

## SWT를 이용한 CTLS항공기 날개 구조물 이상탐지

# Abnormal Detection of CTLS Aircraft Wing Structure using SWT

신현성<sup>1</sup> · 홍교영<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>한서대학교 대학원 항공시스템공학과

<sup>2</sup>한서대학교 항공전자공학과

Hyun-Sung Shin<sup>1</sup> · Gyo-Young Hong<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>Department of Aviation system Engineering, Hanseo University, Chungcheongnam-do, 31962, Korea

<sup>2</sup>Department of Avionics, Hanseo University, Chungcheongnam-do, 31962, Korea

### [요 약]

본 논문은 FBG 센서를 항공기 날개 내부에 설치한 CTLS 항공기를 이용하여 데이터를 받아 잡음제거를 수행하였다. 잡음제거를 위하여 이동불변의 특성을 지닌 정상 웨이블릿 변환 기법을 제시하였다. CTLS와 같이 복합재 내부에 FBG 센서를 설치하게 될 경우 접착재 층 사이에 크고 작은 빈공간과 미 접착부분이 생기게 되고, 신호갈라짐 (split problem) 현상이 발생하게 된다. FBG 센서 자체가 전자기적 잡음에 영향을 받지 않지만 광원이나 광 검출기, 신호처리장치의 경우 전원을 사용하는 전자부품이기 때문에 이러한 전자기파의 영향을 받아 오차가 발생하게 된다. 이렇게 발생한 오차를 실험결과를 통하여 정상 웨이블릿 변환을 이용하여 잡음을 제거하고 보다 정확한 데이터 검출을 할 수 있음을 확인하였다.

### [Abstract]

In this paper, the noise is removed by using CTLS aircraft installed FBG sensor inside the aircraft wing. We suggest a normal wavelet transform scheme with motion - invariant characteristics for noise reduction. In the case of installing FBG sensors inside the composite material as in CTLS, large and small empty spaces and parts or sections are generated between the adhesive layers, and a signal splitting problem occurs. FBG sensor is not affected by noise. but eletromagnetic, light source, light detector and signal processing device are influenced by noise because these are eletronic components what affected by eletromagnetic wave. because of this, errors are occured. Experimental results show that the noise can be removed using normal wavelet transform and more accurate data detection is possible.

**Key word** : composite, structural health monitoring, FBG sensor, stationary wavelet transform, discrete wavelet transform.

<https://doi.org/10.12673/jant.2018.22.5.359>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 28 August 2018; Revised 1 October 2018

Accepted (Publication) 23 October 2018 (30 October 2018)

\*Corresponding Author; Gyo-young Hong

Tel: +82-41-671-6232

E-mail: kiathgy@hanseo.ac.kr

## I. 서론

항공기 유지 보수 및 관리에 과도한 검사시간과 비용이 소요되어 항공기 가동률이 낮다는 문제점과 에너지 고갈 우려에 따른 석유가의 폭등으로 에너지 효율을 높이기 위하여 복합재료의 주목받고 있다[1]. 그에 따라 복합소재를 이용한 항공기를 제작하여 항공기의 보수 및 점검비용을 절감시키고 기체의 수명을 연장시킬 수 있는 장점이 부각되고 있다. 복합소재는 비강성 및 비강도가 우수하고 항공기를 경량화시킬 수 있는 장점을 지니고 있다. 이에 따라 airbus, boeing과 같은 항공기 제작사 뿐만 아니라 국내에서 제작된 T-50 고등훈련기 역시 복합소재가 사용되었다[2]. 항공기에 적용되는 복합소재의 종류는 탄소섬유를 주로 사용하고 있다. 탄소섬유는 기존에 사용되어 오던 금속소재 구조물의 대체 소재로 유리섬유 다음으로 많이 사용되는 소재이며, 알루미늄소재보다 약 40% 가볍고 티타늄보다 강성이 높다[2]. 그러나 탄소섬유는 측면에 가해진 충격에 취약하다는 단점을 지니고 있다. 강한 에너지 충격을 가하게 되면 충격지점을 육안으로도 확인이 가능하나, 적은 에너지 충격 시 충격지점은 탄성 복원되어 외관상으로 볼 때 정상상태로 보이게 된다. 그러나 적층판의 단면을 살펴보면 미세 균열이 다수 발생하게 되는 경우가 있다[3]. 이러한 결함 사항들을 찾아내고 결함사항을 정비사와 조종사에게 전달하기 위하여 SHM (structural health monitoring) 기술이 개발되었다. SHM 기술은 항공기 구조물에 영구히 내장 또는 부착시켜 결함 발생을 상시 감지할 수 있고, 결함의 크기 위치 및 형상 등을 진단할 수 있다[3]. 이러한 SHM 기술을 효과적으로 이용하기 위하여 FBG (fiber bragg grating) 센서가 각광받고 있으며, 연구가 활발히 수행되고 있다. FBG 센서는 민감도가 높아 적은 에너지 충격 시 충격지점 검출에 탁월하다. 복합재료의 적층판이 이방성 (Anisotropy)의 특성이 있기 때문에 구조를 모니터링 하기 위해 여러 센서 설치가 필수적으로 요구된다[4]. FBG 센서는 하나의 광섬유 라인에 여러 개의 센서설치가 가능하기 때문에 용이하고 전자파 간섭이 없어 잡음이 많은 환경에서도 작동이 가능하다는 장점이 있다[4]. 하지만 항공기 내부에 구성되어 있는 여러 전자장비 및 엔진가동 등 여러 요인에 의해 강한 전자기파가 발생하게 된다. FBG 센서 자체의 경우는 이러한 전자기파의 영향을 받지 않지만 광원이나 광 검출기, 신호처리장치의 경우 전원을 사용하는 전자부품이기 때문에 이러한 전자기파의 영향을 받아 오차가 발생하게 된다[3]. 또한 복합재료의 적층판 사이에 FBG 센서를 설치하기 때문에 접착되어 있는 층 사이에 크고 작은 수 많은 빈 공간과 미 접촉 부분이 존재하게 된다. 그리하여 FBG 센서의 신호를 왜곡시키고 반사파장의 신호 갈라짐 (split problem) 현상을 일으키게 된다. 이러한 문제로 인하여 반사된 중심파장 신호의 대역폭을 변화시키게 되고 구조물 상태 예측에 오차를 유발하게 된다[5].

