



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

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

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 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

平織炭素纖維強化複合材料의 볼트
結合部에 關한 強度 評價



2007 年 2 月

釜慶大學校 産業大學院

安全工學科

姜 淑 源

工學碩士 學位論文

平織炭素纖維強化複合材料의 볼트
結合部에 關한 強度 評價

指導教授 朴 外 哲

이 論文을 工學碩士 學位論文으로 提出함



2007 年 2 月

釜慶大學校 産業大學院

安全工學科

姜 淑 源

姜淑源의 工學碩士 學位論文을 認准함

2007 年 2 月 23 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 朴 外 哲 (印)

목 차

1. 서 론	1
2. 이론적 고찰	3
2.1 복합재료의 정의 및 종류	3
2.2 복합재료 접합 및 체결	7
2.3 접합이음의 파괴형태	10
3. 시험편 제작 및 실험방법	16
3.1 시험편 제작	16
3.2 실험방법	21
4. 실험결과 및 고찰	22
5. 결 론	33
인 용 부 호	34
참 고 문 헌	45
Abstract	38

1. 서 론

최근 산업의 급속한 발전으로 다양한 분야에서 특별한 성능을 보유한 재료가 요구되고 있다. 이러한 요구는 기존의 금속재료를 대체하거나 기존의 재료와 병행한 새로운 재료를 기기 및 구조물에 적용함으로써 충족될 이루어질 수 있다. 특히 항공우주산업에서 성능향상과 에너지 절약의 기대에 부응하는 신소재인 복합재료에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.

복합재료는 초경량 및 초내열 재료이면서 우수한 기계적 성질을 갖추고 있어 항공기, 우주선 및 각종 산업용 기계에 광범위하게 사용되고 있다. 아울러 복합재료 중 적층복합재료를 많이 사용하는 이유는 금속재료에 비해 높은 비강도와 비강성을 가지기 때문으로, 탄소섬유강화복합재료의 비강성과 비강도는 복합재료의 소재가 항공기 재료로 쓰이는 대표적인 금속인 알루미늄보다 5 ~ 6 배정도 크다.¹⁾ 또한 적층순서와 적층방향을 고려한 섬유의 방향성으로 원하는 강도와 강성을 얻을 수 있는 장점을 가지고 있다.

복합재료를 이용한 구조물은 대부분 원형상태를 형상화하여 제작되기 때문에 표면처리나 조립과정에서 가공작업이 필요한 경우가 있다. 즉 금속과 복합재료 등과 같이 이종재료 간의 결합이나 복합재료간의 접합에서 가공작업은 필수적이다. 이러한 이유로 복합재료를 이용해 구조물을 형성하는 설계가 증가함에 따라 복합재료의 결합부 파손평가가 중요한 연구로 대두되고 있다. 복합재료가 사용되는 구조물에 접합이 필요할 경우 구조물에 대한 신뢰성이나

효율성을 결정짓는 요인은 결합부라 할 수 있다. 이러한 결합부에 대한 연구^{2,3)}는 여러 가지 방법으로 활발히 진행되고 있다.

대부분의 기기 및 구조물의 연결은 핀, 볼트, 리벳과 용접 등에 의한 기계적 결합방법과 접착의 방법으로 각 부분을 결합하여 전체 구조물을 형성한다. 또한 기계적 결합방법 중에서 볼트체결은 일상생활에서 사용되는 기계구조물 뿐만 아니라 초정밀을 요구하는 우주·항공분야, 토목·건축에 이르기까지 사용 범위는 대단히 광범위하다.⁴⁾ 따라서 본 연구에서는 볼트에 의한 기계적 체결부의 파손형태에 관하여 주목하였다. Matthews⁵⁾는 CFRP 복합재의 단일 볼트결합부 구멍주위의 응력을 계산하였고, Ireman 등⁶⁾은 복합재 단일접침 볼트체결에 대한 시편의 파손을 평가하였다. 그러나 이러한 연구들은 볼트체결 형태와 강도평가 및 파손양상에 대한 일관적인 관계를 규명하지 않았으며 특히 평직 CFRP 복합재는 현재 항공 및 산업구조물의 볼트 패치 보수재로서 널리 사용되고 있음에도 불구하고 이러한 재료에 대한 평가가 적은 실정이다.

복합재료를 적용하여 다양한 조건의 하중을 받는 구조물에 적용하기 위해서는 재료의 정적 물성뿐만 아니라 동적 등 다양한 정보가 필요하다. 따라서 본 연구에서는 볼트체결 구멍의 크기와 체결 수에 따른 평직 CFRP 복합재의 체결부위 강도특성 평가와 파손형상과의 결과를 비교·검토하여 연구하고자 한다.

