

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.9.862

항공기 복합재 라미네이트의 충격 손상 부위 유지 보수 후 강도 복원 평가

공창덕*, 박현범*, 이경선*, 신상준**

Investigation on Strength Recovery after Repairing Impact Damaged Aircraft Composite Laminate

Changduk Kong*, Hyunbum Park*, Kyungsun Lee* and Sangjun Shin**

ABSTRACT

Development of a small scale aircraft has been carried out for the BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement) program in Korea. This aircraft adopted all the composite structures for environmental friendly by low fuel consumption due to its lightness behavior. However the composite structure has a disadvantage which is very weak against impact due to foreign object damages. Therefore the aim of this study is focusing on the damage evaluation and repair techniques of the aircraft composite structure. The damages of composite laminates including the carbon/epoxy UD laminate and the carbon/epoxy fabric face sheets-honeycomb core sandwich laminate were simulated by a drop weight type impact test equipment and the damaged specimen were repaired using the 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

국내에서 미국과 상호항공안전협정 체결을 위해 소형 항공기를 개발 중이다. 연구 대상 항공기는 경량화를 위하여 전기체 복합재료가 적용되었다. 그러나 복합재 구조는 충격 손상에 취약하다. 따라서 본 연구에서는 항공기 복합재 구조의 손상 평가 및 유지 보수 기법 연구를 수행하였다. 탄소/에폭시 UD 라미네이트와 탄소/에폭시 패브릭 스킨-허니컴 코어 샌드위치 복합재 라미네이트의 손상은 중량 낙하식 충격 시험기를 활용하여 모사되었으며 손상된 시편은 손상 부위 제거 후 외부 패치 적용 방안을 적용하여 수리하였다. 손상 전 시편, 손상 후 시편, 유지 보수된 시편의 압축 강도 시험 및 해석 결과를 비교하였다. 그리고 마지막으로 유지 보수 후 강도 복원 능력이 평가되었다.

Key Words : Composite Structure(복합재 구조), Impact damage(충격 손상), Compressive Strength(압축 강도), Repair(유지 보수)

† 2010년 5월 13일 접수 ~ 2010년 8월 23일 심사완료

* 정희원, 조선대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : cdgong@chosun.ac.kr

광주광역시 동구 서석동 375번지

** 정희원, 한국항공우주산업(주)

1. 서 론

소형 항공기의 활용도가 세계적으로 증가함에 따라 항공기 선진국은 다양한 소형 항공기를 개

발하고 있는 추세이다. 국내에서도 자체 보유 기술을 통해 소형 항공기를 개발하여 소형 항공기급 BASA(Bilateral Aviation Safety Agreement) 체제구축 및 시험사업 인증과 연계하여 형식증명을 취득함으로써 항공안전인증 인프라 구축을 위한 연구 개발을 수행중이다. 시범 인증기는 4인승 단발 피스톤 프롭 항공기로서 전기체 복합재료가 적용되어 경량화에 주안점을 두고 있다. 복합재료는 외부 충격 등 손상에 약하고 기존의 금속재 구조와 수리 방안이 차이가 나기 때문에 개발 항공기 인증을 위해서 손상 유지 보수 방안이 매우 중요하다. 국내에서는 김위대[1], 강지행[2] 등이 손상 수리 연구를 수행하였으며 국외에서는 다양한 손상 유지 보수 방안 연구가 수행되고 있다[3,4,5].

본 연구에서는 개발 중인 4인승 소형 항공기 주익의 스킨과 스파 부위의 충격 손상 후 유지 보수 연구를 수행하였다. 시편에 충격 손상을 모사한 후 손상된 시편은 복합재 손상 수리 방안을 적용하여 수리 후 압축 강도 시험을 통해 손상 전과 비교한 후 강도 복원율을 평가하였다. 적용된 수리 방안은 외부 패치 적용 기법(External patch repair)으로 손상 부위를 제거한 후 제거 부위에 패치로 보수하는 방법이다. 본 연구에서 제시한 시편 시험 방안은 유한 요소 해석을 통해 비교하여 시편 시험 전에 예측할 수 있는 수치 해석 모델을 제시하였다.

