1930 大韓機械學會論文集 第18卷 第8號, pp. 1930~1938, 1994

〈論 文〉

고온분위기하에서 탄소섬유강화 복합재적층판의 충격손상과 잔류굽힘강도

양인영* · 박정수**

(1993년 10월 11일 접수)

A Study on the Impact Damage and Residual Bending Strength of CF/EPOXY Composite Laminate Plates under High Temperature

In Young Yang and Chung Soo Park

Key Words: CFRP(탄소섬유강화 복합재), Foreign Object Damage(이물충격손상) High Temperature Environment(고온분위기), Steel Ball(강구) Residual Bending Strength (잔류굽힘강도), Orthotropic Laminated Plate(직교이방성 적층판)

Abstract

In this paper, the effects of temperature change on the impact damages of CFRP laminates was experimentally studided. Composite laminates used for this experiment are CFRP orthotropic laminated plates, which have two-interfaces$[0_6^\circ/90_6^\circ]_s$ and four-interfaces$[0_3^\circ/90_6^\circ/0_3^\circ]_s$. The interrelations between the impact energy vs. delamination area, the impact energy vs. residual bending strength, and the interlayer delamination area vs. the decrease of the residual flexural strength of carbon fiber epoxy composite laminates subjected to FOD(Foreign Object Damage) under high temperatures were experimentally observed.

I. 서 론

우주항공 구조용재료로서 가장 주목받고 있는 선진복합재인 탄소섬유강화수지 복합재(carbon fiber reinforced plastic : 이하 CFRP라고 한다.)는 비강성(탄성률/밀도), 비강도(인장강도/밀도)가 크며, 금속재료에 비해서 중량을 20~50% 정도 감소시킬 수 있다는 장점[1]이 있어서 원심분리기의 회전동, 항공기압축기의 동익, 헬리콥터의 회전익 등의 원심력장의 구조재료 등으로, 또 항공기의 수평미익, 로켓의 연료탱크 등 경량화가 강하게 요구되는 여러 분야에 널리 이용되고 있다.

그러나 CFRP는 정적부하에 대해서는 우수한 역학적 특성을 가진 반면에 충격부하에 대해서는 정적부하에 대한만큼 우수한 역학적 특성을 기대할 수 없고, CFRP적층판을 항공기 구조재로서 이용할 때, 비행중의 우박과의 충돌이나 새와의 충돌(bird strike),[2] 이착륙시의 작은 돌이나 파편 등 여러 재질에의 충돌에 의한 이물충격손상(foreign object damage : FOD)[3]을 피할 수가 없다.

특히, 적층재료는 항공기의 외판으로 사용되는 일이 많기 때문에 이물의 저에너지충격에 의해서 섬유의 파단, 수지의 균열, 섬유와 수지의 박리, 섬유배향이 변하는 계면에서의 박리등 표면으로부터는 거의 보이지 않는 충격손상(BVID : barely visible impact damage)[4]이 적층판 내부에 발생하여 이것에 의하여 강도가 저하하는 것이 중요한 문

*정회원, 조선대학교 기계설계공학과
**(주)화승

제로 지적되고 있다.

이제까지의 연구결과를 보면 충격면 배면에 생긴 크랙과 층간박리영역의 길이에 상관 관계가 있고, 각층의 굽힘강성의 차가 박리영역과 관계하며, 충격에너지가 같아도 충격체의 질량이 다르면 박리면적은 같지 않고, 박리면적과 충격에너지의 사이에는 1차 선형적인 관계가 있는 것 등이 명확하게 되었으며,[5] NASA를 시작으로 외국의 여러 연구기관에서 많은 실험적 연구가[6,7] 이루져 충격손상에 의해서 잔류강도가 저하한다는 것이 정량적으로 확인되었다.

그러나 현재까지는 충격후의 잔류인장강도 및 CAI(compression strength after impact) 문제에 관한 연구가 대부분이며, BAI(bending strength after impact) 문제는 실험상의 문제점 등 때문에 적층판의 이론적인 좌굴해석 및 실험해석에 의존하고 있다.

최근에야 Rotem,[8] 黑川[9] 등은 횡충격을 받는 적층판은 파괴굽힘강도가 아주 낮다는 점에 주목하여 횡충격에 의해 충격손상을 받는 CFRP적층판을 3점 및 4점 굽힘시험을 행하여 잔류굽힘강도의 저하관계를 실험적으로 설명하고 있다.

