

스카프 패치로 수리한 복합재 단일겹침 체결부의 파손 특성 연구

김충현* · 유재승* · 변창석* · 주현우* · 박민영** · 최진호*** · 권진희***†

Failure Characteristics of Scarf Patch-repaired Composite Single-lap Joints

Choong-Hyun Kim*, Jae-Seung Yoo*, Chang-Seok Byeon*, Hyun-Woo Ju*, Min-Young Park**,
Jin-Ho Choi***, Jin-Hwe Kweon***†

ABSTRACT: The failure strength of composite single-lap joint repaired using scarf patch was investigated by test and finite element method. A total of 45 specimens were tested changing scarf ratio, stacking pattern, and defect size to study the failure strength and mode. Except for one case, all repaired specimens showed the equal or higher strength than the sound specimens and the effect of considered repair parameters was not remarkable. It was found through the failure mode inspection that the surface treatment for bonding was not enough in the case which failed at the lower load than the sound specimen. Three-dimensional finite element analysis was conducted to verify the test results. It was confirmed that the considered repair parameters do not significantly affect the stress distribution of the specimens. It was also observed that the applied tensile load is relieved passing through the overlapped region thickness of which is almost double. From this study, it is concluded that if the bonding procedure for adherends and patch including surface treatment for fabric layer is thoroughly followed, the strength of repaired single-lap joint can be restored up to the strength of sound one.

초 록: 본 연구에서는 스카프 패치로 수리한 복합재 단일겹침 체결부의 파손강도를 시험과 해석으로 연구하였다. 스카프 비, 모재의 적층패턴, 결함크기를 달리 하며 총 45개의 시편에 대한 시험을 수행하여 파손강도와 파손모드를 분석하였다. 다양한 형상의 시편에 대한 시험 결과, 한 경우를 제외하고는 수리 후의 체결부가 결함이 없는 체결부 강도 이상의 강도를 회복하며, 체결부 인자에 따른 특별한 차이는 나타나지 않는 것을 확인하였다. 파손강도가 낮게 나타난 한 경우에 대한 파손면 분석결과 모재의 표면층인 평직층의 표면처리가 충분치 않은 것이 원인인 것으로 판단되었다. 시험 결과의 분석을 위해 3차원 유한요소해석을 수행하였는데, 유한요소해석에서도 고려한 체결부 인자가 상하부 모재와 패치, 접착층에서의 응력에 큰 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다. 이는 단일겹침 체결부의 경우 외부 인장하중이 겹침영역을 통과하면서 상하부 모재로 분산되기 때문인 것으로 판단된다. 시험과 해석 결과 모재 중앙에 결함이 존재하는 단일겹침 체결부의 경우 절차에 따라 패치 접착이 이루어지고, 모재의 표면처리가 충분히 이루어진다면 수리를 통해 손상 전 강도를 회복할 수 있는 것으로 판단된다.

Key Words: 복합재료(Composite material), 단일겹침 체결부(Single-lap joint), 수리(Repair), 스카프 패치(Scarf patch), 강도 회복률(Strength recovery rate)

Received 5 April 2016, accepted 23 June 2016

*School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

**Agency for Defense Development

***†School of Mechanical, Aerospace and Information Engineering, Research Center for Aircraft Parts Technology, Gyeongsang National University,
Corresponding author (E-mail: jhkweon@gnu.ac.kr)

1. 서 론

항공기의 복합재 구조물은 운용 중 다양한 국부적 손상을 겪게 된다. 국부적 손상을 가진 구조는 초기 설계단계의 건전성을 유지하지 못할 뿐만 아니라, 운용과정에서 손상 영역이 확대되면서 강도가 저하되어 항공기의 안전에 치명적인 영향을 미칠 수 있다. 따라서 손상에 대한 적절한 유지보수를 통해 항공기 운용수명 이상까지 구조적 건전성을 유지할 수 있도록 해야 한다.

손상된 복합재 구조물을 수리하기 위한 기술은 다양하다. 기계적 체결재를 이용한 수리[1], 수지 주입법을 이용한 수리[2], 외부 패치를 이용한 수리[3-5], 계단형 패치를 이용한 수리[6,7], 스카프 패치를 이용한 수리[8-12] 등이 그 예이다. 이러한 방법 중 스카프 패치를 이용한 수리는 손상 부를 경사지게 연마한 후 그 위에 프리프레그(Prepreg)를 구조물의 두께만큼 적층하거나, 미리 경화된 적층판을 경사지게 가공하여 부착하는 방법이다. 스카프 수리는 계단형 수리보다 제작방법이 단순하며, 구조물의 두께와 관계없이 적용할 수 있고 패치 끝단의 응력집중이 작아 가장 널리 사용되는 보수 방법이다[8,9]. 그러나 복합재 결합 부위에 스카프 패치를 적용한 연구는 단순화된 스카프 체결부에 대한 연구가 대부분이고, 실제 구조물을 모사한 단일겹침, 모자형, T형 등의 체결부 수리에 스카프 패치를 적용한 연구 사례는 찾아보기가 힘들다.

