



저작자표시-비영리-동일조건변경허락 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.
- 이차적 저작물을 작성할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



동일조건변경허락. 귀하가 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공했을 경우에는, 이 저작물과 동일한 이용허락조건하에서만 배포할 수 있습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권으로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

工學碩士 學位論文

CNF TEST를 利用한 一方向
CFRP複合材의 모드Ⅱ 層間破壞引性에
關한 研究



2008 年 2 月

釜慶大學校 大學院

安全工學科

太 丸 俊

工學碩士 學位論文

CNF TEST를 利用한 一方向 CFRP複合材의
모드 II 層間破壞引性에 關한 研究

指導教授 權 五 憲

이 論文을 工學碩士 學位論文으로 提出함



2008 年 2 月

釜慶大學校 大學院

安全工學科

太 丸 俊

太丸俊의 工學碩士 學位論文을 認准함

2008 年 2 月 26 日

主 審 工學博士 崔 載 旭 (印)

委 員 工學博士 李 義 周 (印)

委 員 工學博士 權 五 憲 (印)

목 차

1. 서 론	1
2. 이론적 배경	3
2.1 복합재료의 종류와 파괴양상	3
2.1.1 복합재료의 정의 및 종류	3
2.1.2 적층 복합재료의 파괴양상	10
2.2 파괴인성 파라미터	14
2.2.1 파괴역학의 접근법	14
2.2.2 에너지해방률	15
3. 시험편 및 실험방법	19
3.1 시험편	19
3.2 시험편 제작	20
3.2 실험방법	24

4. 실험결과 및 고찰	26
4.1 CNF시험편의 층간파괴에 따른 하중거동 및 균열성장 변화	26
4.2 층간파괴 인성평가	31
5. 결 론	39
인 용 부 호	40
참 고 문 헌	41
Abstract	44



1. 서 론

현재 산업전반에 사용되고 있는 구조물은 대부분 금속재료를 이용하여 구성되고 있다. 금속재료는 강도, 인성, 연성, 내열성, 내식성 등 재료 특성의 한계를 가지고 있으며, 이러한 한계를 극복하기 위해 재료비와 생산비를 증가시켜 안전성을 확보하고 있는 실정이다. 따라서 기존의 금속재료가 가지고 있는 한계를 극복하여 하기 위해서는 다양한 분야에서 특별한 성능을 보유한 재료의 개발이 요구된다. 이러한 기대에 부응하는 첨단 재료인 탄소섬유강화플라스틱 (Carbon Fiber Reinforced Plastic, CFRP)은 금속재료에 비해 내식성 및 내화성 등에 우수한 특성을 가지고 있으며, 특히 비강도와 내충격성이 우수하여 항공 분야, 군수분야, 스포츠용구 등 경량화가 요구되는 산업에서 사용이 증가되고 있다.

섬유강화복합재료 중에서 압축강도에 우수한 특성을 보이는 일방향 적층구조 CFRP는 항공우주분야에 적극 적용되고 있다. 하지만 일방향 섬유강화 적층구조를 가지는 복합재료는 기지와 섬유사이의 비균등성, 비등방성 때문에 금속에서 볼 수 없는 기지균열, 섬유파단, 섬유와 기지간의 박리, 섬유균열 및 섬유 뽑힘, 적층분리 등과 같은 현상들이 발생하기 쉽다.^{1,2)} 일방향 CFRP의 구조부재는 섬유 방향에 대해서는 높은 강도를 기대할 수 있는 반면 그와 직교하는 방향의 인장강도와 전단강도에서는 현저히 열악하다. 또한 일방향 CFRP는 적층판의 면외 방향의 부하를 받을 경우 내부층간에 박리가 생기기

쉽다. 2003년 11월 일본의 북한 감시 위성을 탑재한 H2A로켓 6호기가 CFRP로 구성된 노즐 개구부 단열재에 초기결함이 있는 상태에서 고온 가압의 충격이 발생되어 층간박리 현상이 발생되었고 이로 인해 이상을 감지한 우주항공연구개발기구(JAXA) 다네가시마 우주센터로부터 유도 폭파되었다. 이와 같이 미소 결함이 있는 CFRP 적층구조물에 충격하중이 작용하는 경우 균열전진은 어떠한 모습으로 진행될지 예상하기 어렵고, 복합재료에서 발생하는 손상 중 적층분리현상은 빈번히 발생하는 문제점 중의 하나이다.³⁾ 이러한 적층분리현상은 파괴모드 중 모드 I 과 모드 II에 의해 평가된다.

모드 I 의 경우는 쌍외팔보(Double Cantilever Beam, DCB)시험편, 모드 II는 노치굽힘 시험편을 이용하는 방법으로 평가할 수 있다.⁴⁾ 현재 모드 II 층간파괴 인성측정에 사용되는 시험편은 노치의 위치에 따라 ENF(End Notched Flexure), CNF(Center Notched Flexure), ONF(Open Notch Flexure)로 나눌 수 있다.^{5,6)}

본 연구에서는 일방향 CFRP복합재에서 빈번히 발생하는 적층분리에 대한 거동을 파악하기 위해 중간노치굽힘시험편(Center Notched Flexure Specimen)을 이용하여 모드 II 층간파괴거동을 평가하였다. 실험을 통해 얻어진 결과를 토대로 초기 내부균열에 의한 CFRP의 파괴거동을 적용하여 신소재 개발 및 복합재료를 이용한 구조물의 안전성 평가에 기여할 것으로 판단된다.

2. 이론적 배경

2.1 복합재료의 종류와 파괴양상

2.1.1 복합재료의 정의 및 종류

복합재료(Composite Materials)는 두 가지 이상의 서로 다른 물질이 거시적으로 혼합되어 유용한 물질이 된 것을 가리킨다. 즉 두 종류 이상의 물질을 조합한 후 물리적, 화학적으로 각각의 소재가 원래의 상을 유지하면서 기존의 소재보다 우수한 성능을 갖도록 한 재료를 칭한다. 두 가지 이상의 서로 다른 물질을 혼합하는 방법에는 원자와 원자가 합쳐져서 화합물을 만드는 경우가 있으나, 이러한 경우는 복합재료라고 하지 않는다. 복합재료는 각 성분의 고유 성질을 가지고 있기 때문에 미시적으로는 균일하지 않는 상태로 존재한다. 구체적으로 말하면 소재들 사이에 명료한 계면이 있으며, 적어도 화학적으로 다른 두 개의 물질을 조합시킨 것을 말한다.^{7,8)}

이러한 복합재료를 사용하는 가장 큰 이유는 기존의 재료에 비해 비강성과 비강도가 크기 때문이다. 또한 복합재료는 우리가 원하는 방향으로 강성과 강도를 조절할 수 있다.⁹⁾ 기존의 재료는 등방성 재료이기 때문에 모든 방향으로 강성과 강도가 같으나, 복합재료는 필요한 방향으로만 강성과 강도를 높여 재료의 낭비를 막을 수 있으며, 탄소섬유나 케블라 섬유는 열팽창 계수가 0에 가깝기 때문에 우주공간이나 지상의 높은 곳에서는 햇빛을 받는 부분과 받지

않는 부분사이에 온도차이가 매우 심하여 구조의 치수 안전성이 문제가 되는데, 이 경우 복합재료는 중요한 역할을 하므로 온도의 변화에 따라 크기가 변화하지 않는 구조물을 제조할 수 있다.¹⁰⁾

복합재료의 구성은 소재사이에 응력을 전달하고, 외부환경 및 기계적 마모로부터 섬유를 보호하는 역할을 하는 기지재(Matrix Materials)와 기지재의 취약한 부분을 보강해주는 강화재로 구성되어 있다.

복합재료는 구성 요소에 따라 층상복합재료, 입자 강화 복합재료, 섬유강화 복합재료 등으로 구분할 수 있으며, 섬유강화 복합재료에서 섬유는 강화재의 역할을 한다.¹¹⁾ 강화재는 섬유상과, 구, 판 및 타원체 등의 입자상 및 섬유와 입자의 혼합상으로 구성될 수 있다. 현재 널리 사용되는 섬유는 탄소, 붕소, 아라미드 및 유리섬유등이 있다. 또한 기지재는 기지 또는 모재라고도 하며 구성은 금속재료, 무기재료 및 유기재료 등으로 구성될 수 있으며, 고분자계 열인 열경화성의 에폭시를 비롯하여 다양한 조건에 부합하는 열가소성 수지를 이용한 복합재료가 개발 이용되고 있다.