II. 충격 손상 시험

2.1 시편 제작

연구 대상 항공기에 적용하기 위해 선정된 재료는 AGATE(Advanced General Aviation Transport Experimental) 재료로서 이는 미국의 소형 항공기 산업 활성화를 위해 설계에 적용하도록 제시된 신뢰성이 확보된 재료이다[6]. AGATE에 명시된 재료들 중 Toray 사에서 제작되는 재료가 최종 선정되었다.

주익의 스파 부위는 카본/에폭시 UD 프리프레그(P707AG-15)가 적용되어 설계되었으며, 스킨은 카본/에폭시 Fabric 프리프레그(F6273C-07M)와 허니컴 코어(Aramid reinforced phenolic, Core thickness : 9.5mm)가 적용된 샌드위치 구조이다. 본 연구에서는 주익 스파와 스킨의 시편을 제작하여 충격 손상을 적용하였다. 스파의 적용 형태는 총 32플라이로 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{4s}$ 이며 스킨은 $[45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/\text{Core}/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ]$ 로서

상하면 면재가 4플라이씩 적용된 형태이다. 시편 제작은 오토클레이브를 이용하여 성형하였다. 충격 시험 시편의 형상 및 치수와 실제 시편의 형상을 Fig. 1, 2에 명시하였으며 재료의 기계적 물성치를 Table 1에 명시하였다.

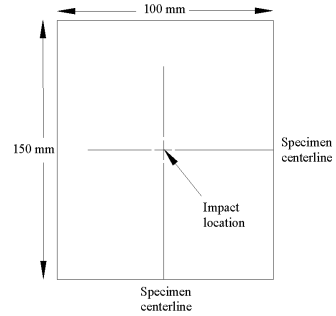


Fig. 1. Dimension of specimen



Fig. 2. Configuration of specimen

Table 1. Mechanical properties of UD, Fabric carbon/epoxy prepreg and core

Mechanical properties of UD prepreg	
Longitudinal modulus[GPa]	124
Transverse modulus[GPa]	9
Shear modulus[GPa]	4
Longitudinal compressive strength[MPa]	1447
Transverse compressive strength[MPa]	198
Mechanical properties of Fabric prepreg	
Longitudinal modulus[GPa]	56
Transverse modulus[GPa]	54
Shear modulus[GPa]	4
Longitudinal compressive strength[MPa]	708
Transverse compressive strength[MPa]	702
Mechanical properties of core	
Longitudinal modulus[MPa]	152
Transverse modulus[GPa]	70
Longitudinal compressive strength[kPa]	2868
Transverse compressive strength[kPa]	1496

2.2 유지 보수를 위한 손상 기준 분석

복합재 항공기 설계 규정을 살펴보면 손상 허용 설계를 위하여 손상의 심각성에 따라 5개의 영역으로 손상 기준을 분류한다. 제 1영역은 육안으로 거의 식별이 되지 않는 손상(BVID, Barely Visible Impact Damage) 영역이고, 제 2 영역은 가시화된 손상(VID, Visible Impact Damage)으로서 제 2 손상 영역부터 손상 부위에 대한 유지 보수가 수행되어야 한다. 따라서 VID 손상 영역의 기준에 대한 정의가 중요하다. 본 연구에서는 저속 충격 영역에서 다양한 충격 에너지로 충격 손상을 가하고 육안 식별 가능성을 검토하면서 압축 강도 감소 경향을 분석하여 VID 손상 에너지를 정의하였다.

