

히트블랭킷과 새롭게 개발된 가압장치를 이용해 수리한 복합재 적층판의 인장강도 연구

채송수* · 이광은* · 안현수** · 최진호* · 권진희*†

Tensile Strength of Composite Laminate Repaired Using Heat-blanket and a Novel Pressurization System

Song-Su Chae*, Gwang-Eun Lee*, Hyonsu Ahn**, Jin-Ho Choi*, Jin-Hwe Kweon*†

ABSTRACT: In the case of a conventional composite patch repair using a heat blanket, the adhesive is pressurized using only a vacuum bag. In this study, however, a pressurization system has been developed to apply additional air pressure on the vacuum bag. In order to verify the performance of the developed system, the composite laminates were repaired with scarf patches and then tested under tensile load to be compared with the strength of the defect-free laminate. Tensile tests were also conducted on specimens with the same configuration but bonded in an autoclave. As a result of the test, the tensile strengths of the specimens repaired using the heat blanket with vacuum only without external pressure, the specimens repaired with additional pressure by the developed system, and the specimens repaired with the same external pressure in an autoclave, showed the strength recovery ratios of 74.9, 81.0, and 78.2%, respectively. The results of the tensile test after moisture saturation and the dried fatigue test also showed that the strength recovery ratios of the specimens repaired under the external pressure of 1 atm using the developed system are slightly higher than that of specimens bonded in autoclave.

초 록: 히트블랭킷을 이용한 통상의 복합재 패치 수리의 경우, 진공백만을 이용하여 접착제에 압력을 가하게 된다. 그러나 본 연구에서는 진공백 위에 다시 공기압을 추가로 가할 수 있는 가압장치를 개발하였다. 개발된 가압 장치의 성능을 검증하기 위해 탄소섬유 복합재 적층판을 스카프 패치로 수리하고 인장시험을 수행하여, 결함이 없는 온전한 구조물과의 강도를 비교하였다. 또한 비교를 위해 오토클레이브를 사용하여 패치를 접착한 동일한 형상의 시편에 대한 인장시험도 같이 수행하였다. 시험 결과 외부압력 없이 히트블랭킷과 진공만으로 수리한 시편, 개발된 가압장치로 1 기압을 추가로 가하여 수리한 시편, 그리고 오토클레이브에서 동일한 외부압력을 가하면서 수리한 시편의 인장강도 회복율은 각각 74.9, 81.0, 78.2%로 나타났다. 수분을 포화시킨 시편에 대한 인장강도 시험과 상온건조 인장 피로시험의 결과에서도, 개발된 가압장치를 이용해 1 기압 외부압력으로 제작한 시편은 오토클레이브로 제작한 시편과 동일한 수준 이상의 강도를 보이는 것을 확인하였다.

Key Words: 복합재 수리(Composite repair), 스카프 수리법(Scarf repair), 가압장치(Pressurization system)

Received 20 December 2017, received in revised form 6 February 2018, accepted 6 February 2018

*School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

*†School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Corresponding author (E-mail: jhkweon@gnu.ac.kr)

**ANH Structure, Co., Ltd.

1. 서 론

항공기는 보통 20여년의 목표수명을 가지고 개발되고, 전자장비의 개선과 기체 보강 등을 통해 추가적으로 수명을 연장하여 운용하는 것이 일반적이다. 따라서 긴 운용시간 동안 다양한 형태의 손상에 노출되게 되며 이에 따라 국부적 손상에 대한 적절한 수리가 중요한 문제로 대두된다.

특히 적층 복합재료 구조물의 경우 구조물의 내부에서 눈에 보이지 않는 파손이 발생하는 경우가 많고, 이러한 경우 손상영역을 적절히 제거하고 대체재를 추가하는 경우가 많다. 그 대표적인 방법 중 하나가 스카프 패치(Scarf Patch) 접착 수리법이다[1,2]. 스카프 패치 접착 수리법은 손상된 영역의 상부 구조물을 스카프 형태로 제거하고 별도로 제작한 스카프 패치를 접착하는 수리법이다. 응력의 불연속을 최소화할 수 있고 무게의 증가가 작은 장점이 있다. 따라서 스카프 패치 수리 후 강도회복률에 대한 연구가 국내외에서 광범위하게 이루어져 왔다[3-11].

