

## 통신 안테나용 허니콤 샌드위치 구조물의 충격 손상에 관한 연구

김차겸\*, 이라미\*\*\*, 박현철†, 황운봉\*\*, 박위상\*\*\*  
(2001년 8월 10일 접수, 2001년 12월 6일 심사완료)

### Impact Damage of Honeycomb Sandwich Antenna Structures

ChaKyum Kim, Rami Lee, HyunChul Park, Woonbong Hwang and WeeSang Park

**Key Words :** Sandwich(샌드위치), Honeycomb Core(허니콤 코어), CLAS, Impact Damage(충격 손상), Microstrip Antenna(마이크로스트립 안테나)

#### Abstract

The impact response and damage of CLAS panel was investigated experimentally. The facesheet material used was RO4003 woven-glass hydrocarbon/ceramic and the core material was Nomex honeycomb with a cell size of 3.2mm and a density of 96 kg/m<sup>3</sup>. The shield plane used was RO4003 and 2024-T3 aluminum. Static indentation and impact test was conducted to characterize the type and extent of the damage observed in two CLAS panels, and the performance of antenna used in a wireless LAN system. Correlation of peak contact force, residual indentation and the delamination area shows impact damage of the panel with an aluminum shield plane is larger than that of the panel with RO4003 shield plane, although the former is more penetration resistant. The damage was observed by naked eye, ultrasonic inspection and cross sectioning. The shape and size of delamination was estimated by ultrasonic inspection, and the area of delamination linearly increases as impact energy increases. The performance of impact damaged antenna was estimated by measuring return loss and radiation pattern. It was revealed that the performance of antenna was related to the impact damage and there was a threshold that the performance of antenna fell as impact energy level changed. The threshold was between the impact energies of 1.5J and 1.75J.

#### 기호설명

- $P_0^+$  : 입력된 전력
- $P_0^-$  : 반사된 전력
- $S_{22}$  : 2 번 포트의 입력 전압에 대한 출력 전압의 비
- $V_0^+$  : 입력된 전압
- $V_0^-$  : 반사된 전압
- $\Gamma$  : 반사 계수
- $\epsilon$  : 유전 상수
- $\tan \delta$  : 손실률

#### 1. 서론

최근 이동 통신이 급속하게 발전하면서 안테나의 사용이 증가하게 되었다. 안테나는 전파를 송·수신하는 장치로써, 이를 이용하면 선을 이용하지 않고도 데이터의 교환이 가능하므로 이동전화와 노트북 컴퓨터 등 이동통신 기기뿐 아니라 자동차나 항공기와 같은 운송체에도 널리 사용되고 있다.

하지만, 기존에 사용된 안테나는 돌출부가 존재하여 외관상 좋지 않을 뿐만 아니라 구조적으로 취약한 단점이 있었다. 이러한 단점을 극복하고자 안테나와 구조물의 역할을 함께 수행하는 CLAS (Conformal Load-bearing Antenna Structure)에 대한 연구가 필요하게 되었다.<sup>(1-4)</sup>

---

\* 포항공과대학교 기계공학과  
 \*\* 회원, 포항공과대학교 기계공학과  
 \*\*\* 포항공과대학교 전자컴퓨터공학부  
 † 책임저자, 회원, 포항공과대학교 기계공학과  
 E-mail : hcpark@postech.ac.kr  
 TEL : (054)279-2167 FAX : (054)279-5899

CLAS 는 안테나와 구조물을 결합한 것으로, 본 연구에서는 구조물에 삽입 가능한 마이크로스트립 안테나(microstrip antenna)와, 안테나에 필요한 공간을 제공하는 샌드위치 구조물(sandwich structure)을 사용하였다.<sup>(1-4)</sup>

CLAS 가 하중을 지지하는 구조재로 사용되면 외부의 물체에 의한 충격 손상을 받기 쉽다. 하지만, 지금까지 샌드위치 구조물의 충격 손상에 관한 연구는 많이 이루어져 왔으나 안테나의 성능을 고려한 충격 손상에 관해서는 알려진 바가 없다. 따라서, 안테나의 성능을 고려한 CLAS 의 충격 손상에 관한 연구가 필요하다 하겠다.

본 논문에서는 마이크로스트립 안테나와 샌드위치 패널을 이용하여 CLAS 를 제작하고, 외부의 물체에 의하여 CLAS 에 저속 충격이 가해지는 경우 CLAS 에 나타나는 충격거동을 실험적으로 해석하였다. 또, 충격 손상이 안테나의 성능에 미치는 영향을 조사하였다. 이를 위하여 저속 충격(low-velocity impact) 실험을 수행하였다. CLAS 의 충격 손상은 비 파괴적인 방법과 파괴적인 방법을 이용하여 조사하였다. 또, 스펙트럼 분석기와 무반사실을 이용하여 손상을 받은 CLAS 의 반사 손실(return loss)과 방사 패턴(radiation pattern)을 측정하였다.

2. 실험방법

2.1 시편의 제작

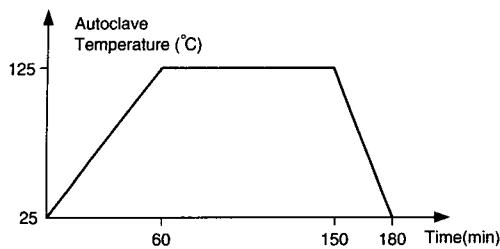


Fig. 1 Curing temperature cycle for CLAS

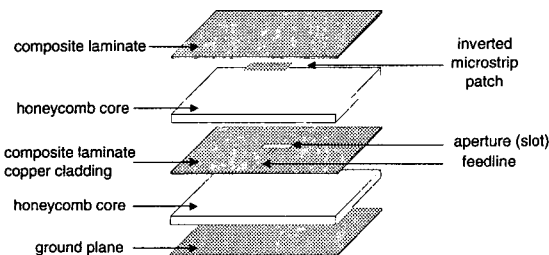


Fig. 2 Structure of the specimen

CLAS 의 면재(facesheet material)로 사용하기 위해 위아래로 동 박이 되어있는 Rogers 사의 RO4003 woven glass reinforced hydrocarbon/ceramic 기판( $\epsilon = 3.38, \tan\delta = 0.0027$ )을 사용하였다. 일반적인 복합재료로 쓰이는 E-glass/epoxy( $\epsilon \approx 5.0, \tan\delta \approx 0.015$ )나 Kevlar49/epoxy( $\epsilon \approx 3.7, \tan\delta \approx 0.013$ )는 기계적 특성을 훨씬 우수하나, 유전상수와 손실율이 높아 전파의 손실이 많으므로 안테나용 기판으로 사용하지 않았다. 접지면은 도체로 되어 있어야 하므로, 동 박이 붙어있는 RO4003 과 2024-T3 Aluminum 을 사용하였다.

심재(core material)는 Hexcel 사의 Nomex honeycomb HRH-10-1/8-6.0( $96 \text{ kg/m}^3$ )을 사용하였다. 일반적으로 쓰이는 honeycomb 과 foam 은 모두 유전상수와 손실률이 매우 낮아 안테나용 유전체(dielectric material)로 적합하였으며, 그 중에서 HRH-10-1/8-6.0 은 다른 허니콤에 비해 전단강도는 낮으나 압축강도가 매우 높아 에너지 흡수력이 높고 셀 크기가 작아 셀 내부의 좌굴을 방지할 수 있으므로 본 안테나의 유전체로 적합하다.

