



# 레이저 초음파 기반 구조 건전성 관리 기술

이영준, 이정률\*

(한국과학기술원 항공우주공학과)

## 1. 머리말

구조적 건전성이란 해당 구조물이 설계하중을 비롯한 다양한 운영환경에 대해 제작결함, 작동의 실패 혹은 구조 손상없이 건전한 상태로 운영되는 것을 의미하며 이는 해당 구조물의 성능과 직결되는 동시에 해당 시스템을 운영하거나 이용하는 이들의 안전을 보장하기 위한 가장 기본적인 면서도 매우 중요한 요소이다. 특히 항공기와 같이 안전한 작동의 보장이 필수적인 경우와 제조업 생산라인 및 기반설비처럼 시스템의 실패가 막대한 경제적 손실을 야기하는 경우에 있어 구조적 건전성 보장을 위한 다양한 노력들이 시도되어왔고 이러한 노력들은 지속적인 발전을 거듭하고 있다.

구조적 건전성 보장을 위해 널리 적용되는 방법 중 대표적인 것이 바로 비파괴 검사이다. 하지만 대부분의 고전적 비파괴 검사방법은 대상 구조물을 검사하기 위해 시스템의 작동을 중단하여야 하거나 검사 대상체를 원래의 시스템에서 별도로 장탈하여야 하는 등의 운영상의 경제적 단점을 수반한다. 최근에는 이러한 단점을 보완하여 실시간에 가깝게 그리고 시스템의 운영 중단을 최소화하면서 구조물의 상태를 진단 추적하는 구조 건전성 관리(structural health management, SHM) 기술들이 활발히 연구되고 있다.

레이저를 이용한 구조 건전성 관리 기술은 결합 및 손상 탐지 기법의 측면에서 초음파 탐상기법과 유사하나 고전적 초음파 탐상기법과 비교해 접촉매질이 불필요하며 탐지 속도가 매우 빠른 점 등의 많은 장점이 있으며, 특히 항공분야에서의 폭넓은 적용성을 가짐과 동시에 대형 복합 재료 구조물의 현장 검사에 널리 적용될 수 있는 기술 중 하나이다.

## 2. 레이저 초음파 전파 영상화(UPI) 시스템

초음파 전파 영상화(ultrasonic propagation imaging, UPI) 시스템은 레이저를 조사하여 구조물에 초음파를 발생시키고 수신된 신호를 수집 분석하여 이를 영상화함으로써 사용자로 하여금 검사 대상의 이상여부를 손쉽게 인지할 수 있도록 해주는 시스템으로 매우 다양한 연구에 적용되어 왔으며 현재는 실험실 수준의 연구를 넘어 일선 현장의 구조 건전성 관리 시스템까지 적용 범위를 넓히고 있다. 그림 1은 UPI 시스템의 전체적인 구성을 보여준다.

전체적인 시스템의 소개에 앞서 다소 생소한 독자들을 위해 레이저를 이용한 초음파의 발생 원리에 대해 간단히 살펴보자. 먼저 펄스 형태의 고출력 레이저를 물체에 조사시키면 표면의 매우 얇은 영역에서 에너지의 흡수와 반사가 발생

\* E-mail : leejrr@kaist.ac.kr

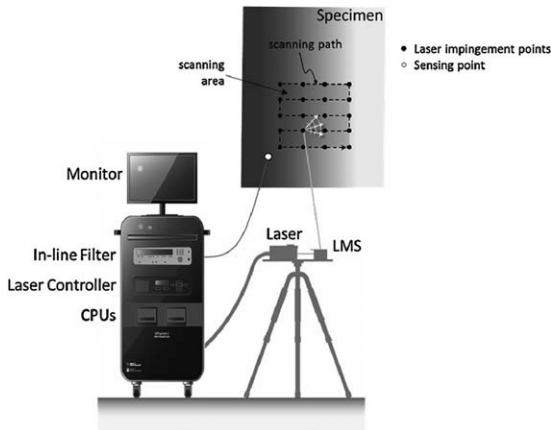


그림 1 PZT-UPI 시스템 구성도

한다. 이 중 흡수된 광학적 에너지가 열에너지로 전환되고 전환된 열에너지는 국부적 영역에 짧은 순간동안 매우 높은 온도의 상승과 하강을 유발한다. 이러한 급격한 온도 구배로 인한 열탄성 효과에 의해 발생된 국부적 열팽창이 재료 내부로 전달되며 고주파의 탄성파를 발생시키게 된다. 레이저를 이용해 비파괴검사에 적합한 초음파를 발생시키기 위해서는 매우 높은 수준의 레이저 출력이 필요하며 이러한 고출력 레이저의 생성에는 주로 연속파(continuous wave, cw) 레이저를 펄스 형태의 레이저로 변환하는 Q-스위칭 레이저가 사용된다.

