

〈논 문〉 SAE NO. 943770

고온하에서 횡충격을 받는 CF/PEEK 적층재의 충격손상과 잔류강도

The Impact Damage and the Residual Strength of CF/PEEK
Laminate Subjected to Transverse Impact under the High Temperature

양 인 영,* 정 종 안**
I. Y. Yang, J. A. Jung

ABSTRACT

In this paper, the effects of temperature change on the impact damages of CF/PEEK laminates are experimentally investigated. Composite laminates used in this experiment are CF/PEEK orthotropic laminated plates, which have two-interfaces $[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_s$.

A steel ball launched by the air gun collides against CFRP laminates to generate impact damages. The delamination damages are observed by a scanning acoustic microscope. And various relations are experimentally observed including the impact energy vs. delamination area, the specimen temperature vs. transverse crack, and the impact energy vs. residual bending strength of carbon fiber peek composite laminates subjected to FOD(Foreign Object Damage) under high temperatures.

주요기술용어 : CFRP(탄소섬유강화 복합재), Foreign Object Damage(이물충격손상), High Temperature Environment(고온분위기), Steel Ball(강구), Residual Bending Strength(잔류굽힘도), Local Delamination Buckling(국부 층간분리좌굴), PEEK(폴리에테르케톤), Transverse Crack(모재크랙)

1. 서 론

선진 재료인 탄소섬유강화 복합재(Carbon Fiber Reinforced Plastics : 이하 CFRP라 한다)는 비강성(탄성률/밀도), 비강도(인장강도/밀도)가 크기 때문에 구조경량화가 강하게 요구되는 우주항공분야의 구조재료로서 널리 이용되고 있다.

그러나 우주항공 분야에 널리 사용되고있는 CF/EPOXY적층재의 주요 제약은 고열 고습(hot wet)성능에 문제가 있기 때문에¹⁾ 가혹한 환경하에서 성능을 유지시키기 위해 고성능 우주개발용으로 CF/PEEK 적층재가 개발되었다. 대형 판넬에 작은 물체(공구 등)가 충돌할 경우는 충격손상은 소규모여서 설계시에는 충돌후의 압축잔

* 조선대학교 기계설계공학과

** 조선대학교 대학원

류강도(CAI)가 문제가 되지만 제트엔진 앞부분에 CFRP적층재를 이용할 경우 비교적 소형의 부품(靜翼 등)에 새, 작은돌 등을 흡입할 때에 발생하는 이물충격손상^{2, 3)}(FOD : Foreign Object Damage)을 피할 수가 없으며 손상은 부품전체에 영향을 미쳐 수명저하를 가져온다. 따라서 부품설계시에 CFRP적층재의 충격손상의 주 파괴모드인 모재크랙+층간분리 연성파괴를 고려한 내충격특성 평가 수법이 필요하게 된다.

최근에야 Rotem⁴⁾, 黒川,⁵⁾ 저자^{6, 7)} 등은 충격손상을 받은 적층판은 파괴 굽힘강도가 낮다는 점에 주목하여 3점 및 4점 굽힘시험을 행하여 손상후 잔류굽힘강도 저하관계를 실험적으로 설명하고 있다.

특히, CF/PEEK 적층재가 점차 우주항공부재로서 사용이 확대됨에 따라 우주환경(-140~120℃)⁸⁾ 및 비행중의 온도환경(-73~80℃)⁹⁾에 노출되기 때문에 가혹한 온도환경에서의 FOD 손상이 문제가 되며 잔류수명 평가문제는 극히 중요한 문제이다. 고온 환경에서의 이제까지의 연구결과를 보면 고온분위기에 적용할 온도조건 설정을 위해 고온에서의 CFRP적층판의 인장강도,¹⁰⁾ 잔류굽힘강도,¹¹⁾ 압축파괴응력,¹²⁾ 고온고습하에서 CFRP적층판의 굽힘 및 압축특성,^{2, 13)} 등에 관한 연구결과는 보여지지만 고온하에서의 충격손상에 의한 잔류강도 저하관계를 규명한 연구결과는 거의 찾아볼 수 없다.

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

연구방법으로는 원형지그에 시험편을 고정후 고온로에 넣고 시험편의 표면온도가 설정온도에 도달한 후 공기압 충격시험장치를 이용하여 직경 5mm의 강구로 CFRP적층판에 충격손상을 부여하였다.

또 온도변화에 따른 충격에너지와 층간분리면적과의 관계 및 잔류 굽힘강도특성을 조사하기 위하여 충격손상이 있는 시험편의 층간분리면적

을 초음파현미경으로 측정한 후 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우로 분류하여 3점 굽힘시험을 실시했다.

2. 충격실험장치 및 실험방법

2.1 충격실험장치

고온하에서 FOD에 의한 CF/PEEK 적층재의 잔류굽힘강도의 변화관계를 실험적으로 고찰하기 위하여 실온 및 고온상태에서 시험편에 초기손상을 부여하였다. 초기손상은 Fig.1에 나타낸 것과 같이 직경 150mm의 홀을 갖는 두께 10mm의 강판 2매의 중앙부에 시험편을 끼워 연직으로 지지하고 시험편을 고온로에 넣은 다음, 시험편 표면의 온도가 설정온도에 도달할 때 공기압식 충격시험장치로 시험편의 중심으로부터 30mm 떨어진 곳에 직경 5mm(0.5g)의 강구를 충돌시켰다. 이때 중앙부에 충격을 가하는 경우와 거

