

## 論文

## 운항 중 실구조물(항공기 축소모델)에서의 탄소섬유강화플라스틱(CFRP)의 음향방출신호 특성에 관한 연구

이경원\*, 안주선\*, 황웅기\*, 이종오\*\*, 이상을\*\*\*, 이보영\*\*\*\*

### A Study on Acoustic Emission Characteristics of CFRP in aircraft operations

Kyung-Won Lee\*, Ju-Seon An\*, Woong-Gi Hwang\*, Jong-Oh Lee\*, Sang-Yul Lee\*\*\*

Bo-Young Lee\*\*\*\*

#### ABSTRACT

Aerospace structures need high stability and long life because many personal injuries can result from an accident and securing structural integrity for various external environments is more important than any other thing. So first of all we must prove the destruction properties for operating environment, have prediction technology about damage evolution and life, and develop an economical non-destructive technology capable of detecting structure damage.

Acoustic emission (AE) have no need of artificial environment like ultrasonic inspection or radio fluoroscopy to emit a certain energy, is a testing technique using seismic signal resulting from interior changes of solids, and enables to observe if any fault is appeared and it grows seriously or not while running.

In this study we suggest the method of structural integrity evaluation for aerospace structures through the acoustic emission technique, for which a model plane was manufactured and an actual operation test was conducted.

**Key Words** : Acoustic Emission(음향방출: AE), Carbon Fiber Reinforced Plastic(탄소섬유강화플라스틱: CFRP), Actual Operation(실운항), Waveform(파형),

#### 1. 서 론

항공우주 구조물은 사고가 일어날 경우 많은 인명 피해가 발생하기 때문에 높은 안정성과 긴 수명을 필요로 하며, 여러 가지 외부 환경에 대한 구조적 건정성(structural integrity)을 확보하는 것이 무엇보다

중요하다. 이를 위해서는 먼저 운용환경에 대한 재료의 파괴특성을 규명하고 결함성장 및 수명에 대한 예측기술이 필요하며, 운용중 구조물의 손상을 탐지할 수 있는 고 신뢰성의경제적인 비파괴 기술의 개발이 절실하다. 현재 항공우주 구조물에서는 계류중 SRM(Structural Repair manual)의 절차에 따라 육안검사를 실시한 후 결함이 발견될 경우 초음파 탐상 및 방사선 검사와 같은 비파괴검사를 실시하는 경우가 대부분이며 실제 운행 중에 실시간 비파괴검사는 실시하고 있지 않다.

하지만, 음향방출(Acoustic Emission: AE)방법의 경우 초음파 검사나 방사선 투시 검사와 같이 어떤 에너지를 주입하기 위한 인공적인 환경이 필요치 않으며, 고체 내부의 변화에 의해 발생한

2010년 11월 20일 접수~2010년 12월 26일 심사완료

\* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

\*\* 한국기계연구원 부설 재료연구소

\*\*\* 한국항공대학교 항공재료공학과

\*\*\*\* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

연락처, E-mail : [bylee@kau.ac.kr](mailto:bylee@kau.ac.kr)

경기도 고양시 화전동 항공대길 100

탄성과 신호를 획득하여 검사하는 방법이기 때문에 가동상태를 유지하면서도 결함의 발생이나 성장유무를 관측하는 것이 가능하다.

이에 본 연구에서는 항공우주 구조물에 음향방출기법을 적용하기 위해 실제 항공기에 사용되고 있는 탄소섬유강화플라스틱(CFRP)를 이용하여, 재료의 특징적인 파괴(기지 균열, 섬유파단, 층간분리)를 유도하는 시편을 제작하였으며, 인장실험과 음향방출기법을 이용하여 데이터를 획득, AE 파라미터, 웨이브폼을 이용하여 각 결함별 신호를 구분하는 선행연구를 진행하였으며, 그 결과를 바탕으로 항공기축소 모델을 제작, 실운항 테스트를 실시하여 음향방출을 이용한 항공우주 구조물의 건전성평가 방법을 제안하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1. Acoustic Emission 방법

음향방출(Acoustic Emission: AE)이란, 미소 파괴를 비롯한 재료 내부의 동적인 변형, 변태, 전위, 파단 등에 의해 탄성파가 발생하는 현상 또는 그로 인해 발생하는 과도적인 탄성파동이다.[3] 이 파동은 그 발생원의 특색을 정보로써 포함하고 있으며, 매체 내부를 전파함에 따라 그 경로 속에 있는 매체가 가지고 있는 파동의 전파 특성에도 영향을 받기 때문에 AE발생원으로부터 어느 정도 떨어진 위치까지 전파된 AE 파동에는 그때까지의 전파 매체에 관한 특색 또한 정보로써 포함되어 있다.