복합재료의 종류는 기준에 따라 다양하게 분류할 수 있다. 복합재료는 강화재의 구조, 모재의 종류, 강화재의 형상 및 종류에 따라 구분하고 최근에는 발전 단계에 따라서도 분류하기도 한다. 예를 들면 강화재의 형상에 따라서 분산상이 입자인 특수한 경우로서 절편, 즉 플레이크를 함유한 입자의 입경이 $0.1\sim 0.01\mu$ 인 분산강화 복합재료와 입자경이 $1\sim 50\mu$ 정도의 경우는 입자강화 복합재료를 각종 매트릭스와 조합한 입자분산형 복합재료와 유리섬유강화 플라

스틱과 같은 섬유강화 복합재료로 구분할 수 있다.¹⁰⁾ 또한 소재의 종류에 따라 고분자 수지의 기지 위에 섬유상의 강화재인 유리, 탄소 및 아라미드 섬유를 사용하여 기계적 특성을 갖도록 한 고분자 복합재료, 주로 자동차 분야에서 활용도가 증대하고 있는 복합재료로서 알루미늄의 기지 위에 실리콘 카바이드 등의 섬유상 물질을 사용하여 강도를 증대시킨 금속 복합재료, 매우 고온에서 사용되는 특수 용도로서 세라믹 기지 위에 실리콘 카바이드나 브론 카바이드를 짧은 섬유상 또는 휘스커상으로 만들어 보강재로 사용한 세라믹 복합재료가 있다. 그 외에 고무 복합재료 및 시멘트 복합재료 등으로 분류된다.⁹⁾

섬유형 복합재료는 섬유의 형태에 따라서 세분화 된다. 즉, 섬유가 불연속적인지 연속적인지, 또는 방향이 어떠한지에 따라서 불연속섬유 복합재료, 연속섬유 복합재료, 다방향 연속섬유 복합재료로 나눈다. 또한 실제로는 이들 복합재료판을 여러겹 쌓아 접착한 적층형 복합재료도 많이 이용되고 있다. Fig. 1은 복합재료의 형태별 종류를 나타낸다.¹¹⁾

강화재의 종류에 따라 탄소섬유 강화 복합재료, 유리섬유 강화 복합재료, 세라믹 섬유 강화 복합재료 및 금속섬유 복합재료 등으로 분류할 수 있다. 또한 한 가지 복합재료가 여러 가지 종류의 복합재료로 구분될 수가 있다. 예를 들면, 섬유강화 적층 복합재료는 섬유강화 복합재료이면서 동시에 적층 복합재료가 될 수 있다.

다양한 복합 재료 중에서도 중심적 역할을 하는 것이 섬유강화 적층 복합재료이다. 탄소섬유 강화 플라스틱과 같은 고성능 강화섬유를 이용한 첨단 복합

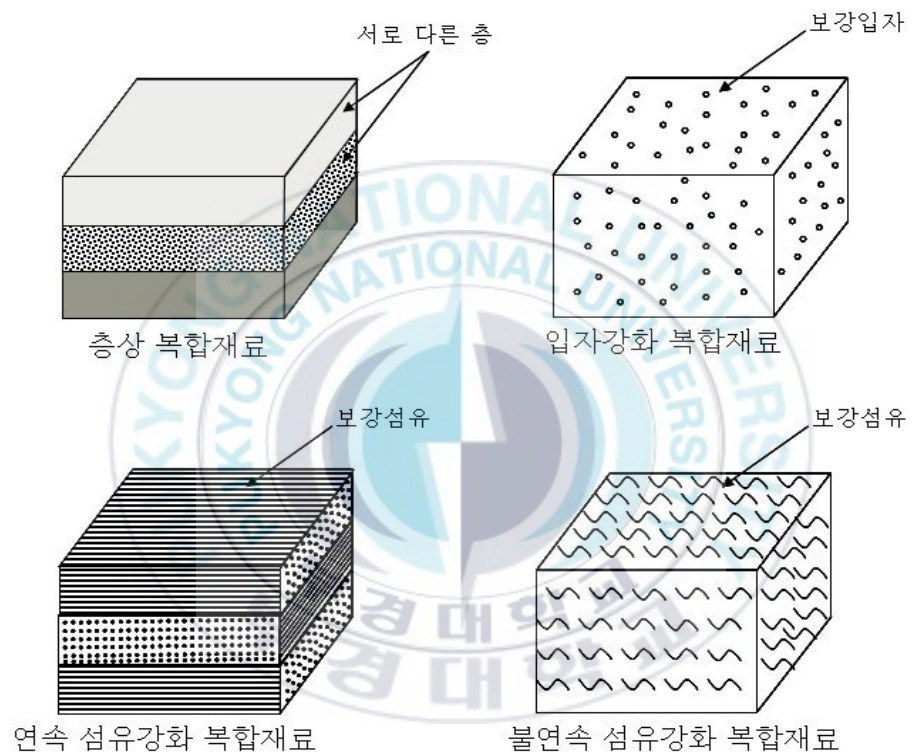


Fig. 1 Configuration of Composite Material

재료는 각종 경량화에 대하여 높은 기능성을 갖고 있다는 점에서 항공기·우주구조물 등에 광범위하게 적용되었고, 최근에는 수많은 고급스포츠·레저용품류에도 그 용도를 확대하고 있다. Table 1은 과거 복합재료와 첨단 복합재료의 특징 비교이다.

현재까지 거의 모든 항공기 복합재료 구조물은 상대적으로 얇은 섬유층에 수지를 함침시켜 테이프 형태의 중간물질인 프리프레그(prepreg)를 만든 후 설계에 따라 프리프레그를 일정한 방향에 따라 적층하여 고온, 고압 조건 하에서 오토클레이브를 사용하여 압축하는 공정을 사용한다. 이러한 프리프레그는 수지와 섬유가 최종제품에서 요구하는 비율로 이미 함침되어 있으며 부수적인 화학처리가 불필요하고, 복잡한 구조물 형상을 쉽게 제작할 수 있는 장점을 가지고 있다 Fig. 2는 에어버스 A320 민항기 복합재료 적용부분을 나타내고 있다.

Table 1 Compared Existing to Advanced Composite Material Characteristic

구 분	기존 복합재료	첨단 복합재료
구성소재	주로 유리섬유; 주로 단섬유가 랜덤배향에 의해 사용되기 때문에 역학적으로 거의 等方性이다 ; V _f 30%정도. 로우빙 또는 직물이 사용되기도 한다.	탄소섬유, 아라미드섬유, 아르미나섬유, 초고분자량 폴리에틸렌섬유, 금속섬유, 연속섬유로서 사용되는 수가 많기 때문에 역학적 등방성이 강하다
용도와 수요	건설자재·주택기재, 공업기재, 탱크·용기, 잡화, 선박, 자동차, 차량 : 50만톤/연	자동차, 항공기, 우주기기, 스포츠·레저용품, 건설자재 ; 1만톤/연
특성	내식성, 부영성, 구조강도, 경량성, 저코스트, 고생산성, 투광성, 전기절열성	초경량화(고비강성, 고비강도), 내열성, 고정미도, 치수안정성, 내피로성, 진동감소성, 전파반사성, X선투과성 등
문제점	리사이클성	고코스트, 저생산성, 적층체의 층간박리, 강하방지성, 강화재 / Matrix의 계면제어

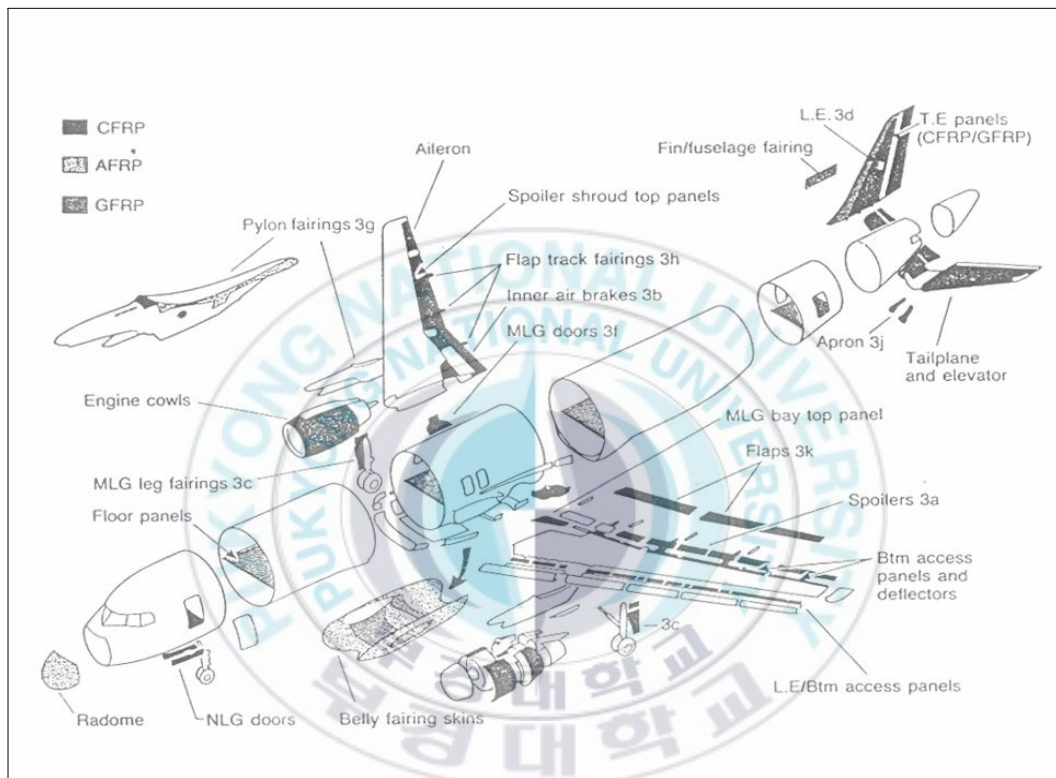


Fig. 2 Class of applying Composite Material to Airbus A320

2.1.2 적층 복합재료의 파괴양상

섬유강화 적층 복합재료는 두께방향 강화의 부족으로 인하여 외부 물체의 충격으로 인한 손상의 발생 가능성이 매우 크다는 단점을 가지고 있다. 따라서 충격손상에 대한 보다 신뢰성 있고 안전한 설계방안을 확립하기 위해서는 이에 대한 체계적 연구가 필요하다. 이로 인해 많은 연구자가 파괴 역학을 섬유강화 복합재료에 적용하려는 시도가 이루어지고 있으며, 부분적 성공을 이루어 내고 있다.¹²⁾ 섬유강화 복합재료는 실제 구조물에 널리 사용되는 대표적인 복합재료의 형태로서 에폭시, 폴리아미드 등과 같은 기지에 유리섬유, 탄소섬유, 아라미드섬유 등과 같은 강화 섬유를 함침시킨 형태로 구성되어 있다. 복합적층구조물은 강화섬유의 배열상태에 따라 심한 이방성을 나타내며 기존의 등방성재료에서는 볼 수 없는 연계특성이 존재하여 복잡한 역학적 거동과 층간분리와 같은 파손 및 파괴현상이 나타난다.¹³⁾

섬유강화 복합적층구조물이 실제로는 이차 구조물에 적용될 때에는 복합적층구조물의 제작 및 가공 시 존재할 수 있는 일차 결함 또는 실제 사용 시 유발될 수 있는 이차결함 등이 재료 자체가 갖는 취성의 영향과 복합적으로 작용하여 결함이 없는 구조물에서보다 훨씬 낮은 하중상태에서 급작스러운 균열진전이 발생될 가능성이 있다. 일반적으로 섬유강화 복합적층구조물에서의 파괴현상을 거시적 관점에서 보면 강화섬유에 수직한 방향으로 파괴가 발생하는 섬유의 횡방향 파단, 층내에서 강화섬유에 평행하게 기지를 따라 파괴가 발생하는 층내파단 그리고 층과 층사이의 경계면에서 파괴가 발생하는

층간 파단으로 구분할 수 있으며 기존의 등방성재료와는 달리 기지의 균열, 강화섬유와 기지의 접착분리, 강화섬유의 파단등과 같은 여러 가지 파괴양상들이 복합적으로 결합되어 발생한다.⁴⁾

1) 섬유 파단

복합재료 적층판에 외력이 가해지게 되면, 임의의 어떤 섬유에는 수직응력이 작용하는 경우가 발생하게 된다. 이때 적층이 일방향인 경우에는 섬유가 받는 응력과 기지가 받는 응력이 서로 다를 것이며, 이들 응력은 그 방향에서 탄성 계수의 비에 의해 결정된다. 그리고 섬유의 인장강도는 섬유 표면에 존재하는 결함에 의해 영향을 받게 되며, 섬유가 길면 길수록 임계 결함이 존재할 가능성이 커지므로 섬유는 취약하게 될 것이고 섬유의 강도는 그 길이에 영향을 받게 된다.

Rosen¹⁴⁾등은 일방성 적층에서 섬유 방향으로 하중을 받을 때 파괴가정을 전단지연 모델로써 설명하였다. 그는 임의의 어떤 응력 수준에서 취약한 섬유가 파단되기 시작하면 섬유에 걸리는 하중은 전단지연에 의하여 파단 섬유에 인접한 기지를 통하여 다른 섬유로 전달되며, 하중이 증가함에 따라 전단 섬유는 계속해서 파단되다가, 단층의 단면적이 어떤 정도에 이르면 치명적인 파단이 발생하게 된다고 설명하였다. Lifshitz 와 Rotem 등¹⁴⁾은 이 모델을 개선하여 약한 섬유가 존재하는 여러 영역에서 섬유 파단이 발생하며, 이들 영역에 연결될 때 최종 파단이 발생한다고 하였다.

2) 층간분리

복합재료 적층판은 서로 다른 플라이와 플라이가 기지에 의하여 결합되어 대부분 적층판 형태로 많이 사용된다. 따라서 복합재료 적층판의 주 파괴요인은 층과 층 사이의 층간분리이다. 층간분리는 적층판 제작 시 적절치 못한 경화로 인한 수지분포의 불균일 또는 적층판에 층간 수직응력 또는 전단응력 그리고 이들의 조합으로 인해 적층판의 층과 층 사이에 생긴 결함이 진전함으로써 나타난다. 층간분리 시 층간파괴인성은 매우 낮기 때문에 복합재료 구조물의 안전성에 지대한 영향을 미친다.¹⁵⁾ 따라서 층간분리 현상에 대한 연구가 심도 있게 수행되고 있다. 일반적으로 층간분리는 모드 I, 모드 II, 모드 III 그리고 이들의 조합하에서 발생한다. 모드 I 층간파괴시험을 위해서는 DCB 시험편이 주로 사용되고 있으며, 모드 II 층간파괴시험은 ENF 시험편과 ELS 시험편 등이 주로 사용되고 있다.^{16,17)}

층간분리 발생의 예측은 크게 두 가지의 접근방법이 있다. 선형파괴역학에 기초를 둔 접근방법과 강도이론을 이용한 접근방법이다. 선형파괴역학에 기초를 둔 접근방법은 층간분리 발생을 층간 면에 존재하는 초기결함이 진전되는 것으로 보고 초기결함의 크기를 가정하여 균열진전에 따른 에너지 해방률 (energy release rate, G)을 계산하여 임계 에너지 해방률 (critical energy release rate, G_c)에 이를 때 층간분리 발생으로 평가하는 방법이다. 강도에 의한 접근방법은 간단한 방법으로 층간 면에서의 층간응력의 크기가 층간강도가 될 때 층간분리가 발생한다고 예측하는 것으로 층간균열진전은 평가할 수 없다.¹⁸⁾

3) 기지손상

복합재료 적층 구조물의 초기손상 형태인 모재균열은 적층구조에 의해서 최종파단을 즉시 유발하지는 않으나, 적층 구조물의 강성을 저하시키고 적층 구조물 최종파단 손상 중의 하나인 층간분리를 유기한다. 모재균열이 있는 적층 구조물의 손상허용해석을 위해서는 모재균열 주위의 응력해석이 선행되어야 한다.¹⁸⁾



2.2 파괴인성 파라미터

2.2.1 파괴역학의 접근법

산업의 발달과 함께 각종 장치산업 설비의 대형화 및 고성능화가 이루어짐에 따라 사용조건 또한 가혹화 되고 있다. 만일 주요 장시산업 설비와 관련하여 안전사고가 발생할 경우에는 매우 큰 인적 물적 재산이 손실되며, 사회적으로 큰 문제가 발생됨으로 구조물 등은 여러 가지 가혹한 환경의 과정을 통해서 사용이 중지되거나 가동 중에 파괴가 발생된다.

이러한 대부분의 파괴 및 파손의 원인에는 크게 다음 두 가지가 있다. 첫째 구조물의 설계나 건설 또는 사용상에 부주의와 둘째는 예측하지 않은 또는 원하지 않은 결과를 가져오는 새로운 설계나 재료의 사용이다. 첫 번째의 경우는 인간의 실수나 무지 또는 고의적 잘못이 개입되지 않으면 현존하는 파괴역학적 과정으로 충분히 피할 수 있다. 하지만 두 번째의 파괴 형태는 방지하기가 힘들다. 기존의 설계에 대해 개선된 설계가 적용될 때 설계자가 예측할 수 없는 인자들이 있다. 새로운 재료는 엄청난 장점을 제공하지만 반면에 잠재적인 문제점도 제공한다. 결과적으로 새로운 설계나 재료는 광범위한 실험과 분석 후에 사용되어야 한다.¹⁹⁾

구조용 재료의 파괴에 대한 저항치로서의 파괴인성치는 재료나 구조물의 설계 및 평가에 있어서 매우 중요한 인자이다. 특히, 섬유강화 복합재료는 균열에 대해 민감하여 작업과정 및 사용과정에 손상을 입은경우에 본래의 강도에

미치지 못하고 본래의 강도보다 낮은 응력에서 파괴될 가능성이 높은 문제점을 가지고 있다. 복합재료 중의 균열을 파괴역학적으로 취급함에 있어서 복합재료를 이방성 또는 등방성 균질재로 보는 경우와 복합재료의 비균질성을 고려하여 역학적 취급을 하는 경우가 있다. 하지만 어느 것이 옳은가는 복합재료의 종류 및 파괴현상에 따라 관점이 다르지만 대부분 섬유강화 복합재료나 그것을 적층한 적층판의 파괴인성은 거시적인 균질체로서 취급하여 평가하고 있다. 적층판과 같은 직교 이방성체의 경우에도 에너지 해방률과 컴플라이언스(Compliance, C)의 사이에는 등방성체에서와 똑같은 관계가 성립되므로 에너지해방률을 구할 수 있다.²⁰⁾

2.2.2 에너지 해방률

에너지 해방률 G 는 Irwin에 의해 개발되었으며 이는 균열을 확장시키는 데 필요한 에너지의 척도를 나타낸 것으로 선형탄성재료의 균열면적의 퍼텐셜 에너지 변화율로 정의된다. 또한 G 는 퍼텐셜 에너지의 미분으로부터 얻어지기 때문에 균열확장력 또는 균열구동력이라 하기도 한다.²¹⁾

선형 탄성 재료에서 에너지 해방률 G 는 파괴가 일어나는 순간 $G=G_c$ 이 되는데, 이때의 임계에너지해방율이 파괴인성치로 정의된다. Fig. 3에서 원거리에서 인장응력을 받는 무한 평판에 균열 길이가 $2a$ 인 균열이 있는 경우 에너지해방률은 식 (1)과 같다.

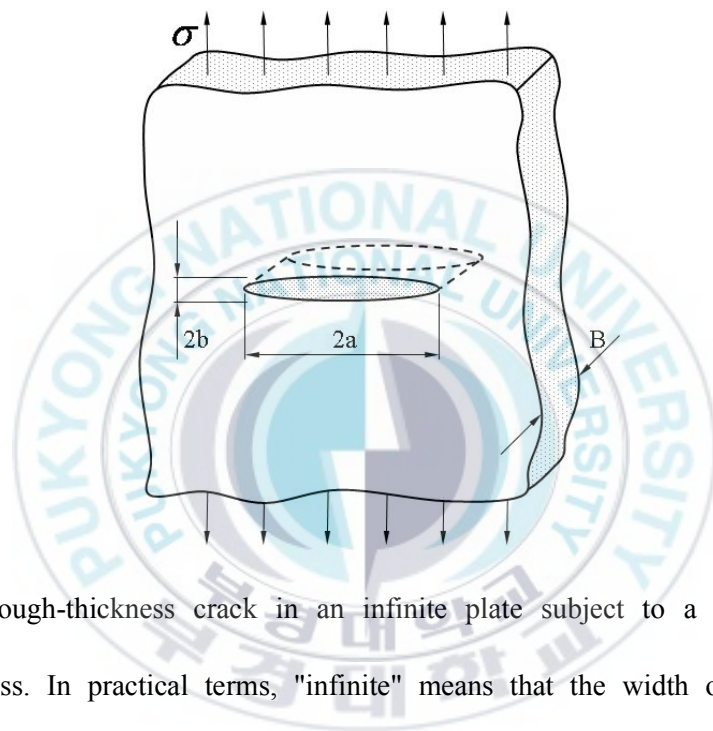


Fig. 3 Through-thickness crack in an infinite plate subject to a remote tensile stress. In practical terms, "infinite" means that the width of the plate is $\gg 2a$

$$G = \frac{\pi \cdot \sigma^2 \cdot a}{E} \quad (1)$$

여기에서 E는 탄성계수, σ 는 원거리에 작용되는 응력, 그리고 a는 균열 길이의 반이다. 파괴시 에너지해방율은 G_c 이므로, 식 (2)는 파괴에 대한 균열 크기와 응력의 임계조합을 나타낸다.

$$G_c = \frac{\pi \cdot \sigma_f^2 \cdot a_c}{E} \quad (2)$$

상수 G_c 값에 대해서 파괴 하중 σ_f 가 $1/\sqrt{a}$ 에 따라 변화하며 G는 파괴의 추진력인 반면, G_c 는 재료의 파괴에 대한 저항력을 의미한다.²³⁾

균열이 받을 수 있는 하중의 형태는 Fig. 4와 같은 세 가지가 있다. 주응력이 균열면에 수직으로 작용하는 모드Ⅰ 하중에서는 균열이 열리는 경향이 있다. 모드Ⅱ는 면내 전단 힘에 대응하며 한 균열 면이 다른 면에 대해 미끄러진다. 모드Ⅲ는 면외 전단이다. 균열이 있는 구조물은 이 세 가지 모드 중에서 하나 또는 두세 개 모드가 결합된 하중을 받는다.¹⁹⁾

모드Ⅱ 층간파괴인성은 모드Ⅱ 변형에 의한 층간파괴뿐 아니라 혼합모드 변형에 의한 층간파괴 거동을 예측할 수 있는 정보를 제시해준다는 점에서 중요하다. 모드Ⅱ 층간파괴인성은 주로 ENF시험편을 이용한 방법과 CNF시험편을 이용한 방법에 의해 평가되고 있다.⁴⁾

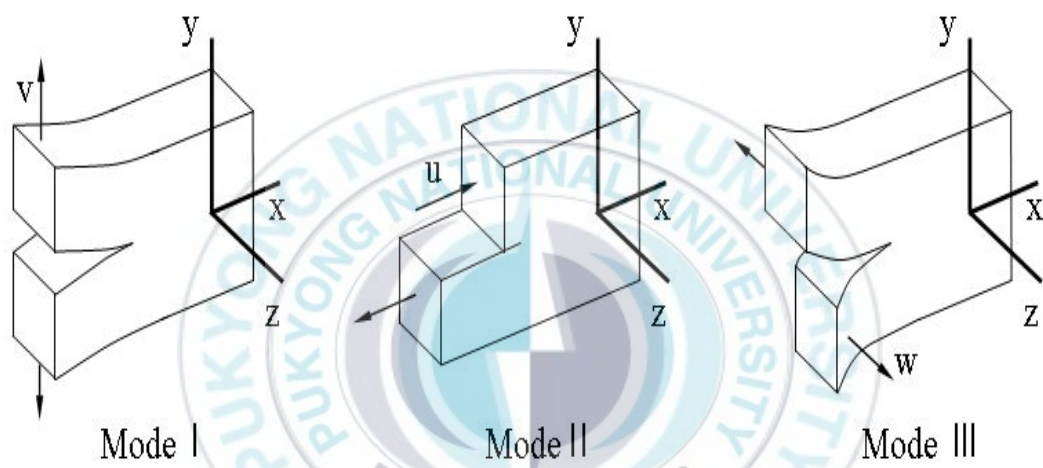


Fig. 4 The three modes of loading that can be applied to a crack

3. 시험편 및 실험방법

3.1 시험편

4점 굽힘에 의한 모드Ⅱ 층간파괴 시험에 사용된 재료는 탄소섬유강화 프리프레그를 이용하였다. 프리프레그는 한국카본에서 생산·시판되는 CU 175NS (t: 0.16mm)로 Table 2에 프리프레그의 섬유와 수지의 함유량을 나타내었다.

Table 2 Compositions of the fiber and resin in prepreg

Material	CF Wt (g/m ²)	Resin Wt (g/m ²)	Resin Content (%)	Total Wt (g/m ²)
CU 175NS	175±2	90±9	34±2	265±11

프리프레그는 탄소섬유에 열경화성 고분자 에폭시 수지가 도포되어 반경화 상태로 가공되기 때문에 가압·성형과 같은 2차 성형이 필요하다.

3.2 시험편 제작

프리프레그는 폭 1m의 원단으로 시판되기 때문에 2차 가공을 위해 가로 · 세로 250×250mm로 절단하였다. 절단된 프리프레그는 CNF시험편의 초기균열을 삽입하기 위해 22ply와 23ply에 a/L비가 0.2, 0.3 그리고 0.4로 두께 80 μm 의 테플론과 두께 16 μm 의 알루미늄 박판을 정중앙부에 삽입하여 총 30 ply를 적층하였다. 적층된 적층판은 성형후 수지와 금형 사이의 접촉을 방지하고 쉬운 탈형을 위해 아세톤과 실리콘 오일(silicon oil KS 707)을 7:3의 비율로 혼합한 이형제를 금형판에 바른 후 열성형기(hot-press ; 국내 D사, 500kg/cm², Photo.1)에서 성형하였다. Fig. 5는 성형온도 사이클을 나타낸다. 성형판은 변형과 뒤틀림 방지를 위해 성형압력을 유지한 상태에서 자연냉각시켰으며, 최종두께가 약4mm가 되도록 제작하였다. 성형된 일방향 CFRP는 ASTM D 6671²⁴⁾에 참조하여 길이와 폭을 Fig. 6와 같은 치수로 다이아몬드 휠 커터를 사용하여 절단 · 가공하였다. 4점 굽힘시험의 경우 시험편 상부에 최대 압축응력이 발생하고 이로 인해 급작파괴가 발생할 가능성이 높기 때문에 이를 방지하고 초기균열층의 균열전진을 보장하기 위하여 두께 2mm의 다이아몬드 휠 커터를 이용 하층부에 노치를 삽입하였다.

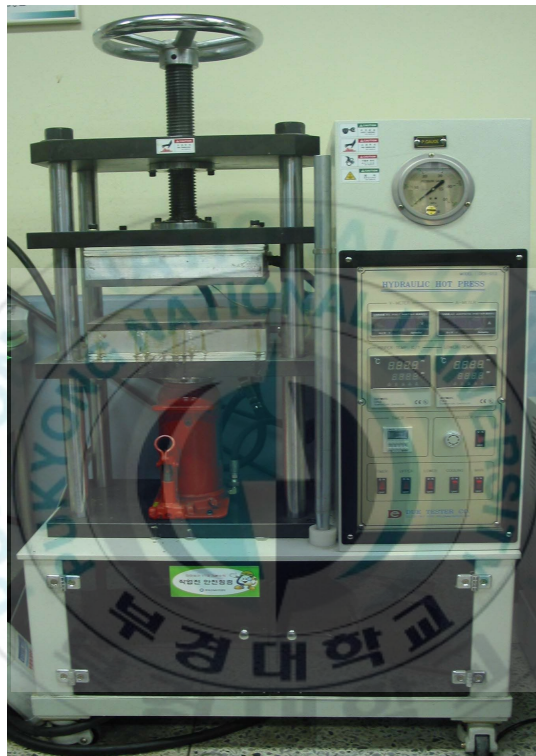


Photo. 1 Hot-press

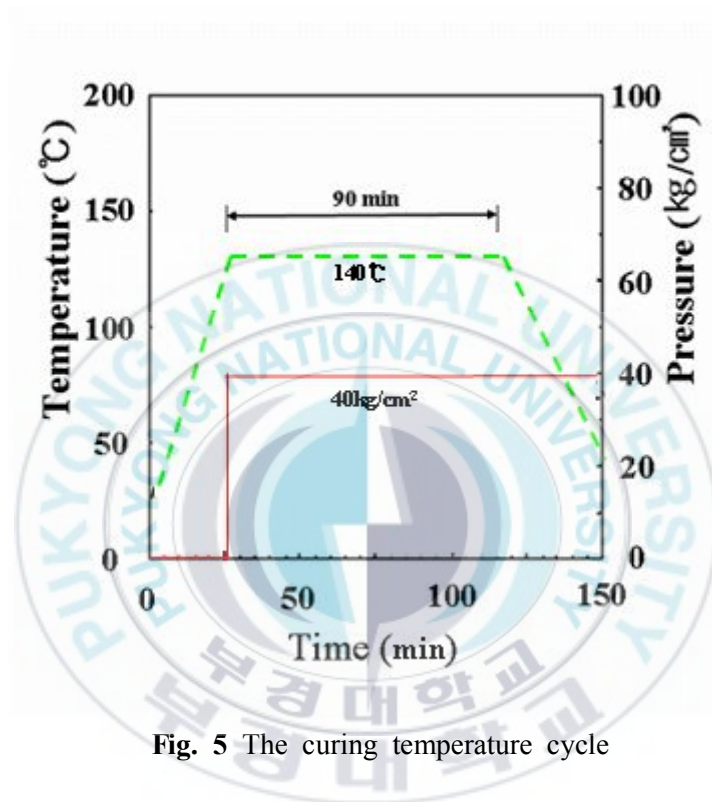


Fig. 5 The curing temperature cycle

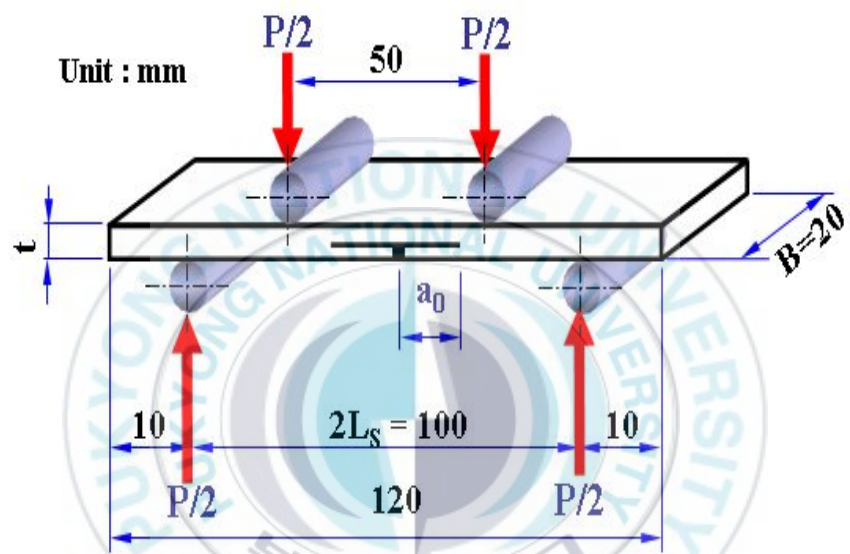


Fig. 6 Specimen configurations

3.3 실험 방법

CNF 시험편을 이용한 모드Ⅱ 층간파괴시험은 만능동적시험기(H사, 50kN)를 사용하였고, 4점 굽힘시험을 실행하기 위해 4점 굽힘 지그를 자체적으로 제작하였다. Fig. 7은 실험장치 계략도 이다. 실험은 상온에서 1.0mm/min의 변위제어로 수행하였으며, 이때 측정되는 하중과 하중점변위는 로드셀과 AD보드를 거쳐 PC로 저장하였다. 파괴시험동안 균열성장 길이는 4단 구조의 접안렌즈를 이용하여 최저 5.5배율에서 최고 50배의 배율로 조절이 가능한 이동식 현미경(일본, N사)을 이용하여 눈으로 직접 측정된 것으로 일정 균열성장 지점에서 최고 50배의 배율로 측정하였다. 측정된 균열길이는 디지털변환기인 IT-005D(일본, M사)를 거쳐 이동식 현미경에서 PC로 직접 저장되었다. 또한 4점 굽힘시험에 의한 CNF시험편의 중앙부에 처짐량 측정을 위해 비접촉식 미소 변위계인 M5 (독일, MEL사)의 레이저 변위계를 이용하여 측정한 변위는 하중-변위 선도의 변위로 사용하였다.

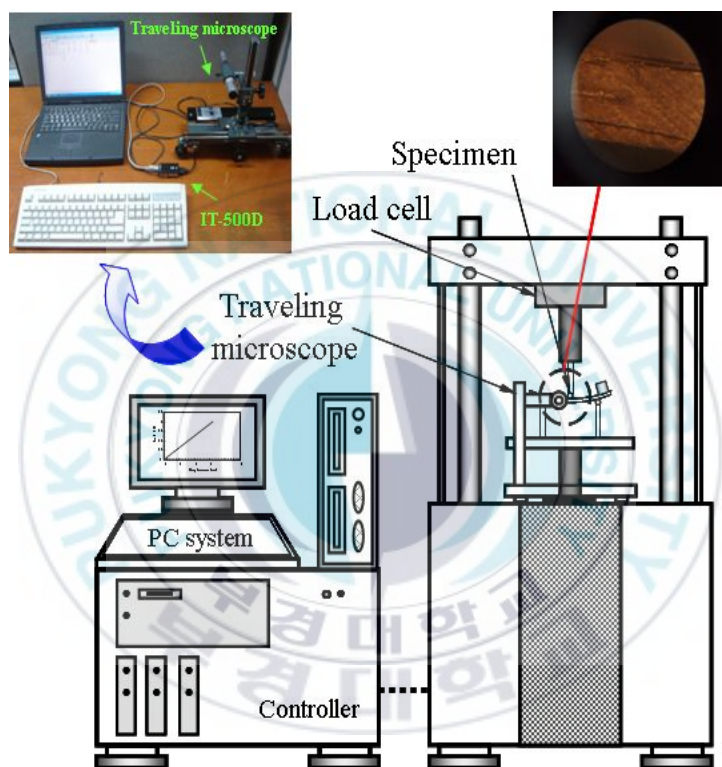


Fig. 7 Schematic diagram of experimental apparatus

4. 실험결과 및 고찰

4.1 층간파괴에 따른 하중거동 및 균열성장변화

CNF시험편의 a_0/L 를 0.2, 0.3, 0.4로 변환시킨 일방향 CFRP복합재료의 4점 굽힘시험에 의한 하중-변위 선도와 균열성장길이(Δa)의 관계를 Fig. 8~10에서 나타내었다. 이 때 일방향 CFRP복합재료의 파괴거동을 파악하기 위해서는 균열성장길이와 하중에 대한 변위로써 시험편의 처짐량 측정이 필요하다. 균열성장길이는 이동식현미경에 의해 직접 관찰 측정하였으며, AD보드를 거쳐데이 연속적으로 PC에 저장하였다. 또한 하중에 대한 처짐량은 비접촉식 레이저 변위계를 사용하였으며, 이 역시 데이터 입력장치를 이용 PC에 text파일로 저장하였다. Fig. 8는 a_0/L 비가 0.2일 때 하중-변위 선도와 균열성장길이의 관계를 나타낸다. 하중이 가해지기 시작하여 2.75 kN 지점까지 증가한 후 2.54kN으로 급감하는 변위 1.73mm지점에서 최초균열이 성장하였으며 그 길이는 24.58 mm였다. 최초균열성장 이 후 하중 증가율은 지속적으로 진행되어 하중이 2.31kN에서 균열은 다시 26.33mm로 성장 이 후 균열은 성장과 정지를 반복하며 최대 하중 9.03kN에서 최대성장 균열은 40.02mm까지 성장하였다.

Fig. 9는 a_0/L 비가 0.3인 경우로써 최대하중 2.55kN에서 하중이 2.50kN으로 급감하는 변위 1.78mm에서 초기균열성장은 15.1mm였고, 이 후 균열은 성장과

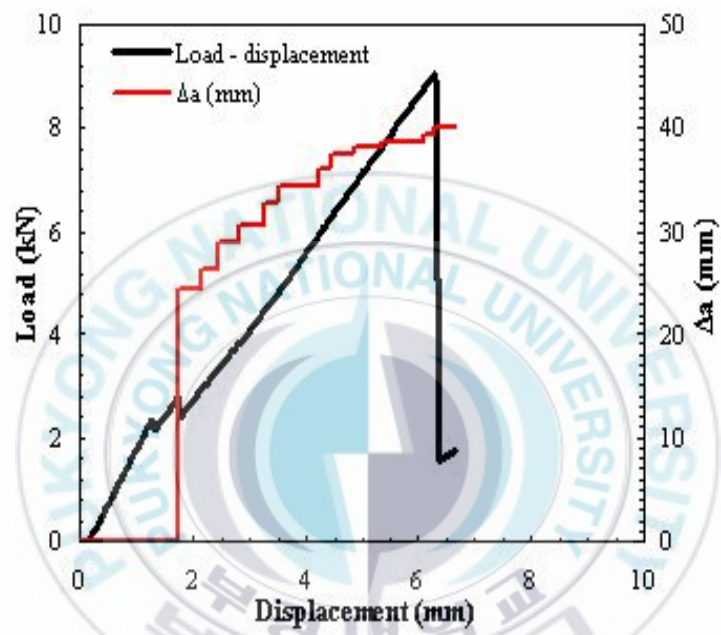


Fig. 8 The relationship between load-displacement and crack extension length ($a_0/L= 0.2$)

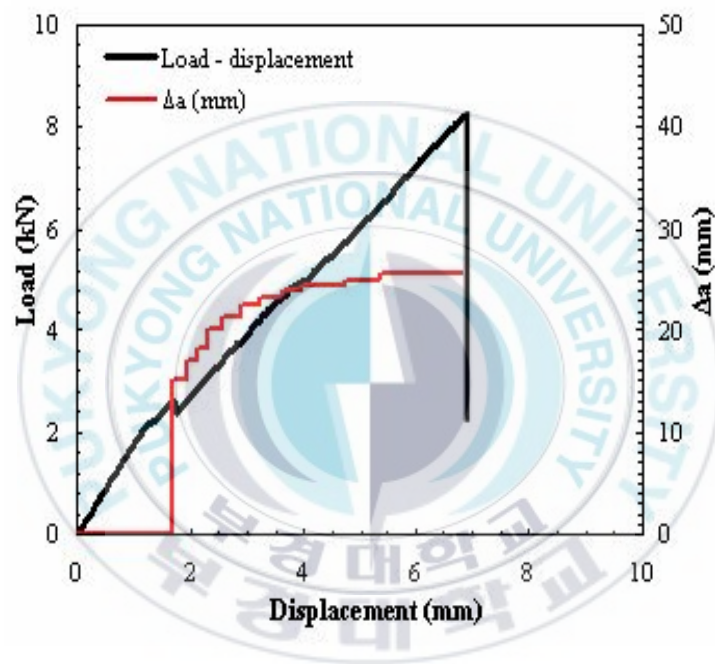


Fig. 9 The relationship between load-displacement and crack extension length ($a_0/L= 0.3$)

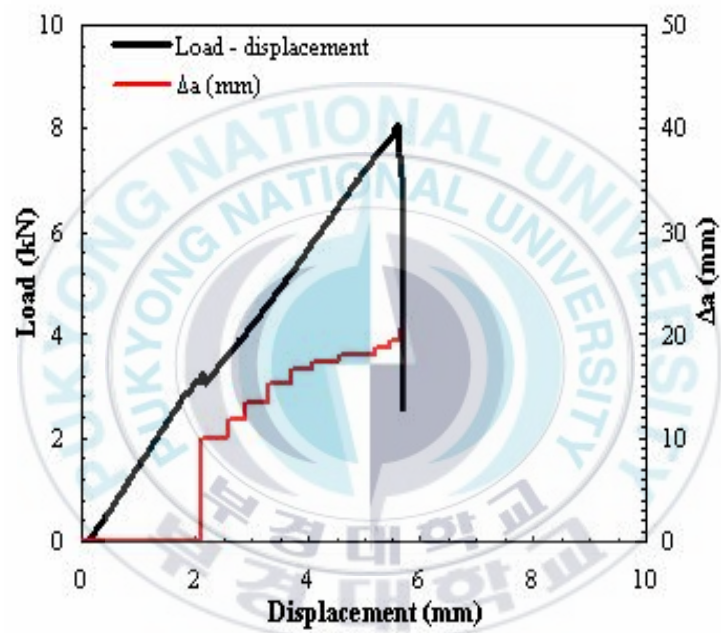


Fig. 10 The relationship between load-displacement and crack extension length ($a_0/L= 0.4$)

정지를 반복하며 최대하중 8.20kN지점에서 균열성장은 최대 25.8mm까지 성장하였다.

Fig. 10는 a_0/L 비가 0.4인 경우로써 최대하중 3.18kN에서 3.10kN으로 감소하는 지점에서 최초균열성장은 9.85mm였고, 최대하중 8.01kN에서 균열성장은 20.71mm까지 발생하였다. a_0/L 비가 낮을수록 최초균열길이는 크게 나타났다. 층간파괴가 발생하는 최대하중은 a_0/L 비가 낮을수록 더 큰 하중에서 층간분리가 발생하였다.



4.2 층간파괴 인성평가

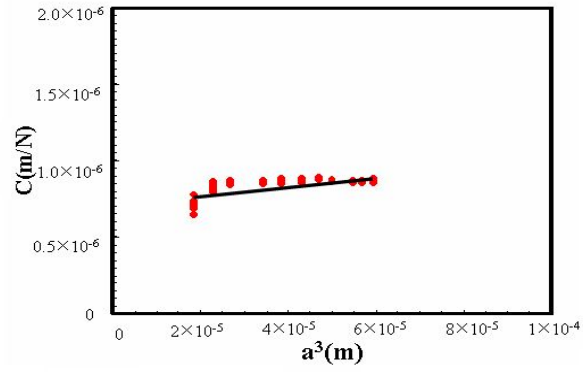
CNF 시험편을 이용한 4 점 굽힘시험에서 얻어지는 모드Ⅱ에 대한 에너지해 방률은 보 이론^{19,22)}에 의해 일반적으로 다음 식 (3)에 의해 구해질 수 있다.

$$G_{IIc} = \frac{9a^2 P_c \delta}{2B(2L^3 + 3a^3)} \quad (3)$$

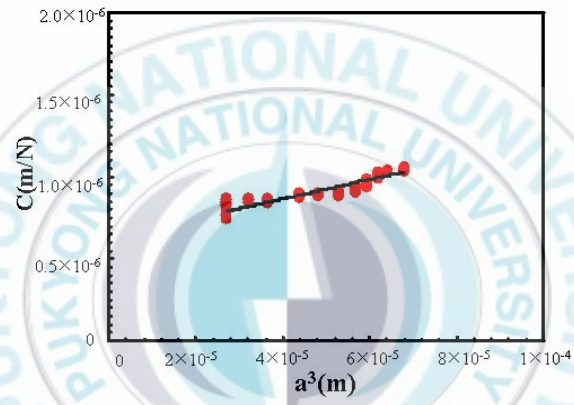
여기서 P_c 는 임계하중, B 는 시험편의 두께, L 은 시험편의 지탱하는 하단부의 두 지지점 사이의 절반 길이이고 a 는 균열길이이며 δ 는 처짐량 변위로서 4점 굽힘에 의한 시험편 중앙부의 처짐량이다.

본 실험에서는 컴플라이언스법을 적용하였으며, 층간파괴인성치를 구하는 실험적 방법으로서 여러 가지 균열길이에 대응하는 컴플라이언스를 구하고 이들의 관계를 구하기 위하여 다항식으로 나타내는 방법이다. 실험중 이동식 현미경을 통하여 측정된 균열길리와 레이저 변위 측정기에 의해 측정된 처짐량과 하중에 상응하는 컴플라이언스 C 와 a 로 이루어진 다항식을 이용하여 보 이론에서 3차항으로 구하면 다음과 같은 식 (4)를 얻을 수 있다.

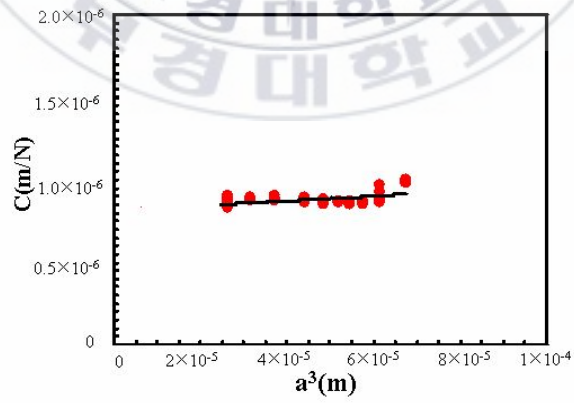
$$C = ma^3 + C_0 \quad (4)$$



(a) $a_0/L=0.2$



(b) $a_0/L=0.3$



(c) $a_0/L=0.4$

Fig. 11 C value according to a^3

Table 3 m value and C_0 value according to a_0/L

a_0/L	m	C_0
0.2	0.016	3.0×10^{-7}
0.3	0.0059	6.0×10^{-7}
0.4	0.0015	8.0×10^{-7}

여기서 m 은 C 와 a^3 의 기울기이며 C_0 는 정수다. Fig 13 균열길이 a^3 와 C 의 관계를 나타내고 있으며, a_0/L 비에 따른 m 과 C_0 는 Table 3과 같다. m 을 이용한 에너지해방률 G_{II} 는 다음 식 (5) 로 주어진다.

$$G_{II} = \frac{3P^2ma^2}{2B} \quad (5)$$

Fig. 11(a)는 a_0/L 비가 0.2인 경우 a^3 와 C 의 관계를 나타내고 있으며, m 은 0.016, C_0 는 3.0×10^{-7} 였다. Fig. 11(b)는 a_0/L 비가 0.3인 경우 m 은 0.0059, C_0 는 6.0×10^{-7} 였다. Fig. 11(c)는 a_0/L 비가 0.4로서 m 은 0.0015, C_0 는 8.0×10^{-7} 였다.

Fig. 12, 13, 14는 균열길이 성장하는 지점에서 균열길이(a)에 대한 G_{II} 의 변화를 나타낸다. G_{IIC} 는 중간임계에너지 해방률을 나타내며, Fig. 12는 a_0/L 비가 0.2에서 G_{IIC} 는 5.33 kJ/m^2 이고, 전체 균열길이 39.05 mm 가 되는 지점의 최대에너지해방률 G_{II} 은 약 118.49 kJ/m^2 로 나타났다.

Fig. 13은 a_0/L 비가 0.3에서 G_{IIC} 는 2.90 kJ/m^2 이고, 전체 균열길이 41.38mm 인 지점에서 최대에너지해방률 G_{II} 는 47.69 kJ/m^2 이다. Fig. 14는 a_0/L 비가 0.4에서 G_{IIC} 는 0.58 kJ/m^2 이고, 전체 균열길이 38.35mm인 지점에서 최대에너지해방률 G_{II} 는 9.10 kJ/m^2 이다.

선형 탄성 재료에서 최초 균열을 발생시키는데 필요한 G_{IIC} 는 a_0/L 비가 작을수록 많은 에너지를 필요로 한다. 이는 시험편의 균열이 작을수록 충

간분리에 강함을 뜻한다. 또한 균열을 확장시키는데 필요한 층간에너지 G_{II}

역시 a_0/L 비가 작을수록 큰 에너지를 필요로 한다.



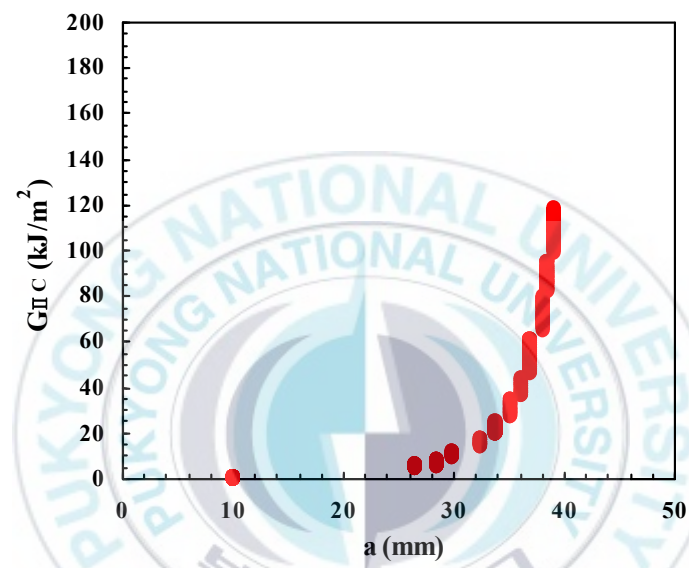


Fig. 12 G_{IIc} value according to crack length ($a_0/L = 0.2$)

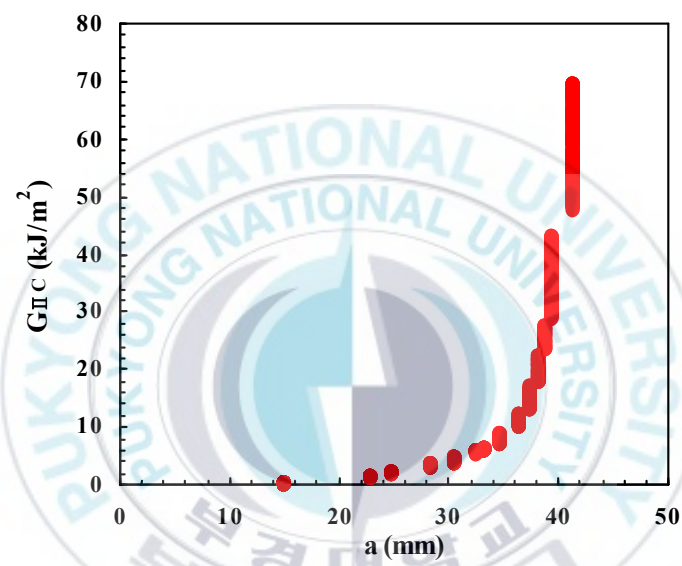


Fig. 13 G_{IIc} value according to crack length ($a_0/L = 0.3$)

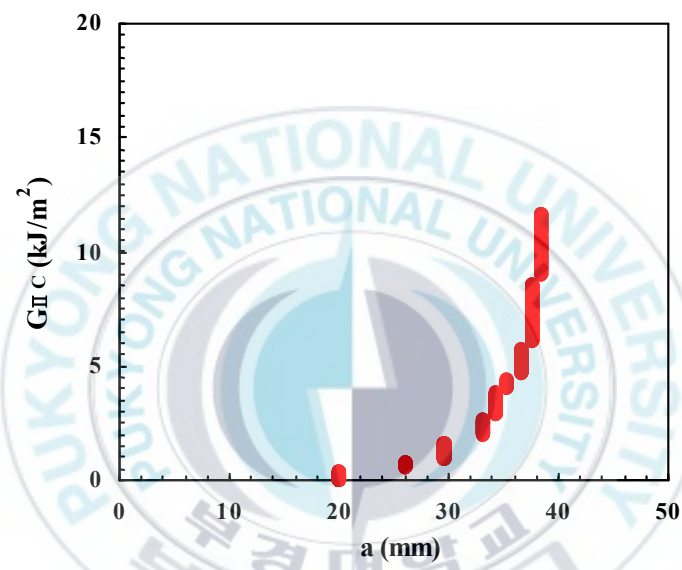


Fig. 14 G_{IIc} value according to crack length ($a_0/L = 0.4$)

5. 결 론

본 연구에서는 일방향 CFRP복합재에서 빈번히 발생하는 적층분리에 대한 거동을 파악하기 위해 CNF시험편을 이용하여 모드Ⅱ 층간파괴거동을 평가하였다. 실험을 통해 도출된 결론은 다음과 같다.

- (1) a_0/L 비를 0.2, 0.3과 0.4로 변화시킨 CNF 시험편의 파괴시험에서 하중변위 선도와 균열진전거동을 관찰한 결과 하중이 선형적으로 증가하다 변곡점에서 균열이 급격히 성장하였다.
- (2) a_0/L 비가 낮을수록 최초균열길이는 크게 나타났다. 층간파괴가 발생하는 최대하중은 a_0/L 비가 낮을수록 더 큰 하중에서 층간분리가 발생하였다.
- (3) G_{IIC} 는 a_0/L 비0.2, 0.3과 0.4일 경우 각각 5.33 kJ/m^2 , 2.9 kJ/m^2 , 그리고 0.58 kJ/m^2 이 었으며, 최대에너지해방률 G_{II} 는 118.49 kJ/m^2 , 47.69 kJ/m^2 그리고 9.10 kJ/m^2 로 측정되었다.

인 용 부 호

NOMENCLATURE

G	: Energy release rate	$[J/m^2]$
G_{IIc}	: Critical energy release rate	$[J/m^2]$
K	: Stress intensity factor	$[Pa \cdot m^{1/2}]$
a	: crack length	$[mm]$
a_0	: Initial crack length	$[mm]$
L	: Span length of specimen	$[mm]$
B	: Thickness of the specimen	$[mm]$
Δa	: Crack extension length	$[mm]$
P_c	: Load	$[N]$
C	: Compliance	$[m/N]$

GREEK LETTERS

δ	: Load line displacement of ENF specimen	$[mm]$
----------	--	--------

참 고 문 헌

- 1) Kim J. H. "An Analysis of Model II for CFRP Laminate Plates inserted by interleaf", 한국자동차학회, Inc, pp 670~676, 2001.
- 2) Kim. Y. S. "Study on Evaluation of Fracture Toughness in the Laminated Composites.", Journal of the Korean fiber Society, Vol. 38, No. 6, pp 238~294, 2001.
- 3) 홍창선, “복합재료의 층간파괴 실험법”, 한국기계학회지, 제 30권, 제 2호, 1990
- 4) 심재열, 홍창선, “ENF 실험을 이용한 Gr/Ep 복합적층판의 층간전단 파괴인성치 평가”, 한국복합재료학회, 춘계학술대회논문집, pp. 7~13, 1989.
- 5) Sylvanus. N. W, "Dynamic mixed -mode I/II delamination fracture and energy release rate of unidirectional graphite/epoxy composites." Journal of Engineering Fracture Mechanics, Vol 72, pp 1531~1558, 2005
- 6) Kang. K. W. "An analysis for Delaminations in CFRP Laminates", KSME (A), pp 132~137, 2000.
- 7) Davies. P. "Influence of fibre volume fraction on mode II interlaminar fracture toughness of glass/epoxy using the 4ENF specimen", Journal of Composites Science and Technology, Vol. 65, pp 295~300, 2005.
- 8) 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱, 최신복합재료, (주)교학사, 1995
- 9) 문창권, 타카구 아끼라, 고분자 복합재료, 시크마프레스, 서울, 2005

- 10) 이대길, 정광섭, 최진호, 복합재료 역학 및 제조 기술, 시그마프레스, 1998
- 11) 이억섭, 한민구, 복합재료파괴역학, 원창출판사, 1993
- 12) Yun, Y. S, 2006, "Study on the Evaluation of Fracture Behavior and AE Characteristics in Plain Woven CFRP Composite", *KSPSE*, Vol. 10, No. 2, pp. 117~123.
- 13) 강기원, "CFRP 적층복합재료의 층간분리 평가", 대한기계학회, 춘계학술논문집A, pp. 132~137, 2000
- 14) 이상국, "탄소섬유복합재료의 AE에 의한 파괴인성 및 파괴거동 평가에 관한 연구", 부산수산대학교 대학원, 공학박사학위논문, 1995.
- 15) P. E. Keary and L. B. Ilcewicz, "Mode I Interlaminar Fracture Toughness of Composites Using Slende Double Cantilevered Beam Specimens", *Journal of Composite Materials*, Vol. 19, pp. 154~177, 1985.
- 16) 염영진, 주영우, 유희, "탄소/에폭시 복합재료의 모드 II 와 혼합모우드 층간분리해석", 울산대학교 공학연구논문집, 제29권, 제2호, p. 152, 1998.
- 17) 이창수, "복합적층판의 층간분리 검출에 대한 전기저항법의 적용", 울산대학교, 공학석사학위논문, p. 1, 2001.
- 18) 홍창선, "복합재료 적층구조의 역학적 특성", 대한기계학회지, 제32권, 제1호, pp. 4~17, 1992.
- 19) T. L. Anderson, *Fracture Mechanics - Fundamentals and Applications*, CRC Press, Florida, 1994

- 20) 김윤석, 문창권, “적층형 복합재료의 파괴인성 평가에 관한 연구”, 한국섬유공학회지, 제 38권, 제 6호 2001.
- 21) 장동일, 정경섭, 한민구, 파괴역학, 원창출판사, pp. 3~17, 1992
- 22) T. S. Jones, “Inspection of Composites Using the Automated Ultrasonic Scanning System”, Materials Evaluation, Vol. 43, No. 6, pp. 746~753, 1985.
- 23) Y. Bar-Cohen and R. L. Crane, “Acoustic-Backscattering Imaging of Sub-Critical Flaws in Composites”, Materials Evaluation, Vol. 40, No. 9, pp. 970~975, 1985.
- 24) Standard Test Method for "Mixed Mode I - Mode II Interlaminar Fracture Toughness of Unidirectional Fiber Reinforced Polymer Matrix Composites", ASTM D 6671, 2006.

A STUDY OF MODE II INTERLAMINAR FRACTURE TOUGHNESS FOR CFRP COMPOSITE USING THE CNF TEST

Hwan-Jun Tae

Department of Safety Engineering, Graduate School,

Pukyong National University

Abstract

Composite materials can become a third material with highly desirable properties by the combination of two or more disparate materials. Unidirectional Carbon Fiber Reinforced Plastics (CFRP) are advanced materials which combine the characteristics of the light weight, high stiffness, strength and chemical stability.

They also have good corrosion resistance and thermal conductivity. For this reason, the use unidirectional CFRP have increased in jet fighters, aerospace structures. However, unidirectional CFRP composite have a lot of problems, especially delamination, compared with common materials such as steels and aluminums, and so forth. Therefore, the Interlaminar fracture toughness for a laminate composite is very important. In this study, The interlaminar fracture toughness was measured by using CNF test. The CNF specimen using unidirectional carbon prepreg was fabricated by a hot-press that is controlled with

the gage pressure and temperature. And three kinds of a/L ratio was applied to these specimens. Here, we discuss the relations of the crack growth and the interlaminar fracture toughness under the four point bending CNF test.

The experiment material used a commercial material of CU 175NS in unidirectional prepreg(Hankuk Carbon Co.). The measure tester used universal dynamic tester (50kN) of Hyunyang Co. The crack length was measured by traveling microscope.

For plain woven CFRP composite, three-point bending test with the ENF specimen was conducted to evaluate the mode II interlaminar fracture toughness, and the conclusions are as following.

- 1) In the fracture experiment of the CNF specimen, there were three a/L ratios: 0.2, 0.3, and 0.4. A relatively gradual growth was shown in load-displacement curve, despite the difference of a/L ratios, proving that the a/L ratio is not a significant factor in the CNF specimen. Later, the load was put to a certain point followed by a sudden reduction, which caused the crack extension length to grow rapidly.
- 2) In the experiment of the three a/L ratios, it was found that the higher the a/L ratio, the lower the loading point for the interlaminar fracture to occur. It was

shown for the crack extension length that the higher the a/L ratio, the shorter the length of the crack growth.

- 3) G_{IIc} for the interlaminar fracture toughness was 5.33 kJ/m^2 for $a_0/L = 0.2$, 2.9 kJ/m^2 for $a_0/L = 0.3$ and 0.58 kJ/m^2 for $a_0/L = 0.4$. The G_{II} was 118.49 kJ/m^2 for $a_0/L = 0.2$, 47.69 kJ/m^2 for $a_0/L = 0.3$ and 9.10 kJ/m^2 for $a_0/L = 0.4$.