Yoo 등[3]은 스카프 앵글, 외부접침층 길이, 손상 크기 등의 변수가 수리 후 복합재 적층판의 정적강도와 피로강도에 미치는 영향을 연구하였다. Kim 등[4]은 스카프 패치로 결함을 수리한 복합재 단일접침 체결부의 강도를 시험과 유한요소해석으로 연구했다. Truong 등[5]은 다양한 스카프 앵글로 수리된 복합재 적층판의 강도를 유한요소해석과 결합된 손상영역법으로 예측하였다. Baker 등[6]은 접착 수리법을 항공기 주요 구조물에 적용하기 위한 기술적 어려움과 감항 인증(Airworthiness Certification)에 대해 연구하고 여러 대안을 제시하였다. 또한 Baker[7]는 경화된 패치로 복합재 구조물을 수리하는 방법(Hard Patch Repair Method)을 연구하고 실제 F/A-18 전투기의 수평 꼬리날개를 수리하였다. Campilho 등[8]은 다양한 스카프 앵글로 수리된 복합재 적층판을 시험하고 유한요소해석으로 각 스카프 앵글에 대한 강성, 파손 강도, 변위, 파손 형상을 예측하였다. Ashrafi 등[9]은 기존의 국부가열기 히트블랭킷을 대체할 수 있는 방법(Embedded Resistive Heating)을 제안하고 표면온도 측정과 인장 시험으로 장비 성능을 비교하였다. Kong 등[10]은 저속 충돌로 손상시킨 허니컴 코어 샌드위치의 스킨을 외부 패치로 수리한 후, 압축 강도 시험으로 평가하고 해석 결과와 비교하였다. Park[11]은 노백스 허니컴 코어와 카본 면재가 적용된 샌드위치 복합재의 손상을 외부 패치로 수리하고 4절점 굽힘 시험을 수행하였으며, 시험 결과를 해석과 비교하였다.

복합재 구조를 접착 방식으로 결합할 경우에는 접착면의 상태가 중요하다. Kumar 등[12]은 대기압 플라즈마 표면처리가 적용된 스카프 접착면을 X선 광전자 분광법으로 관찰하고, 정적 인장시험으로 평가하여 그 효과를 연구하였다. Benard 등[13]은 엑시머 레이저를 통해 접착면의 표면을 삭마하고, 단일접침 체결부 시험으로 해당 표면처리

의 효과를 연구하였다. Kim 등[14]은 축전결합플라즈마 표면처리와 사포샌딩 표면처리를 여러 조건으로 적용하고 파괴인성시험을 통해 최적화 조건을 연구하였다. Burkholder 등[15]은 탄소나노튜브(CNT)를 접착제에 첨가하여 접착 강도를 향상시키고 파괴인성시험으로 이를 평가하였으며, CNT의 길이, 직경, 첨가량 최적화에 대한 연구를 수행하였다.

복합재 손상영역을 패치로 수리할 때의 실제적 문제는 구조물의 크기이다. 시편 단위에서는 쉽게 손상영역을 제거하고 적절한 접착경화공정에 따라 패치를 접착하는 것이 가능하다. 많은 경우 접착제는 진공조건에 추가하여 일정한 외부압력을 가할 것을 요구하고 있으므로 패치 수리에는 오토클레이브가 가장 적절한 장치이다.

그러나 실제 항공기의 경우 오토클레이브에서 수리하는 것이 불가능한 경우가 대부분이다. 날개나 동체 등을 분리한다고 해도 오토클레이브에서 수리할 수 있는 경우는 극히 제한적이고, 설사 가능하다고 해도 항공기를 분해하여 오토클레이브가 있는 작업장까지 옮긴다는 것은 비효율적이라 할 수 있다. 따라서 실제 현장에서는 오토클레이브 대신 히트블랭킷(Heat-blanket)[16]을 사용하여 접착을 하는 경우가 많다. 히트블랭킷은 국부적인 전기가열장치인데, 접착이 필요한 부분을 먼저 진공으로 만든 다음, 그 위에 히트블랭킷으로 열을 가하게 된다. 온도의 제어가 가능하므로 접착제의 성형사이클을 따라 온도를 제어할 수 있다.

그러나 대부분의 고강도 접착제는 접착 후 기공을 줄이기 위해 진공 외에 추가적인 외부압력을 가할 것을 요구하고 있다. 가령 Cytec사의 FM300-2M의 경우에도 3 기압의 외부압력을 추가로 가할 것을 권장하고 있다[17]. 접착제에 따라 경화온도는 120~180°C, 경화압력은 2~7 기압으로 매우 다양하다[18,19]. 그러나 히트블랭킷만을 사용할 경우, 진공백 공정에 따른 대기압만이 접착제 경화에 적용되므로 제작사가 요구하는 경화압력 조건을 만족시킬 수 없고, 이는 접착부의 두께, 기공 등에 악영향을 미치며 접착부 강도저하로 이어진다[20-22].

따라서 본 연구에서는 현장에서 스카프 패치를 사용하여 복합재 구조물의 손상을 수리할 때 히트블랭킷과 연계하여 외부압력을 부가할 수 있는 가압장치를 개발하였다. 가압장치의 목표압력은 압력과 인장강도의 관계에 대한 인자연구를 통해 설정하였다. 압력은 공기력의 형태로 진공백 밖에서 추가로 접착제에 가해진다. 개발된 가압장치의 성능을 검증하기 위해 스카프패치로 수리한 시편에 대한 정적 인장강도, 피로강도, 흡습 후 인장강도 시험을 수행하고, 오토클레이브로 수리한 시편의 강도와 비교하였다.