UPI 시스템은 실제 현장에 널리 적용 가능한 구조 건전성 관리 기술로의 많은 장점을 갖고 있다. 우선 다른 시스템에 비해 매우 빠른 검사 속도를 보여준다. 최근 개발된 UPI 시스템의 경우 초당 약 20,000점에 대한 검사가 가능하며 이 시스템을 이용하면 1 mm의 분해능(resolution)으로 1 m×1 m 크기의 구조물을 검사하는 데에 채 1분이 걸리지 않는다. 다음으로 UPI 시스템은 매우 다양한 형태의 센서와 함께 사용될 수 있다. 대표적인 접촉식 초음파 센서인 압전 트랜스듀서와 광섬유(optical fiber) 센서를 포함하여 공기 접촉식(air-coupled) 트랜스듀서, 도플러 진동계 등의 다양한 비접촉식 센서 모두 적용이 가능하다. 또한 UPI 시스템은 이동이 용이하고 구조물과 약 100 m 정도의 멀리 떨어진 거리에서도 양질의 초음파

를 발생시킬 수 있어 전기적으로 매우 정밀하게 작동되는 거울을 이용해 레이저의 진행방향을 조절하여 넓은 영역을 손쉽게 스캔할 수 있는 장점 역시 가지고 있다.

이러한 빠른 검사속도와 이동성 그리고 다양한 센서의 적용 가능성으로 인해 UPI 시스템은 매우 복잡한 구조를 갖는 실제 산업현장에서 검사를 위한 별도의 이동 및 장탈없이 검사가 가능한 구조 건전성 관리 기술로 더욱 각광받고 있다.

### 3. 면내 방향 유도 초음파 전파 영상화 시스템

레이저를 조사하여 구조물에 초음파를 발생시키면 두께 방향으로 전파되는 초음파와 면내 방향으로 전파되는 판파 및 박파가 동시에 발생한다. 면내 방향 유도 초음파 전파 영상화 시스템은 판파 및 박파를 이용해 구조물의 결함을 검출하는 시스템이다.

#### 3.1 운영 항공기 복합재 날개보 접착분리 검사

복합재료는 금속재료에 비해 높은 중량대 강성비 등의 많은 장점으로 인해 항공분야에서의 적용 비율이 갈수록 증가하고 있다. 과거에는 수평 및 수직미익 등 그 중요성이 상대적으로 낮은 부위에 주로 사용된 데 반해 최근에는 동체와 주익의 주요 기골에도 복합재의 사용비율이 점진적으로 늘어나는 추세이다. 하지만 복합재는 충격 등에 의한 손상에 상대적으로 취약하며 이러한 충격은 복합재의 대표적인 파손형태인 층간분리 또는 접착분리를 유발하므로 가능한 조기에 탐지하는 기술이 반드시 수반되어야 한다. 이정률 등은 2013년 5월, 향후 한국공군에서의 운용을 목표로 개발이 한창 진행 중이던 실제 항공기를 대상으로 UPI 시스템을 이용한 복합재 날개보의 접착분리 발생 여부에 대한 검사를 수행하였다<sup>(1)</sup>.

