항공기 기체에 적용된 샌드위치 복합재 구조의 손상 후 수리 방안 연구

박현범* · 공창덕**

A Study on Repair Technique after Damage of Aircraft Sandwich Composite Structure

Hyunbum Park* · Changduk Kong**

ABSTRACT

In this study, damage assesment and repair technique of aircraft adopted on Sandwich composite structure were performed. The sandwich composite structure were damaged by drop weight type impact test machine. The damaged sandwich composite structure was repaired using external patch repair method after removing damaged area. This study presents comparison results of the experimental investigation between the impact damaged and the repaired specimen.

Key Words: Sandwich Composite Structure, Impact Damage, Repair

1. 서 론

소형 항공기는 레저 활동의 고급화 및 활성화를 위해 세계적으로 활발하게 운영 범위가 증가하고 있다. 또한 최근에는 회사 비즈니스용 등으로 다양하게 활용되고 있다. 국내에서도 경항공기의 운영이 점차 증대되고 있으며 시장규모도 확대될 전망이다. 따라서 지속적으로 경항공기의 수요층이 증가함에 따라 외국제품의 수입에 의존하고 있는 국내의 환경을 고려하여 국산화된 경항공기 개발이 필요하다.

†2013년 1월 31일 접수 ~ 2013년 3월 7일 심사완료
* 종신회원, 호원대학교 국방기술학부
항공정비기술학 전공
** 종신회원, 조선대학교 항공우주공학과
연락저자, E-mail: cdgong@chosun.ac.kr

국내에서도 소형 항공기 소요가 지속적으로 성장될 전망이므로 소형 항공기를 개발하여 국내 인프라 구축을 목표로 4인승급 차세대 소형 항공기(KC-100)를 한국항공우주산업을 중심으로 연구 개발 중이다[1].

최근 개발되는 항공기 구조는 기존의 금속재료를 적용하던 방안에서 대부분 복합재료를 적용하는 방안으로 전환하여 경량화 하는 추세이다. 국내 개발 중인 소형 항공기도 전기체 복합재료가 적용되어 국내 인증 획득을 목표로 하고 있다. 그런데 복합재 적용 구조는 기존의 금속재 구조에 비해 충격 손상에 약한 특성을 지니며 손상 부위의 유지 보수 기법 및 절차 또한 다르기 때문에 인증을 위해서 손상 허용 설계 및 유지 보수 연구가 매우 중요하다.

본 연구에서는 소형 항공기 주익의 스킨 부위에 적용된 샌드위치 복합재 구조의 손상 부위에 대한 유지 보수 연구를 수행하였다. 수리 방안은 외부 패치 적용 방안을 채택하였으며, 두 가지 수리 기법에 대해 강도 복원 능력을 비교하였다.

2. 손상 수리 기준 분석

본 연구 대상 항공기 주익에 적용된 재료는 Table 1에 명시한 바와 같이 스킨은 카본 페브릭 프리프레그와 노멕스 코어가 적용되었으며, 전후방 스파는 일방향 카본 프리프레그가 적용되었고, 리브는 카본 페브릭 프리프레그가 적용되었다. 본 연구에서는 주익의 스킨 부위인 샌드위치 구조에 대한 손상 수리 방안 연구를 수행하였다. 본 연구를 위해 선행 연구를 통해 손상 수리 기준을 제시하였다[2]. 복합재 항공기 설계 과정에서 손상의 영역은 손상 심각성에 따라서 총 5개의 영역으로 분류한다. 제 1 영역은 육안으로 식별이 거의 되지 않는 손상(Barely Visible Impact Damage) 영역이며, 제 2 영역은 육안으로 식별이 가능한 손상(Visible Impact Damage)이다. 육안 식별 가능성 판단은 검사자가 1.5m 이내에서 손상을 판별할 수 있는지 검토하여 판단한다. 제 2 영역의 손상이 발생하였을 때 유지 보수를 수행해야한다[3]. 따라서 단계적인 충격 손상을 가한 후 육안 식별 가능성을 검토하고 강도 저하율을 평가하여 손상 수리 영역에 해당하는 충격 손상 기준을 충격 에너지로 정의하였다.

Table 1. Applied Materials to Main Wing

Skin	Carbon fabric prepreg + Nomex core
Front spar	Carbon UD prepreg
Rear spar	Carbon UD prepreg
Rib	Carbon fabric prepreg

3. 시편 제작 및 손상 평가

충격 손상을 모사하기 위하여 대상 항공기에 적용될 동일한 재료를 이용하여 시편을 제작하였다. 시편 제작은 오토클레이브를 이용하여 성형하였으며, 성형된 시편을 다이아몬드 절단기를 이용해 충격 시험 시편으로 절단하였다. Fig. 1은 제작된 시편의 형상이다.

충격 손상은 ASTM D7136[4]에 명시된 규정에 의해 충격 에너지를 변경하여 단계적으로 가하고 손상 부위를 검토하였다. 또한 복합재료는 수분 환경에서 물성치 저하가 크기 때문에 상온 조건(Room Temperature Dry) 뿐만 아니라 고온 수분 조건(Elevated Temperature Wet)도 고려하여 극한 환경 조건을 고려하였다[5]. 고온 수분 조건은 80℃ 온도를 적용한 수조에 시편을 담가 수분에 노출시켰다. 시편의 수분 흡수 시간이 경과함에 따라 시편이 수분을 흡수하여 포화 상태가 된 후에 충격 후 압축 강도를 시험하였다. 시편의 충격 시험 장면은 Fig. 2와 같다.

충격 후 압축 강도 시험은 ASTM C364[6] 규정에 의해 좌굴 방지 치구를 제작하여 압축 강도를 평가하였다. 10J 이하에서 단계적 충격 손상을 가하고 육안 식별 가능성을 검토한 결과 2J의 충격 에너지에서는 20% 감소하였으며, 육안으로 식별이 되지 않았다. 3J의 손상 영역에서는 수분 환경 조건까지 고려하면 41%까지 감소하였으며, 충격 손상 부위 육안식별이 가능하였다. 샌드위치 구조는 코어의 영향성이 있기 때문에 해당되는 충격 에너지 영역의 단면을 절단하여 손상 부위를 검토한 결과 2J의 충격 에너지에서는 내부까지 손상되지 않았지만 3J의 충격 에너지에서는 코어까지 손상된 것을 확인하였다. 따라서 손상 에너지와 강도 저하 관계를 통해 3J의 충격 에너지와 동일한 손상을 유지 보수가 필요한 VID 손상 시작 기준으로 정의하였다. Table 2는 적용된 재료의 기계적 물성치이다.

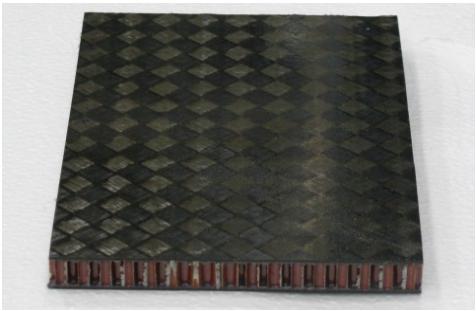


Fig. 1 View of sandwich structure specimen

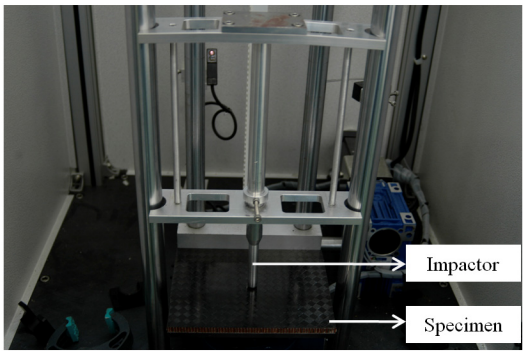


Fig. 2 Impact tested sandwich structure specimen

Table 2. Mechanical properties of fabric prepreg and core

Mechanical properties of fabric prepreg	
Longitudinal modulus E_{11}[GPa]	56
Transverse modulus E_{12}[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

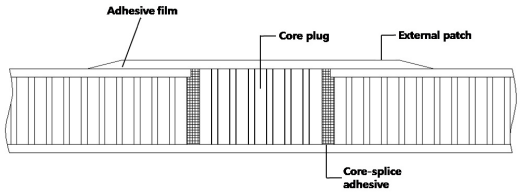
4. 손상 후 수리 방안 연구

본 연구 대상 항공기 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.

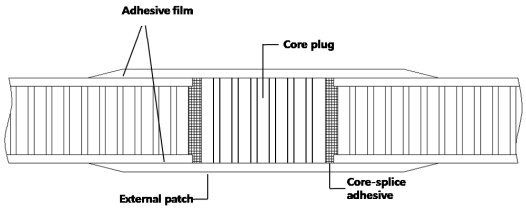
항공기 스킨에 다양하게 적용되는 샌드위치 구조는 충격 손상 부위가 샌드위치 구조의 상하면 면재를 기준으로 상면에 충격이 가해졌을 때 내부 코어까지 손상이 진전되지만 하면의 면재까지 전달되지는 않는 경우도 발생한다. 따라서 다음 제시하는 두 가지 수리 방안을 적용하여 강도 복원 능력을 평가하였다. 수리 방안은 손상 영역 부위의 면재와 코어를 제거하고 하면의 면재는 제거하지 않은 상태에서 코어를 교체하고 상면만 패치 수리하는 제 1 방안과 손상 영역 부위를 기준으로 상하면 면재 및 코어를 완전히 제거하고 상하면 모두 패치 수리하는 제 2 방안 두 가지를 비교 평가하였다. Fig. 3에 두 가지 수리 방안의 개념 형상을 명시하였다.

세부적인 수리 절차는 Fig. 4에 명시하였다. 먼저 유지 보수 손상 기준이 되는 3J의 충격 에너지에 해당하는 충격 손상을 충격 시험기를 활용하여 적용하였다. 손상 적용 후 손상 부위를 제거하고 접착제와 패치를 적용한 이후 오토클레이브를 이용해 2차 성형하였다. 제거된 손상 영역에 적용된 수리용 접착제는 Henkel 사의 “Hysol EA 9360 Epoxy paste adhesive” 이다.

손상 수리 절차 적용 후 시편의 압축 강도 복원 능력을 손상이 없는 시편과 비교하여 평가하였다. 수리 방안 1을 적용한 시편의 경우 손상 전 시편보다 88.68%까지 회복되었으며, 수리 방안 2가 적용된 시편은 손상 전 시편보다 93.90%까지 회복된 것으로 확인되었다. 강도 확인 결과 두 가지 방안 중 방안 2가 보다 더 강도 복원 능력이 향상된 것으로 검토되었다. Table 3에 제 1 방안 수리 절차 적용 시편의 강도 복원율을 나타내었으며, Table 4에 제 2 방안 수리 절차 적용 시편의 강도 복원율을 나타내었다.



(a) Repair method 1



(b) Repair method 2

Fig. 3 External patch repair methods

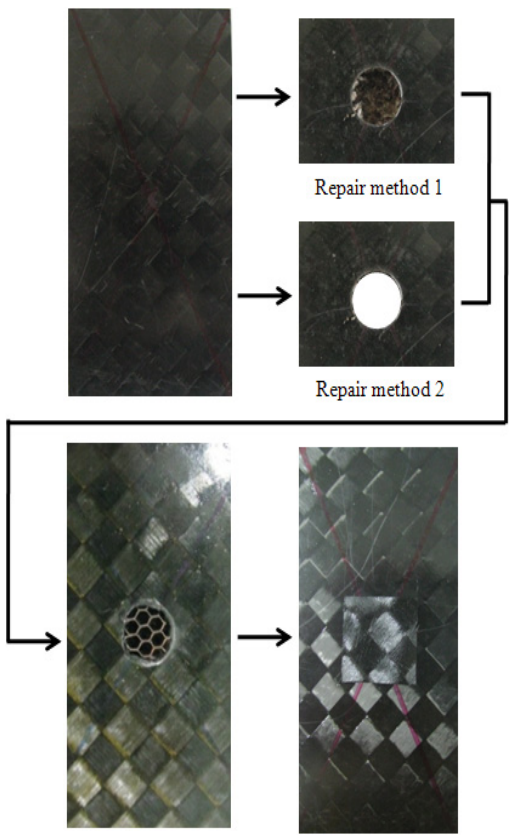


Fig. 4 External patch repair to sandwich structure specimen

Table 3 Strength recovery of sandwich specimen by repair method 1

		No damage	After impact	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

Table 4 Strength recovery of sandwich specimen by repair method 2

		No damage	After impact	After repair
Load [kN]	Test 1	30.06	19.02	28.27
	Test 2	30.01	18.99	28.94
	Test 3	30.75	19.45	28.12
	Average	30.28	19.15	28.44
Strength reduction[%]		-	36.75	6.10
Strength recovery[%]		-	-	93.90

5. 결 론

본 연구에서 소형 항공기의 손상 수리 방안 연구를 수행하였다. 손상 수리 기준이 되는 VID 손상 영역을 육안 식별 가능성과 강도 감소율을 검토하여 충격 에너지로 손상 영역을 정의하였다. 손상 기준을 정의한 후 시편에 기준 충격 손상을 가한 후 수리 절차를 적용하고 수리 후 강도 복원 능력을 평가하였다. 손상 수리 방안은 외부 패치 적용 기법을 채택하였으며, 손상 영역의 면재와 코어를 제거하는 제 1 방안과 손상 영역의 상하면 면재 및 코어 모두를 제거하는 제 2 방안을 비교 검토하였다. 검토결과 두 가지 유지 보수 방안 중에서 제 2 방안이 강도

복원 능력이 뛰어난 것으로 확인되었다.

후 기

본 논문은 조선대학교 교내학술연구비 지원을 받아 수행되었습니다.

참 고 문 헌

[1] 공창덕, 박현범, 김상훈, 신철진, 김상국, “소형 항공기 복합재 구조의 설계 기준 강도 연구”, 춘계한국항공우주학회, 2010

[2] 공창덕, 박현범, 김상훈, 신철진, “충격 손상된 복합재 구조의 유지 보수 후 압축 강도 연구”, 춘계한국복합재료학회, 2010

[3] MIL-HDBK-17-3F, Composite Materials Handbook

[4] ASTM D7136,"Standard Test method for Measuring the Damage Resistance of A Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to A Drop-Weight Impact Event", 2005.

[5] 김효진, “저온건조(-55℃) 및 고온다습 조건(108.3℃)의 기계적 체결 홀이 탄소섬유강화 복합재의 강도 특성에 미치는 영향 연구”, 한국복합재료학회지 Vol. 22, No. 3, 2009.

[6] ASTM C364, "Standard Test method for Edgewise Compressive Strength Sandwich Construction", 1999