., and Chang, S.H., "Formability of Complex Composite Structures with Ribs made of Long Carbon-reinforced Prepregs," *Composite Structures*, Vol. 168, 2017, pp. 26-64.
3. Feraboli, P., Peitso, E., Deleo, F., Cleveland, T., and Stickler, P.B., "Characterization of Prepreg-Based Discontinuous Carbon Fiber/Epoxy Systems," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 28, No. 10, 2009, pp. 1191-1214.
4. Wan, Y., and Takahashi, J., "Tensile and Compressive Properties of Chopped Carbon Fiber Tapes Reinforced Thermoplastics with Different Fiber Lengths and Molding Pressures," *Composites Part A-Applied Science and Manufacturing*, Vol. 87, 2016, pp. 271-281.
5. Son, D.S., Bae, J.H., and Chang, S.H., "A Study on the Bonding Strength of Co-cured T800/epoxy Composite-aluminum Single Lap Joint according to the Forming and Additional Pressures," *Composite Research*, Vol. 24, No. 5, 2011, pp. 23-28.
6. Lee, S.W., and Chang, S.H., "A Study on Adhesion Characteristics of Co-cured Long Fiber Prepreg Sheet-Aluminum Hybrid Structures," *Composites Research*, Vol. 31, No. 1, 2018, pp. 17-22.
7. Elder, D.J., Verdaasdonk, A.H., and Thomson, R.S., "Fastener Pull-through in a Carbon Fibre Epoxy Composite Joint," *Composite Structures*, Vol. 86, No. 1-3, 2008, pp. 291-298.
8. Ueda, M., Miyake, S., Hasegawa, H., and Hirano, Y., "Instantaneous Mechanical Fastening of Quasi-isotropic CFRP Laminates by a Self-piercing Rivet," *Composite Structures*, Vol. 94, No. 11, 2012, pp. 3388-3393.
9. Davim, J.P., Rubio, J.C., and Abrao, A.M., "A Novel Approach Based on Digital Image Analysis to Evaluate the Delamination Factor after Drilling Composite Laminates," *Composites Science and Technology*, Vol. 67, No. 9, 2007, pp. 1939-1945.
10. Carrai, E.M., Prato, A., and Anghileri, M., "Threaded Inserts Pull-through Behavior in Carbon-epoxy Thick Laminates," *Composite Structures*, Vol. 173, 2017, pp. 86-95.