실제 항공기 날개 부위의 접착분리가 의심되는 위치에 대해 검사가 수행되었으며, 검사대상 부위의 위치 및 형상은 그림 2와 같다. 각각의 스캔

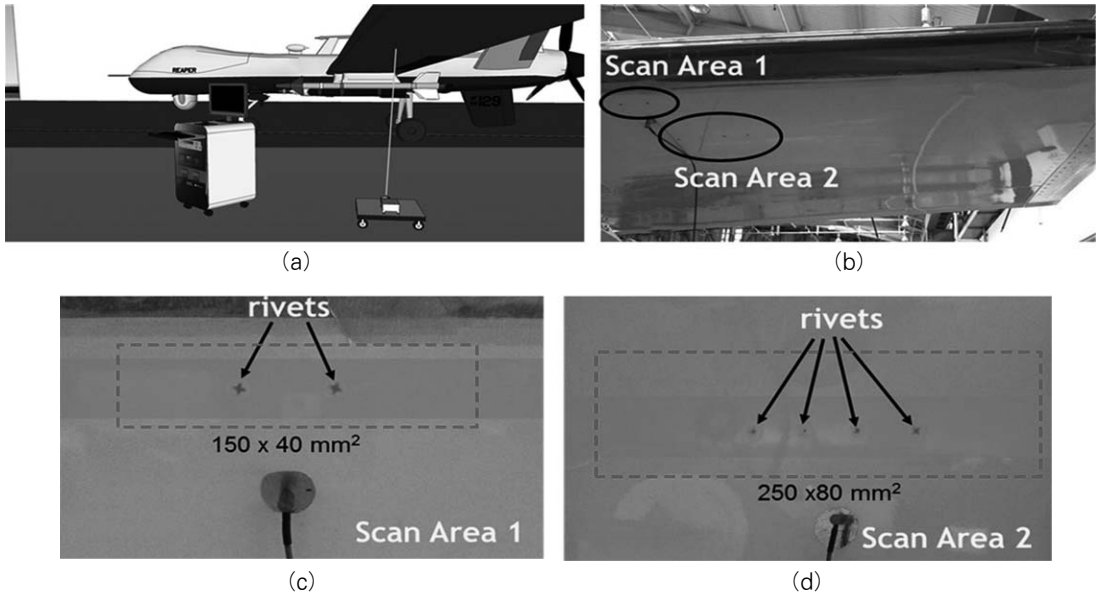


그림 2 (a) UPI를 이용한 복합재 날개부위 검사모습. (b),(c),(d) 검사영역 위치 및 세부현황

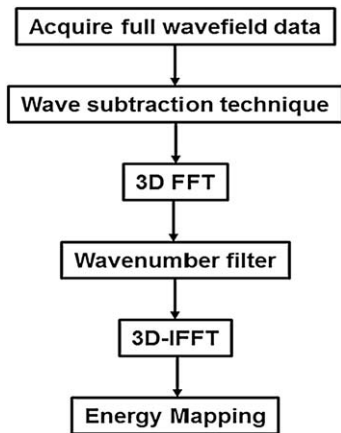


그림 3 적용 알고리즘 흐름도

영역은 150 mm × 40 mm, 250 mm × 80 mm 크기이며 0.25 mm 간격으로 스캔하였다. 대상 구조물은 접착분리 결함이 의심됨에 따라 리벳을 이용한 추가적인 체결이 이루어졌으며 날개 스킨 뒷면에 30 mm 높이의 날개보가 위치하므로 외부에서의 확인은 불가능하다.

검사에는 약 1.3 mJ의 에너지를 가지는 532 nm의 Q-스위칭 Nd:YAG 레이저가 사용되었으며 1 kHz의 펄스 반복 속도(pulse repetition frequency, PRF)로 레이저가 조사되어 초당 1,000점의 검사 속도를 가진다. 생성된 초음파 신호는 압전 트랜

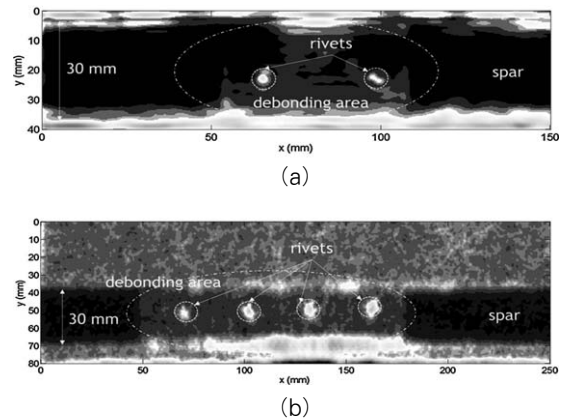


그림 4 스캔영역 1(a) 및 2(b)의 파동장 에너지 맵핑 결과

스듀서를 이용해 수집되었으며 센서는 스캔 영역의 폭 방향 가운데 지점에서 하한선으로부터 20 mm 아래에 부착되었다. 센서를 통해 수집된 초음파 신호는 10 kHz ~ 500 kHz의 밴드패스 필터를 거친 뒤 원 신호대비 30배로 증폭되었다.

수집된 신호는 그림 3에 도식화 된 wavenumber filtering algorithm에 따라 처리 분석되었으며<sup>(2)</sup>, 파동장 에너지 맵핑을 수행한 결과는 그림 4와 같다. 날개 스킨과 날개보가 강하게 접합된 부위는 높은 에너지 수준을 보이며 반대로 접착분리가 일어난 영역은 낮은 에너지 수준을 보임을 알 수 있다.

### 3.2 정비고 내장형 복수영역 동시 검사 시스템

서두에서 언급한 레이저를 이용한 구조물 검사  
의 장점 중 하나는 바로 매우 빠른 검사 속도를  
제공한다는 것이다. 신혜진 등은 레이저의 빠른  
검사속도의 장점을 극대화하고자 하나의 레이  
저 소스를 분할하여 정비고에 입고된 항공기의  
여러 영역을 동시에 검사할 수 있는 시스템을 개  
발하였다<sup>3)</sup>.

전반적인 시스템의 구성은 유사하나 다른 시스  
템과 차별화되는 부분은 복수 영역의 검사를 위  
해 하나의 레이저 소스를 beam splitter를 이용해  
분할하는 부분이다. 그림 5는 레이저 발생부 및  
분할부의 모습이다. 532 nm의 Q-스위칭 레이저  
는 beam splitter에 의해 두 개의 빔으로 나누어지  
고 이는 각각의 LMS(laser mirror scanner)로 조사

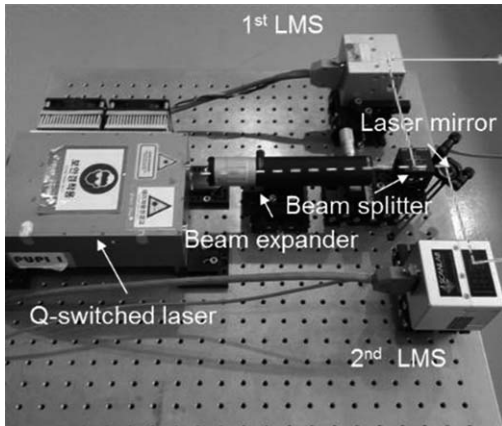


그림 5 복수영역 검사를 위한 레이저 발생부 및 분할부 형상

되어진다. 이때 각각의 LMS는 분리된 영역의 검  
사를 위해 상호 독립적으로 제어된다.