음향방출의 장점으로는 결함탐지 감도가 매우 높으며( $10^{-12}$ m), 대상체의 구조나 결함의 크기·방향 등에 구애 받지 않고 가동 중 실시간 검사가 가능하다. 하지만, 대상체에 응력이 작용하는 동안에만 적용이 가능하며 방대한 데이터량으로 인해 결과 해석이 까다롭다는 단점이 있다.

AE는 초창기에 항공기의 금속 용접에 있어서 구조 결함을 찾아내는데 주로 이용되었고, 1970년대부터는 원자력발전소 구조물의 안전 진단에 이용되기 시작하였으며, 근래에는 다양한 구조물의 신뢰성 평가 등에 이용되고 있다. 특히 AE는 재료평가 시험과 건전성 평가 두 분야에 주로 사용이 된다. 즉, 미소결함 검출과 동시에 파괴기구의 해석 및 구조물이나 부품의 제조 중(출하 검사)이나 공정 중 비파괴 검사수단으로써 이용된다.[4] 음향방출 시험 시 나타나는 신호들을 분석

하기 위해 사용되는 파라미터에는 waveform으로부터 산출되는 Amplitude, Counts, Duration, Energy(Marse), Risetime(Fig 1. 참조)등이 있으며, 주파수 분석과 병행하여 그 특징을 파악한다.

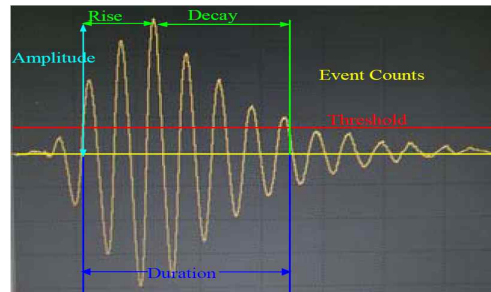


Fig. 1 AE parameter

## III. 실험

### 3.1. CFRP 복합재 제작

본 연구에서 사용한 CFRP 복합재 시편은 Toho Tenax의 PAN 계열 탄소섬유인 Tenax@-J IMS 60 E13 24K 830tex와 Cycom@5276-1 toughened Epoxy Resin로 구성된 프리프레그(prepreg)를 사용하며, 핸드 레이업 방식으로 적층한 후 오토클레이브에 넣어 경화시켰으며 기계적인 물성치는 Table 1.에 나타나 있다.

Table 1. CFRP 물성치

#### a) Tenax@-J IMS 60 E13 24K 830tex 물성치

Tensile Strength (MPa)	5690
Tensile Modulus (GPa)	289
Elongation (%)	1.97
Density (g/cc)	1.79
filament Diameter (m)	$5.0 \times 10^{-6}$

#### b) CFRP 프리프레그 물성치

Tension st.mod (MPa)	3013
Compression st.mod (MPa)	1744
In-plane shear st.mod (MPa)	139

### 3.2. 항공기 축소모델 제작 및 실운항 실험

항공기 축소 모델은 내부는 음향방출 데이터를 획득하기 위한 시스템과 운항을 위한 시스템으로 구성 되어 있으며, CFRP 복합재와 센서는 FEM 해석을 통해 장착위치를 결정하였다.

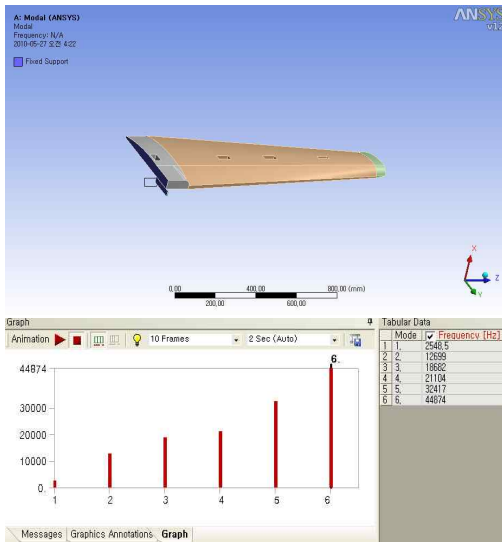


Fig. 2 모달해석 경계 조건 및 결과

FEM 해석 모델링은 Unigraphics NX4를 이용하였으며, Ansys 12를 이용하여 진행하였다. Nodes는 39649개, Elements는 21751개이다.