이에 본 논문에서는 FBG 센서의 잡음을 효율적으로 제거하기 위해 SWT (stationary wavelet transform) 기법을 제안한다.

SWT 기법은 기존 연구에서 사용되어 오는 DWT (discrete wavelet transform) 기법과 비교하여 다운샘플링을 수행하지 않는다. 그렇기 때문에 연산량과 처리시간은 많이 소요되지만 이동불변의 특성이 있다는 장점이 있다[6]. FBG 센서는 물리량에 따라 중심파장 값이 천이(shift)되는 원리를 이용하기 때문에 보다 정확한 데이터를 획득하기 위하여 이동불변의 특성을 지니고 있는 SWT를 선정하였다. CTLS 항공기 날개 내부에 설치되어 있는 FBG 센서의 데이터를 획득하고 신호처리를 수행한 결과 SWT가 DWT보다 우수하게 잡음제거가 되는 것을 확인하였다.

## II. FBG 센서

### 2-1 FBG 센서의 구조

일반적인 FBG 센서 구조는 코어와 클래딩, 재킷으로 구성되어 있다. 코어와 클래딩의 주요 성분은 유리로 구성되어 있고 재킷은 아크릴이나 폴리머로 구성되어 있으며 코어와 클래딩을 외부 충격으로부터 보호하는 역할을 한다[7]. 광섬유 표면에 자외선 레이저를 가하여 코어에 주기적인 격자(grating)를 생성한다[8]. 광원에서 코어에 빛을 보내주게 되면 빛은 광섬유의 코어를 통하여 전파되게 된다. 빛의 손실 없이 효율적으로 전파되도록 하기 위해 코어에서 클래딩으로 전반사 (total reflection)가 이루어지도록 해야한다[7].

### 2-2 FBG 센서의 원리

레이저 조사량에 따라 코어의 굴절률이 변하게 되며 다수의 경계면에서 광 신호의 일부분이 반사 또는 투과를 하게 된다. 이러한 과정을 거치면서 다중간섭을 일으키게 되고 위상조건을 만족시키게 되는 파장만을 반사시키게 되는 원리를 이용한다. 광섬유 격자 반사파장의 위상조건 식은 식 (1)과 같다.

$$\lambda_B = 2n_{eff}\Lambda \tag{1}$$

$\lambda_B$ 는 반사파장이고  $n_{eff}$ 는 유효굴절률이며  $\Lambda$ 는 격자 간격을 의미한다. 식 (1)을 통하여 반사파장은 유효굴절률과 격자 간격의 함수임을 알 수 있다. 그림 1.은 FBG 센서의 원리인 반사 및 투과하는 과정을 표현한 그림이다. BBS는 broadband source를 의미하며 광섬유 격자에 입사하게 되고 반사되는 신호를 광 파장 분석기인 OSA (optical spectrum analyzer)에서 반사파장의 스펙트럼을 확인할 수 있다[7].

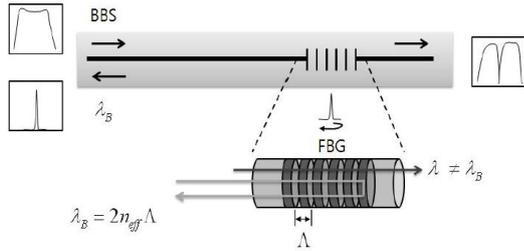


그림 1. FBG센서의 반사 및 투과 원리[7]  
 Fig. 1. Reflection and transmission principle of FBG sensor.

2-3 FBG 센서의 특징

기준에 전원을 이용하는 센서와 달리 내구성이나 우수하며 전자기적 간섭에 의한 영향이 없다. 또한 장거리 전송에도 적은 손실을 보이는 장점이 있다. 하나의 광 섬유라인에 여러 개의 격자를 새길 수 있어 멀티플렉싱이 가능하여 기존의 다른 센서에 비해 많은 지점을 동시측정이 가능하다[8].