따라서 본 연구에서는 복합재 단일겹침 체결부의 국부적 손상을 스카프 패치를 이용해 수리하고, 수리한 구조물의 건전성을 시험으로 평가하였다. 스카프 패치는 결합크기 2종류와 스카프 비(두께 대 스카프 길이 비) 3종류로 나누어 진행하였으며 이 중 한 경우에 대하여는 적층패턴과 두께를 달리 한 2종류의 모재에 대해서도 추가 시험을 수행하였다. 또한, 각 적층패턴에서 결합이 없는 시편을 제작하여 손상 전과 수리 후의 강도 및 파손모드 변화를 확인하였다. 시험 결과는 3차원 유한요소해석을 통해 검증하였다.

2. 시편 제작 및 시험

2.1 시험 개요

본 연구에서 사용된 시편의 형상은 ASTM D3165-07[13]과 D1002-01[14] 규격을 참고하여 결정하였고, 시편의 길이는 최대 스카프 패치 길이를 기준으로 결정하였다. Fig. 1에 단일겹침 체결부의 형상과 치수를 나타내었고, Table 1에는 적층패턴별 적층 수와 상하부 판넬의 섬유배향 비율(Fiber orientation percentage)을 명시하였다.

시편에 가하는 하중의 중심과 접착제 층의 중심을 일치시키기 위해 상부 판넬에 접합되는 탭(Tab)의 두께는 상부 판넬과 동일하게, 하부 판넬 탭의 두께는 하부 판넬과 동일하게 제작하였다[15]. 적층판에는 일방향 프리프레그와 평

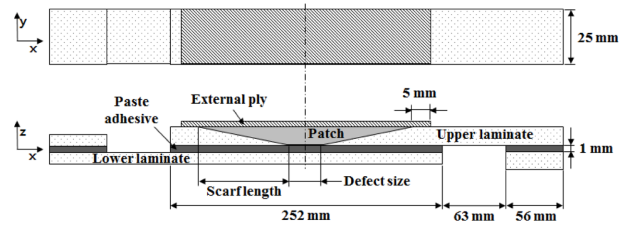


Fig. 1. Specimen configuration

Table 1. Fiber orientation percentage for different stacking patterns

Stacking pattern	Upper laminate		Lower laminate	
	No. of plies	0° : ±45° : 90°	No. of plies	0° : ±45° : 90°
P1	20	30 : 50 : 20	12	33.3 : 33.3 : 33.3
P2	30	33.3 : 53.3 : 13.3	14	28.6 : 42.9 : 28.6
P3	30	33.3 : 53.3 : 13.3	24	25 : 50 : 25

※ This no. of plies does not include the additional fabric ply on upper surface of lower laminate. For example, the actual no. of plies of P1 should be 13.

Table 2. Test matrix

Pattern type	Defect size (mm)	Scarf ratio (Thickness / Scarf length)	No. of specimens
P1	No defect	-	5
	6	1/20	5
	12	1/10	5
		1/20	5
P2	No defect	-	5
	6	1/20	5
	12	1/20	5
P3	No defect	-	5
	6	1/20	5
Total			45

직 프리프레그가 함께 사용되었고, 패치는 모재와 동일한 적층패턴으로 제작하였다. 패치의 바깥쪽에는 평직 한 장을 외부겹침층(External ply)으로 추가하였다. 외부겹침층이 패치 밖에서 모재와 접착되는 길이 즉 외부겹침길이는 5 mm이다. 결합은 상부 판넬에 존재하는 것으로 가정하였다. 모재와 패치, 상부 판넬과 하부 판넬은 오토클레이브에서 주어진 성형 사이클에 따라 별도로 제작하였고, 성형된 상부 판넬과 하부 판넬을 페이스트(Paste) 접착제를 이용해 오븐에서 접착하였다. 시편은 오븐에서 단일겹침 형태로 성형한 후 원하는 크기로 제단하였다.

Table 2에 나타난 바와 같이 정적시험은 총 9종류 45개의

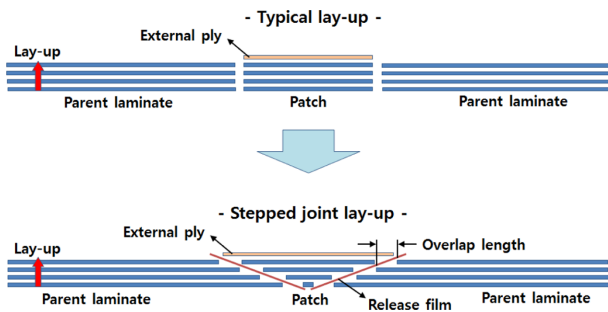


Fig. 2. Step fabrication for specimen



Fig. 3. Verification for scarf angle

시험에 대하여 수행하였다. 3개의 적층패턴 중 P1에 대해서는 결함크기 2종류, 스카프 비 3종류에 대한 시험을 수행하였다. 나머지 2개의 적층패턴(P2, P3)에서는 결함크기 6 mm, 스카프 비 1/20인 경우에 대해서만 시험을 수행하였다.

2.2 스카프 체결부 가공

본 연구에서는 Fig. 2에 보인 바와 같이 일단계로 적층판을 계단형으로 제작한 후 연마작업을 통해 스카프 형태로 가공한다. 프리프레그 제단과 적층시에는 자체 제작한 눈금이 표시된 아크릴 자를 사용하였다.