시편에 충격 손상을 모사하기 전에 먼저 환경 요인을 고려하였다. 복합재료 손상은 환경 요인에 의해 기계적 물성 저하가 일어나므로 통상 상온 조건(Room Temperature Dry)과 고온 수분 조건(Elevated Temperature Wet)이 고려되어야 한다. 고온 수분 조건은 80°C 수조에 시편을 담가 수분에 노출시켰다. 시편의 수분 흡수 시간이 경과함에 따라 수분을 흡수하여 포화 상태가 되었을 때 충격 후 압축 강도를 시험하였다[7].

본 연구에서 적용한 충격 시험기는 중략 낙하식 충격 방식으로 충격에너지를 위치에너지로 변환하여 충격체(Impactor)를 계산된 에너지에 해당하는 위치로 이동시켜 하단부 지지대에 클램프(Clamp)를 이용하여 시편을 고정하고 낙하시켜서 충격을 가하는 방식이다. 충격체 질량은 4.19kg이고 반구충격체(Hemispherical striker tip)의 지름은 12.7mm로서 ASTM D7136 기준에 의해 적용되었다. Fig. 3에 충격시험장치 전경을 명시하였다.

저속 충격의 경우 통상 3m/s 이하 영역으로 충격 에너지로 10J 이내에서 적용된다. 본 연구에서는 충격 에너지로 손상 영역을 분석하였다. 주익 스파 부위인 UD 시편과 스킨에 적용된 샌드위치 구조 시편에 대하여 각각 10J 이하에서 ASTM D7136[8]에 의해 단계적 충격 손상을 가하고 압축 강도를 평가한 후 유지 보수 기준 손상을 정의하였다.

UD 시편의 경우 상온 조건에서 시편의 압축 강도 시험 결과 5J의 충격 손상 에너지가 적용된 시편은 손상이 없는 시편보다 4% 강도가 감소하였다. 6J의 충격 에너지에서는 19%가 감소하였고, 7J에서는 32%까지 저하되었다. Table 2에 충격 손상에 따른 강도시험 결과를 제시하였다.

UD 시편의 수분 환경 조건 시편 시험 결과 손상이 없는 경우의 압축 강도는 상온 조건의 손상이 없는 시편의 강도보다 5% 감소하였으며, 4J의 충격 에너지에서는 11% 감소하였다. 5J의 경우는 17% 감소하였으며, 6J의 손상에서는 31%까지 감소하였다.

샌드위치 구조 시편도 먼저 상온 조건에서 10J 이하 영역의 충격 에너지별 손상 형태를 분석하였다. 그 결과 2J에서는 5% 감소하였고, 3J 영역에서 충격 손상의 육안 식별이 가능하였으며, 충격 에너지 적용 후 압축 강도 시험 결과 19%까지 감소하였다.

샌드위치 시편의 상온 조건에서 손상 전 시편의 강도와 수분 환경 조건 적용 후 강도 저하 분석 결과를 비교하기 위하여 본 연구 시편 또한 앞서 언급한 동일한 조건으로 수분을 고려하여 시편 시험을 수행하였다. 강도 시험 결과 2J에서는 20% 감소하였으며 3J 영역에서 41%까지 감소하였다. Table 3에 충격 손상에 따른 샌드위치 시편의 강도시험 결과를 제시하였다.

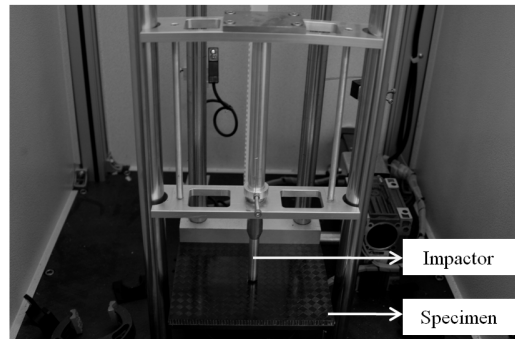


Fig. 3. Impact tested specimen

Table 2. Strength reduction ratio of impact damaged specimen (UD)

	Room temperature dry		Elevated temperature wet	
	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