III. 웨이블릿 기반 잡음제거 기법

3-1 웨이블릿 변환

웨이블릿 변환은 Grossman과 Morlet이 수학적 이론을 정립하고 1980년대 중반이후부터 신호처리 분야에서 광범위하게 사용되어 왔다[9]. 신호처리 분야에서 대중적으로 사용되고 있는 푸리에 변환은 신호의 시간적 정보가 상실되고 주파수 정보만을 제공하는 점과 달리, 웨이블릿 변환은 주파수 정보뿐만 아니라 시간영역에 포함된 정보도 함께 제공해준다. 또한 주파수 요소에 대하여 다양한 윈도우를 적용하고 시간, 주파수 해상도를 신호에 맞게 설계할 수 있다는 장점이 있다. 이러한 웨이블릿 변환은 부분적인 시간영역에 따른 주파수영역 해석이 가능하여 신호가 급격히 변하는 지점의 데이터 분석에 효과적이다 [10]. 따라서 항공기 날개에 전달되는 물리량의 변화만큼 반사 파장이 천이(Shift)되는 원리를 이용하는 FBG센서에 적용시키기 위한 적절한 기법으로 사료된다. 기본적으로 웨이블릿 변환 기법에는 연속웨이블릿 변환과 이산 웨이블릿 변환이 있다. 이산 웨이블릿 변환은 빠른 연산을 위하여 척도(scale)와 천이(shift)인자를 2 배수로 하는 것 외에는 동일한 개념이며, 실수 값을 갖는 신호  $f(x)$ 에 대한 연속 웨이블릿 변환은 다음 식 (2)와 같다[10].

$$W(a,b) = \frac{1}{\sqrt{a}} \int_{-\infty}^{\infty} f(x)\psi\left(\frac{x-b}{a}\right)dx \quad (2)$$

$\psi(x)$ 는 웨이블릿을 나타내는 수식이고,  $a$ 는 척도에 관한 인자이며,  $b$ 는 천이에 관한 인자이다. 식 (2)에서 볼 수 있듯이,

웨이블릿 함수의 척도와 천이 인자를 바꿔가면서 입력신호의 곱을 계산하게 된다. 입력 신호와 웨이블릿 신호가 일치할 때 가장 큰 변환 값을 갖게 된다. 국소 푸리에 변환의 경우 또한 시간 정보가 있는 윈도우 함수를 통하여 시간영역의 정보를 제공하지만, 해상도가 고정되어 있어 분석영역의 시간과 주파수에 대하여 항상 일정한 형태를 갖게 된다. 이러한 문제로 국소 푸리에 변환은 신호에 따른 유연한 분석을 수행하기 어렵다[9].

그러나 웨이블릿 변환의 경우 적절히 주어진 기본함수를 천이인자를 이용하여 시간 축을 이동시키고 척도인자를 이용하여 팽창 또는 수축시켜 신호의 특성에 맞게 효율적인 대처가 가능해진다. 연속 웨이블릿 변환에서 웨이블릿을 이분 구간으로 샘플링(dyadic sampling)하게 될 경우 직교 웨이블릿을 구성할 수 있다. 이를 이용한 웨이블릿 변환이 이산 웨이블릿 변환이다. 이산 웨이블릿 변환은 식(3),식(4)과 같이 정의되어진다. 식 (3)은 모 웨이블릿 함수를 의미하고 식(4)는 신호와 모 웨이블릿의 내적을 통한 이산 웨이블릿 변환을 의미한다.

$$\psi_{j,k} = 2^{-\frac{j}{2}} \psi(2^j x - k), \quad j \in \mathbb{Z}, k \in \mathbb{Z} \quad (3)$$

$$W_{j,k} = \langle f, \psi_{j,k} \rangle = 2^{\frac{j}{2}} \sum_{j,k} f_j \psi(2^j x - k) \quad (4)$$

식(3)과 식(4)를 이용하여 다중해상도 분석방법으로 해상도가 다른 벡터공간의 신호를 근사계수와 상세계수를 순차적으로 사영하거나 다시 이 값들로부터 사위의 함수를 복원한다.[11] 입력되는 이산시간 신호는 이산 웨이블릿 변환에 의해 다음과 같이 신호의 근사계수(저역통과)와 상세계수(고역통과)로 분해가 되고 이는 각각 식 (5)과 식 (6)로 표현된다[12].

$$c_j(n) = \sum_{k=0}^{N-1} h(k-2n)c_{j+1}(k) \quad (5)$$

$$d_j(n) = \sum_{k=0}^{N-1} g(k-2n)c_{j+1}(k) \quad (6)$$

근사 계수는 입력된 신호의 저주파 성분에 해당되는 신호이며, 상세 계수는 신호의 고주파 성분에 대한 신호이다. 이산 웨이블릿 변환은 그림 2와 같은 처리과정을 갖는다.

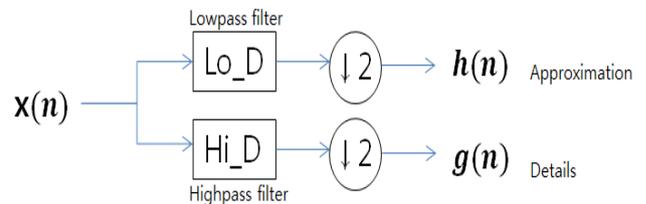


그림 2. 이산웨이블릿 변환  
 Fig. 2. Discrete wavelet transform.