특히, CFRP적층판을 항공기 수평미익 등 강도재료로 사용할 경우 −73℃~80℃라는 온도차[10] 및 우주환경에서 사용될 경우 −140℃~120℃라는 온도환경의 온도차[11]에 의한 수명특성의 저하관계를 규명하기 위한 정확한 평가가 긴급한 문제로 되어있다. 그러나 항공기 재료에 적용할 온도조건 설정을 위한 인장강도의 특성치저하,[12] 온도변화에 의한 층간전단강도의 특성치저하,[13] 고온하에서의 잔류굽힘강도의 저하,[14] 고온하에서 압축파괴응력의 저하,[15] 및 고온, 고습하에서의 적층판의 굽힘 및 압축특성[8,16] 등에 관한 연구결과는 보여지지만 가혹한 온도 환경에서의 이물충격손상에 관한 연구결과는 거의 없다.

따라서, 본 연구에서는 우주항공분야에 주로 사용되는 첨단재료인 CF/EPOXY 적층재가 실온 및 고온분위기하에서 이물충격손상을 받을 때 생기는 적층부재의 충격손상과 굽힘강도의 변화관계에 대해 고찰하고자 한다. 특히 여러단계의 충격에너지, 온도변화를 주었을 때 생기는 층간박리면적을 초음파현미경에 의해 관찰하여, 온도변화에 따른 층간박리면적의 크기와 충격에너지와의 관계, 층간박리면적의 크기와 잔류굽힘강도의 저하관계 및 충격에너지의 크기와 잔류굽힘강도와의 관계를 같은 적층수를 갖는 직교이방성 적층재의 계면수의 차에 의해 어떤 적층구조가 가혹한 온도조건하에서 내충격성이 강한가를 명확히 하기 위하여 실험적 관점에서 고찰하는 것을 목적으로 한다.

연구방법으로는 원형지그에 시편을 고정한 후 고온로에 넣고 시편표면의 평균온도가 설정온도에 도달한 후, 공기압 충격시험장치를 이용하여 직경 5 mm의 강구를 충돌시켰다.

또 온도의 변화에 따른 충격에너지와 박리면적과의 관계 및 잔류굽힘강도 특성을 조사하기 위하여 충격손상이 있는 시편의 박리면적을 측정한 후, 충격면이 인장을 받는 경우와 충격면이 압축을 받는 경우로 분류하여 3점 굽힘시험을 행하였다.

2. 충격실험장치 및 실험방법

2.1 충격실험장치

실온 및 고온 상태에서 시험편에 초기손상을 부여하기 위하여 Fig. 1에 나타낸 것과 같이 직경 150 mm의 구멍을 갖는 두께 10 mm의 강판 2매의 중앙부에 시험편을 끼워 연직으로 지지하여 시험편을 고온로에 넣은 다음, 시험편의 표면온도가 설정온도에 도달할 때 공기압식 충격시험장치로 시험편의 중심으로부터 30 mm 떨어진 곳에 직경 5 mm (0.5 g)의 강구를 시험편에 충돌시켰다. 이때 중앙부에 충격을 가하는 경우와 거의같은 충격손상이 생기는 것을 확인했다. 시험편의 중앙으로부터 30 mm 떨어진 곳에 충격을 가한 이유는 충격시험후에 잔류굽힘강도를 해석할 때, 충격손상부가 누름자접촉의 영향을 받지 않도록 하기 위해서이다.

충격속도는 강구의 속도로 하였으며, 충격속도의 측정은 강구가 가속튜브로부터 나온 직후 2정점간

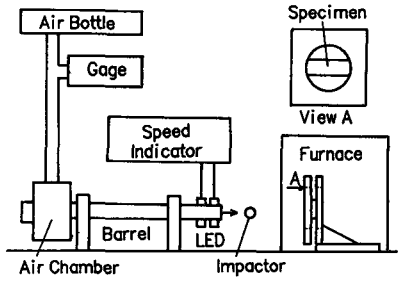


Fig. 1 The apparatus of impact testing

Table 1 Fiber orientation specimens

Type	Fiber orientation	Laminated number [Ply]	Plate thickness [mm]	Material quality
A	$[0°_6/90°_6]_{sym}$	24	3.75	CF/EPOXY
B	$[0°_3/90°_6/0°_3]_{sym}$	24	3.75	CF/EPOXY

의 통과시간을 Photo cell로 측정하여 계산하였다. 또한, 충격속도는 공기압의 조절에 의해 실시했으며, 대략 65 m/sec(1.06 J), 83.3 m/sec(1.7 J) 및 100 m/sec(2.5 J)의 속도로 충격을 가했다.

