

## 다양한 비파괴 측정 방법에 의한 CFRP의 BVID 분석

임현민\* · 이보영\* · 김영국\*\*†

### Barely Visible Impact Damage Detection Analyses of CFRP by Various NDE Techniques

Hyunmin Lim\*, Boyoung Lee\*, Yeong K. Kim\*\*†

**ABSTRACT:** This study aims to detecting and analyzing the defects of damaged carbon fiber reinforced composites after impacts, particularly focusing on barely visible impact damages. The impact test was progressed by a drop-weight machine and applied to introduce simulated damages on laminated composites used in aircrafts. Various non-destructive testing (NDT) techniques were applied to identify the defects on the specimens with different levels of impact energies. Based on the measurements data, the levels of the barely visible impacts, and the applicability and effectiveness of the detection methods were discussed. Generally, the results demonstrated that their inner damages contained bigger footprints than those on the surfaces. However, when the damage energy was low, it was found that the inner damage size could be smaller than those appeared on the surfaces.

**초 록:** 본 연구에서는 탄소섬유강화플라스틱(CFRP, carbon fiber reinforced plastics)에 충격을 가하여 발생하는 결함에 대한 분석을, 특히 눈으로 식별이 어려운 손상(Barely Visible Impact Damage: BVID)을 중심으로 진행하였다. 낙하형 충격시험기를 통하여 충격 시험을 진행하였고, 추의 자유 낙하를 통하여 실제 항공기에 적용된 복합재료에 충격에 의한 손상을 모사한 후, 표면과 내부에 다양한 비파괴 검사법을 적용하여 충격에너지에 따른 시편의 결함 거동을 확인하고 살펴보았다. 이를 위해 여러 가지 비파괴 검사법을 사용하여 결함을 비교, 분석, 검토하였다. 그 결과 눈으로 식별이 어려운 손상과 이를 측정하기 위해 사용된 각각의 측정법에 따른 특성이 논의되었다. 일반적으로 육안으로 보이는 표면결함보다 큰 결함이 내부에 발생하였으나, 충격에너지가 작아지면 내부결함이 표면결함보다 작을 수 있다는 사실이 관찰되었다.

**Key Words:** 충격(impact), 비파괴 검사(NDT), 손상(damage)

## 1. 서 론

현재 항공기 구조에 광범위하게 사용되고 있는 탄소 섬유 고분자 복합재료의 특성에서 아직도 그 메커니즘이 명확하게 밝혀지지 않은 분야 중 하나가 손상 거동이다. 등방성 재료와 달리 복합재료는 특유의 이방성으로 인해 충격을 받았을 때 재료와 적층에 따라 상이한 손상 결과를 보인

다. 일반적으로 층간 결함이 약한 적층 구조를 가진 복합재료는 충격이 가해진 후 층간 파열이 주로 발생한다. 이러한 손상은 재료의 물성에 영향을 주어 하중을 받을 때 손쉽게 파열 될 수 있다. 특히 누가 보아도 심하게 파손된 재료인 경우 그에 대한 대처 방안의 결정은 쉽지만 겉으로 보이는 손상이 미약할 경우에는 수리 및 대체에 대한 판단이 쉽지 않다. 특히 표면의 손상이 눈으로 거의 보이지 않는 경우에

접수: 2013년 5월 10일, 수정: 2013년 6월 7일, 게재승인: 2013년 6월 7일

\*한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\*†인하대학교 공과대학 자율전공학부, Corresponding author (E-mail: ykkim@inha.ac.kr)

대한 손상 검출이 최근 크게 주목받고 있다[1,2]. 이 연구는 몇 가지 서로 다른 충격 에너지로 손상을 일으켜 외부와 내부에 발생하는 손상을 관찰하고, 특히 외부의 손상이 거의 보이지 않을 만큼 충격이 작은 경우 그를 무시할 정도로 내부의 손상도 미흡한가에 대해 실험적으로 고찰하였다. 이를 위해 다양한 손상 검색법을 사용하여 어느 방법이 효율적으로 결함을 찾을 수 있는가에 대해 논의하였다.