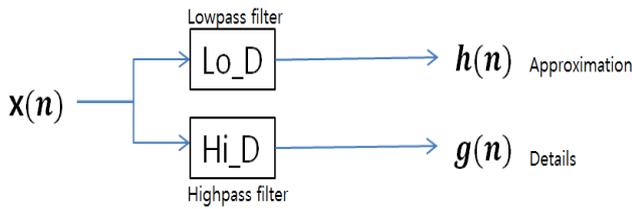


그림 3. 정상웨이블릿 변환  
Fig. 3. Stationary wavelet transform.

3-2 정상 웨이블릿 변환

정상 웨이블릿 변환은 기존에 많은 연구에서 사용되어 오던 이산 웨이블릿 변환이 원 신호를 완벽하게 보존할 수 없다는 단점을 보완이 가능하여 많은 연구가 진행되고 있다. 이산 웨이블릿의 경우 신호를 한 단계 분해할 때 마다 다운샘플링을 수행하고 다시 역 변환하는 과정에서 데이터 손실이 발생한다. 각 단계를 수행함에 따라 다운샘플링을 하기 때문에 이동 변이 (Shift variance) 현상이 발생하게 된다[13].

반면 정상 웨이블릿 변환의 경우 다운 샘플링 과정 없이 기존의 웨이블릿 특성은 유지하고 이동 불변의 특성을 갖기 때문에 기존에 사용되어 오던 이산 웨이블릿 변환의 이동 변이 현상 발생 문제를 해결할 수 있다[13]. 정상 웨이블릿 변환은 연산량과 처리시간이 이산 웨이블릿 변환보다 오래 걸리는 단점이 있지만 FBG 센서의 경우, 중심파장이 천이되는 원리를 이용하여 구조물에 충격량을 측정하기 때문에 이동불변의 특성을 지닌 정상 웨이블릿 변환 기법이 효율적으로 판단된다. 그림 2, 3은 이산 웨이블릿 변환과 정상 웨이블릿 변환 과정을 비교한 것이고, 정상 웨이블릿의 식은 식(7), (8)과 같이 표현된다.

$$c_{j+1,k} = \sum_l h(l)c_{j+1,k+2l} \tag{7}$$

$$d_{j+1,k} = \sum_l g(l)c_{j+1,k+2l} \tag{8}$$

3-3 웨이블릿 기반 잡음제거

웨이블릿 잡음제거 기법은 잡음이 상대적으로 원 신호에 비해 고주파에 많이 분포되어 있다는 점을 이용한다. 신호를 웨이블릿 도메인으로 재구성하고 상세계수를 수정하여 잡음을 제거한다. 웨이블릿 변환이  $W$ 라 가정하면 웨이블릿 계수는  $Y_i = W_{yi}$ 로 선형 변환되고  $W_{yi} = A_{wi} + D_{wi}$ 의 웨이블릿 근사 계수 및 상세 계수를 갖게 된다. 근사 계수는 원 신호의 저대역 부분의 웨이블릿 계수를 나타내며 상세 계수는 고대역 부분의 웨이블릿 계수를 나타낸다[12].

실제 잡음을 제거하기 전 계수들을 특성에 따라 분류한다. 각 계수들을 특정한 그룹으로 분류시키기 위하여 다음과 같은 알고리즘을 이용한다. 계수들을 크게 두 분류로 나눈다. 첫 번째는 “신호의 중요한 정보를 담고 있는 계수” 그리고 두 번째는

“중요하지 않고 잡음에 지나치게 영향을 많이 받은 계수”이다. 이 때 두 번째 분류에 대한 임계값 설정을 통해 임계값보다 작은 절대 값을 갖는 계수들을 제거하는 것이다. 다시 말하면 임계값 ‘ $\delta$ ’보다 작은 모든 계수들을 잡음으로 분류하여 0으로 대체한다. 이때 신호의 중요한 정보를 담고 있는 계수들은 일반적으로 임계값 보다 위에 존재하기 때문에 다시 역변환 시에 잡음이 제거된 신호가 된다[10]. 기존의 웨이블릿을 다룬 대부분의 논문에서는 Hard Threshold 보다 Soft Threshold의 우수성을 강조하였다. 그러나 Hard Threshold는 오차 기댓값을 최소화할 수 있다는 장점과 엣지를 보존하는데 탁월하다. 그러나 Soft Threshold 기법에 비하여 잡음제거를 하는 능력은 다소 약하다. Soft Threshold의 경우 Hard Threshold보다 잡음제거 능력은 좋지만 엣지를 보존하기 힘들다는 단점이 있다[14].

본 논문에서는 FBG 센서가 물리량에 따라 변화된 파형의 변화를 최대한 보존하고 잡음을 제거하기 위하여 Hard Threshold 기법을 적용하였다. 웨이블릿 잡음제거 알고리즘은 다음과 같이 세 단계로 구성된다[10].

