

저온하에서 CFRP 적층재의 충격 손상과 잔류 강도 - 저/고온하에서 CFRP 적층재의 충격 손상을 중심으로 -

양인영*, 정종안**, 차천석***

* 조선대학교 기계설계공학과

** 송원전문대학 자동차과

*** 조선대학교 대학원

요 약 본 연구에서는 첨단 재료인 CFRP 적층재가 저온 및 고온 분위기하에서 FOD를 받을 때 적층 부재의 충격 손상 즉, 온도 변화가 층간 박리 손상 및 모재 크랙 발생에 미치는 영향에 관해 관찰하였다. 연구 결과 주변 온도가 CFRP 적층재의 충격 손상에 큰 영향을 미쳤으며 적층수가 많을수록 손상 박리 면적은 주변 온도의 변화에 따라 급격히 변화함을 알 수 있었다. 특히, CF/PEEK 적층재는 주변 온도가 낮아질수록 박리 면적은 급격히 증가하나 모재 크랙은 작아졌고 CF/epoxy 적층재는 온도가 낮아질수록 박리 면적, 모재 크랙 모두 커졌다. 즉, 시험편 표면 온도가 낮아지면 단위 충격 에너지당 박리 면적(m^2/J)이 크게 되어 온도가 저하할수록 임계 박리 에너지가 작게 되며, 박리를 생기게 하는 초기 손상 에너지가 작게 되어 박리 발생이 쉽게 됨을 알 수 있었다.

1. 서론

최근 우주 항공 구조용 재료로써 많이 이용되고 있는 탄소 섬유 강화 수지 복합재(carbon fiber reinforced plastic: CFRP)는 비강성, 비강도가 크며, 금속 재료에 비해서 중량을 20~50% 정도 감소시킬 수 있다는 장점¹⁾이 있어서 항공 우주 분야 뿐만 아니라 경량화가 강하게 요구되는 여러 분야에 널리 이용되고 있다.

그러나 CFRP는 충격 부하에 대해서는 정적 부하에 대한 만큼 우수한 역학적 특성을 기대할 수 없고, CFRP 적층판을 항공기 구조재로써 이용할 때, 비행 중의 우박이나 새와의 충돌(bird strike)²⁾에 의한 이물 충격 손상(foreign object damage: FOD)³⁾을 피할 수가 없으며 저에너지 충격에 의해서도 섬유의 파단, 수지의 균열, 섬유와 수지의 박리, 층간 계면에서의

박리 등 표면으로부터는 보이지 않는 충격 손상이 적층재 내부에 발생하여 강도가 크게 저하하는 것이 문제로 지적되고 있다. 따라서 CFRP 적층재에 생긴 충격 손상은 모재 크랙과 층간 박리가 복합하여 진전하는 복잡한 양상을 나타내기 때문에 충격 파괴 인성치 등 파괴역학의 관점으로부터 손상을 평가하는 것은 쉽지가 않다.

특히, CFRP 적층재는 항공기 수평 미익 등 강도 재료로 사용되는 경우가 많으며 이때 CFRP 적층재는 $-73^{\circ}C \sim 80^{\circ}C$ 라는⁴⁾ 환경하에 노출되게 되고, 우주 환경에서 사용될 경우 $-140^{\circ}C \sim 120^{\circ}C$ 라는 온도 환경⁵⁾에 노출하게 되어 저/고온하에서 충격 손상을 평가하는 것은 대단히 중요한 문제로 되어 있다.

그러나 CFRP 적층재를 항공기 구조재에 적용할 온도 조건 설정을 위한 인장 강도의 특성,⁶⁾ 온도 변

화에 의한 층간 전단 강도의 특성,⁷⁾ 고온하에서의 잔류굽힘 강도,⁸⁾ 고온하에서 압축 파괴 강도,⁹⁾ 및 고온, 고습하에서의 적층판의 굽힘 및 압축 특성^{10,11)} 등에 관한 연구 결과는 보여지지만 저/고온하에서 CFRP 적층재의 충격 손상 평가에 관한 연구 결과는 거의 없다.

따라서, 본 연구에서는 우주 항공 분야에 주로 사용되는 첨단재료인 CF/epoxy 및 CF/PEEK 적층재가 저온 및 고온 분위기하에서 FOD를 받을 때 생기는 적층부재의 충격 손상 즉, 온도 변화가 층간 박리 손상 및 모재 크랙 발생에 미치는 영향에 대해 고찰하고자 한다. 특히 여러 단계의 충격 에너지, 온도 변화를 주었을 때 생기는 층간 박리 면적을 초음파 현미경에 의해 관찰하여, 저/고온하에서 충격 에너지의 크기가 층간 박리 면적 및 모재 크랙의 크기에 미치는 영향에 대해 고찰하고자 하며 적층수가 같은 직교 이방성 적층재의 모재의 차, 적층구성이 같은 직교 이방성 적층재의 적층수의 차에 의해 어떤 적층구조가 저/고온하에서 내충격성이 강한가를 명확히 하기 위하여 실험적 관점에서 고찰하는 것을 목적으로 한다.

연구방법으로는 원형 지그에 CFRP 시편을 고정한 후 저/고온로에 넣고 시험편 표면의 평균온도가 설정온도에 도달한 후, 공기압 충격 시험 장치를 이용하여 직경 5mm의 강구를 충돌시켰다. 저/고온하에서 충격손상을 받은 CFRP 적층재의 층간 박리 면적은 초음파 현미경에 의해, 모재 크랙은 광학 현미경에 의해 고찰하여 온도 변화가 충격 손상에 어떤 영향을 미치는가를 고찰하였다.