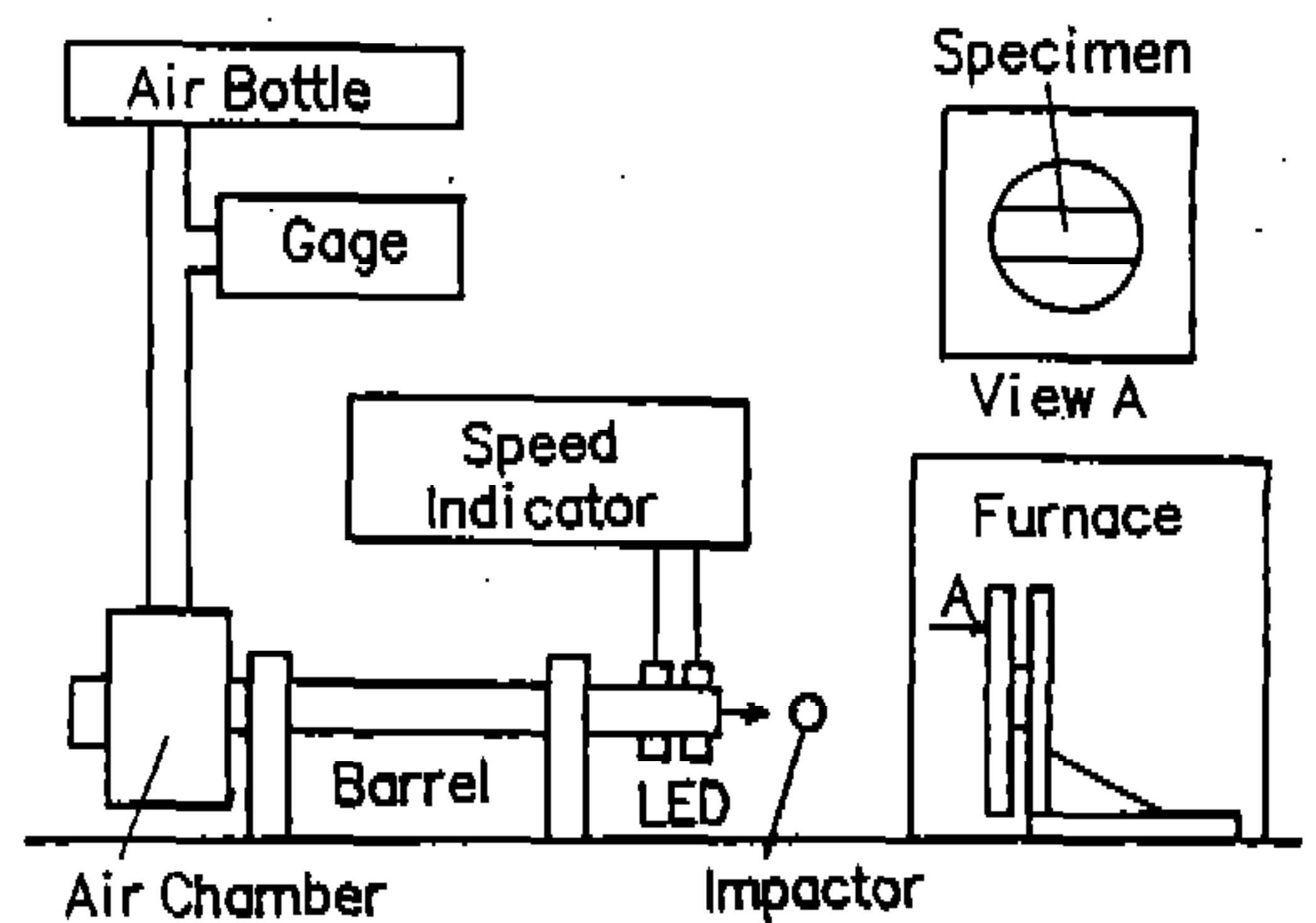


Fig.1 The apparatus of impact testing

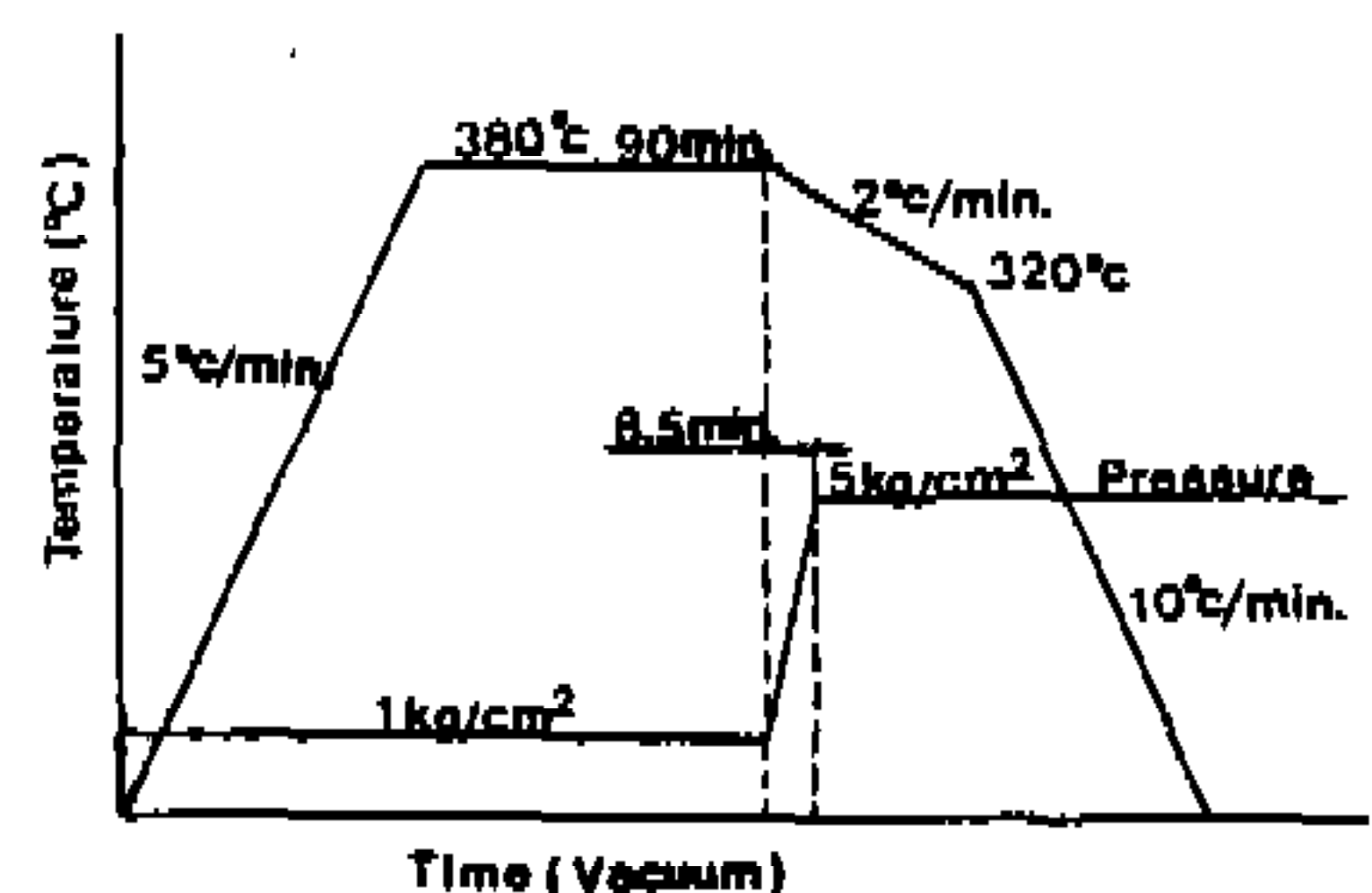


Fig.2 Forming Condition of CF/PEEK Laminates

의같은 충격손상이 생기는 것을 초음파 현미경을 이용하여 확인했다.

시험편의 중앙으로부터 30mm 떨어진 곳에 충격을 가한 이유는 충격시험 후에 잔류굽힘강도를 해석할 때, 충격손상부가 누름자(壓子)접촉의 영향을 받지 않도록 하기 위해서이다.

충격속도는 강구의 발사속도로 하였으며, 충격속도의 측정은 강구가 가속튜브로부터 나온 직후 2점점간의 통과시간을 Photo. cell로 측정하여 계산하였다.

또한, 충격속도는 공기압의 조절에 의해 행했으며, 대략 65m/sec(1.06J), 83.3m/sec(1.7J) 및 100 m/sec(2.5J)의 속도로 충격을 가했다.

2.2 시험편의 특성 및 형상

본 연구에서는 Table 1과 같은 탄소섬유직경 7 μ m이고 장섬유인 一方向 프리프레그(prepreg) CF/PEEK를 이용하여 오토크라브방법으로 제작된 CFRP 적층판을 이용하였다.

Fig2에 본 연구에서 이용한 시험편의 성형조건을 나타냈다. 또한 시험편의 배향순서는 2계면 [0°₁/90°₂/0°₁]인 직교이방성 적층판으로 적층매수 16Ply, 판두께는 2.2mm이다. 시험편의 폭은 충격손상폭보다 넓게 하여 시험편의 가장자리 효과가 굽힘시험시에 시험결과에 영향을 주지 않도록 길이 180mm, 폭 40mm의 띠판으로 하여 섬유 0° 방향과 시험편의 길이 방향을 일치하도록 했으며 표면층의 섬유방향을 0°로 하였다.

2.3 시험편의 표면온도 측정방법

본 실험에서 대상으로 하는 시험편 표면의 온도를 정확히 측정하기 위하여 CFEP 시험편을 원형지그로 고정된 상태에서 시험편의 표면 및 이면의 중앙과 중앙으로부터 40mm 떨어진 곳에 4개의 고온용 온도센서를 접착하여 시험편 표면 온도가 설정온도와 같을 때까지 고온상태를 유지하였다.

온도분포 측정은 고온용 온도센서(KYOWA, KTG-7-50-A7)를 시험편 표면에 접착한 다음 온도센서 아답타(KYOWA TA 50UAH)에 연결하여 2 게이지법에 의하여 Strain Amp.(Tokyo sokki, TDS-301)에 연결하였다.

온도센서가 접착된 시험편을 고온로(東京理化學機械, WFO-450SD)에 넣고, 고온로의 실온 상태에서의 온도 T_0 (°C)를 기기내장의 열전대에 의해 측정하고, 이때 변형율을 $\epsilon_0=0$ 으로 하였을 때, 온도 증가에 따른 시험편 표면의 변형율 ϵ_1 를 Strain Amp.로 측정하였으며, 다음식에 의해 시험편의 온도 T_1 (°C)을 결정하였다.

$$T_1 = \frac{\epsilon_1 - \epsilon_0}{100} + T_0 \text{ (°C)} \quad (1)$$

여기서 T_0 , T_1 은 °C, ϵ_1 , ϵ_0 는 10^{-6} (μ)으로 하여 측정 하였다.

또한, 4곳의 온도센서 접착 위치에서의 시험

Table 1 Characteristics of CF/PEEK Prepreg

특 성	종 류	탄 소 섬유	PEEK 수지	Prepreg	
				0°	90°
제 작 회 사		日本TORAY	日本化成 Fiber		
호 칭		T300-3000	APC-2/AS4		
밀 도		1.75×10 ³ [kg/m ³]	1.6×10 ³ [kg/m ³]		
인 장 강 도		3530[MPa]		2130[MPa]	80[MPa]
인 장 탄 성 률		230[GPa]		134[GPa]	8.9[GPa]
신 장 률		1.5[%]		1.25	1.0
수 지 함 유 률			32[%]		
압 축 강 도				1100[MPa]	
굽 힘 강 도				1880[MPa]	137[MPa]