1) 잡음 신호에 대하여 정상 웨이블릿 변환 수행

$$\square\square Y = X(\text{원신호}) + V(\text{노이즈신호})$$

$$SWT(Y) = W_y \tag{9}$$

2) 변환 영역에서 계수들 Thresholding

Hard thresholding 기법과 Soft thresholding 기법의 임계화 기법 수식은 다음과 같다. ( $c_i$ : 웨이블릿 계수,  $\delta$ : 임계값)

Hard thresholding 기법:

$$c_i = \begin{cases} 0, & \text{If } |c_i| < \delta \\ c_i, & \text{If } |c_i| \geq \delta \end{cases} \tag{10}$$

Soft thresholding 기법:

$$c_i = \begin{cases} 0, & \text{If } |c_i| < \delta \\ \text{sign}(c_i) (|c_i| - \delta), & \text{If } |c_i| \geq \delta \end{cases} \tag{11}$$

3) 마지막으로 임계화된 계수들 역 변환

$$ISWT(\tilde{x}) = W^{-1}(\tilde{X}) \quad (\tilde{x}: \text{임계화된 계수}) \tag{12}$$

Hard threshold 기법은 임계값 ‘ $\delta$ ’의 절대값보다 작은 절대값을 갖는 웨이블릿 계수들은 0으로 변환하게 되고, 임계값보다 큰 웨이블릿 계수들은 원래 값을 갖게 된다. Soft threshold 기법은 임계값 ‘ $\delta$ ’의 절대값보다 작은 절대값을 갖는 계수들은 Hard threshold와 동일하게 0으로 변환되고, 임계값보다 큰 절대값을 갖는 계수들은 임계값과의 차이만큼 수축(Shrinkage)하게 된다 [10].



그림 4. CTLS 항공기  
Fig. 4. CTLS aircraft.

#### IV. 실험 구성

실험은 한서대학교 태안비행장 격납고에서 수행을 하였다. 실험에 사용된 항공기는 복합소재를 이용하여 제작된 CTLS항공기를 사용하였다. 항공기 제작부터 항공기 날개 내부에 FBG 센서를 매립하여 제작이 되었다. 동일한 환경과 동일한 시간에 충격을 주지 않았을 때의 데이터를 받아 잡음이 많은 센서와 잡음이 없는 센서를 비교하여 잡음 유무를 판단하였다. 데이터는 초당 4000개의 데이터를 받아 실험을 진행 하였으며, 잡음 유

무를 판단하기 위해 24만개 데이터를 받아서 분석하였다. 그리고 잡음이 많은 센서에 임의의 충격을 주어 데이터를 받아 충격 전, 후 1초간 데이터 분석을 수행하였다. 그림 4.는 실험에 사용된 한서대학교 태안비행장에 위치한 CTLS항공기의 사진이고 그림 5.는 잡음이 없는 센서와 잡음이 많은 센서를 비교한 그림이다.

그림 6.은 본 논문에서 제안하는 알고리즘이다. 이 알고리즘을 이용하여 FBG센서의 잡음을 제거하였다. 임계값 설정을 과도하게 높게 설정할 경우, 그림 7.에서 볼 수 있듯이 FBG센서에 충격량이 오히려 줄어들어 정확한 충격탐지를 하지 못하게 되는 것을 확인할 수 있다. 그리하여 적절한 임계값을 설정하기 위해 충격이 없는 상태에서 FBG센서에 잡음레벨 만큼을 임계값으로 적용하였다.

#### V. 실험 결과

##### 5-1 SWT와 DWT 비교

그림 8, 9는 SWT와 DWT를 비교하기 위하여 동일하게 hard threshold기법을 적용하고 임계값은 0.004256으로 적용하였다. 3단계 분해를 수행하였으며, 모 웨이블릿으로 db2를 선정하여 분석하였다. 그림 8은 SWT를 적용한 그래프이고 그림 9는

DWT를 적용한 그래프이다. 유사한 듯하나, 그림 10에서 볼 수 있듯이, 빨간색 그래프는 Raw data가 잡음으로 인한 오차가 발생한 것을 확인할 수 있다. 초록색 그래프가 DWT를 수행한 결과이고, 파란색 그래프가 SWT를 수행한 결과이다. 두 그래프를 확대를 하여 비교 분석을 해보면 SWT가 DWT에 비하여 오차를 줄여줄 수 있다는 것을 확인할 수 있다. 표 1.은 그림 10.의 그래프에서 70~93을 수치적으로 표현한 표이다.

##### 5-2 Hard threshold vs Soft threshold

그림 11, 12, 13, 14는 SWT 기법을 이용하여 Haar wavelet과 db2 wavelet를 적용하였다. 각각 Hard threshold와 Soft threshold를 분석한 실험 결과값이다. 그림 11은 모 웨이블릿으로 db2를 이용하였으며 Hard threshold를 적용하였다. 오차 기대값을 최소화할 수 있고 엣지검출이 탁월하기 때문에 충격에 따른 물리량을 최대한 살릴 수 있다. 반면 그림 12는 모 웨이블릿으로 db2를 이용하였으며 Soft threshold를 이용하여 잡음을 제거하였기 때문에 임계값만큼 계수가 수축하는 특성으로 충격에 따른 물

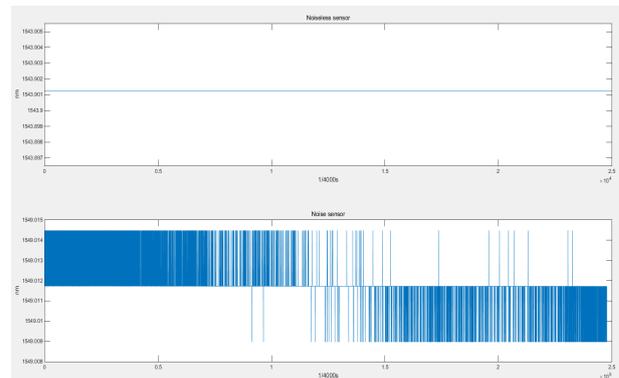


그림 5. 노이즈 유무판단  
Fig. 5. Determine whether noise exists.