2.2 시험편의 형상

본 연구에서는 1방향 프리프레그(prepreg) CF/EPOXY(일본 TORAY P3051-15, 탄소섬유 : T300-3000, 메트릭스 : EPOXY #2500)를 이용하여 오토클레이브(autoclave)방법으로 제작된 CFRP적층판을 이용하였다.

시험편의 종류 및 섬유배향을 Table 1에 나타낸다. 여기서는 표면층의 섬유방향을 0° 로 했으며, 시험편의 폭은 충격손상폭보다 넓게하여 시험편의 가장자리 효과가 시험결과에 영향을 주지 않도록 길이 180 mm, 폭 40 mm의 띠판으로하여 섬유의 0° 방향과 시험편의 길이방향을 일치하도록 했다.

2.3 시험편의 온도 측정방법

본 실험에서 대상으로 하는 시험편 표면의 고온분위기를 정확히 측정하기 위하여 CFRP 시험편을 원형지그로 고정한 상태에서 시험편의 표면 및 배면의 중앙과 중앙으로부터 40 mm 떨어진 곳에 고온용 스트레인게이지를 접착하여 시험편의 표면 온도(각 게이지의 접착점의 평균온도)가 설정온도와 같을 때까지 고온상태를 유지하였다.

온도분포 측정은 고온용 스트레인게이지(KYOWA, KTG-7-50-A7)를 시험편 표면에 접착한 다음 고온 게이지어댑터(KYOWA, TA 50 UAH, 측정범위 : 25~300℃)에 연결하여 2게이지법에 의하여 Strain Amp. (Tokyo sokki, TDS-301)에 연결하여 수행하였다.

게이지가 접착된 시편을 고온로(동경 이화기기계, 송풍정온 건조기 WFO-450SD)에 넣고, 고온로의 실온상태에서의 온도 T_0(℃)를 기기내장의 열전대(thermocouple)에 의해 측정하고, 이때 변형률을 $\varepsilon_0=0$으로 하였을 때, 온도증가에 따른 시험편 표면의 변형률 ε_i를 Strain Amp.로 측정하였으며, 피측정 개소의 온도 T_1(℃)의 측정은 고온용 스트레인게이지 제작회사(KYOWA)의 취급설명서에 따라 다음식을 사용하였다.

$$T_1=\frac{\varepsilon_i-\varepsilon_o}{100}+T_0(℃) \tag{1}$$

여기서, 100은 변형률로부터 온도로 환산하는 계수로써 단위는 1/℃이고, T_0, T_1은 ℃, ε_i, ε_0는 $10^{-6}(\mu)$으로 하여 측정하였다.

또한, 각 스트레인게이지의 접착위치에서 온도차가 ±1.5℃이내에서 설정온도가 시험편표면의 온도와 근사할 때를 온도 유지시간으로 결정하였다.

2.4 Glass 전이온도 측정방법

CFRP적층재 시편의 온도분위기를 결정하기 위하여 메트릭스수지인 EPOXY의 Glass 전이점을 측정했다.

Glass 전이점 Tg의 측정은 Du pont사의 Differential Scanning Calorimeter(이하 DSC라고 한다.)를 이용하여 측정하고, DSC 전이점 곡선은 고순도의 Indium(fisher thermal standards)을 이용하여 보정했다.

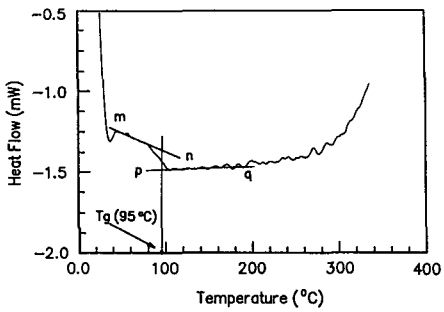


Fig. 2 Measurement result of glass transition temperature

측정방법은 수지를 가루로 만들어서 정확히 계량한 후 Pan에 소량(5~10 mg)의 수지를 넣고 실온에서부터 350℃까지 질소기류하에서 10℃/min의 속도로 온도를 증가시켜 가면서 측정했다. Fig. 2와 같이 전이점(Tg)은 고분자 Chain Brownian 운동에 필요한 열유동이 형성되는 지점의 전후에서 직선(Fig. 2에서 m−n, p−q의 직선)을 그어 전이지점(곡선부분)으로부터 온도축의 수직선상에 2등분되는 점을 Tg로 결정했다. 측정결과 본 실험에 이용된 CF/EPOXY 시편의 전이점은 95℃였다.