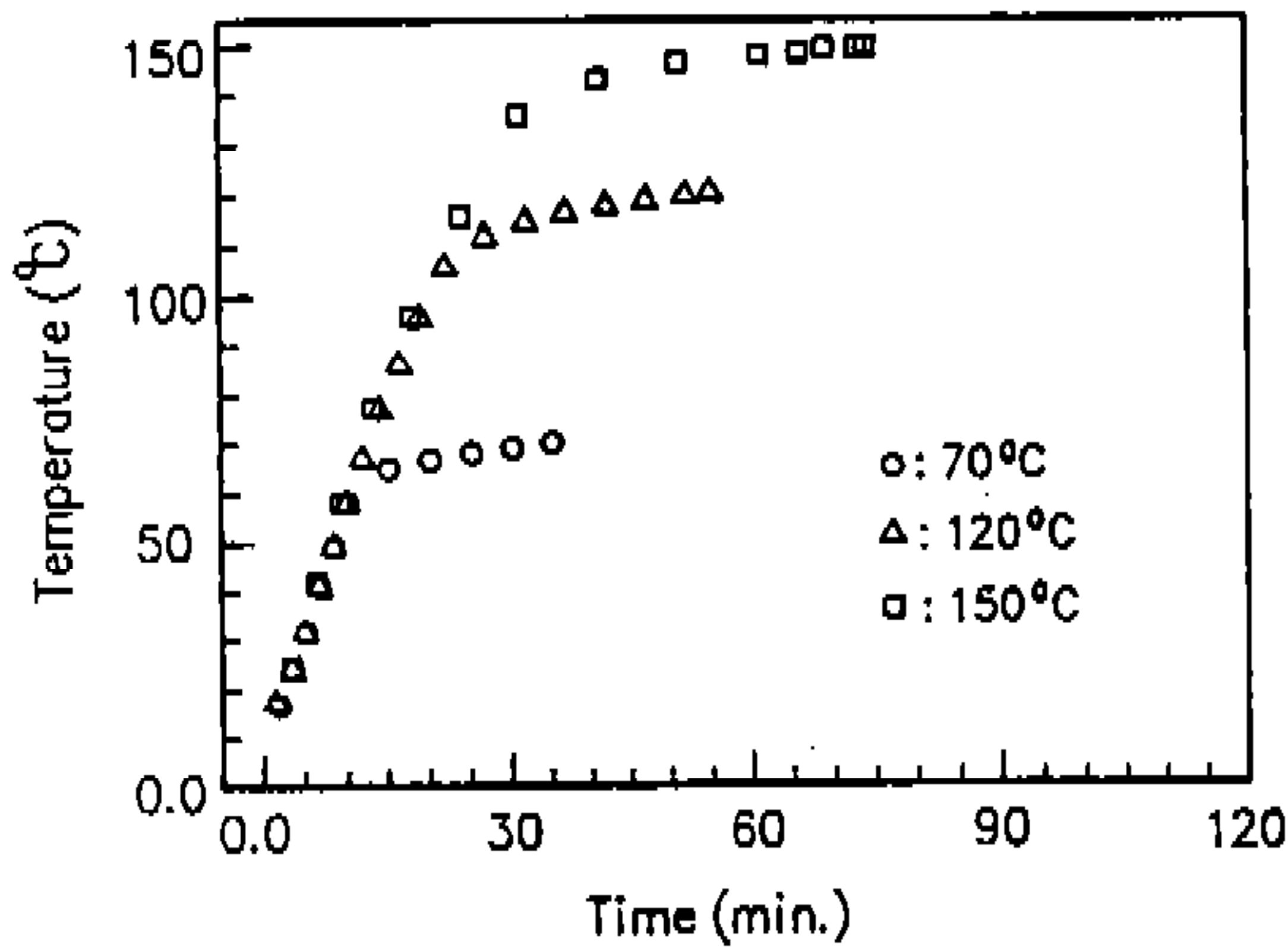


Fig.3 Relation Between Heating Time and Surface Temperature of CFRP Specimens

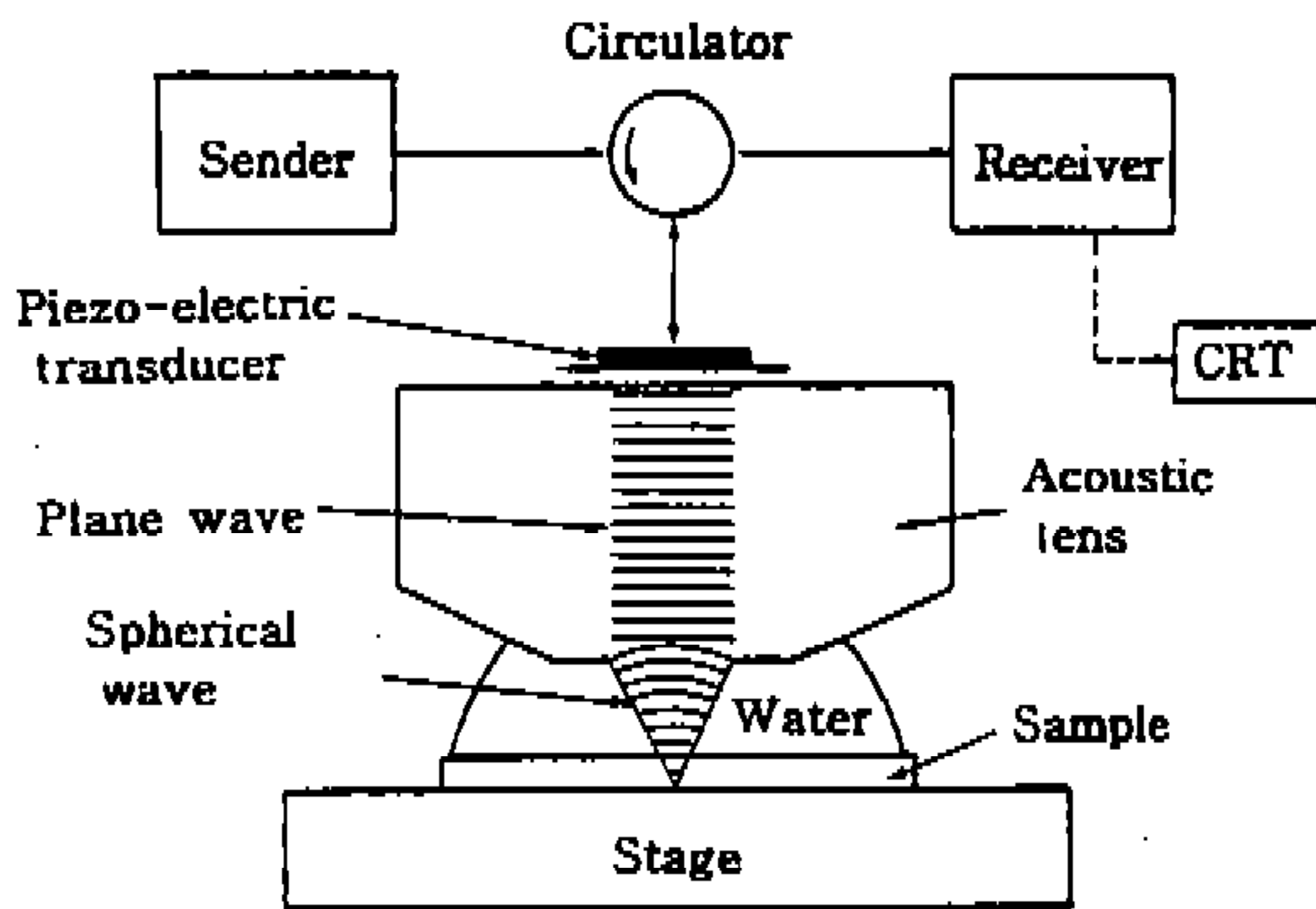


Fig.4 Principle of scanning acoustic microscope

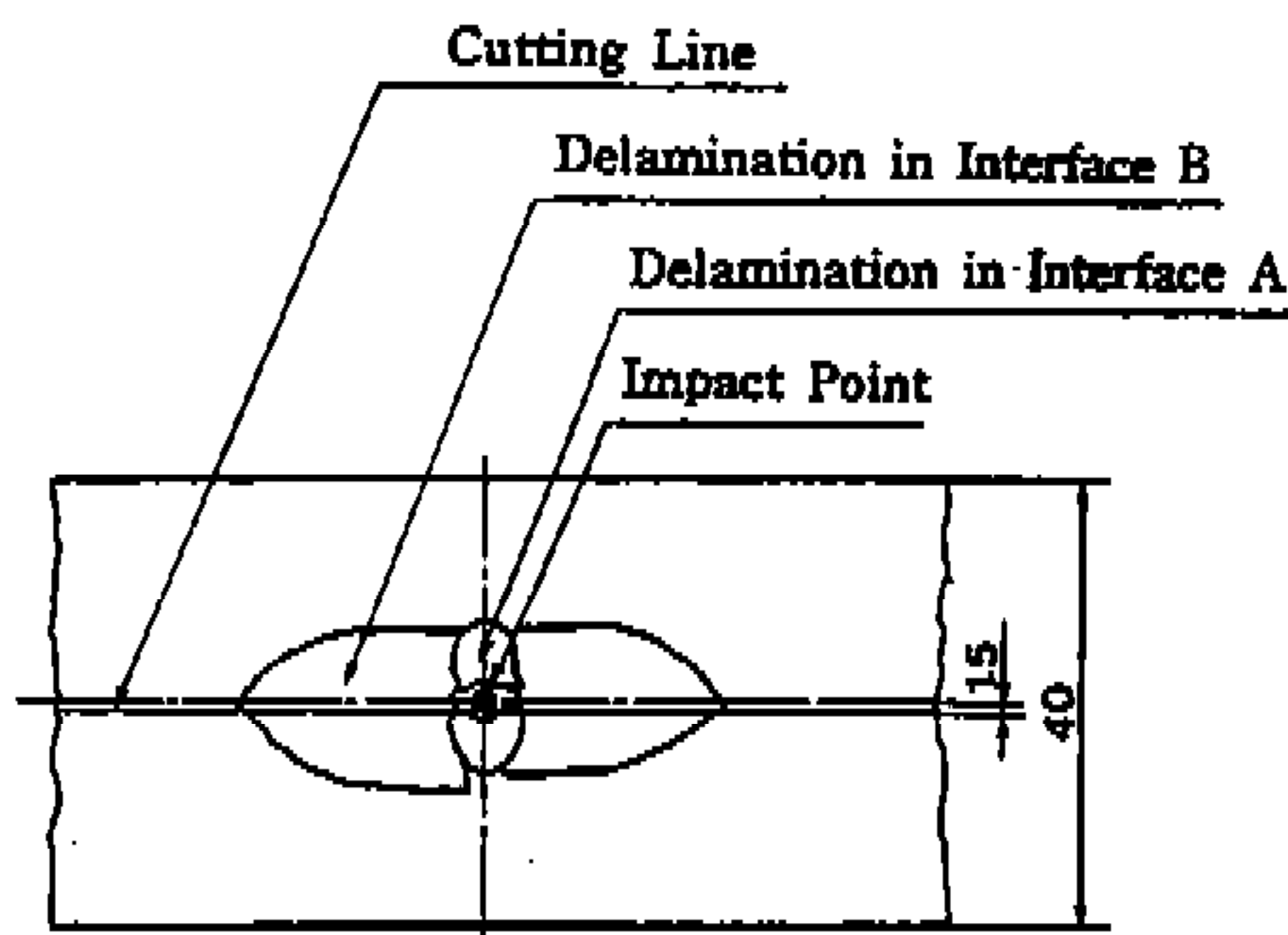


Fig.5 Cutting Line of Specimen

편의 평균온도가 $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 이내에 있을 때를 온도 유지시간으로 결정 하였다. Fig.3은 시험편 표면 온도와 가열시간과의 관계를 나타냈다.

2.4 Glass 전이 온도 측정방법

CFRP 적층재 시편의 온도분위기를 결정하기 위하여 수지인 PEEK의 Glass 전이점을 측정했다.

Glass 전이점(Tg)의 측정은 Dupont 社의 DSC (Differential Scanning Calorimeter)를 이용하여 측정하고, DSC 전이점 곡선은 高純度의 Indium을 이용하여 보정했다. 측정방법은 수지를 가루로 만들어서 정확히 계량한 후 Pan에 수지를 소량 (5~10mg)넣고 실온에서 부터 350°C 까지 질소기류하에서 $10^\circ\text{C}/\text{min}$ 의 속도로 온도를 증가시켜 가면서 측정했다. 전이점(Tg)은 고분자 Chain Brownian 운동에 필요한 열유동이 형성되는 지점의 전후에서 직선을 그어 전이지점(곡선부분)으로부터 온도축의 수직선상에 2등분 되는 점을 Tg로 결정했다. 측정결과 본 실험에 이용된 CF/PEEK 시편은 약 150°C 였다.

따라서, 본 연구에서는 Tg 점을 기준으로하여 시험편 온도가 실온(15°C), 70°C , 120°C 및 150°C 인 상태에서 충격실험을 행했다.

2.5 충격손상 및 모재크랙의 관찰

실온 및 고온 상태에서 충격을 가할 때 생긴 시험편 층간계면의 분리면적은 초음파현미경 (OLYMPUS제 UH PULSE 100, 주파수 30MHz)을 사용하여 관찰하였다.

Fig.4는 초음파현미경의 원리를 나타낸다. 음향렌즈위의 압전 트랜스듀서에 고주파 전압을 가하면 압전효과에 의해서 가해진 고주파전압과 같은 초음파가 발생한다. 이 초음파는 음향렌즈의 구면부에 의해서 수렴되어 시험편에 도달하며, 이때 초음파가 렌즈로부터 매체에 투과하는 진폭을 크게하기 위하여 공기보다 밀도가 큰 재료 (물)가 매체로 이용된다. 층간 분리면적의 측정 방법은 다음과 같다.

충격손상이 있는 시험편을 물속에 넣고 충돌면 및 배면으로부터 초음파를 입사시켜 반사파에 의해 각층의 손상면적을 탐상했다. 본 방법에서는

시험편의 두께방향에 음향렌즈를 이용하여 초점을 조정하는 것이 가능하며, 각층의 층간분리면적을 화상처리해서 기기 내장의 소프트웨어에 의해 층간분리면적을 간단히 계산하였다.

시험편의 층간계면은 충격면에 가까운 쪽으로부터 계면 A, 계면 B로 하였으며, 층간분리면적 측정은 충격면에서 계면 A를, 충격면 배면에서 계면 B를 관찰하여 全分離面積을 계산하였다.

또한, 시험편의 온도변화가 충격손상에 의해 발생하는 모재크랙에 어떠한 영향을 미치는가를 관찰하기 위하여 충격시험이 끝난 시험편을 Fig.5와 같이 충격점으로부터 1.5mm 떨어진 곳에서 다이아몬드카터를 이용하여 절단한 후 단면에 나타난 모재크랙을 광학현미경(OLYMPUS광학, SZH, 최대 64배)을 이용하여 관찰했다. 절단한 것 만으로는 절단면이 거칠기 때문에 사포(#1000)로 절단면을 연마하였다.