2. 가압장치 설계 및 제작

진공만으로 접착성형을 하는 기존 히트블랭킷의 단점을 보완하기 위해 진공백의 외부에서 추가적인 압력을 가할

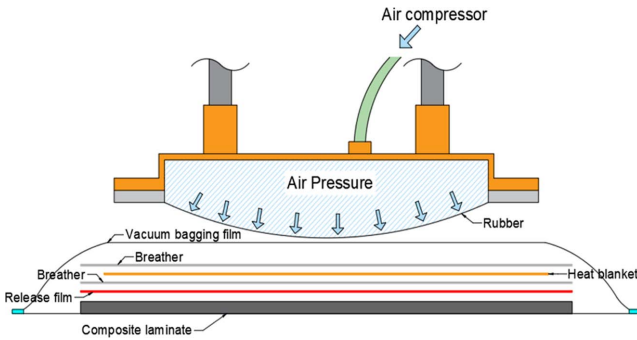


Fig. 1. Schematic diagram of external pressure application

수 있도록 하는 것이 본 연구에서 개발하고자 하는 가압 장치의 핵심 내용이다. 가압의 원리는 Fig. 1에 자세히 제시하였다.

우선 고무 주머니를 프레임 형태의 구조물로 고정시킨 후, 내부에 공기압을 가하여 수리부위에 압력을 균일하게 가한다. 항공기를 현장에서 수리하기 위해서는 가압 장치의 높이나 각도 제어가 원활해야 균일한 압력을 수리부위에 가할 수 있다. 따라서 유압실린더 세 개를 가압 장치에 부착하여 가압헤드의 자세변환이 가능하도록 했고, 가압에 따른 반력을 지지할 수 있도록 하였다.

패치의 부착을 위한 최적의 압력은 접착제에 따라 달라지게 된다. FM300-2M 필름 접착제의 권장 접착압력은 3 기압이다. 본 연구에서는 우선 오토클레이브에서 접착압력을 달리하여 성형한 후, 접착압력이 패치 수리 후 인장강도에 미치는 영향을 연구하였다. 그 결과 진공을 만든 상태에서는 1 기압 정도의 외부압력만 가해도 2 기압이나 3 기압을 가했을 경우와 동일한 수준의 강도회복률을 보이는 것을 확인하였다. 따라서 본 연구에서는 진공 상태에서 1 기압



Fig. 2. Pressurization system

을 추가로 가한 시험만 수행하였지만, 필요하면 최소한의 설계변경을 통해 추가적인 외부압력을 가할 수 있도록 가압장치를 설계하였다.

제작이 완료된 가압장치를 Fig. 2에 보였다. 직경이 300 mm 인 패치까지 수리할 수 있고 적용 가능 압력은 약 1 기압이다. 제어를 위해 거리센서 3개와 압력 센서 3개를 설치하였다. 가압헤드의 무게는 50 kg이며 지지 구조물을 포함한 가압 장치의 총 무게는 370 kg이다.

3. 시 험

3.1 시편 제작

Fig. 3에 보인 시편의 형상은 ASTM D3039를 참고하여 결정하였다. 시편은 모재, 패치, 외부 겹침층으로 구분되며 모재와 패치는 SK chemical사의 USN-200A, 외부 겹침층은 같은 회사의 WSN-3KY를 사용하였다. 모재와 패치의 적층순서는 $[45/0/-45/90]_{2S}$ 로 동일하다. 적층된 모재와 패치는 각각 경화하였고, 경화된 모재와 패치의 스퀘어 면을 균일하게 연마하여 매끄러운 경사면으로 만들었다. 경사각은 약 1.9° 이다. 접착제는 Cytec사의 FM300-2M이고, 외부 겹침층은 동시접착(Co-bonding)으로 성형한다. FM300-2M의 권장 경화압력은 3 기압이나 진공만으로도 성형할 수 있도록 허용되어 있다. 경화온도는 121°C 이다. 외부 겹침길이는 12.5 mm이며, 결함은 시편의 가운데 위치해 있고 크기는 $25 \times 25 \text{ mm}$ 로 일정하다. 모재와 패치는 모두 소재가 요구하는 경화 조건에 따라 오토클레이브에서 경화하였다. 모재와 패치, 외부겹침층의 접착은 시험 요구조건에 따라 오토클레이브 또는 가압장치를 이용하여 이루어진다.

Fig. 4는 수리된 복합재 적층판 단면으로 특히 스퀘어 접착라인과 외부겹침층 접착라인을 확대해서 보였다.

