

論文

충격 손상된 카본/에폭시 복합재 구조의 패치 접착 보수 방안 적용 후 압축 강도 특성 평가

공창덕^{*,†}, 박현범^{*}, 임성진^{*}, 신철진^{**}

A Study on Compressive Strength of Carbon/epoxy Composite Structure Repaired with Bonded Patches after Impact Damage

Changduk Kong^{*,†}, Hyunbum Park^{*}, Sungjin Lim^{*} and Chuljin Shin^{**}

ABSTRACT

In this study, repair and maintenance schemes of the damaged composite structure was investigated, and a repair process of the carbon/epoxy laminate composite structure was investigated numerically and experimentally. The composite laminates were damaged by drop weight type impact test machine. The damaged composite structure was repaired using external patch repair method after removing damaged area. The compressive strength test and analysis results after repairing the impact damaged specimens were compared with the compressive strength test and analysis results of undamaged specimens and impact damaged specimens. Finally, the strength recovery capability by repairing were investigated.

초 록

본 연구에서는 손상된 복합재 구조의 유지 보수 방법에 대한 연구를 수행하였다. 복합재료 구조의 손상 수리 방안을 제시 하고 수리 절차를 카본/에폭시 적층판 복합재 구조에 적용하여 시편 시험 및 수치 해석을 통해 분석하였다. 손상은 중량 낙 하식 충격 시험기를 활용하여 복합재 구조 시편에 충격 손상으로 모사하였다. 손상된 복합재 적층판 구조는 충격 손상 부위 제거 후 외부 패치 수리 기법을 적용하여 수리하였다. 충격 손상 후 유지 보수된 시편과 손상이 없는 시편의 압축 강도를 실험적 및 해석적으로 비교 분석하였다. 이를 바탕으로 유지 보수된 시편의 강도 회복 능력을 고찰하였다.

Key Words : 복합재 적층판(Composite laminate), 유지 보수(Repair), 압축 시험(Compressive test), 압축 강도(Compressive strength)

1. 서 론

복합재료는 무게비 고강도, 고강성의 장점 때문에 항공기 개발 과정에서 다양하게 적용된다. 세계적으로 최근 개발되는 항공기는 전기체 복합재 구조가 적용되어 개발되고 있는 추세이다. 국내에서도 소형 항공기 독자 개발을 통해 항공기 개발 선진국인 미국과 상호항공안전협정(BASA) 체결을 위하여 4인승급 소형 항공기를 개발 중이다. 개발된 항공기는 형

식 증명을 취득함으로써 항공안전인증 인프라 구축 및 민수 완جه기 수출 기반을 구축할 계획이다[1].

본 연구 개발 대상 항공기는 경량화 및 운용 비용 절감을 위하여 전기체 복합재료를 적용하여 설계가 수행중이다. 복합재료는 금속재 구조에 비해 손상에 취약하여 다양한 외부 충격에 의해 손상을 입게 된다. 이러한 손상이 진전되어 구조물에 심각한 영향을 끼치지 않도록 손상 부위 유지 보수 연구가 필요하다. 이는 개발 항공기 인증을 위해 검토되어야

^{*,†} 조선대학교 항공우주공학과 교신저자(E-mail:cdgong@chosun.ac.kr)

^{*} 조선대학교 항공우주공학과

^{**} 한국항공우주산업(주)

할 중요한 부분이다[2]. 따라서 복합재 유지 보수 연구는 다양하게 연구되고 있다[3,4,5,6].

본 연구에서 개발 대상 소형 항공기에 적용되는 카본/에폭시 일방향(UD) 적층판 구조의 손상 부위 유지 보수 후 압축 강도 특성을 평가 하였다. 적용할 충격 손상을 정의한 후 시편에 충격 손상을 가하고 손상 전과 수리 후 시편의 강도 복원 능력을 분석하였다. 수리 방안은 손상 부위에 접착제를 채우고 외부에 복합재 적층판을 접착하는 기법(external patch repair)을 적용하여 압축 하중을 가하고 손상 거동을 확인하였다. 시편 시험 결과와 수치 해석 결과의 비교 분석을 위해 유한 요소 해석을 수행하여 구조 거동을 비교하였다.