Table 3. Strength reduction ratio of impact damaged specimen (Sandwich)

	Room temperature dry		Elevated temperature wet	
	Max. Load [N]	Strength reduction [%]	Max. Load [N]	Strength reduction [%]
No damage	45.12	-	40.60	10
2J	42.86	5	36.09	20
3J	36.54	19	26.62	41

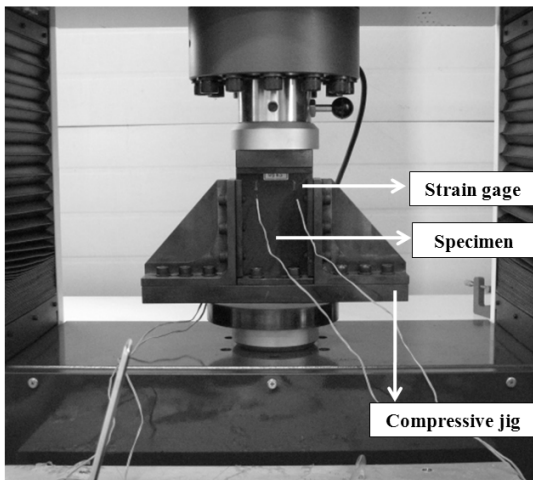


Fig. 4. Compressive strength test after impact damage

앞서 언급한 충격 손상 시험 결과를 분석하여 본 연구에서 수행할 유지 보수 손상 기준을 제시하였다. 강도 관점에서 항공기 설계 안전율은 1.5가 적용되므로 손상에 의해 강도가 33% 감소되는 영역 이후는 반드시 유지 보수가 필요하다. 이는 대상 항공기 설계 기관인 한국항공우주산업에서 제안하여 이를 기준으로 강도 감소율을 분석하였다. 따라서 UD 적용 구조의 경우 상온 환경 조건과 수분 환경이 적용된 극한 환경까지 검토하면 6J 이후의 영역으로 분석되었으며, 샌드위치 구조의 경우 또한 수분 환경 조건까지 고려하면 3J 영역 이후는 반드시 유지 보수가 필요한 것으로 검토되었다. Fig. 4에 UD 시편의 충격 후 압축 강도 시험 장면을 명시하였다. 시편의 좌굴을 방지하기 위해 지그를 장착하고 재료시험기를 통해 하중을 가하여 압축 강도를 평가하였다.

III. 유지 보수 방안

3.1 손상부위 유지 보수 방안 적용

본 연구 대상 항공기 스파 부위인 UD 적용 구조와 스킨 부위인 샌드위치 구조에 대하여 손상 수리 방안은 손상 부위를 제거하고 제거된 부위에 수리용 접착제를 적용한 후 외부 패치를 적용하여 수리하는 방안(External patch repair)을 채택하였다. 수리 방안은 시편에 충격 손상을 모사한 후 시편의 손상된 부위에 유지 보수 방안을 적용하였다.

충격 시험기를 활용하여 UD 적층판의 VID 손상 시작점인 6J의 충격 에너지로 시편에 충격 손상을 가한 후 충격 손상 부위를 제거하였다. 제거된 손상 영역에 수리용 접착제를 채워 넣었다. 접착제가 채워진 부분을 중심으로 주위 스킨까지 패치를 적용하고 오토클레이브를 활용하여 진공과 열을 가하고 패치 적용 부위를 성형하였다. 복합재 항공기 손상 유지 보수 문헌[9]을 분석한 결과 수리를 위한 특수 장비를 사용하여 패치 적용 부위 성형을 통해 수리 성능을 향상시킨다. 패치 적용 부위에 진공과 열을 가하여 성형하는 방법으로 본 연구에서는 장비 대신 오토클레이브로 동일한 조건을 적용하였다. 수리된 시편은 압축 강도 평가를 통해 손상 전 시편과 비교하여 강도 복원 능력을 분석하였다.

