

온도변화가 CF/PEEK 적층재의 충격 후 굽힘강도에 미치는 영향

양인영 · 정종안* · 나승우**†

조선대학교 기계정보공학과 · *송원대학 자동차과 · **순천제일대학 차량기계학부
(2003. 3. 4. 접수 / 2003. 5. 26. 채택)

The Effects of Temperature Change on the Bending Strength of CF/PEEK Laminates after Impact

In-Young Yang · Jong-An Jung* · Seung-Woo Ra**†

Department of Mechanical Information Engineering, Chosun University

*Department of Automotive Engineering, Songwon College

**Division of Automobile & Machinery Engineering, Suncheon First College

(Received March 4, 2003 / Accepted May 26, 2003)

Abstract : In this paper, when CF/PEEK laminates for high efficiency space structure are subjected to FOD(Foreign Object Damage), the effects of temperature change on the impact damages(interlaminar separation and transverse crack) of CF/PEEK laminates and the relationship between residual life and impact damages are experimentally investigated. Composite laminates used in this experiment are CF/PEEK orthotropic laminated plates, which have two-interfaces [$0^{\circ}_4/90^{\circ}_8/0^{\circ}_4$]. A steel ball launched by the air gun collides against CF/PEEK laminates to generate impact damages. And then CF/PEEK specimens with impact damages are observed by a scanning acoustic microscope under room and high temperatures. In this experimental results, various relations are 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/PEEK laminates.

Key Words : impact damage, high temperature environment, foreign object damage, transverse crack, delamination, impact energy, residual bending strength

1. 서 론

선진 복합재료인 탄소섬유강화 복합재 (CFRP)는 비강도(탄성률/밀도), 비강성(인장강도/밀도)이 높기 때문에 경량화가 요구되는 우주항공분야를 비롯하여 자동차 산업분야, 조선산업분야, 일반산업분야 등의 구조용 재료로 널리 사용되고 있다^{1,2)}. 그러나 우주항공 분야에 널리 사용되고있는 CF/EPOXY 적층재는 고열 고습(hot wet)성능에 문제가 있기 때문에³⁾ 가혹한 환경하에서 성능을 유지시키기 위해 고성능 우주개발용으로 CF/PEEK 적층재가 개발되었다. 특히, CF/PEEK 적층재가 점차 우주항공부재로서 사용이 확대됨에 따라 우주환경(-140~120°C)⁴⁾

및 비행중의 온도환경(-73~80°C)⁵⁾에 노출되기 때문에 가혹한 온도환경에서의 이물충격손상이 문제가 되며 잔류수명 평가문제는 극히 중요한 문제이다. 고온 환경에서의 연구결과를 보면 고온분위기에 적용할 온도조건 설정을 위해 고온에서의 CFRP 적층판의 인장강도⁶⁾, 잔류굽힘강도⁷⁾, 압축파괴응력⁸⁾, 고온·고습 조건에서 CFRP 적층판의 굽힘 및 압축특성 등에 관한 연구결과가 있지만 고온하에서의 충격손상에 의한 잔류강도 저하관계를 규명한 연구결과는 거의 찾아볼 수 없다.

따라서 본 연구에서는 고성능 우주구조부재로 개발된 CF/PEEK 적층재가 고온분위기하에서 이물충격손상을 받을 때 나타나는 층간분리, 모재크랙등이 온도변화에 따라 어떻게 변화하며 잔류수명에 어떠한 영향을 미치는가를 실험적인 관점에서 고찰하는 것을 목적으로 한다.

†To whom correspondence should be addressed.
raswoo@hanmail.net

2. 실험 방법

2.1. 충격실험장치

온도변화에 따른 CF/PEEK 적층시험편에 충격손상을 주기 위하여 시험편을 고온로에 넣은 다음, 시험편의 표면온도가 설정온도에 도달할 때 Fig. 1과 같이 공기압 고속 충격 시험장치를 이용하여 시험편의 중심으로부터 30mm 떨어진 곳에 5mm(0.5g)의 강구를 충돌시켰다. 시험편의 중앙으로부터 30mm 떨어진 곳에 충격을 가한 이유는 충격시험 후에 잔류굽힘강도를 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.

