

카본/에폭시 면재 및 허니컴 코어 샌드위치 복합재 구조의 구멍 손상에 의한 4점 굽힘 강도 연구

박현범[†]

A Study on 4 Point Bending Strength of Carbon/epoxy Face Sheet and Honeycomb Core Sandwich Composite Structure after Open Hole Damage

Hyunbum Park[†]

ABSTRACT: In this study, it was performed damage assessment and repair of small scale aircraft adopted on composite. This aircraft adopted the sandwich structure to skin of wing. This study aims to investigate the residual strength of sandwich composites with nomex honeycomb core and carbon fiber face sheets after the open hole damage by the experimental investigation. The 4-point bending tests were used to find the bending strength, and the open hole was applied to introduce the simulated damage on the specimen. The bending strength test results after open hole were compared with the results of no damaged specimen test. In addition, The damaged composite structure was repaired using external patch repair method after removing damaged area. After that, this study presents comparison results of the experimental investigation between the damaged and the repaired specimen. It was found that the bending strength of repaired specimen was recovered up to 95% of undamaged specimen.

초 록: 본 연구에서는 전기체 복합재가 적용되어 설계된 소형 항공기의 손상 평가 및 유지 보수 연구를 수행하였다. 본 연구에서 개발 중인 항공기의 스킨 부위는 샌드위치 구조가 적용되었다. 본 연구에서는 노멕스 허니컴 코어와 카본 면재가 적용된 샌드위치 복합재 구조에 대해 구멍 손상 이후의 잔류 강도 평가에 대한 연구를 수행하였다. 4점 굽힘 시험을 통해 시편의 굽힘 강도를 확인하고, 시편에 손상을 모사하기 위하여 시편의 중앙 부위에 구멍 손상을 가하였다. 손상된 시편을 손상 전 시편과 동일한 시험을 통해 손상 전의 강도와 비교하였다. 또한 손상된 복합재 구조는 손상 부위 제거 후 패치 수리 기법을 적용하고 손상된 시편과 보수된 시편의 굽힘 강도 시험 결과를 비교하였다. 샌드위치 복합재 구조 시편의 유지 보수 후 굽힘 강도 시험 결과 손상 전 시편의 강도와 비교하여 강도의 95%까지 회복되는 것으로 분석되었다.

Key Words: 복합재 구조(sandwich composite structure), 구멍 손상(open hole damage), 유지 보수(repair), 굽힘 시험(bending test), 잔류 강도(residual strength)

1. 서 론

소형 항공기의 활용도가 세계적으로 증가하여 다양하게

개발되고 있는 추세이다. 범용 항공기의 수요가 스포츠용 및 회사 소유 비즈니스용 등으로 확대되면서 미국을 중심으로 개발이 활발히 진행되고 있다. 국내에서도 민간 소형

항공기의 인프라 구축 및 민수완제기 수출의 기술적 발판 구축을 위해 항공안전기술개발사업단이 발족되어 소형 항공기 개발을 통해 국내 인증 획득을 목표로 4인승급 차세대 소형 항공기를 한국항공우주산업을 중심으로 연구 개발되었다.

국의 소형 항공기 최신 기술 동향을 살펴보면 재료는 기존의 금속재료를 적용하던 방안에서 전기체 복합재 구조물로 적용하여 경량화하고 저렴한 유지 비용의 특성을 갖춘 항공기가 대부분 개발되고 있다. 따라서 국내 인증 획득을 위한 개발 대상 항공기도 전기체 복합재료를 적용하여 설계가 수행되었다. 복합재 적용 항공기는 경량화에 유리하나 손상에 취약한 특성 때문에 다양한 손상 평가 연구가 수행중이다[1,2].

본 연구에서는 개발 중인 항공기에 적용된 샌드위치 복합재 구조 부위의 손상 평가 연구를 수행하였다. 개발 대상 항공기의 날개 스킨 부위는 카본/에폭시 면재와 허니컴 코어가 적용된 샌드위치 복합재 구조이다. 스킨 부위는 외부의 다양한 손상에 취약하기 때문에 4점 굽힘 시험을 통해 굽힘 강도를 확인하고 구멍 손상(Open hole)을 모사하여 손상 전후 강도를 비교 평가하였다. 또한 손상된 샌드위치 복합재 구조의 손상 부위 제거 후 패치 수리 기법을 적용하고 손상된 시편과 보수된 시편의 굽힘 강도 시험 결과를 비교하였다.