2. 충격 실험 장치 및 실험 방법

2.1. 충격 실험 장치

저온 및 고온 상태에서 시험편에 초기 손상을 부여하기 위하여 Fig. 1에 나타난 것과 같이 직경 150mm의 구멍을 갖는 두께 10mm의 강판 2매의 중앙부에 시험편을 끼워 연직으로 지지하여 시험편을 저/고온로에 넣은 다음, 시험편의 표면 온도가 설정 온도에 도달할 때 공기압식 충격 시험 장치로 직경 5mm(0.5g)의 강구를 시험편에 충돌시켰다. (黒川등¹²⁾ 은 직경 5mm의 강구와 직경 10mm의 강구를 이용하여 충돌체의 크기와 충격 손상과의 관계를 고찰한 결과 충격체의 직경이 작은 경우가 충격 손상이 크다는 결과를 얻었다. 따라서 본 연구에서는 이러한 결과를 참고하여 같은 충격 에너지의 경우 충격 손상이 큰 직경 5mm의 강구를 충격체로

이용하였다.)

충격 속도는 강구의 발사 속도로 하였으며, 충격 속도의 측정은 강구가 가속 튜브로부터 나온 직후 2 정점간의 통과 시간을 photo cell로 측정하여 계산하였다. 충격 속도의 선정은 잔류 굽힘 강도를 해석할 목적으로 ASTM 790규격에 준하여 굽힘 시험편의 크기를 결정한 후 손상 박리 면적이 시험편의 폭보다 작게 발생할 범위인 대략 60~105m/sec의 범위로 했다.

또한, 충격 속도는 공기압의 조절에 의해 실시했다.

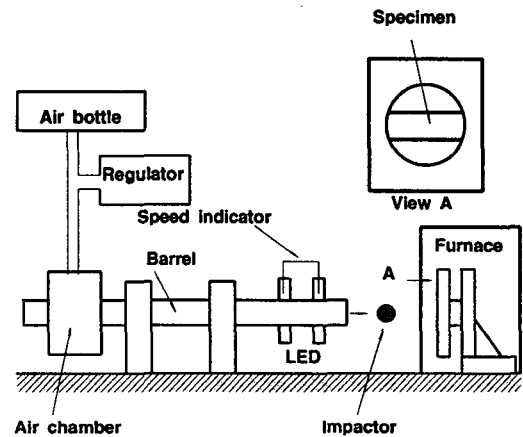


Fig. 1. Schematic of experimental setup.

2.2. 시험편의 형상

본 연구에서는 一方向 프리프레그(prepreg) CF/epoxy(日本 Toray P3051-15) 및 CF/PEEK(日本 化成 APC-2AS4)를 이용하여 오토클레이브(autoclave)방법으로 제작된 CFRP 적층판을 이용하였다. Fig. 2는 CFRP 적층판의 제작에 이용한 오토클레이브 장치의 개략도이다.

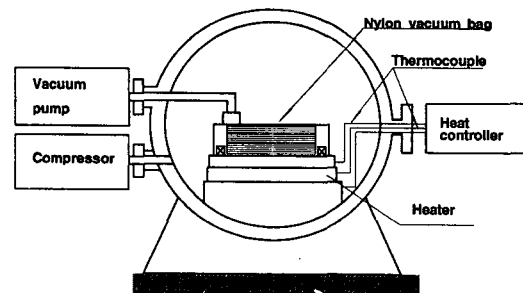


Fig. 2. Schematic diagram of autoclave.

시험편의 종류 및 섬유 배향을 Table 1에 나타낸다. 여기서는 표면층의 섬유 방향을 0°로 했으며, 시험편의 폭은 충격 손상폭보다 넓게 하여 시험편의 가장자리 효과가 시험 결과에 영향을 주지 않도록 길이 180mm, 폭 40mm의 띠판으로하여 섬유 0° 방향과 시험편의 길이 방향을 일치하도록 했다.

Table 1. Fiber orientation of specimens.

종 류	섬유배향	적층매수 [Ply]	판두께 [mm]	재 질
A	[0°/90°]s	24	3.75	CF/epoxy
D	[0°/4/90°]s	16	2.50	CF/epoxy
P	[0°/4/90°]s	16	2.20	CF/PEEK

2.3. 시험편 표면 온도 측정 방법

본 실험에서 대상으로 하는 시험편 표면의 저/고온 분위기를 정확히 측정하기 위하여 CFRP 시험편을 원형 jig로 고정된 상태에서 시험편의 표면 및 배면의 중앙과 중앙으로부터 40mm 떨어진 곳에 저/고온용 스트레인 게이지를 접착하여 시험편의 표면 온도(각 게이지의 접착점의 평균 온도)가 설정 온도와 같을 때까지 온도 상태를 유지 하였다.

온도 분포 측정은 저온 측정의 경우는 온도 센서(Kyowa, KTG-7-50-A7)를 시험편 표면에 접착한 다음 저온 게이지 아답타(Kyowa, TA 50 UAL, 측정범위 : -196~25℃)에, 고온 측정의 경우는 온도 센서를 시험편 표면에 접착한 다음 고온 게이지 아답타(Kyowa, TA 50 UAH, 측정범위 : 25~300℃)에 연결하여 2게이지법에 의하여 strain amp.(Tokyo sokki, TDS-301)에 연결하여 측정하였다. 온도 센서가 접착된 시편을 가열로(고온 실험 : 東京理化器機械, 送風定溫乾燥器 WFO-450SD, 저온 실험 : 재료시험기 (Instron 항온조 3110-007)의 저온로)에 넣고, 로의 실온 상태에서의 온도 T₀(℃)를 기기 내장의 열전대(thermocouple)에 의해 측정하고, 이때 변형율을 ε₀=0으로 하였을 때, 온도 변화에 따른 시험편 표면의 변형율 ε_i를 strain amp.로 측정하였으며, 피측정 개소의 온도 T₁(℃)의 측정은 온도 센서 제작회사(Kyowa)의 취급 설명서에 따라 다음식을 사용하였다.

$$T_1 = \frac{\epsilon_i - \epsilon_0}{100} + T_0(℃) \dots\dots\dots (1)$$

여기서, 100은 변형율로부터 온도로 환산하는 계수로써 단위는 1/℃이고, T₀, T₁은 ℃, ε_i, ε₀는 10⁻⁶(μ)으로 하여 측정하였다.