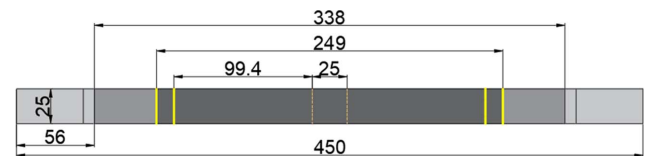


Fig. 3. Specimen configuration (unit: mm)

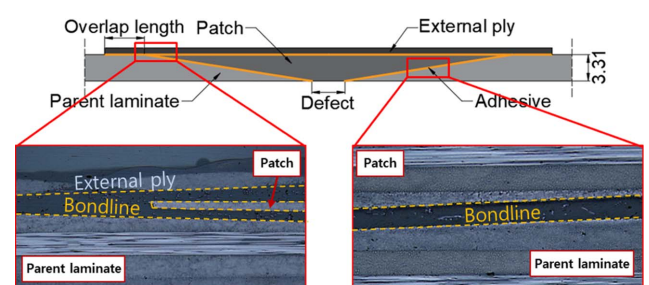
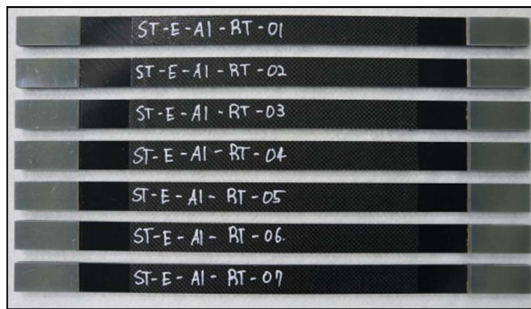


Fig. 4. Enlarged photos of scarf patch bondline

Table 1. Test matrix

| Test method | Repairing equipment | Repairing pressure |
|---------------------------|--|--------------------|
| Static tensile test (RTD) | N/A (undamaged) | - |
| | Autoclave | 0 |
| | | 1 |
| | | 2 |
| | | 3 |
| | Pressurization system and heat blanket | 0 |
| 1 | | |
| Static tensile test (RTW) | Autoclave | 1 |
| | Pressurization system and heat blanket | 1 |
| Fatigue test (RTD) | Autoclave | 1 |
| | Pressurization system and heat blanket | 1 |

* RTD: Room Temp and Dry, RTW: Room Temp and Wet

**Fig. 5.** Typical specimens prepared for test

3.2 시험 항목

각 시험항목을 Table 1에 제시하였다. 시험은 모두 인장 하중 하에서 수행하였고, 정적시험, 피로시험, 흡습 후 정적시험로 구성된다. 손상이 없는 순수한 적층판 시편은 기준강도 측정용이다. 경화압력을 달리하면서 강도시험을 수행하였는데 이는 가압장치의 1차 설계목표압력을 설정하기 위한 용도이다. 가압장치 설계목표압력이 1 기압으로 정해진 후, 가압장치를 제작하고 이를 이용하여 손상을 수리한 시편에 대한 시험을 수행하였다. 단순 정적시험과는 별도로 가압장치로 수리한 시편의 흡습 후 인장강도와 피로 강도를 검증하기 위한 시험을 추가로 수행하였다. 전형적인 수리 후 시편을 Fig. 5에 보였다.

3.3 시험 방법

정적 인장시험은 ASTM D3039를 참고하여 시험을 수행하였으며 인장속도는 2 mm/min이다. 상온건조 상태에서의 정적 인장시험과는 별개로 흡습 후 인장강도시험을 수행하였다. 이는 개발한 가압장치로 수리한 시편이 흡습 후에도 오토클레이브로 수리한 시편과 동일한 수준의 강도

를 보이는지 확인하기 위한 것이다. 가속 환경을 만들기 위해 ASTM D5229에 의거하여 70°C의 수조에서 수분이 포화 되도록 보관한 후 시험을 수행하였다.

가압장치로 수리한 시편의 피로성능 시험도 수행하였다. ASTM D3479를 참고하여 응력비는 0.1, 주파수는 5 Hz로 설정하였다. 피로시험은 Instron 8801를 사용하여 수행하였다.

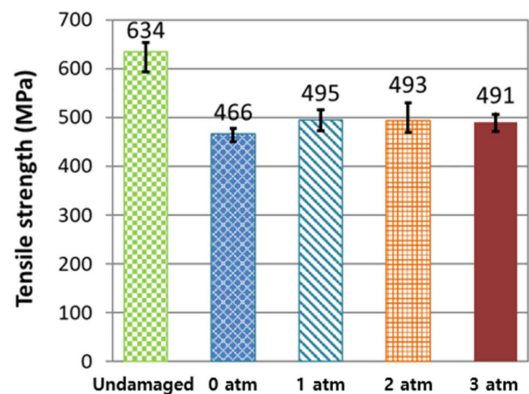
4. 결과 및 토론

4.1 패치 접착압력 선정

앞에서도 언급한 바와 같이 패치를 모재에 접착하기 위해 필요한 압력은 접착제에 따라 다르다. 본 연구에서 사용한 접착제의 경우 3 기압이 권장압력이지만 외부압력없이 진공만으로 성형하여 사용할 수도 있도록 허용되어 있다. 따라서 사용중인 모재와 접착공정에서 패치의 접착압력이 수리된 시편의 강도에 미치는 영향을 고려하여, 가압장치의 설계목표압력을 설정하였다.

