

항공기 복합재료 적용 시편의 압축 강도 연구

공창덕* · 박현범* · 김상훈* · 이하승*

A Study on Compressive Strength of Aircraft Composite Specimens

Changduk Kong* · Hyunbum Park* · Sanghoon Kim* · Haseung Lee*

ABSTRACT

The laminated sequence and thickness of a composite structure is an important design parameter which affect the strength and impact damage. In this study, it was investigated the residual strength of carbon fiber laminate after impact damage by the experimental investigation. The tensile strength test and compressive strength test were used to find the mechanical properties, previously. Impact test was performed using low-velocity drop-weight test equipment. The impact damages were finally assessed by the compressive strength test. The investigation results revealed the residual strength of the damaged specimens due to the impact damage.

Key Words: Impact damage, Compression test, Open hole test

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 미

국과 상호항공안전협정(BASA) 체결이 필수적이다. 이러한 이유로 최근 국토 해양부 주관으로 미국과의 BASA 체결을 목적으로 단발 피스톤 프로펠 소형 항공기를 개발하고, 개발된 항공기를 형식증명을 취득함으로써 항공안전인증 인프라 구축 및 민수완제기 수출의 기술적, 제도적 발판 구축을 마련하기 위해 연구 개발 중이다[2].

본 연구에서는 개발 대상 항공기 구조 설계결과를 분석하여 적용된 복합재료의 물성치 평가를 위하여 요구 규정을 검토하여 인장, 압축 요구 강도 만족 여부를 검토하였다. 이를 바탕으로 복합재 구조물의 취약점인 손상에 따른 강도 저하 연구를 수행하였다. 손상 연구는 관련 문헌에 따라 구멍 손상(Open Hole)모사와 충격 시험기를 활용한 충격 손상 연구를 수행하여 각

* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

시편의 손상에 따른 강도 저하 비율을 분석하였다.

2. 시편 제작 및 인장, 압축 시험

본 연구에서 구조 설계된 복합 재료 적층판의 인장 요구 강도를 파악하기 위해 적용된 재료의 인장 시험을 먼저 수행하였다. 인장 시험은 ASTM D3039-00[3]을 적용하여 오토클레이브 성형 시편 경우에 대하여 시험을 수행하였다. 적용된 복합재료는 Toray 사의 F6273C-07M (Carbon/Epoxy Fabric Prepreg)이다. 시편의 총 적층 수는 12ply 이며 적층 형태는 동일한 방향으로 [0]₁₂ 이고 인장 시편 규격은 가로 × 세로가 1 in × 9 in 이다.

인장 강도 시험은 본 연구팀이 보유하고 있는 10ton UTM(Universal Test Machine)을 사용하여 시험을 수행하였다. 성형된 시편에 대해 총 세 개의 시편 시험을 통해 평균 결과를 산출하여 인장 강도를 평가하였으며 시편의 적층 및 오토클레이브 성형 과정을 Fig. 1에 나타내었다.

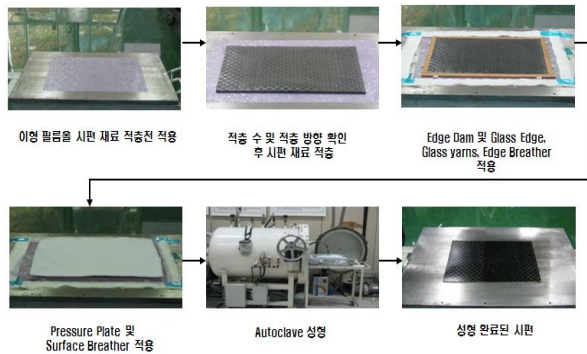


Fig. 1 Configuration of laminated specimen

Fig. 2는 재료시험기에 장착되어있는 인장 시험 모습이다. 오토클레이브로 성형된 세 가지 시편 시험 후 시편의 파괴 양상을 Fig. 3에 나타내었고 하중-변위 곡선은 Fig. 4와 같다. 시편의 요구 인장 허용 강도는 517MPa이다. 따라서 세 가지 시편의 평균 파괴 하중이 56,248.04N으로서 강도는 805MPa이므로 충분한 요구 강도를 확보한 재료로 확인되었다.