2.6 3 굽힘 시험

실온 및 고온상태에서 충격손상을 받은 시험편을 초음파현미경을 이용하여 층간분리 현상을 관찰한 후 잔류굽힘강도를 조사하기 위해, 3점 굽힘시험을 행하여 파괴시까지의 하중-변위 데이터를 얻었다. 3점 굽힘시험은 ASTM D790M Method 1(3-Point Loading)의 규격을 참고하여 제작한 3점 굽힘지그를 재료시험기(INSTRON 8501)에 장착하여 실시했다.

시험편을 세트할 때는 시험편과 지지누름자, 하중누름자의 사이에 폴리에틸렌 시트를 끼워 누름자와 접촉하는 부분이 파괴되는 것을 방지했으며, 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구별해서 굽힘 시험을 실시했다.

3점 굽힘시험에서는 GP-IB를 이용해서 재료시험기를 컴퓨터로 제어하여 시험후에 데이터를 컴퓨터에 전송하였다. 시험은 위치제어로 했으며, 액츄에이터의 속도는 5mm/min로 했다.

파괴굽힘응력은 다음식¹⁴⁾을 이용하였고, 하중-변위 선도가 선형적이었으므로 시험편을 균질 등방성으로 가정하여 계산했다.

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

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

여기서,

- σ : 파괴굽힘응력(Pa)
- P : 최대하중(N)
- b : 시험편의 폭(m)
- L : 지점간의 거리(m)
- d : 시험편의 두께(m)
- I : 관성 moment(m⁴)

3. 실험결과 및 고찰

3.1 온도변화가 층간 분리면적에 미치는 영향

시험편 표면온도가 충격손상에 의해서 생긴 층간분리면적에 어떤 영향을 미치는가를 알아보기 위하여 설정온도에서 시험편에 직경 5mm의 강구로 충격을 가한 후 초음파현미경을 이용하여 층간분리면적을 촬영하고 현미경내장의 소프트웨어를 이용하여 층간분리면적을 계산하였다. Fig.6에 시험편의 표면온도가 15°C, 70°C, 120°C, 및 150°C 일때 직경 5mm인 강구로 대략 65m/sec(1.06 J), 83.3m/sec(1.7J) 및 100m/sec(2.5J)로 충격을 가했을 때의 시험편의 온도변화에 따른 층간 분리면적의 변화관계를, Photo.1은 약 1.1(J)의 충격에너지로 충격을 가했을 때의 시험편의 온도변화에 따른 층간분리형상의 변화관계를 나타냈다. Fig.6 및 Photo.1로부터 알 수 있는 바와같이 시험편의 온도가 상승할수록 층간분리면적은 작아짐을 알 수 있으며 특히, 충격에너지가 클수록 현저했다.

또한 Fig.7은 시험편의 온도변화에 따른 충격에너지와 층간분리면적과의 관계를 나타냈다. Fig.7의 실선은 실험결과를 최소자승법으로 plot한 것으로서 Fig.7로부터 알 수 있는 바와같이 층간분리면적은 충격에너지에 대하여 대략 선형적인 관계가 있고, 시험편온도가 상승함에 따라 단위 충격에너지당 층간분리면적(mm²/J)이 작아진다. 시험편온도가 상승할 수록 실험오차는 발생하지 않으나 실온의 경우 충격에너지가 2(J)