2. 샌드위치 복합재 구조의 4점 굽힘 시험

2.1 시편 제작

본 연구 개발 항공기는 전기체 복합재료가 적용될 계획으로서 적용될 주 복합재료는 AGATE(Advanced General Aviation Transport Experimental) 재료가 선정되었다. AGATE 재료는 미국 FAA가 Part 23급 항공기에 적용할 수 있도록 승인하였으므로 개발 과정에 적용이 용이하다. 본 연구에서는 주익의 스킨 부위 손상 특성을 평가하기 위하여 시편 제작을 통해 4점 굽힘 시험을 수행하였다.

주익의 스킨은 허니컴 샌드위치 복합재 구조로서 샌드위치 복합재료 적층판 성형시 면재는 카본/에폭시 프리프레그(Carbon/epoxy fabric prepreg, F6273C-07M, TORAY Composites)를 상하면에 각 4장씩 [45°/0°/45°/0°]와 같이 적층하였다. 심재는 허니컴 코어(Aramid reinforced phenolic honeycomb core, HD153-048096-500, M. C. Gill Corporation)를 사용하였다. 시편 성형은 오토클레이브를 이용하여 성형되었으며 제작된 시편으로부터 ASTM D7249[3]를 참고하여 시편 시험 규격으로 절단하였다. 시편 제작은 접착 필름을 사용하여 동시 경화 공법으로 제작하였다. 시편 시험 결과 비교는 손상이 없는 경우와 구멍 손상을 적용한 두 가지 경우를 분석하였다. 각각의 경우는 세 개의 시편 시험을 수행하여 평균값을 비교하였다.

2.2 4점 굽힘 시험

제작된 시편의 4점 굽힘 시험은 ASTM D7249의 방법을 적용하여 수행하였다. 굽힘 시험을 수행하기 위해서는 시편의 형상에 따른 굽힘 하중이 작용하는 지점의 거리 결정이 매우 중요하다. 따라서 ASTM 규정에 의거하여 먼저 상하면 작용점 지지 길이를 결정하는 계산을 수행하였다. Fig. 1에 명시한 것과 같이 정의된 시편 길이를 분석하여 하단부 지지 길이 S 를 420 mm로 정하였다. 그 후 코어의 전단 강도 만족 요구 식 (1)과 코어의 압축 강도 만족 요구 식 (2)를 계산하여 상단부 지지 길이인 L 을 최종 결정하였다.

$$F_s \geq \frac{2\sigma t}{k(S-L)} \quad (1)$$

$$F_c \geq \frac{2(c+t)\sigma t}{(S-L)L_{pad}} \quad (2)$$

$$S \geq \frac{2\sigma t}{kF_s} + L \quad (3)$$

여기서 S 는 하단부 지지 길이, L 은 상단부 지지 길이, σ 는 면재의 극한 강도, t 는 면재의 두께, c 는 코어의 두께, F_s 는 코어의 전단 강도, k 는 코어의 전단 강도 계수(0.75), L_{pad} 는 시편의 길이 방향 하중 지지부 적용 패드의 길이, F_c 는 코어의 압축 허용 강도를 의미한다. (3)식을 적용하여 시편 시험을 위한 최종 거리 L 은 59 mm로 결정되었다.

굽힘 시험은 본 연구팀이 보유하고 있는 재료 시험기를 사용하여 시험을 수행하였다. 먼저 손상이 없는 시편에 대한 4점 굽힘 시험을 위해 변위 속도는 0.5 mm/min를 유지하였다. Fig. 2에 재료시험기를 통하여 수행된 굽힘 시험 모습을 나타내었다. 손상이 없는 시편의 굽힘 시험에 의한 평

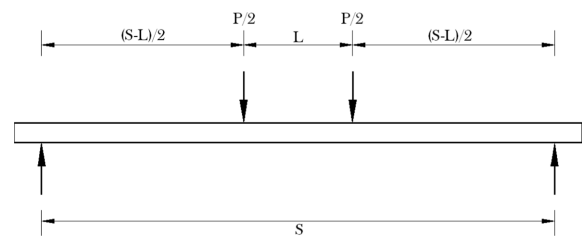


Fig. 1. Loading configuration

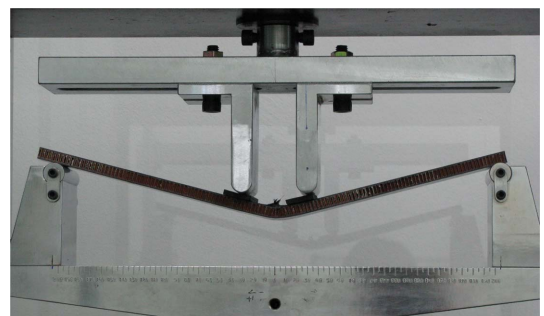


Fig. 2. 4-point bending test of sandwich structure

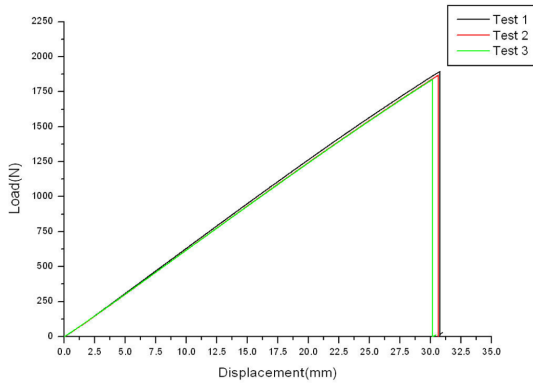


Fig. 3. 4-point bending test result of sandwich structure (No damage)

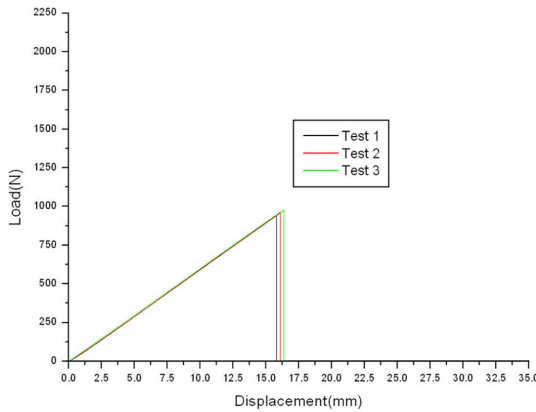


Fig. 4. 4-point bending test result of sandwich structure (Open hole)

균 파괴 하중은 1,867 N으로 확인되었으며, 시편의 하중-변위 곡선은 Fig. 3에 명시하였다. 극한 손상을 모사하기 위해 ASTM D6484[4]와 선행 연구 결과[5]를 분석하여 6 mm의 직경인 구멍을 시편의 중앙에 가공한 후 손상 시편의 4점 굽힘 시험을 수행하였다. 손상 모사는 상면의 면재와 코어를 제거하였다. 굽힘 시험 결과 평균 파괴 하중은 970.4 N으로 확인되었으며, Fig. 4는 구멍 손상 시편의 시험 결과를 보여주고 있다.

손상 전 시편과 손상 후 시편의 굽힘 시험 분석 결과 손상 전 시편과 구멍 손상 후 시편의 파괴 강도를 비교 분석하면 손상 된 시편의 강도는 51%까지 저하되는 것으로 검토되었다.

3. 시험 결과와 해석 결과 비교

본 연구에서 시편 시험을 수행한 샌드위치 구조 시편을 유한 요소 모델링을 통해 구조 해석을 수행하여 해석 결과와 시험 결과를 비교하였다. 유한 요소 해석 모델은 다양한 굽힘 시험을 수행하기 이전에 구조 거동을 분석하기 위해 유용하다. 본 연구에서 수행한 유한 요소 해석 모델은 선행

연구에서 유사한 형태로 입증하였으며 굽힘 시험 시편을 위하여 적절하게 개선하였다[6]. 샌드위치 구조의 상하면재는 셸(Shell) 요소가 적용되고 허니콤 코어 부분은 솔리드(Solid) 요소를 적용하여 모델링을 수행하였다. Fig. 5는 샌드위치 복합재 구조에 대한 시편 시험 형태와 동일하게 모델링을 수행하고 하중 및 경계조건을 적용한 유한 요소 모델을 보여주고 있다. 구조 해석을 통해 면재의 상단부 압축 부위의 응력 분포를 검토한 결과 523 MPa로 확인되었다. 시편 시험 결과에 대한 면재의 응력 계산식은 ASTM D7249에 명시된 식 (4)를 활용하여 계산을 수행하였다.

$$F_u \geq \frac{P_{\max}(S-L)}{2(d+c)bt} = \frac{P_{\max}S(1-L/S)}{4(d-t)bt} \quad (4)$$

여기서 F_u 는 면재의 극한 응력, P_{\max} 는 파괴전 최대 하중, t 는 면재의 두께, d 는 시편의 전체 두께, c 는 코어의 두께, b 는 면재의 폭, S 는 시편의 하단부 지지 길이, L 은 상단부 지지 길이를 의미한다. Table 1에 시편의 제원을 명시하였다. 시편 시험 결과를 활용하여 계산된 면재의 응력은 511 MPa로 계산되었다. Table 2에 명시한 바와 같이 총 세 개의 시편 시