이를 위해 오토클레이브에서 진공에 추가로 0, 1, 2, 3 기압의 압력을 가하여 패치를 접착하고 인장강도를 확인하였다. 패치 접착압력에 따른 인장강도는 Fig. 6에 나타내었다. 0 기압으로 수리했을 때 즉 진공 외의 외부압력을 가하지 않았을 때, 평균 강도는 466 MPa, 추가로 1, 2, 3 기압을 가했을 경우의 평균 강도는 각각 495, 493, 491 MPa로 나타났다. 결함이 없는 완전한 시편(Undamaged)의 경우 인장강도는 634 MPa이었다. 진공만 설정하고 외부압력을 전혀 가하지 않는 경우(0 기압)를 제외하고는 인장강도의 차이가 크지 않으며 시험 데이터의 분산범위 속에 있는 것을 알 수 있다. 특히 접착면의 가공상태에 따라 강도의 차이가 발생하기 쉬운 점을 고려할 때 외부압력 1, 2, 3 기압에 따른 강도 차이는 무의미한 것으로 판단된다.

반면에 압력을 전혀 가하지 않은 경우와 1 기압을 가하여 수리했을 때의 인장강도 차이는 29 MPa로서, 손상이 없는 적층판의 강도 대비 강도회복률이 4.7% 차이가나는 것을 알 수 있다. 이러한 결과를 참고할 때, 스카프 패치의 접

**Fig. 6.** Tensile strength and external pressure for bonding

착을 위한 외부압력은 1 기압만으로도 충분한 것으로 판단하고, 가압장치 설계목표압력을 1 기압으로 설정하였다. 그러나 본 연구에서 개발한 가압장치는 히트블랭킷에 추가로 외부압력을 가할 수 있도록 하는 설계개념의 검증을 위한 시작품(Prototype)이다. 따라서 공기주머니를 비롯한 가압장치 부품의 설계를 변경할 경우 추가적인 압력을 가하는 데는 문제가 없을 것으로 예상된다.

파손은 Fig. 7에 보인 바와 같이 주로 스카프 패치의 아랫부분에서 시작하지만, 접착면을 따라 계속 진행되지는 않고 시편의 폭(25 mm) 정도의 길이만큼 진행하다가, 갑자기 패치가 끊어지는 형태로 발생한다. 시편의 파손은 접착면의 파손과 모재의 인장파손뿐만 아니라 넓은 영역에서의 층간분리를 유발한다. 또한 층간분리가 시편의 길이방향으로 진행하면서 탭 근처에서 모재가 끊어지는 경우도 발견되었다. 이는 접착을 위한 가압장치와 무관하게 공통적인 현상으로 나타났다. 다만, 외부압력을 가하지 않고 패치를 접착한 경우 접착제에 기공이 많이 존재하게 되어 상대적으로 더 낮은 하중에서 접착부의 파손이 시작하는 것으로 판단된다. Fig. 8에 진공만으로 접착한 시편과, 추가로 1 기압을 가한 시편의 접착면 현미경 사진을 제시하였다. 외부

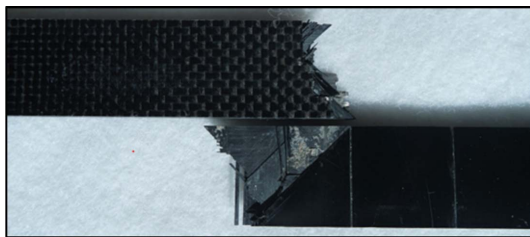
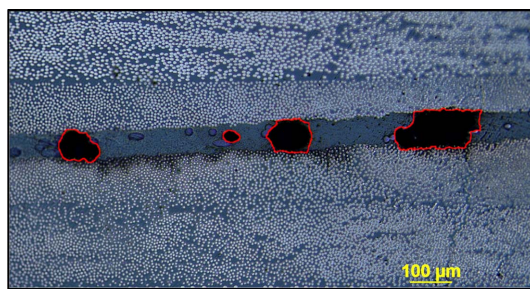
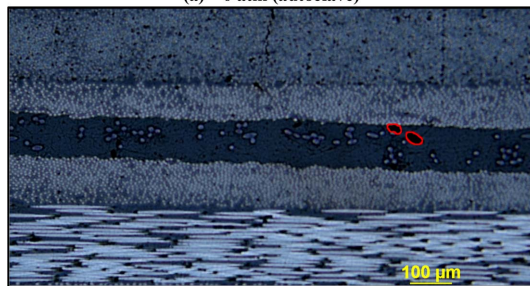


Fig. 7. Typical failure mode (1 atm, autoclave)



(a) 0 atm (autoclave)



(b) 1 atm (autoclave)

Fig. 8. Effect of bonding pressure on the void of adhesive layer

압력을 가한 시편에 비해 그렇지 않은 시편 접착면에서의 기공이 월등히 많은 것을 쉽게 알 수 있다.

4.2 진공으로 수리한 시편의 강도회복률

개발된 가압장치와 히트블랭킷을 이용하여 스카프 패치로 수리한 복합재 적층판에 대한 인장강도 시험을 수행하였다. 시험의 결과는 Fig. 9에 제시하였다. 가압을 하지 않고 히트블랭킷만으로 진공을 이용하여 수리한 시편의 경우, 평균 인장강도는 475 MPa이다. 이는 동일한 조건의 오토클레이브 수리 시편의 강도보다 9 MPa 더 높은 값이다. 전형적인 파손 형상은 Fig. 10에 보였으며 접착부에서의 접착분리 파손이 지배적인 것을 알 수 있다. 가압장치로 1 기압에서 수리한 시편의 평균 인장강도는 513 MPa, 수리 후 강도회복률은 81.0%로 나타났다.

진공만으로 수리한 시편 대비 인장강도는 38 MPa, 강도회복률은 6.1%가 증가하였다. 가압장치로 1 기압을 가하여 수리한 시편의 경우에도 파손면 형상은 Fig. 7에 보인 오토클레이브 수리 시편의 파손면 형상과 큰 차이를 보이지 않았다. 또한 0 기압으로 수리한 경우에서와 마찬가지로 가압장치로 수리한 시편의 인장강도가 오토클레이브에서 수리한 시편의 강도보다 18 MPa 가량 높음을 알 수 있다. 시편 제작이나 시험 과정에서의 각종 오차나 불확실성을 고려할 때 큰 의미를 두기는 어렵지만, 최소한 본 연구에서 개발한 시스템을 사용하여 오토클레이브 이상의 수리 후 인장강도를 얻을 수 있다는 것은 확인할 수 있다.

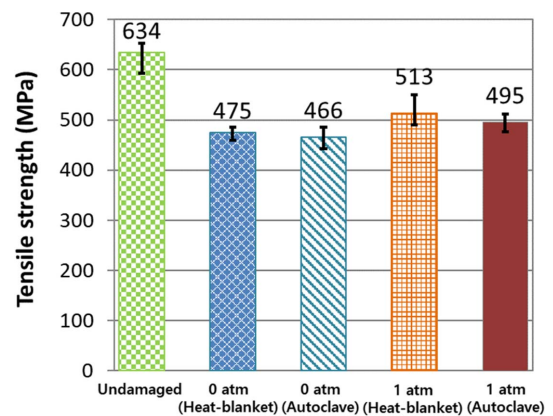


Fig. 9. Test results using heat blanket and pressurization system



Fig. 10. Typical failure mode (0 atm, heat-blanket)

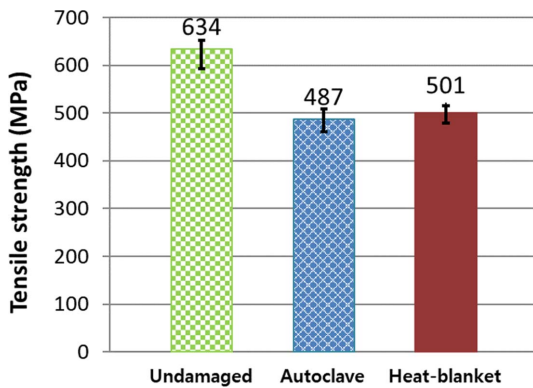


Fig. 11. Test results (1 atm, RTW)

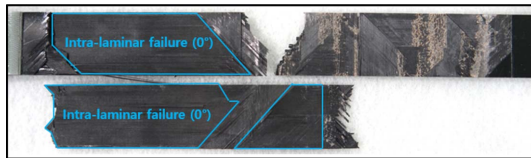


Fig. 12. Typical failure mode (1 atm, heat-blanket, RTW)

4.2 흡습 인장시험

개발한 가압기로 수리한 적층판에 대하여 흡습 후 상온 (Room Temperature and Wet, RTW) 인장시험을 수행하고 Fig. 11에 그 결과를 요약하였다. 손상이 없는 시편의 강도는 상온건조(Room Temperature and Dry, RTD) 조건에서의 값이다. 오토클레이브로 수리한 시편의 경우, 평균 인장강도는 487 MPa, 강도회복률은 76.9%이고, 가압장치로 수리한 경우, 평균 인장강도는 501 MPa, 강도회복률은 79.0%였다. 가압장치로 수리한 시편의 인장강도가 오토클레이브 수리 시편의 강도보다 14 MPa 높게 나타났다. 앞서서도 언급한 바와 같이 이 정도의 차이가 큰 의미를 갖는다고 보기는 어렵지만, 흡습 후 인장강도 측면에서도 본 연구를 통해 개발한 가압장치가 오토클레이브와 동일한 수준 이상의 성능을 발휘하는 것을 알 수 있다.