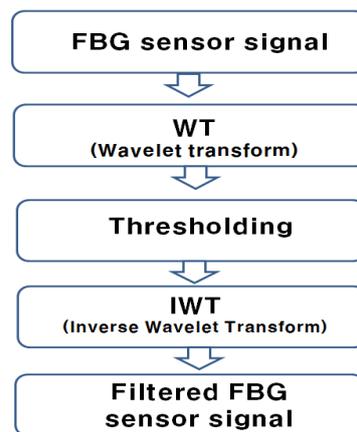


그림 6. 제안한 알고리즘  
Fig. 6. Proposed algorithm.

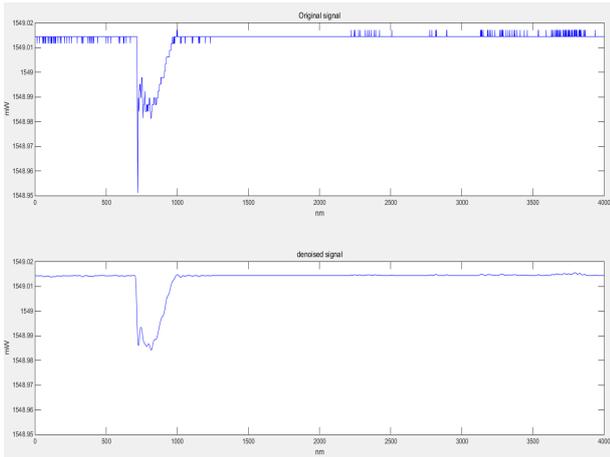


그림 7. 높은 임계값을 적용  
Fig. 7. Apply a high threshold.

리량을 보존하지 못하는 것을 확인하였다. 그림 13은 모 웨이블릿으로 Haar wavelet을 이용하고 Hard threshold를 적용하였고 그림 14는 모 웨이블릿으로 haar를 이용하고 Soft threshold를 적용하였다.

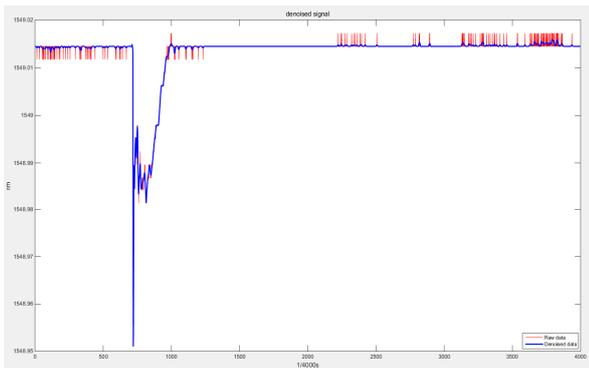


그림 8. SWT를 이용한 잡음제거(db2 wavelet, level3)  
Fig. 8. Noise reduction using SWT(db2 wavelet, level3)

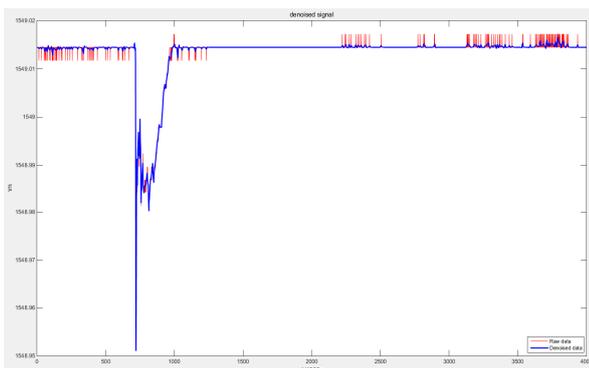


그림 9. DWT를 이용한 잡음제거(db2 wavelet, level3)  
Fig. 9. Noise reduction using DWT(db2 wavelet, level3)

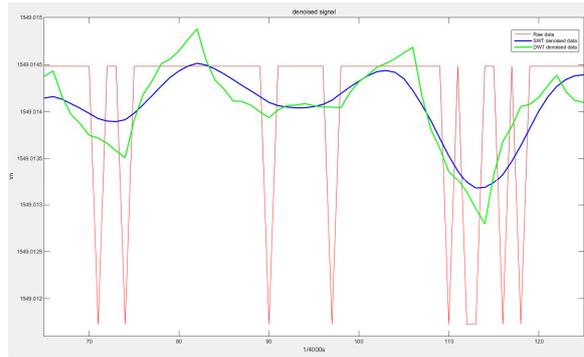


그림 10. SWT vs DWT  
Fig. 10. SWT vs DWT.