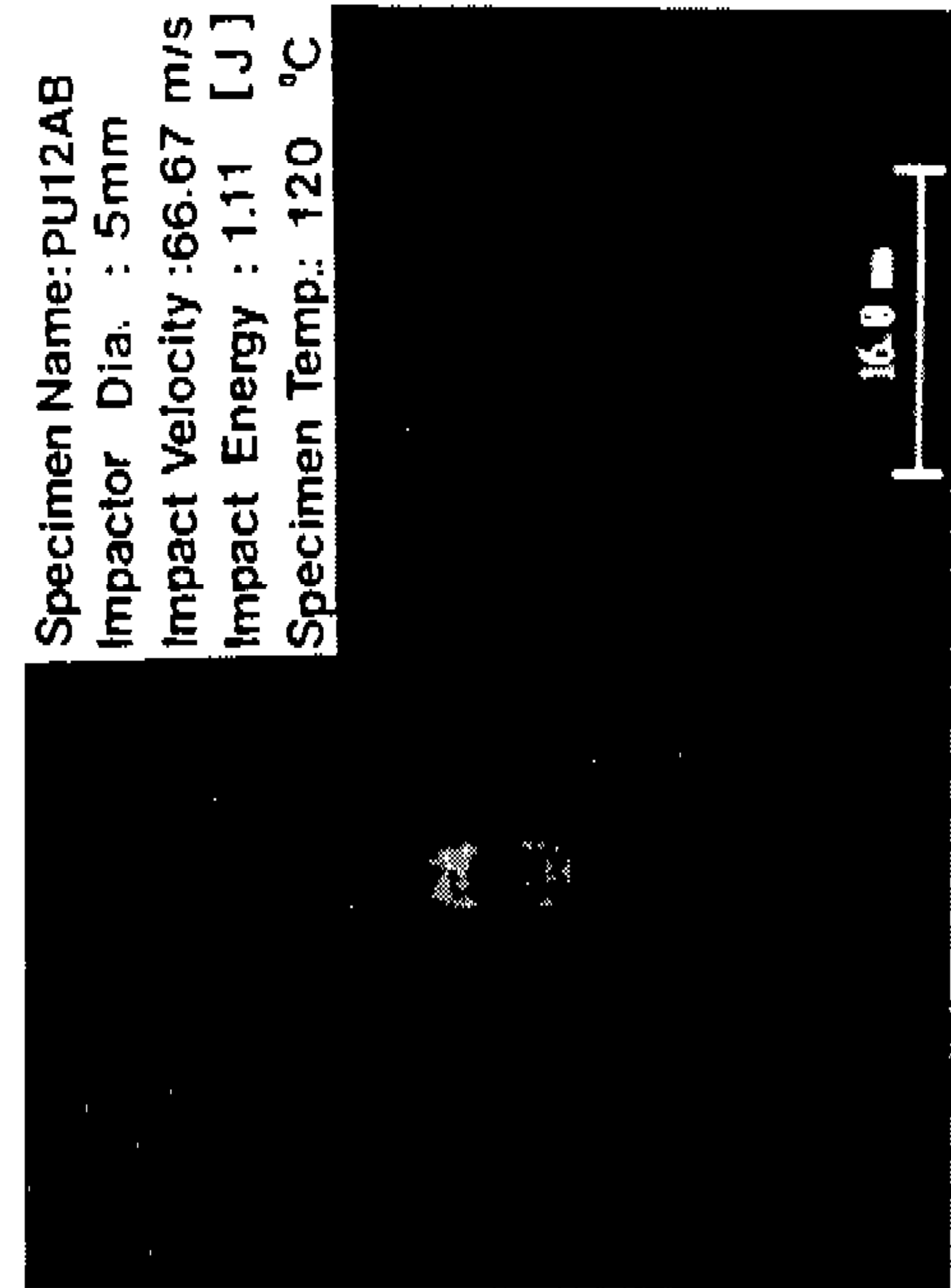
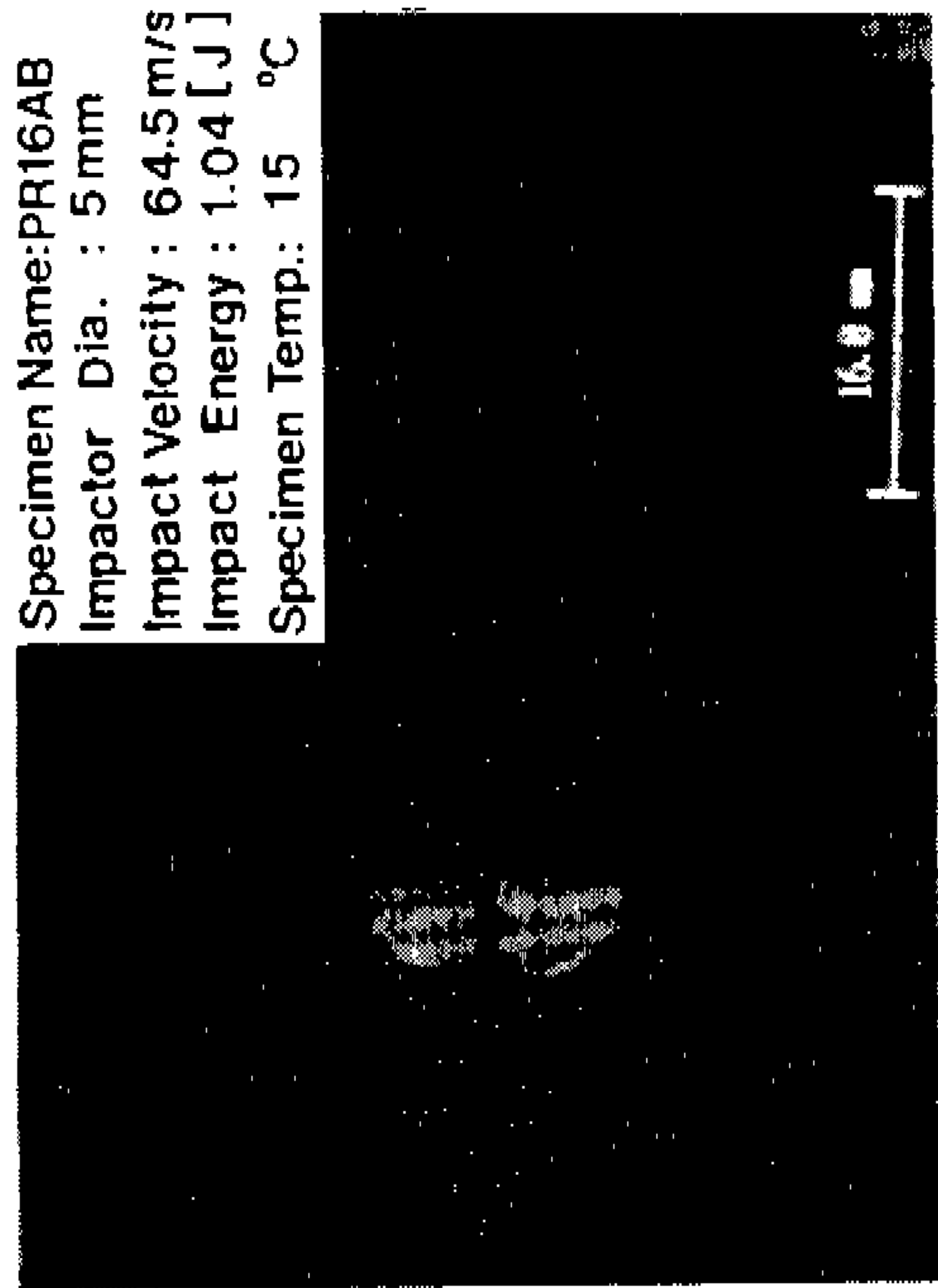
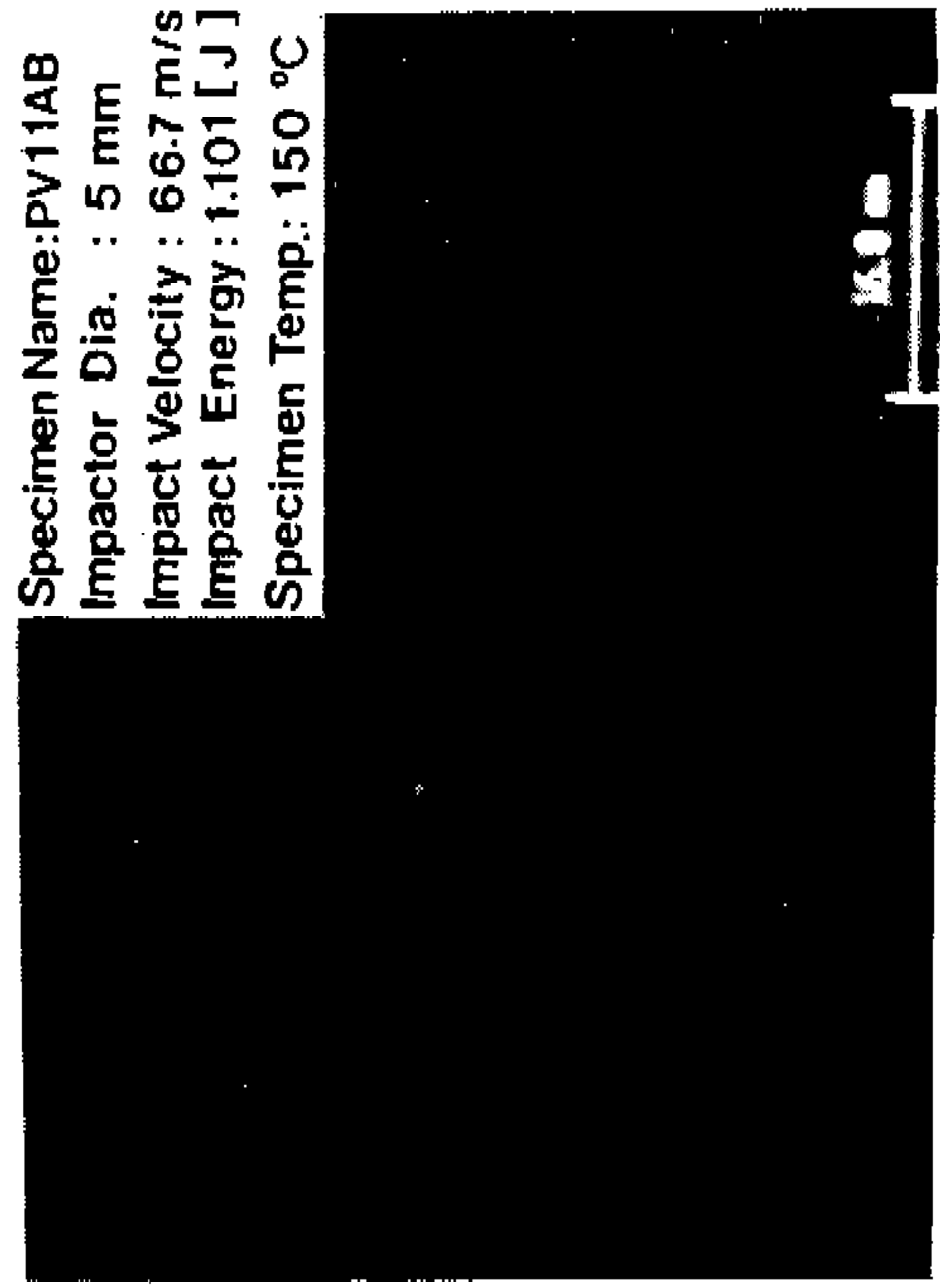
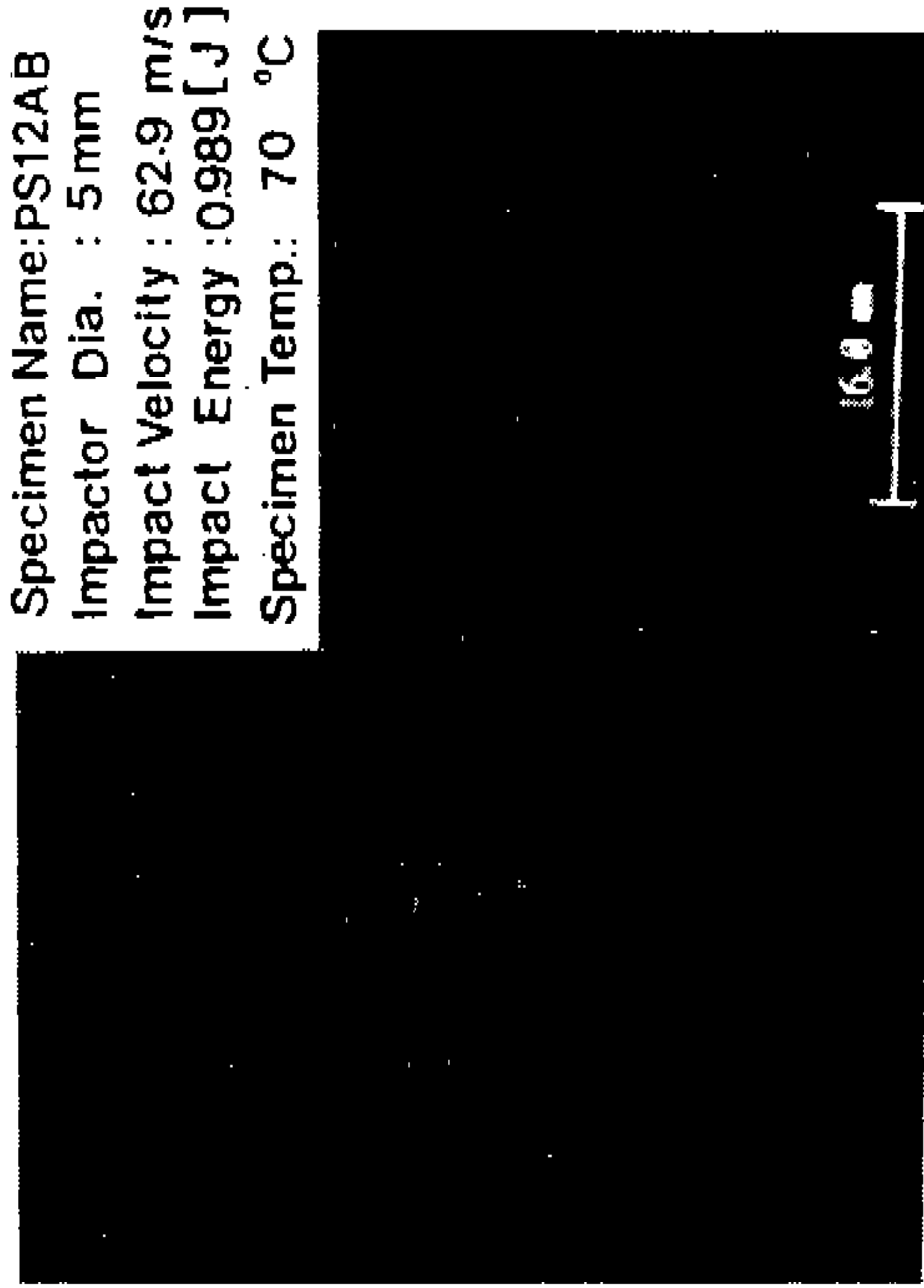


Photo.1 Variation of Delaminations Shapes for Specimen Temperature

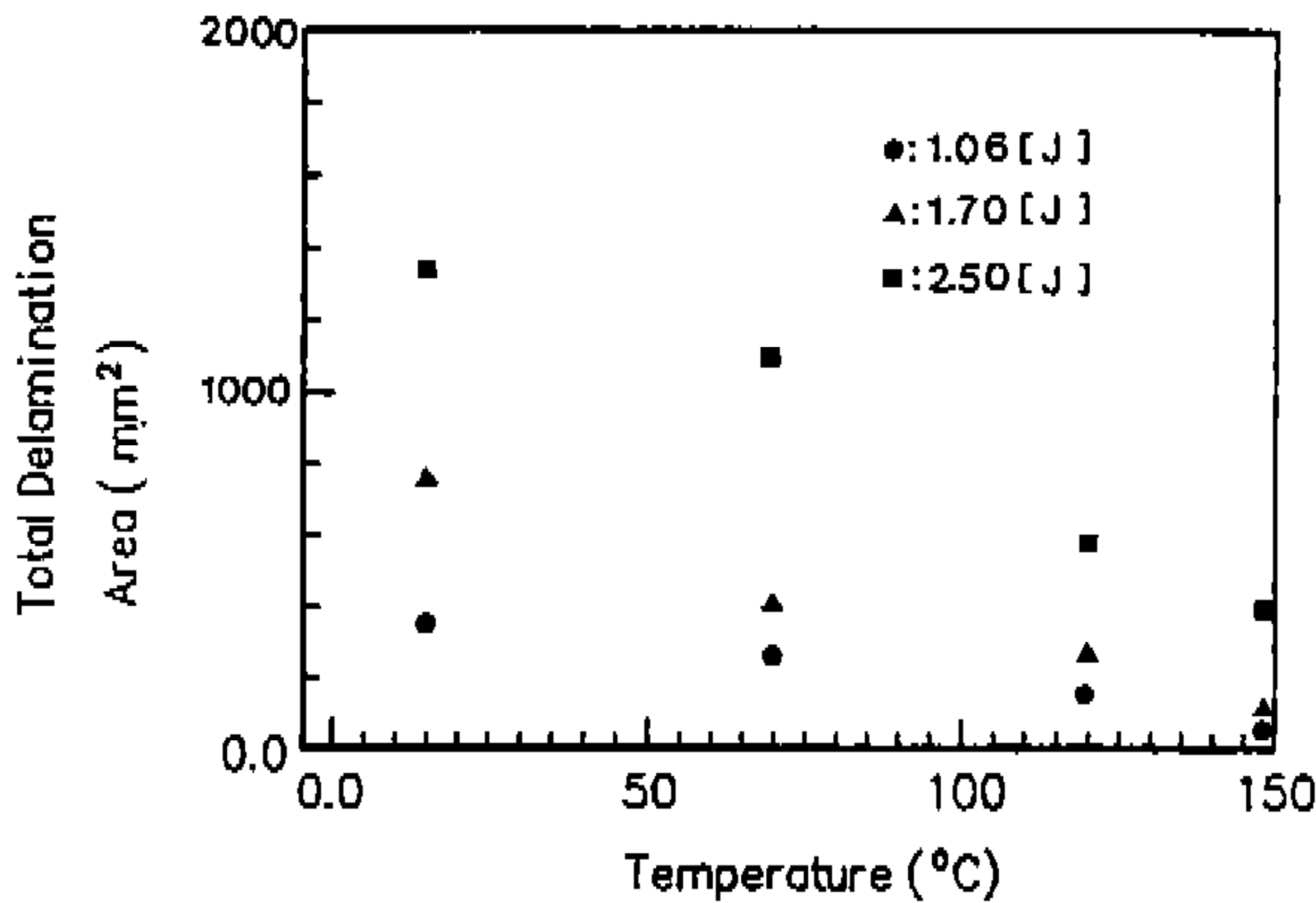


Fig. 6 Relation Between Delamination Area and Surface Temperature by Impact Energies