접착 공정과 무관하게 파손 형상은 유사하게 나타났고, 가압장치로 1 기압의 압력을 가하여 수리한 시편의 대표적인 파손면 형상을 Fig. 12에 나타내었다. 수분을 흡수하지 않은 건조상태 시편의 경우와는 달리 층간분리와 층내파손(Intra-lamina Failure)이 넓게 발견된다. 이는 접착제보다는 복합재 모재의 기지재가 수분에 더 빨리 열화되어, 접착면 파손 이전에 층간분리와 같은 모재 파손이 발생했기 때문으로 판단된다.

4.3 피로시험

오토클레이브로 수리한 시편과 가압장치로 수리한 시편의 피로강도를 비교하였다. 정적하중의 최대값을 기준으로 35%에서 75%까지 5% 간격으로, 접착 공정별로 각각 12개의 시편에 대한 시험을 수행하였다. Fig. 13에 피로시험의

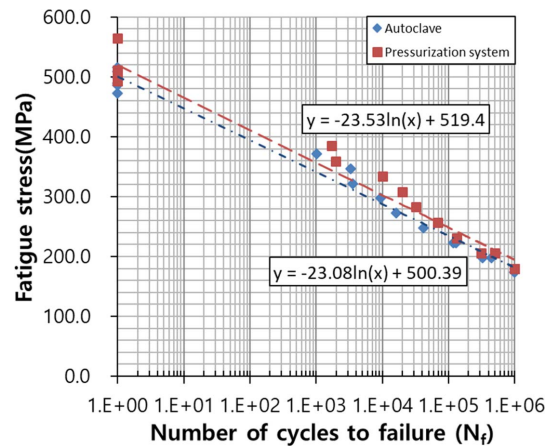


Fig. 13. S-N curves (1 atm)



Fig. 14. Typical failure mode (1 atm, heat-blanket)

결과를 정리하여 보였다. 백만사이클 기준 오토클레이브 수리 시편의 피로강도는 173 MPa, 히트블랭킷과 가압장치를 사용한 시편의 피로강도는 180 MPa로 나타났다. 이 경우에도 접착공정에 따른 의미 있는 차이는 발견되지 않지만, 백만사이클을 기준으로 한 피로강도도 가압장치와 히트블랭킷을 사용하여 수리한 경우가 미세하게 더 높은 것을 알 수 있다.

피로 파손의 형상은 패치 접착공정과는 무관하게 유사한 형태로 나타났다. 대표적인 파손 형상을 Fig. 14에 보였다. 패치의 인장 파손이 주를 이루었던 정적하중의 경우와는 달리, 피로하중 하에서는 접착면을 따라가면서 접착면 인근 복합재 층에서의 층간분리와 층내파손이 넓게 발생하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 손상된 복합재 구조물의 접착 수리를 위한 가압장치를 개발하고 시험을 통해 그 성능을 검증하였다. 상온건조 조건에서의 인장강도 시험과 피로시험, 흡습 후 정적 인장강도 시험을 통해, 개발한 가압장치로 수리한 시편의 구조적 성능을 확인하였다. 1 기압의 외부하중을 가하여 패치로 수리한 복합재 적층판에 대한 위 세 가지 조건에서의 시험 결과, 본 연구에서 제안한 공정을 사용하여 수리한 시편의 강도가 동일한 조건으로 오토클레이브에서 수

리한 시편의 강도보다 데이터 분산 범위 내에서 약 2~3% 더 우수한 결과를 보임을 확인하였다. 본 연구에서 사용된 가압장치는 1 기압까지만 압력을 가할 수 있도록 제작되었지만 일부 부품의 교체만으로도 추가적인 압력을 가하는 것이 가능하다. 따라서 개발된 가압장치는 향후 복합재 구조물의 현장 수리에 유용하게 사용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 2017년 산업통상자원부 및 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원(R0004399)과, 2017년 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(NRF-2017R1A5A1015311).