2. 손상 유지 보수 시편 시험

2.1 충격 손상 분석

항공기 복합재 구조 설계 시 미국 FAA는 손상 허용에 관한 방침을 제안하고 있다. FAA가 제안한 복합재 항공기 구조의 주의 사항이 명시된 Advisory circular20-107B[7] 지침을 살펴보면 다양한 손상 유형을 5개의 종류로 구분하여 손상 정도를 평가하고 있다. Fig. 1은 Advisory circular20-107B에 명시된 설계 하중 단계에 따라 5개의 손상 유형으로 분류된 도표이다. 손상 단계 중 제 2 영역이 가시화된 손상(VID, Visual Impact Damage)으로서 이 영역부터 손상 부위에 대한 유지 보수가 수행되어야한다.

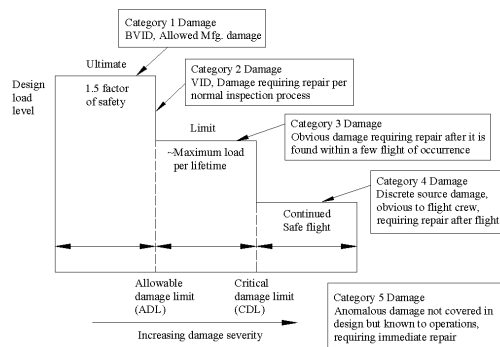


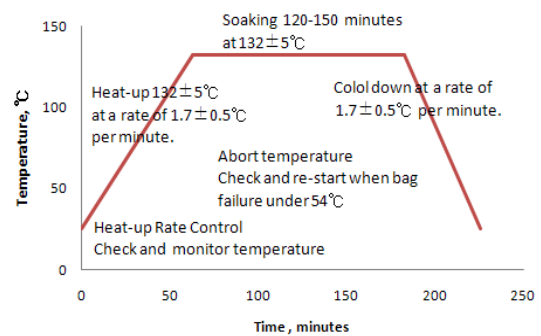
Fig. 1 Schematic diagram showing design load levels.

2.2 시편 제작

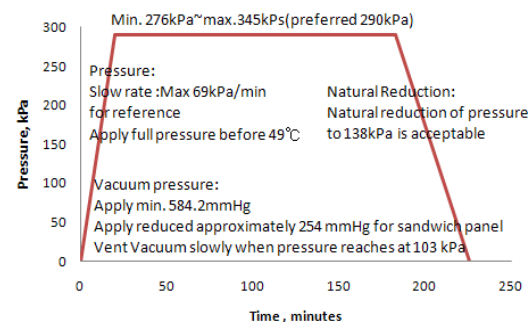
본 연구 대상 항공기는 미국의 TORAY사에서 제공된 프리프레그인 P707AG-15 재료가 적용되어 제작될 계획이다. 이 재료는 미국 FAA가 항공기 개발 과정에서 적용 가능하도록 승인한 재료로서 항공기에 다양하게 활용되고 있다. 본 연구에서는 주의 스파 부위와 동일한 시편을 제작하여 충격 손상을 모사한 후 손상 부위 유지 보수 연구를 수행하였다.

주의의 스파는 앞서 언급한 카본/에폭시 UD 프리프레그가

적용된다. 날개 뿌리 부분이 총 100플라이(Plies)가 적층되며 끝 부분은 16플라이로서 경량화를 위해 적층수가 감소하는 형태이다. 본 연구에서는 날개 중앙 부위이면서 ASTM D7136[8]에 명시된 복합재료 충격 시험 규정의 권장 적층수인 32플라이를 선정하여 시편 시험을 수행하기 위해 오토클레이브를 이용하여 성형하였다. 시편의 적층 형태는 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{4s}$ 이며 Fig. 2에 시편 제작에 적용한 경화 사이클을 명시하였다. 제작된 적층판으로부터 ASTM D7136을 참고하여 충격 손상 시편 규격인 100mm×150mm으로 절단하였다.