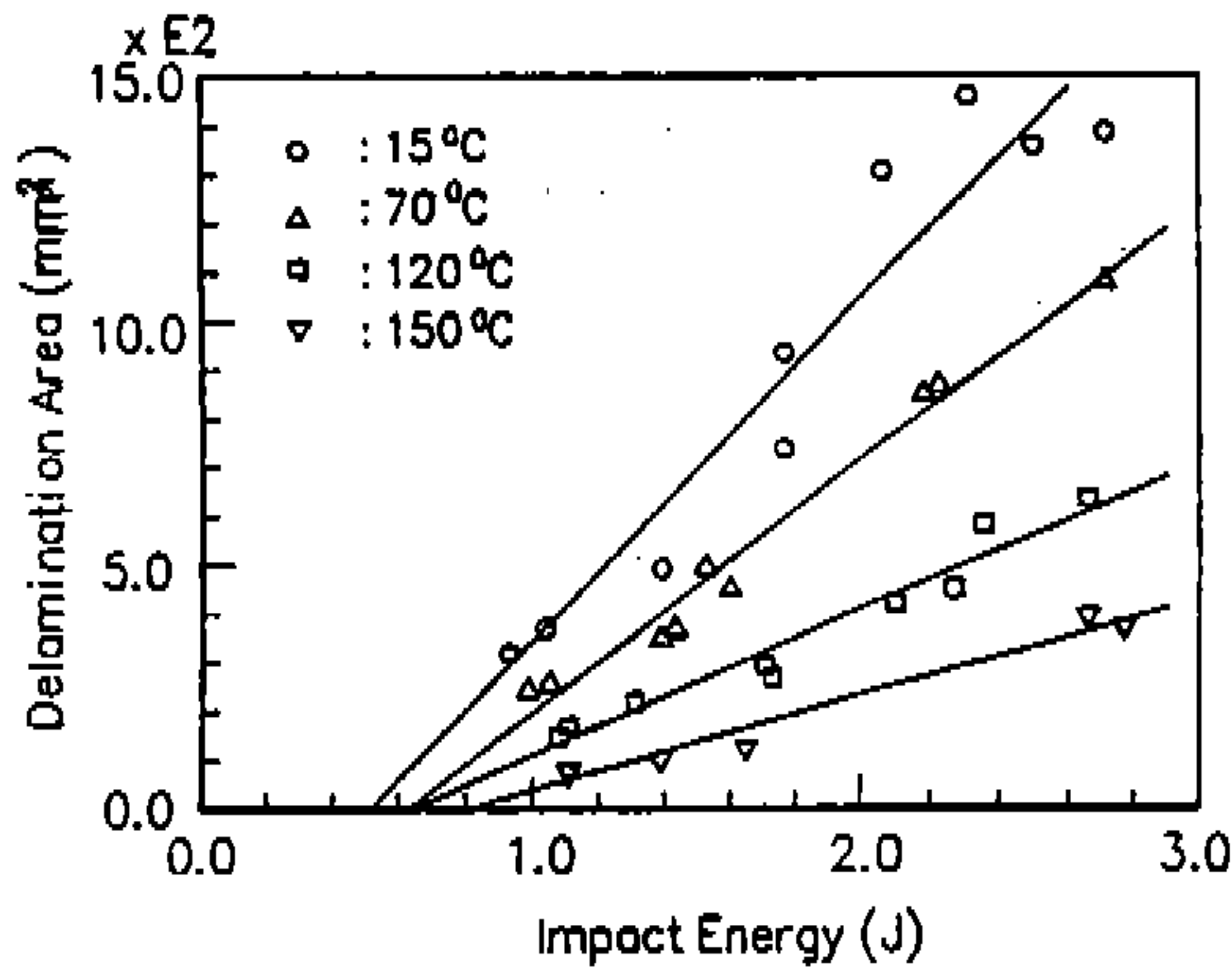


Fig. 7 Relation Between Impact Energy and Delamination Area by Specimen Surface Temperature

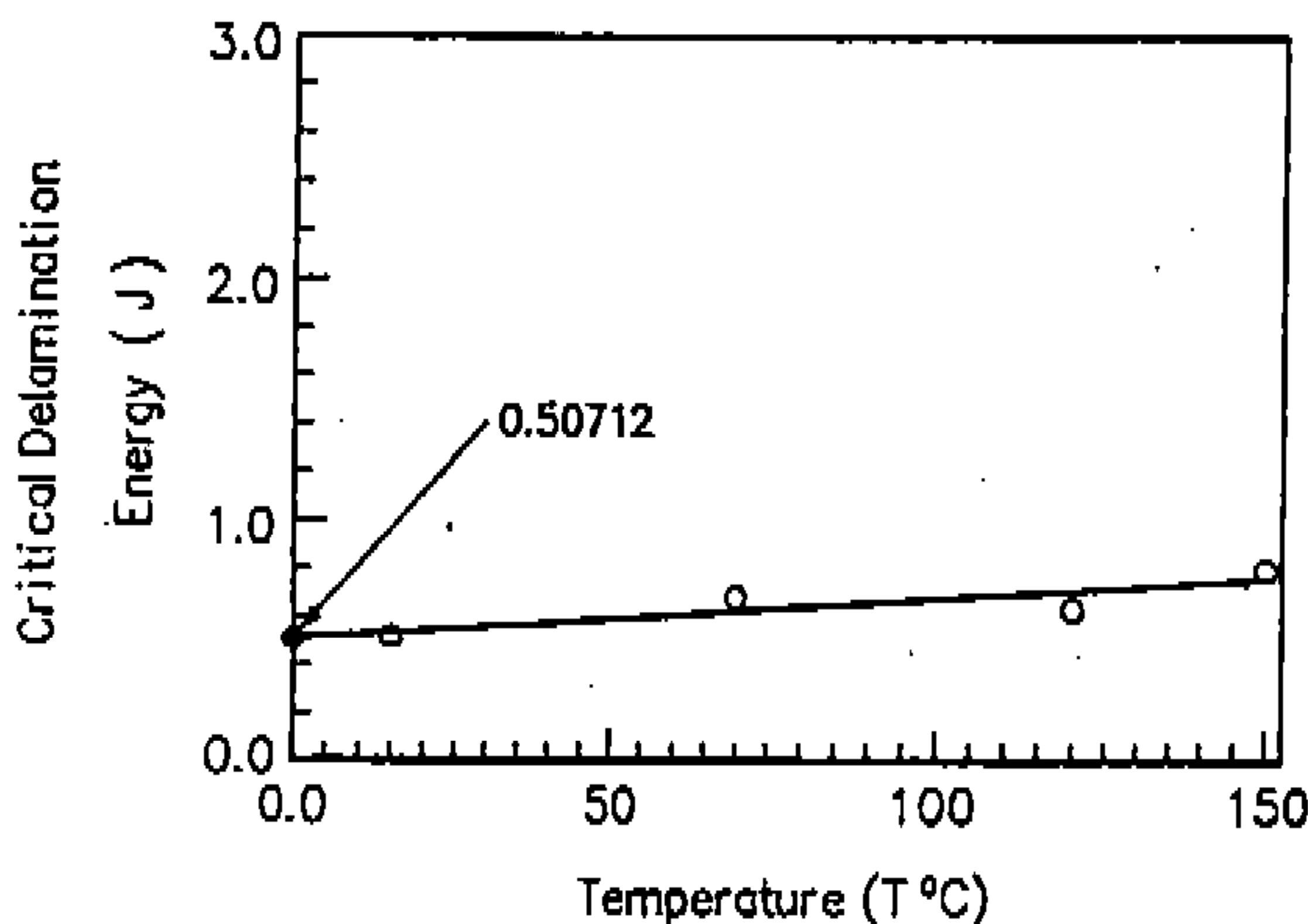


Fig. 8 Relation Between Temperature and Critical Delamination Energy

이상의 충격범위에서는 상당한 오차가 발생한다. 이는 실온의 경우 충격흔 부근에 상당한 국부변형이 수반되기 때문에 층간분리면적 측정시 정확한 계산이 어렵기 때문이다.

Fig.8은 Fig.7에서의 근사직선이 횡축(충격에너지)과 교차하는 점을 손상발생의 한계에너지로 나타낸 것으로서 시험편온도 T와 임계 층간분리에너지 $E_{CRIT.}$ 와의 관계를 최소자승법으로 계산하면 대략 $E_{CRIT.}(J) = 0.50712 + 0.00195 \times T(^{\circ}C)$ 의 관계가 있었고, 시험편의 온도가 상승할 수록 임계 층간분리에너지는 크게됨을 알 수 있었다. 즉, 시험편 표면온도가 높을수록 초기 층간분리를 발생시키는 손상에너지가 커져서 층간분리 발생이 어렵게 된다.

3.2 온도변화가 모재크랙에 미치는 영향

Fig.9에 고온에서 약 2.5(J)의 충격손상을 받을 때 CF/PEEK적층재에 생긴 모재크랙의 관찰결과와 스케치를 나타냈다. Fig.9에서 알 수 있는 바와 같이 EPOXY수지와는 달리(EPOXY의 경우는 모재크랙의 수가 적다) 모재크랙이 상당히 많으나 온도변화에 따라 뚜렷한 모재크랙의 변화는 보이지 않았다. PEEK수지에서 모재크랙이 온도변화에 관계없이 큰 차이가 확인되지 않는 것은 PEEK수지 물성의 온도 의존성이 작기 때문임과 동시에 충격에 의한 수지의 파괴가 크고 시험편의 두께가 얇기 때문인 것으로 생각된다. 그러나 층간분리면적의 측정에서는 고온으로 갈수록 층간분리면적은 감소하였다. 이것은 탄소 섬유 성질은 온도변화에 의해 거의 변화하지 않기 때문에 PEEK 수지의 물성변화에 의한 것으로 생각된다.