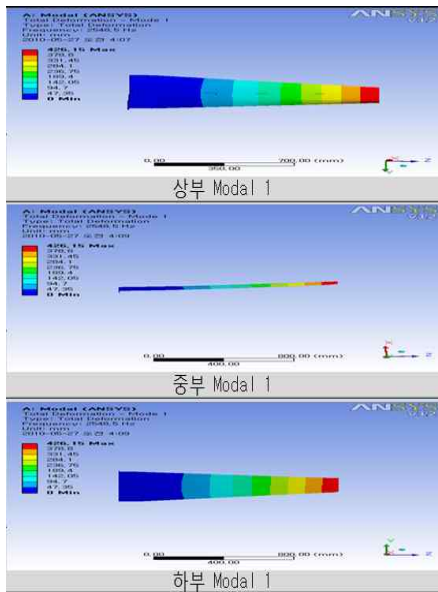


Fig. 3 모달해석 결과; Mode 1

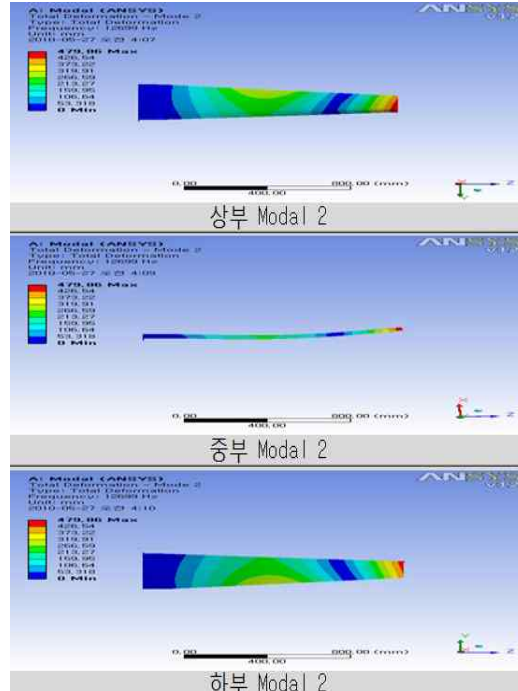


Fig. 4 모달해석 결과; Mode 2

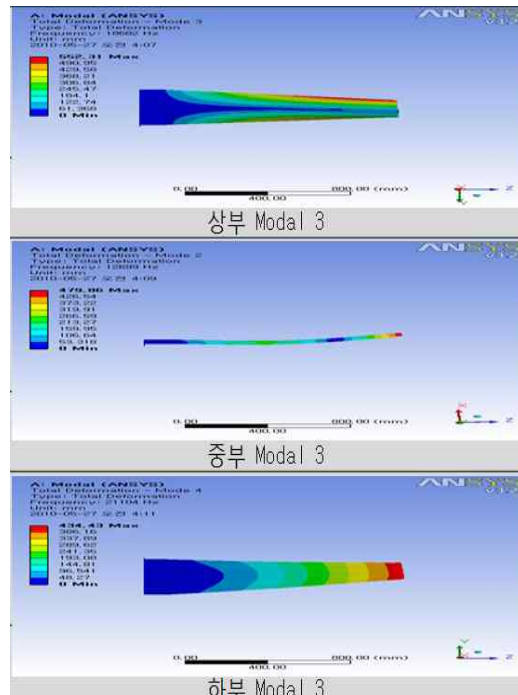


Fig. 5 모달해석 결과; Mode 3

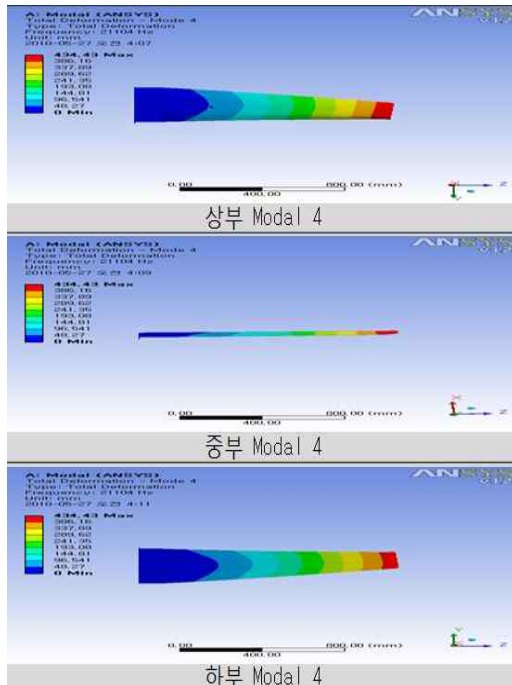


Fig. 6 모달해석 결과; Mode 4

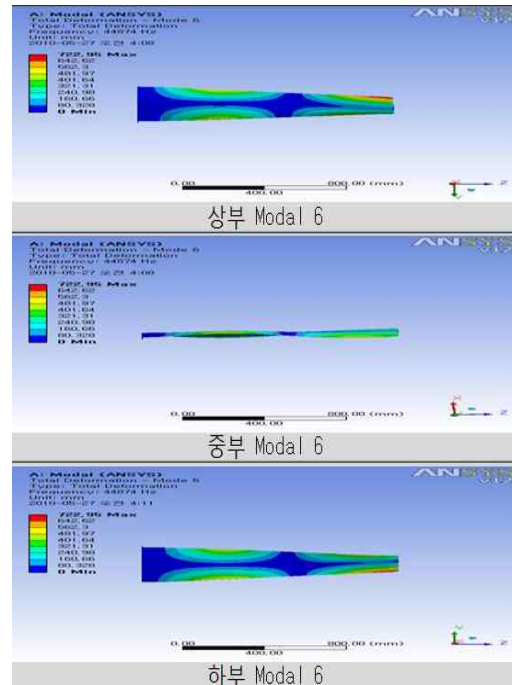


Fig. 8 모달해석 결과; Mode 6

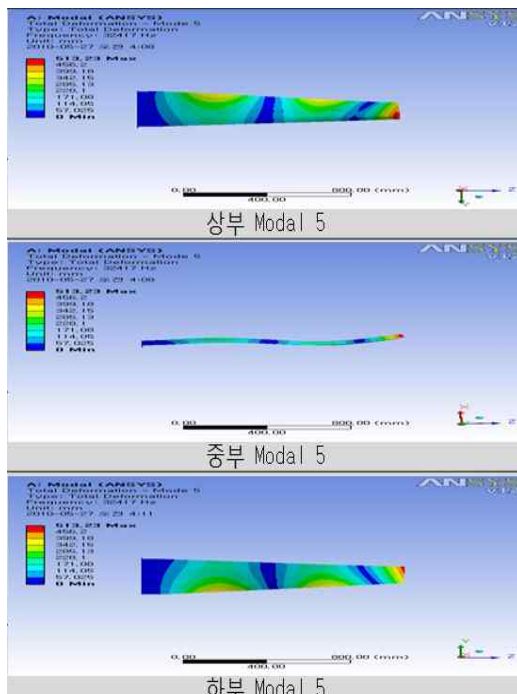