또한, 각 온도 센서의 접착 위치에서 온도차가 ±1.5℃ 이내에서 설정 온도가 시험편 표면의 온도와 근사할 때를 온도 유지 시간으로 결정하였다. 저온 실험의 경우는 저온로에 시험편을 넣고 액체 질소 탱크로부터 액체 질소를 분사하여 저온조 내의 온도를 설정 온도로 하였다.

2.4. 충격 손상의 관찰

저온 및 고온 상태에서 충격을 가할 때 생기는 CFRP 시험편의 층간 박리의 크기를 초음파 현미경(Olympus제 UH Pulse 100, 주파수 30MHz, 및 Hitach AT-5000)을 사용하여 관찰하였다. 충격 손상이 있는 시험편을 수중에 넣고 충돌측 및 반대측으로부터 초음파를 입사시켜 반사파에 의해 각층의 탐상을 행했다. 본 방법에서는 시험편의 두께 방향에 음향 렌즈를 이용하여 초점을 조정하는 것이 가능하며, 각 층의 층간 박리를 화상 처리해서 기기 내장의 소프트 웨어에 의해 층간 박리를 간단히 계산할 수 있다.

CFRP 시험편의 층간 계면은 Fig. 3과 같이 충격면에 가까운 쪽으로부터 계면 A, 계면 B로 하였으며, 박리 면적 측정은 충격면에서 계면 A를, 충격면 반대측에서 계면 B를 관찰하여 박리 면적을 계산하였다.

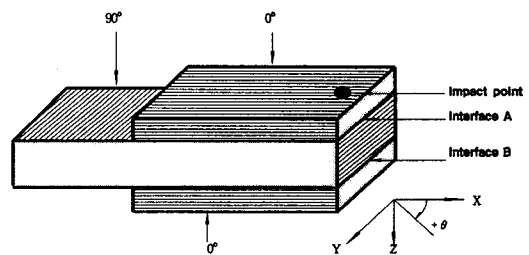


Fig. 3. Interface of CFRP specimen.

2.5. 모재 크랙의 관찰 방법

모재 크랙은 시험편 내부에 두께 방향으로 발생하기 때문에 초음파 현미경으로는 관찰이 곤란하다. 따라서 시험편의 온도 변화가 충격에 의해 발생되는 모재 크랙에 어떠한 영향을 미치는가를 관찰하기 위하여 충격 시험이 끝난 시험편을 Fig. 4 와 같이 충격직으로부터

1.5mm 떨어진 곳에서 다이아몬드 카터를 이용하여 절단한 후 단면에 나타난 모재 크랙을 광학 현미경 (Olympus광학, SZH, 최대 64배)을 이용하여 관찰했다. 절단한 것 만으로는 절단면이 거칠기 때문에 사포 (#1200)로 절단면을 연마한 후 관찰하였다.

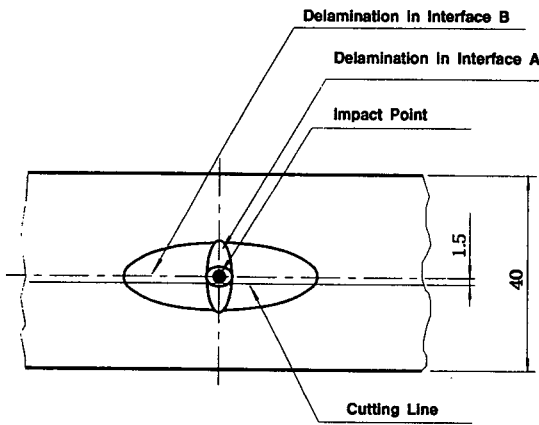


Fig. 4. Cutting line of specimen.

3. 실험 결과 및 고찰

3. 1. 온도 변화가 충격 손상에 미치는 영향

CFRP 적층재의 충격 손상에 영향을 미치는 주변 환경의 영향을 실험적으로 고찰하기 위하여 저/고온 분위기에서 직경 5mm의 강구로 충격 손상을 가한 후 초음파 현미경에 의해서 층간 박리 면적을 관찰하여 시험편의 온도 변화가 충격 손상에 미치는 영향에 관해 고찰하였다. Table 2는 시험편의 부호 규약을 나타내며, Table 3은 저/고온 분위기하에서의 충격 손상 실험 결과를 나타냈다.

Table 2. Symbols of CFRP specimen.

