

복합재 패치로 보수된 알루미늄 패널의 피로균열 성장거동과 AE신호의 유형인식

Fatigue Crack Growth Behavior of and Recognition of AE Signals from Composite Patch-Repaired Aluminum Panel

김성진*, 권오양**†, 장용준*

Sung-Jin Kim*, Oh-Yang Kwon**† and Yongjoon Jang*

초 록 사용 중인 항공기 구조를 모사하여 리벳구멍 주위에 피로균열이 존재하는 AA2024-T3 박판을 CFRP 복합재 패치로 접합하여 보수한 후 피로균열 성장거동을 음향방출(AE)을 측정하면서 관찰하였다. 패칭의 효과로 균열성장속도의 뚜렷한 감소와 균열이 인접한 리벳 구멍으로 전파되는 시간을 지연시키는 효과가 있음을 확인하였다. 그리고 패칭 후 균열성장에 의해 탐지된 신호와 패치와 알루미늄 사이의 접합계면 분리에 의한 신호의 구별 가능성을 다변량 자료분석 기법인 주성분분석을 통해 알아보았다. 그 결과 균열성장에 따른 AE신호는 계면분리에 따른 AE신호에 비해 중심주파수가 높고 작은 에너지를 가지는 반면, 계면분리 신호는 균열성장 신호에 비해 상승시간이 길고 중심주파수가 상대적으로 낮으며 비교적 큰 에너지를 가진 것으로 나타났다. 따라서 AE신호의 유형인식 방법은 AE 발생원의 위치표정 결과와 결합할 경우 패치 접합으로 보수된 구조에서의 피로균열 성장거동을 예측하는 방법으로 충분히 활용될 수 있다.

주요용어: 복합재 패치, 피로균열, 음향방출(AE), 위치표정, 주성분 분석

Abstract The fatigue crack growth behavior of a cracked and patch-repaired AA2024-T3 panel has been monitored by acoustic emission(AE). The overall crack growth rate was reduced. The crack propagation into the adjacent hole was also retarded by introducing the patch repair. AE signals due to crack growth after the patch repair and those due to debonding of the plate-patch interface were discriminated by using the principal component analysis. The former showed high center frequency and low amplitude, whereas the latter showed long rise time, low frequency and high amplitude. This type of AE signal recognition method could be effective for the prediction of fatigue crack growth behavior in the patch-repaired structures with the aid of AE source location.

Keywords: Composite Patch, Fatigue Crack, Acoustic Emission(AE), Source Location, Principal Component Analysis

1. 서 론

알루미늄 금속재인 항공기 기체구조의 보수에는 전통적으로 균열이 발생한 부위를 잘라내고 리벳을 사용하여 알루미늄 패치를 기계적으로 결합하는 방법이 사용되었으나 1970년대 이후로는 복합재 패치

를 접합하여 보강하는 방법이 항공 선진국에서 개발되어 제한적이거나 항공기 구조의 보수에 실제로 적용되고 있다[1]. 복합재 패치 접합에 의한 보수는 균열부로부터 패치로 훨씬 더 일정하고 효율적인 하중전달이 이루어지므로 응력집중이 덜하고, 접착제에 의해 계면이 밀봉되기 때문에 크레비스 부식

(crevice corrosion)과 누설(leakage)의 위험을 감소 시키며, 시공이 쉬운 장점이 있다. 특히, 복합재료는 특정방향으로의 강도와 강성이 우수하므로 균열의 주응력 방향을 찾아 패치보수를 함으로써 패치 효율을 증가시킬 수 있다. 한편 상대적으로 항공산업의 역사가 짧은 국내에서는 최근에 와서 이 문제를 인식하고 학계 일부에서 손상보수에 관한 연구결과[2-5]를 발표하였으나 국내에서는 아직도 이에 대한 연구가 매우 적으며 연구결과도 거의 기초연구에 머무르고 있어서 실제로 항공기 보수에 적용한 사례는 보고된 바 없다. 그러나 우리나라 항공산업에서도 21세기에는 선진국의 경우처럼 비용절감 차원에서 오래된 항공기의 운항이 늘어날 것으로 예상된다.

복합재 패치로 보수된 구조의 신뢰성 확보를 위해서는 피로시험은 물론 이에 병행하여 본격적으로 결함의 성장을 감시할 수 있는 실시간 측정 또는 평가기법의 개발이 필요하다. 지금까지 보수 부위 내의 균열 선단의 위치를 예측하기 위하여 와전류 탐상 또는 방사선투시, 접착면 분리의 형태와 크기 측정에 초음파 C-scan, 적외선화상법, 유도초음파법 등이 시도되었다. 그러나 대부분이 정적 강도 또는 피로시험에 부수적으로 활용되어 결함의 존재를 확인하는데 그쳤을 뿐[6-9], 패치효율을 결정짓는 균열 성장률 측정 시 기존 균열의 성장과 접착면 분리의 경쟁적 상관관계를 입증하거나 복합재 패치로 보수된 구조에서 균열성장과 접착면 분리신호를 실험적으로 구별함으로써 이러한 구조가 실제로 사용되었을 때 실시간에 성장하는 결함에 의한 위험도와 수명예측이 가능하도록 접근한 연구는 보고된 바 없다. 본 연구에서는 이미 수행한 항공기용 알루미늄 합금의 피로균열 전파에 관한 연구[10]를 기초로 복합재 패치로 보수된 2024-T3 박판에서의 피로균열성장 거동과 복합재 패치로 보수된 구조에서 피로균열의 재성장과 알루미늄-패치 간 접착면 분리를 실험적으로 구별할 수 있는 방법을 개발하고자 하였다.