접착제는 3M 사의 AF-126 0.03wt.를 사용하였다. AF-126 은 보잉사의 BMS5-129G Type 2 Class 1A Grade 5 Spec.을 만족시키는 제품으로 접착 전단강도가 크고 필(peel)이 잘 발생하지 않아 항공기용 샌드위치 구조물 제작에 널리 쓰이고 있는 제품이다. 실험에 사용된 재료의 물성은 Table 1 에 나타내었다.

CLAS 의 제작은 면재의 동박을 에칭하고, 접착 필름을 이용하여 면재와 심재를 붙이고 오토클레이브(autoclave)를 이용하여 경화 시키는 방법으로 제작되었다.

동박의 에칭은 염화 제 2 철을 이용하였고, 금속과 비금속의 표면 처리가 모두 가능한 Trichloroethylene 을 사용하여 표면 처리를 한 후 접착하였다. 경화 사이클은 Fig. 1 에서 볼 수 있듯이 125°C 에서 90 분 동안 유지하였다.

실험을 위한 시편은 저속 충격 실험을 위한 Panel 1 과 Panel 2, 안테나의 성능 측정을 위한

Table 1 Properties of materials

Material	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Dielectric Constant	Loss Tangent	Tensile Modulus (Gpa)	Tensile Strength (Mpa)
RO4003	1800	3.38	0.0027	26.9	141
HRH-10-1/8-6.0	96.1	1.12	Very Low	-	7.76 (Comp)
2024-T3	2800	-	-	72.4	482

Panel 3 을 준비하였다. Panel 은 RO4003 을 접지면으로 사용하였고, Panel 2 와 Panel 3 은 2024-T3 Aluminum 을 접지면으로 사용하였다. 시편의 구조는 Fig. 2 에 나타나 있다. 시편의 크기는 가로와 세로가 각각 100mm 가 되도록 하였고, 면재와 접지면의 두께는 모두 0.5mm, 심재의 두께는 2.54mm 가 되도록 하였다. 본 연구에 사용된 안테나는 개구면 결합형 마이크로스트립 안테나(aperture-coupled microstrip antenna)로써 패치(patch)의 크기는 18mm×18mm 이며, 패치는 시편의 중앙에 위치하도록 하였다.

## 2.2 충격 실험

CLAS 의 충격 실험은 자유 낙하식 충격 시험기(Drop weight impact test machine)인 General Research 사의 Dynatup 8250 을 이용하여 수행하였다. 시편에 충격 하중을 가하는 부분은 충격 추(weight)와 충격 체(impactor)로 이루어져 있다. 충격 체는 140mm 의 길이의 봉 형태이며, 끝 부분은 0.5 inch(12.7mm) 지름의 반구 형태이다. 충격 체와 충격 추를 포함한 질량은 2.58kg 이 되도록 유지하였으며, air-brake 를 설치하여 시편에 여러 번 충격이 가해지는 것을 방지하도록 하였다.

시편의 경계조건은 고정지지 조건이며, 충격 체의 에너지 준위는 충격 체의 높이로 조절하였으며, 0.3J 부터 5.0J 까지 에너지 준위를 증가시켜가며 실험하였다. 충격 체가 시편에 충격을 가하기 직전의 속도는 광 다이오드를 통해 측정하였다. 충격 체의 로드 셀(load cell)로부터 측정되는 시간과 하중의 신호는 GRC 830-I data acquisition system 과 IBM PC 로 받아서 충격 체의 속도와 변위, 흡수된 에너지를 계산하였다. 저속 충격 실험 후 시편에 생긴 압입 깊이를 다이얼 게이지(dialgagge)를 이용하여 측정하였다. 시편의 표면을 기준으로 가장

깊이 패인 곳을 측정하였다.

본격적인 저속 충격 실험을 수행하기 전에 충격에 의해 시편이 완전히 관통되는 관통 실험(Penetration Test)을 수행하였다. 시편에 가해지는 에너지는 31.99J, 충격 체가 시편에 닿을 때의 속도는 4.98m/s 가 되도록 유지하였다.

저속 충격 실험 시 Panel 1 과 Panel 2 는 0.3, 0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0, 5.0J 의 에너지 준위로 충격 실험을 수행하였으며, Panel 3 은 추가적으로 1.25, 1.5, 1.75J 의 에너지 준위에 대하여 충격 실험을 수행하여 결과를 분석하였다. Panel 3 은 패치의 중앙에 충격이 가해지는 경우만을 가정하여 충격 실험을 수행하였다.

## 3. 충격실험 결과

### 3.1 충격 하중 및 에너지

관통 실험의 결과는 Fig. 3 에 나타나 있다. Panel 1 의 최대 하중은 1.24kN 이며, 이 때 흡수된 충격 에너지는 9.09J, 최대 변위는 6.14mm 이다. 반면, Panel 2 는 4.48kg 의 최대 하중과 28.25J 의 흡수 에너지, 13.96mm 의 최대 변위를 가진다.

Fig. 4 와 Fig. 5 는 충격 에너지의 증가에 따라 시편에 가해지는 충격 하중의 변화를 보여주는 그래프이다. Fig. 4 의 그래프에서는 충격 에너지가 증가함에 따라 충격 하중이 증가하며, 충격 에너지가 5.0J 이 되자 급격한 하중의 감소가 나타났다는 하단에 있는 RO4003 섬유 중 일부에 파단이 존재함을 나타낸다. 이 때의 최대 하중은 1.24kN 이며, 변위가 6.85mm 까지 증가하였다가 3.5mm 로 감소하였다. Fig. 5 의 그래프에서는 Fig. 4 와 마찬가지로 충격 에너지의 증가에 따라 충격 하중이 증가하였으나, 하중의 급격한 감소는 일어나지 않

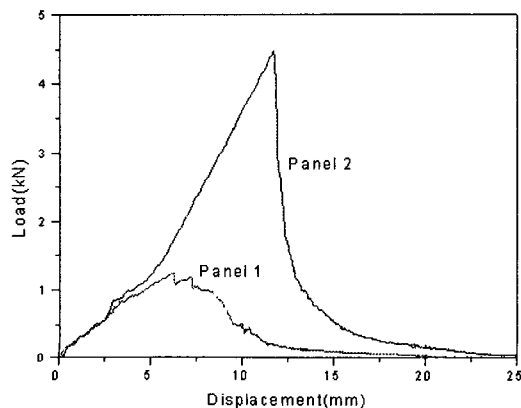


Fig. 3 Penetration test results of panel 1 and panel 2

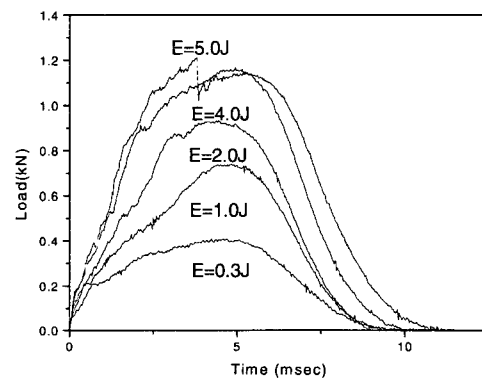


Fig. 4 Force history of panel 1 as a function of time

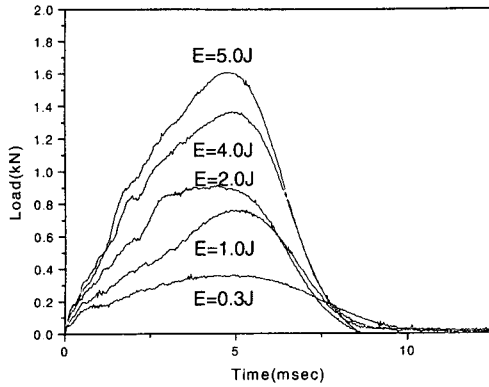


Fig. 5 Force history of panel 2 as a function of time

왔다. 이는 알루미늄의 파단이 시편 전체의 거동을 지배하기 때문에 RO4003 섬유의 파단이 충격 하중의 감소에 큰 역할을 하지 못한 것으로 풀이된다. 이 때, 시편에 가해지는 하중은 1.61kN 까지 증가하였다.

