

온도변화가 CFRP 적층재의 충격후 잔류굽힘강도에 미치는 영향

나승우 · 정종안* · 양인영†,**

공주대학교 기계자동차공학부 · *송원대학 자동차과 · **조선대학교 기계정보공학과
(2005. 1. 11. 접수 / 2005. 3. 3. 채택)

The Effects of Temperature Change on the Residual Bending Strength of CFRP Laminates after Impact

Seung-woo Ra · Jong-an Jung* · In-young Yang†,**

Department of Mechanical and Automotive Engineering Kongju National University

*Division of Automotive Engineering Songwon College

**Division of Mechanical Information Engineering Chosun University

(Received January 11, 2005 / Accepted March 3, 2005)

Abstract : In this paper, when CF/EPOXY laminates for high efficiency space structure are subjected to FOD(Foreign Object Damage), the effects of temperature change on the impact damages(inter laminar separation and transverse crack) of CF/EPOXY laminates and the relationship between residual life and impact damages are experimentally investigated. Composite laminates used in this experiment are CF/EPOXY orthotropic laminated plates, which have two-interfaces $[0^\circ/90^\circ]_S$ and four-interfaces $[0^\circ_3/90^\circ/0^\circ_3]_S$. CF/EPOXY specimens with impact damages caused by a steel ball launched from the air gun were observed by the scanning acoustic microscope under room and high temperatures. In this experimental results, various relations were experimentally observed including the delamination area vs. temperature change, the bending strength vs. impact energy and the residual bending strength vs. impact damage of CF/EPOXY laminates. And as the temperature of CF/PEEK laminates increases, the delamination areas of impact-induced damages decrease linearly. A linear relationship between the impact energy and the delamination areas were observed. As the temperature of CF/PEEK laminates increases, the delamination areas decrease because of higher initial delamination damage energy.

Key Words : impact damage, high temperature environment, delamination area, residual bending strength

1. 서 론

선진 복합재료인 탄소섬유강화 복합재 (CFRP)는 비강도, 비강성이 높기 때문에 경량화가 요구되는 우주항공분야를 비롯하여 자동차 산업분야, 조선분야, 일반산업분야 등의 구조용 재료로 널리 사용되고 있다^{1,2)}. 그러나 우주항공 분야에 널리 사용되고 있는 CFRP 적층재는 고열 고습(hot wet)성능에 문제가 있고³⁾, 가혹한 환경에서 성능을 유지시키기 위해 고성능 우주개발용으로 CFRP 적층재가 개발되었다. 특히, CFRP 적층재가 점차 우주항공부재로서 사용

이 확대됨에 따라 우주환경(-140~120°C)⁴⁾ 및 비행 중의 온도환경(-73~80°C)⁵⁾에 노출되기 때문에 가혹한 온도환경에서의 이물충격손상이 문제가 되며 잔류수명 평가문제는 극히 중요한 문제이다. 고온 환경에서의 연구결과를 보면 고온 환경에 적용할 온도조건 설정을 위해 고온에서의 CFRP 적층판의 인장강도⁶⁾, 잔류굽힘강도⁷⁾, 압축파괴응력⁸⁾, 고온·고습 조건에서 CFRP 적층판의 굽힘 및 압축특성 등 항공 우주용 소재개발을 위한 많은 연구가 진행되고 있으나 우주환경 및 비행중의 온도환경 환경에서의 온도변화에 따른 충격에너지의 크기와 잔류수명과의 관계를 실험적 관점에서 규명한 연구결과는 미비한 실정이다⁹⁻¹³⁾.

따라서 본 연구에서는 고성능 우주구조부재로 개

†To whom correspondence should be addressed.
iyyang@chosun.ac.kr

발된 CFRP 적층재가 실온 및 고온 환경에서 이물충격손상을 받을 때 나타나는 적층부재의 충격손상, 특히, 여러 단계의 충격에너지와 온도변화를 주었을 때 나타나는 층간박리현상을 초음파 현미경으로 관찰하고, CF/EPOXY 시험편이 충격 손상을 받을 경우 온도변화에 따른 박리면적의 변화와 충격에너지의 크기와 잔류수명과의 관계를 실험적인 관점에서 고찰하는 것을 목적으로 한다.

2. 충격실험장치 및 실험방법

2.1. 시험편의 형상

본 실험에서 사용한 시험편은 탄소섬유/EPOXY 수지(CF/EPOXY)로 조합된 일방향 탄소섬유 프리프레그를 이용하여 오토클레브(Autoclave)방법으로 제작한 CFRP 직교이방성 적층판으로 적층매수는 24플라이, 판 두께는 3.75mm이고, 시험편의 폭은 충격 손상 폭 보다 넓게 하여 시험편의 가장자리 효과가 3점 굽힘 시험시 시험결과에 영향을 주지 않도록 길이 180mm, 폭 40mm의 띠판으로 하여 섬유의 0° 방향과 시험편의 길이 방향을 일치하도록 제작하였다. 본 연구에서 이용한 시험편의 종류를 Table 1에 나타내었고, 시험편의 성형 사이클은 Fig. 1과 같다.

2.2. 충격실험장치의 구성

CFRP 적층시험편에 충격손상을 주기 위하여 직경 150mm의 홀을 갖는 두께 10mm의 강판 2매의 중앙부에 시험편을 끼워 연직으로 지지하였다. 그

Table 1. Fiber orientation of specimens

Type	Fiber orientation	Ply	Thickness [mm]	Matrix
A	[0°/90°]sym	24	3.75	EPOXY
B	[0°/90°/0°]sym	24	3.75	EPOXY

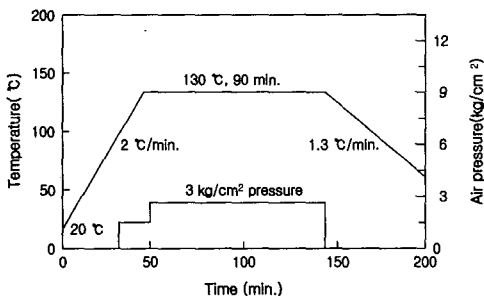


Fig. 1. Forming condition of CFRP laminates

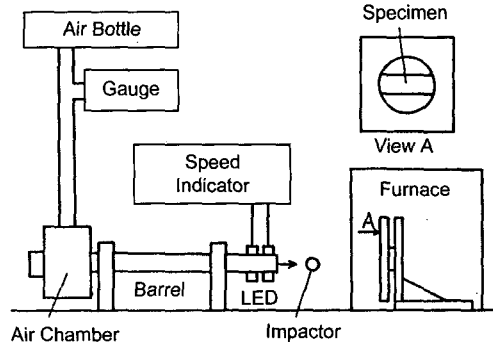


Fig. 2. Apparatus of impact testing

후 시험편을 고온로에 넣은 다음, 시험편의 표면온도가 설정온도에 도달할 때 Fig. 2와 같이 공기압 고속 충격시험장치를 이용하여 시험편의 중심으로부터 30mm 떨어진 곳에 5mm(0.5g)의 강구를 충돌시켰다. 시험편의 중앙으로부터 30mm 떨어진 곳에 충격을 가한 이유는 충격시험 후에 잔류 굽힘 강도를 해석할 때, 압자 접촉시 충격손상부에 영향을 받지 않도록 하기 위해서이다. 충격속도는 강구의 발사속도로 하였으며, 충격속도의 측정은 강구가 가속튜브로부터 나온 직후 2 정점간의 통과시간을 Photo. cell로 측정하여 계산하였고, 충격속도는 공기압의 조절에 의해 조정하였다.

2.3. 시험편의 표면온도 측정

충격실험에 이용된 시험편의 표면온도(각 게이지 접촉점의 평균온도)를 정확히 측정하기 위하여 시험편의 표면 및 이면의 중앙으로부터 40mm 떨어진 곳에 Fig. 3과 같이 4개의 고온용 온도센서(KYOWA, KTG-7-50-A7)를 부착하였고, 온도센서 어댑터(측정 범위: 25~300°C)와 Strain Amp.(TDS-301)에 연결하였다. 온도센서가 부착된 시험편을 고온로에 넣고, 실온 상태에서의 온도 T_0 (°C)를 기기내장의 열전대에 의해 측정하고, 이때 변형률을 $\epsilon_0=0$ 으로 하였을 때, 온도 증가에 따른 시험편 표면의 변형률 ϵ_t 를 Strain Amp.로 측정하였으며, 스트레인게이지 제작회사(KYOWA)의 취급설명서에 따라 다음 식을 사용하여 T_1 를 구하였다.

$$T_1 = \frac{\epsilon_t - \epsilon_0}{100} \sim + T_0 \text{ (}^\circ\text{C)} \quad (1)$$

여기서, 100은 변형률로부터 온도로 환산한 계수로써 단위는 1/°C이고, T_0, T_1 은 °C, ϵ_t, ϵ_0 는 10^{-6} (μ)

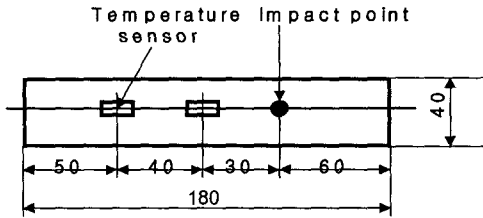


Fig. 3. Bonded places of temperature sensor

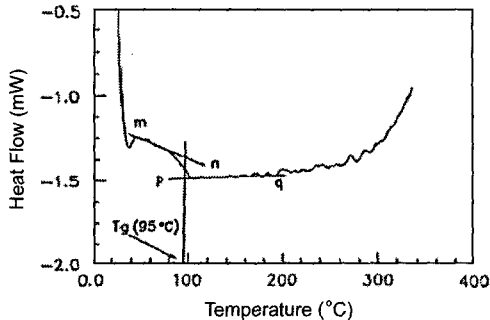


Fig. 4. Measurement result of glass transition temperature

으로 하여 측정하였다. 또한, 4곳의 온도센서 접촉 위치에서의 시험편의 평균온도가 $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 이내에서 설정온도가 시험편 표면의 온도와 근사할 때 온도 유지시간으로 결정하였다.

2.4. Glass 전이온도 측정

적층된 시험편의 온도를 결정하기 위하여 CF/EPOXY 수지의 Glass 전이점을 측정하였다. 측정방법은 수지를 가루로 만들어서 정확히 계량한 후 Pan에 수지를 소량(5~10mg) 넣고 실온에서부터 350°C 까지 질소기류 상태에서 $10^\circ\text{C}/\text{min}$ 의 속도로 온도를 증가시켜 가면서 측정했다. 전이점(T_g)은 고분자 Chain Brownian 운동에 필요한 열 유동이 형성되는 지점의 전후에서 직선(m-n, p-q의 직선)을 그어 전이 지점(곡선부분)으로부터 온도축의 수직선상에 2등분 되는 점을 T_g 로 결정했다. 측정결과 본 실험에 이용된 CF/EPOXY 수지의 Glass 전이점은 Fig. 4에 나타난 것처럼 약 95°C 이다. 따라서 본 연구에서는 T_g 점을 기준으로 하여 시험편 온도가 실온(21°C), 60°C , 90°C 및 120°C 인 상태에서 충격실험을 실시하였다.

2.5. 충격손상의 관찰 및 굽힘 시험

실온 및 고온 상태에서 충격을 가할 때 나타나는 CF/EPOXY 시험편의 층간계면의 박리 면적을 초음

파 현미경(OLYMPUS, 주파수 30MHz)을 사용하여 관찰하였다. 충격손상이 있는 시험편을 수중에 넣고 층돌 측 및 반대측으로부터 초음파를 입사시켜 반사파에 의해 각층을 탐상 하고, 음향렌즈를 이용하여 초점을 조정하였다. 또한, 각 층의 층간박리를 화상 처리한 데이터는 기기에 내장된 소프트웨어에 의해서 층간박리를 간단히 계산할 수 있었다.

그 후 잔류 굽힘 강도를 평가하기 위하여, 3점 굽힘 실험을 실시하였다. 3점굽힘시험은 ASTM D790M method 1(3-point loading)의 규격을 참고하여 제작한 3점굽힘시험용 지그(Jig)를 재료시험기(Instron 8501)에 장착하여 실시하였다.

3점굽힘시험은 위치제어로 했으며, 공기압은 $5\text{ mm}/\text{min}$ 로 하였다. 파괴 굽힘응력 계산은 다음 식을 이용하였고, 하중-변위 선도가 선형적인 관계가 있었기 때문에 본 연구에서는 시험편을 균질등방성으로 가정하여 계산하였다¹³⁾.

$$I = \frac{bd^3}{12} \sim \sigma = \frac{(PL/4)(d/2)}{I} = \frac{3PL}{bd^2} \quad (2)$$

여기서, σ : 파괴굽힘응력(Pa), P: 최대하중(N), b: 시험편의 폭(m), L: 지점간의 거리(m), d: 시험편의 두께(m), I: 관성모멘트(m^4)이다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1. 온도변화와 손상박리면적과의 관계

시험편의 표면온도가 충격손상에 의해 발생된 박리면적에 어떠한 영향을 미치는가를 알아보기 위하여 시험편을 21°C , 60°C , 90°C , 120°C 및 140°C 의 각기 다른 온도 조건을 부여하고 직경 5mm인 강구로 약 1.7(J)의 충격에너지로 충격을 가한 후 시험편의 층간박리형상을 초음파 현미경으로 관찰, 촬영하여 박리면적을 계산하였고, 그 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 여기서 이용된 CF/EPOXY 시험편 A는 계면이 2개면이고, 충격 면에서 세로방향으로 표시된 부분(■)을 계면 a, 충격 면 반대에서 표시가 없는 부분(○)이 계면 b의 박리형상이다.

Fig. 5에서와 같이 계면수가 2계면인 시험편 A의 경우는 시험편 표면온도가 상승하면 박리면적은 작아짐을 알 수 있었다. 그러나, 계면수가 4계면인 시험편 B의 경우는 초음파현미경의 특성상 계면 b는 계면 a에, 계면 c는 계면 d에 의해 보이지 않는 부분

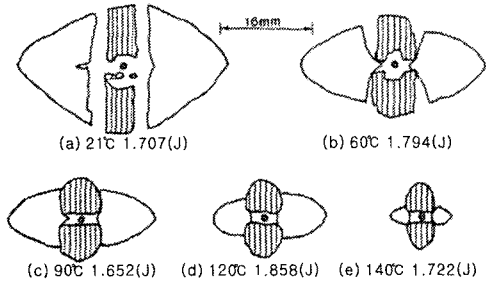


Fig. 5. Variation of delamination area with respect to specimen temperatures (specimen A)

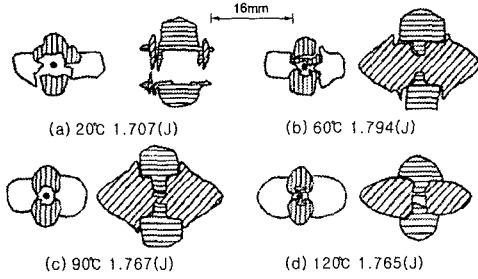


Fig. 6. Variation of delamination area with respect to specimen temperatures (specimen B)

이 있어, 정확한 박리면적을 계산 할 수 없기 때문에 충격 면에서 계면 a, b의 박리면적을 먼저 계산하고 충격 면 반대쪽에서 계면 c, d의 박리면적을 계산한 후 각 계면의 박리면적을 합산하여 투영단면적으로 계산하였고, 시험편 B의 표면온도가 20°C, 60°C, 90°C 및 120°C에서 직경 5mm인 강구로 대략 83.3m/s(1.7J)로 충격을 가하였을 때의 온도변화에 따른 박리면적의 변화 관계를 Fig. 6에 나타내었다.

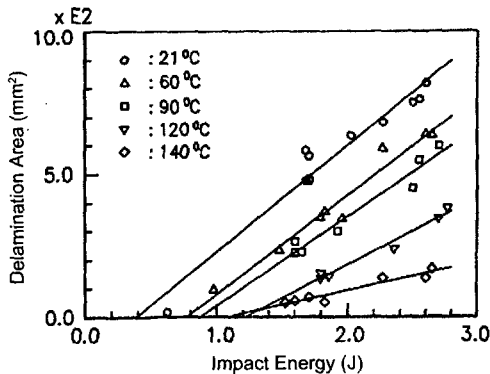


Fig. 7. Relation between impact energy and delamination area of specimen A with respect to specimen surface temperatures

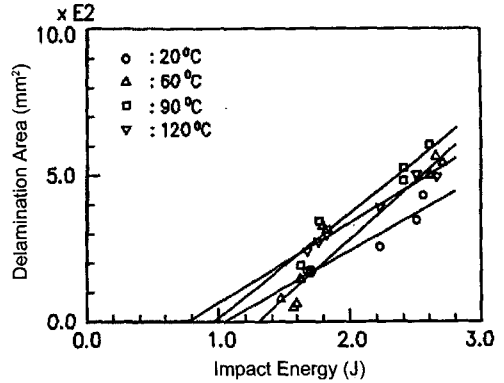


Fig. 8. Relation between impact energy and delamination area of specimen B with respect to specimen surface temperatures

Fig. 7, 8은 시험편 A, B의 온도변화에 따른 충격 에너지와 박리면적과의 관계를 나타내었다.

Fig. 7에 나타난 바와 같이 박리면적과 충격에너지는 대략 선형적인 관계가 있고, 시험편 온도가 상승함에 따라 단위 충격에너지에 따른 박리면적 S (mm²/J)가 작게 된다. 그러나 Fig. 8 시험편 B의 경우는 박리면적을 투영면적으로 계산하였기 때문에 정확한 관계는 알 수 없으나, 20°C일 경우가 박리면적이 가장 작고, 시험편의 표면온도가 상승할수록 박리면적이 커지며, Tg를 넘는 120°C에서는 급격한 기울기의 변화가 나타남을 알 수 있었다.

Fig. 9는 Fig. 7의 기울기를 최소자승법으로 계산한 것으로 단위 충격에너지에 따른 박리면적 S와 시험편의 온도 T와의 사이에는 대략 S(mm²/J) = 393-0.8915 T(°C)의 관계가 있었다. 전이점(Tg) 이전에는 박리면적은 시험편 온도의 증가와 함께 선형적으로 감소하지만, Tg점을 넘는 온도에서는 급격히 감소함을 알 수 있었다.

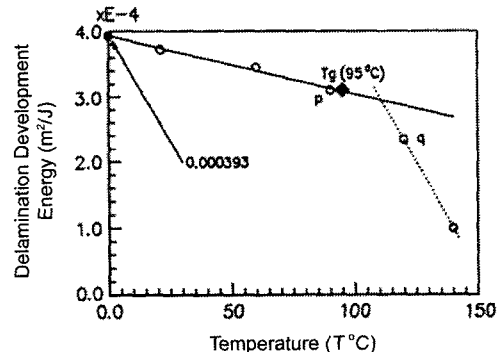


Fig. 9. Relation between temperature and delamination area per unit impact energy

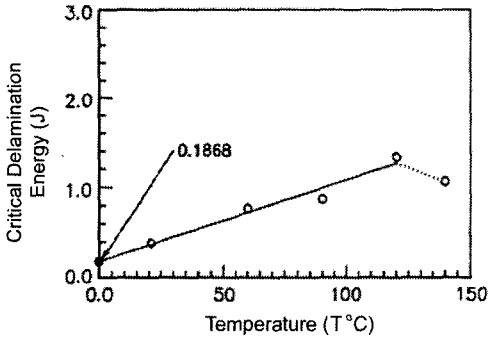


Fig. 10. Relation between temperature and critical delamination energy

따라서, Fig. 9로부터 온도변화에 따른 충격에너지와 박리면적과의 기울기 즉, 단위 충격에너지와 박리면적의 크기를 알면 시험편의 전이온도 T_g 를 쉽게 예측할 수 있다. Fig. 4에서 T_g 를 예측한 결과인 95°C와 Fig. 9의 예측결과는 거의 일치함을 알 수 있었다.

Fig. 10은 Fig. 7로부터 시험편 온도 T와 임계박리 에너지 E_{crit} 와의 관계를 최소자승법으로 계산하면 대략 $E_{crit}(J) = 0.1868 + 0.00898 \times T(°C)$ 의 관계가 있었고, 시험편 온도가 상승할수록 임계박리에너지가 크게 나타난다는 것을 알 수 있었다. 이것은 즉, 시험편 표면온도가 높을수록 박리가 발생하는 초기 손상에너지가 커져서 박리 발생이 어렵게 된다는 사실을 확인하였다.

3.2. 충격손상과 잔류굽힘강도와의 관계

실온 및 고온에서 충격손상을 받은 CF/PEEK 시험편을 이용하여 박리면적을 계측한 후, 충격면이 인장(충격점이 3점굽힘시험용 지그와 반대방향)을 받는 상태와 압축(충격점이 3점굽힘시험용 지그와 동일한 방향)을 받는 상태에서 각각 3점굽힘시험을 실시하였다. 그후 얻어진 실험결과를 바탕으로 온도 변화에 따른 충격에너지의 크기와 파괴 굽힘 응력과의 관계를 충격 면 인장, 압축인 경우로 구분하여 Fig 11에 나타내었다. 파괴 굽힘 응력은 식 (2)에 파괴하중과 시험편의 실측치를 대입하여 계산하였다. Fig 11(a)는 충격 면이 인장을 받을 경우, Fig 11(b)는 충격 면이 압축을 받을 때의 충격에너지와 파괴 잔류 굽힘 응력과의 관계를 나타내었다. Fig 11의 결과에서 알 수 있듯이 고온에서 충격을 받는 경우 충격점이 인장이나 압축을 받는 어느 경우나 시험편 A가 시험편 B보다 굽힘 강도는 약 30% 이상 높

게 나타났다. 이는 시험편 A의 표면층 0° 방향의 섬유가 6매이고 시험편 B는 3매이기 때문에 0°방향 섬유의 매수에 의한 굽힘 저항성이 크기 때문이라 생각된다. 단, 실온의 경우는 충격에너지가 약 1.5(J) 이상의 충격을 받을 때는 시험편 A가 시험편 B보다 굽힘 강도가 약하다. 이는 Fig. 5, 6에서와 같이 실온에서는 같은 정도의 충격을 받은 경우라도 시험편 B가 시험편 A보다 박리면적이 작기 때문이라고 생각된다.

또한, Fig. 11(a)에서 0표는 섬유파단을 나타내며 충격점이 인장을 받을 때 충격에너지가 약 2.7(J)을 넘는 범위에서는 시험편 A에 섬유파단의 영향이 나타나고, 시험편 B에서는 섬유파단의 영향이 나타나지 않는다.

따라서, 실온에서 충격손상이 클 경우는 계면수가 많은 직교이방성 시험편이 충격손상에 강하고, 고온의 경우는 계면수가 적은 직교이방성 시험편이 충격손상에 강함을 알 수 있었고, 충격점이 인장을 받는 상태에서 사용하는 것이 실온 및 고온 어느 경우나 내 충격성이 강하다는 것을 본 연구를 통하여 확인하였다.

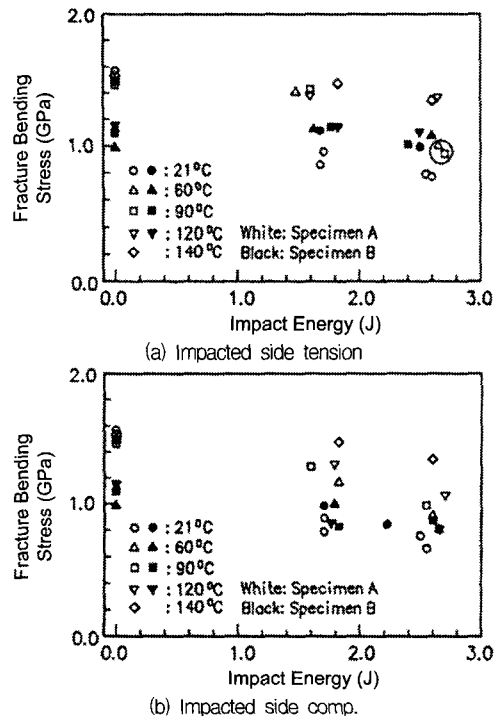


Fig. 11. Relation between impact energy and fracture bending stress with respect to specimen surface temperatures

4. 결 론

본 연구에서는 CF/EPOXY 시험편이 고온 환경에서 충격 손상을 받을 경우 온도변화에 따른 박리면적의 변화와 충격에너지의 크기와 잔류강도와의 관계에 대해서 고찰하였으며, 다음과 같은 결과를 얻었다.

1) CF/EPOXY 적층재는 온도가 상승함에 따라 충격손상에 의한 박리 면적이 선형적으로 감소함을 알 수 있었고, 시험편의 표면온도가 높을수록 박리를 생기게 하는 초기 손상에너지가 크게 되어 박리면적은 적게 나타났다.

2) 충격에너지, 박리면적 및 온도변화의 관계를 알면 CF/EPOXY 적층재의 DSC 전이점 T_g 를 예측할 수 있었다.

3) 온도변화에 따른 탄성률의 변화관계를 측정하여 T_g 를 구한 종전의 측정방법보다 DSC 전이점을 이용한 T_g 측정방법이 간편했으며 본 연구에서 CF/EPOXY 적층재의 T_g 는 95°C 이다.

4) 고온충격의 경우는 시험편 A가 시험편 B보다 파괴 굽힘강도가 약 30% 정도 높게 나타났고, 실온에서는 계면수가 많은 시험편이 내 충격성에 강하고 고온에서는 계면수가 적은 시험편이 내 충격성이 강함을 알 수 있었다.

5) 실온에서 충격손상이 클 경우는 계면수가 많은 직교이방성 시험편이 충격손상에 강하고, 고온의 경우는 계면수가 적은 직교이방성 시험편이 충격손상에 강함을 알 수 있었고, 충격점이 인장을 받는 상태에서 사용하는 것이 실온 및 고온 어느 경우나 내 충격성이 강하다는 것을 본 연구를 통하여 확인하였다.

감사의 글 : 본 논문은 2003년 조선대학교 학술연구지원비에 의해 지원되었음.

참고문헌

1) In-Young Yang, Adachi, Matsumoto, "Impact Damage in CFRP Laminates under High Tempera-

ture", 日本機械學會論文集, 第60卷, 第571號, pp. 841~845, 1994.

2) 양인영, 정종안, 나승우, "온도변화가 CF/PEEK 적층재의 충격후 굽힘강도에 미치는 영향", 한국산업안전학회논문집, 제18권, 제2호, pp. 34~39, 2003.

3) W.J. Canarywell and J. Morton, "Detection of Impact Damage in CFRP Laminates", Composite Structures, Vol. 3, pp. 241~257, 1985.

4) 横田 英, 平原 誠, "複合材料を適用した民間旅客機の水平尾翼構造", 日本航空宇宙學會誌, 第34卷, 第394號, pp. 608~618, 1986.

5) 新素材編纂委員會, 新素材 Hand Book, 丸善, pp. 45, 1988.

6) 坂元 勝治, 伊藤康宏ら, "航技研 STOL 實驗機用耐熱複合材の選定", 日本宇宙航空學會誌, 第3卷, 第388號, pp. 162~167, 1982.

7) 林毅, 福田武人ら, "ICCM-V 報告", 日本複合材料學會誌, 第11卷, 第6號, pp. 22, 1985.

8) Sarah. M., Bishop, "The Mechanical Performance and Impact Behaviour of Carbon-Fiber Reinforced PEEK", Composite Structures, Vol. 3, pp. 295~318, 1998.

9) Soutis, C., Lee, J. and Kong, C., "Size Effect on Compressive Strength of T300/924C Carbon Fiber-Epoxy Laminates, Plastics", Rubber and Composites, Vol. 3, No. 8, pp. 364~370, 2002.

10) Wisnom, M. R., "Size Effect in the Testing of Fiber-Composite Materials", pp. 290~298, 1999.

11) Falzon, B. G., Hitchings, D. and Besant, T., "Fracture Mechanics Using a 3D Composite Element", Composite Structures, Vol. 45, No. 1, pp. 29~39, 1999.

12) Lee, J., "Compressive Behaviour of Composite Laminates Before and After Low Velocity Impact", Ph D thesis, Imperial College London, UK, 2003.

13) Annual Book of ASTM Standards, "D790M-86 Standard Method for Flexural Properties of Unreinforced Plastics and Electrical Insulating Material (Metric)", pp. 290~298, 1988.