Fig. 7 모달해석 결과; Mode 5

Harmonic response 해석조건은 아래의 table 2에 나타나 있으며, 경계조건 및 결과는 다음의 Fig. 9부터 Fig. 11에 나타나있다.

Table 2 Harmonic response 해석조건

Tension st.mod (MPa)	3013
Compression st.mod (MPa)	1744
In-plane shear st.mod (MPa)	139

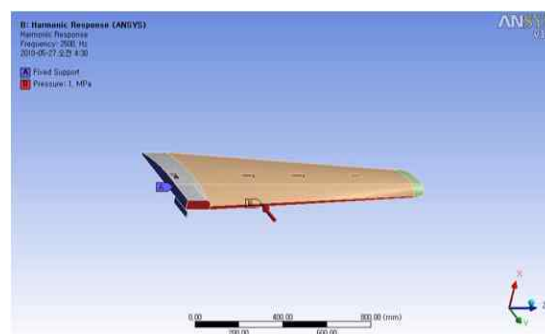


Fig. 9 Harmonic response 경계조건

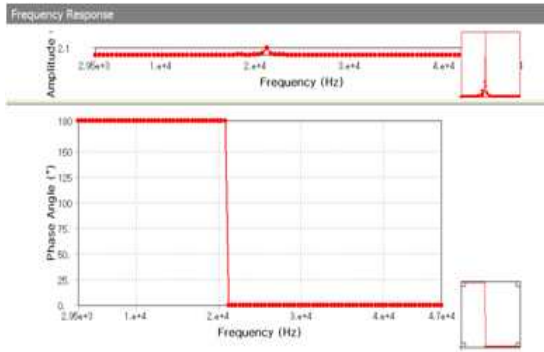


Fig. 10 Harmonic response 해석 결과(주파수 범위 그래프)

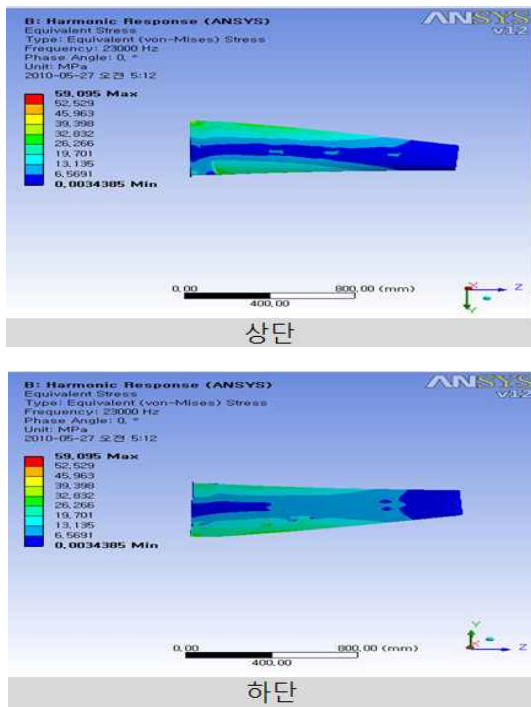


Fig. 11 Harmonic response 해석 결과

모달해석 결과(Fig. 2~Fig. 8 참조) 동체에서 멀어질수록 진동이 심한결과를 보였으며, 상대적으로 날개의 중앙 부위가 변위가 적음을 알 수 있다. 또한, Harmonic response 해석결과를 보면 날개의 하단부가 상단부에 비해 더 많은 하중이 걸림을 확인할 수 있다. 이결과를 바탕으로 복합재료의 결함발생이 용이하도록 날개의 하단부위에 코팅 및 필름을 벗겨내고 CFRP 복합재를 부착하였으며, 진동으로 인한

노이즈를 최소화하기 위하여 상대적으로 진동이 적어 변위가 작은 부위에 음향방출 센서를 장착하였다.(Fig. 12참조) 완성된 항공기 축소모델은 Fig. 13과 같으며, 실험에 사용한 항공기 축소 모델의 날개의 길이는 1250mm, 최대 폭은 410mm의 테이퍼형태이다. 장착한 CFRP 복합재는 장착부위를 고려하여 길이 410mm, 최대 폭 150mm의 테이퍼형태로 제작하였으며, 센서는 CFRP 복합재 중앙에 350mm간격을 두고 장착하였다.



Fig. 12 센서 장착 모습



Fig. 13 완성된 항공기 축소 모델

실운항 테스트는 선회비행 및 상승과 하강을 통해 날개에 하중을 가하였으며, GPS를 장착하여 항공기 축소 모델의 위치 및 속도에 관한 정보를 획득하였다.

### 3.3. 실험 결과 및 고찰

획득된 신호는 시험편의 규격 및 센서위치를 상용 프로그램에 입력하여 AE신호 발생위치와 매칭시킨 후 결함발생 위치에서 발생한 신호만 획득하는 Source location method를 이용하여 1차로 노이즈를 제거하였다.

또한, 가동되지 않고 있는 상태에서의 발생하는 신호와 지상에서 진동테스트를 통하여 Energy 파라

미터의 값이 15이하의 값은 노이즈로 판단하여 2차로 노이즈를 제거하는 방법으로 신호특성 파악에 유효한 신호만을 획득하였다.

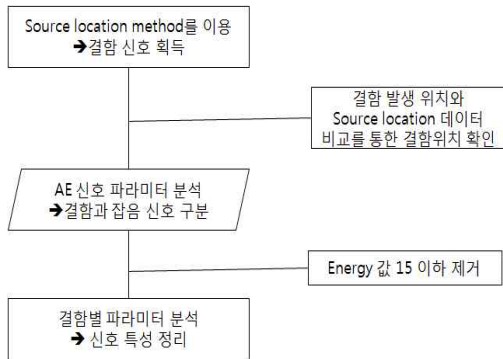


Fig. 14 신호 분석 개요도

필터링 후의 신호들은 AE파라미터 별 수치뿐만 아니라, Duration vs Amplitude 그래프를 통해 신호의 종류별로 분포하는 위치를 파악하여 분류하였으며, 분석의 순서는 다음의 Fig. 14와 같이 진행하였다.

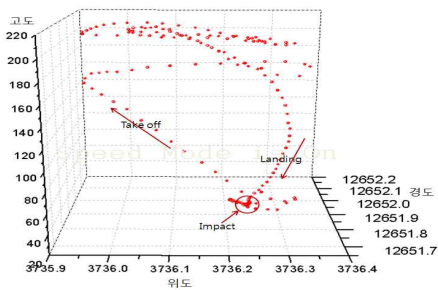
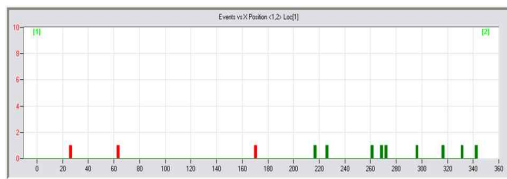
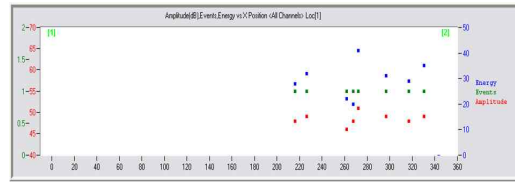


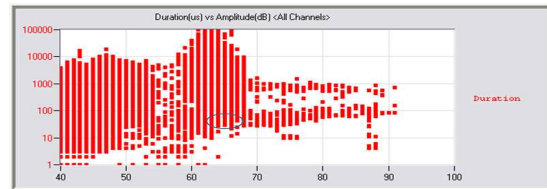
Fig. 15 GPS를 이용한 비행 경로 CFRP 복합재료 파단 발생 위치



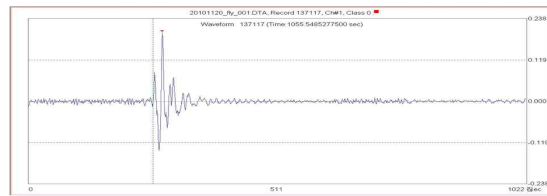
(a) Source location method 모습



(b) 2차 필터링 결과



(c) Duration vs Amplitude 그래프에서 노이즈 제거 이후의 신호 분포위치



(d) Waveform

Fig 16. 항공기 축소 모델에서 발생한 결함의 음향방출(AE) 신호

CFRP 복합재에 가장 많은 하중이 걸린 시점은 이륙 후 지속적인 상승을 하며 선회비행을 실시하는 지점이었다. 하지만 음향방출신호를 분석한 결과 결함은 항공기 축소 모델이 착륙을 하는 시점으로 나타났으며, GPS결과에서도 하드랜딩(Hand Landing)하며 순간적으로 지면에 부딪친 후 솟아오르는 것을 확인 할 수 있었다.

실험 결과 획득된 음향방출 신호는 Fig 16과 같으며, Amplitude 65, Risetime 16, Duration 41, Peak Frequency 53이며, 돌발형 Waveform을 보였다. 이 결과는 사전에 실시한 실험을 통해 획득한 CFRP 복합재료의 파괴모드 중 Matrix cracking 발생 시의 신호(Amplitude 60이하, Risetime 20이하, Duration 41, Peak Frequency 40~70)와 매우 유사하였다.

결함이 발행한 CFRP 복합재는 다음의 Fig. 17

과같으며 육안으로 확인한 결과 Matrix cracking 이 발생한 것을 확인 할 수 있었으며, 충돌로 인한 흠집이 발견된 것으로 미루어 하드랜딩 시 활주도에서 불순물과의 충돌이 결함발생의 원인으로 판단된다.

향후 추가적인 실운항 테스트를 통해 결함발생 뿐만 아니라 외부 충격 등 결함을 유발하는 요소의 신호에 대한 분석을 병행한다면 실구조물의 안정성 및 상태를 진단하는데 효과적인 것이라 판단된다.

