

## 능동센서 배열을 이용한 저온 반복하중 환경 항공기 날개 구조물의 손상 탐지

### Active-Sensing Based Damage Monitoring of Airplane Wings Under Low-Temperature and Continuous Loading Condition

진준영\*, 정휘권\*, 박규해\*†, 하재석\*\*, 박찬익\*\*

Jun Young Jeon\*, Hwee kwon Jung\*\*, Gyuhae Park\*\*\*†, Jaeseok Ha\*\* and Chan-Yik Park\*\*\*

**초 록** 높은 고도에서 운행되는 항공기는 -50℃이하의 극저온 피로환경에 노출된다. 이때 반복하중을 통해 발생하는 크랙과 같은 미세결함은 항공기 구조물의 물성변화를 야기하고 구조물 파단과 같은 심각한 구조적 결함을 야기한다. 따라서 효율적인 구조물의 유지보수 및 수명 예측을 위해 구조물의 지속적인 상태진단이 필요하다. 본 연구에서는 실제 항공기 운행조건과 유사한 극저온 피로환경에서 항공기 날개의 구조 건전성 모니터링을 수행하였다. 초기 결함 탐지를 위해 사각배열 압전구동기 및 센서를 구조물 하단에 부착한 뒤, 유도초음파 기반 능동센싱 기법을 통해 손상에 의한 산란 및 반사파를 측정하였다. 이후 통계학적 모델 분석과 위상배열기법을 통해 손상 발생 시점을 파악 및 손상 위치 탐지를 실시하였다. 또한, 극저온 환경에서의 센서의 생존성 파악과 구조 건전성 모니터링 결과의 신뢰성 향상을 위해 센서자가진단을 실시하였다. 실험 결과, 제안된 기법을 통해 극한환경에서 운행되는 구조물의 초기 손상 탐지 및 손상 위치 탐지가 높은 정확도로 가능함을 확인하였다.

**주요용어:** 구조 건전성 모니터링, 센서자가진단, 압전구동기, 능동센싱, 통계학적 분석, 빔포밍

**Abstract** As aircrafts are being operated at high altitude, wing structures experience various fatigue loadings under cryogenic environments. As a result, fatigue damage such as a crack could be develop that could eventually lead to a catastrophic failure. For this reason, fatigue damage monitoring is an important process to ensure efficient maintenance and safety of structures. To implement damage detection in real-world flight environments, a special cooling chamber was built. Inside the chamber, the temperature was maintained at the cryogenic temperature, and harmonic fatigue loading was given to a wing structure. In this study, piezoelectric active-sensing based guided waves were used to detect the fatigue damage. In particular, a beamforming technique was applied to efficiently measure the scattering wave caused by the fatigue damage. The system was used for detection, growth monitoring, and localization of a fatigue crack. In addition, a sensor diagnostic process was also applied to ensure the proper operation of piezoelectric sensors. Several experiments were implemented and the results of the experiments demonstrated that this process could efficiently detect damage in such an extreme environment.

**Keywords:** Structural Health Monitoring (SHM), Sensor Diagnostics, Piezo-Electric Transducer, Active-Sensing, Statistical Analysis, Beamforming

#### 1. 서 론

구조 건전성 모니터링(SHM: structure health monitoring)은 다수의 센서망(sensor network)을 구

조물 내부에 삽입하여 반영구적으로 구조물의 결함 발생과 결함 위치를 판별하고 나아가 구조물의 수명을 예측하는 기법이다[1]. 구조 건전성 모니터링은 기존 비파괴검사와 달리 구조물 운용

[Received: April 7, 2016, Revised: June 14, 2016, October 6, 2016, Accepted: October 11, 2016] \*전남대학교 기계공학부, \*\*국방과학연구소 7본부, †Corresponding Author: Department of Mechanical Engineering, Chonnam National University, Gwangju 61186, Republic of Korea (E-mail: gpark@jnu.ac.kr)  
© 2016, Korean Society for Nondestructive Testing

중에도 지속적인 감시가 가능하며 반영구적인 운용이 가능하기 때문에 비용 및 시간적 이점을 보유하고 있다[2].

최근 SHM에 관한 연구는 초기 1차원 형태의 구조물에서 내부 골재와 복합재로 구성된 복잡한 복합재 구조물까지 폭 넓은 연구가 진행되고 있다.