Fig. 6 에서 시편에 가해지는 최대 접촉력의 크기를 충격 에너지의 증가에 따라 나타내었다. 강성이 증가할수록 접촉력이 함께 증가하는데, Panel 2는 2024-T3 알루미늄으로 인해 Panel 1 보다 강성이 증가하였으므로 접촉력 역시 증가하였다. 하지만, 충격 에너지가 2.0J 이 될 때까지는 Panel 1 과 비슷한 접촉력을 나타내었는데, 이는 2.0J 이 될 때까지는 알루미늄이 하중을 지지하는데 큰 역할을 하지 못하지만, 2.0J 이상이 되면 알루미늄이 대부분의 하중을 지지한다는 것을 말해준다고 볼 수 있다.

압입 깊이(Residual Indentation)는 저속 충격으로 인해 생긴 압입 손상을 다이얼 게이지를 이용하여 측정한 값이다. Fig. 7 은 시편에 생긴 압입 깊이를 나타내고 있는데, 압입 깊이는 접촉력과 비슷한 경향을 보이고 있다. 이것은 접촉력이 클수록 시편에도 많은 힘이 가해져 압입된 깊이가 깊어지기 때문이다.

가해진 충격 에너지에 대한 흡수된 에너지의 비를 Fig. 8 에 나타내었다. 시편에 충격 에너지가 가해지면 일부는 탄성에너지로 되돌아가고 나머지는 시편을 파괴시키며 시편으로 흡수된다. 이 에너지를 흡수된 에너지라 부르는데, 이 그래프에서 Panel 1 은 약 80%의 에너지를, Panel 2 는 약 75%의 에너지를 흡수하였다. 강성이 큰 Panel 2 가 Panel 1 보다 탄성에너지가 더 크기 때문에 더 적은 에너지를 흡수하였다. 또 Fig. 8 에서는 1.0J 에

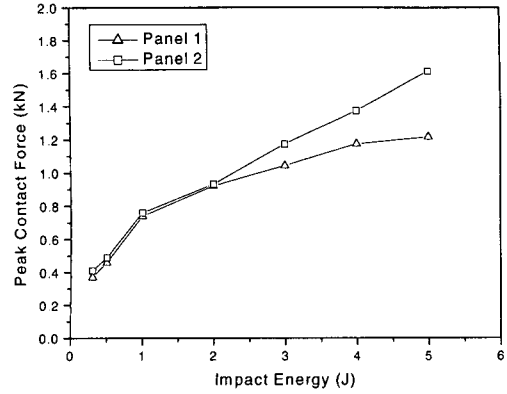


Fig. 6 Peak contact force as a function of impact energy for the panel 1 and panel 2

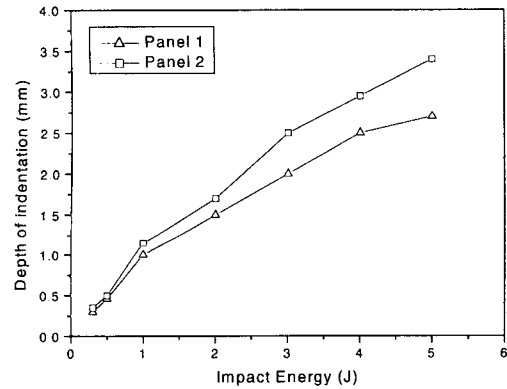


Fig. 7 Residual indentation as a function of impact energy for the panel 1 and panel 2

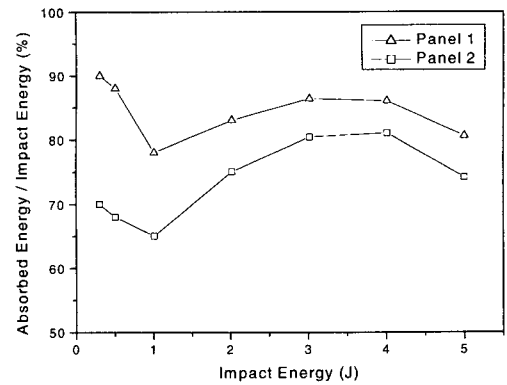


Fig. 8 Absorbed energy / impact energy (%)

서 2.0J 로 충격 에너지가 증가할 때 기울기가 변함을 알 수 있는데, 이는 두 번째에 있는 RO4003 섬유가 하중을 받기 시작하면서 흡수된 에너지가 증가함을 보여준다고 할 수 있다.

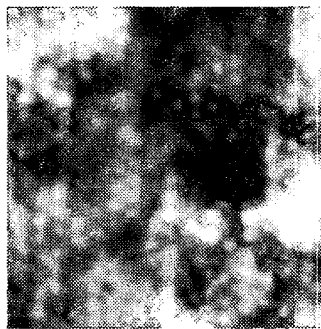
3.2 시편의 손상 관찰

시편에 가해진 손상은 비파괴적인 방법에 의한 검사와 파괴적인 방법에 의한 검사로 나뉘어 조사하였다. 비파괴적인 방법에 의한 검사는 초음파 C-scan 과 X-radiograpy 를 이용하였고, 파괴적인 방법에 의한 검사는 단면 절단(cross-sectioning) 방법을 이용하였다.

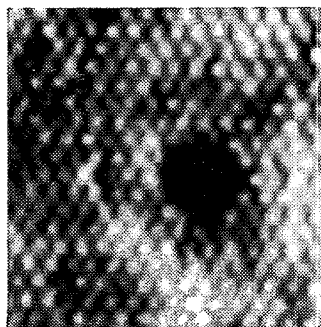
3.2.1 초음파 C-scan

초음파를 이용한 탐상법은 크게 빔을 표시하는 방법에 따라 A-scan, B-scan, C-scan 으로 나뉘는데, 그 중 C-scan 은 실험실 또는 현장에서 보조의 자동 탐상 장치(Scanner)를 이용하여 시편을 정량적으로 검사하는데 사용되는 기술로 샌드위치 패널의 층간 분리를 나타낼 수 있기 때문에 샌드위치 구조물의 비 파괴 검사로써 널리 이용되고 있어 본 연구에서는 C-scan 을 이용하였다.<sup>(5-8)</sup>

본 실험에서는 MATEC 사의 MUIS C-scan system

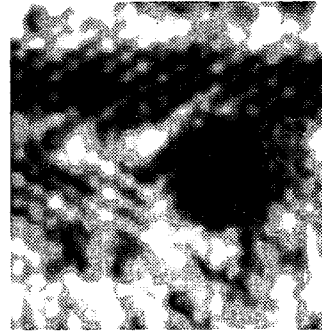


(a) C-scan image of panel 1 at 1.0J impact energy

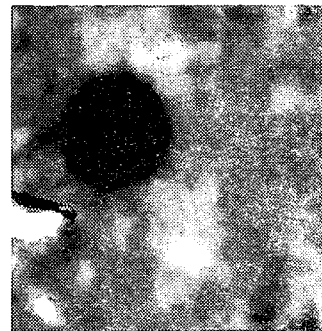


(b) C-scan image of panel 2 at 1.0J impact energy

Fig. 9 C-scan image at 1.0J impact energy

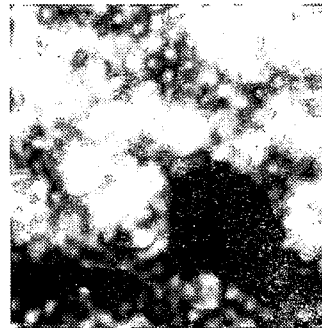


(a) C-scan image of panel 1 at 3.0J impact energy

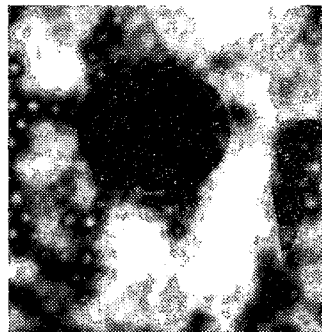


(b) C-scan image of panel 2 at 3.0J impact energy

Fig. 10 C-scan image at 3.0J impact energy



(a) C-scan image of panel 1 at 5.0J impact energy



(b) C-scan image of panel 2 at 5.0J impact energy

Fig. 11 C-scan image at 5.0J impact energy

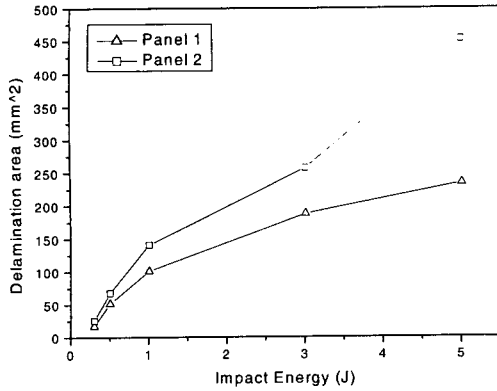


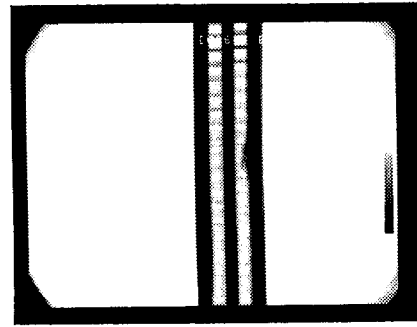
Fig. 12 Delamination area as a function of impact energy

을 사용하였고 탐촉자는 Panametric 사의 A109R 를 사용하였다. 이 때 사용된 주파수는 100MHz 였다. 또, 본 실험에서는 시편을 물속에 넣고 측정하는 수침법과, 시편의 위에서 초음파를 발생시키면 시편의 아래에 있는 센서가 펄스를 받는 투과법을 이용하여 시편의 층간 분리를 측정하였다. 수신된 펄스는 시편 내의 결함에 대한 정보를 갖고 있는데, 이를 평면으로 나타내어 층간 분리가 일어난 모양과 층간 분리 면적을 측정하였다. C-scan 에 의하여 측정된 면적은 2inch×2inch 였다.

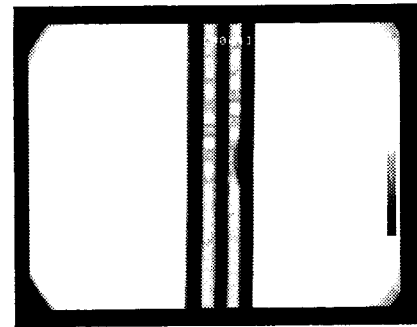
본 연구에서는 0.3J, 0.5J, 1.0J, 3.0J, 5.0J 의 충격 에너지에 의해 발생한 충격 손상만을 초음파 C-scan 으로 검사하였다.

저속 충격에 의한 층간 분리 면적은 Fig. 9 ~ Fig. 11 에서 검게 나타난 부분으로, 원형으로 존재하였고 충격 에너지가 증가할수록 손상 영역이 증가하였다. Fig. 9 ~ Fig. 11 에서 볼 수 있듯이 충격 에너지가 증가함에 따라 Panel2 가 Panel1 보다 손상 영역의 증가율이 더 커짐을 알 수 있다.

충격 에너지의 증가에 따른 층간 분리의 길이와 면적을 계산하여 그 결과를 Fig. 12 에 나타내었다. 손상 부위가 원형에 가까우므로 이를 측정하여 층간 분리 면적을 계산하였다. Fig. 12 에서 알 수 있듯이 층간 분리 면적은 충격 에너지가 증가함에 따라 거의 선형적으로 증가하였으며, Panel 2 의 층간 분리 면적이 Panel 1 의 층간 분리 면적보다 넓었다. Fig. 12 그래프는 충격 에너지의 증가에 따른 압입 깊이의 증가를 나타내는 Fig. 7 과 비슷한 경향을 보이는데, 이는 접촉력과 압입 깊이, 층간 분리 면적과의 관계를 보여준다. 접촉력이 증가할수록 시편은 더 많은 하중을 받게 되므로 더 깊은



(a) X-radiography of panel 1 at 1.0J impact energy



(b) X-radiography of panel 2 at 1.0J impact energy

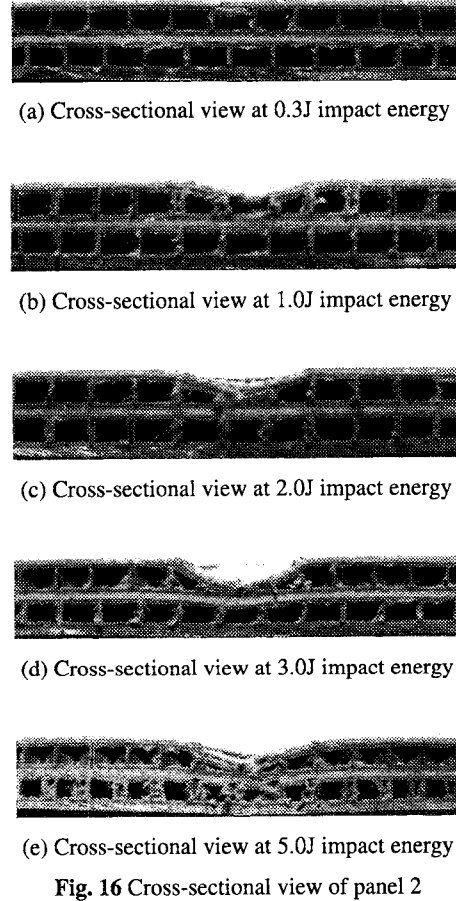
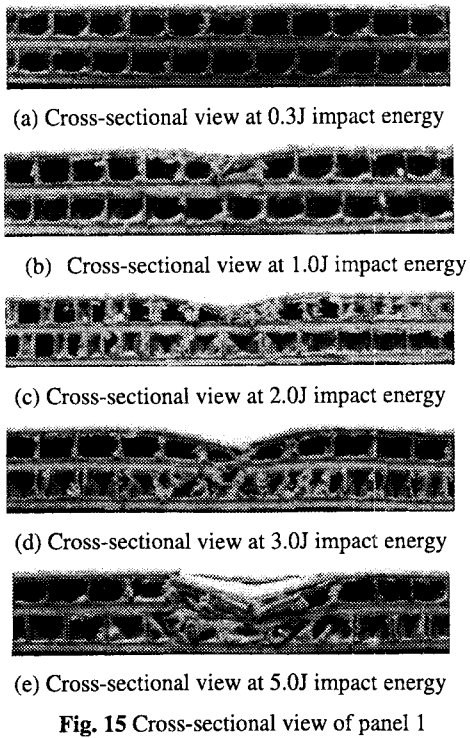
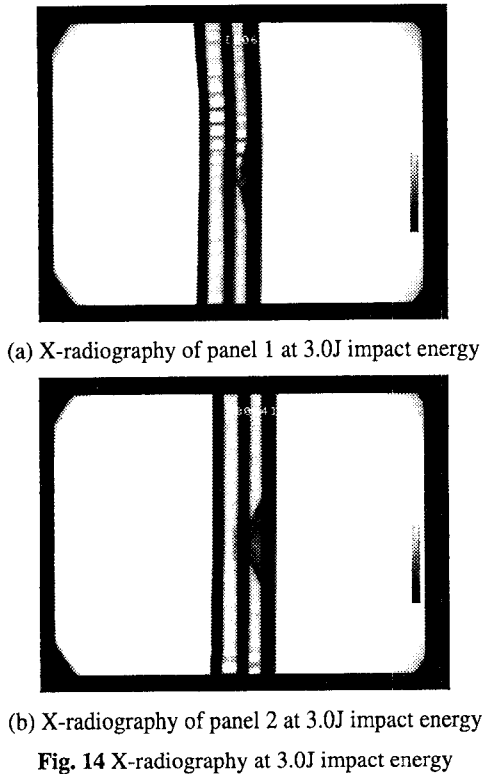
Fig. 13 X-radiography at 1.0J impact energy

압입 깊이와 더 넓은 층간 분리 면적을 갖게 되므로 시편의 손상 영역이 증가함을 알 수 있다.

### 3.2.2 X-radiography

초음파 C-scan 은 RO4003 섬유층의 층간 분리 현상을 관찰할 수 있지만, 내부의 코어가 얼마나 손상되었는지는 알 수 없다. 이를 측정하기 위한 비파괴 검사로써 X-radiography 가 이용된다<sup>(9,10)</sup>. X-radiography 는 X-ray 가 시편을 통과할 때 밀도의 차이에 의해서 측정된 X-ray 신호가 달라지는 특성을 이용한 것으로서, 측면도의 측정을 통해 코어의 압괴와 면재의 압입을 관찰할 수 있다. 본 실험에서는 X-TEX 사의 HMX2-160SR3 X-ray microfocuss system 을 이용하였다. 작동 시의 전압은 105kV, 전류는 5 $\mu$ A 로 하였다. HMX2-160SR3 은 컴퓨터로 영상을 받을 수 있는 시스템으로, 시편을 세워서 초점을 맞추고 측면을 측정한 뒤 30 초 동안 노출하여 데이터를 저장하였다.

Fig. 13, Fig. 14 는 X-선을 측면에서 방사하여 충격에 의한 손상 정도를 측정할 것이다. Panel 1 과 Panel 2 모두 1.0J 의 충격 에너지 준위에서는 첫 번째 코어와 RO4003 섬유층이 손상을 받고, 3.0J 이 되면 첫 번째 코어는 완전히 압괴가 되어 두 번째



코어와 RO4003 섬유에 손상이 가해지기 시작한다. 낮은 에너지 준위에서 Panel 1 과 Panel 2 의 손상의 정도는 비슷한데, Fig. 13 에서와 같이 코어와 면재에 약간의 손상이 발생하였다. 하지만, 충격 에너지가 증가하면 손상의 정도가 달라진다. Fig. 14 는 3.0J 의 충격 에너지를 가했을 때의 손상을 나타내는데, Fig. 14 (b)의 Panel 2 가 Fig. 14 (a)의 Panel 1 보다 더 깊이, 더 넓게 손상을 입었음을 알 수 있다.

### 3.2.3 단면 절단(Cross-sectioning)

시편의 단면을 통하여 면재와 코어가 파괴된 모드를 좀 더 정확하게 관찰하기 위하여 단면을 다이아몬드 휠 커터를 이용하여 절단하였다[11]. 다이아몬드 휠 커터로 절단 시 허니콤 코어에 이 물질이 존재하게 되므로 차후 이를 제거하였다. 시편의 단면을 절단한 후 Sony 사의 디지털 카메라를 이용하여 면재의 층간 분리 및 파단과 코어의

좌굴 및 압괴를 관찰하였다.

Fig. 15 를 통해서 충격 에너지의 증가에 따른 Panel 1 의 손상 모드의 변화를 살펴볼 수 있다. 0.3J 의 에너지가 가해지면 코어의 좌굴과 함께 면재의 층간 분리 현상이 발생하기 시작한다. 충격 에너지가 증가하여 1.0J 의 에너지가 가해지면 면재의 파단과 첫 번째 코어의 좌굴이 함께 진행된다. 2.0J 의 에너지에 도달하면 충격 지점에서의 코어는 완전히 압괴되어 두 번째 RO4003 복합재가 하중을 받기 시작한다. 3.0J 의 충격 에너지가 가해지면 손상 면적이 더욱 넓어지고 두 번째 코어에 좌굴이 발생한다. 5.0J 의 에너지에서는 첫 번째와 두 번째 면재가 완전히 손상되고, 코어 역시 손상된다. 세 번째 RO4003 복합재에는 섬유유의 파단이 발생한다.

Panel 2 의 충격 에너지 증가에 따른 손상 모드 변화는 Fig. 16 으로부터 알 수 있다. 0.3J 의 충격 에너지가 가해질 때에는 Panel 1 과 비슷한 손상 모드를 나타내며, 1.0J 로 충격 에너지가 증가하면 면재의 파단과 함께 코어의 좌굴이 진행된다. 2.0J 과 3.0J 의 충격 에너지 하에서는 Panel 1 과 같은 손상 모드를 갖지만 손상 영역이 더 증가하였다. 5.0J 까지 충격 에너지가 증가하면 첫 번째 면재는 대부분 파단 되었으나 두 번째 면재는 일부만 손상되었고 두 번째 코어 역시 일부만 손상되어 Panel 1 보다 내부의 손상이 더 적게 발생하였으며 대신 시편 전체의 변형이 발생하였다.

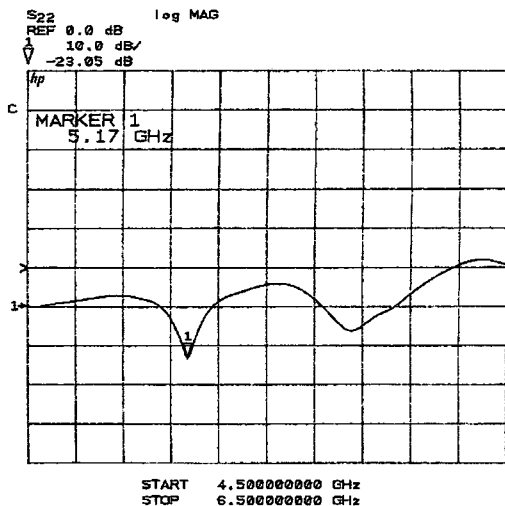


Fig. 17 Return loss of panel 3 at 1.0J impact energy

#### 4. 안테나 실험

##### 4.1 반사 손실의 측정

안테나는 “전송 선으로부터 인도된 전자파를 공간으로 내보내거나 받는 장치”라고 정의된다. 안테나의 성능을 나타내는 지수로 흔히 사용되는 것이 공진 주파수인데, 다이폴 안테나, 마이크로스트립 안테나, 야기 안테나 등의 공진 안테나에 대해서는 공진이 일어나는 주파수에서 안테나의 반사 손실을 측정하는 것이 안테나가 공진 주파수에서 제대로 동작하고 있는지를 알 수 있는 좋은 지표가 된다.<sup>(12)</sup>

반사 손실(Return loss)과 전압정상파비(VSWR)은 안테나의 공진 특성을 알아내는 척도로 사용되고 있으며, 입사된 전력에 대한 반사된 전력의 비이다. 이를 수식으로 나타내면 다음과 같다[13].

$$\begin{aligned} \text{Return Loss} &= -10 \log \left| \frac{P_0^-}{P_0^+} \right| \\ &= -20 \log \left| \frac{V_0^-}{V_0^+} \right| = -20 \log |\Gamma| \quad (1) \end{aligned}$$

$$\text{VSWR(Voltage Standing Wave Ratio)} = \frac{1+|\Gamma|}{1-|\Gamma|} \quad (2)$$

여기서,  $P_0^+$  와  $V_0^+$  는 각각 입력된 전력과 전압을,  $P_0^-$  와  $V_0^-$  는 각각 반사된 전력과 전압을,  $\Gamma$  는 반사계수,를 나타낸다.

식 (1)에서 알 수 있듯이, 반사 손실은 입력된 전압과 반사된 전압의 비로 나타낼 수 있다.

본 실험에서는 반사 손실을 측정하기 위하여 Hewlett-Packard 사의 HP8510B Network Analyzer 를 사용하였으며, 한 쪽 포트를 정합 시키고 2 번 포트에 연결하여  $S_{22}$  를 측정하였다. 반사 손실을 측정하기 전에 Panel 3 의 패치 중앙에 충격 실험을 수행하였으며, 이 때의 충격 에너지는 0.3J, 0.5J, 1.0J, 1.25J, 1.5J, 1.75J, 2.0J, 3.0J, 4.0J 로 변화시켰다.

안테나의 성능 변화는 시편에 가해지는 충격 에너지가 1.0J 과 2.0J 사이일 때 발생하는 것을 알 수 있었다. 본 논문에서는 1.0J 과 2.0J 사이의 반사 손실만 나타내었다. Fig. 17 은 1.0J 의 충격 에너지를 가했을 때의 반사 손실을 나타낸 것이다. 손상을 입지 않은 안테나는 5.18GHz 에서 공진하고 반사 손실이 25dB 정도가 되는데, Fig. 17 은 5.17GHz 에서 공진하고 반사 손실이 23.05dB 가 되어 손상을 입지 않은 안테나와 유사하게 동작하였다.



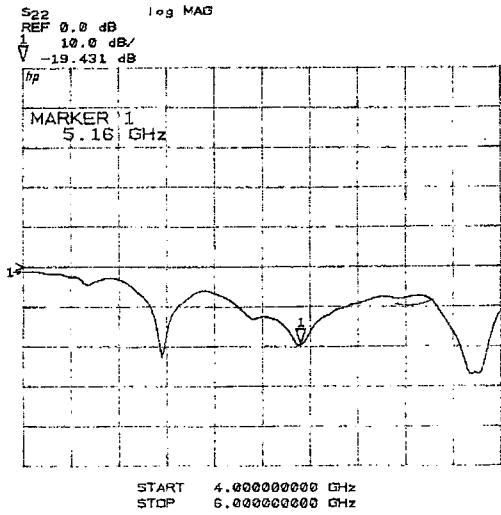


Fig. 18 Return loss of panel 3 at 1.25J impact energy

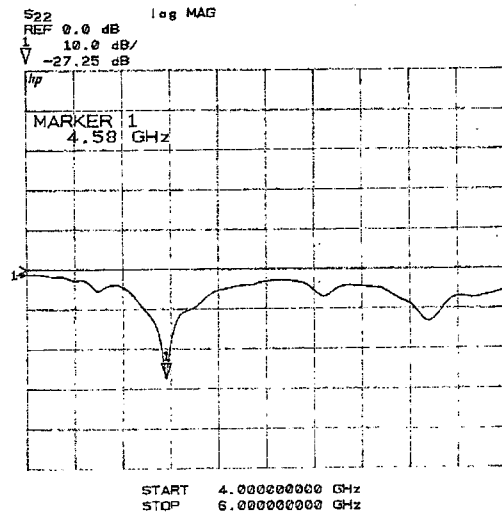


Fig. 20 Return loss of panel 3 at 1.75J impact energy

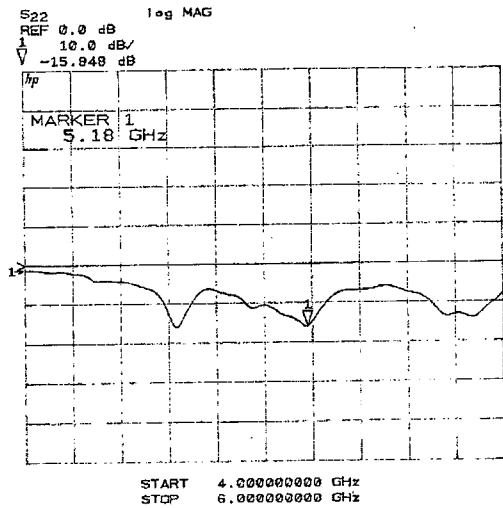


Fig. 19 Return loss of panel 3 at 1.5J impact energy

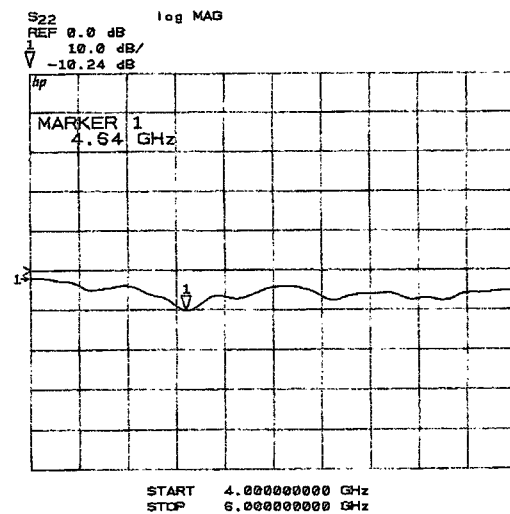


Fig. 21 Return loss of panel 3 at 2.0J impact energy

VSWR=1.5 를 기준으로 했을 때의 대역폭은 약 100MHz 정도 였다. 충격 에너지가 1.25J 로 증가해도 반사 손실이 크게 달라지지 않았다. 5.16GHz 에서 공진하였으며, 반사 손실은 19.43dB 였다. 충격 에너지가 1.5J 로 증가하여도 반사 손실 특성은 크게 변하지 않았다. 하지만, 1.75J 이 되자 반사 손실 특성이 크게 변하였는데, 5.18GHz 근처에서 공진이 일어나지 않았으며, VSWR=1.5 를 만족시키지 못했다. 대신, 4.58GHz 에서 공진하는 현상을 발견할 수 있었다. 2.0J 의 충격 에너지가 가해지면 공진하는 부분이 거의 존재하지 않았으며, 4.64GHz 에서 약간의 공진이 발생하였다.

위의 결과들로부터, 1.5J 에서 1.75J 사이의 충격 에너지를 가했을 때 안테나의 공진 주파수가 변화됨을 알 수 있었다. 하지만, 앞의 그래프에서 공진 주파수가 두 군데에서 발생함을 알 수 있는데, 이는 설계한 공진 주파수 외에도 여러 모드의 공진 주파수를 가질 수 있음을 말해주는 것이므로 충격 에너지가 1.75J 이 되었을 때 5.18GHz 의 공진 주파수가 4.58GHz 로 이동한 것이 아니라 소멸되어 버렸다는 것을 알 수 있다. 즉, 안테나에 일정 수준 이상의 충격 에너지가 가해지면 충격에 의한 손상으로 인해 설계했던 공진 주파수가 소멸되어 안테나의 성능 저하가 발생하게 된다.

#### 4.2 방사 패턴의 측정

반사 손실과 함께 안테나의 성능을 나타내는 대표적인 지수는 방사 패턴이다. 방사 패턴은 안테나에서 방사되는 전체적인 모양 뿐만 아니라 방향성(Directivity)과 부엽도(Side Lobe Level)까지 알 수 있으므로, 안테나의 특성을 나타내는 가장 좋은 지표가 된다.

방사 패턴은 안테나의 방사 특성에 대한 그래픽 표현이라고 할 수 있으며, far-field 에서 방사되는 안테나의 특성을 한 평면상에 360°로 나타낸 것이다.<sup>(12)</sup> 본 실험에서는 포항공대 Compact Range 를 이용하여 방사 패턴을 측정하였다. Compact Range 는 송신 안테나와 반사판, 수신 안테나로 구성되어 있으며, 내부는 무반사실(anechoic chamber)로 되어있어 전파의 반사가 일어나지 않도록 되어있다.

방사 패턴을 측정하기 전에, 안테나가 움직이지 않도록 단단히 고정시키고 한 포트를 정합 시킨 후, 안테나의 접지면이 앞을 바라보도록 하였다. 다음으로 공진 주파수를 맞추고 수직 편파로 송신 안테나의 방향을 설정하였다. 본 안테나는 이중 편파(dual-polarization)으로 되어 있으나, 둘의 특성이 같으므로 그중 한 편파만을 측정하였다. 전자파 발생기로부터 전자파가 발생되면, 반사판을 통해서 안테나 방향으로 반사가 일어난다. 이 때, 반사판은 적당한 곡률을 갖고 있어, 전자파 발생기에서 발생된 전자파가 평면파가 되도록 한다. 평면파가 발생되는 지역은 제한되어 있으므로, 수신 안테나는 평면파가 유지되는 지역인 quiet zone 에 위치해야 한다. 발생된 평면파는 안테나로 입력되고, 안테나가 360° 회전하면서 방사 패턴을 측정하게 된다. 안테나가 받아들이는 패턴은 안테나가 방사하는 패턴과 같으므로, 받아들이는 패턴을 측정하였다. 본 실험에서 사용된 전파의 주파수는 설계 주파수인 5.78GHz 로 하였다.

포항공대의 Compact Range 에서 측정한 방사 패턴을 Fig. 22 ~ Fig. 26 에 나타내었다. Fig. 22 는 1.0J 의 충격 에너지를 가했을 때의 방사패턴을 나타낸 것인데, 점선이 손상을 입지 않은 안테나, 실선이 충격 손상을 입은 안테나의 방사 패턴을 나타낸다. Fig. 22 에서 보면 알 수 있듯이 손상을 입은 안테나의 방사 패턴은 손상을 입지 않은 안테나의 방사 패턴과 유사하였다. 후엽(Back lobe)의 방사 패턴은 손상을 입지 않은 안테나와 차이가 있었으나, 주엽(Main lobe)의 방사 패턴이 거의 일치하기 때

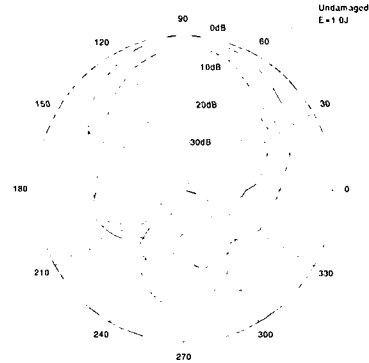


Fig. 22 Radiation pattern of panel 3 at 1.0J impact energy

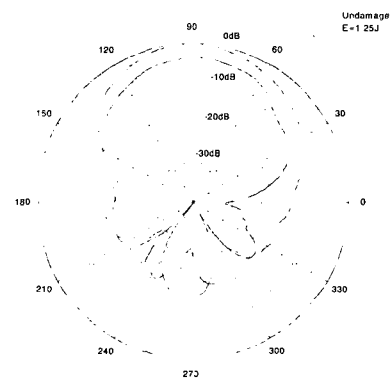


Fig. 23 Radiation pattern of panel 3 at 1.25J impact energy

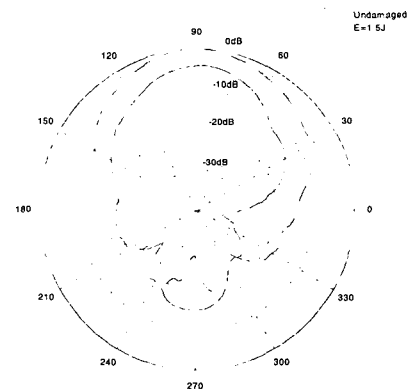


Fig. 24 Radiation pattern of panel 3 at 1.5J impact energy

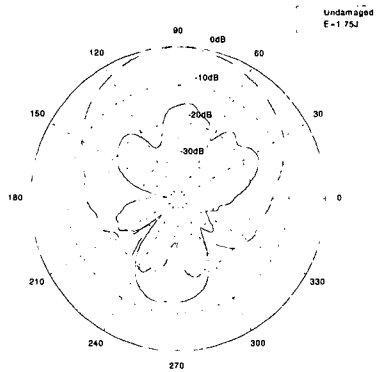


Fig. 25 Radiation pattern of panel 3 at 1.75J impact energy

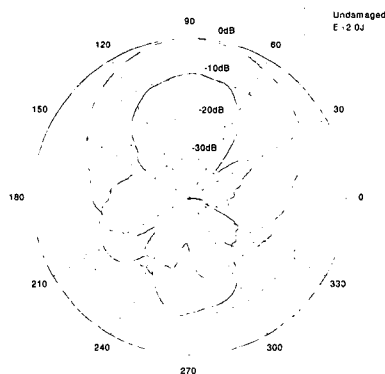


Fig. 26 Radiation pattern of panel 3 at 2.0J impact energy

문에 안테나의 성능 저하는 발생하지 않았다. 안테나에 가해지는 충격 에너지를 증가하여 1.5J 이 되어도 주엽은 손상을 입지 않은 안테나의 것과 유사하였으며, 1.5J 의 에너지 준위의 경우에는 약 4dB 의 이득이 감소하였다. Fig. 22 ~ Fig. 24 에서 약 90° 방향으로 null 이 발생하였는데, 이는 충격 손상이 가해진 위치의 비 대칭성 때문인 것으로 사료된다.

충격 에너지가 좀더 증가하여 1.75J 이 되면, Fig. 25 에서 볼 수 있듯이 주엽의 패턴이 설계했던 패턴과 전혀 다르게 나타나며, 이득 또한 현저하게 감소함을 알 수 있다. Fig. 26 에서 나타난 방사 패턴도 손상을 입지 않은 안테나와는 전혀 다르게 나타남으로써 안테나의 성능 저하가 발생했음을 알 수 있다.

## 5. 결론

본 연구에서는 RO4003 복합재와 허니콤 코어를 이용하여 CLAS 를 제작하여 저속 충격에 의한 손상을 연구하였고, 그에 따른 안테나 성능의 저하를 연구하였다.

다른 접지면을 사용한 Panel 1 과 Panel 2 의 저속 충격 실험을 통하여 충격에 의한 손상 정도를 비교하였다. 세 면재 모두 RO4003 복합재를 사용한 Panel 1 은 안테나로서는 충분한 역할을 할 수 있으나 강도와 강성이 낮아서 구조물로는 적합하지 않으므로 접지면으로 2024-T3 알루미늄을 사용한 Panel 2 를 제작하였다. Panel 2 는 강도와 강성이 높고 관통에 대한 저항성이 크다는 장점이 있었으나 저속 충격에 의한 손상 영역이 증가하는 단점이 있었다. Panel 2 는 Panel 1 보다 충격에 의한 RO4003 복합재의 층간 분리 영역과 허니콤 코어의 손상 영역이 증가하였다.

충격 손상으로 인한 안테나 성능의 저하를 관찰하기 위하여 2024-T3 알루미늄을 접지면으로 사용하고 무선 랜용 패치가 삽입된 Panel 3 를 제작하여 충격 손상에 따른 안테나 성능을 측정하였다. 안테나의 성능은 반사 손실과 방사 패턴을 측정함으로써 알 수 있는데, 본 연구를 통해서 충격 손상과 그에 따른 안테나의 성능 저하 사이에는 임계점(Threshold)이 존재한다는 사실을 밝혀내었다. 1.5J 의 충격 에너지에 의한 손상은 안테나의 성능을 저하시키지 않지만, 1.75J 의 충격 에너지에 의한 손상은 안테나가 제대로 동작하지 못하도록 하였다. 이러한 결과는 시편의 파괴 모드와 연관시켜 볼 수 있는데, Fig. 16 (c)를 통해 안테나의 성능 저하가 발생하는 2.0J 의 경우에는 첫 번째 면재와 두 번째 면재가 맞닿아서 슬롯을 통한 패치로의 전계 여기가 제대로 일어나지 못하게 함을 알 수 있다.

따라서, 본 연구를 통하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 고주파용 기판 대신 알루미늄을 이용하여 강성과 강도를 높이면 관통에 대한 저항성은 월등히 증가하나 저속 충격에 의한 손상 영역이 넓어진다.
- (2) 접착력이 증가할수록 압입 깊이가 증가하고 층간 분리 면적이 넓어진다.
- (3) CLAS 에 저속 충격이 가해지면 먼저 코어의 좌굴과 면재의 층간 분리 현상이 발생하고 코어가 압괴 되기 시작한다. 다음으로 면재의 섬유가 파단 되고 코어가 완전히 압괴된 후 두 번째 층의 손상이 발생한다.
- (4) 충격 에너지의 증가에 따른 안테나 성능의

저하에는 임계점(Threshold)이 존재하였으며, 그 때의 충격 에너지는 1.5J 과 1.75J 사이에 존재한다.

(5) 안테나 성능의 저하는 층간 분리 면적의 증가나 코어의 좌굴에 의해 영향을 받지 않으며, 면재의 변형에 따른 슬롯에서 패치로의 전계 여기 과정에서 발생한다.

### 후 기

본 연구는 한국과학재단(KOSEF)의 지원으로 수행된 연구(과제 번호: 1999-2-304-004-3)의 일부이며 관계자 여러분께 감사 드립니다.

### 참고문헌

- (1) Tuss, J., Lockyer, A., Alt K, Uidrich, F., Kinslow, R., Kudva, J. and Goetz, A., 1996, "Conformal Load-bearing Antenna Structure," AIAA Paper 96-1415-CP, pp. 836~843.
- (2) Hopkins, M. A., Tuss, J. A., Lockyer A. J., Alt K., Kinslow, R., and Kudva, J. N., 1997, "Smart Skin Conformal Load-bearing Antenna and Other Smart Structures Developments," AIAA Paper 97-1163, pp. 521~530.
- (3) Lockyer, A. J., Alt, K. H., Kudva, J. N., Kinslow, R. W., and Goetz, A., 1997, "Conformal Load-bearing Antenna Structure(CLAS): Initiative for multiple military and commercial applications," *SPIE Smart Structures and Materials*, Vol. 3046, pp. 182~196.
- (4) Lockyer, A. J., Alt, K. H., Coughlin D. P., Durham, M. D., Kudva, J. N. Goetz, A. C. and Tuss, J., 1999, "Design and Development of a Conformal Load-bearing Smart-Skin Antenna: overview of the AFRL Smart Skin Structures Technology Demonstration(S3TD)," *SPIE Smart Structures and Materials*, Vol. 3674, pp. 410~424.
- (5) Kassapoglou, C., Jonas, P. J. and Abbott, R., , 1998 "Compressive Strength of Composite Sandwich Panels After Impact Damage: An Experimental and Analytical Study," *Journal of Composites Technology & Research*, Vol. 10, pp. 65~73.
- (6) Kim, Chun-Gon, and Jun, Eui-Jin, , 1992 "Impact Resistance of Composite Laminated Sandwich Plates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 15, pp. 2247~2261.
- (7) Akay, M. and Hanna, R., 1990, "A Comparison of Honeycomb-core and Foam-core Carbon-fiber/Epoxy Sandwich Panels," *Composites*, Vol. 21, No. 4, pp. 325~331.
- (8) Nemes, J. A. and Simmonds, K. E., 1992, "Low-Velocity Impact Response of Foam-Core Sandwich Composites," *Journal of Composite Materials*, Vol. 26, No. 4, pp. 25~30.
- (9) Tsang., P. H. Wilson, 1994, "Impact Resistance and Damage Tolerance of Composite Sandwich Panels," Ph. D Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology.
- (10) Bernard, Michael L. and Lagace, Paul A., 1989, "Impact Resistance of Composite Sandwich Plates," *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 8, September pp. 432~445.
- (11) Anderson, T. and Madenci, E., 2000, "Experimental Investigation of Low-velocity Impact Characteristics of Sandwich Composites," *Composites Structures*, Vol. 50, pp. 239~247.
- (12) Stutzman, Warren L., and Thiele, Gray A., 1998, *Antenna Theory and Design*, John Willy & Sons, Inc., 2<sup>nd</sup> ed.
- (13) Pozar, David M., 1998, *Microwave Engineering*, John Willy & Sons, Inc., 2<sup>nd</sup> ed.