2. 실험

실험에 사용한 시편은 AA2024-T3 알루미늄 박판(350 X 276 X 1.6 mm)의 중앙에 직경 3.2 mm의 리벳 구멍을 20 mm 간격으로 5개 뚫었으며, 표면에 4개의 AE센서를 사각형으로 배치하였다. 리벳구멍은

방전가공(EDM)하였고 그 주위는 폴리싱으로 스크래치를 최대한 제거하여 배율 100배의 광학현미경으로 균열을 관찰하기에 용이하게 하였다. 피로시험기는 10 ton 용량의 서보유압식(Servopac-10, Saginomiya, Japan)이고 인장-인장 피로하중에 의한 원거리 최대응력은 102 MPa, 응력비(R)는 0.2, 하중주파수는 5 Hz로 하였다. Fig. 1은 실험에 사용된 대상체(시편)와 센서의 배치를 개략적으로 보여준다.

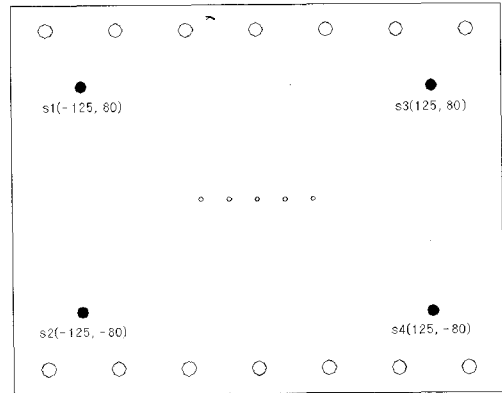


Fig. 1 Geometry of the specimen with a rectangular array of AE sensors

AE측정은 4채널 신호처리모듈(FTM4000, Digital Wave, US)과 PC에 있는 A/D보드(CS225, Gage, Canada)를 사용하였고, 사용된 PZT센서(B1025, Digital Wave, US)는 50 kHz~2 MHz 대역에서 비교적 flat response를 보여주는 광대역형이다. 실험에서 문턱값(threshold)은 0.1V로 설정하였고, 피로시험기에서 발생하는 잡음을 고려하여 trigger gain을 21 dB 증폭하였다. 또한 탐지된 AE신호는 프리앰프에서 40 dB 증폭하고 메인앰프에서 21 dB 추가로 증폭하여 총 82 dB 증폭한 다음 위치표정 기능으로 균열의 발생위치를 예측하는데 이용하였다. AE신호 파형은 5 MHz의 샘플링속도로 2048개의 데이터로 디지털화하여 저장하였다. 균열의 관찰 및 길이 측정을 위하여 이동식 광학현미경(PRM-D, Pika Seiko, Japan)을 사용하였고, CCD 카메라(SDC-4304, Samsung Aerospace, Korea)와 연결하여 관찰 및 기록을 용이하게 하였다. 균열사진의 기록에는 이미지캡처 프로그램(PowerVCR II)을 사용하였다. Fig. 2는 전체적인 실험장치의 구성도를 보여준다.

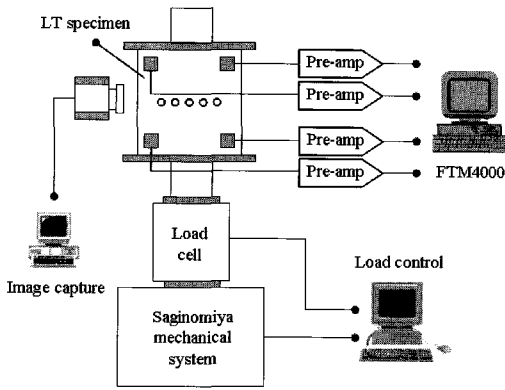


Fig. 2 A schematic diagram of experimental setup

3. 실험결과 및 고찰

3.1. 패치효과

패치효과를 평가하기 위하여 2종류의 시편(1번, 2번)을 준비하여 피로시험을 수행하였으며, 1번 시편은 알루미늄 패널만으로, 2번 시편은 이미 균열이 있는 시편에 패치로 보강하여 피로하중을 가한 것을 나타낸다. 사용된 시편에는 5개의 hole이 있고 균열은 1개의 hole에서 양쪽으로 2개가 발생할 수 있으므로 시편에는 총 10개의 균열이 발생할 수 있다. 발생된 균열을 쉽게 나타내기 위해서 Fig. 3 과 같이 hole에는 로마숫자로, hole의 양쪽에 균열이 발생할 것으로 기대되는 위치에는 아라비아 숫자로 번호를 붙였다.



Fig. 3 Numbering of cracks at both sides of each rivet hole

1번 시편은 균열이 발생하고 성장하여 시편에 있는 5개의 hole이 모두 연결된 후에 종료하였고, 2번 시편에서는 일단 피로하중에 의해 최대 5 mm의 예비균열 생성을 목표로 설정한 결과 3개의 hole에서 길이 5.04 mm(10번), 3.21 mm(9번), 2.1 mm(6번), 0.6 mm(4번)의 균열을 얻은 후 복합재 패치를 적용하기 위한 준비를 하였다. 연구에서 사용한 패치는 카본-에폭시 복합재이고 두께가 0.122 mm인 프리프레그(UIN125B, SK Chemicals)로 적층하였다.

사용된 패치의 최고두께는 0.61 mm(5-ply)이고, 주응력과 평행하게 일방향(unidirectional)이며 도그본(dog bone)모양으로 적층하였다. Fig. 4는 리벳구멍 주위로 균열이 있는 알루미늄 패널에 패치를 부착한 시편의 형상을 보여준다.

패치 부착 시 완전한 집착을 위하여 알루미늄과 복합재 패치 모두 사포, 아세톤, MEK 등으로 적절

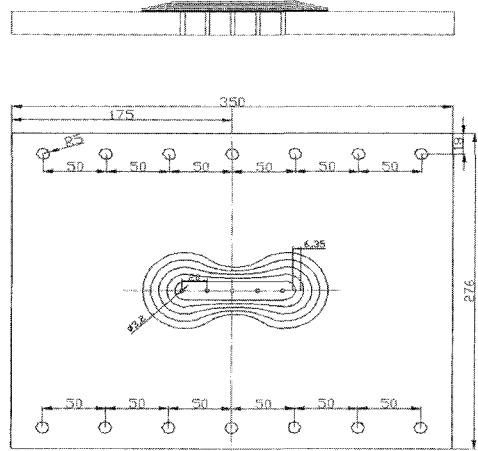
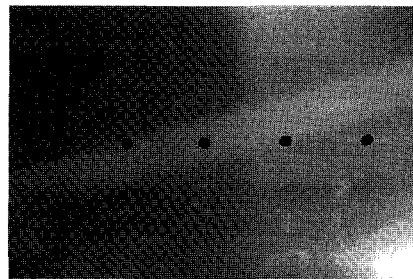


Fig. 4 Geometry and dimension of the patched specimen



(a)



(b)

Fig. 5 Photographs of the fatigue-cracked and patched specimen; (a) before patching and (b) after patching

한 표면처리를 실시하였다. 그 다음에 필름형 접착제(BMS5-101, Heatcon)를 사용하여 패치를 부착하고 진공백 성형공정으로 온도와 압력을 가하여 패치가 부착된 2번 시편을 완성하였다. Fig. 5는 패치를 붙이기 이전과 패치를 붙인 이후의 시편을 보여준다. 패치가 부착된 2번 시편은 1번 시편과 동일한 하중조건으로 피로시험을 실시하여 2개의 시편으로부터 얻은 데이터를 비교 분석하였다.

Fig. 6에 1번과 2번 시편에서 10번 균열의 성장 거동을 나타내었다. 10번 균열은 가장 오른쪽 hole의 오른쪽 가장자리에서 바깥쪽으로 성장하는데 1번 시편의 경우에는 45,000 cycle 동안 길이 32.12 mm 균열로 성장하였고, 패치를 붙인 2번 시편의 경우에는 137,000 cycle 동안 30.02 mm의 균열로 성장하였다. 따라서 패치를 붙인 2번 시편의 피로수명은 1번 시편에 비해서 3배로 증가함을 알 수 있다. Fig. 7은 1번과 2번 시편에서 피로균열이 성장하여 hole과 hole이 연결되는 과정에 따른 균열의 성장 거동을 보여주는데 hole의 연결순서에 따라 (a), (b), (c), (d)로 나타내었다. 패치를 붙인 2번 시편의 피로수명은 패치를 하지 않은 1번 시편에 비해서 (a)의 경우 피로수명이 2.6배, (b)의 경우 3.6배, (c)의 경우 패칭하지 않은 시편에서는 거의 순간적으로 연결되었으나 패치로 보강한 시편에서는 약 90,000 cycle이나 걸렸으며, 최후에 연결된 (d)의 경우 패칭하지 않은 시편에서는 역시 거의 순간적으로 연결되었으나 패치로 보강한 시편에서는 실험이 종료될 때까지, 즉 10번 균열이 지나치게 성장하여 패치 가장자리에 도달할 때까지 겨우 2mm 정도만 성장하여 비교할 수 없을 정도로 피로수명이 증가하였다. 이와 같이 패치를 접합하지 않은 1번 시편은 초기 단균열이 발생해서 장균열로

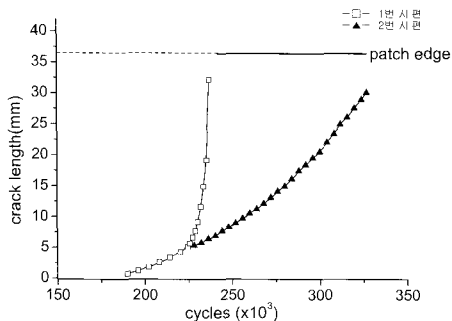
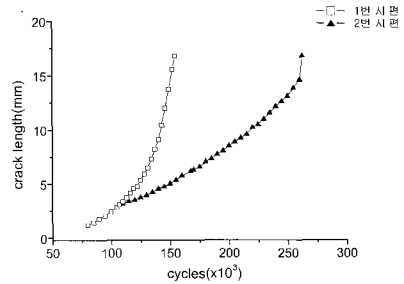
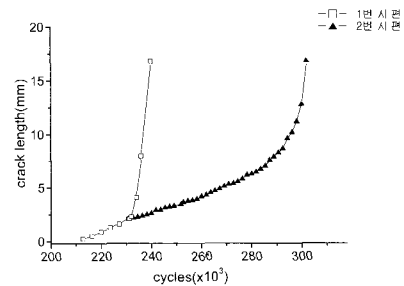


Fig. 6 Growth behavior of the crack 10 in specimen No. 1 and No. 2

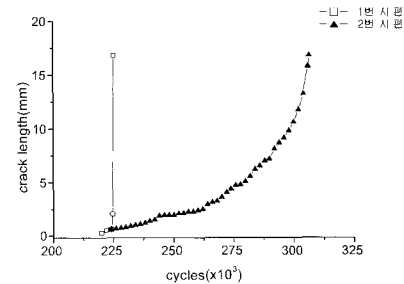
성장할 때 사이클이 진행함에 따라서 매우 빠른 속도로 균열이 성장하였고, 균열(5.04 mm)이 있는 시편에 패치를 붙인 2번 시편에서는 균열의 재성장



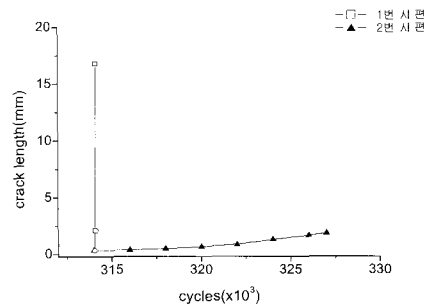
(a) 8-9 cracks joined



(b) 6-7 cracks joined



(c) 4-5 cracks joined



(d) 2-3 cracks joined

Fig. 7 Growth behavior of cracks being joined each other between adjacent holes

속도가 1/3로 감소하고 균열이 인접한 hole로 전파되는 시간을 지연시키는데 뚜렷한 효과가 있음을 확인하였다.

3.2. 패치두께의 영향

패치두께에 따른 패치효과를 살펴보기 위해서 2개의 시편(3번, 4번 시편)을 준비하였다. 3번 시편은 균열이 발생하고 성장하여 5개 hole이 연결된 후 피로시험을 종료하였고, 4번 시편은 5 mm 정도의 예비균열을 만든 후에 패치 3장을 부착한 다음 피로하중을 가하였다. 그 밖의 실험 조건은 1번, 2번 시편과 동일하다. 패치를 하지 아니한 3번 시편보다 패치를 붙인 4번 시편의 피로수명이 1.34배 증가하였다. Fig. 8은 3번과 4번 시편에서 10번 균열의 성장거동을 보여준다. 패치를 5장 붙인 1, 2번 시편의 경우는 앞에서 언급했듯이 피로수명이 3배 증가하였다. 두 가지 경우를 비교해보면 패치 5장을 붙인 시편이 3장을 붙인 시편에 비해서 2배 이상의 균열지연 효과가 있음을 알 수 있다.

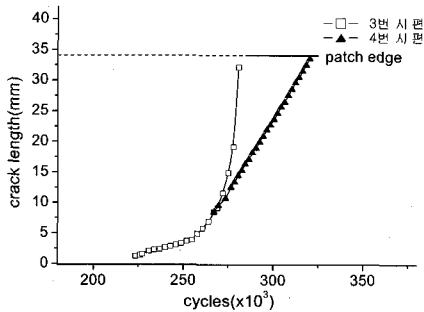


Fig. 8 Growth behavior of the crack 10 in specimens No. 3 and No. 4

3.3. 피로 사이클에 따른 균열 길이와 음향방출 발생수

패치접합 전의 알루미늄 시편(1번 시편)에 대한 피로시험에서는 3000개 이상의 AE신호가 탐지되었으나 패치로 보강한 시편(2번 시편)에 대하여 수행한 피로시험에서는 시험 중 발생하는 주기적인 잡음을 제외하고 32개의 AE신호만 탐지되었다. 패치로 보강한 후에도 역시 균열은 지속적으로 성장하고 있으나 패치접합 전의 시편에 비해 월등히 적은 AE신호만이 탐지되는 이유에 관하여 살펴보았다.

여러 가지 검토결과 패치에 의한 신호의 감쇠현상이 그 원인으로 추정되었으며 이를 확인하기 위하여 피로시험을 하지 않은 여분의 패치시편을 가지고 패치 안과 밖에서 연필심파괴로 발생한 파형을 비교해 보았다. Fig. 9에서 보듯이 peak amplitude가 패치하기 전에 비해 1/2이하로 작아진 것을 볼 수 있다. 따라서 지속적인 균열성장에도 불구하고 매우 적은 수의 AE만 발생한 것처럼 보이는 것은 패치에 의한 신호의 감쇠(attenuation)때문에 연필심 신호보다 훨씬 미약한 균열신호는 센서에 미치지 도달하기 전에 소산되어 사라지고 hole과 hole이 연결될 때 발생하는 큰 에너지를 가지는 신호들만 검출된 것으로 생각할 수 있다. 즉, 본 실험에서 사용한 시편과 같은 얇은 박판구조에서는 특성상 전파거리에 따른 분산이 문제가 되고 거기에 패치로 인한 신호의 감쇠가 심해져 탐지 가능한 AE신호의 수가 대폭 줄어든 것으로 볼 수 있다.

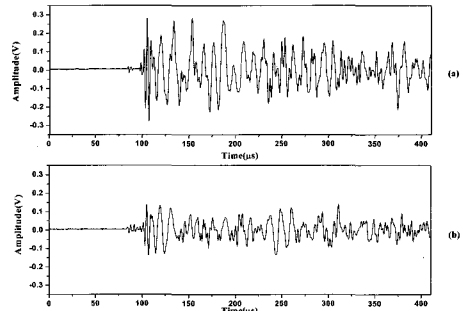


Fig. 9 Effect of composite patch on the attenuation of simulated AE signals by pencil-lead breaks

탐지된 32개 신호의 발생원을 추적하기 위해 사이클에 따른 균열길이와 AE신호의 누적개수를 비교하여 Fig. 10에 나타내었다. 분석결과로 32개의 신호 중에 8-9번, 6-7번, 4-5번 균열이 연결될 때, 즉 62200 cycle에서 3개, 78400 cycle에서 4개, 83800 cycle에서 1개의 신호가 각각 검출된 것으로 확인되었다. 이들 8개의 신호는 hole과 hole이 연결되면서 나온 균열신호로 판단되며 4-5번, 3-4번, 2-3번 hole이 순서대로 모두 연결된 이후에 나온 24개의 신호는 현재로서는 확인하기 어려우나 이전 연구결과를 토대로 생각해보면 균열이 지속적으로 성장하면서 균열면 주위로 패치와 알루미늄 패널 사이의 계면이 분리되면서 발생한 AE신호로 추정

된다. 균열의 성장은 모재인 알루미늄에서 진전하고 분리성장은 접착계면에서 이루어지므로 다음에 피로시험에서 획득한 AE신호 파라미터를 이용한 주성분 분석을 실시하여 균열신호와 계면분리 신호가 분리되는지 알아보도록 하였다.

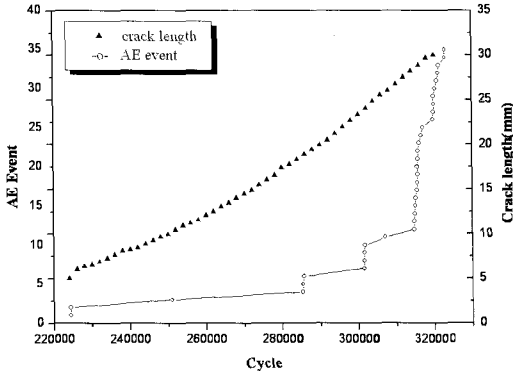
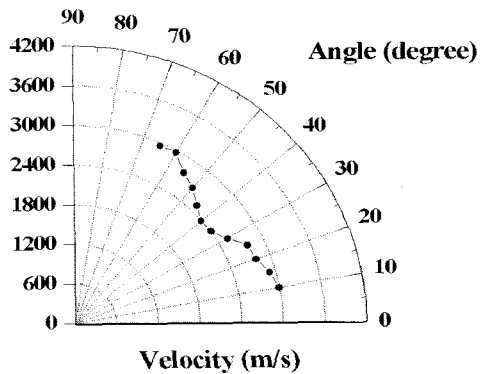


Fig. 10 Cumulative AE events and the crack length vs. number of fatigue cycles

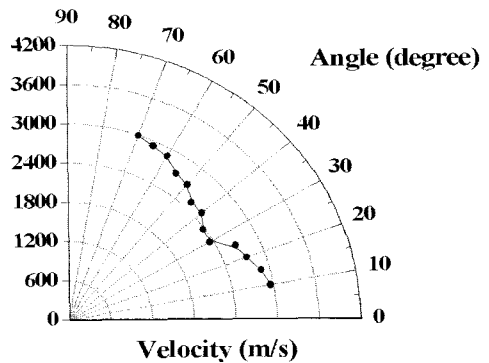
3.4. AE 위치표정

복합재 패치시편에서 초기균열 선단과 접착면의 분리가 일어나는 경계면의 발생 및 전파, 위치 및 방향에 관한 정보를 얻기 위하여 2차원 위치표정을 행하였다. 등방성 재료에서 탄성파의 발생 위치를 결정하기 위해서는 최소 3개의 센서를 삼각형으로 배열하고, 센서 사이의 거리와 각 센서에 도달한 시간차를 이용하여 그 위치를 구할 수 있다. 하지만 이방성 재료인 경우에는 속도가 방향의 함수이므로 이러한 방법으로 발생원의 위치를 결정하기는 매우 어렵다. 복합재 패치로 보강한 시편 역시 방향에 따라 속도가 달라지므로 각도별 속도를 직접 측정하여 이전 연구에서 보고한 바 있는 이방성 위치표정 알고리즘을 이용하여 위치표정을 수행하였다[11]. 그런데 복합재 패치가 균열선단을 기준으로 0.25 in씩 크게 제작된 것이고, 패치접합시 1번 위치에는 균열이 없으나 10번 위치에는 5.04 mm의 균열이 존재했으므로 복합재 패치시편의 상·하는 대칭형태이지만 좌·우는 비대칭형상이다. AE 위치표정에서는 알루미늄에 접합된 패치를 관심영역(region-of-interest, ROI)으로 설정하였으며 시편의 좌·우에서 패치로 접합된 영역이 완전히 포함되도록 각각 10°부터 65°까지 5°간격으로

각도별 속도측정을 실시하여 위치표정 알고리즘에 반영하였다. Fig. 11은 이렇게 측정된 각도별 속도의 분포를 보여주고 있다. 패치 바깥쪽인 10°와 65°에서 평균 2974.4 m/s의 최대속도를 보였고 패치를 통과하는 중간 각도(30~40°)에서 최소 2342.5 m/s까지 서서히 감소하였다가 다시 증가하였다. 이것은 패치의 모양이 도그본 형태이기 때문이며 또한 좌·우가 비대칭이기 때문에 시편 좌·우에서 측정된 가장 작은 속도의 각도가 10°정도의 차이를 보였다.



(a)



(b)

Fig. 11 Experimentally measured wave velocities with different angles at 5°interval; (a) origin at left side and (b) origin at right side of specimen

이렇게 구한 각도별 속도를 이용하여 연필심 파괴 위치표정의 정확도를 확인한 결과 평균오차가 2.3 mm였고 이것은 알고리즘의 특성상 오차범위에 속하는 수치이다. 실제 패치시편에서 피로시험 동안 탐지된 32개의 AE신호를 등방성 재료인 Al에서

의 속도 2980 m/s를 대입하여 측정장비에 내장된 기능을 사용하여 위치표정한 결과와 위에서 구한 각도별 속도분포를 이용한 이방성 위치표정 알고리즘으로 구한 위치표정결과를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 12(a)에서 보는바와 같이 전통적인 위치표정 방법을 이방성재료에 적용할 때 각 센서에 신호의 도달시간차가 같은 정중앙에서 발생하는 균열신호의 위치표정을 제외하고 AE신호의 발생원이 중앙에서 멀어질수록 위치표정의 오차는 매우 커지고 정확도는 현저히 떨어지게 된다. 따라서 리벳구멍 주위로 위치표정된 신호들은 시편의 중앙부근에서 생긴 AE발생원에 기인한 것으로 볼 수 있으며 그 외에는 표정된 신호의 위치가 균열면에서 많이 벗어나 있다. Fig. 12(b)에서는 탐지된 모든 신호들이 피로손상이 집중될 것으로 예상되는 리벳구멍 주위로 위치표정 되었다. 그러나 이러한 결과가 실제 피로손상과 일치하는지의 여부는 실시간에 확인하기는 어렵고 방사선 투시와 초음파 C-scan을 이용하여 보수부내의 균열선단위치, 접착면 분리의 형태와 크기 등을 확인해 볼 수 있을 것이다.

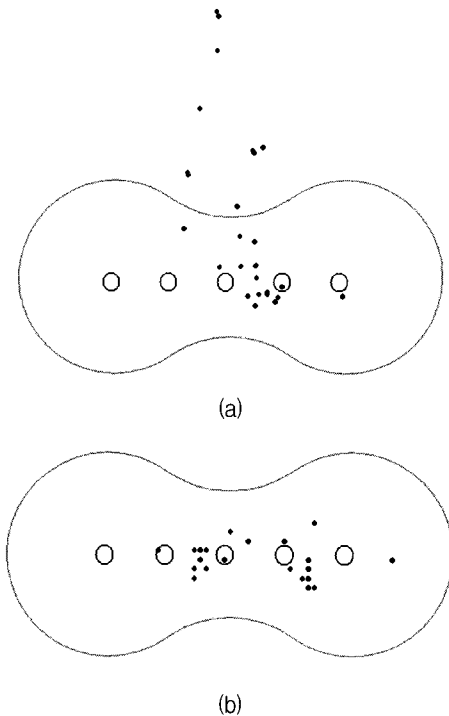


Fig. 12 Results of source location in patch-repaired specimen; (a) conventional threshold method and (b) anisotropic source location algorithm

3.5. AE신호 유형인식

패치 접합 전·후에 1번, 2번 시편을 가지고 수행한 피로시험의 여러 단계에서 동일한 센서에서 취득한 AE신호의 파형을 Fig. 13에 나타내었다. 각 파형의 오른쪽 숫자는 신호를 취득한 시점의 피로하중 사이클 수를 나타낸다. Fig. 13(a)는 패치를 접합하기 전 알루미늄 시편에서 피로균열이 발생, 성장하는 단계별로 얻은 파형들을 나열한 것이다. Fig. 13(b)는 Fig. 13(a)에서 발생한 피로균열이 약 5 mm까지 성장한 다음 CFRP 복합재 패치를 접합하여 보강하고 다시 피로시험을 수행한 경우에 취득한 신호 파형들이며 파형자체만으로는 Fig. 13(a)와 구별되는 신호를 찾아보기 어렵다.

Fig. 13(a)중에서 몇몇 신호를 선택하여 FFT 처리해 본 결과 150-200 kHz, 220-410 kHz 등의 다양한 주파수 대역을 갖는 신호들이 존재하였다. cycle 대 event 곡선과 피로시험도중 일정 사이클마다 측정된 균열길이 데이터를 신호검출 시간과 비교하여 분석한 결과 hole에서 균열이 생겨 성장하는 동안

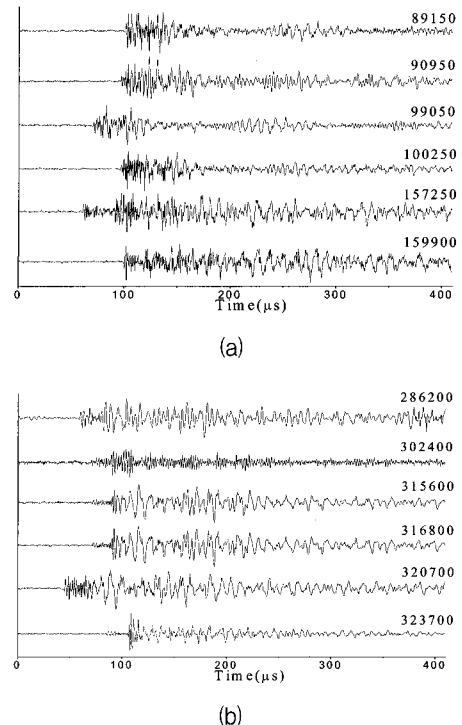


Fig. 13 Series of waveform detected at various stage of fatigue; (a) before patching and (b) after patching

에 검출된 신호는 비교적 광대역이고 220-410 kHz의 중심주파수를 갖는 것을 알 수 있었다. 반면에 균열이 성장하여 끝내 hole이 연결되면서 나오기 시작한 신호는 그보다 상대적으로 낮은 150-200 kHz의 중심주파수를 보임을 확인하였다. 그리고 Fig. 13(b)의 각각의 신호를 FFT한 결과는 Fig. 13(a)의 신호와 비교했을 때 신호의 크기가 50%이상 감소하였고 200-500 kHz의 다양한 중심주파수를 갖는 신호들이 먼저 발생한 다음 말기로 갈수록 170-200 kHz의 일정한 대역의 중심주파수를 갖는 신호가 지배적임을 알 수 있었다.

그러나 이러한 AE신호 파형과 FFT 분석만으로는 균열이 성장하면서 생기는 신호군과 패치와 알루미늄의 접합계면 분리에 의한 신호군을 구별하기가 사실상 불가능하다. 그러므로 피로시험에서 취득한 AE신호로부터 얻은 AE신호 파라미터를 이용한 주성분 분석(principal component analysis)을 실시하여 균열신호와 균열신호와는 다른 AE발생원으로부터 들어오는 신호를 구별할 수 있는 가능성을 확인하였다. 주성분 분석을 위한 data set으로는 첫째, 알루미늄 패널만으로 피로시험하여 균열성장도중에 탐지한 AE신호들 중에서 무작위로 10개를 선택하여 사용하였고 둘째, 복합재 패치로 보강한 시편에서 취득한 32개의 신호를 더하여 총 42개의 AE data set을 구성하였다. 그런데 아쉽게도 본 실험에 사용된 AE장비에서는 따로 AE신호 파라미터의 추출이 불가능하여 42개의 취득한 파형으로부터 직접 AE신호 파라미터를 측정 조사하였고 측정된 파라미터들은 Table 1과 같다.

특히 파라미터 중에서 중심주파수(FR)는 다음과 같은 절차를 통해 구하였다. 먼저 신호의 파형데이터에서 FFT를 통해 파워스펙트럼을 얻고 파워스펙트럼의 모멘트를 정의한 후[12], 각 주파수에 대한 파워스펙트럼밀도의 총합을 전달되는 에너지의 총량을 의미하는 파워스펙트럼 밀도곡선 아랫부분의

Table 1 AE parameters extracted from AE waveforms

Parameter	Meaning
FR	center frequency
PA	peak amplitude
RT	rise time
SR	peak amplitude / rise time
EN	energy

면적으로 나누면 파워스펙트럼 밀도곡선의 중심을 나타내고 물리적으로는 신호에너지의 양에 관계하는 신호의 중심주파수를 나타내게 된다.

또한 상승시간(RT)은 하나의 음향방출에서 신호의 중요정보는 파형의 앞부분에 존재한다는 것에 착안하여 취득한 신호들의 파형을 비교 분석한 후, wavelet(bior3.9)을 이용하여 7개의 level로 신호를 분해한 다음 각각의 level에서 문턱값을 설정하여 Fig. 14에서 보는 바와 같이 신호 파형의 시작점에서부터 80 μ s만큼 남기고 나머지 부분은 디노이징으로 모두 필터링한 다음 측정하였다. 끝으로 신호의 에너지(EN)는 신호의 음의 전압값 x 를 $\sqrt{x^2}$ 하여 모두 양의 전압값으로 만든 후 포락선 아래의 면적으로 구하였다.

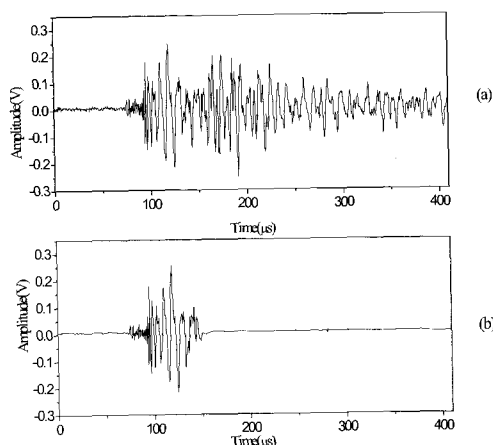


Fig. 14 Processing of waveforms for the extraction of AE parameters; (a) original signal and (b) filtered signal

일반적으로 특징변수들 간에 선형종속적인 관계가 지나치게 큰 경우 적어도 한 개의 특징변수는 다른 특징변수들로 설명될 수 있으므로 특징변수로서의 역할을 할 수 없게 된다. 따라서 각 AE신호 파라미터들 간의 상관분석을 통하여 적절한 파라미터를 선택한 후 주성분 분석을 실시하였다. Table 2는 파라미터들 사이의 상관관계를 분석한 결과이다. 여기서 상관계수의 절대값이 1에 가까울수록 두 변수 사이의 상호의존성은 높고 0에 가까워질수록 상호의존성은 떨어진다. Table 2에 나타난 바와 같이 상관계수 0.86 및 0.66의 강한 상관계수를 가지는 PA를 제거하여 총 4개의 변수를 분석에 사용하였다.

Table 2 Result of correlation analysis with AE parameters

	FR	PA	RT	SR	EN
FR	1				
PA	-0.16	1			
RT	-0.51	-0.17	1		
SR	0.14	0.66	-0.60	1	
EN	-0.31	0.86	-0.06	0.57	1

패치시편에 대한 피로시험에서 균열이 성장하는 신호와 계면분리 신호를 구별하기 위해서 주성분 분석을 실시한 결과는 Table 3과 같다. 전체 4개의 주성분에서 제1주성분, 제2주성분이 전체 데이터 변이의 85% 이상을 차지하는 것으로 분석되었다.

Table 3 Eigenvalues of principal components

Principal component	Eigenvalue	Percentage proportion
1	1.9266	48.17
2	1.4915	37.29
3	0.38345	9.58
4	0.19845	4.96

제1주성분과 제2주성분을 이용하여 구한 특징값-특징값 선도를 Fig. 15에 나타내었다. 그림에서 보듯이 바와 같이 2개의 신호군으로 분류되었다. 구별된 각각의 신호들을 분석한 결과, 패치시편에서 hole과 hole이 연결되면서 나온 균열신호들과 알루미늄 패 널만의 피로시험에서 나온 신호들 대다수는 제1주 성분으로는 구별할 수 없었고 제2주성분이 음의 값을 나타내었다. 반면에 균열신호와와는 다른 접합계면분리 신호로 추정되는 신호들은 제1주성분과 제2주성분 모두 양의 값을 가졌다. 즉, 균열성장신호는 제2주성분이 음의 값을 가지면서 제1주성분 값에 대하여 분산되어 있으나 계면분리신호는 제1주성분과 제2주성분에 대하여 분산되어 있지 않고 일정범위 이내에 집중되었다. 분리된 신호군에 속하는 신호들의 AE신호 파라미터를 분석한 결과 균열이 성장하면서 발생하는 신호는 계면분리 신호에 비해 상승시간이 짧고 중심주파수가 높고 작은 에너지를 가졌고 반면에 계면분리 신호는 균열성장 신호에 비해 상승시간이 길고 중심주파수가 상대적으로 낮으며 비교적 큰 에너지를 가지는 것을 확인할 수 있었다.

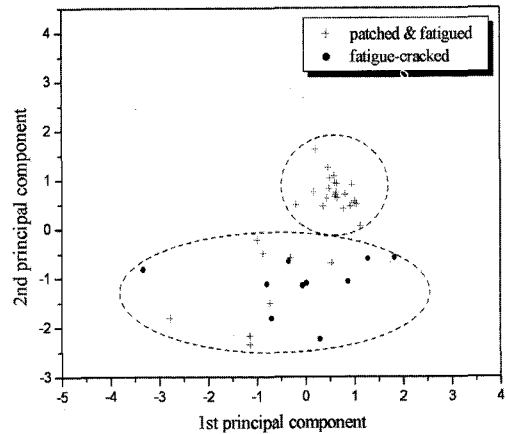


Fig. 15 Fatigue feature plot for the patch-repaired thin aluminum plate by the first two principal components