(a) Temperature



(b) Pressure

Fig. 2 Autoclave curing cycle.

2.3 충격 손상 정의

유지 보수 방안 적용 기준인 VID 충격 손상을 정의하기 위해 충격 시험기를 활용하여 손상 기준을 분석하였다. 저속 충격 손상의 범위는 10 J 이내에서 발생하므로 4 J, 5 J, 6 J, 7 J 충격 손상 에너지가 적용된 시편의 압축 강도 시험을 수행하여 유지 보수 기준 손상을 정의하였다[9].

본 연구에 적용된 중량 낙하식 충격시험기는 일정한 질량을 가지는 충격체(impactor)를 이용하여 시편에 충격에너지를 가할 수 있는 시험기로서 Fig. 3에 그 전경을 나타내었다. 충격 방식은 충격에너지를 위치에너지로 환산하여 충격체를 계산된 에너지에 해당하는 위치로 이동시켜 낙하시킨다. 하단부 지지대에 클램프를 이용하여 시편의 외각 끝단을 구속하고 정중앙부위에

충격 에너지가 전달되게 된다. 충격체 질량은 4.19 kg이고 반구 충격체의 지름은 12.7 mm로서 ASTM D7136 기준에 의해 적용되었다. 저속 충격의 경우 통상 3 m/s 이하 영역으로 본 연구에서 적용한 충격 에너지 10J 이하는 충격체 질량 4.19 kg이 적용될 때 2.2 m/s 이하 영역에 해당한다.

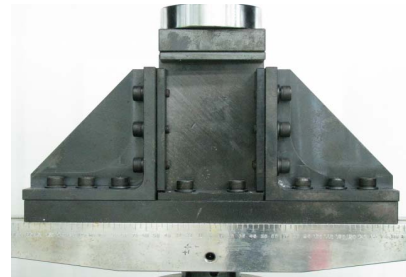
손상 정의를 위한 환경 조건은 상온 조건(room temperature dry)과 수분 조건(elevated temperature wet)을 모두 고려하여 ASTM D7137[10]에 의해 손상 후 압축 강도를 평가 하였다. Fig. 4는 충격 손상된 시편의 압축 강도 시험 전후 시편 모습이다. Fig. 4에 명시한 압축 시험 지그는 좌굴 방지 시스템으로 좌우로 삼각형의 패널이 좌굴을 방지해주고 시편은 좌우 각각 3개 및 하단부 2개의 볼트로 지지된다. 압축 속도는 1.25 mm/m으로 ASTM D7137에서 권장하는 속도를 적용하였다.

상온 조건에서 시편의 압축 강도 시험 결과 5 J 충격 손상 시편의 압축 강도는 손상이 없는 시편의 강도와 비교하여 4 % 저하되었다. 5 J 이상의 6 J 충격 에너지에서는 19 %, 7 J에서는 32 % 저하되었다. 수분 조건은 재료 제작사 환경시험 요구 조건을 참고하여 항온 수조에서 80 ℃로 60일 적용하여 시편 시험을 수행하였다. 수분 조건 시편 시험 결과 상온 조건의 손상이 없는 시편의 강도보다 5 % 감소하였으며, 4 J의 충격 손상에서 11 % 감소하였다. 5 J의 충격 손상에서는 17 % 감소하였으며, 6 J에서는 31 %까지 감소하였다. Fig. 5는 상온 조건의 손상 후 압축 강도 시험 결과이며, Fig. 6은 수분 조건에서 시편의 손상 후 압축 강도 시험 결과이다. Table 1에 단계적 충격 손상별 강도 감소를 비교 결과를 명시하였다.

본 연구를 통한 시편 시험 결과를 분석하여 유지 보수 손상 영역을 정의하였다. 항공기 설계 안전율을 고려하면 통상 안전율 1.5가 적용되므로 손상에 의해 강도가 33 % 감소되는 영역 이후는 유지 보수가 반드시 필요한 영역으로 시편 시험 결과 수분 환경까지 고려하면 6 J 영역의 손상으로 분석되었다.