구성된 복수 영역 동시 검사 시스템은 실제 항공  
기 검사 환경을 최대한 유사하게 모사하고자 정비  
고 내부에 설치되었으며 정비고 내에 입고된  
Cessna C-150 항공기를 대상으로 검사를 실시하였  
다. 그림 6에 표시된 바와 같이 분할된 레이저를  
검사영역을 따라 조사할 두 개의 틸팅 미러가 정  
비고 천정에 설치되었으며 UPI 시스템으로부터  
각각의 미러의 거리는 7 m 및 10 m 이고 미러와 피  
검사체간의 거리는 4 m이다. 검사는 두께 0.5 mm  
의 항공기 좌우측 주익 상부 스킨을 대상으로 수  
행되었으며 각각 200 mm × 200 mm 크기의 영역  
에 대해 0.5 mm 간격으로 레이저를 조사하였다.

좌우측 각각의 검사영역에는 길이 10 mm 폭 1 mm



그림 6 정비고 내에 설치된 복수 영역 동시 검사 시스템

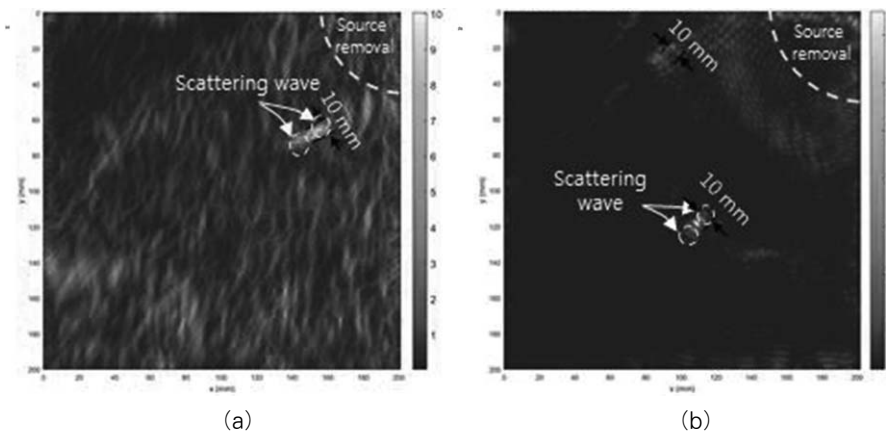


그림 7 에너지 맵핑을 통한 결함 초음파 신호 영상화 결과. (a) 좌측, (b) 우측

깊이 0.3 mm의 인공적인 결함이 가공되었다. 조사된 레이저로 인해 스킨 방향에 따라 유도된 초음파 신호는 증폭기가 내장된 압전 트랜스듀서를 이용해 수집되며 이는 300 kHz ~ 500 kHz 영역의 밴드패스 필터를 통해 처리되었다.

해당 피검사체인 스킨은 알루미늄 합금으로 구성되었다. 알루미늄의 경우 복합재와 달리 펄스 반복 속도가 증가함에 따라 반향(reverberation) 현상을 보인다. Chia의 연구에 의하면<sup>(4)</sup> 알루미늄의 반향효과는 카본 복합재 보다 크게 나타나며, 두께 0.5 mm의 알루미늄 판재의 경우 반향 효과의 표준편차는 PRF 20 Hz에서 0으로 나타났고 PRF 100 Hz에서는 0.02로 나타났다. 이 실험은 0.2, 1, 2, 3, 4, 5, 10 및 20 kHz PRF의 속도로 발생된 초음파 신호를 영상화하여 비교하였으며 이중 3 kHz PRF에서 그림 7과 같이 좌우측 모두 양호하게 결함을 식별할 수 있었다. 3 kHz PRF의 속도로 검사에 소요된 시간은 53.3초로 비교적 낮은 펄스 반복 속도에서도 충분히 빠른 검사속도를 보여주고 있다.