Rathod and Mahapatra[3]은 초음파와 원형 압전 소자 배열을 사용하여 평판 내 발생한 부식을 웨이브릿 변환을 통한 웨이브의 크기를 비교하여 모니터링 하였다. F. K. Chang et al.[4]은 능동센싱 기반 압전구동기와 센서 네트워크를 활용하여 알루미늄 평판과 리벳으로 구성된 항공기 구조물의 피로손상 탐지와 정량화에 관한 연구를 수행하였다. H.K Jung et al.[5]은 L형상 압전체를 통한 능동/수동센싱이 복합적으로 이루어지는 구조물 손상 모니터링 기법을 개발하였고 이 기법을 비등방성 알루미늄 구조물과 복합재 구조물의 충격 탐지와 위치 탐지에 적용하였다. S. G Taylor et al.[7-9]은 풍력발전기가 운행되는 환경에서 발생하는 피로조건에서 실제 날개 구조물의 피로손상 모니터링을 수행하기 위해, 파동 전파 기법과 통계학적 모델을 통해 손상의 위치 탐지와 정량화에 대한 연구를 수행하였다.

구조 건전성 모니터링을 수행함에 있어 구조물에 부착된 센서는 구조물의 동적 특성과 날씨, 온도 등 다양한 외부조건에 노출된다. 이러한 환경에 의한 센서 손상 및 파괴를 탐지하기 위해 Park et al.[10]은 임피던스 기반 센서자가진단법을 제안하였다. 이 기법은 PZT센서의 압전체 변화를 파악함으로써 센서의 손상 상태를 파악하는 방법이다. Jo et al. [11]는 admittance capability 변화를 통해 온도 변화와 센서 접착 조건과 파손이 임피던스 기반 센서자가진단에 미치는 영향을 실험적으로 검증하였다.

대부분의 구조물에 대한 구조건전성 모니터링은 실험적 환경에서 진행되어 온 상태이다. 따라서 실제 운행되는 구조물에 SHM기법 적용을 위해 실제 운행 조건을 고려한 구조건전성 모니터링 기법 연구가 필요하다. Clack et al.[12]은 온도 변화가 발생하는 외부 환경에서 유도초음파를 활용한 알루미늄 평판 구조물의 손상탐지를 수행함으로써 온도변화 조건에서 구조건전성 모니터링 기법의 효용성을 분석하였다. Lu et al.[13]은 온도 변화에 따른 신호의 변화에 대한 이론적 모델

을 개발하였고 이를 기반으로 온도 변위가 발생하는 알루미늄 평판의 결함탐지에 적용하였다. Hong et al.[14]은 온도 변화가 발생하는 실제 교량 구조물에서 온도보관기법을 적용한 임피던스 기반 SHM 기법을 개발하였고, 실 구조물의 볼트 풀림 손상탐지에 적용하였다.

최근 SHM 분야에서는 다양한 환경의 손상탐지를 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 하지만 실 운행환경을 고려한 SHM 기법 및 hardware의 적용 가능성에 대한 연구는 상대적으로 부족한 실정이다. 본 연구에서는 실제 항공기가 운행하는 조건과 유사한 조건에서 피로 손상탐지에 관한 연구를 수행하고자 한다. 실 운행조건을 구현하기 위해 극저온 챔버가 제작되었으며, 날개 구조물에 주기적 하중을 인가하였다. 이후 피로손상 모니터링 중 발생하는 손상탐지, 위치추정 및 손상도 평가를 위해 능동센싱 기반 위상배열법을 도입하였다. 또한 극저온 환경 하에서 모니터링 결과의 신뢰성 확보를 위해 센서자가진단을 실시하였다.

## 2. 실험 개요

### 2.1. 실험 시편 및 설비

실제 항공기 운행조건을 모사하기 위해 극저온 챔버에서 피로시험을 진행하였다. Fig. 1의 극저온 챔버는 실 운행조건을 고려하여  $-50\sim-45^{\circ}\text{C}$ 로 유지되어 있으며, 실제 항공기 미익 구조물 수용이 가능한 크기로 제작되었다.

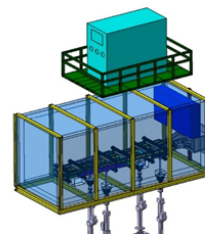


Fig. 1 Low temperature chamber and test setup

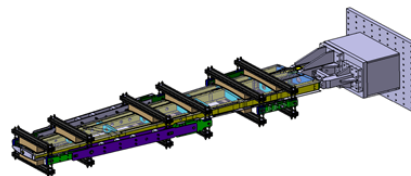


Fig. 2 Test structure (real airplane wing)

시험 시편인 복합재 날개 구조물은 실제 항공기에 사용되는 구조물로서 Fig. 2와 같이 복합재(carbon)로 구성된 스킨과 다양한 형태의 내부 골재가 에폭시로 접합되어 있는 복잡한 구조물이다. 제작된 구조물은 가로 3 m, 세로 1.4 m의 사이즈를 보유한다. 구조물의 손상 허용성 및 실제 항공기의 운행조건에서 초기손상여부를 파악하기 위해 층간분리 손상을 항공기 날개 구조물의 상하부에 모사하였다.