스킨 부위인 샌드위치 구조는 충격에 특히 노출이 심한 부분이다. 샌드위치는 구조는 그 특성상 충격 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. 샌드위치 구조의 유지 보수 손상 기준인 3J의 충격 에너지로 손상을 가하고 제거된 부위에 손상 제거 부위 크기와 동일하게 새로운 코어를 절단하여 접착제를 코어 외부에 도포하여 삽입하였다. 그 후 외부 패치를 적용하고 UD 시편에 적용했던 방법과 동일하게 오토클레이브를 이용하여 2차 성형을 수행하였다. Fig. 5에 샌드위치 구조의 유지 보수 방안 적용 개념도를 명시하였다. 유지 보수 방안 적용 후 샌드위치 시편의 압축 강도 시험을 수행하여 강도 복원 능력을 평가하였다. 샌드위치 구조 시편의 충격 손상 부위 유지 보수 방안 적용 과정은 Fig. 6~9에 명시하였다.

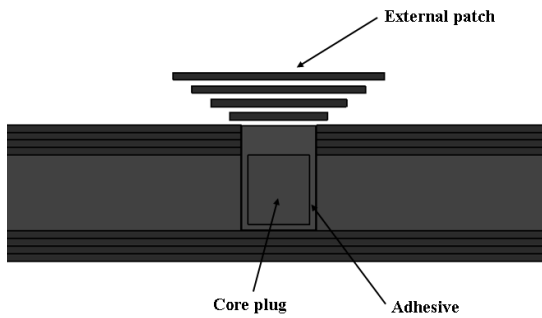


Fig. 5. External patch repair method

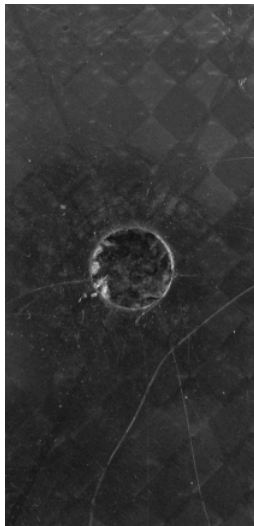


Fig. 6. Removal of impact damaged area

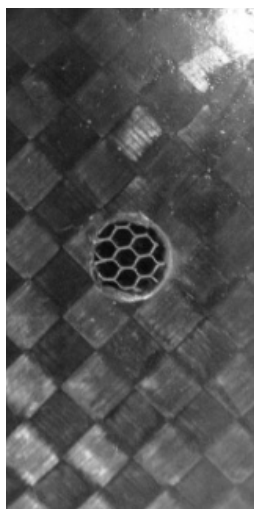


Fig. 7. Insertion of honeycomb core plug in removed area

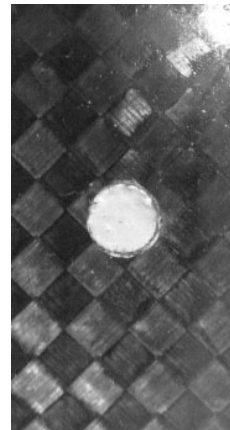


Fig. 8. Application of adhesive on honeycomb core plug



Fig. 9. Application of external patch

3.2 유지 보수 후 압축 강도 평가

손상 수리된 시편의 압축 강도 복원 능력을 분석하기 위하여 UD 시편의 압축 강도 시험은 ASTM D7137[10]에 의하여 수행하였다. 손상 전 시편은 평균 214.10kN의 압축 하중에서 시편이 파괴 되었으며, 수리 후 시편은 평균 195.22kN의 하중에서 파괴되었다. UD 적층판 구조 시편의 손상 전과 유지 보수 후 압축 강도 시험 결과 손상 전 시편의 91.19%까지 강도가 복원되었다. 샌드위치 구조의 수리 후 구조 강도 복원 분석은 ASTM C364[11]에 의해 수행되었다. 샌드위치 시편의 경우는 손상 전 시편 보다 88.68% 까지 회복된 것으로 확인되었다. Table 4, 5에 각각의 시편에 대하여 손상 전과 유지 보수 후 시편의 압축 강도 시험 결과를 명시하였다.

Table 4. Strength recovery of UD laminate specimen

		No damage	After impact[6J]	After repair
Load [kN]	Test 1	215.80	176.73	196.53
	Test 2	217.46	178.09	200.63
	Test 3	209.04	171.20	188.52
	Average	214.10	175.34	195.22
Strength reduction[%]		-	18.10	8.81
Strength recovery[%]		-	-	91.19

Table 5. Strength recovery of sandwich specimen

		No damage	After impact[3J]	After repair
Load [kN]	Test 1	30.06	19.02	26.92
	Test 2	30.01	18.99	26.57
	Test 3	30.75	19.45	27.06
	Average	30.28	19.15	26.85
Strength reduction[%]		-	36.75	11.32
Strength recovery[%]		-	-	88.68

IV. 유한 요소 해석

유지 보수 적용 방안을 응용하여 다양한 구조에 적용 가능하도록 시편 시험 이전에 강도 복원 능력 분석을 위하여 수치 해석 모델을 통해 시편 시험 결과를 비교하였다. 유한 요소 해석은 범용 해석 프로그램인 MSC. NASTRAN을 활용하여 수행하였다.

UD 적층판 시편의 손상 제거 부위를 구현하고 제거된 부위 상부에 패치를 적용한 형상을 동일하게 모사하여 손상 부위 수리 방안이 적용된 구조의 유한 요소 모델링을 수행하였다. 4절점 셸(Shell) 요소를 사용하여 해석의 정확성을 위해 손상 부위는 요소수를 늘려 다른 부위보다 더 많은 요소를 적용하여 모델링을 수행하였다. 경계 조건은 시편 시험 조건과 동일하게 시편의 하단 부위 고정 경계조건을 적용하고 상단부에서 시편의 길이 방향으로 하중을 적용하였다. 접착부 경계는 동일한 셸 요소를 사용하여 완전 접착되었다고 가정하고 접착제 물성치를 적용하였다. UD 적층판에 대한 손상 수리된 구조의 유한 요소 해석 결과를 분석하여 최 외각층 응력 분포를 검토

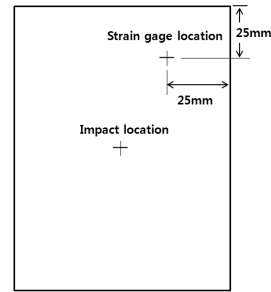


Fig. 10. Strain gage location of specimen

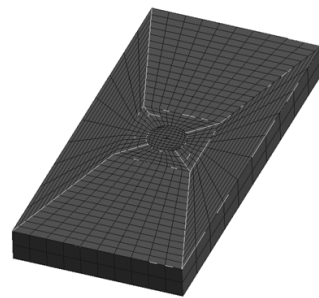


Fig. 11. FEM modeling of repaired sandwich structure

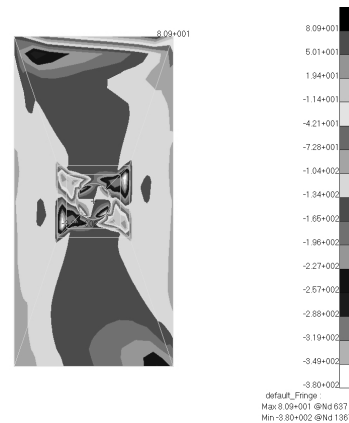


Fig. 12. Stress analysis result of sandwich structure

하였다. 유지 보수 시편 시험 수행 시에 Fig. 10에 나타낸 것과 같이 스트레인 게이지를 시편 상부와 우측에서 25mm 지점에 부착하여 스트레인 게이지로부터 측정된 응력을 확인한 결과와 해석 결과를 비교하였다. 응력 해석 검토 결과와 시편 시험 결과를 비교하여 Table 3에 명시하였다. 검토 결과 유한 요소 해석 결과와 유사한 결과임을 확인하였다.

Table 6. Comparison between test and analysis results

Stress [MPa]	UD laminate		Sandwich structure	
	Test	FEM analysis	Test	FEM analysis
	84.7	87.8	160.3	165.0

샌드위치 구조 시편의 경우는 면재 부위는 UD 적층판 구조와 유사한 방법으로 모델링을 수행하고 코어 부분은 8절점 솔리드(Solid) 요소를 적용하였다. 유한 요소 모델링 형상은 Fig. 11과 같다. 경계 조건은 시편 시험과 동일한 조건으로 시편의 하단 부분 고정 경계조건을 적용하여 해석 결과는 Fig. 12에 명시하였다. 패치 보수 방안을 반영한 구조 해석 모델의 해석 결과와 시편 시험 결과를 비교하여 Table 6에 명시하였다. 시편 시험 결과는 유한 요소 해석 결과와 유사한 결과로 확인되어 본 연구를 통해 제시한 수치 해석 모델은 유지 보수 방안 경향 분석을 위해 타당한 것으로 검토되었다.

V. 결 론

본 연구에서 4인승 소형 항공기 개발 인증을 위한 손상 유지 보수 연구를 수행하였다. 복합재 항공기 설계 기준을 분석하여 유지 보수가 필요한 영역의 손상을 정의하였다. 연구 대상 항공기 주익의 구조를 분석하여 시편 제작을 통해 단계적 충격 손상을 가하고 강도를 비교 분석하여 유지 보수 손상 기준 충격 에너지를 정의하였다.

수리 손상 기준을 정의하여 시편에 충격 손상을 가하고 유지 보수 절차를 적용하여 수리 후 구조 안전성을 평가하였다. 유지 보수 절차는 손상 부위를 제거하고 제거된 손상 영역에 접착제를 채운 후 외부 패치 수리 기법을 적용하여 손상 전보다 강도가 복원되었음을 확인하였다.

손상 수리 시편 시험 결과는 유한 요소 해석 모델링을 통해 유지 보수 전후 구조의 응력 해석을 수행한 결과와 비교 분석을 통해 본 연구에서 제시한 유한 요소 모델의 타당성을 검증하였다.

후 기

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

참고문헌

- 1) 김위대, "복합재료를 이용한 노후 항공기의 손상보수 기술 연구", 한국항공우주학회지 Vol. 27, No. 7, 1999.
- 2) 강치행, 박근석, "패이스트형 접착제를 이용한 균열 패칭 수리 기법의 실험적 연구", 한국항공우주학회지 Vol. 29, No. 4, 2001.
- 3) D. P. Romilly et al., "Elastic analysis of hybrid bonded joints and bonded composite repairs", *Composite Structures* 82, 2008, 563-576.
- 4) B. Whittingham et al., "Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure", *Composites: Part A* 40, 2009, 1419-1432.
- 5) A. Chukwujekwu et al., "Design, analysis and performance of adhesively bonded composite patch repair of cracked aluminum aircraft panels", *Composite Structures* 71, 2005, 258-270.
- 6) 국토 해양부, "소형 항공기급 인증기 개발", 1차년도 연구결과보고서, 2008.
- 7) 김효진, "저온건조(-55°C) 및 고온다습 조건(108.3°C)의 기계적 체결 홀이 탄소섬유강화 복합재의 강도 특성에 미치는 영향 연구", 한국복합재료학회지 Vol. 22, No. 3, 2009.
- 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) Keith B. Armstrong, L. Graham Bevan, William F. Cole 2, "Care and Repair of Advanced Composites", SAE International, 2005.
- 10) ASTM D7137, "Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates", 2005.
- 11) ASTM C364, "Standard Test method for Edgewise Compressive Strength Sandwich Construction", 1999.