#### 4. 전영역 펄스-에코 초음파 전파 영상화 시스템

앞서 소개한 면내 방향 초음파 전파 영상화 시스템은 판파 또는 박파의 초음파를 사용하는 반면 두께 방향으로의 공간해상도와 손상가시화 정확도는 높지 않기 때문에 이러한 단점을 보완

하고 3차원 손상 정보를 제시하고자 개발된 시스템이 전영역 펄스-에코 초음파 전파 영상화(full field pulse-echo UPI, FF PE UPI) 시스템이다. 해당 시스템이 면내 방향 UPI 시스템과의 차별화되는 점은 다음과 같다. 첫째, 결함검출에 사용하는 초음파가 면내 방향 UPI 시스템은 표면을 따라 전파하는 판파 혹은 박파인데 반해 FF PE UPI 시스템은 두께 방향으로 전파되는 종파를 이용한다는 것이다. 둘째, 면내 방향 UPI 시스템은 초음파 신호의 수신을 위해 1개 또는 다수의 고정된 위치의 센서가 사용되어지나 FF PE UPI 시스템의 경우 비접촉식 센서를 이용해 초음파 발생을 위해 레이저가 조사되는 모든 위치에 대해 각각의 신호를 수집한다는 것이다.

#### 4.1 전영역 펄스-에코 UPI 시스템 구성 및 영상화 처리 기법

그림 8(a)에 나타난 전영역 펄스-에코 UPI 시스템은 1064 nm Q-스위칭 레이저를 사용하는 초음파 생성 레이저, 레이저 도플러 진동계(laser doppler vibrometer, LDV)를 사용한 센싱 레이저, 그리고 두 레이저 소스의 공간적 이동을 위한 2축 선형 스테이지 시스템으로 구성된다. 그림 8(b)와 같이 가진 레이저에서 가진되는 수 나노초의 레이저빔 펄스가 시편 표면에 조사됨과 동시에 발생된 다양한 모드의 초음파 중 두께 방향으로 전파되는 초음파를 센싱 레이저가 실시간으로 센싱한다. 이러한 초음파의 발생 및 감지는