표 1. SWT와 DWT 수치비교

Table 1. Comparison of SWT and DWT figures.

1/4000 (s)	IDEAL	DWT	SWT
70	1549.014484	1549.013751	1549.013983
71	1549.014484	1549.01372	1549.013927
72	1549.014484	1549.013665	1549.013901
73	1549.014484	1549.013585	1549.013895
74	1549.014484	1549.013512	1549.013915
75	1549.014484	1549.013911	1549.013984
76	1549.014484	1549.014183	1549.014075
77	1549.014484	1549.014328	1549.014172
78	1549.014484	1549.014508	1549.014271
79	1549.014484	1549.014561	1549.014365
80	1549.014484	1549.014648	1549.014434
81	1549.014484	1549.014769	1549.014486
82	1549.014484	1549.014881	1549.014515
83	1549.014484	1549.014549	1549.014496
84	1549.014484	1549.014336	1549.014454
85	1549.014484	1549.014242	1549.014402
86	1549.014484	1549.014116	1549.014342
87	1549.014484	1549.014109	1549.014280
88	1549.014484	1549.014070	1549.014222
89	1549.014484	1549.013999	1549.014161
90	1549.014484	1549.013937	1549.014099
91	1549.014484	1549.01402	1549.014066
92	1549.014484	1549.014065	1549.01405
93	1549.014484	1549.014071	1549.014041

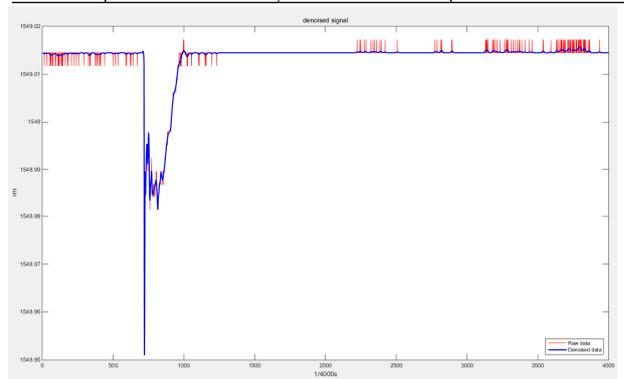


그림 11. Hard threshold를 이용한 잡음제거 (db2 wavelet, level4)  
Fig. 11. Noise reduction using hard threshold (db2 wavelet, level4)

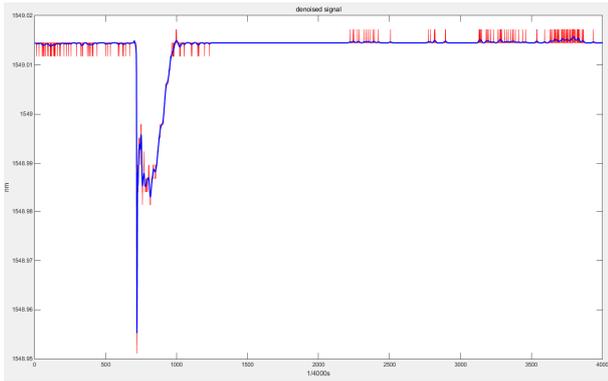


그림 12. Soft threshold를 이용한 잡음제거  
(db2 wavelet, level4)

Fig. 12. Noise reduction using soft threshold  
(db2 wavelet, level4)

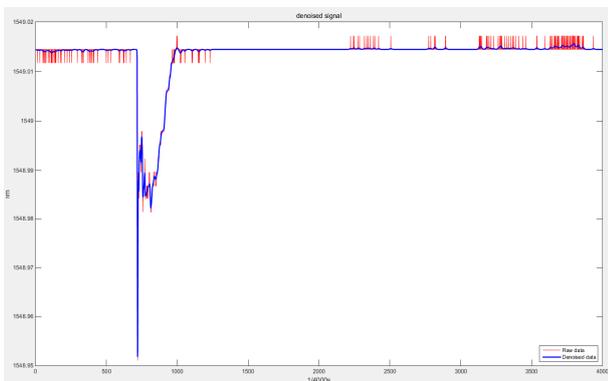


그림 13. Hard threshold를 이용한 잡음제거  
(haar wavelet, level4)

Fig. 13. Noise reduction using hard threshold  
(haar wavelet, level4)

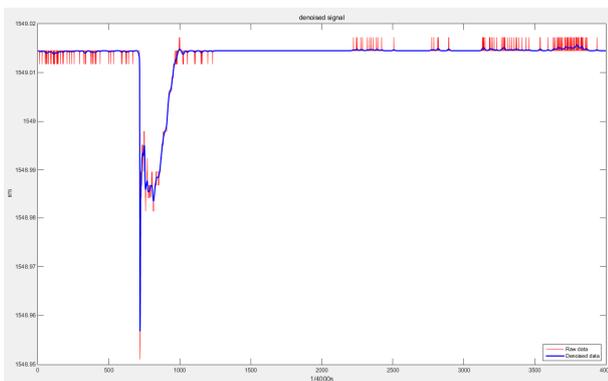


그림 14. Soft threshold를 이용한 잡음제거  
(haar wavelet, level4)