2.2. 시험편의 형상 및 표면온도 측정

본 실험에서 사용된 시험편의 적층 각도와 적층 순서는 2계면 $[0^\circ/90^\circ/0^\circ]$ 인 직교이방성 적층판으로 적층매수 16 플라이, 판 두께는 2.2mm이다. Fig. 1에 나타낸 것과 같이 직경 150mm의 홀을 갖는 두께 10mm의 강판 2매의 중앙부에 시험편을 끼워 연직으로 지지하였다. 시험편의 폭은 충격손상폭 보다 넓게 하여 시험편의 가장자리 효과가 굽힘시험시 시험결과에 영향을 주지 않도록 길이 180mm, 폭 40mm의 띠판으로 하여 섬유유 O° 방향과 시험편의 길이 방향을 일치하도록 하였고, Fig. 2는 본 실험에서 이용된 시험편의 성형 사이클을 나타내었다.

충격시험에 이용된 시험편의 표면온도(각 게이지 접촉점의 평균온도)를 정확히 측정하기 위하여 시험편의 표면 및 이면의 중앙으로부터 40mm 떨어진 곳에 4개의 고온용 온도센서(KYOWA, KTG-7-50-A7)를 부착하였고, 온도센서 어댑터(측정범위: 25~300°C)와 Strain Amp.(TDS-301)에 연결하였다. 온도센서가 접촉된 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 다음식을 사용하여 T_t 을 구하였다.

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

여기서, 100은 변형률로부터 온도로 환산한 계수로서 단위는 1/°C이고, T_0, T_t 은 °C, ϵ_t, ϵ_0 는 10^{-6} (μ)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 결정하였고, Fig. 3에 시험편의 표면온도와 가열 시간과의 관계를 나타내었다.

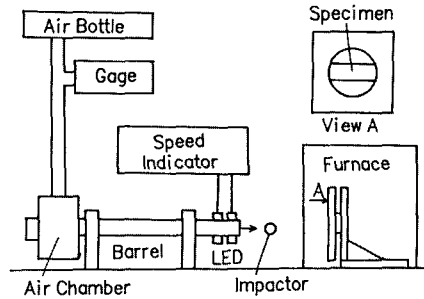


Fig. 1. Apparatus of impact testing

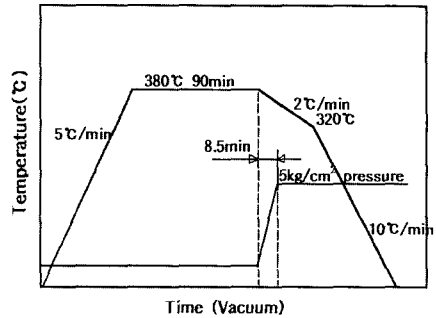


Fig. 2. Forming condition of CF/PEEK laminates

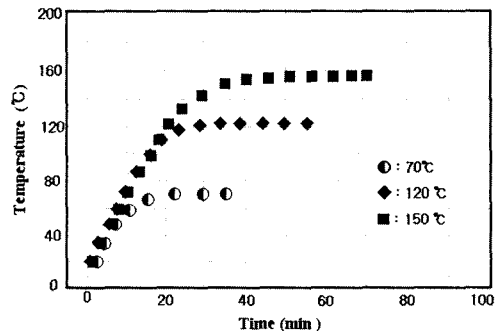


Fig. 3. Relation between heating time and surface temperature of specimen

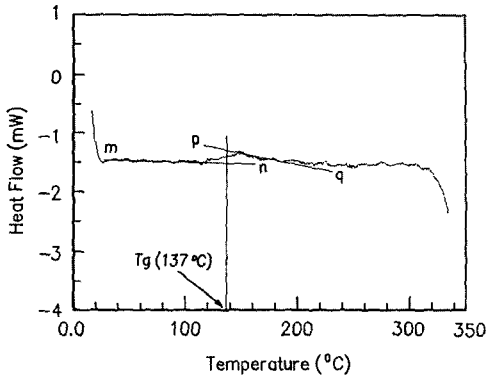


Fig. 4. Measurement result of glass transition temperature

2.3. Glass 전이온도 측정

적층된 시험편의 온도를 결정하기 위하여 수지인 PEEK의 Glass 전이점을 측정하였다. 측정방법은 수지를 가루로 만들어서 정확히 계량한 후 Pan에 수지를 소량(5~10mg)넣고 실온에서부터 350℃ 까지 질소기류하에서 10℃/min의 속도로 온도를 증가시켜 가면서 측정했다. 전이점(Tg)은 고분자 Chain Brownian 운동에 필요한 열유동이 형성되는 지점의 전후에서 직선(m-n, p-q의 직선)을 그어 전이지점(곡선부분)으로부터 온도축의 수직선상에 2등분 되는 점을 Tg로 결정했다. 측정결과 본 실험에 이용된 CF/PEEK 시험편은 Fig. 4에 나타난 것처럼 약 137℃이다. 따라서, 본 연구에서는 Tg점을 기준으로 하여 시험편 온도가 실온(15℃), 70℃, 120℃ 및 150℃인 상태에서 충격실험을 실시하였다.

2.4. 충격손상의 관찰 및 굽힘 시험

실온 및 고온 상태에서 충격을 가할 때 나타나는 CF/PEEK 시험편의 층간계면의 박리 면적을 초음파 현미경(OLYMPUS, 주파수 30MHz)을 사용하여 관찰하였다. 충격손상이 있는 시험편을 수중에 넣고 충돌측 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 잔류굽힘강도를 평가하기 위하여, 3점 굽힘 실험을 실시하였다. 3점 굽힘 시험은 ASTM D790M method 1(3-point loading)의 규격을 참고하여 제작한 3점 굽힘 지그(Jig)를 재료시험기(Instron 8501)에 장착하여 실시했다.

3점 굽힘 시험은 위치제어로 했으며, 액츄에이터의 속도는 5mm/min로 했다. 파괴굽힘응력 계산은 다음식을 이용하였고, 하중-변위 선도가 선형적인 관계가 있었기 때문에 본 연구에서는 시험편을 균질등방성으로 가정하여 계산하였다⁹⁾.

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

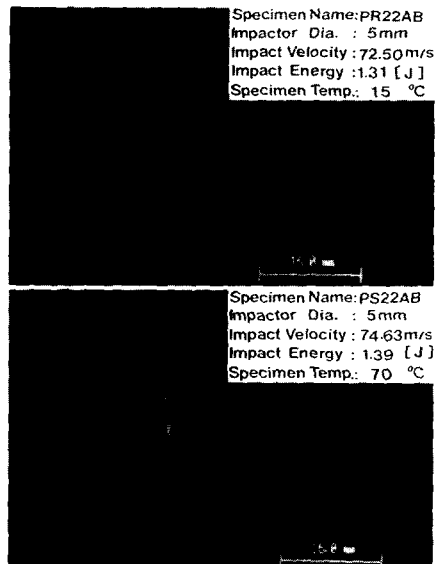
여기서, σ : 파괴굽힘응력(Pa), P: 최대하중(N), b: 시험편의 폭(m), L: 지점간의 거리(m), d: 시험편의 두께(m), I: 관성모멘트(m⁴)이다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1. 온도변화에 따른 박리면적 변화

시험편의 표면온도가 충격손상에 의해 발생된 박리면적에 어떠한 영향을 미치는가를 알아보기 위하여 설정온도에 도달한 시험편을 이용하였다.

Fig. 5는 시험편의 표면온도가 15℃, 70℃, 120℃ 및 150℃ 일 때 직경5mm인 강구로 약 1.3(J)의 충격에너지로 충격을 가할 경우 시험편 온도 변화에 따른 층간박리 형상의 변화관계를 나타냈다. 여기서 이용된 CF/PEEK 시험편은 계면이 2개이므로 충격면에서 적색은 계면 A, 충격면 반대에서 녹색은 계면 B의 층간박리 형상을 나타내고 있다.



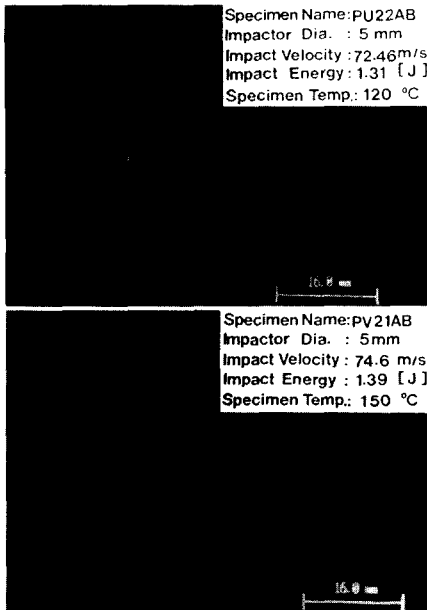


Fig. 5. Relation between delamination area and surface temperature by impact energies

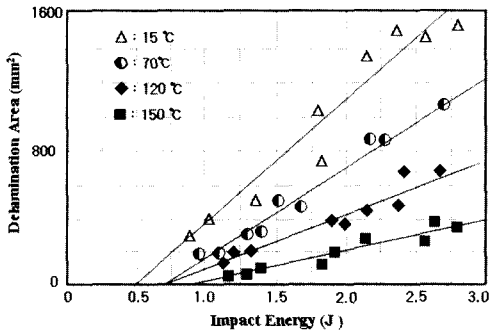


Fig. 6. Relation between impact energy and delamination area by specimen temperature

Fig. 6은 시험편의 온도변화에 따른 충격에너지와 층간분리면적과의 관계를 나타내었고, Fig 5 중 실선은 실험결과를 최소자승법으로 계산한 결과를 나타내고 있다. 여기서 층간분리면적은 충격에너지에 대하여 대략 선형적인 관계가 있고, 시험편의 온도가 상승함에 따라 단위 충격에너지당 층간분리면적 (mm^2/J)이 작게 나타났다. 그리고 시험편 온도가 상승할 수록 실험오차는 발생하지 않으나 실온의 경우 충격에너지가 1.3(J) 이상의 충격범위에서는 상당한 오차가 발생하였다. 이것은 실온의 경우 충격흔 부분에 상당한 국부변형이 수반되기 때문에 층간분리면적 측정시 정확한 계산이 어렵기 때문이다.

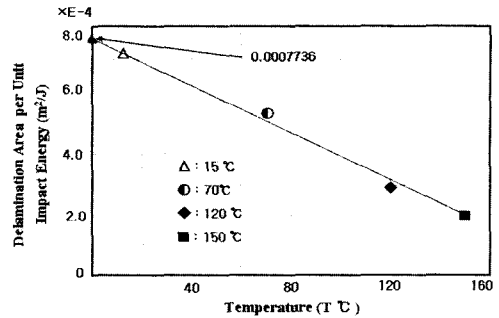


Fig. 7. Relation between temperature and delamination area per unit impact energy

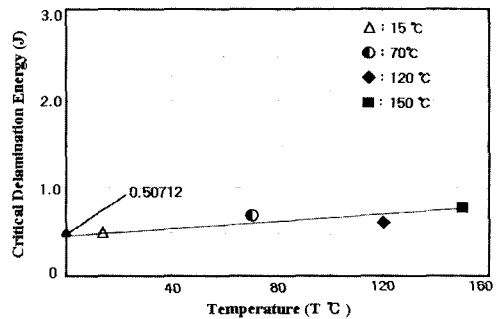


Fig. 8. Relation between temperature and critical delamination energy

Fig. 7의 경우는 온도변화에 따른 박리전파에너지와의 관계를 나타내었다. Fig. 7에 나타난 바와 같이 박리전파에너지는 온도가 증가함에 따라 선형적으로 감소함을 알 수 있었고, 초기박리전파에너지는 약 $7.6 \times 10^{-4} (\text{m}^2/\text{J})$ 이었다.

Fig. 8은 Fig. 6에서의 근사직선이 횡축(충격에너지)과 교차하는 점을 손상발생의 한계에너지로 나타낸 것으로 시험편온도 T와 임계층간분리에너지 ECRIT.와의 관계를 최소자승법으로 계산하면 대략 $\text{ECRIT.}(J)=0.50712+0.00195 \times T(^{\circ}\text{C})$ 의 관계가 있었고, 온도변화에 따른 임계박리에너지는 시험편의 온도가 증가함에 따라 선형적으로 증가함을 알 수 있었으며 CF/PEEK 적층재의 임계박리에너지는 약 0.50712(J)이었고, 시험편 온도가 상승할수록 임계박리에너지는 크게됨을 알 수 있었다. 이것은 즉, 시험편 표면온도가 높을수록 박리가 발생하는 초기 손상에너지가 커져서 박리발생이 어렵게된다는 사실을 확인하였다. Fig. 5에서부터 Fig. 8까지의 결과에서 알 수 있는 바와 같이 시험편의 온도가 상승할수록 층간분리면적은 작아짐을 알 수 있으며 특히, 충격에너지가 클수록 현저하게 나타났다. 이것은 시

험편 표면의 온도가 높을수록 초기 층간분리 발생이 어렵게 되고, 고온으로 갈수록 층간분리에너지는 크게됨을 알 수 있었다. 따라서 시험편 표면의 온도가 높을수록 초기 층간분리를 발생시키는 손상에너지가 커져서 층간분리 발생이 어렵게되고, 층간분리 면적은 감소하여 나타났다.

3.2. 충격손상과 굽힘강도 잔류계수

실온 및 고온에서 충격손상을 받은 CF/PEEK 시험편을 이용하여 박리면적을 측정한 후, 충격면이 인장과 압축을 받는 경우 3점 굽힘시험한 결과를 바탕으로 온도변화에 따른 충격에너지의 크기와 파괴굽힘응력과의 관계를 충격면인장, 압축인 경우로 구분하여 Fig. 9와 Fig. 10에 나타냈다. 굽힘강도 잔류계수란 무충격 시험편의 굽힘 파괴응력을 충격손상이 있는 시험편의 굽힘파괴응력으로 나눈 값이다. Fig. 9는 시험편의 표면 온도가 상온(15°C)과 70°C일 때 충격면이 압축과 인장을 받는 경우의 충격에너지의 크기와 굽힘강도잔류계수와의 관계를 나타낸 것으로 시험편의 표면 온도가 70°C일 경우는 압축과 인장에서 미소한 변화가 발생하였으나 시험편의 표면 온도가 15°C인 경우는 충격면이 압축인 경우보다 인장인 경우가 급격한 강도의 변화를 보였다. 또한, Fig. 10의 경우는 시험편의 표면온도가 상온(15°C), 120°C와 150°C일 경우를 비교하였다. 120°C일 경우는 압축과 인장의 강도변화는 크게 발생하지 않았으나 충격면이 압축인 경우가 인장의 경우보다 충격손상에 강하다는 것을 확인하였고, 150°C 인장의 경우는 120°C 인장의 경우보다 강도변화가 작게 나타났다. Fig. 9와 Fig. 10에서 얻어진 결과를 종합하면 충격면이 인장을 받을 경우 나타나는 강도저하 현상은 충격손상을 받을 경우 생긴 계면 B

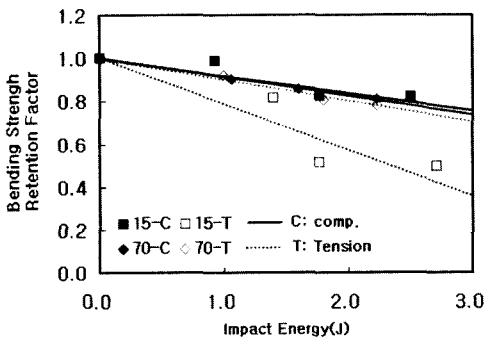


Fig. 9. Variation of the Strength Retention Factor with Impact Energy

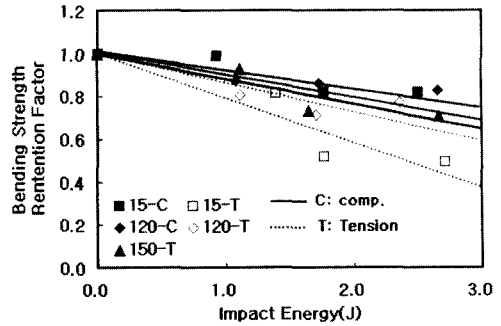


Fig. 10. Variation of the Strength Retention Factor with Impact Energy

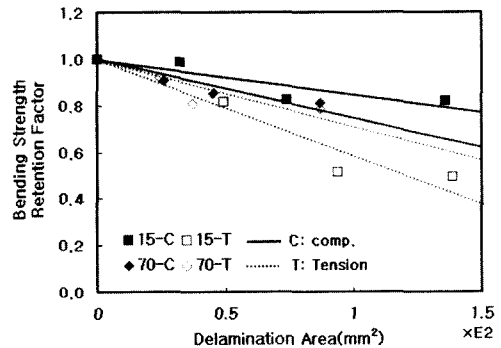


Fig. 11. Variation of the Strength Retention Factor with Delamination Area

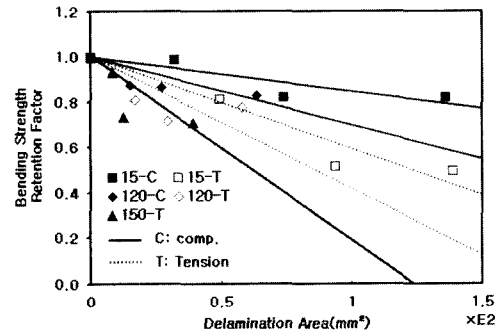


Fig. 12. Variation of the Strength Retention Factor with Delamination Area

의 박리길이가 길기 때문에 굽힘시험시에 충격면이 인장을 받으면 계면 B의 박리부분은 압축을 받게되어 빨리 파괴에 이르는 소위 국부 박리좌굴 현상 때문이라고 생각되고, 이것은 충격손상이 클수록 국부 박리좌굴에 의한 급격한 강도 저하현상이 나타났다. 그리고, 시험편의 표면온도가 증가할수록 충격손상에 의한 잔류굽힘강도 저하현상이 그다지 나타나지 않은 이유로서는 열가소성 수지로 만든 CF/PEEK

시험편이 고온분위기에서 충격손상에 대해 강하기 때문이라 생각된다.

Fig. 11과 Fig. 12는 시험편 표면온도변화와 굽힘강도 잔류계수와의 관계를 각각 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우로 구분하여 Fig. 11과 Fig. 12에 나타냈다. Fig. 11의 경우는 충격면이 인장을 받고, 충격 손상이 클수록 잔류굽힘강도는 상당히 저하됨을 알 수 있었고, Fig. 12에서도 층간 분리면적의 크기는 고온으로 갈수록 감소하였다. 특히, 충격면이 압축을 받는 경우는 온도변화 및 충격 에너지의 크기에 관계없이 잔류강도의 저하현상은 거의 없었다. 즉, 이것은 충격면이 압축을 받는 경우는 고온에서 내충격성이 아주 우수하다. 그러나 충격면이 인장을 받는 경우는 잔류굽힘강도가 상당히 저하됨을 알 수 있으며, 이것은 충격면 배면의 층간분리면적의 크기에 따라 잔류굽힘강도가 저하된다는 사실을 알 수 있었다. 이러한 시험편의 표면 온도변화에 따른 굽힘강도잔류계수가 저하되는 현상은 충격 면이 압축을 받는 경우의 파괴 기점이 충격 면이 인장을 받는 경우의 파괴 기점보다 충격 점으로부터 곡률 반경이 더 작기 때문에 작용모우먼트가 커서 충격 면이 인장을 받는 경우 보다 충격 면이 압축을 받는 경우가 보다 빨리 파괴에 이르기 때문이라 생각된다. 특히, 실온에서 가해진 충격에너지의 크기가 1.8(J) 이상의 충격범위에서는 잔류강도 저하현상이 아주 심하게 일어나고 있다는 것을 알 수 있다. 따라서 충격점이 압축을 받는 상태에서 사용하는 것이 실온 및 고온 어느 경우에도 내충격성이 강하다는 것을 본 연구를 통하여 확인하였다.

4. 결론

본 연구에서는 CF/PEEK 시험편이 고온분위기 하에서 충격 손상을 받을 경우 굽힘 강도에 미치는 영향에 관하여 고찰하였으며, 다음과 같은 결과를 얻었다.

- 1) CF/PEEK 적층재는 온도가 상승함에 따라 충격손상에 의한 박리 면적이 선형적으로 감소함을 알 수 있었고, 충격 에너지와 박리 면적과의 사이에도 선형적인 관계가 있었다.
- 2) CF/PEEK 적층재의 온도가 높을수록 초기 층간분리를 발생시키는 손상에너지가 커져서 층간분

리 발생이 어렵게되고, 층간분리 면적은 감소하여 나타났다.

3) 충격점이 압축을 받을 경우는 충격손상에 의한 잔류굽힘강도의 저하현상은 크게 나타나지 않았으나 충격점이 인장을 받는 경우는 계면 B의 층간 분리영역에서 박리과굴 현상이 생기기 때문에 급격한 잔류강도 저하현상이 나타났다. 따라서 CF/PEEK 적층재는 충격점이 압축을 받는 상태에서 사용하는 것이 내충격성이 강함을 알 수 있었다.

4) 온도변화에 따른 탄성률의 변화관계를 측정하여 Tg를 구한 종전의 측정방법보다 DSC 전이점을 이용한 Tg 측정방법이 간편했으며 본 연구에서 CF/PEEK 적층재의 Tg는 137℃ 이었다.

참고문헌

- 1) In-Young Yang, Adachi, Matsumoto, "Impact Damage in CFRP Laminatsws under High Temperature" 日本機械學會論文集, 第60卷, 第571號, pp. 841~845, 1994.
- 2) 나승우, 임광희, 양인영, 2002, "초음파 탐촉자의 분극성에 따른 CFRP 복합적층판 평가에 관한 연구," 한국산업안전학회논문집, 제17권 제1호, pp. 39~44, 2002.
- 3) W.J. Canywell and J. Morton, 1985, "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, 1988.
- 9) Annual Book of ASTM Standards, 1988, "D790M-86 Standard Method for Flexual Properties of Unreinforced Plastics and Electrical Insulating Matrial(Metric)," pp. 290~298.