## 2. 충격실험

### 2.1 시험편

본 연구에서 사용된 CFRP(Carbon fiber reinforced plastics) 시험편은 A350 Cargo Door에 사용된 Unidirectional Prepreg로서 A350 Cargo Door의 제작과 동일한 성형조건으로 제작하였다. Fig. 1에서 볼 수 있듯이 시험편의 규격은 가로, 세로, 두께가 125 mm × 125 mm × 1.5 mm이다. 그리고 시험편의 적층 순서는 [0/45/-45/90]s이고, 물성치는 Table 1에 나타나 있다.

### 2.2 충격 실험 조건

본 실험에서는 충격을 주기 위한 장비로 낙하형 충격 시험기를 선택하였다. 시험장비는 ASTM D 7136에 의거하여 제작되었다[3]. Fig. 2(a)는 충격시험기의 모습을 나타내고 있다. Fig. 2(b)와 같이 시험편의 각 모서리를 4개의 클램프로 고정 시킨 후, Fig. 2(c)와 같이 20 mm의 반구형 tup을 사용하여 충격을 가하였다.

충격 위치는 평판시험편의 정 중앙에 위치하도록 조절하였다. 충격에너지는 4개의 수준(3 J, 5 J, 7 J, 10 J)이 되도록

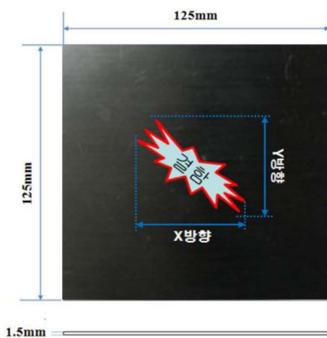


Fig. 1. Shape of the test specimen.

Table 1. Specification of the carbon fiber tape

Density	1.55 (g/cm <sup>3</sup> )
Nominal modulus (E <sub>1</sub> )	142 (GPa)
Tensile modulus (E <sub>1T</sub> )	147 (GPa)
Compressive modulus (E <sub>1C</sub> )	137 (GPa)
Nominal shear modulus (G <sub>12</sub> )	4 (GPa)
Poisson's ratio	0.34

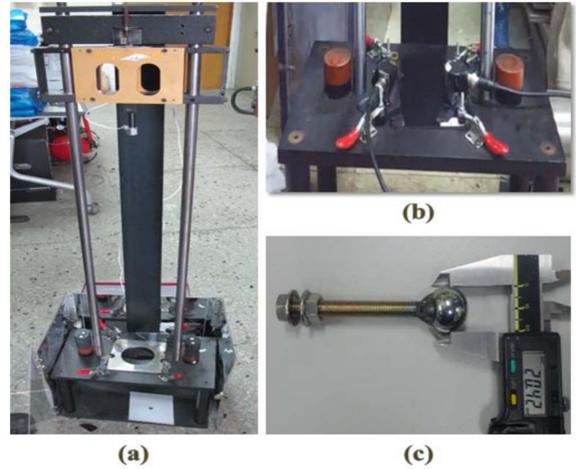


Fig. 2. (a) Impact test machine, (b) Fixing specimen by clamps, (c) Impactor tup.

설정하였으며 높이를 조절하여 에너지를 설정하였고, 낙하물의 중량은 2 kg로 고정하여 실험을 진행하였다. 시험은 충격에 따라 육안으로 잘 식별되지 않는 손상인 BVID(Barely visible impact damage)와 가시화된 손상인 VID(Visible impact damage)로 구분하였다.

## 3. 비파괴검사(NDT) 방법

### 3.1 표면 결함 검사 방법

충격실험 후 표면에 생기는 결함에 대한 분석을 위하여 육안검사, 형광 침투탐상법, 비접촉 3차원 형상 측정법(이하 레이저스캔), 표면 조도측정 등을 이용하여 비파괴검사를 수행하였다. 그리고 결함 측정기준은 Fig. 1에서 보듯이 x, y 방향의 길이를 기준으로 잡았다.

육안 검사는 사람의 시각을 이용하여 결함의 크기를 측정하는 방법이다. 1.5 m 거리에서 결함이 거의 보이지 않는 결함을 BVID로 가정하였고[4,5] 실제 압입 자국 길이를 다시 육안으로 측정하였다.

형광 침투탐상법은 미세한 결함도 검출하기에 용이한 유화성 형광 침투탐상법을 적용하였다. 충격을 가한 부위에 형광액을 도포하였으며 유화제로 형광액을 제거한 후 균열에 남아있는 형광액을 자외선으로 검사하여 균열을 검출하였다.

비접촉 3차원 형상 측정법은 레이저를 시험편에 조사하여 시험편의 표면을 정밀하게 측정하여 표면을 스캔하는 방식이다. 레이저 스캔은 LDI사의 DS 2030를 이용하여 CFRP의 표면을 측정하였다. Fig. 3(a)는 사용한 레이저스캔장치를 보여준다. 6 mm/s의 일정한 속도로 결함 부위의 표면을 스캔한 후 정밀한 측정을 위하여 수동으로 결함 부위를 다시 스캔하여 표면의 형상을 얻었다.

표면 조도측정은 Fig. 3(b)에서 보이는 Taylor-Hobson사의



Fig. 3. DNT machines (a) DS 2030, (b) Form Talysurf Serie 2.

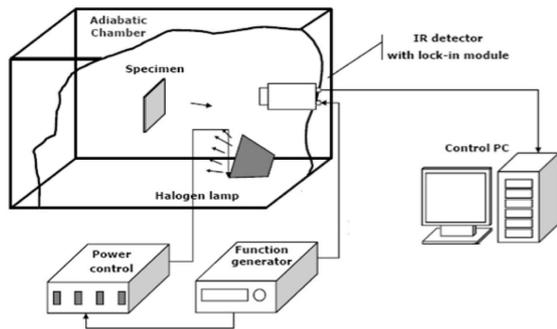


Fig. 4. Diagram of the infrared thermography test.

Form Talysurf Series 2를 사용하여 측정하였다. 레이저 스캔과는 다른 접촉식 방식이고, 2차원으로 형상을 스캔한다. 시편의 형상을 따라 탐촉자가 이동하면서 지나간 길이에 대한 형상을 측정한다.

### 3.2 내부 결함 검사 방법

충격 후 발생한 내부 결함에 대한 측정에 적외선 열화상 검사와 초음파 탐사를 적용하였다[2,6]. 본 실험에서는 열원을 1kW의 할로겐 램프 두 개를 이용하였다. 온도 변화를 측정할 때 사용한 열화상 장비는 프랑스 Cedip사의 Silver 480 m이고, 측정방식은 위상잠금 기법을 활용하였다[7,8]. Fig. 4는 적외선 열화상 검사의 개략도를 나타낸다.

초음파장비는 GE Inspection Technologies사의 Phasor xs 장비를 사용하였다. 초음파 주파수는 4 MHz이고, Gain을 27 dB로 설정하였으며, 수직탐상법을 이용하였다. 복합재료에 대한 초음파 검사는 C-scan을 많이 사용하나[9], 본 실험에서는 C-scan 장비 대신 A-scan[10]으로 결함을 탐지하였다. 이 때, C-scan에서 주로 이용되는 수침법을 이용하는 대신 아크릴을 시험편과 초음파센서 사이에 놓는 방식을 적용해서 내부에 결함 신호가 발생하는 지점을 좌표로 기록하여 결함 크기를 측정하였다.

## 4. 실험 결과

### 4.1 표면 결함 검사 결과

표면 결함 크기 측정을 위한 비파괴검사로 결함을 측정

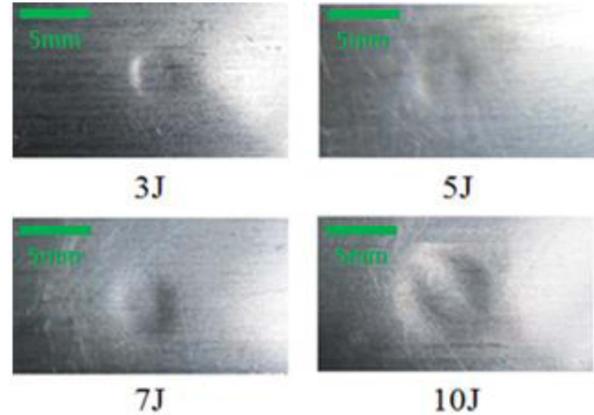


Fig. 5. Impact damages of the surfaces.

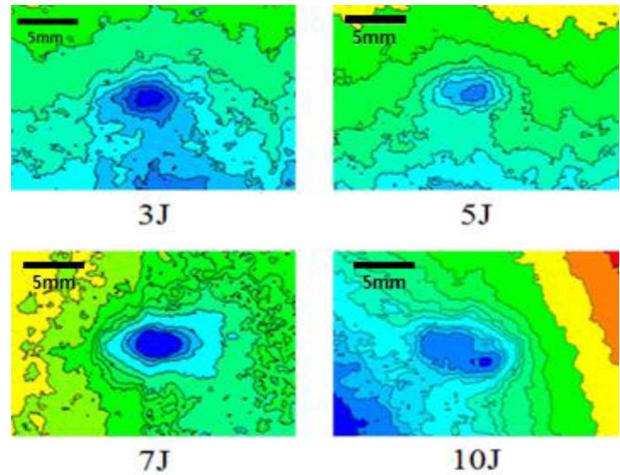


Fig. 6. Images using the laser scanner.

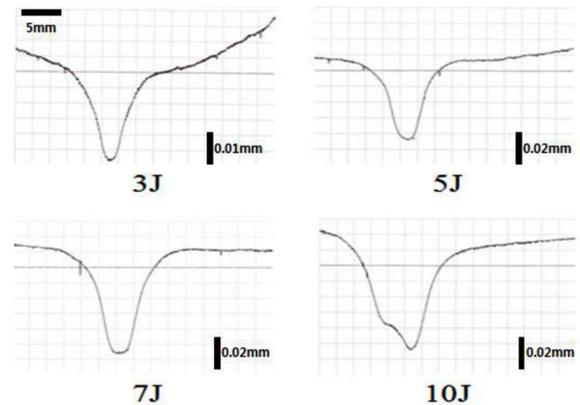


Fig. 7. Images using the surface roughness measurements.

한 결과 충격에너지가 높을수록 결함의 크기는 대부분 커졌고, 7J부터 1.5 m 거리에서 결함이 보였으므로 BVID와 VID의 기준을 7J로 판단하였다. 그러나 더욱 가까이 보았을 때에는 3J로 충격을 받은 결함도 확인이 가능하였다. Fig. 5는

**Table 2.** Results of the surface damage measurements in x-axis

Energy	Naked eye	Laser scan	Surface roughness
3 J	4 mm	10 mm	10 mm
5 J	5 mm	9.5 mm	11 mm
7 J	6 mm	13 mm	13 mm
10 J	8 mm	14 mm	15 mm

**Table 3.** Results of the surface damage measurements in y-axis

Energy	Naked eye	Laser scan	Surface roughness
3 J	4 mm	10 mm	10 mm
5 J	5 mm	11 mm	14 mm
7 J	6 mm	14 mm	14 mm
10 J	8 mm	10.5 mm	11 mm

각각의 결함을 가까운 거리에서 촬영한 모습이다. 여기서 육안으로 보이는 결함의 길이 측정은 자를 사용하였다. 형광 침투탐상법을 사용하였을 때에는 앞면은 균열과 같은 침투할 만한 결함이 없어서 결함이 탐지되지 않았다. Fig. 6 과 Fig. 7은 레이저 스캔과 표면 조도측정으로 표면 결함을 측정된 결과이다. 길이 측정 기준은 높이 값이 변화하는 부분이다. 레이저 스캔에서는 등고선이 시편의 높이 값을 나타내며, 조도 측정에서는 y 축 값이 시편의 높이 값을 나타낸다.

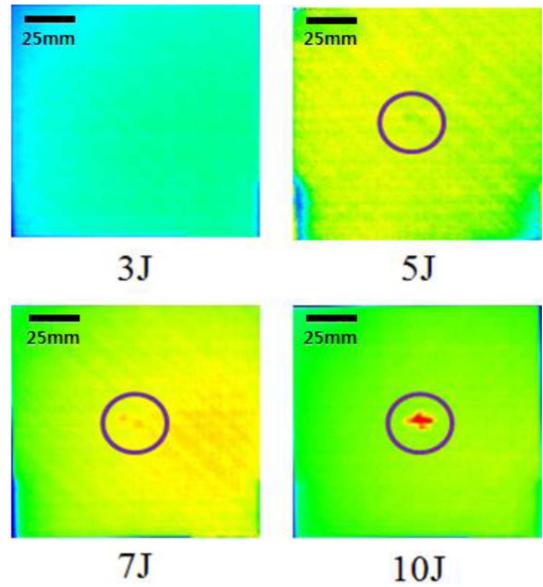
각 비파괴 검사를 이용한 표면 결함 측정 결과값을 Table 2와 3에 나타내었다. 결과를 보면 x 방향과 y 방향의 결함 길이가 대체로 비슷하게 측정 된 것을 알 수 있었고, 10 J의 충격에너지에서는 예외적으로 x 방향과 y 방향의 결함 길이의 차이가 크게 나타났다. 레이저 스캔과 표면 조도측정에 비해 육안검사의 결함 측정 길이가 작게 나타났고 레이저 스캔과 표면 조도측정은 결함크기가 서로 비슷하게 측정되었다.

따라서 앞에서 언급되었듯이 BVID 결함은 육안으로 6 mm (7 J일 때) 미만으로 예상되나 실제로 다른 방법을 사용하여 측정하면 결함의 크기는 훨씬 큰 것으로 나타났다.

**4.2 내부 결함 검사 결과**

내부 결함 크기 측정을 위한 비파괴검사로 결함을 측정 한 결과 열화상은 5 J부터, 초음파 탐상은 3 J부터 결함이 나타났다. 표면과 마찬가지로 충격에너지가 커질수록 내부결함의 크기도 커졌다. Fig. 8과 Fig. 9는 적외선 열화상 검사와 초음파 탐상을 이용한 내부 결함 측정 결과이다. Fig. 9에 나타난 초음파 검사 결과 이미지는 Fig. 10과 같이 얻어진 신호를 프로그램을 이용, 분석하여 결함 경계부분의 위치를 시편에 나타낸 모습이다.

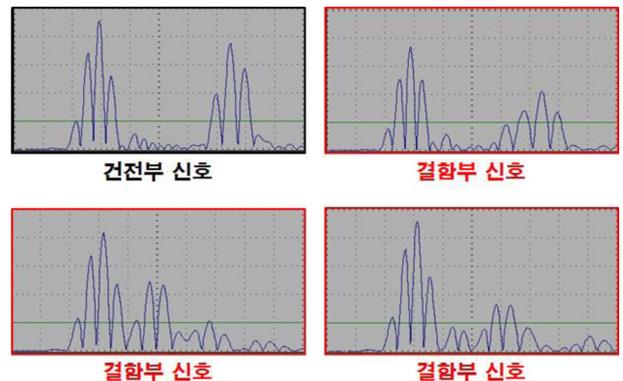
각 비파괴 검사를 이용한 내부 결함 측정 결과값을 Table 4와 5에 나타내었다. 열화상과 초음파 탐상결과, 에너지가



**Fig. 8.** Images using the IR thermography.



**Fig. 9.** Images using the ultrasonic tests.



**Fig. 10.** UT signals of the sound part and defects.

**Table 4.** Results of the internal damage measurements in x-axis

Energy	IR thermography	Ultrasonic test
3 J	-	4 mm
5 J	14.5 mm	10 mm
7 J	16.7 mm	18 mm
10 J	20.7 mm	22 mm

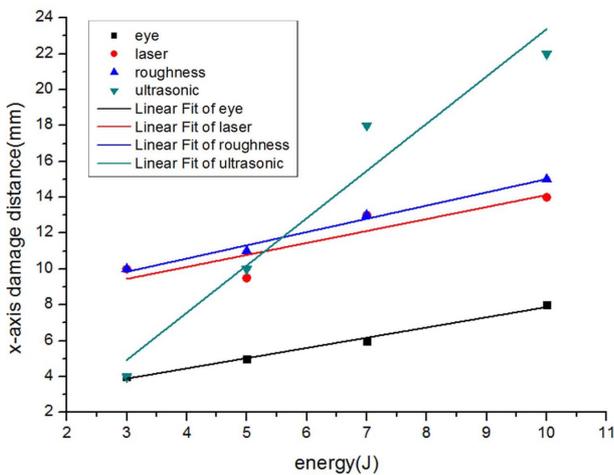
**Table 5.** Results of the internal damage measurements in y-axis

Energy	IR thermography	Ultrasonic test
3 J	-	12 mm
5 J	11.3 mm	12 mm
7 J	12.2 mm	18 mm
10 J	14.5 mm	25 mm

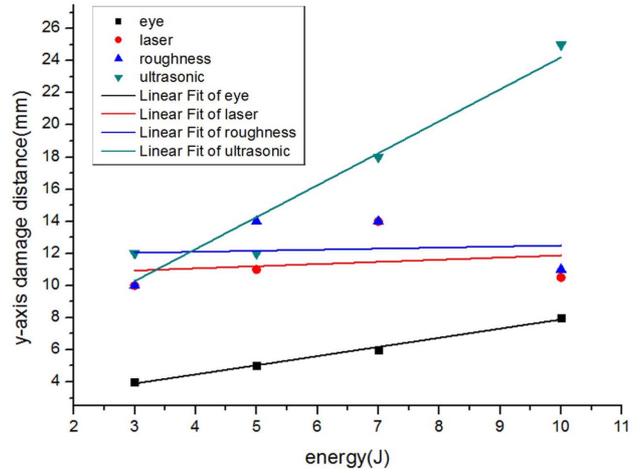
증가함에 따라 내부 결함의 정도가 증가하는 경향의 측정 결과값이 나타남을 확인했다. 육안으로 본 표면 결함보다 내부결함이 크게 나타났으며, 정밀하게 측정된 표면결함과 내부결함이 비슷하게 나타났다. 5 J 이상에서는 내부 결함이 표면 결함결함보다 더 큰 크기로 발생하였다.

결함 길이는 열화상 검사 측정 결과보다 초음파 탐상 결과가 대체로 크게 나오므로써 초음파 탐상이 열화상 검사보다 미세한 결함 측정에 더 용이하다고 판단된다. 이러한 결과가 나오는 이유는 충격부위에서 멀어질수록 상대적으로 작은 결함이 발생하는데, 작은 결함은 건전한 부위와 열전도도의 차이가 거의 없게 된다. 그러므로 열화상 검사에서는 초음파 검사 보다 미세한 결함을 검출하는데 어려움이 존재하게 된다.

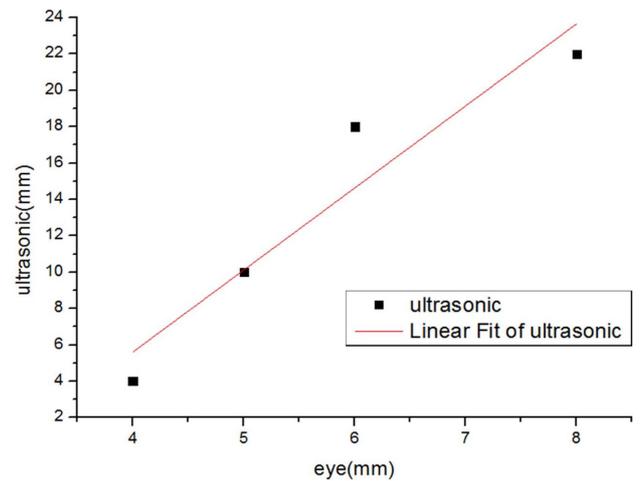
Fig. 11과 Fig. 12는 CFRP에 발생한 표면 결함과 내부결함 크기를 비교한 그래프이다. 충격에너지와 결함의 크기가 비례하는 경향을 볼 수 있다. 표면과 내부 결함의 변화를 비



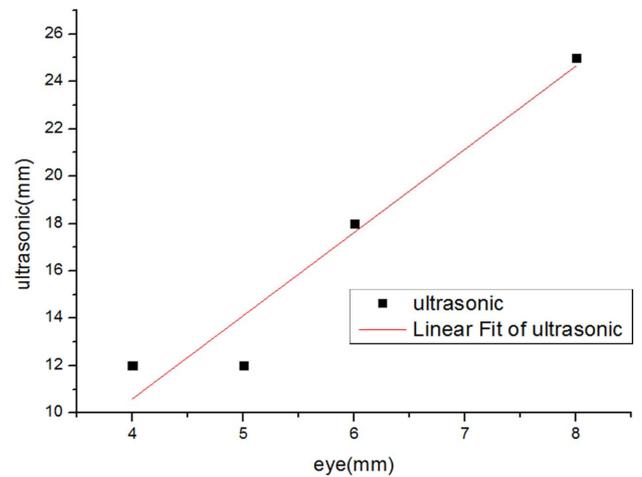
**Fig. 11.** Relations between the energies and the damage distances in x-axis.



**Fig. 12.** Relations between the energies and the damage distances in y-axis.



**Fig. 13.** Relations between the eye examines and the ultrasonic results in x-axis.



**Fig. 14.** Relations between the eye examines and the ultrasonic results in y-axis.

교해보면, 에너지에 따른 표면결함의 증가율보다 내부결함의 증가율이 더 큰 것을 볼 수 있다. Fig. 13과 Fig. 14는 표면결함과 내부결함의 관계를 나타낸 것이다. 표면결함이 증가할수록 내부결함이 증가하며, 그 관계가 선형적인 관계로 나타났다. 이를 볼 때, 10 J 이하의 충격에서 표면결함의 크기로 내부결함의 크기를 가늠할 수 있을 것으로 판단된다. 한가지 주목할 만한 것은 표면결함의 크기와 내부결함의 크기가 BVID 영역인 5 J 이내에서는 내부결함(Ultrasonic)이 정밀하게 측정된 표면결함(Laser, roughness)보다 작거나 비슷하게 나타났다. 이는 표면결함보다는 내부결함이 크다는 일반적인 내용과는 상반된[11], 다시 말해 BVID 영역에서는 내부결함이 표면결함보다 작을 수 있다는 사실을 보여준다.

## 5. 결 론

본 연구에서는 CFRP에 낙하 충격실험을 진행하였고 그에 따른 결함측정을 표면과 내부 결함으로 나누어 측정하였다. 이 때 비파괴 검사를 이용하여 측정하였으며 BVID와 VID 결함 사이의 기준 및 표면과 내부결함 사이의 관계를 분석하였으며 다음과 같은 사항이 관찰되었다.

1) 표면 및 내부결함 측정을 위해 다양한 정밀 비파괴검사를 사용하였다. 그 결과, 비접촉식 레이저 스캔 방법과 접촉식 조도측정 모두 CFRP의 표면 결함에 대하여 유효함을 확인하였으며, 초음파 탐상법이 열화상 탐상법보다 조금 더 민감하게 결함을 찾아냄을 보였다.

2) BVID로 정의된 7 J 이하의 결함, 특히 낮은 에너지에 의한 충격의 표면은 형광 침투 탐상이 불가능할 정도로 외적인 손상이 적었지만, 보다 가까운 거리에서는 모두 육안으로 확인할 수 있고, 실제 측정 데이터도 손상을 나타내고 있어서 BVID 정의에 대한 고찰이 필요하다.

3) 일반적으로 표면의 결함과 내부의 결함은 서로 비례함을 보였고, 따라서 표면결함크기를 통해 내부결함의 크기를 가늠할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 5 J 이상의 충격에너지에서는 내부결함크기가 표면의 결함보다 더 큰 것으로 나타났다. 그러나 5 J 이하에서는 내부의 결함크기가 외부의 그것보다 작은 것으로 나타났다. 이는 일반적으로 알려진 외부의 결함보다 내부의 결함이 크다는 내용과는 상이한 결과이며 이에 대한 추가적 연구가 필요하다.

## 후 기

본 연구는 대한항공이 지원하는 연구과제로 수행된 것이며, 지원에 대해 진심으로 감사드립니다.

## 참고문헌

- Polimeno U., and Meo, M., "Detecting Barely Visible Impact Damage Detection on Aircraft Composites Structures," *Composite Structures*, Vol. 91, 2009, pp. 398-402.
- Polimeno U., Meo M., Almond D.P., and Angioni, S.L., "Detecting Low Velocity Impact Damage in Composite Plate Using Nonlinear Acoustic/Ultrasound Methods," *Journal of Composite Materials*, Vol. 17, No. 5, 2010, pp. 481-488.
- ASTM D7136, "Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of A Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to A Drop-Weight Impact Event," 2005.
- Park, H.B., Kong, C.D., and Shin, C.J., "Investigation on Damage Tolerance of Thick Laminate for Aircraft Composite Structure," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 25, No. 4, 2012, pp. 105-109.
- Kong, C.D., Park, H.B., Kim, S.H., Shin, C.J., and Kim, S.K., "A Study on Criterion of Design Strength of Small Aircraft Composite Structure," *The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 38, No. 4, 2010, pp. 256-259.
- Im, K.H., Zhang, G.L., Choi, S.R., Chang, H.Y., Ryu, J.S., Lim, S.H., Han, M.G., and David K. Hsu, "One-Sides Nondestructive Evaluation of CFRP Composites by Using Ultrasonic Sound" *Journal of Korean Society of Manufacturing Technology Engineers*, Vol. 20, No. 1, 2011, pp. 47-52.
- Wu, D., and Busse, G., "Lock-in Thermography for Nondestructive Evaluation of Composite Materials," *Journal of Revue Generale de Thermique*, Vol. 37, No. 8, 1998, pp. 693-703.
- Tashan, J., and Al-mahaidi, R., "Investigation of the Parameters that Influence the Accuracy of Bond Defect Detection in CFRP Bonded Specimens Using IR Thermography," *Journal of Composite Structures*, Vol. 94, No. 2, 2012, pp. 519-531.
- Park, N.S., Im, K.H., Kim, G.H., and Yang, I.Y., "Characteristics of Falling Weight Impact Responses due to Stacking Sequences of CF/Epoxy Composite Plates," *Journal of the Korean Society for Composite Materials*, Vol. 13, No. 6, 2000, pp. 30-38.
- Park, I.K., and Lee, C.G., "Experimental Verification on the Detectability of Surface Flaws at Fillet Weld Hills by Ultrasonic Method," *Journal of the Korean Welding and Joining Society*, Vol. 18, No. 1, 2000, pp. 46-51.
- Abrate, S., "Impact on Laminated Composite Materials," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 44, 1991, pp. 155-190.