Fig. 3(a), (b)는 항공기 날개에 배치된 초기손상 위치 및 센서의 위치를 나타내고 있으며, UB, LB는 층간분리 손상을 S는 손상 모니터링을 위한 센서군을 나타내고 있다. 구조물에 모사된 층간 분리손상(UB, LB)은 모두 동일한 형태와 크기이며, 구조물 하단에 배치된 센서군은 초기에 모사된 각각의 층간분리 손상을 모니터링 하도록 배치되어 있다.

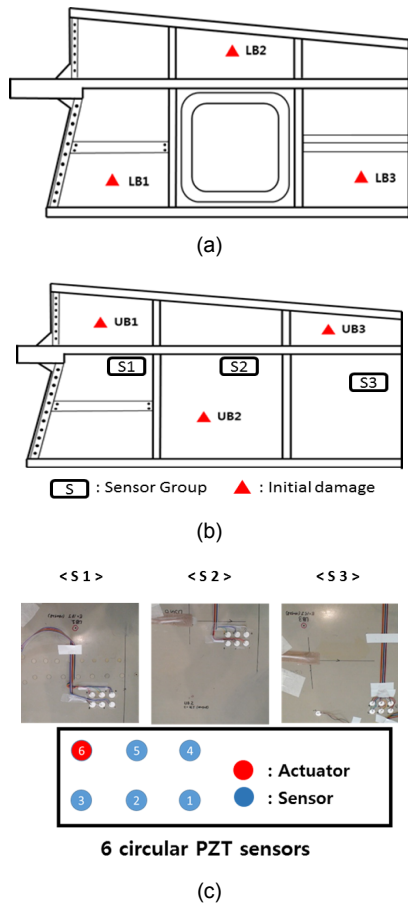


Fig. 3 Initial damage point (a) upper side, (b) lower side, (c) sensor group

Fig. 3(c)는 배치된 센서군의 형태와 실제 위치를 나타내고 있다. 각 센서군은 손상위치 탐지가 가능하도록 지름 12 mm인 디스크 형태의 압전소자 6개가 직사각형 형태로 배치하였다. 또한, 극한환경에서 센서의 생존성 향상을 위해 부착 후, 극저온 에폭시(stycast epoxy)로 코팅작업을 실시하였다.

## 2.2. 실험 과정

항공기 날개의 극저온 피로시험은 실제 항공기의 운행조건과 환경을 고려한  $-50^{\circ}\text{C}$  온도 조건에서 진행되었다. 구조물에 인가된 피로하중은 3가지 종류의 하중(굽힘, 비틀림, 전단)을 불규칙적으로 조합하여 생성하였다. 피로시험은 날개 구조물의 예상수명의 2배에 해당하는 240,000 cycle 동안 진행되었다. 피로손상 모니터링은 Fig. 4와 같이 항공기 1배 수명(120,000 cycle)이 끝나는 시점부터 2배 수명(240,000 cycle) 동안 진행되었다. 2배 수명의 피로손상 모니터링이 완료되기까지 추가 손상발생 및 초기손상 성장이 발생하지 않았기 때문에 2배 수명이후에 추가 손상위치 탐지 및 성장 모니터링 실험을 진행하였다. 추가 실험은 앞서 수행된 피로시험과 동일한 환경에서 240,000에서 250,000 cycle 동안 진행되었고, 추가 손상은 날개 구조물의 하단에 2.5 cm 금속 볼트를 부착하여 모사하였다.