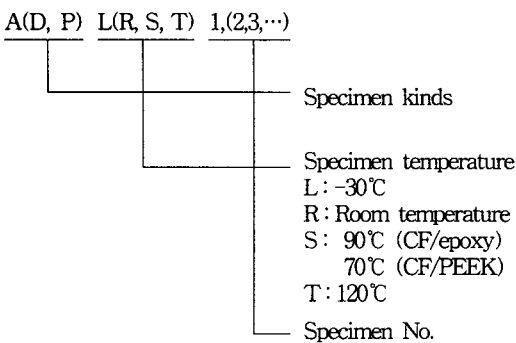


Fig. 5에 시험편 A의 표면 온도가 -30°C, 20°C, 90°C 및 120°C에서 직경 5mm인 강구로 대략 102m/sec(약 2.6J)로 충격을 가했을 때 시험편의 온도 변화에 따른 박

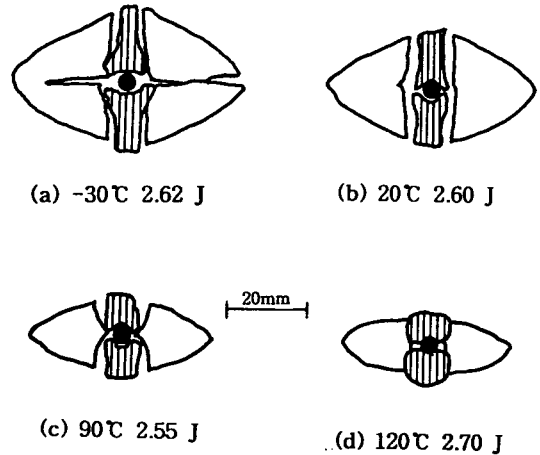


Fig. 5. Variation delamination area with respect to specimen temperatures (specimen A).

리 면적의 변화 관계를, Fig. 6에 시험편 D의 표면 온도가 -30°C, 20°C, 90°C 및 120°C에서 직경 5mm인 강구로 대략 102m/sec(약 2.6J)로 충격을 가했을 때 시험편의 온도 변화에 따른 박리 면적의 변화 관계를, Fig. 7에 시험편 P의 표면 온도가 -30°C, 20°C, 70°C 및 120°C에서 직경 5mm인 강구로 대략 93m/sec(약 2.2J)로 충격을 가했을 때 시험편의 온도 변화에 따른 박리 면적의 변화관계를 나타냈다. Photo. 1은 충격 손상을 받은 CFRP 시험편A의 내부에 발생한 대표적인 박리 형상을 초음파 현미경으로 관찰한 결과를 나타낸다. Photo. 1에서 적색은 계면 A의 박리 형상을 녹색은 계면 B의 박리 형상을 나타낸다.

Fig. 5, 6, 7 및 Table 3으로부터 알 수 있는 바와 같이 CF/epoxy 및 CF/PEEK 적층재 모두 시험편 온도가 상승할수록 박리 면적은 작아지며 시험편 온도가 강하할수록 박리 면적이 커짐을 알 수 있다. 즉, 주변 온도의 변화에 따라 충격 손상이 크게 변화함을 알 수 있다. 특이한 사항은 같은 CF/epoxy 적층재중 적층수가 많은 시험편 A는 충격 손상이 온도 변화에 크게 좌우되나 적층수가 적은 시험편 D는 충격 손상이 온도 변화에 크게 좌우되지 않음을 알 수 있었다.

Table 3. Results of delamination area measurement.

Specimens		Impact test			Specimens		Impact test		
Type	Temp. [°C]	Impact velocity [m/s]	Impact energy [J]	Delamination area [mm ²]	Type	Temp. [°C]	Impact velocity [m/s]	Impact energy [J]	Delamination area [mm ²]
AL1	-30	63.80	1.017	369.78	AS1	90	81.30	1.652	228.96
AL2	-30	71.60	1.281	717.76	AS2	90	80.00	1.600	226.53
AL3	-30	75.76	1.435	858.48	AS3	90	87.70	1.923	298.82
AL4	-30	84.51	1.786	1130.2	AS4	90	101.0	2.550	549.57
AL5	-30	102.4	2.622	1319.5	AS5	90	100.0	2.500	449.86
AR1	20	50.00	0.625	18.71	AS6	90	104.0	2.704	597.80
AR2	20	82.64	1.707	477.01	AT1	120	84.75	1.796	154.48
AR3	20	82.64	1.707	483.60	AT2	120	86.20	1.858	142.32
AR4	20	82.00	1.681	477.07	AT3	120	84.75	1.796	135.35
AR5	20	95.24	2.267	682.08	AT4	120	104.0	2.704	344.78
AR6	20	102.0	2.601	818.31	AT5	120	105.3	2.770	381.58
AR7	20	101.0	2.550	760.60	AT6	120	97.09	2.356	238.88
AR8	20	100.0	2.500	750.00	AT7	120	103.0	2.652	522.45
DL1	-30	68.07	1.158	460.70	DS1	90	86.18	1.855	664.82
DL2	-30	68.21	1.163	490.20	DS2	90	78.75	1.550	588.57
DL3	-30	83.13	1.728	787.02	DS3	90	92.64	2.146	923.21
DL4	-30	83.33	1.736	878.96	DS4	90	100.7	2.540	931.40
DL5	-30	100.06	2.503	1052.3	DS5	90	103.0	2.654	1141.2
DL6	-30	100.13	2.507	1200.1	DT1	120	83.40	1.740	528.20
DR1	20	85.70	1.836	706.09	DT2	120	78.30	1.533	499.11
DR2	20	85.80	1.840	802.49	DT3	120	104.3	2.720	1068.7
DR3	20	104.3	2.720	1153.9	DT4	120	93.60	2.190	829.40
DR4	20	102.3	2.616	1121.8	DT5	120	96.77	2.341	839.43
PL1	-30	71.83	1.290	775.02	PS3	70	75.76	1.435	368.38
PL2	-30	75.99	1.444	1010.2	PS4	70	78.13	1.526	495.29
PL3	-30	84.13	1.769	1454.2	PS5	70	74.63	1.390	349.32
PL4	-30	86.06	1.852	1597.7	PS6	70	104.2	2.710	1082.1
PL5	-30	93.14	2.169	1898.0	PS7	70	93.46	2.180	850.00
PR1	20	60.09	0.930	321.05	PS8	70	94.34	2.225	868.27
PR2	20	74.63	1.392	493.45	PS9	70	94.34	2.225	868.30
PR3	20	64.50	1.040	371.24	PT1	120	65.79	1.082	151.46
PR4	20	84.03	1.765	738.75	PT2	120	66.67	1.110	171.06
PR5	20	84.03	1.765	937.17	PT3	120	83.30	1.730	270.60
PR6	20	100.0	2.500	1360.0	PT4	120	72.41	1.310	221.41
PR7	20	93.81	2.200	998.00	PT5	120	82.46	1.707	293.94
PR8	20	104.2	2.710	1387.5	PT6	120	95.24	2.268	450.89
PS1	70	64.94	1.054	256.85	PT7	120	103.1	2.657	636.18
PS2	70	62.90	0.989	253.67					

이상으로부터 온도 변화가 큰 곳에서는 적층수가 많은 시험편은 안전 설계시 온도 변화에 따른 많은 설계 팩터를 고려해야 하는 문제점이 있음을 알 수 있었다.

특히, 온도가 강하하면 epoxy, PEEK 수지 모두 취성화되는 특성이 있음을 예측할 수 있었으며 더욱 낮은

온도에서 실험을 행하면 정량적인 평가가 가능하리라 생각된다. 더욱 더 낮은 온도에서는 실험의 비용 및 실험상의 어려움 때문에 본 실험에서는 -30°C에서만 행하였고 Fig. 5, 6, 7의 고온·저온에서의 박리 면적을 비교하므로서 정성적인 충격 손상의 평가를 행했다.

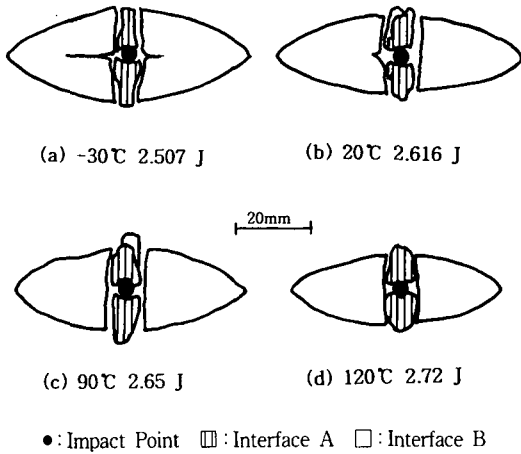


Fig. 6. Variation of delamination area with respect to specimen temperatures (specimen D).

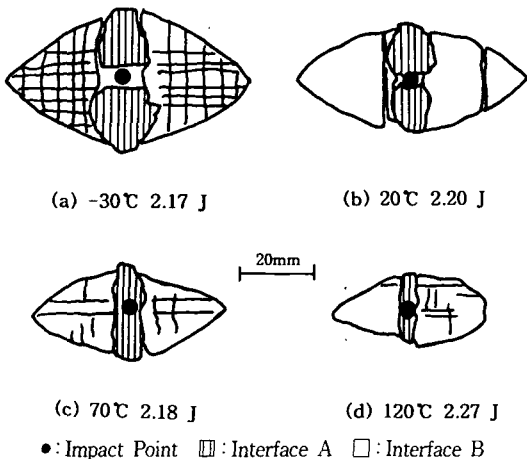


Fig. 7. Variation of delamination area with respect to specimen temperatures (specimen P).

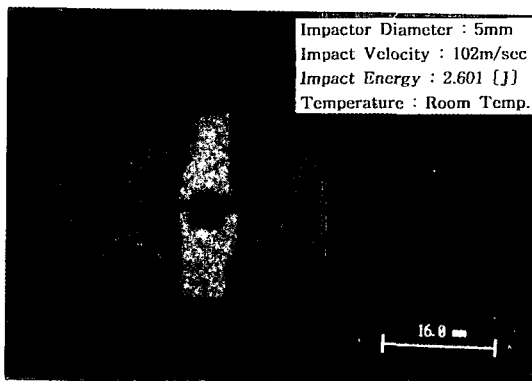


Photo. 1. Delamination shapes of specimen A (Impact velocity : 102 m/sec).

Fig. 8, 9, 10은 시험편 A, D, P의 온도 변화에 따른 충격 에너지의 크기와 박리 면적과의 관계를 나타냈다. Fig. 중 실선은 실험 결과를 최소 자승법을 이용하여 플로트한 결과를 나타내며 박리 면적은 충격 에너지에 대하여 선형적인 관계가 있고, 시험편 온도가 상승할수록 박리 면적은 작게 됨을 알 수 있다. 특히, CF/PEEK 적층재 시험편 P는 CF/epoxy 적층재 시험편 A, D보다 충격 손상이 온도 변화에 민감함을 알 수 있으며 저온으로 갈수록 충격 손상에 의한 박리 면적이 급격히 증가함을 알 수 있다.

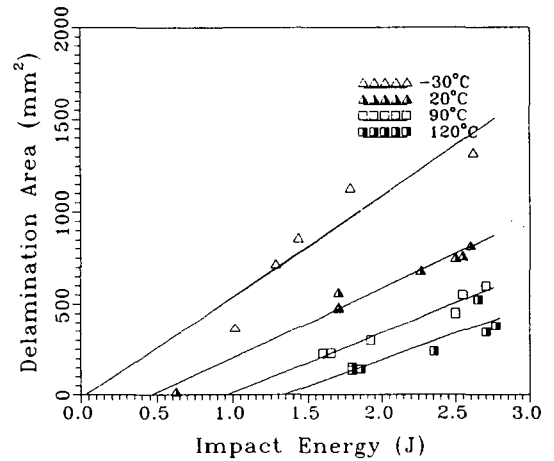


Fig. 8. Relation between impact energy and delamination area by specimen surface temperatures of specimen A.

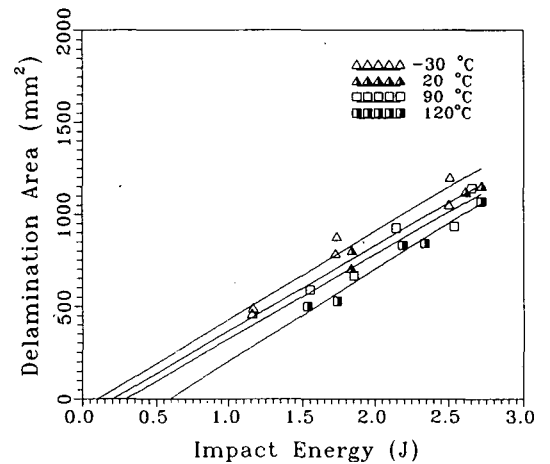


Fig. 9. Relation between impact energy and delamination area by specimen surface temperatures of specimen D.

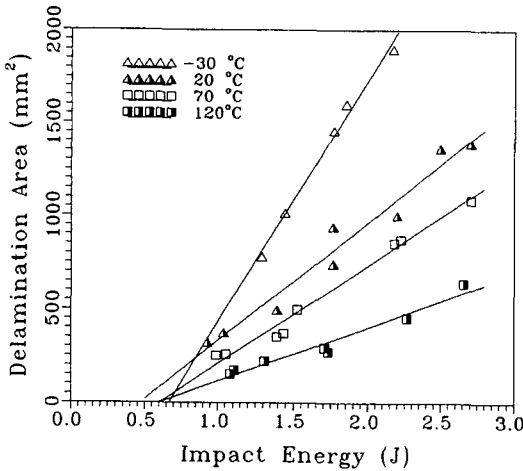


Fig. 10. Relation between impact energy and delamination area by specimen surface temperatures of specimen P.

Fig. 11은 매트릭스가 같고 적층수가 다른 직교 이방성 적층 시험편 A, D의 실험 결과인 Fig. 8, 9로부터 온도 변화에 따른 임계 박리 에너지의 관계를 나타냈고, Fig. 12는 적층수가 같고 매트릭스가 서로 다른 직교 이방성 적층 시험편 D, P의 실험 결과인 Fig. 9, 10으로부터 온도 변화에 따른 임계 박리 에너지의 관계를 나타냈다.

Fig. 11, 12중 실선은 각 시험편의 온도 변화에 따른 임계 박리 에너지를 최소 자승법으로 플로트하여 나타냈다.

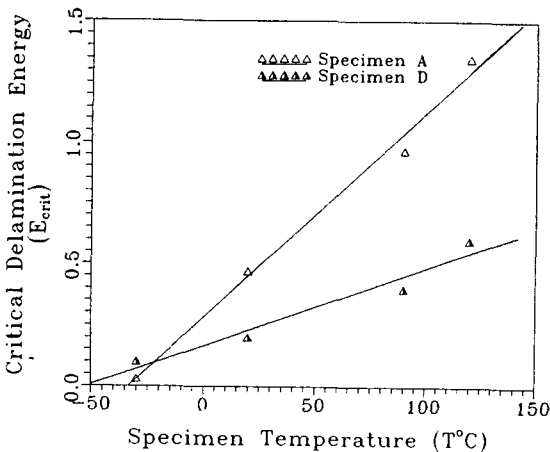


Fig. 11. Relation between temperature and critical delamination energy (specimen A,D).

Fig. 11로부터 알 수 있는 바와 같이 매트릭스가 에폭

시로서 서로 같고 적층수가 다른 시험편 A, D가 저온 및 고온 분위기하에서 충격 손상을 받을 때의 시험편의 온도 변화에 따른 임계 박리 에너지는 적층수가 24매인 시험편 A의 경우는 $E_{crit}(A) = 0.00846 \times T(^{\circ}C) + 0.282$, 적층수가 16매인 시험편 D의 경우는 $E_{crit}(D) = 0.003884 \times T(^{\circ}C) + 0.1656$ 였다.

Fig. 11로부터 같은 매트릭스 구조의 CFRP 적층재라도 적층수가 적은 CFRP 적층재가 박리 손상이 생기기 쉬움을 알 수 있다. Fig. 12는 적층수가 16매로서 서로 같고 매트릭스가 다른 직교 이방성 CFRP 적층재로서 저온 및 고온 분위기하에서 충격 손상을 받을 때의 온도 변화에 따른 임계 박리 에너지를 나타냈다. Fig. 12에서 CF/PEEK 적층재인 시험편 P의 임계 박리 에너지는 $E_{crit}(P) = -0.0006 \times T(^{\circ}C) + 0.5922$ 로서 CF/epoxy 적층재인 시험편 D와 달리 임계 박리 에너지는 온도 변화에 별 관계없이 일정함을 알 수 있다.

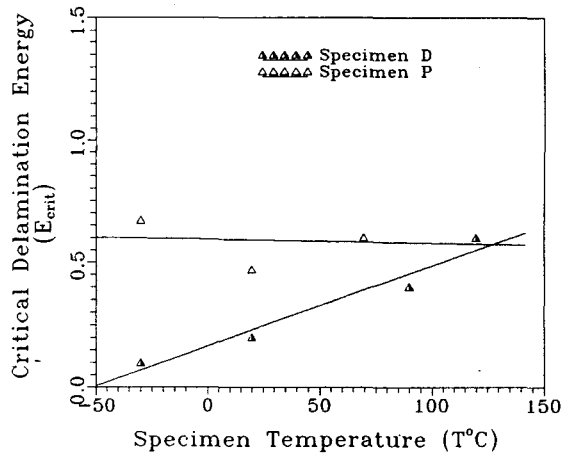


Fig. 12. Relation between temperature and critical delamination energy (specimen D,P).

3.2. 온도 변화가 CFRP 적층재의 모재 크랙 발생에 미치는 영향

본 절에서는 CFRP 적층재에 발생하는 손상인 파이버의 파단, 계면 박리, 모재 크랙중 육안이나 초음파 현미경으로 관찰할 수 없는 모재 크랙의 발생이 온도 변화에 어떠한 영향을 받는가에 대해 고찰하고자 한다.

Fig. 13 에 시험편 온도가 -30°C, 20°C, 90°C 및 120°C에서 약 2.6(J)의 충격 손상을 받을 때 시험편 A에 생긴 모재 크랙의 관찰 결과의 스케치를, Fig. 14 에 시험편 온도가 -30°C, 20°C, 90°C 및 120°C에서 약 2.6(J)의

충격 손상을 받을 때 시험편 D에 생긴 모재 크랙의 관찰 결과의 스케치를, Fig. 15 에 시험편 온도가 -30℃, 20℃, 70℃ 및 120℃에서 약 2.2(J)의 충격 손상을 받을 때 시험편 P에 생긴 모재 크랙의 관찰 결과의 스케치를 나타냈다.

Fig. 13, 14에서 알 수 있는 바와 같이 같은 매트릭스를 갖는 CFRP 적층재의 경우 적층수가 많은 시험편 A가 적층수가 적은 시험편 D보다 박리 면적은 주변 온도의 변화에 따라 급격히 변화하였다. 또한 Fig. 14, 15에서 알 수 있는 바와 같이 같은 적층수의 CFRP 적층재의 경우 CF/epoxy 적층재인 시험편 D는 박리 면적이 온도 변화에 크게 좌우되지 않으나 CF/PEEK 적층재인 시험편 P는 온도가 낮아질수록 박리 면적이 급격히 커졌다. 즉, CF/PEEK 적층재는 주변 온도가 낮아질수록 박리 면적은 증가하나 모재 크랙은 작아졌고 CF/epoxy 적층재는 온도가 낮아질수록 박리 면적, 모재 크랙 모두 커짐을 알 수 있었다.

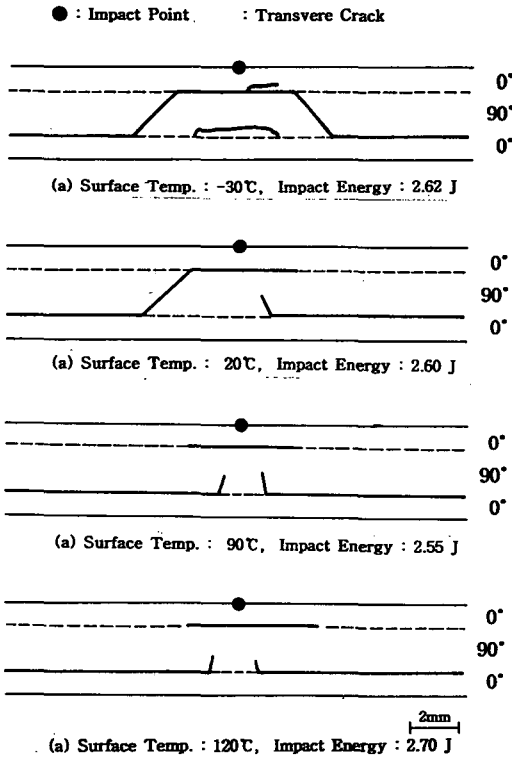


Fig. 13. Relation between transverse crack and specimen surface temperature of specimen A subjected to impact damages.

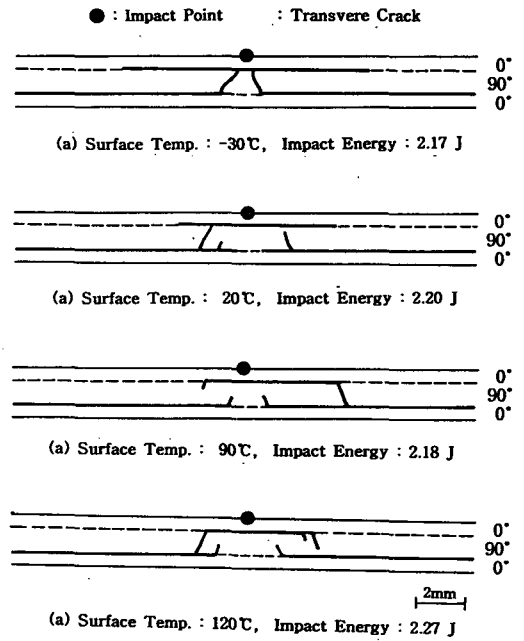


Fig. 14. Relation between transverse crack and specimen surface temperature of specimen D subjected to impact damages.

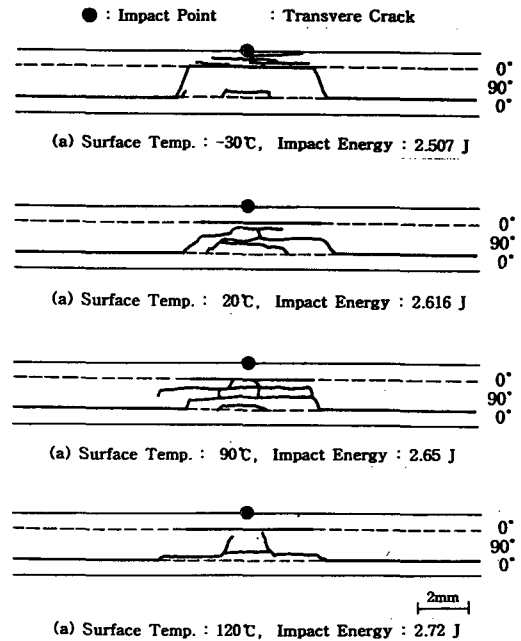


Fig. 15. Relation between transverse crack and specimen surface temperature of specimen P subjected to impact damages.

4. 결론

CFRP 적층재가 저온 및 고온 분위기에 노출되어 FOD를 받을 때 생기는 손상이 주변의 온도 변화에 어떠한 영향을 받는가에 관해 실험적인 고찰을 행하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. CFRP 적층재의 온도가 상승할수록 손상 박리 면적은 작아지며 온도가 낮아질수록 손상 박리 면적은 커졌다. 즉, 주변 온도가 CFRP 적층재의 충격 손상에 큰 영향을 미쳤다.
2. 저온·고온 분위기 어느 경우나 충격 에너지와 박리 면적과의 사이에는 선형적인 관계가 있었다.
3. 같은 매트릭스를 갖는 CFRP 적층재의 경우 적층수가 많을수록 손상 박리 면적은 주변 온도의 변화에 따라 급격히 변화하였다.
4. 같은 적층수의 CFRP 적층재의 경우 CF/epoxy 적층재는 박리 면적이 온도 변화에 크게 좌우되지 않으나 CF/PEEK 적층재는 온도가 낮아질수록 박리 면적이 급격히 커졌다.
5. CF/PEEK 적층재는 주변 온도가 낮아질수록 박리 면적은 증가하나 모재 크랙은 작아졌고 CF/epoxy 적층재는 온도가 낮아질수록 박리 면적, 모재 크랙 모두 커졌다.
6. CF/epoxy 시험편의 경우 시험편의 표면 온도가 높아지면 단위 충격 에너지당 박리 면적(m^2/J)이 작게 되어 온도가 상승할수록 임계 박리 에너지가 크게 되며, 박리를 생기게 하는 초기 손상 에너지가 크게 되어 박리 발생이 어렵게 된다.
7. 시험편 표면 온도가 낮아지면 단위 충격 에너지당 박리 면적(m^2/J)이 크게 되어 온도가 저하할수록 임계 박리 에너지가 작게 되며, 박리를 생기게 하는 초기 손상 에너지가 작게 되어 박리 발생이 쉽게 된다.

후 기

이 논문은 1996년도 한국과학재단의 핵심연구과제 연구비 지원(과제번호: 961-1003-023-1)에 의하여 연구되었으며 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

1. W. J. Cantwell and J. Morton, "Detection of Impact Damage in CFRP Laminates", Composite Structures, Vol. 3(1985), pp. 241~257.
2. C. C. M. MA, Y. H. Huang and M. J. Chang, "Hygrothermal Effect on the PEEK/CF and PPS/CF Under Impact Loading(I)", ANTEC(1991), pp. 2092~2096.
3. 武田展雄, 複合材料の 衝撃應答と破壊(I), 日本複合材料學會, 第 11卷, 第 4 號(1985), pp.151~161.
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(1986), pp. 608~618.
5. 新素材編纂委員會, 新素材 Handbook, 丸善(1988), pp. 45.
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(1982), pp. 162~167.
7. 宮入裕夫, 池上皓三, 金原勳譯, 複合材料入門, 培風館(1983), pp. 213.
8. 林 毅, 福田武人ら, " ICCM-V 報告", 日本複合材料學會誌, 第 11 卷(1985), 第 6號, pp. 22.
9. Sarah M, Bishop, "The Mechanical Performance and Impact Behaviour of Carbon-Fiber Reinforced PEEK", Composite Structures, Vol. 3(1985), pp. 295~318.
10. 양인영, 정종안, 대기기계학회논문집, (1996).
11. 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.
12. 黒川知明, "CFRP板の耐衝擊強度", 1985年度科學研究費補助金研究成果報告書(1986), pp. 1~27.

A Study on the Impact Damage and Residual Strength of CFRP Composite Laminates under Low Temperature

I. Y. Yang*, J. A. Jung** and C. S. Cha***

* Dept. of Mechanical Design Engineering, Chosun Univ Kwangju 501-759

** Dept. of Automobile, Song-won Junior College Kwangju 502-742

*** Graduate School, Chosun Univ Kwangju 501-759

Abstract In this paper, the effects of temperature change (low and high temperature) on the impact damages of CFRP laminates was experimentally studied. Composite laminates used for this experiment are CF/epoxy orthotropic laminated plates, which have two-interfaces $[0^{\circ}_6/90^{\circ}_6]_s$ and $[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_s$. And CF/PEEK orthotropic laminated plates, which have two-interfaces $[0^{\circ}_4/90^{\circ}_4]_s$. And, this study aims experimentally to present the interrelations between the impact energy vs. impact damages (i.e. delamination area and matrix crack) of CFRP laminates (CF/epoxy, CF/PEEK) subjected to FOD (foreign object damage) under low and high temperatures. A steel ball launched by the air gun collides against CFRP laminates to generate impact damages.