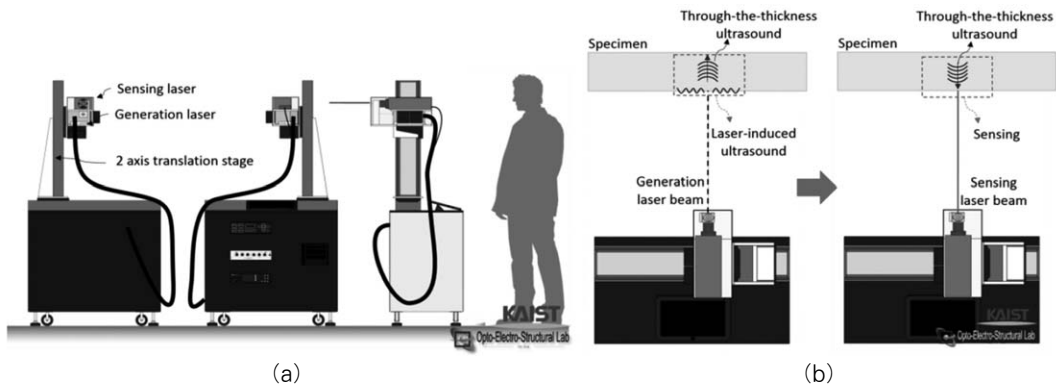


그림 8 전영역 펄스-에코 UPI 시스템. (a) 구성 및 개념도, (b) 초음파 발생 및 감지<sup>(5)</sup>

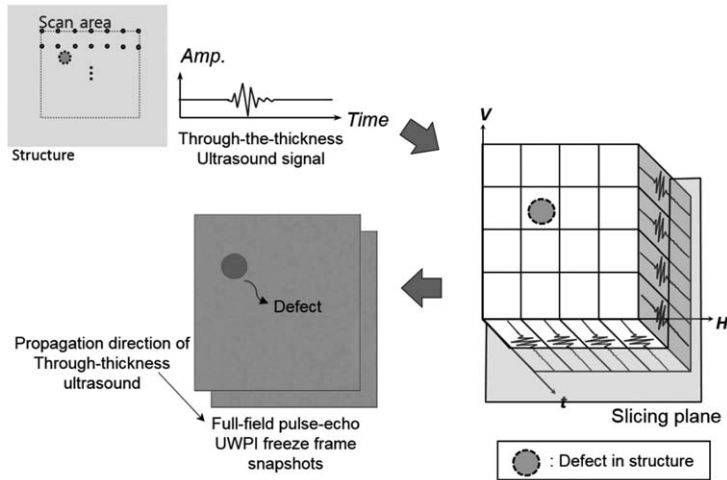


그림 9 두께 방향 초음파 기반 펄스-에코 초음파전파 영상화 기법

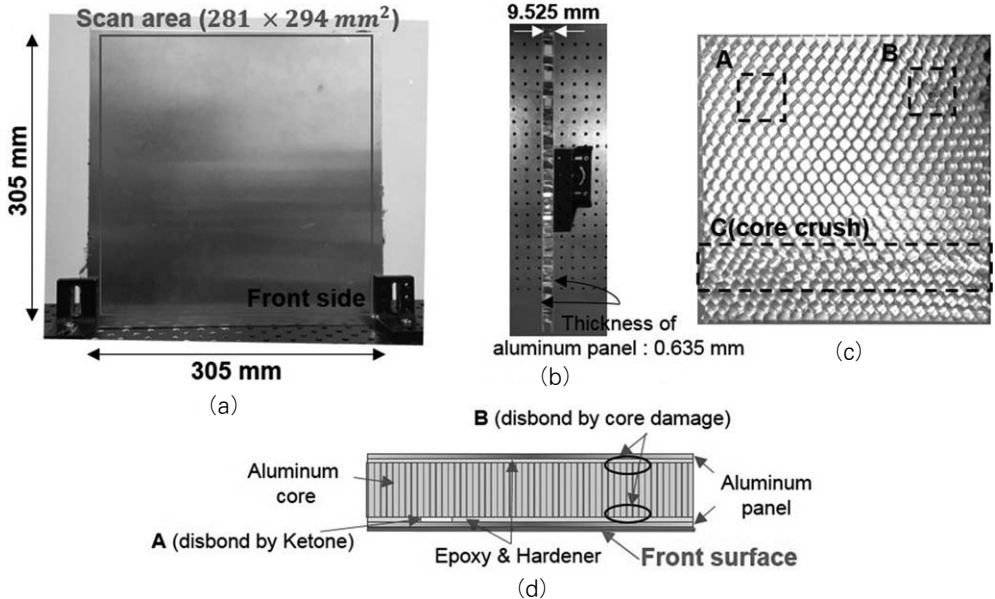


그림 10 알루미늄 허니콤 샌드위치 구조. (a) 전면, (b) 측면, (c), (d) 결함 위치

검사대상 전 영역에 걸쳐 이루어지며 그 결과로 검사 영역에 해당하는 하나의 전영역 초음파를 전영역 초음파 전파 영상화(full-field pulse-echo ultrasonic wave propagation imaging, FF PE UWPI) 기법에 의해 영상화하여 검사영역 크기의 하나의 전영역 초음파로의 전파를 가시화한다.

그림 9와 같이 스캔 결과로서 시편에서 획득된 두께방향 초음파를 기반으로 FF PE UWPI 기법을 통해 시편 내 손상을 가시화한다. 스캔을 통해 수집된 1차원 초음파 신호들은 3차원 배열 정렬

후 시간 축으로 이미지를 생성하고 순차적으로 동영상화 할 경우 스캔 전영역에 걸쳐 균일한 초음파가 두께방향으로 어떻게 전파하는지를 가시화 할 수 있게 된다.

#### 4.2 전영역 펄스-에코 UPI 시스템을 이용한 구조물 결함 가시화<sup>5)</sup>

그림 10(a)와 10(b)에 나타난 알루미늄 허니콤 구조는 크기 305 mm × 305 mm × 0.635 mm 의 알루미늄 판재와 두께 9.525 mm 의 알루미늄 코

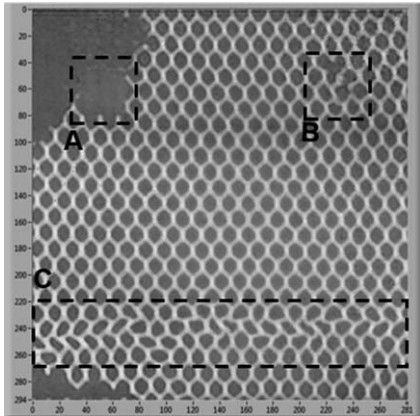


그림 11 알루미늄 허니콤 구조물 검사결과: FF PE UWPI 영상 정지화면(15.6  $\mu$ s)

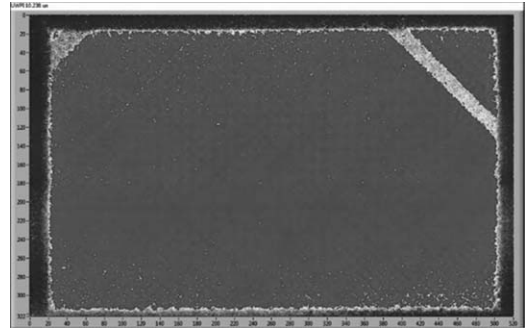
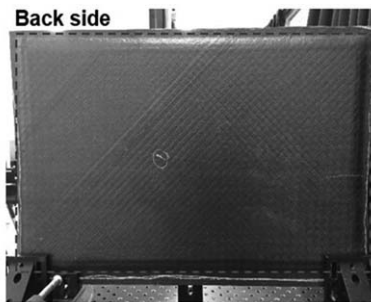


그림 13 CFRP 허니콤 구조물 검사결과: FF PE UWPI 영상 정지화면(10.238  $\mu$ s)



(a)



(b)



(c)