실제로 패치시편에서 hole과 hole이 연결되면서 발생한 신호 외에는 앞에서 논의했듯이 패치에 의한 감쇠효과로 지속적인 균열성장에도 불구하고 신호를 탐지하지 못하였다. 그러다가 hole IV와 hole V가 연결되고 그 후 hole III과 hole IV를 거쳐 hole II와 hole III도 연결된 후에야 상대적으로 많은 24개의 신호가 피로시험 중반부에 탐지되었다. 앞에서 설명한 AE 위치표정(Fig. 12)과 주성분분석(Fig. 15) 결과를 비교해보면 처음으로 균열이 연결된 hole IV와 hole V의 주변으로 균열신호가 집중하여 위치표정 되었고 이후에 순서대로 6-7번, 4-5번 균열이 연결되면서 4-5번 균열위치에서 계면분리 신호가 집중적으로 위치표정 되었다. 이것은 균열성장이 커지면서 hole들이 연결이 되고 그 후에 패치와 알루미늄 사이의 접합계면이 크게 분리되는 순서로 피로손상이 발생된 결과라고 볼 수 있다. 따라서 균열신호에 비해 계면분리에 의한 신호가 큰 에너지 값을 갖는 것이라 판단된다. 그러므로 위치표정 결과를 기본으로 하여 Fig. 15와 같이 주성분 분석 결과를 이용할 경우 균열성장신호와 접합계면분리 신호의 분류가 가능하다.

4. 결론

복합재 패치로 보수된 항공기 구조용 알루미늄 박판의 피로균열 성장거동을 살펴본 결과 패칭효과로 인한 균열성장의 지연을 확인하였다. 또한 AE

위치표정과 주성분 분석에 의해 복합재 패치로 보수된 구조에서 균열성장 신호와 접촉면 분리 신호를 실험적으로 구별할 수 있음을 확인하였다. 지금까지의 주요 연구결과를 요약하면 다음과 같다.

1. CFRP 복합재 패치(5-ply)로 보수한 알루미늄 박판구조에서 피로수명은 패치효율과 패치두께 등의 조건에 따라 달라질 수 있으며 본 실험에서 사용된 시편에서는 최소 2.6배 이상 피로수명이 증가하였다.
2. 패칭한 시편의 피로시험에서 지속적인 균열성장에도 불구하고 매우 적은 수의 AE만 탐지된 것은 패치에 의한 신호의 감쇠(attenuation)로 박판에서 발생하는 미약한 피로균열 신호는 센서에 미치지 도달하기 전에 소산되어 사라지고 다만 hole과 hole이 연결될 때 발생하는 균열신호와 hole들이 모두 연결된 후 균열면 주위로 접합계면이 크게 분리되면서 발생한 비교적 큰 에너지를 갖는 신호들만 검출된 것으로 판단된다.
3. 복합재 패치로 보수된 알루미늄 패널은 이방성 구조이므로 각도별 탄성파의 속도분포를 이용하여 위치표정한 결과 피로손상이 집중될 것으로 예상되는 리벳구멍 주위로 위치표정 되었다.
4. 주성분 분석을 이용하여 균열성장 신호와 계면 분리 신호의 구별이 가능하였으며 특히 제2주성분 값은 패치와 알루미늄 사이의 접합계면분리 신호는 양의 값을, 균열성장 신호는 음의 값을 나타내었다.

후 기

본 연구는 2003년 한국학술진흥재단의 학술연구비에 의하여 지원되었음.(KRF-2003-041-D20010)

참고문헌

- [1] A. A. Baker, "Introduction and overview," Ch. 1 in *Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*, Elsevier, Oxford, UK, pp. 1-18, (2002)
- [2] 김만원, 박재학, "보강된 판내에 존재하는 균열의 해석 및 보수," 한국항공우주학회지, 제24권 제6호, pp. 86-97, (1996)
- [3] 김위대, "복합재 패치를 이용한 노후 항공기의 중앙균열 보수에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제27권 제8호, pp. 71-78, (1999)
- [4] 정기현, 양원호, 조명래, "보강재로 보수된 균열평판의 파괴역학적 해석 (II)," 대한기계학회 논문집 A, 제24권 제9호, pp. 2246-2251, (2000)
- [5] 강치행, 박근석, "페이스트형 접착제를 이용한 균열 패칭 수리 기법의 실험적 연구", 한국항공우주학회지, 제29권 제4호, pp.116-122, (2001)
- [6] J. J. Schutte and S. Mall, "Fatigue behavior in thick aluminum panels with a composite repair," Proc. 39th AIAA SDM Conference, pp. 2434-2443, (1998)
- [7] C. Soutis, D-M. Duan and P. Goutas, "Compressive behaviour of CFRP laminates repaired with adhesively bonded external patches," *Composite Structures*, Vol. 45, pp. 289-301, (1999)
- [8] J. L. Rose, K. Rajana and J. N. Barshinger, "Guided wave for composite patch repair of aging aircraft," *Review of Progress in Quantitative NDE*, Vol. 15, pp. 1291-1298, (1996)
- [9] N. Rastogi, S. R. Soni and J. J. Denney, "Analysis of bonded composite patch repaired metallic structures: an overview," Proc. 39th AIAA SDM Conf., pp. 1578-1588, (1998)
- [10] Jung-Chan Kim, Oh-Yang Kwon and Sung-Jin Kim, "Detection of fatigue damage in aluminum thin plates with rivet holes by acoustic emission," *J. KSNT*, Vol. 23, No. 3, pp.246-253, (2003)
- [11] Jeong-Kon Kim, Oh-Yang Kwon and Yong-Kyu Kang, "A practical method of acoustic emission source location in anisotropic composite laminates," *J. KSNT*, Vol. 23, No. 3, pp.237-245, (2003)
- [12] Oh-Yang Kwon and Seung-Hwan Lee, "Acousto-ultrasonic evaluation of adhesively bonded CFRP-aluminum joints," *NDT&E International*, Vol. 32, pp. 153-160, (1999)