따라서, 본 연구에서는 Tg점을 전후로 하여 시험편 온도가 21℃, 60℃, 90℃, 120℃ 및 140℃인 상태에서 충격실험을 행했다.

2.5 충격손상의 관찰

실온 및 고온상태에서 충격을 가할 때 생기는 CFRP시험편의 층간박리의 크기를 초음파현미경(OLYMPUS제 UH PULSE 100, 주파수 30 MHz)을 사용하여 관찰하였다. 충격손상이 있는 시험편을 수중에 넣고 충돌측 및 반대측으로부터 초음파를 입사시켜 반사파에 의해 각층의 탐상을 행했다. 본 방법에서는 시험편의 두께방향에 음향렌즈를 이용하여 초점을 조정하는 것이 가능하며, 각 층의 층간박리를 화상처리해서 기기 내장의 소프트웨어에 의해 층간박리를 간단히 계산할 수 있다.

CFRP시험편의 층간계면은 Fig. 3과 같이 충격면에 가까운 쪽으로부터 계면 A, 계면 B, 계면 C, 계면 D로 하였으며, 시험편 A의 경우 박리면적 측정은 충격면에서 계면 A를, 충격면 반대측에서 계면 B를 관찰하여 전박리면적을 계산하였다. 또 시험편 B는 계면이 4개이므로 충격면에서 계면 A, B의 박리면적을 관찰하고 반대측에서 계면 C, D의 박리면적을 관찰하였다.

2.6 3점 굽힘시험

실온 및 고온상태에서 충격손상을 받은 시험편을 초음파현미경을 이용하여 층간박리형상을 관찰한 후 잔류굽힘강도를 조사하기 위하여, 3점 굽힘실험을 행했다. 3점 굽힘시험은 ASTM D790M Method 1(3-point loading)의 규격[17]을 참고하여 제작한 3점 굽힘지그를 재료시험기(INSTRON 8501)에 장착하여 행했다.

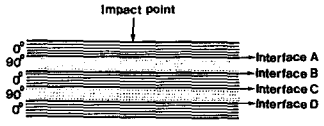


Fig. 3 Interface of CFRP specimen

시험편을 세트할 때는 시험편과 지지누름자, 하중누름자의 사이에 폴리에티렌 시트를 끼워 누름자와 접촉하는 부분이 파괴되는 것을 방지 했으며, 충격면이 인장인 경우와 압축인 경우를 구별해서 굽힘시험을 실시했다. 3점 굽힘시험에서는 GP-IB를 이용해서 재료시험기를 컴퓨터로 제어하여 시험 후에 데이터를 컴퓨터에 전송하였다. 시험은 위치제어로 실시했으며, 엑추에이터의 속도는 5 mm/min로 했다.

충격손상을 갖는 CFRP시험편을 충격면이 인장인 경우와 압축인 경우에 대해서 3점 굽힘시험을 하여 하중-변위데이터를 얻었다.

파괴굽힘응력은 다음식을 이용하였고, 시험편을 균질 등방성보로 가정하여 계산했다.[17]

$$I=\frac{bd^3}{12}$$

$$\sigma=\frac{(PL/4)(d/2)}{1}=\frac{3PL}{2bd^2} \tag{2}$$

여기서,

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

3. 실험결과 및 고찰

3.1 온도변화가 손상박리면적에 미치는 영향

Fig. 4에 시험편 A의 표면온도가 21℃, 60℃, 90℃, 120℃ 및 140℃에서 직경 5 mm인 강구로 대략 83.3 m/sec(1.7 J)로 충격을 가했을 때의 온도변화에 따른 박리면적의 변화관계를, Fig. 5에 시험편 B의 표면온도가 20℃, 60℃, 90℃ 및 120℃에서 직경 5 mm인 강구로 대략 83.3 m/sec(1.7 J)로 충격을 가했을 때의 온도변화에 따른 박리면적의 변화관계를 나타낸다.

Fig. 4에서와 같이 계면수가 2개인 시험편 A의 경우는 시험편 표면온도가 상승하면 박리면적은 작

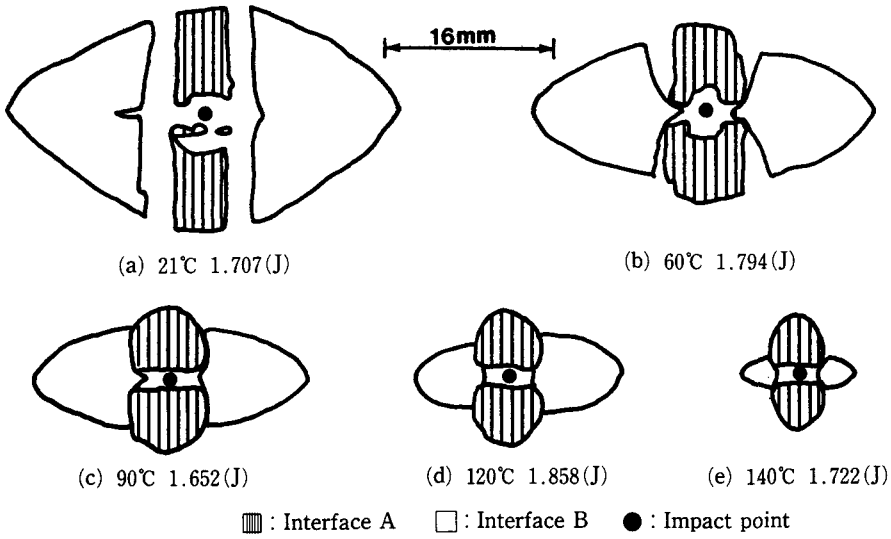


Fig. 4 Variation of delamination area with respect to specimen temperatures(specimen A)

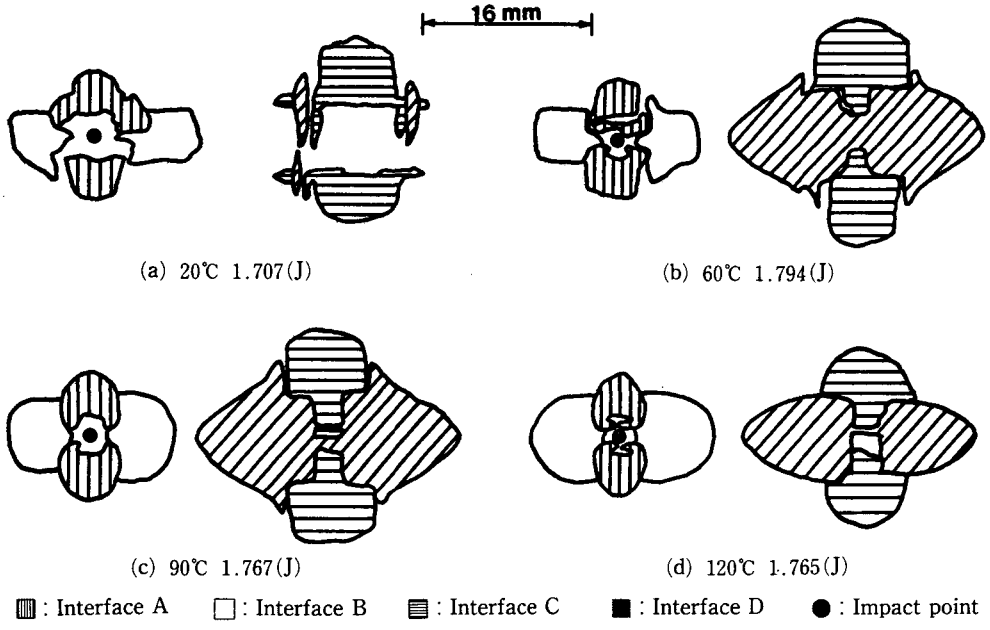


Fig. 5 Variation of delamination area with respect to specimen temperatures(specimen B)

아짐을 알 수 있다. 그러나 계면수가 4개인 시험편 B의 경우는 초음파현미경의 특성상 계면 B는 계면 A에, 계면 C는 계면 D에 의해 보이지 않는 부분이 있어, 정확한 박리면적을 계산할 수 없기 때문에 충격면에서 계면 A, B의 박리면적을 계산하고 충격면 반대측에서 계면 C, D의 박리면적을 계산하여 각계면의 박리면적을 합산하여 투영단면적으로 계산했다. 따라서 계면수가 4계면인 시험편 B에서는 시험편 A와 같이 온도변화에 따른 박리면적의 크기를 정확히 알 수 없기 때문에 온도변화가 충격손상에 의해 박리면적에 미치는 영향에 관해서는 주로 시험편 A에 관해서만 고찰하고, 시험편

B의 경우는 충격손상후 잔류강도의 변화관계를 시험편 A와 비교하여, 계면수의 차이에 따른 충격손상과 잔류굽힘강도의 변화관계를 고찰 하고자 한다.

Fig. 6, 7은 시험편 A, B의 온도변화에 따른 충격에너지와 박리면적과의 관계를 나타낸다.

Fig. 6으로부터 알 수 있는 바와 같이 박리면적은 충격에너지에 대하여 대략 선형적인 관계가 있고, 시험편 온도가 상승함에 따라 단위 충격에너지당 박리면적 $S(mm^2/J)$가 작게 된다. 그러나 Fig. 7에서와 같이 시험편 B의 경우는 박리면적을 투영면적으로 계산했기 때문에 정확한 관계는 알 수 없으나, 20℃일 때가 박리면적이 가장 작고 표면온도가 상승할수록 박리면적이 커지며, Tg를 넘는 120℃에서는 급격한 기울기의 변화가 생김을 알 수 있다.

Fig. 8은 Fig. 6의 기울기를 최소자승법으로 plot한 것으로 단위 충격에너지당 박리면적 S와 시험편 온도 T와의 사이에는 대략 $S(mm^2/J) = 393 - 0.8915\ T(℃)$의 관계가 있었다.

전이점(Tg) 이전에는 박리면적은 시편온도의 증가와 함께 선형적으로 감소하지만, Tg점을 넘는 온도에서는 급격히 감소함을 알 수 있다. 따라서 Fig. 8로부터 온도변화에 따른 충격에너지와 박리면적과의 기울기 즉, 단위 충격에너지당 박리면적의 크기를 알면 시험편의 전이온도 Tg를 쉽게 예측할 수 있었다. Fig. 2에서 Tg점의 측정결과인 95℃와 Fig. 8의 예측결과는 거의 일치함을 알 수 있다. Fig. 9는 Fig. 6으로부터 시험편 온도 T와 임계 박리에너지 Ecrit.와의 관계를 최소자승법으로 구한 것으로 대략 $Ecrit.(J) = 0.1868 + 0.00898\ T(℃)$의 관계가 있고, 온도가 상승할수록 임계 박리에너지는 크게됨을 알수 있다. 즉, 시험편 표면온도가 높을수록 박리를 생기게하는 초기손상에너지가 커져서 박리발생이 어렵게 된다.

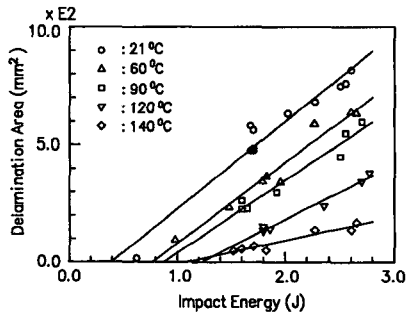


Fig. 6 Relation between Impact Energy and delamination area of specimen A with respect to specimen surface temperatures

3.2 손상재의 잔류굽힘강도

실온 및 고온에서 충격손상을 받은 시험편 A, B를 3점 굽힘시험하여 얻어진 파괴굽힘응력과 충

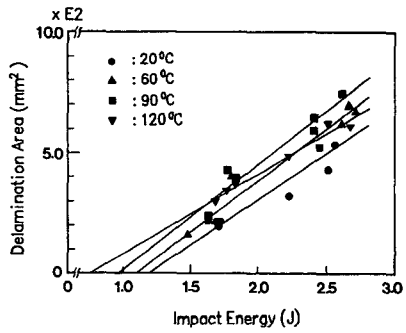


Fig. 7 Relation between Impact Energy and delamination area of specimen B with respect to specimen surface temperatures

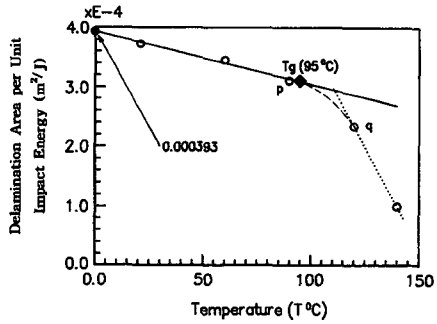


Fig. 8 Relation between temperature and delamination area per unit impact energy (specimen a)

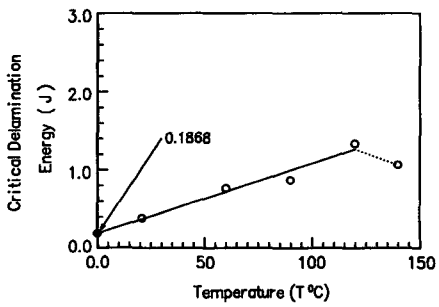
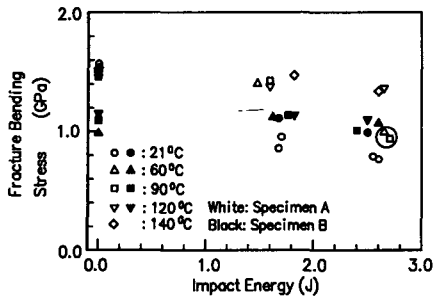
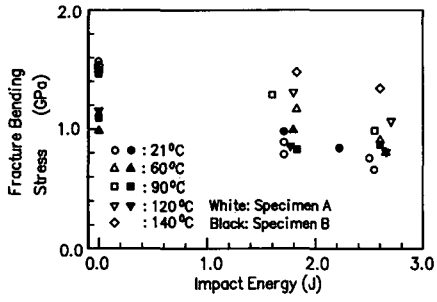


Fig. 9 Relation between temperature and critical delamination energy (specimen A)



(a)



(b)

Fig. 10 Relation between impact energy and fracture bending stress with respect to specimen surface temperatures

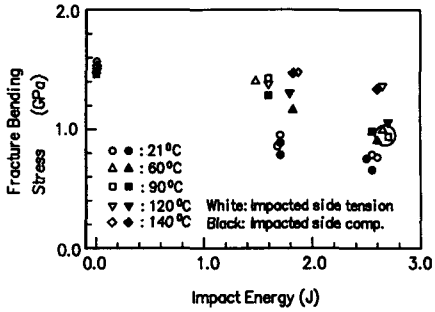


Fig. 11 Relation between impact energy and fracture bending stress with respect to specimen surface temperature (specimen A)

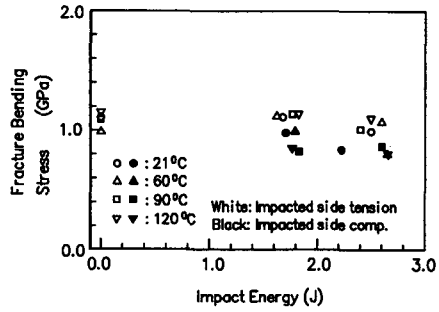


Fig. 12 Relation between impact energy and fracture bending stress with respect to specimen surface temperature (specimen B)

격에너지와의 관계를 Fig. 10에 나타냈다. 파괴굽힘응력은 식(2)에 파괴하중과 시험편의 실측치를 대입하여 계산했다. Fig. 10(a)는 충격면이 인장을 받을때, Fig. 10(b)는 충격점이 압축을 받을 때의 충격에너지와 파괴 잔류굽힘응력과의 관계를 나타낸다.

Fig. 10으로부터 알수 있는 바와 같이 고온에서 충격을 받을 경우 충격점이 인장이나 압축을 받는 어느 경우나 시험편 A가 시험편 B보다 굽힘강도가 약30% 이상 높았다. 이는 시험편 A는 표면층인 0°방향 섬유가 6매이고 시험편 B는 3매이기 때문에 0°방향 섬유의 매수에 의한 굽힘저항성이 크기 때문이라 생각된다. 단, 실온의 경우는 충격에너지가 약 1.5(J)이상의 충격을 받을 때는 시험편 A가 시험편 B보다도 굽힘강도가 약하다. 이는 Fig. 4, 5에서와 같이 실온에서는 같은 정도의 충격을 받을 경우라도 시험편 B가 시험편 A보다 박리면적이 작기 때문이라 생각된다.

또한 Fig. 10(a)에서 ○표는 섬유파단을 나타내며 충격점이 인장을 받을 때 충격에너지가 약 2.7(J)을 넘는 범위에서는 시험편 A에 섬유파단의 영향이 보여지며 시험편 B에서는 섬유파단의 영향이 나타나지 않는다.

따라서, 실온에서 충격손상이 클 경우는 계면수가 많은 직교이방성판이 충격손상에 대해 강하며, 고온의 경우는 계면수가 적은 직교이방성 적층판이 충격손상에 대해 강함을 알 수 있다. Fig. 11은 충격손상이 있는 시험편 A의 충격점이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우의 충격에너지와 파괴 잔류굽힘응력과의 비교관계를, Fig. 12는 충격손상이 있는 시험편 B의 충격점이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우의 충격에너지와 파괴굽힘응력과의 비교 관계를 나타낸다.

Fig. 11, 12로부터 시험편 A, B 모두 충격면이 압축을 받는 경우가 충격면이 인장을 받는 경우보다 잔류굽힘강도가 저하함을 알 수 있다.

따라서 충격점이 인장을 받는 상태에서 사용하는 것이 실온 및 고온 어느 경우나 내충격성에 좋다고 생각된다.

4. 결 론

본 연구에서는 고온분위기하에서 CFRP적층판이 이물충격손상을 받을 때 충격에너지의 크기와 박리면적과의 관계, 충격에너지의 크기와 잔류강도와의 관계 및 층간박리면적의 크기와 잔류강도 저하관계 등을 조사한 후 적층수 등 적층구성이 다른 직교이방성 CFRP적층재가 다른 온도환경하에서 FOD 및 잔류굽힘강도에 어떠한 영향을 미치는가를 관찰했다. 본 연구에서 얻은 결과는 다음과 같다.

(1) 시험편 표면온도가 높으면 박리면적은 작아지며, 단위 충격에너지당 박리면적 (m^2/J)이 작게 되어 온도가 상승할수록 임계 박리에너지가 크게됨을 알 수 있다. 즉, 시험편의 표면온도가 높을수록 박리를 생기게 하는 초기 손상에너지가 크게 되어 박리 발생이 어렵게 된다.

(2) 충격에너지, 박리면적 및 온도변화의 관계를 알면 CF/EPOXY 적층재의 전이점 *Tg*를 예측할 수 있다.

(3) 고온충격의 경우는 시험편 A가 시험편 B보다 파괴굽힘강도가 약 30% 크고, 실온의 경우는 충격에너지가 약 1.5(J) 이상의 충격을 받을 때는 시험편 B가 시험편 A보다 파괴굽힘강도가 높다. 즉, 실온에서 충격손상이 클 경우는 계면수가 많은 직교이방성 적층재가 내충격성에 강하며, 고온일수록 계면수가 적은 직교이방성 적층재가 내충격성에 강하다.

(4) 실온, 고온 어느 경우나 충격점이 인장을 받는 경우가 압축을 받는 경우보다 굽힘강도가 높다.

후 기

이 논문은 1993년도 한국학술진흥재단의 공모과제 연구비에 의하여 연구되었음.

참고문헌

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

(2) Ma, C. C. M. Huang, Y. H. and Chang, M. J. 1991, "Hygrothermal Effect on the PEEK/CF and PPS/CF under Impact Loading(Ⅰ)," *ANTEC*, pp. 2092～2096.

(3) 武田展雄, 1985, 複合材料の 衝撃應答と破壞(Ⅰ), 日本複合材料學會, 第11券, 第4號, pp. 151～161.

(4) Poon. C, Benak, T. and Goule, R, 1990, "Assessment of Impact Damage Toughned Resin Composites," *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, V.

(5) Hong S. and Lin, D. 1989, "On the Relationship Between Impact Energy and Delamination Area," *Experimental Mechanics, Inc.* Vol. 29, No. 2.

(6) Cantwell W. J., 1986," An Assessment of the Impact Performance of CFRP Reinforced with High Strain Carbon Fibers," *Composites Science and Technology*, 25.

(7) Rhodes M. D., 1981(1), "Low-Velocity Impact Damage in Graphite-Fiber Reinforced Epoxy Laminates," *Polymer Composites*, Vol. 2, No. 1.

(8) Rotem A., 1988(3.4), "Residual Flexural Strength of FRP Composites Specimens Subjected to Transverse Impact Loading," *SAMPE Journal*, pp. 19～25.

(9) 田中吉 之助, 黑川知明ら, 1989, 橫衝擊を受けるCFRP板の損傷と殘留曲げ 强度, 日本航空宇宙學會誌, 第37券, 第25號, pp. 29～36.

(10) 橫田 英, 平原 誠, 1986, 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.

(11) 新素材編纂委員會, 1988, 新素材 HAND BOOK, 丸善, p. 45.

(12) 坂元 勝治, 伊藤康宏ら, 1982, "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.

(13) 宮入裕夫, 池上皓三, 金原勳譯, 1983, 複合材料入門, 培風館, p. 213.

(14) 林 毅, 福田武人ら, 1985, "ICCM-V 報告," 日本複合材料學會誌, 第11卷, 第6號, p. 22.

(15) M. Sarah., Bishop, 1985, "The Mechanical Performance and Impact Behaviour of Carbon-Fiber Reinforced Peek," *Composite Structures*, Vol. 3, pp. 295～318.

(16) 中倉 南雲, 昭和 63年 日本複合材料學會研究發表前刷集, pp. 9～10.

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