Fig. 3 Impact test equipment.



(a) before compressive test



(b) after compressive test

Fig. 4 Compression test after impact damage.

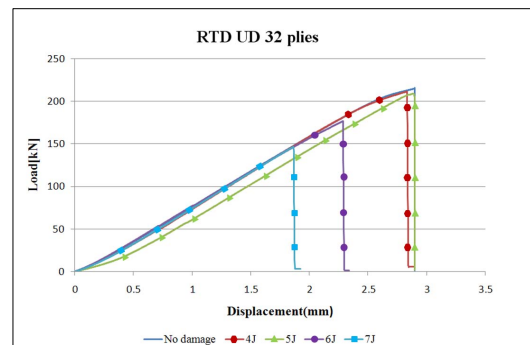


Fig. 5 Load-displacement curves after compressive test(RTD).

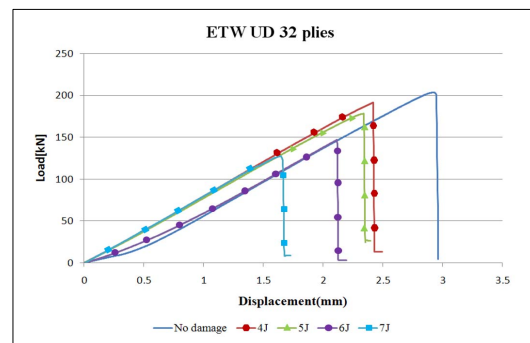


Fig. 6 Load-displacement curves after compressive test(ETW).

Table 1 Strength reduction of impacted specimens

	RTD		ETW	
	Max. Load [kN]	Strength reduction [%]	Max. Load [kN]	Strength reduction [%]
No damage	215.80	-	205.01	5
4J	211.50	2	192.06	11
5J	208.73	4	179.11	17
6J	176.73	19	148.90	31
7J	146.58	32	129.48	40

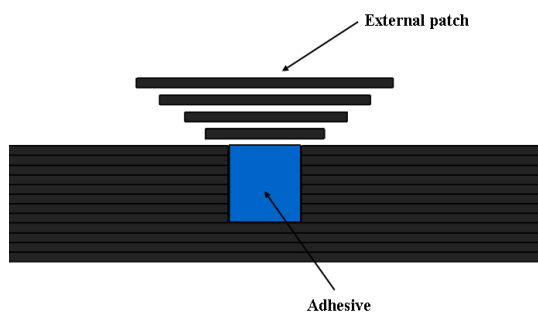


Fig. 7 External patch repair method.

2.4 복합재 적층판 손상 수리 방안

단계적 충격 에너지를 분석하여 유지 보수 방안 기준 손상 에너지를 정의하였다. 정의된 충격 손상을 시편에 가한 후 유지 보수 방안을 적용하여 압축 강도 특성 연구를 수행하였다.

적층판 구조의 VID 손상 시작점인 6 J의 충격 에너지로 시편에 충격 후 충격 손상 부위를 밀링머신을 이용하여 제거하였다. 손상 영역의 제거는 참고문헌[11]에 기술된 것처럼 복합재료의 충격 손상 부위의 주변 영역에도 미소한 섬유 파괴 등의 손상이 잔류하여 구조물에 강도 저하를 초래할 수 있으므로 손상 부위 보다 넓은 영역까지 제거하고 제거부위를 보수하였다. 제거된 손상 영역에 접착제(structural adhesive 7779/220)를 도포하여 손상 부위에 채워 넣었다. Structural adhesive 7779/220은 복합재료 성형 후 성형된 각각의 구성품을 접착하는 접착제로서 손상 부위 유지 보수에도 다양하게 적용되고 있는 접착제이다. 본 연구에서도 손상 영역에 위에서 언급한 접착제를 적용하였다. 접착제를 도포한 후 접착제가 채워진 부분을 중심으로 주위 스킨까지 패치를 적용하였다. 적층판 복합재 손상 시편의 최종 수리 방안 적용 후 본 연구팀 보유 장비인 오토클레이브를 이용하여 진공과 열을 가하고 패치 적용 부위를 성형하였다 [11]. 이는 실제 항공기 구조에서 수리를 위한 특수 장비를 사용하여 패치 적용 부위의 수리 성능을 향상시키기 위한 방법과 동일한 방법으로 본 연구에서는 시편 단위이므로 보유한 오토클레이브를 이용하여 유사한 조건을 모사하였다. Fig. 7은 본 연구에서 적용된 외부 패치 적용 수리 방안의 개념도이다.