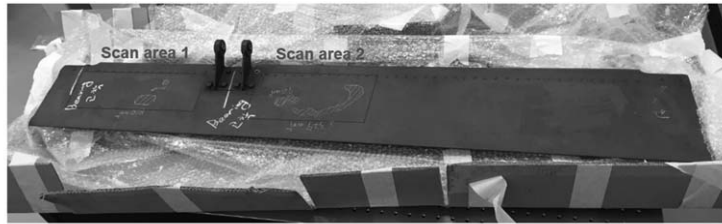
그림 12 CFRP 허니콤 샌드위치 구조. (a) 전면, (b) 후면, (c) 측면

어로 이루어져 있다. 그림 10(c) 및 10(d)와 같이, 코어 내부는 인공적인 결함들이 위치한다. 케톤에 의한 접착분리와 코어 손상에 의한 접착분리가 각각 A와 B 부위에 위치하고 있으며, C 부위는 일그러진 형태의 코어 변형을 포함하고 있다. 결함 가시화를 위해 시편의 전면부 281 mm × 294 mm 크기의 영역에 대해 0.52 mm 간격으로 스캔하였다. 이때 5.52 mJ의 펄스 에너지와 700 Hz의 펄스 반복 속도로 스캔하였으며 수집된 초음파 신호는 50 kHz ~ 200 kHz의 밴드패스 필터를 통해 처리되었다.

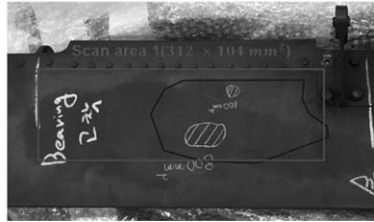
검사 결과, 그림 11에 나타난 바와 같이 15.6  $\mu$ s 시점의 정지 화면은 A, B 위치의 접착분리 현상과 C 위치의 코어 일그러짐 현상을 모두 효과적으로 나타내고 있다. 또한 주어진 정지영상은 A 위치 상단과 C 위치 하단의 추가적인 접착분리 결함역시 보여주고 있다.

그림 12의 시편은 UAV 스킨 판재에 사용되는 CFRP 허니콤 구조로 CFRP 판재와 Nomex 허니콤으로 구성되어 있다. CFRP 판재와 코어의 두께는 각각 0.4363 mm 와 6.35 mm 이다. 그림 12(a)에 보이는 바와 같이 520 mm × 322 mm 영역에 대해 0.52 mm 간격으로 5.52 mJ의 펄스 에너지와 700 Hz의 펄스 반복 속도로 스캔하였으며 수집된 초음파 신호는 50 kHz ~ 200 kHz의 밴드패스 필터를 통해 처리되었다. 검사 결과 그림 13의 10.238  $\mu$ s 시점 FF PE UWPI 영상 정지화면을 통해 층간 겹침 결함(prepreg overlap)이 관찰되었다.

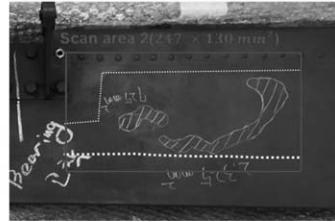
인공적인 결함을 내포한 시편들 외에 그림 14



(a)

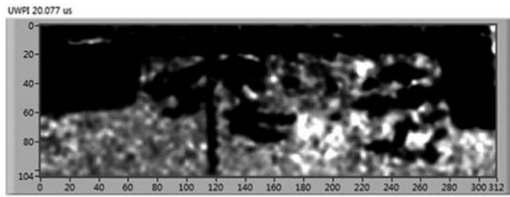


(b)



(c)

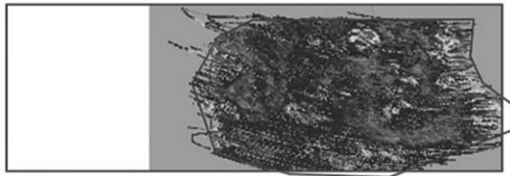
그림 14 Aileron 구조물. (a) 전체 형상, (b), (c) 스캔영역 1, 2



(a)



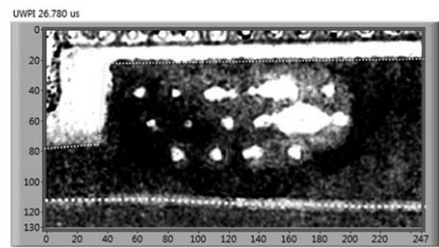
(b)



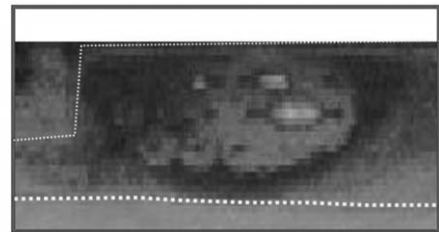
(c)

그림 15 스캔영역 1의 검사결과. (a) FF PE UWPI 영상 정지화면 (20.077  $\mu$ s), (b) 물분사 C-scan, (c) 이동식 C-scan