오토클레이브에서 성형된 계단형 적층판을 스카프 형태로 바꾸기 위해 각 스카프 비에 따른 치구를 제작하여 연마작업을 수행하였다. 연마 치구에 120방(grits) 사포지를 부착하여 접착면을 연마한 후 최종적으로 400방 사포지를 사용하였다[16]. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 전자각도계를 통해 연마 치구(스카프 비: 1/20)와 스카프 각도에 대한 정밀도를 검증하였다. 마지막으로 패치와 모재의 접착면에 페이스트 접착제를 도포한 후 이차접착 방법으로 오븐에서 경화하여 상부 판넬을 제작하였다.

2.3 단일겹침 접착 표면처리

오토클레이브 성형 시 수지(Resin)을 흡수하고, 경화 후 적층판과 브리더(Breather)를 쉽게 분리하기 위해 적층된 프리프레그의 윗면과 아랫면에 필플라이(Peel ply)를 부착하였다. 그런데 이 필플라이로 인해 접착면이 거칠어지고 모재에 이형성분이 잔존할 수 있다. 따라서 필플라이의 흔적을 완전히 제거하기 위해 연마 작업을 수행하였다[17].

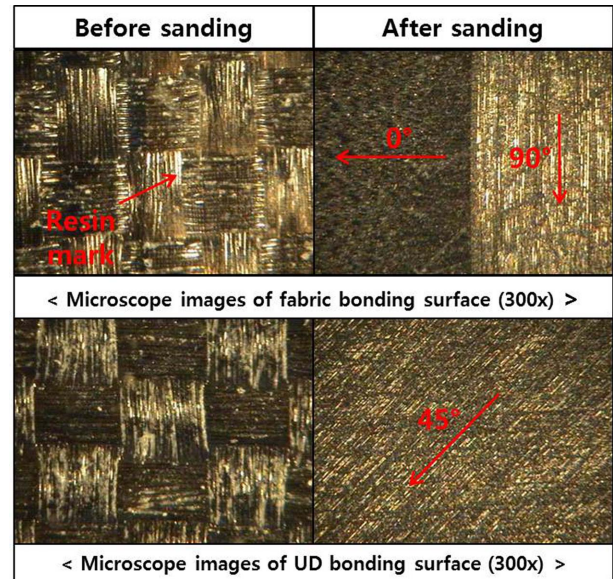


Fig. 4. Laminate surface after sanding

120방 사포지를 부착한 샌딩장치(Sander)를 사용하여 접착 표면의 레진을 완전히 제거한 후 320방 사포지를 부착한 연마 치구를 사용하여 다시 연마작업을 수행하였다. 다음 장의 시험결과에서 확인할 수 있듯이 연마과정에서 평직층의 섬유를 얼마나 평면으로 완성도 있게 가공하느냐에 따라 파손모드와 파손하중이 변하기 때문에 평직층의 표면은 섬유가 드러날 정도로 충분히 연마해야 한다. Fig. 4에 연마 과정에 따른 접착 표면의 변화를 나타내었다. 그림에서 연마 전 시험편의 표면에 나타난 직조 형태의 흔적은 필플라이 자국이다.

2.4 페이스트 접착제 두께 조절

단일겹침 체결부의 접착제 두께를 조절하기 위해 별도의 치구를 제작하였다. Fig. 5는 페이스트 접착제 두께 조절용 치구의 개념도를 나타낸 것이다. 치구는 개별 시험 가공 전 판넬 단위로 상부 판넬과 하부 판넬을 접착할 수 있도록 설계하였다. 체결부와 양쪽 탭을 동시에 접착하기 위해 먼저, 상부 판넬의 탭과 하부 판넬을 기초판(Mother plate) 위에 올려놓고 충분한 양의 접착제를 도포한 후, 양쪽 측면판(Side plate)에 하부 판넬의 탭과 상부 판넬을 올려놓아 잉여

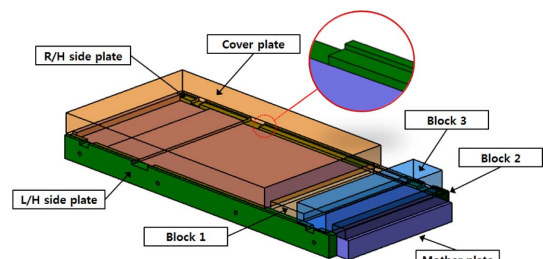


Fig. 5. Concept of tool to control bonding thickness

접착제가 빠져나간 후에도 접착 두께가 1 mm 이하로 내려가지 않게 치구를 설계하였다.

2.5 시험 방법

스카프 수리 후 단일접침 체결부의 강도특성과 파손 거동을 살펴보고, 결함이 없는 기준시편과 수리한 시편의 전단강도를 비교하여 강도 회복률을 알아보기 위해 정적 전단강도 시험을 수행하였다. Fig. 6을 통해 시험 셋업을 볼 수 있다. 시험장비는 100 kN 용량의 재료시험기인 Instron 5582를 사용하였다. 하중은 ASTM D3165-07[13]/D1002-01[14] 규격을 참고하여 변위제어로 분당 1.27 mm의 속도로 가하였다.

3. 시험 결과

3.1 파손 모드

3.1.1 결함이 없는 시편의 파손모드

Fig. 6은 결함이 없는 시편에서 하중이 증가함에 따라 파손까지 이르는 과정을 사진으로 나타낸 것이다. 단일접침에서는 기하학적 특성상 인장하중만 가해도 굽힘모멘트가 발생하게 되는데 상대적으로 두께가 얇은 하부 판넬(사진의 왼쪽 적층판)이 굽힘모멘트에 더 취약하다. 따라서 접

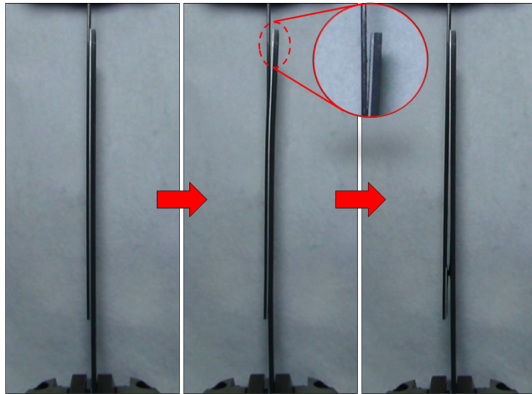


Fig. 6. Failure development of no defect(sound) single-lap joint

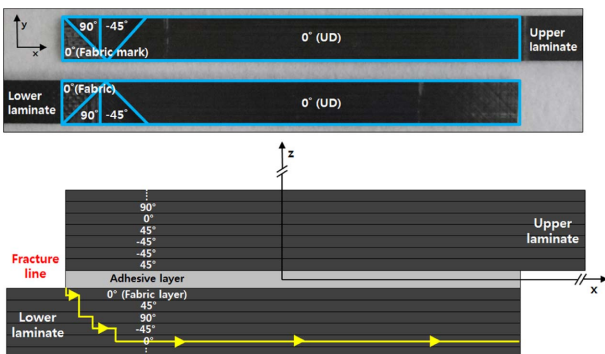


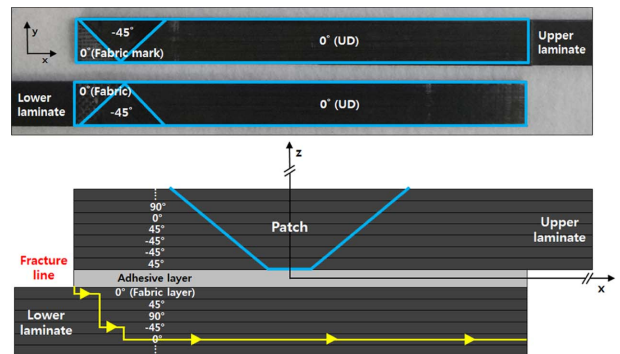
Fig. 7. Failure mode of no defect single-lap joints

착부 끝단에서 두께가 얇은 하부 판넬에서 균열이 시작되고 길이방향으로 전파된다.

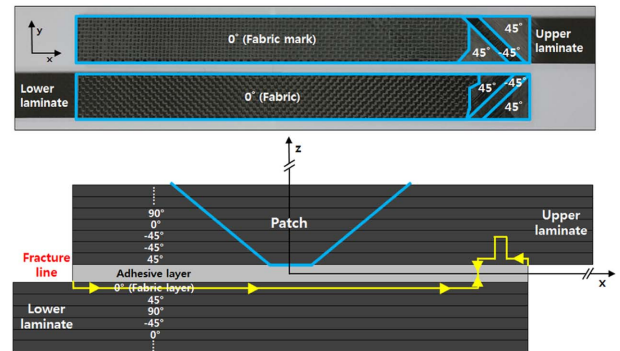
Fig. 7에 파손모드를 볼 수 있도록 파손면 사진과 파손이 발생한 층을 나타내었다. 사진은 상부 판넬의 끝단과 하부 판넬이 만나는 부분에서 초기균열이 발생한 이후 하부 판넬의 0도 층으로 균열이 진행되어 접착면의 끝까지 0도 층의 층내파손(Intra-laminar failure)이 진행되는 것을 보여준다.

3.1.2 스카프 패치로 수리한 시편의 파손모드

수리한 시편의 파손모드는 Fig. 8에서 볼 수 있듯이 크게 두 가지 형태로 나타났다. 첫 번째는 Fig. 8(a)에 보인 바와 같이, 결함이 없는 시편과 동일한 파손모드를 보이는 경우이다. 두 번째는 균열이 접착층 근처에서만 확장되는 경우로서 결함이 없는 경우와는 다르다. 하부 판넬의 접착 표면층인 평직층에서 층내파손이 접착면 끝단 부근까지 진행되다가 상부 판넬의 접착 끝단에서도 균열이 발생하여 두 균열이 서로 만나면서 최종파손에 도달한다. 파손면을 자세히 분석해보면 Fig. 8(b)에 표시한 바와 같이 접착제 층에서는 평직층의 자국만 남아 있다. 사실상 평직층과 접착제 층의 디분당 즉 접착분리가 발생한 것으로 볼 수 있고 이는 불완전한 평직층 표면처리에 기인한 것으로 판단된다. 세 가지 적층패턴 중 P2, P3과 P1의 스카프 비 1/10, 1/30에서는 첫 번째 파손모드가 관찰되었고, P1의 스카프 비 1/20인



(a) Failure mode 1



(b) Failure mode 2

Fig. 8. Failure modes of scarf-patch-repaired single-lap joints

경우에만 두 번째 파손모드가 발생하였다.

3.2 강도 회복률

Fig. 9는 스카프 패치로 수리한 단일겹침 체결부의 전단 시험 결과 중 결함크기(D)가 12 mm일 때 스카프 비(t/l)의 효과를 보인 것이다. 시험에 사용한 시편의 적층패턴은 P1으로 동일하며 전단강도는 평균 파손하중을 접착면적으로 나눈 값이다. 그래프의 결과에 따라 결함이 없는 시편을 기준으로 스카프 비 1/10에서 101%, 1/20에서 85.1%, 1/30에서 103%의 강도 회복률을 보였다. 접착분리 형태의 파손을 보인 경우에만 강도 회복률이 낮게 나타나고 다른 경우에는 100% 이상인 것을 볼 수 있다. 강도 회복률이 100% 이상인 것은 패치 바깥에 부착한 외부겹침층의 국부적 보강효과로 인한 것으로 판단된다.

Fig. 10은 스카프 패치로 수리한 단일겹침 체결부의 전단 시험 결과로 모재의 적층패턴 변화에 따른 효과를 보인 것이다. 수리한 시편의 결함크기는 6 mm, 스카프 비는 1/20로 고정하였다. 결함이 없는 시편을 기준으로 P1(93.1%)을 제외하면 P2와 P3에서 각각 109%, 101%의 강도 회복률을 보였다. P1의 경우 앞의 결함크기 12 mm인 경우와 유사하게 평직층과 접착층의 접착분리 형태의 파손이 발생하였다.

시험 결과를 요약하면, 스카프 비에 따라 약 18%, 적층패턴에 따라 약 16% 그리고 결함크기에 따라 약 8%의 강도 회

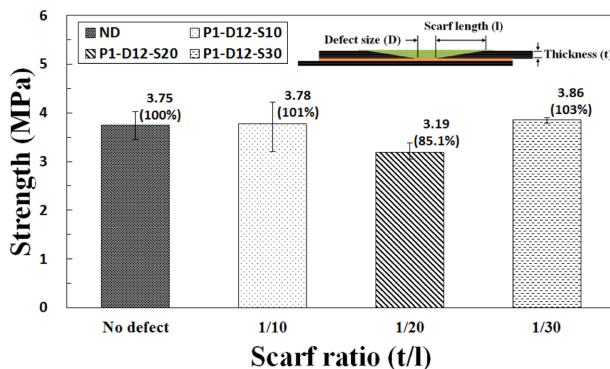


Fig. 9. Effect of scarf ratio on failure strength

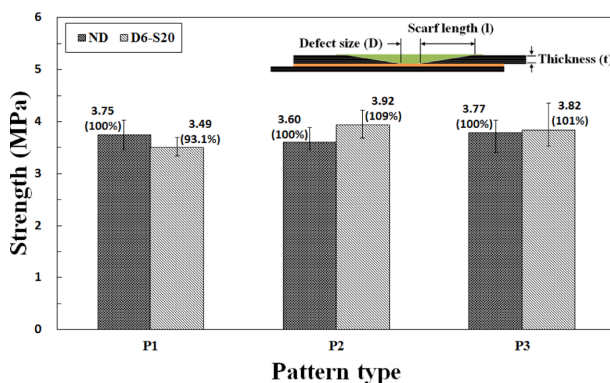


Fig. 10. Effect of stacking pattern on failure strength

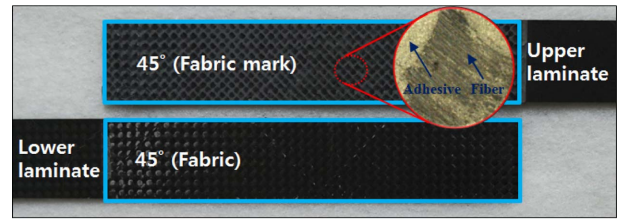


Fig. 11. Fabric mark on the surface of adhesive layer

복률 차이를 보이고 있다. 그러나 시험 데이터의 분산을 고려할 때 이는 스카프 비나 적층패턴 혹은 결함크기의 영향이 아니라 주로 파손이 발생한 하부 판넬의 평직층 표면처리 상태에 따른 파손모드의 차이 때문으로 판단된다. 인자에 따른 파손모드를 살펴보면 낮은 강도 회복률을 보인 P1-S20의 경우 접착제 면에 평직층의 섬유 흔적만 남아 있는 접착분리에 가까운 파손모드를 보였다. 앞에서도 언급한 바와 같이 평직층의 표면은 평면이 아니라 양 방향의 섬유들이 위아래로 서로 엮여 있는 직물 형태인데, 연마가 불충분할 경우 균열이 진행될 때 돌출되어 있는 섬유가 쉽게 떨어져 나가면서 층내파손이 발생하게 된다.

그 결과 Fig. 11과 같이 떨어져 나간 섬유가 상부 판넬의 접착제층에 달라붙어 접착제 면에 흔적(Fabric mark)만 남게 되는 접착분리에 가까운 파손모드가 발생하게 된다. 반대로 접착 표면처리가 잘 이루어졌을 경우 파손모드 1과 같이 접착 표면층이 아닌 하부 판넬의 더 깊은 층에서 파손이 발생하기 때문에 본 연구에서 고려한 수리 변수와 관계없이 결함이 없는 시편의 강도 혹은 그 이상의 강도를 갖게 되는 것이다.

시험 결과를 종합해보면 P1-S20을 제외하면, 수리한 시편의 전단강도는 결함이 없는 시편과 비슷하거나 약간 증가하는 것으로 나타났다. 이는 근본적으로 체결부의 파손이 수리부분과는 무관하게 하부 판넬 내부에서 발생하기 때문으로 판단된다. 또한, 수리 시편의 경우 가장 바깥 부분에 외부겹침층을 추가하였기 때문에 부분적 보강효과가 나타나 파손강도가 미세하게 증가하는 경우도 있는 것으로 판단된다.

4. 유한요소해석

앞서 살펴본 시험을 통해 본 연구에서 고려한 단일겹침 시편의 경우 수리 변수에 의한 영향보다는 표면처리에 의한 영향이 큰 것을 확인하였다. 원인을 좀 더 정확하게 규명하기 위해 유한요소법을 사용하여 접착제 층과 접착부인접 층에서의 응력분포를 살펴보았다.

해석에는 상업용 유한요소 프로그램 MSC.Nastran의 육면체요소인 CHEXA8를 사용하였고, Fig. 12에 유한요소모델을 보였다. 시편의 형상은 XZ평면에 대하여 대칭 구조이기 때문에 유한요소모델은 실제 시편의 1/2만 모델링하였

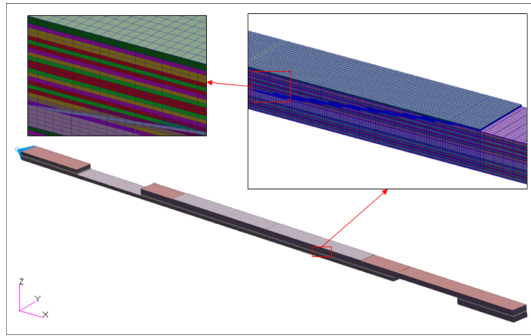
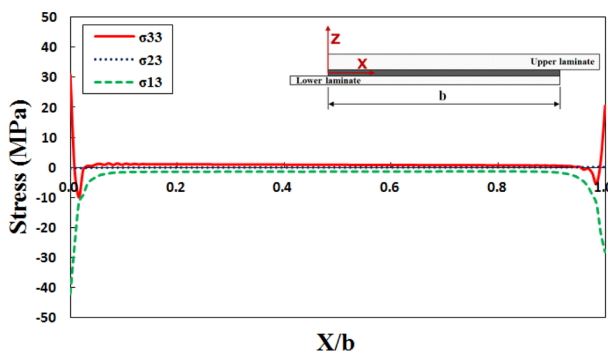
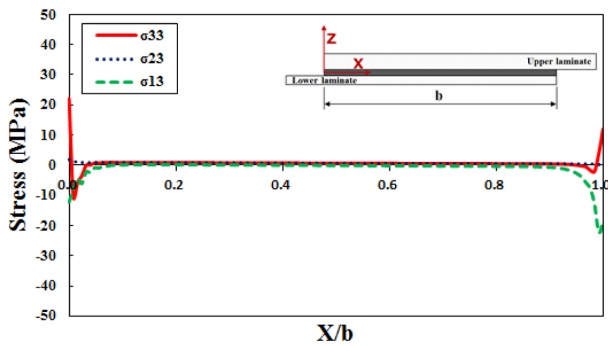


Fig. 12. Finite element model of single-lap joint



(a) Adhesive layer

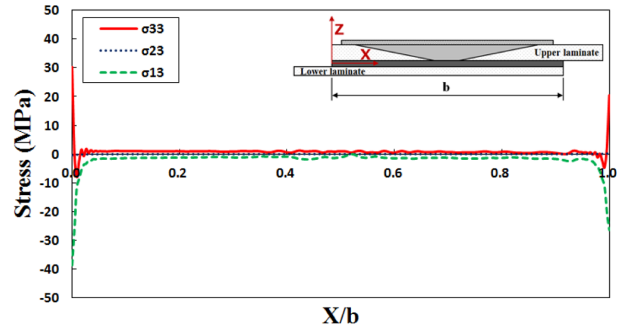


(b) Fabric layer next to adhesive

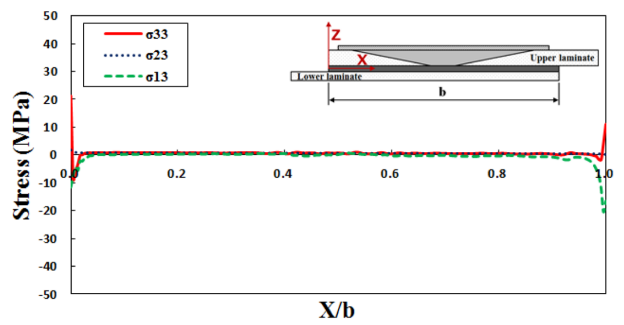
Fig. 13. Transverse stress distributions along bondline of specimen P1-ND ($Y = 0$)

고, 시험에 의한 파손하중의 1/2 값을 적용하였다.