2.5 수리 후 구조 안전성 평가

수리 방안을 적용하기 위한 시편의 충격 손상은 동일한 방법으로 ASTM D7136에 의하여 수행되었으며, 시편의 정중앙에 충격 손상을 가하였다. 시편의 손상 수리를 위하여 충격 손상 부위를 중심으로 15 mm 직경으로 가공 후 접착제와 패치를 적용하였다. UD 시편의 충격 손상 부위 유지 보수 방안 적용 과정은 Fig. 8~10에 그 순서대로 나열하였다. 손상 수리 구조의 압축 강도 결과와 손상 전 시편의 압축 강도 시험 결과 비교를 위하여 ASTM D7137에 의하여 압축 강도 시험을 수행하였다.

손상 전 시편은 평균 214.10 kN의 압축 하중에서 시편이 파괴되었으며, 수리 후 시편은 평균 195.22 kN의 하중에서 파괴되었다. UD 적층판 구조 시편의 손상 전과 유지 보수 후 압축 강도 시험 결과 손상 전 시편 강도의 91.19 %까지 회복 되는 것으로 확인되었다. Fig. 11은 손상이 없는 UD 적층판 시편의 압축 강도 시험 그래프이고, Fig. 12는 손상 후 유지 보수 방안 절차를 적용한 시편의 강도를 분석한 하중-변위 그래프이다.



Fig. 8 Removal of impact damaged zone.



Fig. 9 Application of adhesive on removed area.



Fig. 10 Application of external patch.

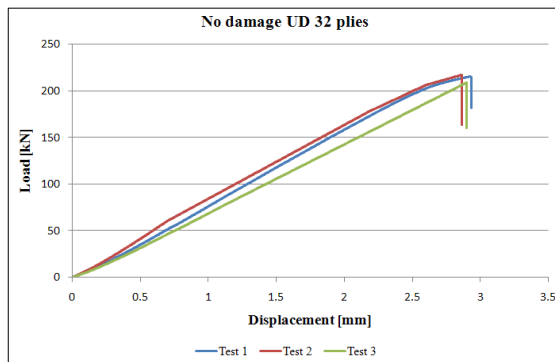


Fig. 11 Load-displacement curves of compressive test without damage.

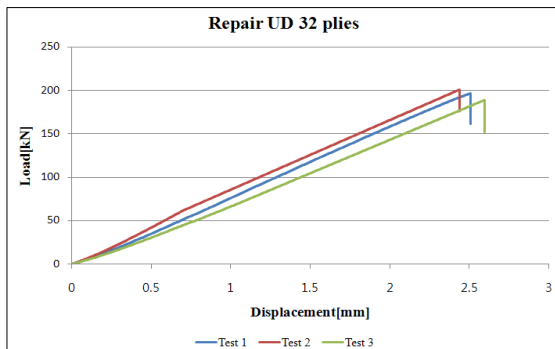


Fig. 12 Load-displacement curves of compressive test after repair.

3. 유한 요소 해석

본 연구에서 수행한 손상 전 시편의 압축 강도 시험과 손상 부위 유지 보수 시편의 압축 강도 시험 결과를 분석하여 향후 시편 시험을 직접 수행하지 않아도 해석을 통해 다양하게 압축 강도를 예측할 수 있도록 유한 요소 모델을 제시하였다.