Table 3. AE 신호 결과

	Matrix cracking	항공기 파단
Amplitude	60이하	65
Duration	10~60	41
Peak Frequency	40~70	53
Risetime	20이하	16
Waveform 형태	돌발형	돌발형

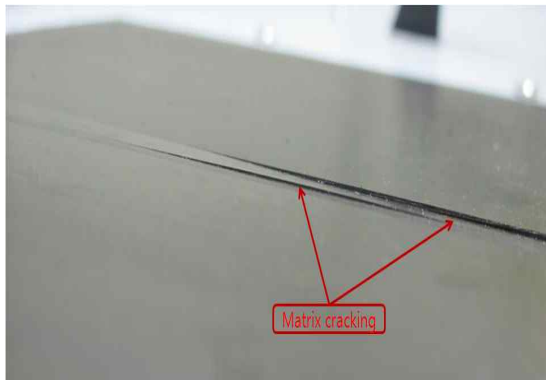


Fig 17. CFRP 복합재료 파단 모습

#### IV. 결 론

본 연구에서는 CFRP 복합재료를 이용하여 실구조물의 일부를 제작, 장착하여 실운항을 통해 음향 방출 신호를 획득, 분석함으로써 음향방출 기법의 실구조물 적용에 관한 연구를 진행하여 다음의 결론을 얻었다.

1. FEM해석을 통해 결함발생 위치 등을 예상하여 최적의 센서위치를 선정할 수 있다.

2. Duration, Amplitude, Peak Frequency, Risetime 파라미터와 Waveform 형태를 이용하여 구조물에 결함(Matrix cracking)이 발생했음을 파악할 수 있었다.

3. 실운항 테스트를 통해 동일 재료를 사용하였을 경우 본연구의 결과 적용이 가능함을 확인할 수 있었다.

향후, 본 연구에서 얻은 결과를 활용하여, 반복적인 실운항 테스트를 실시하여, 운항 중 결함을 유발하는 상황(외부 충격 또는 급하강 후 급상승으로 인한 하중 발생 등)에 대한 신호를 획득하여 이에 대한 분석이 이루어진다면 동일한 재료를 사용한 실구조물을 실시간으로 감시하는데 유용하게 사용될 것으로 판단된다.

#### 후 기

본 연구는 지식경제부 항공우주부품기술개발 사업 및 한국연구재단 국가지정연구실(No. M20604005402-06B0400-40210) 사업의 일환으로 수행되었기에 이에 감사합니다.

#### 참고문헌

- [1] Malick, P. K., 1988, Fiber-Reinforced Composites, Marcel Decker, Inc., pp. 3~4
- [2] A. Barchan, "Analysis of damage mechanics of unidirectional composites beams with acoustic emission method", Ultragarsas journal, Nr.4(61). 2006
- [3] X. Lu, W. Sachse and I. Grabec, "Use of an automatic modeler and a small receiver array for acoustic emission (AE) source location", Ultrasonics, Vol. 36, No. 5, pp. 539~547, (1998)
- [4] Joung-Hwi Yoon, Sung-Oan Park, Zhang-Kyu Rhee, and Chang-Ki Woo "A Study on the Fracture Characteristics of CFRP by Acoustic Emission(1)" 한국공작기계학회 추계학술대회 논문집, pp. 283~288
- [5] L. Carlsson and B. Norrbom, "Acoustic emission from graphite/epoxy composite laminates with special reference to delamination", Journal of materials science, Vol. 18, No. 8, pp. 2503-2509 (1983)
- [6] Gray Martin, John Dimopoulos, "Acoustic Emission Monitoring as a tool in risk based

- assessments", 12th A-PCNDT 2006
- [7] Baker AR, The single fiber composite acoustic emission measurement system. MS Thesis, Cornell University, USA; 1991.
  - [8] Surgeon M, Wevers M. One sensor linear location of acoustic emission events using plate wave theories. Mater Sci Eng 1999;A265:254 - 61.
  - [9] M. wavers, "Listening to the sound of materials: Acoustic emission for the analysis of material behavior", NDT&E International, Vol.30, No. 2, pp. 99-106 1997
  - [10] Sae-Kyoo Oh, Jung-Hwan Oh, Tae-Eun Jeon, Kyung-Kyoon and Myung-Suk Oh, "Real-Time Evaluation of Friction Weld Quality of Small-Type Hydraulic Valve Spool by Acoustic Emission", 대한 용접,접합학회지 제 12권 2호(1994), pp.97~107