REFERENCES

- Lee, D.G., Jeong, M.Y., Choi, J.H., Cheon, S.S., Chang, S.H., and Oh, J.H., *Composite Materials*, Hongrung Pub. Co., Seoul, Republic of Korea, 2007.
- Davies, C.R., and Ilciewicz, L., *CMH-17 Vol.3 Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis*, SAE International, Warrendale, PA, USA, 2012.
- Yoo, J.S., Truong, V.H., Park, M.Y., Choi, J.H., and Kweon, J.H., "Parametric Study on Static and Fatigue Strength Recovery of Scarf-patch-repaired Composite Laminates," *Composite Structures*, Vol. 140, 2016, pp. 417-432.
- Kim, C.H., Yoo, J.S., Byeon, C.S., Ju, H.W., Park, M.Y., Choi, J.H., and Kweon, J.H., "Failure Characteristics of Scarf Patch-repaired Composite Single-lap Joints," *Composites Research*, Vol. 29, No. 3, 2016, pp. 117-124.
- Truong, V.H., Yoo, J.S., Kim, C.H., Park, M.Y., Choi, J.H., and Kweon, J.H., "Failure Load Prediction of Laminates Repaired with a Scarf-bonded Patch Using the Damage Zone Method," *Advanced Composite Materials*, Vol. 26, No. 2, 2017, pp. 115-133.
- Baker, A., Gunnion, A.J., and Wang, J., "On the Certification of Bonded Repairs to Primary Composite Aircraft Components," *The Journal of Adhesion*, Vol. 91, No. 1-2, 2015, pp. 4-38.
- Baker, A., *Development of a Hard-Patch Approach for Scarf Repair of Composite Structure*, Defense Science and Technology Organisation Report TR-1892, Australia, 2006.
- Campilho, R.D.S.G., De Moura, M.E.S.F., Pinto, A.M.G., Morais, J.J.L., and Domingues, J.J.M.S., "Modelling the Tensile Fracture Behaviour of CFRP Scarf Repairs," *Composites: Part B*, Vol. 40, No. 2, 2009, pp. 149-157.
- Ashrafi, M., Smith, B.P., Devasia, S., and Tuttle, M.E., "Embedded Resistive Heating in Composite Scarf Repairs," *Journal of Composite Materials*, Vol. 51, No. 18, 2016, pp. 2575-2583.
- Kong, C.D., Park, H.B., Lee, K.S., and Shin, S.J., "Investigation on Strength Recovery after Repairing Impact Damaged Aircraft Composite Laminate," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 38, No. 9, 2010, pp. 862-868.
- Park, H.B., "A Study on 4 Point Bending Strength of Carbon/epoxy Face Sheet and Honeycomb Core Sandwich Composite Structure after Open Hole Damage," *Composite Research*, Vol. 27, No. 2, 2014, pp. 77-81.
- Kumar, S., Abhishek, G., Ullattil, A., Elangundran, T.V.A., Bhowmik, S., Devadathan, S., Kim, C.G., and Baluch, A., "Effect of Atmospheric Pressure Plasma Treatment for Repair of Polymer Matrix Composite for Aerospace Applications," *Journal of Composite Materials*, Vol. 50, No. 11, 2016, pp. 1497-1507.
- Benard, Q., Fois, M., Grisel, M., and Laurens, P., "Surface Treatment of Carbon/epoxy and Glass/epoxy Composites with an Excimer Laser Beam," *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. 26, No. 7, 2006, pp. 543-549.
- Kim, J.K., Kim, H.S., and Lee, D.G., "Investigation of Optimal Surface Treatments for Carbon/epoxy Composite Adhesive Joints," *Journal of Adhesion Science and Technology*, Vol. 17, No. 3, 2003, pp. 329-352.
- Burkholder, G.L., Kwon, Y.W., and Pollak, R.D., "Effect of Carbon Nanotube Reinforcement on Fracture Strength of Composite Adhesive Joints," *Journal of Materials Science*, Vol. 46, No. 10, 2011, pp. 3370-3377.
- Miller, R.J., Taylor, D.F., and Matsen, R., *Magnetic Heating Blanket*, U.S. Patent, No. 8,330,086, 2012.
- Cytec Engineered Materials, (2011), "FM300-2 Film Adhesive," http://www.cytec.com/sites/default/files/datasheets/FM_300-2_092711.pdf (accessed December 10, 2017).
- Pethrick, R.A., "Design and Ageing of Adhesive for Structural Adhesive Bonding - A Review," *Journal of Materials: Design and Application*, Vol. 229, No. 5, 2014, pp. 349-379.
- Higgins, A., "Adhesive Bonding of Aircraft Structures," *International Journal of Adhesion & Adhesives*, Vol. 20, No. 5, 2000, pp. 367-376.
- Whittingham, B., Baker, A.A., Harman, A., and Bitton, D., "Micrographic Studies on Adhesively Bonded Scarf Repairs to Thick Composite Aircraft Structure," *Composite: Part A*, Vol. 40, No. 9, 2009, pp. 1419-1432.
- Chester, R.J., and Roberts, J.D., "Void Minimization in Adhesive Joints," *International Journal of Adhesion and Adhesives*, Vol. 9, No. 3, 1989, pp. 129-138.
- Baker, A.A., and Jones, R., *Bonded Repair of Aircraft Structures*, Martinus Nijhoff Pub. Co., Dordrecht, Netherlands, 1988.