UD 적층판 시편의 손상 부위 수리 방안이 적용된 구조의 유한 요소 모델링을 위하여 손상된 부위를 중심으로 원형으로 제거된 부위를 모델링하고 제거된 부위 상부에 패치 적용 부위를 모사하여 패치 적층 형태를 구현하였다. 총 3,677개의 4절점 쉘(shell) 요소를 사용하여 해석의 정확성을 위해 손상 부위는 요소수를 늘려 다른 부위보다 더 많은 요소를 적용하여 모델링을 수행하였다. 경계조건은 시편의 하단 부위를 고정 경계 조건으로 적용하고 상단부에서 시편의 길이 방향으로 하중을 적용하였다. 이는 시편 압축 시험과 동일한 형태를 모사하기 위하여 경계 조건과 하중을 분석하여 적용하였다. 시편 손상 부위는 시편 시험 단계에서 원형으로 제거하였으므로 제거된 영역과 동일한 영역을 원형으로 모델링하고 접착체의 물성치를 적용 가능하도록 하였다. 또한 손상 영역을 중심으로 사각형의 유지 보수 패치 4 plies 가 적용되기 때문에 사각형의 패치 형상을 모델링에 반영하여 그 영역에서는 패치 두께만큼 적층수가 증가되도록 하였다.

Fig. 13은 유한 요소 해석을 위한 격자 생성 결과를 보여주고 있으며, 경계 조건은 시편 시험 조건과 동일하게 시편의 하단 부위 고정 경계조건을 적용하고 상단부에서 시편의 길이 방향으로 하중을 적용하였다.

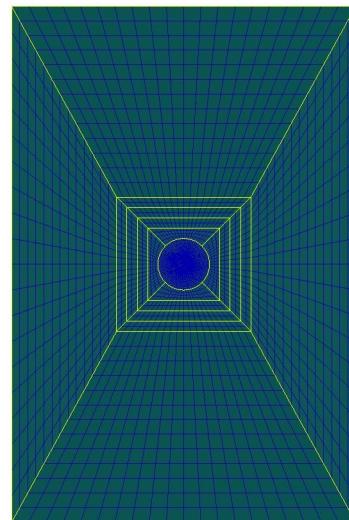


Fig. 13 FEM modeling of repaired carbon/epoxy laminate.

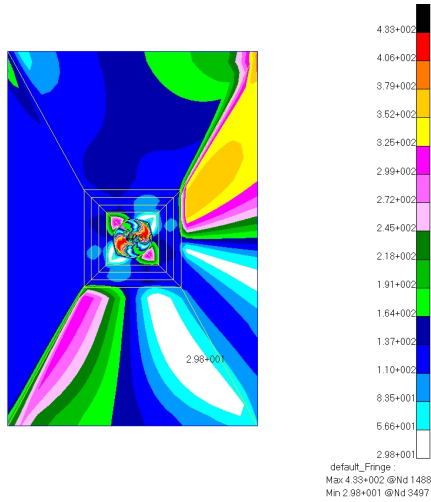


Fig. 14 The result of finite element analysis (45°).

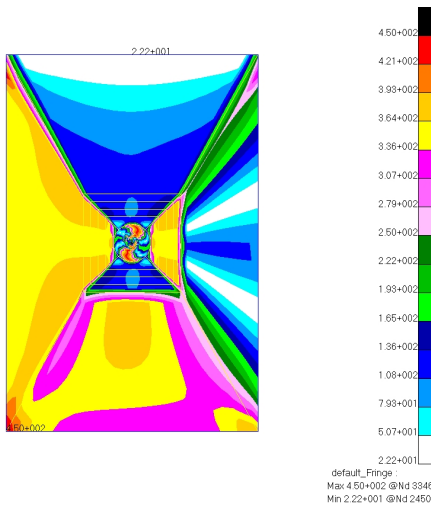


Fig. 15 The result of finite element analysis (0°).