Fig. 13과 14에 P1-ND, P1-D6-S20 시편에 대한 유한요소 해석 결과를 보였다. 가로축은 접착부 시작에서부터의 무차원 거리이고, 세로축은 두께방향 응력이다. Fig. 13은 결함이 없는 경우, Fig. 14는 결함이 있고 스카프 비 1/20인 경우에 대한 결과이다. 또한 각 그림의 (a)는 접착제층 중립면에서의 응력이고 (b)는 평직층 중립면에서의 응력이다. Fig. 13과 14의 결과를 비교해보면 접착제층과 인접 평직층에서의 두께방향 응력분포 특히 수직응력 σ_{33} 는 접착부 끝단에서 피크를 보이며 다른 영역에서는 매우 작은 값을 나타내는, 전형적인 단일접합 체결부에서와 동일한 양상을



(a) Adhesive layer



(b) Fabric layer next to adhesive

Fig. 14. Transverse stress distributions along bondline of specimen P1-D6-S20 ($Y = 0$)

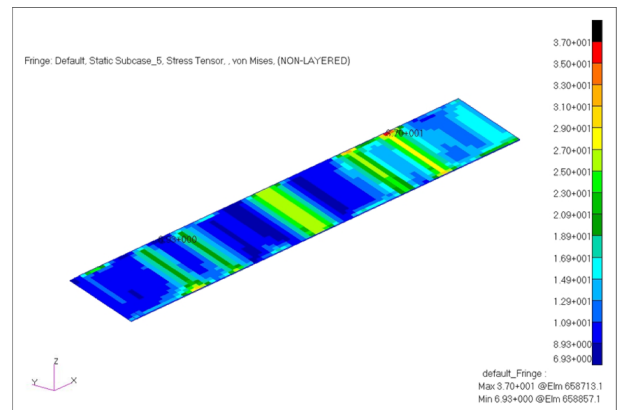


Fig. 15. Von-Mises stress distribution in adhesive layer of righthand side scarf line for specimen P1-D6-S20

보이고 있다. 상부 적층판 스카프 패치의 수리부는 접착층이나 인접층에서의 응력분포에 특별한 영향을 미치지 못한다.

Fig. 15는 P1-D6-S20 시편 스카프 우측 접착부의 Von-Mises 응력 분포를 나타낸 것이다. 해석 결과 응력의 최댓값은 37.0 MPa로 접착제의 인장강도 46.0 MPa에 비해 작은 값을 보였다. 이는 상부 판넬에 가해지고 있는 인장하중이 패치 접착부에 손상을 가할 수 있는 정도의 응력을 만들어내고 있지 않음을 의미한다.

Fig. 16에는 P1-D6-S20 시편에 대해 상하부 판넬에 가해

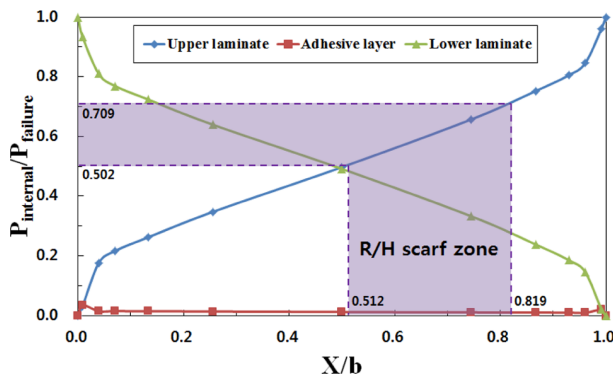


Fig. 16. Internal load distribution along bondline of specimen P1-D6-S20

지는 인장하중이 접착부를 통과하면서 어떤 비율로 지지되는지를 살펴보았다. 스카프 패치가 붙어있는 상부 판넬의 면내하중을 보면 오른쪽 스카프가 시작되는 지점($X/b = 0.819$)에서 지지하중이 인장하중의 70.9%로 감소되고, 오른쪽 스카프가 끝나는 지점($X/b = 0.512$)에서는 50.2%까지 감소한다. 하부 판넬의 경우에는 반대의 경향을 보이는 것을 볼 수 있다. 그림으로부터 외부에서 상부 판넬에 가하는 하중은 겹침영역을 지나면서 하부 모재로 급격히 이동하므로 실제 접착영역에는 가해지는 하중이 크지 않고, 이로 인해 접착제층의 파손을 유발할 정도의 응력이 나타나지 않고 있음을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 스카프 패치를 이용해 결함을 수리한복합재 단일겹침 체결부 강도를 시험과 유한요소해석으로 연구하였다. 시험은 스카프 비, 결함크기, 모재의 적층패턴을 달리하여 총 45개의 시편에 대해 수행하였다. 시험 결과, 본 시험에서와 같이 단일겹침 체결부의 모재 한쪽(특히 굽힘강성이 더 큰 경우)에만 결함이 있을 경우 스카프 패치 수리 후 체결부의 강도저하는 나타나지 않았다. 특별한 경우(적층패턴 P1, 스카프 비 1/20)에 수리 후 강도가 7~15% 정도 낮게 나타났지만 이는 수리보다는 상하부 모재를 접착할 때 평직층의 표면처리가 충분치 않았기 때문으로 판단된다. 유한요소해석을 통해 시험 결과에 대한 타당성을 분석하였다. 접착층과 수리부를 3차원으로 모델링한 해석 결과에서, 수리 여부와 무관하게 접착부의 양단에서만 두께방향 수직응력이 크게 나타난다. 이는 단일겹침 체결부에서 두 모재의 기하학적 불연속으로 인한 효과이다. 패치 접착부에서의 Von-Mises 응력도 분석하였으나 강도 대비 충분히 낮은 값을 보였다.

본 연구의 결과를 종합하면 단일겹침 체결부 제작 시 접착부 표면처리에 문제가 없고, 결함 수리가 절차에 따라 이루어진다면 수리에 따른 강도저하는 나타나지 않을 것으

로 예상된다. 또한, 수리 후 예상치 않은 강도 저하를 방지하기 위해서는 접착 체결부 표면에는 평직층을 사용하지 않는 것이 바람직하며, 부득이하게 사용할 경우 평직층의 표면을 충분히 연마하는 것이 중요함을 확인하였다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소(UE145013JD)(시험) 및 2013년 미래창조과학부의 재원으로 SW융합기술 고도화사업(S1002-13-1004)(해석)의 지원을 받아 수행된 연구결과입니다.

REFERENCES

- Baker, A., Dutton, S., and Kelly, D., *Composite Materials for Aircraft Structures*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston, U.S.A, 2004.
- Thunga, M., Larson, K., Lio, W., Weerasekera, T., Akinc, M., and Kessler, M.R., "Low Viscosity Cyanate Ester Resin for the Injection Repair of Hole-edge Delaminations in Bismaleimide/Carbon Fiber Composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 52, 2013, pp. 31-37.
- Choi, J.W., Hwang, W., Park, H.C., and Han, K.S., "Study of Fatigue Behavior of Repaired Composites," *Composite Research*, Vol. 12, No. 3, 1999, pp. 26-35.
- Lee, W.Y., and Lee, J.J., "Analysis of Fatigue Crack Growth Behavior in Composite-repaired Aluminum Plate," *Composite Research*, Vol. 17, No. 4, 2004, pp. 68-73.
- Kong, C.D., Park, H.B., Lim, S.J., and Shin, C.J., "A Study on Compressive Strength of Carbon/epoxy Composite Structure Repaired with Bonded Patches after Impact Damage," *Composite Research*, Vol. 23, No. 5, 2010, pp. 15-21.
- Kim, H.S., Lee, S.J., and Lee, D.G., "Development of a Strength Model for the Cured Stepped Lap Joints under Tensile Loading," *Composite Structures*, Vol. 32, No. 1-4, 1995, pp. 593-600.
- Kim, J.H., Park, B.J., and Han, Y.W., "Evaluation of Fatigue Characteristics for Adhesively-bonded Composite Stepped Lap Joint," *Composite Structures*, Vol. 66, No. 1-4, 2004, pp. 69-75.
- Harman, A.B., and Wang, C.H., "Improved Design Methods for Scarf Repairs to Highly Strained Composite Aircraft Structure," *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, 2006, pp. 132-144.
- Gunnion, A.J., and Herszberg, I., "Parametric Study of Scarf Joints in Composite Structures," *Composite Structures*, Vol. 75, No. 1-4, 2006, pp. 364-376.
- Kumar, S.B., Sivashanker, S., Bag, A., and Sridhar, I., "Failure of Aerospace Composite Scarf-joints Subjected to Uniaxial Compression," *Materials Science and Engineering: A*, Vol. 412, No. 1-2, 2005, pp. 117-122.
- Kumar, S.B., Sridhar, I., Sivashanker, S., Osileyemi, S.O., and Bag, A., "Tensile Failure of Adhesively Bonded CFRP Composite Scarf Joints," *Materials Science and Engineering: B*, Vol. 132, No. 1-2, 2006, pp. 113-120.
- Breitzman, T.D., Jarve, E.V., Cook, B.M., Schoeppner, G.A., and Lipton, R.P., "Optimization of a Composite Scarf Repair Patch

- under Tensile Loading,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 40, No. 12, 2009, pp. 1921-1930.
13. ASTM D3165-07. Standard Test Method for Strength Properties of Adhesives in Shear by Tension Loading of Single-lap-joint Laminated Assemblies.
 14. ASTM D1002-01. Standard Test Method for Apparent Shear Strength of Single-lap-joint Adhesively Bonded Metal Specimens by Tension Loading(metal-to-metal).
 15. Anyfantis, K.N., and Tsouvalis, N.G., “Loading and Fracture Response of CFRP-to-steel Adhesively Bonded Joints with Thick Adherents – Part I: Experiment,” *Composite Structures*, Vol. 96, 2013, pp. 850-857.
 16. Kim, K.S., Yoo, J.S., Yi, Y.M., and Kim, C.G., “Failure Mode and Strength of Uni-directional Composite Single Lap Bonded Joints with Different Bonding Methods,” *Composite Structures*, Vol. 72, No. 4, 2006, pp. 477-485.
 17. Benard, Q., Fois, M., and Grisel, M., “Peel Ply Surface Treatment for Composite Assemblies: Chemistry and Morphology Effects,” *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 36, No. 11, 2005, pp. 1562-1568.