따라서 CF/PEEK 수지는 온도변화가 층간분리면적에 미치는 영향보다는 모재크랙에 미치는 영향은 아주 작음을 알 수 있다.

3.3 충격손상과 잔류굽힘강도

실온 및 고온에서 충격손상을 받은 시험편을 3점 굽힘시험하여 얻어진 파괴굽힘응력과 충격에너지와의 관계를 Fig.10에 나타냈다. 파괴굽힘응력은 식(2)에 파괴하중과 시험편의 실측치를 대

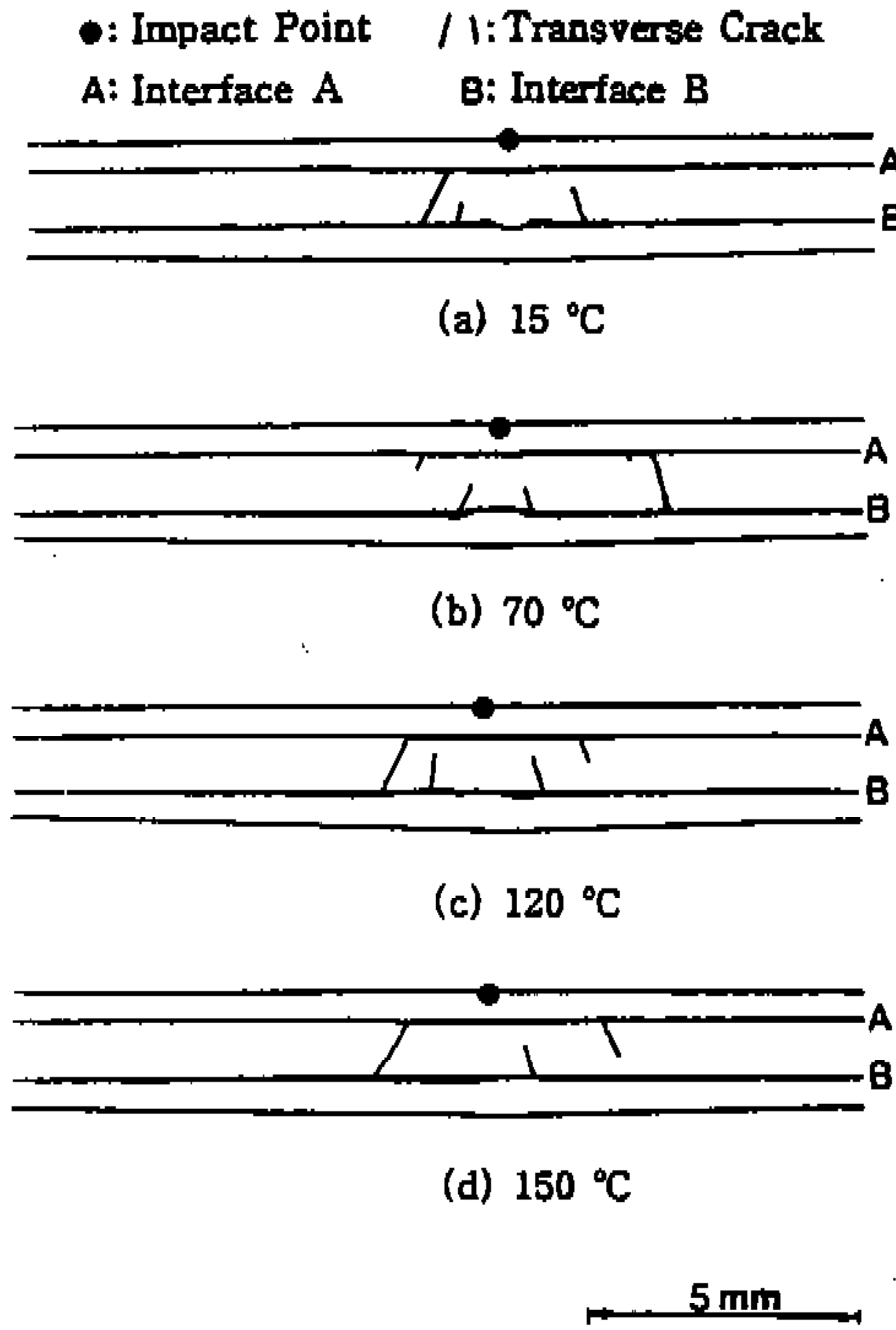


Fig.9 Observed Results of Transverse Crack (Impact Energy : 2.5J)

입하여 계산했으며, 충격면이 인장을 받을 때와 충격면이 압축을 받을 때의 충격에너지와 파괴굽힘응력과의 관계를 나타냈다.

또한 Fig.11은 실온 및 고온하에서 층간분리면적의 크기와 파괴굽힘응력과의 관계를 충격면이 인장을 받는 경우와 압축을 받는 경우를 구별하여 나타냈다.

Fig.10으로 부터 알수 있는 바와같이 충격면이 압축을 받는 경우는 온도변화 및 충격에너지의 크기에 관계없이 잔류강도의 저하현상은 거의 없다. 즉, 충격면이 압축을 받는 경우는 고온에서 내충격성이 아주 우수하다. 그러나 충격면이 인장을 받는 경우는 잔류굽힘강도가 상당히 저하됨을 알 수 있으며, Fig.11에서도 Fig.10에서와 비슷한 경향을 보이니 층간분리면적의 크기에 따라 충격면이 인장을 받는 경우는 강도 저하가 아주 심하다. 즉, 충격면이 인장을 받는 경우는 충격면배면의 층간분리면적의 크기에 따라 잔류굽힘

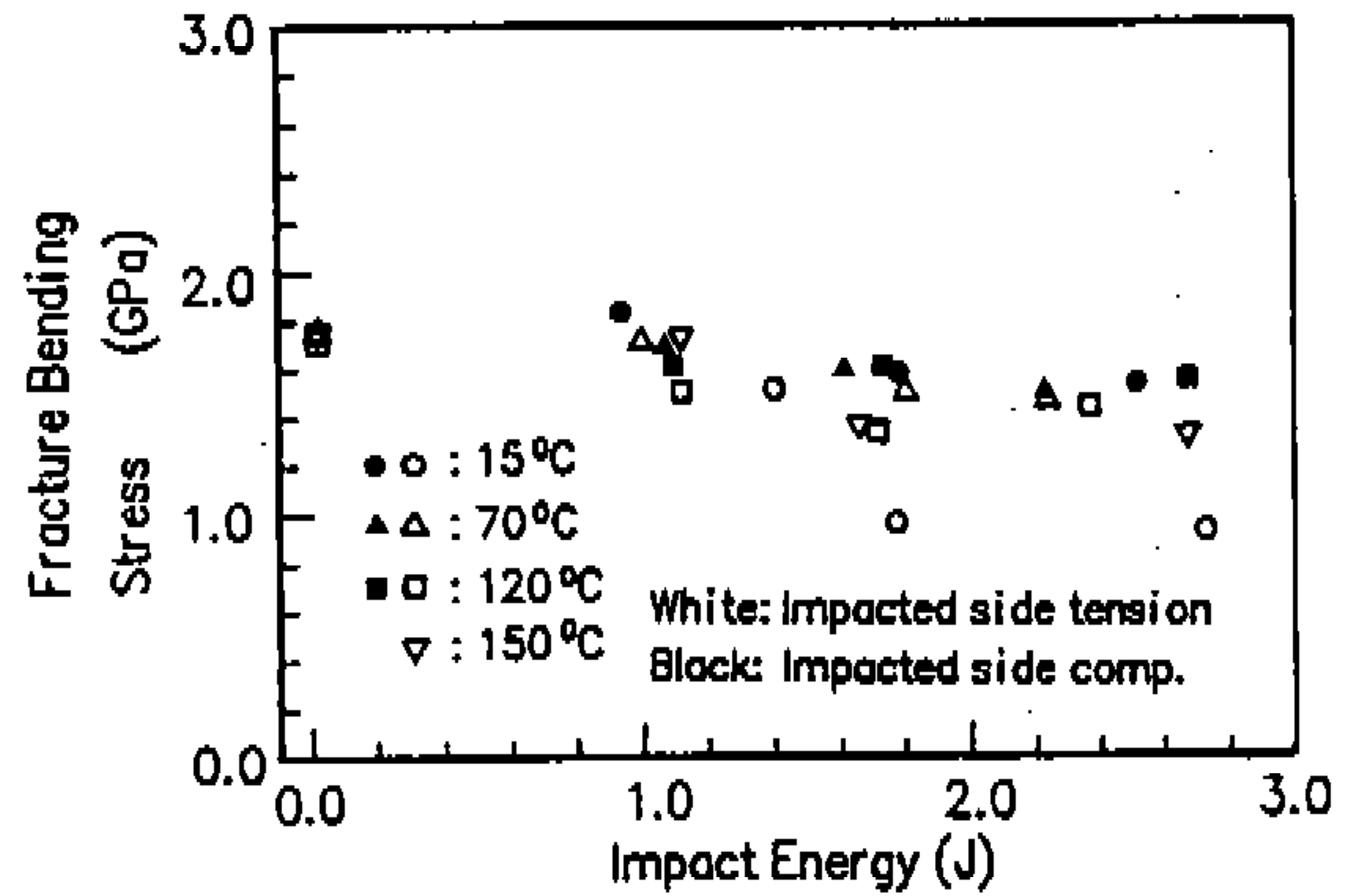


Fig.10 Relation Between Impact Energy and Fracture Bending Stress by Specimen Surface Temperature

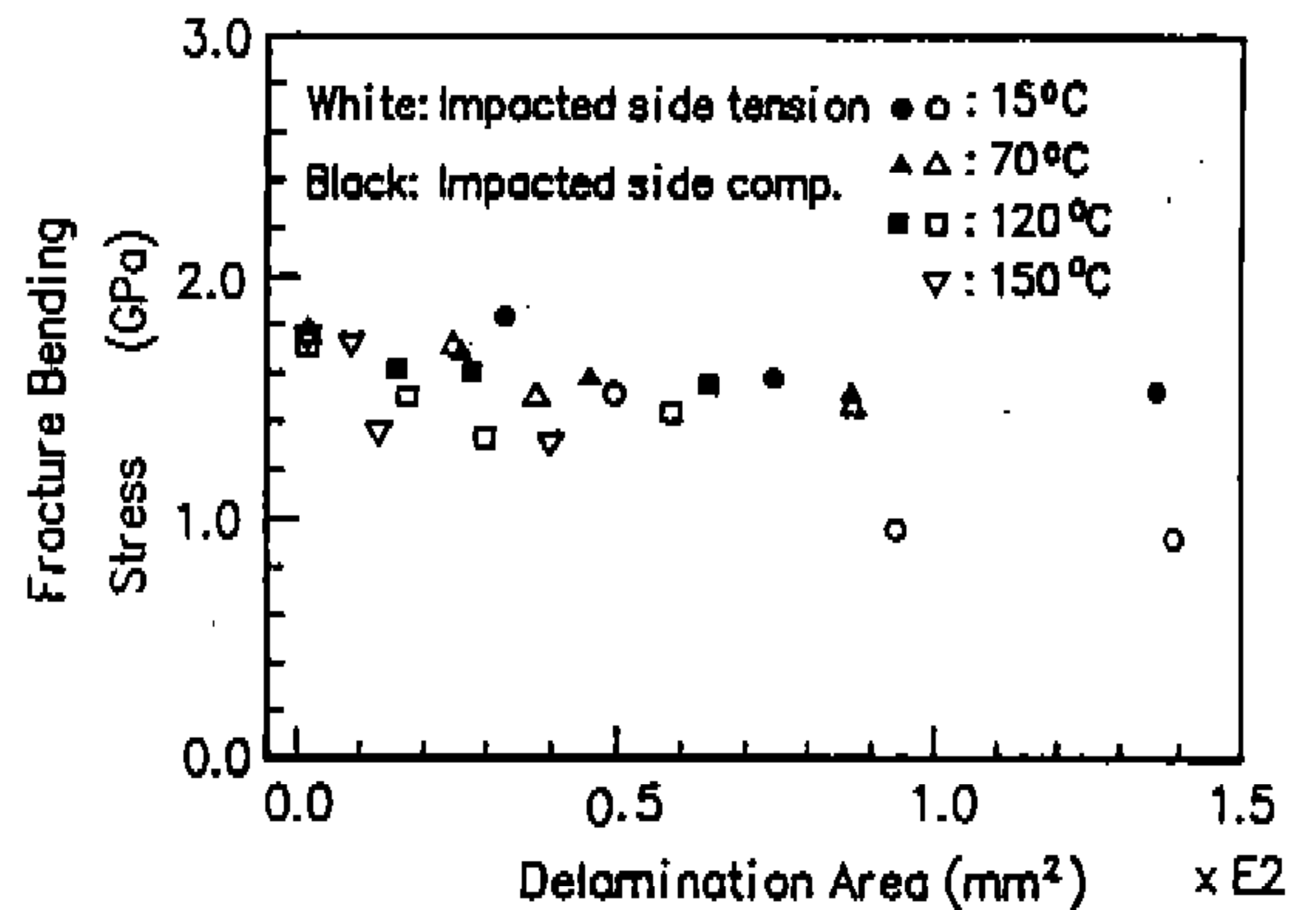


Fig.11 Relation Between Delamination Area and Fracture Bending Stress by Specimen Surface Temperature

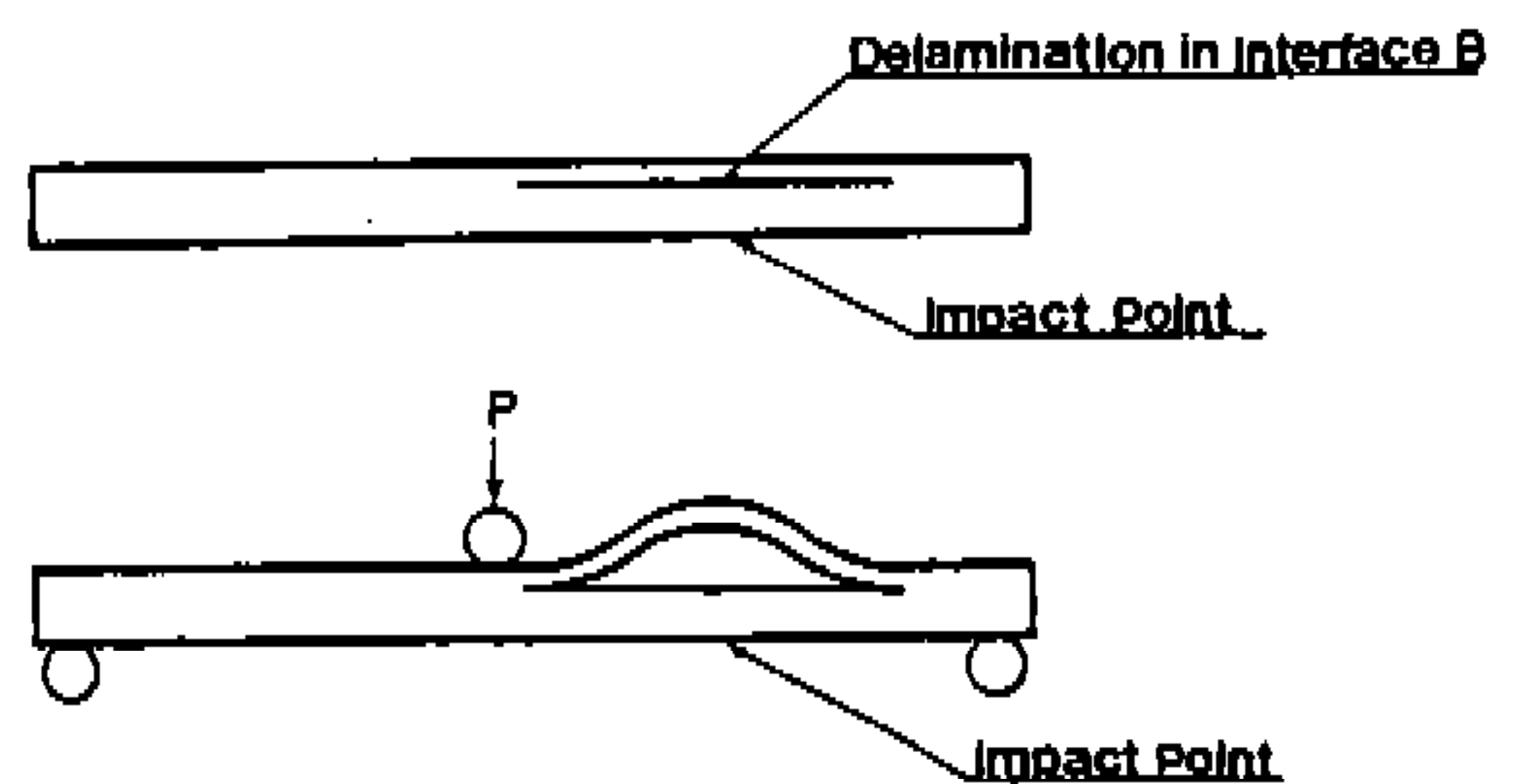


Fig.12 Local Delamination Buckling

강도가 크게 저하한다.

이와같이 충격면이 압축을 받는 경우는 모재 크랙이 온도 및 충격에너지 크기에 큰 영향을 받지 않기 때문에 잔류강도 저하가 생기지 않으나 충격면이 인장을 받는 경우는 CF/EPOXY에서와는 반대로⁶⁾ 충격손상 특히, 층간분리면적이 커짐에 따라 잔류강도가 급격히 저하함을 알 수 있다. 이는 Fig.12에서와 같이 3점굽힘시험을 행할 경우 충격손상에 의해 계면 B의 층간분리 부분이 압축을 받게되어 국부 층간분리좌굴이 생기기 때문이라고 생각된다. 특히, 실온에서 충격에너지가 1.8(J)이상의 충격범위에서는 잔류강도 저하현상이 아주 심하게 일어 남을 알 수 있다.

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

4. 결 론

본 연구에서는 고온분위기하에서 CF/PEEK 적층판이 이물충격손상을 받아 생긴 충격손상 즉, 충격에너지의 크기와 층간분리면적과의 관계, 충격에너지의 크기와 잔류강도와의 관계 및 층간분리면적의 크기와 잔류강도 저하관계등을 조사한 후 고온환경하에서 충격손상이 모재크랙, 층간분리면적 및 잔류굽힘강도에 어떠한 영향을 미치는가를 실험적인 관점에서 고찰했다.

본 연구에서 얻은 결과는 다음과 같다.

- 1) 동일온도에서 충격을 받을 경우 층간분리면적은 충격에너지에 대해 직선적으로 증가하며, 동일충격을 받을 경우 층간분리면적은 충격시의 시험편온도에 대해 직선적으로 감소한다.
- 2) CF/PEEK 시험편의 표면온도가 높을수록 초기 층간분리를 생기게 하는 손상에너지가 크게되어 층간분리 발생이 어렵게 된다.
- 3) 실온, 고온 어느 경우나 충격점이 압축을 받을 경우는 충격손상에 의한 잔류강도의 저하 현상은 거의 없으나 충격점이 인장을 받는 경우는 계면 B의 층간분리영역에서 국부 층간분리좌굴 현상이 생기기 때문에

충격점이 압축을 받는 경우 보다 급격한 잔류강도의 저하현상이 생긴다. 특히 실온의 경우가 국부 층간분리좌굴 현상이 더 크다.

- 4) CF/PEEK 적층재의 잔류강도는 시험편온도 및 모재크랙의 영향을 거의 받지 않았다.

후 기

이 논문은 1993년도 조선대학교 학술연구비의 지원을 받아 연구 되었음.

참 고 문 헌

1. W.J. Cantwell and J. Morton, 1985, "Detection of Impact Damage in CFRP Laminates", Composite Structures, Vol.3, pp.241-257.
2. C.C.M. Ma, Y.H. Huang, and M.J. Chang, 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 衝撃應答と破壊 (I), 日本複合材料學會, 第11券 第4號, pp. 151-161.
4. A. Rotem, 1988(3.4), "Residual Flexural Strength of FRP Composites Specimens Subjected to Transverse Impact Loading", SAMPE Journal pp.19-25.
5. 田中吉 之助, 黒川知明ら, 1989, 横衝撃を受けるCFRP板の損傷と残留曲げ強度, 日本航空宇宙學會誌, 第37券, 第25號, pp.29-36.
6. 심재기, 양인영, 오택열, 1993, "충격하중을 받는 CFRP 적층판의 충격손상과 굽힘잔류강도", 대한기계학회논문집, 제17권, 제11호, pp.2752-2761.
7. 심재기, 양인영, 오택열, 1993, "섬유배향과 모재가 다른 CFRP 적층판의 충격손상과 잔류굽힘강도", 한국정밀공학회지, 제10권, 제4호, pp.152-162.
8. 横田 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.
9. 新素材編纂委員會, 1988, 新素材 Hand Book, 丸善, pp.45.
 10. 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, 1982, pp.162-167.
 11. 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, 1985, pp.22.
 12. Sarah. M., Bishop, “The Mechanical Performance and Impact Behaviour of Carbon-Fiber Reinforced PEEK”, Composite Structures, Vol.3, 1988, pp.295-318.
 13. 中倉 南雲, 昭和 63年度 日本複合材料學會研究發表前刷集, pp.9-10.
 14. Annual Book of ASTM Standards, 1988, “D790 M-86 Standard Method for Flexural Properties of Unreinforced Plastics and Electrical Insulating Material(Metric)”, pp.290-298.