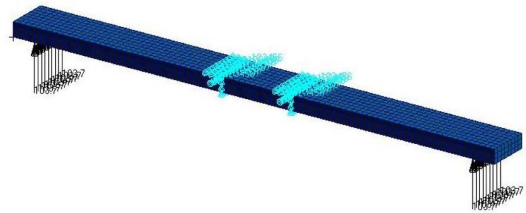


Fig. 5. Finite element modeling of bending specimen

Table 1. Specification of specimen

S	L	d	t	b
420 mm	59 mm	10.8 mm	0.87 mm	38 mm

Table 2. Facing ultimate stress by specimen test

Case 1	Case 2	Case 3	Average
512 MPa	509 MPa	514 MPa	511 MPa

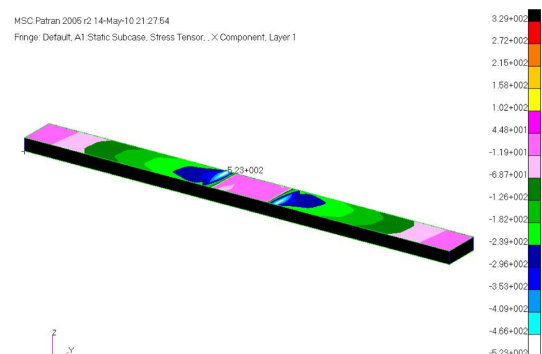


Fig. 6. Stress analysis results of bending specimen

험을 수행하여 평균값을 검토하였다. 유한 요소 해석 결과는 523 MPa로서 해석 결과와 비교한 결과 잘 일치함을 확인하였다. 유한 요소 해석을 위한 하중은 시편 시험 결과를 바탕으로 도출된 최대 하중인 1,867 N을 적용하였다. Fig. 6 은 시편 면재 상부의 길이방향 응력 해석 결과를 보여주고 있다.

4. 손상 후 유지 보수

본 연구에서 손상된 구조 거동을 분석하여 손상 유지 보수 연구를 수행하였다. 복합재 구조의 손상 유지 기법은 선행 연구[6]를 통해 제시된 기법을 적용하였다. 스킨 부위인 샌드위치 구조는 충격에 특히 노출이 심한 부분이다. 샌드위치 구조는 그 특성상 손상 부위가 시편의 상하면을 기준으로 상면에 충격이 가해졌을 때 내부 코어까지 손상이 진전되지만 하면의 면재까지 전달되지는 않기 때문에 상면의 면재와 코어를 제거하고 수리하는 방안을 적용하였다. 구멍 손상이 있는 면재의 가공은 시편을 고정하고 상단부에서 드릴 가공을 할 수 있는 장비를 활용하여 손상 부위 면재를 제거하였다. 샌드위치 구조에 구멍 손상을 가하고 제거된 부위에 손상 제거 부위 크기와 동일하게 새로운 코어를 절단하여 접착제를 코어 외부에 도포하여 삽입하였다. 그 후 외부 패치를 적용하고 오토클레이브를 이용하여 2차 성형을 수행하였다. 외부 패치는 내부에서 외부로 두께가 증가되도록 적용되는데 이는 스킨 부위에 테이퍼 형태로 적용하여 보다 결합이 용이하면서 매끄럽게 접합 되도록



Fig. 9. Insertion of honeycomb core plug in removed area

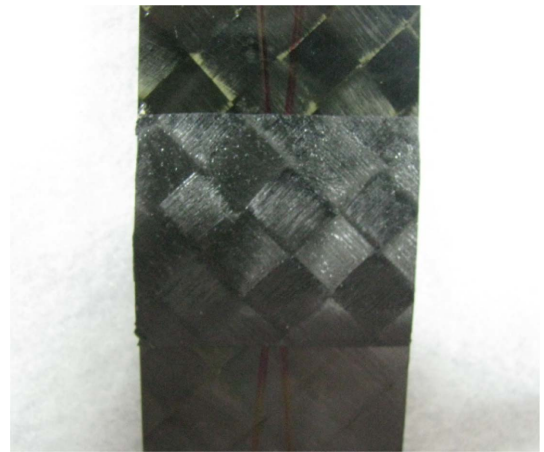


Fig. 10. Application of external patch

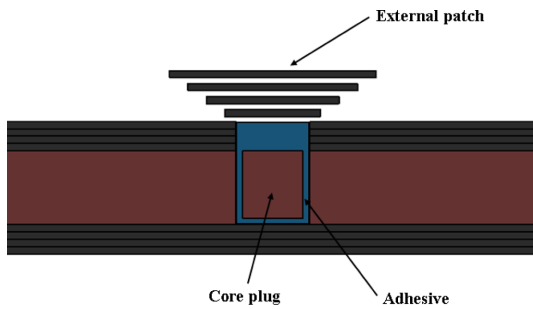


Fig. 7. External patch repair of sandwich structure



Fig. 8. Removal of damaged area

하기 위해서이다. Fig. 7에 샌드위치 구조의 유지 보수 방안 적용 개념도를 명시하였다. 유지 보수 방안 적용 후 샌드위치 시편의 굽힘 강도 시험을 수행하여 강도 복원 능력을 평가하였다. 샌드위치 구조 시편의 충격 손상 부위 유지 보수 방안 적용 과정은 Fig. 8~10에 명시하였다.

손상 수리된 시편의 굽힘 강도 복원 능력을 분석하기 위해 유지 보수된 시편의 굽힘 시험을 수행하였다. 손상 수리 후 시편의 굽힘 시험 결과 평균 강도는 485 MPa로 확인되었다. 손상 전 시편의 굽힘 시험 결과 평균 강도가 511 MPa 이므로 손상 전과 유지 보수 후 굽힘 강도 시험 결과 손상 전 시편의 95%까지 강도가 복원되었다. 따라서 본 연구에서 제시한 유지 보수 절차가 타당함을 확인하였다.

5. 결 론

본 연구에서 소형 항공기급 BASA 체계구축 및 시범인증을 위해 전기체 복합재료가 적용되어 개발된 4인승 소형 항공기의 구조 설계에 적용된 재료의 4점 굽힘 시험을 수행하였다. 복합재 적용 항공기는 그 특성상 손상에 취약하므

로 본 연구에서는 구멍 손상을 가하여 손상 전후 거동을 분석하였다.

시편은 주익 스킨 부위의 적층 형태를 구현하여 오토클레이브 성형을 통해 제작하였다. 스킨은 샌드위치 구조 형태로서 시편의 4점 굽힘 시험을 위해 시편의 정중앙 부위에 구멍 손상을 적용하였다. 시편 시험 결과 손상 전 시편보다 손상 후 시편은 강도가 51% 저하되는 것을 확인하였다. 시편 시험 형태와 동일한 유한 요소 해석을 수행하여 수치 해석 결과와 시험 결과를 비교 분석한 결과 잘 일치함을 확인하였다. 따라서 본 연구에서 제안한 유한 요소 해석 모델은 시편 시험 수행과정에서 구조 거동을 예측하는데 활용할 수 있다.

손상된 구조 거동을 분석하여 손상 유지 보수 연구를 수행하였다. 시편에 손상을 가하여 유지 보수 절차를 적용하고 손상 전과 비교하여 강도 복원 능력을 평가하였다. 유지 보수 절차는 손상 부위를 제거하고 제거된 손상 영역에 코어와 접착제를 채운 후 외부 패치 수리 기법을 적용하여 손상 전보다 강도가 복원되었음을 확인하였다.

후 기

본 연구는 호원대학교 교내학술비 지원으로 수행되었으며, 지원에 대해 감사드립니다.

참고문헌

1. Park, H., and Kong, C., "Experimental Study on Repair after Impact Damage of Aircraft Composite Structure," *Proceeding of 2013 The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, Muju, Korea, Oct. 2013, pp. 1-5.
2. Park, H., and Kong, C., "Study on Impact Damage Behavior of Sandwich Composite Structure for Aircraft," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 26, No. 1, 2013, pp. 36-41.
3. ASTM D7249, Standard Test Method for Facing Properties of Sandwich Constructions by Long Beam Flexure, USA, 2006.
4. ASTM D6484, "Standard Test Method for Open Hole Compressive Strength of Polymer Matrix Composite Laminates", 2004.
5. Caldwell, M.S., Borris, P.W., and Falabella, R., "Impact Damage Tolerance Testing of Bonded Sandwich Panels," *22nd International SAMPE Technical Conference*, November 6-8, 1990.
6. Kong, C., Park, H., Lim, S., and Shin, C., "A Study on Compressive Strength of Carbon/epoxy Composite Structure Repaired with Bonded Patches after Impact Damage," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 23, No. 5, 2013, pp. 15-21.