피로손상 모니터링은 센서자가진단, 손상탐지 및 손상위치 추정, 이 3가지 과정으로 구성되며 순차적으로 진행되었다. 먼저 센서자가진단은 각 센서 상태를 실시간으로 파악하는 과정으로, 다양한 외부조건에 의해 손상된 센서를 초기에 선별하여 구조진전성 결과의 신뢰성을 확보하는 과정이다. 다음 손상탐지 과정에서는 구조물에 발

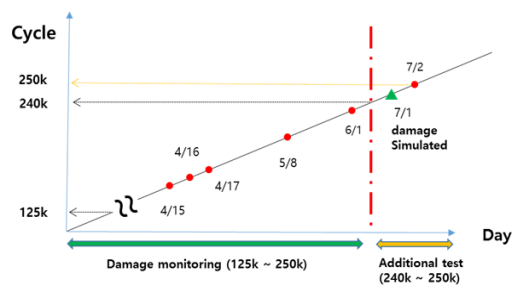


Fig. 4 Fatigue test procedure

생되는 초기손상을 파악하는 단계로 본 연구에서는 ROC curve 기반 통계학적 기법을 도입하였다. 마지막으로 손상위치 추정에는 손상발생 위치를 추적하는 단계로, 센서의 기하학적 배치 정보와 위상배열 기법을 통해 손상발생 각도 및 위치를 추정하였다.

### 3. 센서자가진단

#### 3.1. 임피던스 기반 센서자가진단법

본 연구에서는 신호측정 이전 피로손상 모니터링 결과의 신뢰성 확보를 위해 임피던스 기반 센서자가진단법을 도입하였다. 압전소자를 센서로 사용하는 경우, 이들이 보유한 압전특성을 활용하여 전기-역학적 임피던스를 측정하고 상호비교를 통해 센서의 실시간 상태진단이 가능하다[11].

$$Y(w) = iw \frac{wl}{t_c} (\epsilon_{33}^T (1 - i\delta)) - d_{31}^2 Y_p^E + \frac{Z_a(w)}{Z_a(w) + Z_s(w)} d_{31}^2 Y_p^E \left( \frac{\tan kl}{kl} \right) \quad (1)$$

식(1)은 압전소자가 구조물에 완전히 부착된 경우 임피던스의 역수 값인 electrical admittance를 나타낸 식이다.  $Y(w)$ 은 압전소자의 너비, 길이, 두께 등 기하학적 상수 ( $w, l, t_c$ )와 압전소자 상수, 유전체 상수 및 유전체 손실계수인 전기적 특성 ( $d_{31}, \epsilon_{33}^T, \delta$ )의 함수, 압전소자의 파수(wavenumber)  $k$ 로 구성된다. 이때  $Z_a$ 와  $Z_s$ 는 압전소자와 주 구조물의 역학적 임피던스이고,  $Y_p^E$ 는 압전소자의 복합 탄성계수이다. 압전소자의 손상은 해당 소자의 기하학적 상수 및 전기적 특성 값을 변화시키는데, 이 변화는 admittance의 기울기 변화를 야기한다. 따라서 센서 상태를 electrical admittance의 기울기를 추적함으로써 진단이 가능하다.

#### 3.2. 극저온 피로환경에서의 센서자가진단

Fig. 5(a)는 초기에 센서를 부착했을 당시의 imaginary admittance 값과 기울기 값을 나타낸다. Free-free 상태인 압전소자가 부착됨에 따라 imaginary admittance 기울기 값이 free-free 상태 대비 10% 감소하는 결과를 나타낸다. 또한 각각의 동일 센서군에 부착된 각각의 6개 센서의 기

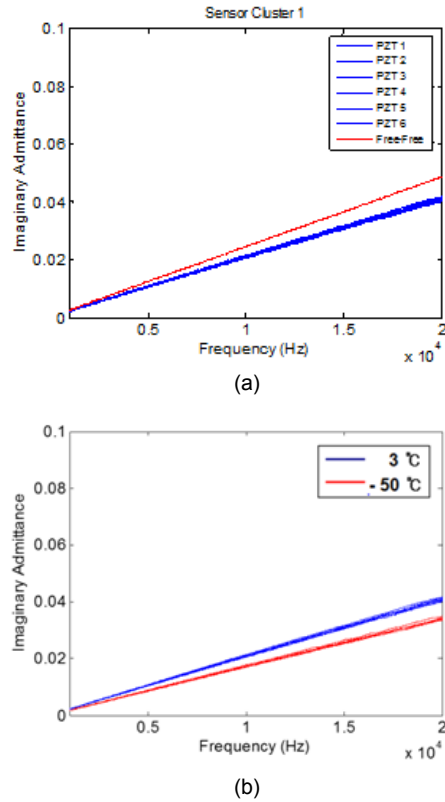


Fig. 5 Imaginary admittance and slop of PZT sensors in (a) room temperature (b) low temperature

울기의 변화는 유사하며 약 2% 미만의 차이를 보인다. Fig. 5(b)는 상온상태에서 측정된 imaginary admittance 값과 극저온 피로시험 환경에서 측정된 imaginary admittance를 비교한 결과이다. 극저온 환경에 노출됨에 따라 imaginary admittance 값이 상온 대비 20% 감소함을 확인 할 수 있다. 하지만 극저온에서 각각의 센서의 기울기 차이는 2% 이내로 유지되어 상온상태일 때와 동일함을 알 수 있다. 이는 저온에서도 센서의 imaginary admittance 기울기의 상호비교를 통해 센서자가진단이 가능함을 확인하였다.

Fig. 6은 구조물의 피로손상 모니터링이 진행되는 동안 시간별 각 센서의 imaginary admittance 기울기 변화를 나타낸다. 모든 센서의 imaginary admittance 기울기가 초기값에 비해 상대오차 2% 이내로 흡사한 기울기를 보인다. 따라서 피로손상 모니터링이 진행되는 동안 구조물 내 부착된 전체 센서 상태는 모두 정상이라고 판단이 가능하며, 이는 실제 항공기가 운행되는 극저온 피로환

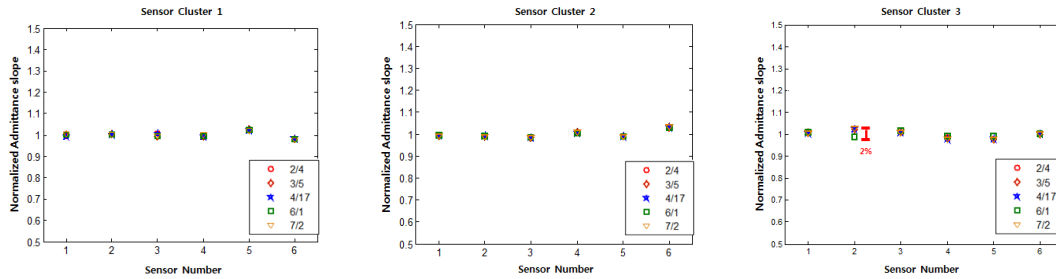


Fig. 6 Imaginary slope of PZT sensors

경에서의 압전센서 시스템의 안정적인 운용이 가능하다는 것을 의미한다. 또한 실험 진행 기간 측정된 신호와 구조전전성 모니터링 내용이 신뢰성 있는 결과임을 의미한다.

거의 발생하지 않는 상태이다.

이는 저온 챔버 내 온도 변화가 10도 이내로 크지 않기 때문으로 판단이 되며, 따라서 Fig. 9의 구조 실험과정에서 측정된 기저신호의 불규칙

4. 실험 환경에 의한 신호 변형

Fig. 7은 온도 변화에 따른 신호 변형을 나타내고 있으며 온도 변화가 발생함에 따라 wave의 속도 및 크기가 감소함을 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 8의 피로조건이 발생하지 않는 실험적 온도 조건에서는 온도 변화에 의한 신호 변형은

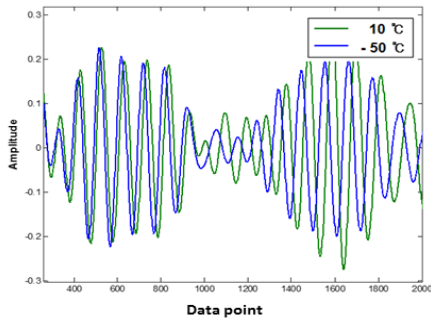


Fig. 7 Signal variation under temperature variation

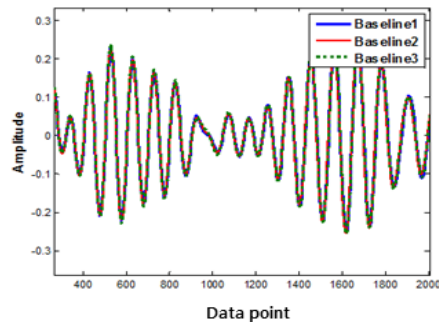


Fig. 8 Baseline signal in experiment temperature condition

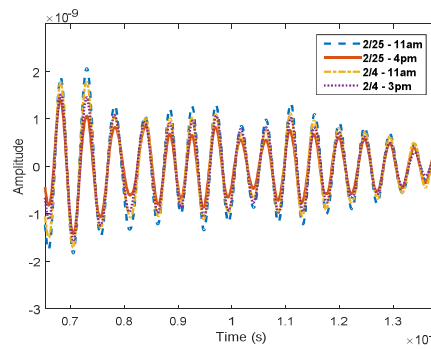


Fig. 9. Baseline signal in experiment condition (fatigue loading & temperature variation)

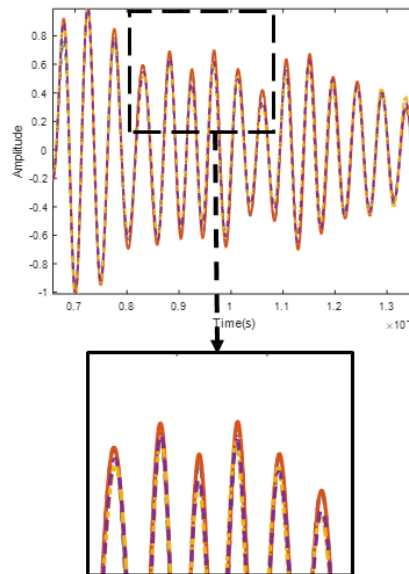


Fig. 10 Normalized baseline signal

적인 진폭 변화는 피로하중 조건에 기인한 것으로 판단할 수 있다.

이런 신호 변화를 줄이기 위해 신호의 최대값을 기준으로 하는 정규화 기법을 적용하여 외부 요인에 의해 발생된 신호 변형을 상쇄하였다. Fig. 10은 정규화된 정상상태의 신호를 나타내고 있으며, 정규화를 통해 환경적 요인에 의해 발생되는 신호 변형이 감소됨을 확인할 수 있다.

## 5. 손상 탐지

### 5.1. 손상탐지기법

날개 구조물의 상태 진단 및 손상 탐지를 위해 유도초음파를 활용한 능동센싱 기반 SHM 기법을 사용하였다. 손상 탐지를 위해 유도초음파는 5개 peak을 가진 sine wave에 hanning window를 적용하여 생성하였다. 생성된 유도초음파의 중심 주파수는 20, 40, 80, 125 kHz이다.

손상 탐지 과정은 기저 및 테스트 신호의 차이를 통한 잔류신호 추출, 확률적 탐지, 총 2가지 단계로 구성된다. 잔류신호는 초기 정상상태의 기저신호와 시험이 진행되는 동안 측정된 신호의 차이로 도출된다. 결함이 발생할 경우 잔류신호의 크기는 증가하며, 본 연구에서는 RMSE(root mean square error)과 NRE(normalized residual energy)를 신호 특징으로 사용하여 손상 발생 여부를 파악하였다. 실제 구조물 운행 환경은 다양한 측정 신호의 변형을 야기한다. 따라서 손상 발생 여부 판별을 위해 환경적 요인을 고려한 분석이 필요하다. 손상과 관련된 신호 특징의 통계학적 분석을 통해 구조물의 손상 발생 및 성장 모니터링을 위한 확률적 탐지 과정을 수행하였다.

### 5.2. 손상 모니터링 결과

Fig. 11은 손상모니터링 결과로 시험기간 동안 측정된 신호와 정상상태에서 측정된 기저신호의 RMSE 값의 통계적 분포를 나타내고 있다. 정상상태의 기저신호는 실험에 주어진 전체 로딩조건이 주어진 기간에 측정된 신호이며, 이때의 RMSE 값의 분포는 모든 센서에서 동일하다.

항공기 2배 수명이 끝난 시점인 240,000cycle에서 통계학적 분포가 초기 정상상태의 분포에 포

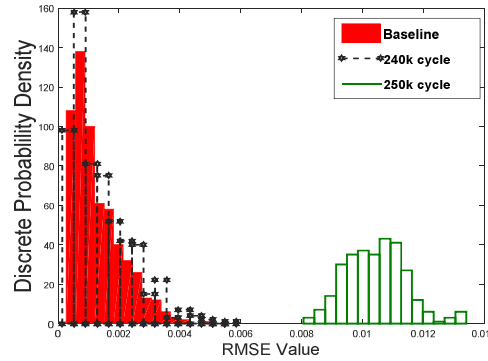


Fig. 11 Histogram baseline, 240k cycle undamaged, 250k cycle damaged

함된다. 반면 추가 손상이 모사된 250,000cycle의 경우 손상 신호의 특징 분포가 정상 신호의 특징 분포에서 완전히 분리된다. 이를 통해 구조물 내 손상 발생 여부를 통계학적 신호 분석을 통한 판단이 가능하였다.

## 6. 손상 위치 탐지

### 6.1. 위상배열법 기반 손상 위치 탐지

본 연구에서는 손상 위치 탐지를 위해 위상배열기법을 활용하였다. Fig. 12은 손상 위치 탐지 과정을 나타내고 있다. 손상 탐지 과정은 설치한 센서의 기하학적 배치 정보와 각 센서에 손상에 의한 반사파가 도달하는 시간 차이를 이용하여 추정되는 각도별 신호 증폭을 수행한 뒤, 최대 증폭된 신호의 각도를 추적하여 손상 각도를 도

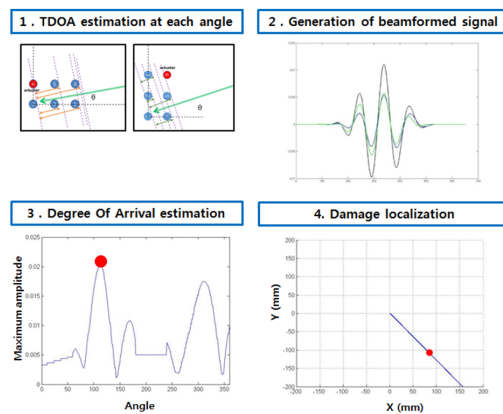
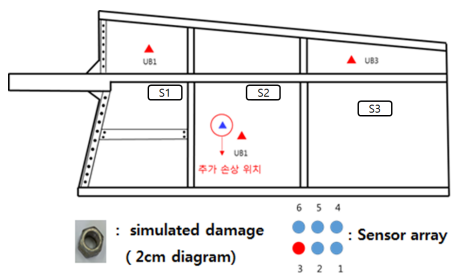


Fig. 12 Damage localization process using beamforming technique

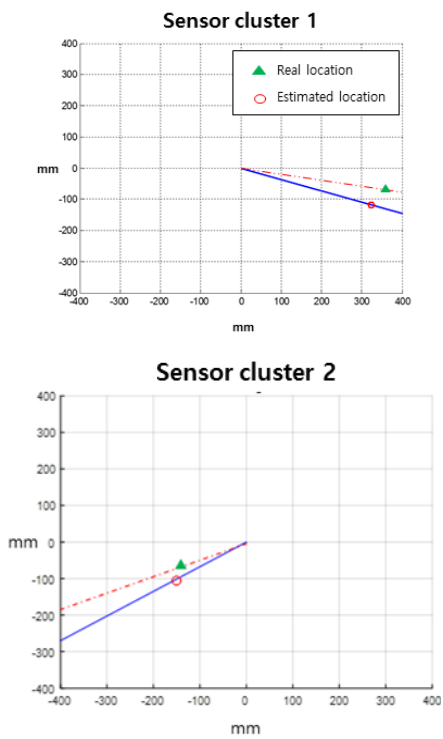
출한다. 이후 센서 간격 및 도달시간을 통해 파형의 속도를 예측하고 최종적으로 각도와 속도를 통해 손상 위치를 추정한다.

6.2. 손상 위치 추정 결과

Fig. 13은 실제 시험 시편에 모사된 손상 위치 탐지의 과정과 결과를 보여 준다. 손상 탐지는 실제 극저온 시험 환경에서 진행되었고, Fig. 13(a)와 같이 피로시험 중 추가적으로 모사된 손상의 위치는 센서군 2를 기준으로 (-13 cm, -8 cm)이다.



(a)



(b)

Fig. 13 Results of damage localization

Fig 13(b)는 위상배열법을 활용한 손상 위치 탐지의 결과를 나타낸다. 녹색 삼각형은 실제 손상이 모사된 위치이고 빨간 원은 예측된 손상 위치를 나타낸다. 위의 결과를 통해, 극저온 환경에서도 높은 정확도로 손상 위치가 추정이 가능함을 알 수 있다. 추정 오차는 약 2.8 cm 이내였으며, 이는 로딩 조건 및 온도 변화에 기인한다. 센서군의 손상 탐지 영역이 500 mm × 500 mm 임을 고려할 때 상대 오차는 5.6% 이내로써 복잡한 내부 구조와 환경 변화가 발생함에 불구하고 높은 손상 위치 정확도를 나타내었다.

이 결과를 통해 실제 항공기 운행 상태와 비슷한 조건에서도 개발된 압전소자 기반 센싱 시스템과 신호처리 기법을 통해, 손상 위치 추정이 가능함을 확인하였다. 또한 센서자가진단 기법을 통해 극저온에서 압전센서의 생존성 및 신뢰성을 확인함으로써 적용 가능성을 확인하였다.

7. 결론

본 연구에서는 항공기 운행 환경과 유사한 극저온 피로환경에서의 항공기 날개의 피로손상 모니터링을 수행하였다. 손상 탐지를 위해 능동센싱 및 통계학적 기법을 도입하고 위치 추정을 위해 센서의 기하학적 배치 정보 및 위상배열법을 사용하였다. 또한 모니터링 결과의 신뢰성을 확보하기 위해 실시간으로 센서 상태를 진단하는 센서자가진단 절차를 수행하였다.

실제 시험이 진행되는 극저온 피로환경은 신호의 변형이 발생하였고 이런 다양한 변수를 통계학적 신호 분석을 통해 정확하게 구조물의 손상을 탐지하였으며, 위상배열법을 통해 손상 위치를 정확하게 탐지하였다. 추후 연구에서는 환경적 요인으로 인해 발생하는 손상 탐지의 정확도 향상을 위한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소(계약번호 UD130058JD)의 연구비 지원과 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(2011 0030065).

## References

- [1] A. Raghavan and C. E. S. Cesnik, "Review of guided-wave structural health monitoring," *The shock and Vibration Digest*, Vol. 39(2), pp. 91-116 (2007)
- [2] P. E. Lichenwalner, E. V. White and E. W. Baumann, "Industrial and commercial applications of smart structures technology," *Proceeding of 1998 SPIE Conference on Smart Structures and Materials*, Vol. 3326, pp. 406-417 (1998)
- [3] V. T. Rathod and D. Roy Mahapatra, "Ultrasonic Lamb wave based monitoring of corrosion type of damage in plate using a circular array of piezoelectric transducers," *NDT&E International*, Vol. 44, pp. 628-636 (2011)
- [4] F. K. Chang and J. B. Ihn, "Detection and monitoring of hidden fatigue crack growth using a built-in piezoelectric sensor/actuator network: II. validation using riveted joints and repair patches," *Smart Materials and Structures*, Vol. 13, No. 3, pp. 621-630 (2004)
- [5] H. J. Jung, M. J. Lee and G. Park "Impact and damage detection method utilizing L-shaped piezoelectric sensor array," *Journal of the Korean Society for Nondestructive Testing*, Vol. 34, No. 5, pp. 369-376 (2014)
- [6] S. G. Tyalor, G. Park, K. M. Farinholt and M. D. Todd, "Fatigue crack detection performance comparison in a composite wind turbine rotor blade," *Structural Health Monitoring*, Vol. 12, No. 3 pp. 252-262 (2013)
- [7] S. G. Tyalor, K. Farinholt, M. Choi, H. Jeong, J. Jang, G. Park, J. R. Lee, K. M. and M. D. Todd, "Incipient crack detection in a composite wind turbine rotor blade," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 25, No. 5, pp 613-620 (2014)
- [8] K. M. Farinholt, G. Park, C. M. Ammerman "Full-scale fatigue tests of CX-100 wind turbine blades. Part I: testing," *Proceeding of 2012 SPIE Conference on Smart Structures and Materials*, Vol. 8343 (2012)
- [9] S. G. Taylor, H. Jeong, J. K. Jang, G. Park, K. M. Farinholt, M. D. Todd and C. M. Ammerman, "Full-scale fatigue tests of CX-100 wind turbine blades Part II: analysis," *Proceeding of 2012 SPIE Conference on Smart Structures and Materials*, Vol. 8343 (2012)
- [10] G. Park, C. R. Farrar, A. C. Rutherford and A. N. Robertson, "Piezoelectric active sensor self-diagnostics using electrical admittance measurements," *ASME Journal of Vibration and Acoustics*, Vol. 128, pp. 469-476 (2006)
- [11] H. J. Jo, T. Park and G. Park, "Experimental investigation on admittance-based piezoelectric sensor diagnostic process," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 39, No. 1, pp. 37-43 (2015)
- [12] T. Clark, P. Cawley, P. D. Wilcox and A. J. Croxford, "Evaluation of the damage detection capability of sparse-array guided-wave SHM system applied to a complex structure under varying term a condition," *IEEE.*, Vol. 56. No. 12, pp. 2666-2678 (2009)
- [13] Y. Lu and J. E. Michaels, "A methodology for structural health monitoring diffuse ultrasonic wave in the presence of temperature variations," *Ultrasonics*, Vol. 43, No. 9, pp 717-731 (2005)
- [14] D. S. Hong, K. D. Nguyen, I. C. Lee and J. T. Kim, "Temperature-compensated damage monitoring by using wireless acceleration-impedance sensor node steel gider connection," *International Journal of Distribute Sensor Networks*, Vol. 2012, pp 1-12 (2012)