Fig. 14. Noise reduction using soft threshold  
(haar wavelet, level4)

## VI. 결 론

본 논문에서는 FBG센서를 복합재 내부에 설치한 CTLS항공기를 이용하여 충격실험을 수행하여 잡음의 유무를 판단하고 잡음이 많은 센서의 잡음을 제거하기 위하여 정상 웨이블릿 변환 기법을 제안하였다. 기존 웨이블릿 논문에서는 대부분 soft threshold를 적용하여 잡음제거를 하였으나, 이는 최대 충격량을 보존해야하는 본 실험과 같은 항공기 내장센서 데이터에 적용하였을 경우, 충격에 따른 물리량이 줄어들게 되어 정확한 충격량 측정이 불가능하였다. 그리하여 hard threshold를 적용하여 충격량을 보존하고 잡음을 제거하였다. 향후 본 연구에서 적용된 지상시험을 반영하여 FBG센서를 복합재 내부에 설치한 CTLS항공기의 비행시험을 수행 후, 수집한 데이터를 정상 웨이블릿 변환을 적용하여 보다 본 연구와 비교 시 더욱 정확한 물리량 계측을 할 수 있을 것으로 판단된다.

## Acknowledgments

이 논문은 2017년도 한서대학교 교내연구과제 지원사업에 의하여 연구되었음.

## References

- [1] G. H. Lee, A study on structural health monitoring of solar powered aircraft composite wings using fiber bragg grating Sensors, Master's degree, Seoul National University of Science and Technology, Seoul, Korea, 2013.
- [2] M. R. Ham, H.S. Choi, and W.J. Choi, "The emergence of composite material aircraft and review of technical," *Korea Association of Defense Industry Studies*, Vol.16, No.2, pp.259-283, 2009.12.
- [3] S. W. Park, H.J. Yoon, S. O. Park, J. Y. Song, and C. G. Kim, "Design scheme of FBG sensor system for aircraft application," in *2005 Korea Composite Materials Society Fall Conference*, Daegu: Korea, pp. 215-218, 2005.11.
- [4] G. C. Kahandawa, J. Epaarachchi, H. Wang, and K. T. Lau, "Use of FBG Sensors for SHM in aerospace structures," *Photonic Sensors*, Vol. 2, No.3, pp. 203-214, 2012.
- [5] S. W. Kim, S. J. Yoo, E. Lee, I. B. Kwon, and D. J. Yoon, "Adhesive layer monitoring of composite structures using embedded FBG sensors," in *Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Conference*, Gyeongju: Korea, pp. 294-299, 2011.
- [6] X. Zhou, C. Zhou, and B. G. Stewart, "Comparisons of discrete wavelet transform, wavelet packet transform and stationary wavelet transform in denoising PD Measurement data," in *Conference Record of the 2006 IEEE International Symposium on Electrical Insulation*,

Toronto: Canada, pp. 237-240, 2006.6.

- [7] G. H. Lee, A Study on structural health monitoring of solar powered aircraft composite wings using fiber bragg grating sensors, Master's degree, Seoul National University of Science and Technology, Seoul, Korea, 2013.
- [8] H. J. Park, Modal identification and damage detection of structures using fiber bragg grating sensors, Master's degree, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, Korea, 2006.
- [9] S. P. Kim, E. T. Kim, and K. J. Seong, "Sensor fusion of GPS/INS/baroaltimeter using wavelet analysis," *International Journal of Control Automation and Systems, Transactions on Control Automation and Systems Engineering*, Vol. 14, No. 12, pp. 1232-1237, Dec. 2008.
- [10] S. H. Kim, K. S. Choi and G. Y. Hong, "Spike rejection method for improving altitude control performance of quadrotor UAV using ultrasonic rangefinder," *The Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 20, No. 3, pp 1-5, 2016.6.
- [11] J. S. Sim, Efficient hardware design for discrete wavelet transform algorithm, Master's degree, Kyunghee University, Seoul, 2004.2.
- [12] H. R. Yu, Study for the noise rejection threshold value decision with using band information of stationary wavelet, Master's degree, Daejeon University, Daejeon, Korea, 2007.
- [13] S. H. Kim, Spike rejection method of quadrotor UAV using ultrasonic rangefinder, Master's degree, Hanseo University, Korea, 2017.2.
- [14] M.G. Sumithra, K. Thanushkodi "Performance evaluation of different thresholding methods in time adaptive wavelet based speech enhancement," *International Journal of Engineering and Technology*, Vol. 1, No. 5, pp.439-447, Dec. 2009.



**신 현 성 (Hyun-sung Shin)**

2017년 9월 : 한서대학교 항공전자학과 (공학사)  
2017 9월 ~ 현재 : 한서대학교 대학원 항공기 시스템학과  
※ 관심분야 : 항공기 시스템, 비행시험



**홍 교 영 (Gyo-Young Hong)**

1993년 3월 ~ 2001년 : 대한항공 항공기술연구소 선임 연구원  
2001년 9월 ~ 현재 : 한서대학교 항공전자공학과 교수  
※ 관심분야 : 비행시험, 항공통신, 항공기 시스템