Table 2 Comparison of experimental and finite element analysis result

Strength (MPa)	No damage		After repair	
	Test	FEM analysis	Test	FEM analysis
	439.01	455.75	400.30	432.00
Strength recovery(%)			91.18	94.78

UD 적층판의 손상 수리된 구조의 유한 요소 해석 결과를 분석하여 각 층의 응력 검토 결과에 대한 평균 강도를 계산한 결과 432.00 MPa로 확인되었다. 시편 시험 결과는 400.30 MPa로서 유한 요소 해석 결과와 유사한 결과임을 확인하였다. 따라서 본 연구를 통해 제시한 유한 요소 구조 해

석 모델은 향후 시편 시험 이전에 경향 분석을 위해 타당한 모델임을 확인하였다. Fig. 14는 1번째 층인 45°방향의 응력 분포이며, Fig. 15는 2번째 층인 0°방향의 응력 검토 결과이다. 이는 시편 시험 단계에서 스트레인게이지를 통해 획득된 응력과 비교하였다. Table 2에 손상 전과 유지 보수 후 강도 시험 결과와 해석 결과를 명시하였다.

4. 결 론

본 연구에서 소형 항공기 개발을 위한 손상 유지 보수 방안 연구를 수행하였다. 시편에 충격 손상을 가하여 유지 보수 절차를 적용하고 손상 전과 비교하여 강도 복원 능력을 평가하였다. 본 연구를 통하여 세부적으로 다음과 같은 결론을 도출하였다.

- 1) 복합재 항공기 설계 규정을 검토하여 본 연구 대상 항공기의 인증을 위해 필요한 유지 보수 기준 손상 정의를 위하여 상온 조건과 수분 환경 조건을 분석하였다. 연구 대상 항공기 시편에 각 조건별 단계적 충격 손상을 가하고 강도 분석 결과 충격 에너지 6J 영역 이후부터 유지 보수 손상 기준으로 정의 되었다.
- 2) 유지 보수 절차는 손상 부위를 제거하고, 제거된 손상 영역에 접착제를 채운 후 외부 패치 수리 기법을 적용하여 강도 복원 능력을 평가한 결과 본 연구에서 수행한 수리 방안은 손상 전의 91.19 %까지 회복 되는 것으로 확인 되었다.
- 3) 유한 요소 해석을 통해 유지 보수 전후 시편의 응력 해석을 수행하여 시험 결과와 비교 분석하였다. 해석 결과 시험 결과와 비교적 잘 일치함을 확인하였다.
- 4) 본 연구를 통해 제시한 유한 요소 모델을 활용하여 향후 손상 유지 보수 시편의 압축 강도 분석을 수행할 수 있다.

후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 항공안전기술개발 사업으로 수행된 연구임.

참고문헌

- 1) 국토 해양부, “소형 항공기급 인증기 개발,” 1차년도 연구 결과보고서, 2008.
- 2) MIL-HDBK-17-3F, Composite Materials Handbook.
- 3) A. Mahadesh Kumar et al., “Optimum design of symmetric composite patch repair to centre cracked metallic sheet,”

- Composite Structures 49, 2002, 285-292.
- 4) V. Kradinov et al., "Bolted patch repair of composite panels with a cutout," Composite Structures 56, 2002, 423-444.
 - 5) R. Jones et al., "Application of constitutive modelling and advanced repair technology to F111C aircraft," Composite Structures 66, 2004, 145-157.
 - 6) R. Jones et al., "Application of constitutive modelling and advanced repair technology to F111C aircraft," Composite Structures 66, 2004, 145-157.
 - 7) Shin-etsu Fujimoto et al., "Identification of crack and disbond fronts in repaired aircraft structural panels with bonded FRP composite patches," Composite Structures 77, 2007, 533-545.
 - 8) ASTM D7136, "Standard Test method for Measuring the Damage Resistance of A Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to A Drop-Weight Impact Event," 2005.
 - 9) Serge Abrate, "Impact on Composite Structures," Cambridge University Press, 1998.
 - 10) ASTM D7137, "Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates," 2005.
 - 11) Keith B. Armstron, L. Graham Bevan, William F. Cole 2, "Care and Repair of Advanced Composites," SAE International, 2005.