Fig. 2 Tensile test of specimen

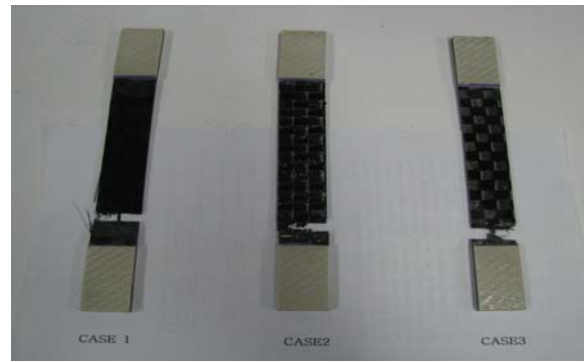


Fig. 3 Failure configuration of autoclave cured specimens

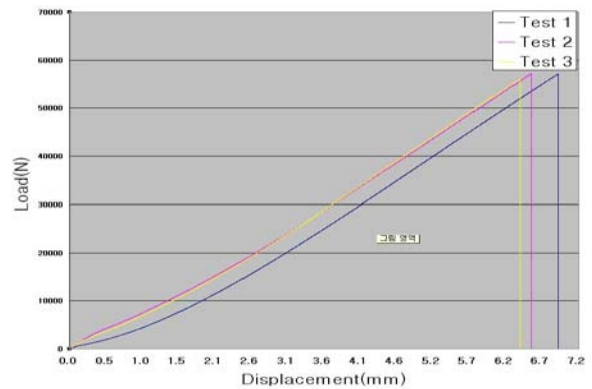


Fig. 4 Load-displacement curves of tensile tests : autoclave cured specimens

2.1. 압축 시험

압축 시험은 ASTM D6641[4]을 적용하여 시편 제작 및 시편 시험을 수행 하였다. 적층 형태는

[$\pm 5/(0,90)$]_{4S}로 총 적층 수는 16ply이며 적층 형태로 제작된 적층판으로 ASTM D6641에서 제시한 시편 규격인 0.5 in × 5.5 in로 가공하여 시편 시험을 수행하였다. 총 세 개의 시편 시험을 통해 평균 결과를 산출하여 압축 강도를 평가하였다. Fig. 5는 재료시험기에 장착되어있는 압축 시험 모습이다. 세 가지 시편 시험 후의 시편 파괴 양상은 Fig. 6에 나타내었고 하중-변위 곡선은 Fig. 7에 나타내었다. 시편의 요구 압축 허용 강도는 549MPa이다. 따라서 세 가지 시편의 평균 파괴 하중이 26,131.6N으로서 강도는 622MPa이므로 충분한 요구 강도를 확보한 재료로 확인되었다.

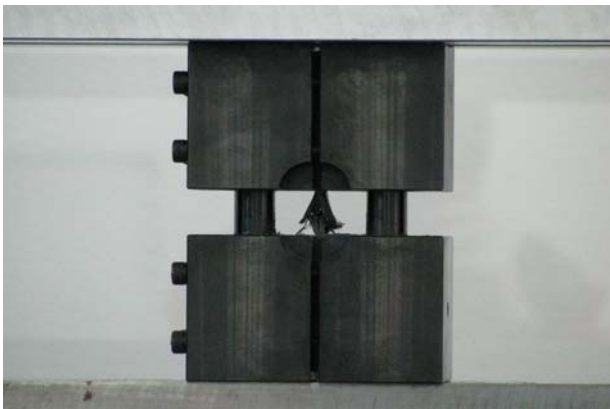


Fig. 5 Compressive test of specimen



Fig. 6 Failure configuration after compressive specimen tests

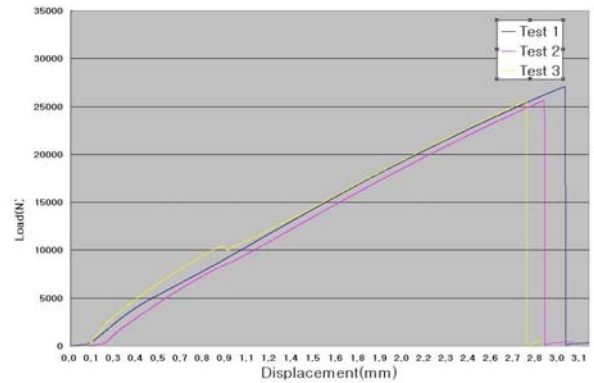


Fig. 7 Load-displacement curves of compressive tests

2.2 구멍 가공을 통한 손상 모사

극한 손상을 모사하기 위해 시편에 임의의 구멍을 가공하여 손상을 모사하고 압축 시험을 수행하였다. 압축 시험은 ASTM D-6484를 적용하여 시편 제작 및 시편 시험을 수행 하였다. 적층 형태는 [$\pm 5/(0,90)$]_{4S}로 총 적층 수는 16ply이며 시편 규격은 1.5 in × 12 in로 가공하여 시편 시험을 수행하였다. 총 세 개의 시편 시험을 통해 평균결과를 산출하여 압축 강도를 평가하였다. Fig. 8은 재료시험기에 장착되어있는 압축 시험 모습이다. 세 가지 시편 시험 후의 시편 파괴 양상은 Fig. 9에 나타내었고 하중-변위 곡선은 Fig. 10에 나타내었다. 세 가지 시편의 평균 파괴 하중이 31,587.8N 으로 강도는 247.2MPa이고 손상되지 않은 시편의 강도가 268.7MPa로서 손상된 시편의 강도가 8.1% 감소하였다.