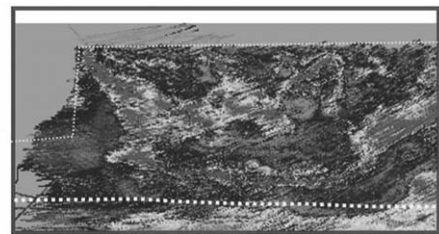
와 같이 실제 운영 중인 항공기의 에일러론에 대해서도 검사를 수행하였다. 해당 에일러론은 알루미늄 허니콤 샌드위치 구조로 이루어져 있으며 각각 312 mm  $\times$  104 mm, 247 mm  $\times$  130 mm 크기의 스캔영역 1, 2는 탭 해머 검사결과에 따라 접착분리 결함이 의심되는 영역을 포함하고 있



(a)



(b)



(c)

그림 16 스캔영역 2의 검사결과. (a) FF PE UWPI 영상 정지화면 (26.780  $\mu$ s), (b) 물분사 C-scan, (c) 이동식 C-scan

다. 각각의 스캔영역은 0.52 mm 간격으로 4.53 mJ의 펄스 에너지와 500 Hz의 펄스 반복 속도로 스캔하



였으며 수집된 초음파 신호는 50 kHz ~ 200 kHz의 밴드패스 필터를 통해 처리되었다. 또한 FF PE UPI 시스템을 이용한 검사결과를 물분사 및 휴대용 초음파 C-scan 결과와 비교하였다.

그림 15와 16은 각각 스캔 영역 1, 2에 대한 FF PE UPI 검사결과와 물분사 및 이동식 C-scan 결과를 나타낸다. 두 영역 모두 공통된 사항으로, (c)의 이동식 C-scan 검사결과는 접착분리 영역의 구분이 명확하지 않다. 그에 반해 (a)의 FF PE UPI를 이용한 검사결과와 (b)의 물분사 C-scan 검사결과는 그림 14(b)와 14(c)에서 보여진 탭 해머 검사결과와 유사한 결과를 보인다. 하지만 그림에서도 알 수 있듯이 FF PE UPI를 통해 획득한 FF PE UWPI 영상이 물분사 C-scan에 비해 접착 분리 결함을 더욱 선명하게 보여주고 있다.

## 5. 맺음말

이 글에서는 레이저 초음파 전파 영상화 시스템을 이용한 구조 건전성 기술 및 실제 구조물에 대한 적용 사례에 대해 간단히 알아보았다. 현재에도 많은 산업현장에서 추구하는 시스템의 안전성과 경제성 달성을 위해 다양한 방법의 구조 건전성에 대한 연구가 매우 활발히 진행되고 있다. 그 중 레이저를 이용한 구조 건전성 기술은 빠른 검사속도와 복합재료 결함의 탐지가 매우 용이한 장점으로 인해 특히 항공분야의 당면과제인 기령의 노후화(aging)에 따른 잦은 검사로 인한 경제적 손실을 최소화하고 항공기 경량화를 위한 복합재 사용비율 증가에 따른 구조물 파손 발견에 최적의 대안이 될 수 있다.

향후의 항공기 검사 시스템은 한 부위의 검사를 위해 매우 많은 시간을 요하는 현재의 시스템에서 탈피해 계획된 정비를 위해 격납고에 입고된 시간을 최대한 활용해 오로지 검사만을 위한 부수적 정비용인을 최대한 줄이고 동시에 다양한 부위에 대한 검사가 가능한 형태로 변모해야

할 것이다. 레이저 기반의 구조 건전성 관리 기술이 이러한 발전된 정비개념의 실현을 한 발 더 앞당기는 핵심기술로의 역할을 수행할 것으로 한국공군, 보잉사 등 국내외 현장전문가들에 의해 기대되고 있다.

## 후 기

이 연구는 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 과학기술국제화사업(2011-0030065)의 지원으로 수행되었습니다. **KSNVE**

## 참고문헌

- (1) Lee, J. R. et al., 2015, Spar Disbond Visualization in In-service Composite UAV with Ultrasonic Propagation Imager, Aerospace Science and Technology, Vol. 45, pp. 180~185.
- (2) Lee, J. R. et al., 2012, Laser Ultrasonic Anomalous Wave Propagation Imaging Method with Adjacent Wave Subtraction: Application to Actual Damages in Composite Wing, Opt. Laser Technol., Vol. 44, pp. 428~440.
- (3) Shin, H. J. et al., 2015, A Proof-of-concept of Smart Hangar for Composite Aircraft, 20th International Conference on Composite Materials, Copenhagen.
- (4) Chia, C. C., 2012, Development of Laser Pyroshock Simulator for Noncontact Characterization and Propagation Mechanism Investigation of Explosive-induced Pyroshock for Space Launcher, CBNU Thesis Paper, pp. 67~70.
- (5) Hong, S. C. et al., 2016, Composite NDE using Full-field Pulse-echo Ultrasonic Propagation Imaging System, Proc. SPIE 9799, Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems.