

L-형 보강재를 가진 복합재 패널의 제작과 평가

윤종화* · 최진호**† · 권진희***

Fabrication and Evaluation of Composite Panel with L-shaped Stiffeners

Jong-Hwa Yun*, Jin-Ho Choi**†, Jin-Hwe Kweon***

ABSTRACT: The design of composite joint is important research area because they are often the weakest areas in composite structures. In this paper, the specimens with three paste thickness (0.2 mm, 0.6 mm, 4 mm) were manufactured in secondary bonding method and tested in two different loading direction condition. Also, the failure index of the L-type stiffener was calculated by the finite element method and compared with experimental results.

초 록: 복합재 구조물에서 체결부위는 매우 취약한 부분이므로 복합재료 체결부에 대한 설계는 중요한 연구분야로 대두되고 있다. 본 논문에서는 L-형 보강구조를 가진 복합재 구조를 이차접착의 공법으로 제작하여 하중 방향을 달리하여, 접착두께(0.2 mm, 0.6 mm, 4 mm)에 따른 접착강도 실험을 수행하였다. 또한 이를 유한요소해석을 수행하여 파손지수값을 실험값과 상호 비교하였다.

Key Words: L-형 보강구조(L-type stiffener), 파손 지수(failure index), 이차 접착(secondary bonding), 접착 체결부(bonded joint)

1. 서 론

복합재료는 기존의 등방성 재료에 비해 비강성 및 비강도가 높고 감쇠 특성과 충격 특성이 우수하기 때문에 그 사용이 증가하고 있으며 응용 분야 또한 다변화되고 있다[1]. 일반적으로 복합재료 적층 구조물의 체결방법은 크게 기계적 체결방법(Mechanically fastened joint)과 접착에 의한 체결방법(Adhesively bonded joint)으로 나눌 수 있다. 기계적 체결방법은 모재에 원공을 가공한 후, 볼트나 리벳 혹은 핀 등을 이용하여 결합하게 된다. 이로 인하여 복합재료의 강도가 저하되고 체결부 주위에는 높은 응력 집중현상이 발생하여 구조물의 파괴를 가져올 수가 있다. 그러나, 분해

결합이 쉽고 파손점검 및 수리가 용이하며 표면처리가 거의 필요 없는 장점을 가지고 있다. 접착제에 의한 체결방법은 복합재료 구조물에 원공 가공을 하지 않으므로 기계적 체결방법에 비해 넓은 면적에 하중 분포를 가지며 구조물의 무게를 증가시키지 않는 장점을 가지고 있지만 분해가 불가능하고 사용 온도, 습도 및 다른 주위 환경에 의한 영향을 받을 수 있는 단점을 가지고 있다[2,3]. 특히, 외피-보강재 복합재 구조물은 항공기의 동체, 날개 그리고 윈드 터빈 등에 응용되고 있으며, 주로 이차 접착에 의해 조립되고 있다[4].

본 논문에서는 L-형의 보강재를 외피에 접착한 보강구조물의 강도 특성과 분리 파손 특성을 평가하였다. 체결부에

접수: 2012년 12월 05일, 수정: 2013년 4월 09일, 게재승인: 2013년 4월 15일

*경상대학교 항공특성화대학원 항공우주공학과

**†경상대학교 기계공학부 항공기부품기술연구소, Corresponding author(E-mail: choi@gnu.ac.kr)

***경상대학교 항공우주공학과 항공기부품기술연구소

하중방향을 달리하여 체결부의 접착 두께에 따른 접착강도를 측정하였으며, L-형 보강재의 파손강도를 예측하기 위하여 유한요소 해석을 수행하고 실험값을 상호 비교하였다.

2. 시편 제작 및 시험

2.1 L-보강재 설계 및 시편 제작

Fig. 1은 L-형 보강구조를 가진 복합재의 형상과 치수를 나타낸 그림으로, 외피치수는 $25.4 \times 210 \text{ mm}^2$ 이며, 접착 두께가 0.2 mm, 0.6 mm, 4 mm인 시편을 각각 제작하여 2종류의 하중방향에 대하여 실험하였다. 시험에 사용된 시편의 종류는 6종이며, 종류당 3개씩 총 18개의 시편을 제작하여 실험을 수행하였다. 시편 제작에 사용된 재료는 Toray사의 T700/2510 plain weave carbon/epoxy 프리프레그이며, 소재의 물성치는 Table 1에 나타나 있다[5]. 성형 후 한 층(Ply)의 공칭두께는 0.21 mm이며, L형 보강재 및 외피 시편의 적층 순서는 $[45/0/-45/90]_{6s}$ 이다. L-형 보강재 시편을 제작하기 위하여 Fig. 2와 같은 금속치구를 사용하였으며, 시편의 두께를 균일하게 하고 기하학적 편심을 방지하기 위하여 두께조절용 블록을 사용하였다. 적층이 완료된 프리프레그는 Autoclave를 이용하여 진공백 성형법으로 경화시켜 시편을 제작하였다.

L-형 보강재와 외피 시편을 접착하기 위한 접착제는 Hysol

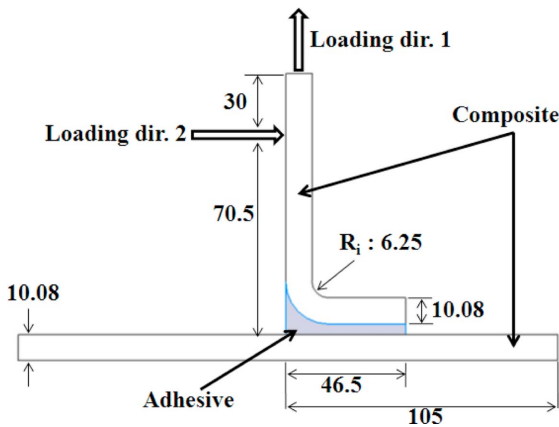


Fig. 1. Specimen geometry (all dimensions in mm).

Table 1. Material properties of carbon/epoxy composite material

Property	Symbol	Value
Elastic modulus in fiber-direction	E_1	55.9 GPa
Elastic modulus in transverse directions	E_2, E_3	54.4 GPa
Shear moduli in 1-2 and 1-3 planes	G_{12}, G_{13}	4.2 GPa
Poisson's ratios	ν_{12}, ν_{13}	0.042
Tensile strength in fiber-direction	X_T	911.3 MPa
Tensile strength in transverse direction	Y_T	770.1 MPa
In-plane shear strength	S	131.6 MPa

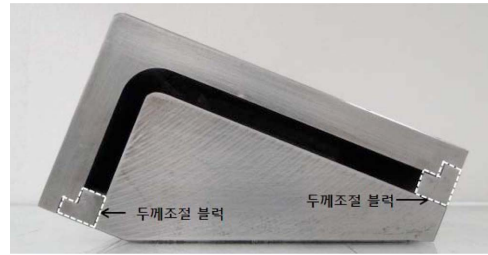


Fig. 2. L-type mold.



Fig. 3. Bonding assembly tool for L-type specimen.

사의 Epoxy Paste Adhesive인 EA9360이며, Part A와 Part B를 100:40의 무게비로 혼합하여 사용하였다.

접착제의 두께를 균일하게 제어하고 시편의 수평을 맞추기 위하여 Fig. 3과 같은 접착치구를 설계, 제작하여 5개의 시편을 동시에 접착하였다. 접착제와 시편의 접착방법은 ASTM D2471 규정을 따랐으며, 프로그램식 항온 항습 챔버로 80°C에서 1시간 동안 경화시켜 제작하였다.

2.2 시험

시험은 3가지 접착두께의 변수를 가진 시편에 대해 2종류의 하중방향으로 실험을 수행하였으며, 시편에 대한 강도를 평가하는 시험 Set-up사진은 Fig. 4와 같다. 실험에 사



Loading dir. 1



Loading dir. 2

Fig. 4. Experimental set-up.

용한 재료 시험기는 Instron 5582를 사용하였고, 상온 조건에서 2 mm/min으로 인장 변위를 제어하여 접착부의 강도 실험을 수행하였다.

3. 시험 결과

Fig. 5는 하중시험으로부터 구한 전형적인 하중-변위 곡선 (Load-displacement curve) 이다. 그림에서 보는 바와 같이, 하중방향 1은 곡선의 기울기가 변화되지만, 하중방향 2는 최대 하중에 도달할 때까지 하중-변위 곡선이 선형성을 유지하는 것을 볼 수 있다. Fig. 6은 L-형 보강재의 파손 형상을 나타낸 사진으로, 하중방향 1에서는 복합재 층에서 층간분

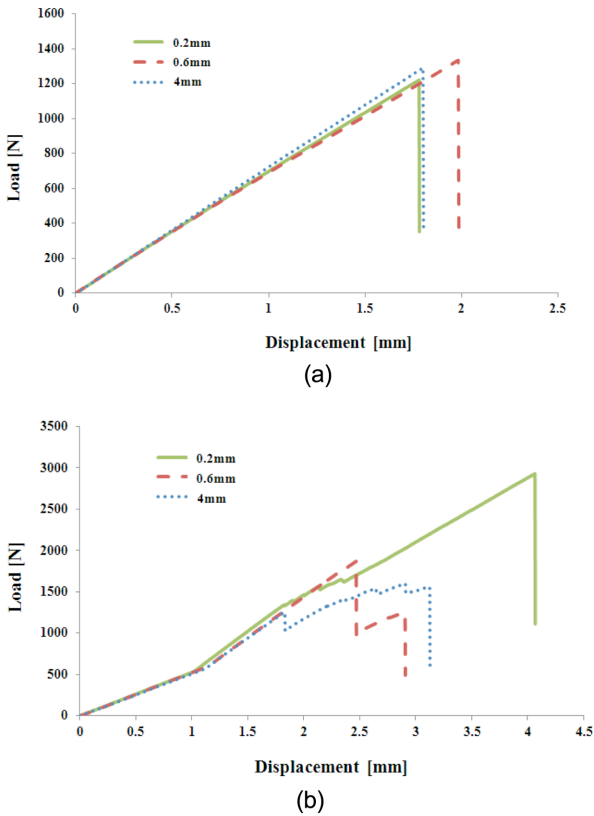


Fig. 5. Load - displacement curve ; (a) loading dir. 1 (b) loading.



Loading dir. 1 Loading dir. 2

Fig. 6. Typical failure modes.

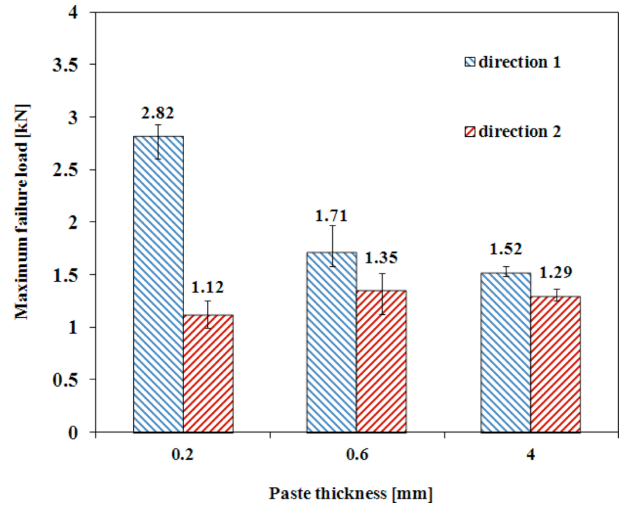


Fig. 7. Typical failure load of loading direction.

리가 발생하여 파손에 도달한 것으로 판단되며, 하중방향 2에서는 접착제에서 초기 파손이 일어난 후 복합재 층에서 층간분리(Delamination)가 발생한 것으로 판단된다. Fig. 7은 L-형 보강구조의 최대 파손하중을 평균하여 나타낸 그래프로서, 하중 방향 1은 접착두께가 0.2 mm일 때 최대값을 가지며, 최대 파손하중이 2.84 kN이었다. 이는 접착두께가 4 mm일 때의 파손하중보다 85 % 높은 값으로 접착두께에 대한 영향이 매우 크게 나타남을 볼 수 있다. 하중 방향 2는 접착두께가 0.6 mm일 때 최대 파손하중이 1.35 kN으로 나타나, 파손하중이 가장 낮은 접착두께 0.2 mm일 때 보다 20% 높은 파손하중 값을 가짐을 볼 수 있다. 또한, 접착두께가 0.6 mm와 4 mm인 시편의 최대 파손하중은 서로 비슷한 값을 보여 접착 두께에 따른 영향이 크지 않음을 확인할 수 있었다.

4. 유한요소해석

L-보강재의 파손 강도를 예측하기 위하여 유한요소해석을 수행하고 강도 실험의 결과와 비교하였다. 유한요소해석에 사용한 프로그램은 상용 소프트웨어인 ANSYS V10.0이며, 3D Structural Solid Element와 3D Layered Structural Solid Element를 적용하였다. Fig. 8은 L-형 보강재 구조의 유한요소 모델을 나타낸 그림으로, 복합재료 외피 부분의 층간응력을 모사하기 위하여 접착제와 접착되어 있는 면 아래 부분에 1개의 층(Ply)에 1개의 요소를 배치하여 5개층에 대한 층간응력을 상세히 해석할 수 있도록 하였다. 또한, 5개층 요소와 요소사이에 추가적인 접착 요소층을 배치하여 층간의 응력전달을 원활히 할 수 있도록 하였다. 본 논문의 접착제는 80°C에서 1시간 동안 경화하므로, 온도편차 $\Delta T = 60^\circ\text{C}$ 로 가정하여 L형 접착 구조물에 대한 열응력을 수행하였다.

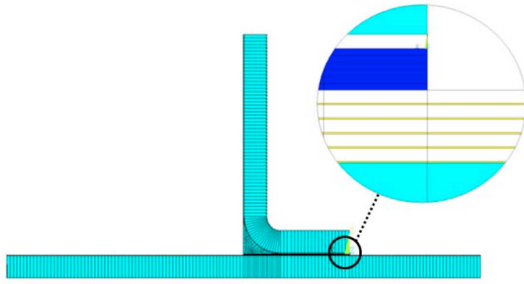


Fig. 8. Finite element model.

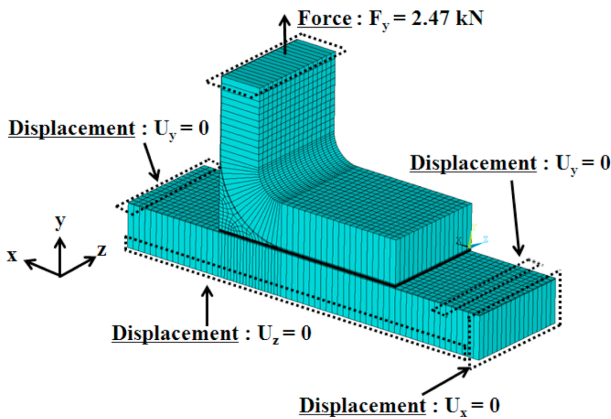


Fig. 9. Boundary conditions.

Fig. 9는 유한요소 모델의 경계조건을 나타낸 그림이며, Tsai-Wu의 파손조건식[6]을 이용하여 복합재료의 파손정도를 예측하였다.

Tsai-Wu 파손 판정식

$$F_{tw} = F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \quad (1, 2, \dots, 6) \quad (1)$$

$$F_1 = \frac{1}{X_T} + \frac{1}{X_C}; F_2 = \frac{1}{Y_T} + \frac{1}{Y_C}; F_{11} = -\frac{1}{X_T X_C}$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_T Y_C}; -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}} \leq F_{12} \leq 0; F_{66} = \frac{1}{S^2}$$

$$F_{66} = \frac{1}{T^2}; F_{12} = -\frac{1}{2 \sqrt{X_T X_C Y_T Y_C}}$$

F_{tw} : Tsai-Wu Failure index

X_T : Longitudinal tensile strength

X_C : Longitudinal compressive strength

Y_T : Transverse tensile strength

Y_C : Transverse compressive strength

S : Shear strength

Fig. 10은 접착두께가 0.6 mm인 모델에 하중방향 1의 실험 파손하중 값인 $F_y = 2.82$ kN을 가하였을 때 복합재 외피부의 Tsai-Wu 파손지수 분포를 나타낸 그림으로, 접착제와 접착이 일어나는 층에서 가장 높은 파손지수 값을 나타내었다.

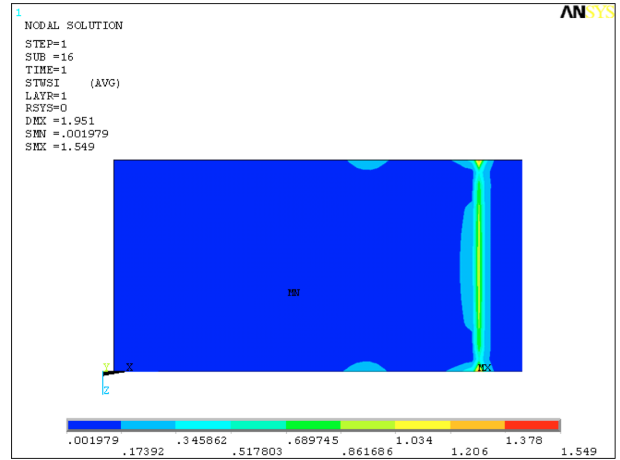


Fig. 10. Failure index distribution.

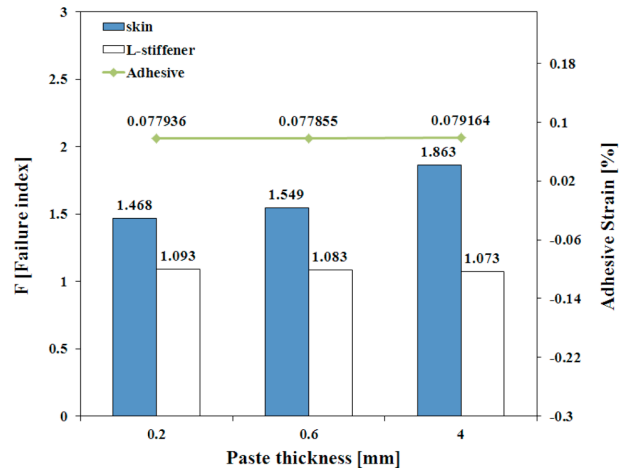


Fig. 11. Composite Failure index & Adhesive strain of loading direction 1 with paste thickness.

Fig. 11은 하중방향 1에 $F_y = 2.82$ kN을 가하였을 때 L-형 복합재와 복합재 외피의 최대 파손지수 및 접착제의 최대 변형율을 계산한 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이, 접착제의 최대 변형율이 소재의 최대 변형율 보다 높은 값을 가지며, 복합재 외피부의 파손지수가 L-형 복합재의 파손지수 보다 큰 값을 나타냄을 볼 수 있다. 따라서, 하중방향 1에서는 복합재 외피부 또는 복합재 외피부와 접착층의 경계면에서 파손이 일어난다고 추측할 수 있다. 이는 복합재 외피부에서 층간분리가 발생한 Fig. 6의 실험 파손모드와 일치하는 결과로 볼 수 있다. 또한, 접착제의 두께가 0.2 mm에서 복합재의 파손지수 값이 가장 낮은 값을 보여 0.2 mm 접착두께에서 가장 높은 파손하중 값을 나타낸 Fig. 7의 실험결과와도 일치하는 것으로 판단된다.

Fig. 12는 하중방향 2에 $F_y = 1.35$ kN을 가하였을 때 L-형 복합재와 복합재 외피의 최대 파손지수 및 접착제의 최대 변형율을 계산한 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이, 복합

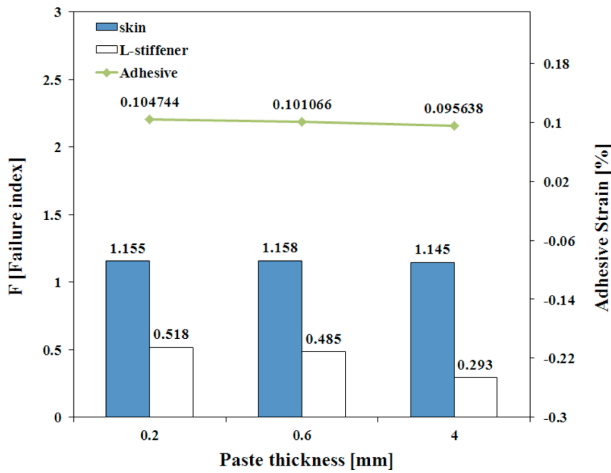


Fig. 12. Composite Failure index & adhesive strain of loading direction 2 with paste thickness.

Table 2. Material properties of EA9360 Adhesive material

Property	Symbol	Value
Elastic modulus in fiber-direction	E	2.61 GPa
Poisson's ratios	ν	0.37

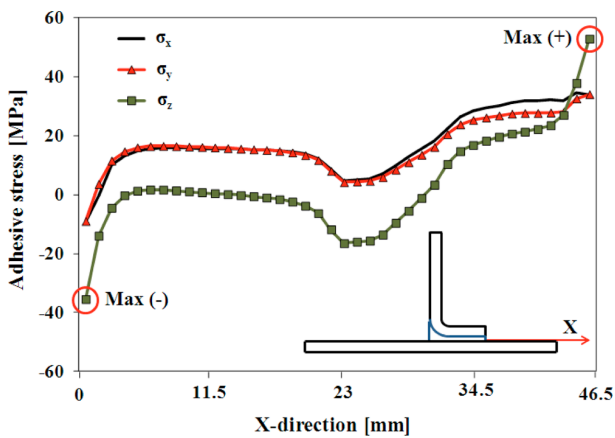


Fig. 13. Stress distributions.

재 외피의 파손지수는 1 근처의 값을 가지지만, 접착제의 최대 변형율이 Table 2의 소재 최대 변형율 보다 현저히 높은 값을 가지므로 접착제 층에서 파손이 일어난다고 평가되어진다. 이는 Fig. 6의 실험 파손모드와 일치하는 결과이다. 그러나, Fig. 7의 실험결과에서는 0.2 mm 접착두께에서 가장 높은 파손하중 값을 볼 수 있지만, 유한요소해석 결과 0.2 mm와 0.6 mm의 접착제 최대변형율의 차이가 미비함을 볼 수 있다.

이상과 같은 해석과 실험결과의 차이를 규명하기 위하여 L형 접착 구조물에 대한 접착제에 작용하는 응력 성분별 분포를 알아보았다. Fig. 13은 복합재 외피와 접착제의 계면에 작용하는 응력분포를 성분별로 나타낸 그림으로,

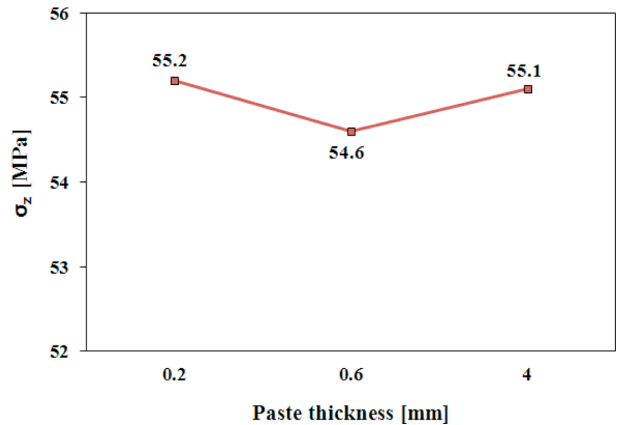


Fig. 14. Z-Component of stress with paste thickness.

수직방향 응력성분이 크게 나타남을 볼 수 있다. 해석결과를 접착제 두께에 따른 수직방향 최대 응력을 나타내면 Fig. 14와 같다. Fig. 14에서 접착제의 두께가 0.6 mm일 때 최소가 됨을 볼 수 있다. 일반적으로 접착제는 수직응력에 약하고 전단응력에 강한 특성을 나타내고 있다. 따라서 접착제에 작용하는 응력이 주로 수직응력 성분임을 감안하면 이상의 유한요소해석 결과는 Fig. 7의 실험결과와 잘 일치하고 있다고 판단되어진다.

5. 결 론

본 논문에서는 L-형 보강재를 외피에 접착한 보강 구조물에 대하여 접착 두께별 강도 특성을 연구하였으며, 다음과 같은 결론을 내릴 수 있었다.

- 1) 하중 방향 1은 접착두께가 0.2 mm일 때 최대 파손하중이 2.82 kN으로 가장 높은 값을 나타내었으며, 접착두께가 4 mm일 때 보다 85% 높은 파손하중 값을 보여 접착두께에 대한 영향이 크게 나타남을 볼 수 있었다.
- 2) 하중 방향 2는 접착두께가 0.6 mm일 때 최대 파손하중이 1.35 kN으로 가장 높은 값을 나타내었다. 또한, 접착제 층에서 파손이 발생하였으며, 접착두께의 영향이 하중 방향 1보다 크지 않음을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 2012년 정부(교육과학기술부) 재원 한국연구재단의 대학중점연구소 지원 사업(2012-048078) 및 기초기술연구회가 지원하고 한국항공우주연구원이 주관하는 DRC 사업의 지원에 의한 것입니다.

참고문헌

1. Reinhart, J.J. (Eds), "Composite", ASM International, Vol. 1,

- 1987, pp. 479-495.
2. Mallick, P.K., *Fiber-Reinforced Composites Materials, Manufacturing and Design*, Marcel Dekker, Inc., U.S, 1988.
 3. Vinson, J.R., and Sierakowski, R.L., *The Behavior of Structure Composed of Composite Materials*, Martinus Nijhoff Publishers, 1987.
 4. Feih, S., and Shercliff, H.R., "Composite Failure Prediction of Single-L Joint Structures under Bending," *Composites Part A*, Vol. 36, 2005, pp. 381-395.
 5. Sokolinsky, V.S., Indermuehle, K.C., and Hurtado, J.A., "Numerical Simulation of the Crushing Process of a Corrugated Composite Plate," *Composites Part A*, Vol. 42, 2011, pp. 1119-1126.
 6. Lee, D.G., Jeong, M.Y., and Choi, J.H., *Composite Materials*, HongRung Pub, KOR, 2007.