Fig. 8 Compressive test of specimen



Fig. 9 Failure configuration after compressive specimen tests

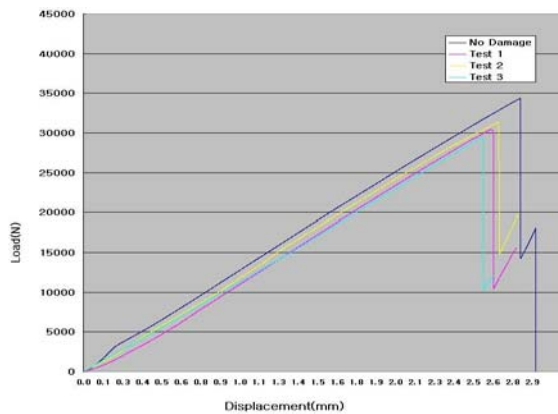


Fig. 10 Load-displacement curves of compressive tests

3. 충격 손상 시험

본 연구 대상 항공기는 전기체 복합재 구조물로서 복합재 항공기 형식 인증을 위하여 중요한 요소인 손상에 대한 강도 저하를 평가해야 한다. 본 연구에서는 ASTM D7136[5]에 의거하여 충격 시험을 수행하였다. 본 연구팀이 보유하고 있는 충격 시험기는 낙하식 저속 충격 장치로서 낙하추의 중량과 높이로 충격량을 제어하는 방식으로 최대 낙하 높이는 1960mm, 최대 낙하 속도는 6.2m/s이다. 시편의 적층 수는 6ply로서 적층 형태는 $[\pm 5 / (0, 90) \pm 5]_s$ 이며 충격 손상을 가할 충격 인덴터의 직경은 25.4mm(1 in) 이

다. 충격 에너지는 시편 형상을 관통하는 충격 깊이의 에너지를 계산하여 이를 기준으로 충격 에너지를 감소시켜가면서 손상 에너지를 단계적으로 가하였다. Table 1에 단계적 충격 손상을 위해 시편에 가해진 손상 에너지에 따른 시편의 손상 이후 압입 깊이를 명시하였다[3].

Table. 1 Indentation depth of impact damage specimens

Impact energy	Indentation depth of 3 case specimen
10J	0.1/0.15/0.12mm
15J	0.89/0.9/0.85mm
20J	관통

충격 에너지가 가해져 손상된 시편의 충격 에너지별 강도 저하 비교를 위해 ASTM D7137[6]을 참고하여 손상된 복합재료 시편의 압축 강도 시험을 수행하였다. 압축 시험 장면은 Fig. 11에 나타내었다. 충격 에너지별 압축 시험 시편 분석 결과 충격 에너지가 10J, 15J, 20J 선형적으로 증가 했을 때 압축 강도의 감소는 0.7%, 14.1%, 16.6%로 손상되는 것으로 확인되었다. Fig. 12는 충격 손상 시편의 충격 에너지별 압축 시험 결과이고, Table 2는 파괴 하중 감소 비율을 명시하였다



Fig. 11 Compressive test of specimen

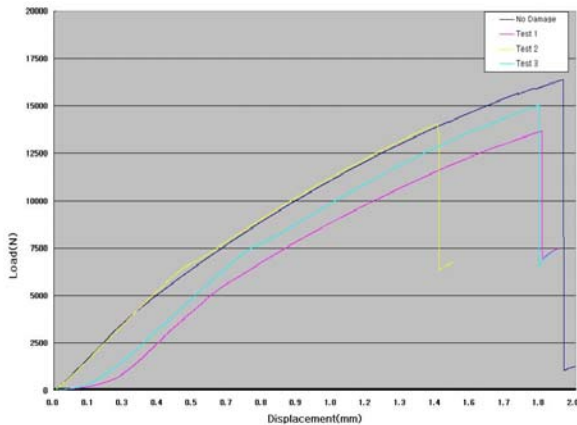


Fig. 12 Load-displacement curves of impact damaged specimens

Table. 2 Compressive load comparison of impact damaged specimens

	Undamaged	121MPa	Decreased rate	-
Max.	10J	112MPa		0.7%
Load	15J	104MPa		14.1%
	20J	101MPa	16.6%	

7. 결론

본 연구에서 소형 항공기급 BASA 체계구축 및 시범인증을 위해 개발 중인 소형 항공기의 구조 설계에 적용된 재료의 인장 및 압축 강도 시험, 구멍 손상 시험, 충격 시험을 수행하였다. 시편 시험을 통해 요구 인장 및 압축 강도 만족 여부를 확인한 결과 충분히 만족한 것으로 확인되었다. 이를 바탕으로 손상 전후 강도 저하를 평가하기 위하여 관련 규정을 검토하여 구멍 손상과 충격 시험기를 통해 충격 손상을 모사하고 각각의 손상별 압축 강도 시험을 수행하였다.

구멍 손상에 따른 영향을 분석하고 손상 크기 및 손상 에너지별 시편의 강도 저하 비율을 확인하였으며 충격 손상에 따른 강도 저하 평가를 수행하였다. 이는 추후 상세 구조 설계에 활용할 수 있을 것이다.

후기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발사업으로 수행된 연구임.

참고 문헌

- [1] 대한항공, “소형항공기 BASA 시범사업 참여 방안”, 2007년 8월
- [2] 국토해양부, “소형항공기급 인증기 개발 1차년도 연구결과보고서”, 2008년
- [3] ASTM D3039-00 : Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials
- [4] ASTM D6641 : Standard Test Method for Determining the Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Laminates Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture
- [5] ASTM D7136 : Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates
- [6] ASTM D7137 : Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates