항공기 복합재료 적용 시편의 4점 굽힘 강도 연구

공창덕* · 박현범* · 임성진*

A Study on 4 Point Bending Strength of Aircraft Composite Specimens

Changduk Kong* · Hyunbum Park* · Seongjin Lim*

ABSTRACT

In this study, it was performed damage assesment of small scale composite aircraft developing. 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 was compared with the results of no damaged specimen test. The FEM analysis is assessed via an experimental 4-point bending test.

Key Words: Sandwich composite, 4-point bending test, Open hole

1. 서 론

세계적으로 소형 항공기는 최근에 경량 복합재 구조를 채택하여 다양하게 개발되고 있는 추세이다. 6~10인승 이하의 소형 항공기의 경우 2007 ~2014년(8년간) 총 22,600여대 판매 예상하고 있으며, 8년간 시장 규모 460억불을 예상하고 있다[1]. 이러한 상업용 소형 고정 항공기의 경우 FAA Part23에 의해 개발된 항공기의 안전 운항에 대한 인증을 획득해야 국제 항공 운송을 할 수 있다. 국내에서 개발한 상업용 항공기의 해외 수출을 위해서는 항공기 선진국인 미국과 상호항공안전협정(BASA) 체결이 필수적이다. 이러한 이유로 최근 국토 해양부 주관으로 미국과의 BASA 체결을 목적으로 단발 피스톤 프롭 소형 항공기를 개발하고, 개발된 항공기를 형식증명을 취득함으로써 항공안전인증 인프라 구축 및 민수완제기 수출의 기술적, 제도적 발판 구축을 마련하기 위해 연구 개발 중이다.

소형 항공기 최신 기술 동향을 살펴보면 복합재료가 대부분 사용되어 경량화에 주력하고 있으며, 최근에는 전기체 복합재 구조 항공기가 대부분 개발 중이다. 국내 개발 중인 4인승 소형 항공기도 전기체 복합재료가 적용되어 설계가 진행 중이며 독자 기술로 설계 및 제작하여 항공기 인증에 활용될 계획이다.

본 연구에서는 개발 중인 항공기의 4점 굽힘

* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

강도 시험을 통해 굽힘 강도를 평가하고 이를 설계 기준으로 반영하였다. 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.

2. 시편 제작 및 굽힘 시험

본 연구에서 개발 항공기 스킨에 적용된 샌드위치 구조 시편을 오토클레이브를 이용하여 제작하였다. 시편의 형태는 노멕스 허니컴(Nomex honeycomb) 샌드위치 구조로서 면재에 적용된

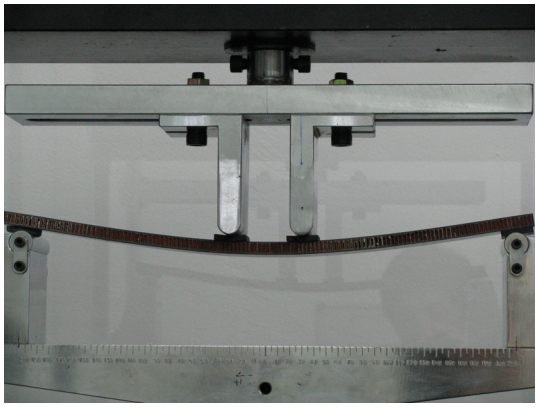

Fig. 1 4 point bending testing specimen

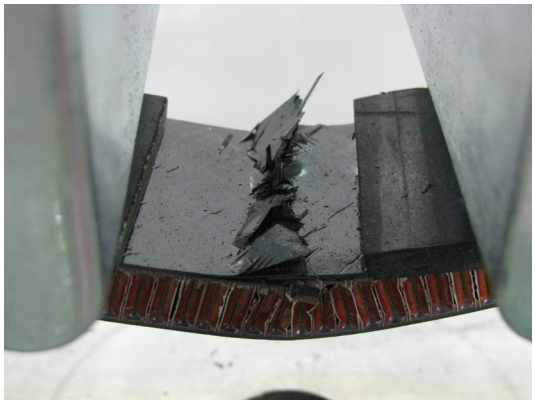

Fig. 2 Configuration of specimen after bending test

재료는 카본/에폭시 프리프레그(F6273C-07M, TORAY Composites)이며 상하면에 각 4장씩 다음과 같은 [45° /0° /45° /0°] 형태로 적층되었다.

4점 굽힘 시험을 위해 굽힘 시험 지그의 작용점 위치 선정이 매우 중요하다. 따라서 ASTM D7249[2]에 명시된 방법을 적용하여 굽힘 하중 적용 지점의 거리를 계산하였다. 먼저 하단부 지지 길이 S를 420mm로 정하고 그 후 코어의 전단 강도 만족 요구 식 (1)과 코어의 압축 강도 만족 요구 식 (2)를 계산하여 상단부 지지 길이인 L을 최종 결정하였다. 최종 L은 59mm로 결정되었다.

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

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

$$S \geq \frac{2\sigma t}{kF_s} + L \tag{3}$$

여기서 S는 하단부 지지 길이, L은 상단부 지지 길이, σ는 면재의 극한 강도, t는 면재의 두께, c는 코어의 두께, F_s는 코어의 전단 강도, k는 코어의 전단 강도 계수(0.75), L_{pad}는 시편의 길이 방향 하중 지지부 적용 패드의 길이, F_c는 코어의 압축 허용 강도를 의미한다.

하중 작용 지점의 거리를 계산 한 후 재료 시험기를 활용하여 4점 굽힘 시험을 수행하였다. 먼저 손상이 없는 시편에 대한 4점 굽힘 시험을 위해 변위 속도는 0.5mm/min를 유지하였다. Fig. 1에 재료시험기를 통하여 수행중인 굽힘 시험 모습을 나타내었다. Fig. 2는 굽힘 시험이 완료되어 상단부 면재가 파손된 형상을 보여주고 있다. 손상이 없는 시편의 굽힘 시험에 의한 평균 파괴 하중은 1,867N으로 확인되었으며, 시편의 하중-변위 곡선은 Fig. 3에 명시하였다. 극한 손상을 모사하기 위해 ASTM D6484[3]와 참고문헌[4]을 분석하여 6mm의 구멍을 시편의 정중앙에 가공한 후 손상 시편의 4점 굽힘 시험을 수행하였다. 굽힘 시험 결과 평균 파괴 하중은

970.4N으로 확인되었으며, Fig. 5는 구멍 손상 시편의 하중-변위 선도를 보여주고 있다. 시편 시험 결과 손상 후 시편은 손상 전 시편보다 강도가 51%까지 저하되는 것으로 확인되었다.

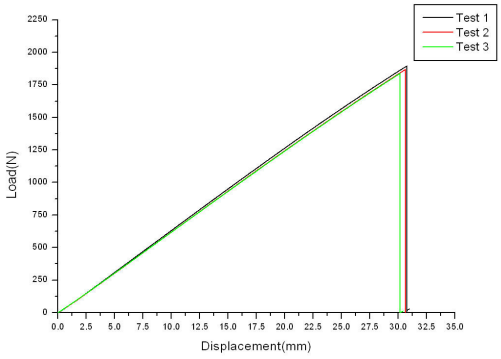

Fig. 3 4-point bending test result of sandwich structure(No damage)

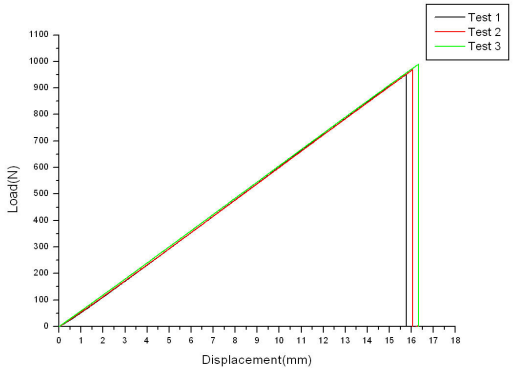

Fig. 4 4-point bending test result of sandwich structure(Open hole)

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 유용하기 때문에 본 연구에서 구조 해석 모델을 제시하였다. 샌드위치 구조의 상하면 면재는 쉘(Shell) 요소가 적용되고 허니컴 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 523MPa로 확인되었다. 시편 시험 결과에 대한 면재의 응력 계산식은 ASTM D7249에 명시된 식 (4)를 활용하여 계산을 수행하였다.

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

여기서 F_u는 면재의 극한 응력, $P_{\max}$는 파괴전 최대 하중, t는 면재의 두께, d는 시편의 전체 두께, c는 코어의 두께, b는 면재의 폭, S는 시편의 하단부 지지 길이, L은 상단부 지지 길이를 의미한다. 시편 시험 결과를 활용하여 계산된 면재의 응력은 511MPa로서 해석 결과와 비교한 결과 잘 일치함을 확인하였다. Fig. 6은 응력 해석 결과를 보여주고 있다.

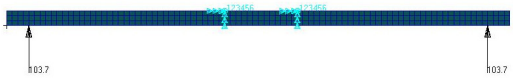

Fig. 5 FEA Modeling of sandwich structure

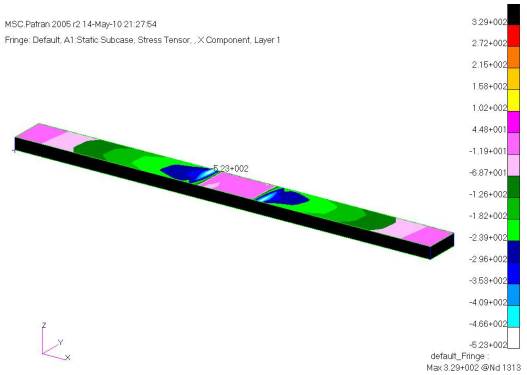

Fig. 6 Stress analysis results of sandwich structure

7. 결론

본 연구에서 소형 항공기급 BASA 체계구축 및 시범인증을 위해 전기체 복합재료가 적용되어 개발 중인 4인승 소형 항공기의 구조 설계에 적용된 재료의 4점 굽힘 시험을 수행하였다. 복합재 적용 항공기는 그 특성상 손상에 취약하므로 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 제한한 유한 요소 해석 모델은 시편 시험 수행과정에서 구조 거동을 예측하는데 활용할 수 있다.

후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발사업으로 수행된 연구임.

참 고 문 헌

[1] 국토해양부, “소형항공기급 인증기 개발 1차년도 연구결과보고서”, 2008년

[2] ASTM D7249, "Standard Test Method for Facing Properties of Sandwich Constructions by Long Beam Flexure", 2006.

[3] ASTM D6484, "Standard Test Method for Open Hole Compressive Strength of Polymer Matrix Composite Laminates", 2004.

[4] M. S. Caldwell, P. W. Borris and R. Falabella, "Impact Damage Tolerance Testing of Bonded Sandwich Panels", 22nd International SAMPE Technical Conference November 6-8, 1990.