2. 이론적 고찰

2.1 복합재료의 정의 및 종류

복합재료란 섬유 또는 입자상의 강화재와 플라스틱의 모재가 복합한 재료를 말하며 강화재가 모재 속에서 균일하게 분산되어 전체적으로는 한 개의 조직 구조를 형성하는 재료이다. 복합재료는 어떤 재료를 대상으로 하는가에 따라 크게 두 가지로 알 수 있다. 우선 두 종류 이상의 재료를 조합성형 함으로써 단독 소재가 나타낼 수 없는 성질을 발휘하게 한 재료이다. 하지만 개념적으로는 소재들 사이에 명료한 계면이 있으며 적어도 두 종류 이상의 소재를 복합화한 후에 물리적, 화학적으로 각각의 소재가 원래의 상을 유지하면서 원래의 소재보다 우수한 성능을 갖게 한 재료를 말한다. 또한 복합화한 후에 원래의 소재가 구별 가능해야 복합재료라고 할 수 있다.^{7,8)}

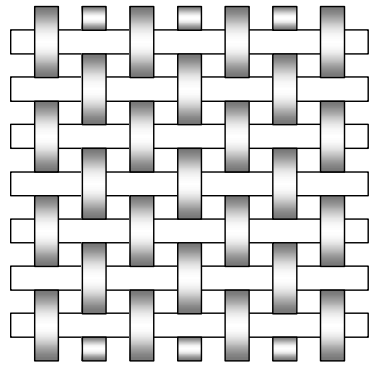
복합재료의 구성요소로는 섬유, 입자, 층, 모재 등이 있으며, 이러한 요소들로 구성된 복합재료는 일반적으로 층상 복합재료, 입자강화 복합재료, 섬유강화 복합재료 등으로 구분할 수 있다.

복합재료의 종류는 기준에 따라 다양하게 분류할 수 있다. 구성 성분 중에서 강화재의 크기, 강화재의 형상 및 종류, 모재의 종류에 따라서도 분류할 수 있다. 보강재라고도 말하는 강화재는 섬유상과 구, 판, 타원체 등의 입자상 및 섬유와 입자의 혼합상으로도 구성될 수 있으며, 강화재의 형상에 따라 입

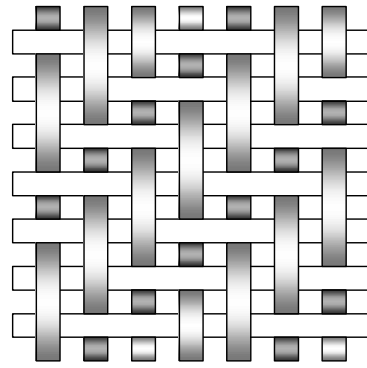
자강화 복합재료, 단섬유강화 복합재료 및 장섬유강화 복합재료 등으로 분류되며 섬유강화 적층 복합재료는 섬유강화 복합재료이면서 동시에 적층 복합재료가 될 수 있다. 또한 강화재의 종류에 따라 탄소섬유강화 복합재료, 유리섬유 강화 복합재료, 세라믹섬유강화 복합재료 및 금속섬유강화 복합재료 등으로 구별된다. 모재는 기지재라고도 말하며 금속재료, 무기재료 및 유기재료 등으로 구성될 수 있다. 종류에 따라서 FRP, GRP 또는 Fiber, Glass Reinforced Plastic 으로 명칭되는 복합재료로서 고분자 수지의 기지 위에 섬유상의 강화재인 유리, 탄소 및 아라미드 섬유를 사용하여 기계적 특성을 갖도록 한 고분자 복합재료, 주로 자동차 분야에서 활용되는 실리콘 카바이드 등의 섬유상 물질을 사용하여 강도를 증대시킨 금속 복합재료, 고온에서 사용되는 특수 용도로서 세라믹 기지 위에 실리콘 카바이드나 보론 카바이드를 짧은 섬유상 또는 휘커스 상으로 만들어 보강재로 사용한 세라믹 복합재료가 있다. 그 외에 고무 복합재료 및 시멘트 복합재료 등으로 분류된다.⁸⁾ 또한, 프리프레그에 사용되는 섬유 보강재는 종류에 따라 일방향형 섬유와 직물형 섬유 두 가지 종류가 있다. 직물형 프리프레그는 섬유의 짜인 형태에 따라 Plain, Satin, Twill - Weave 등으로 분류된다.^{9,10)} Fig. 1은 섬유를 짜는 섬유의 배열방법^{8,11)}에 따른 예를 나타낸다.

평직 (plain)은 직물이 우수한 안정성과 적당한 다공성 (porosity)을 가지며 좌우대칭적이다. 따라서 직물을 짜는 다른 형태와 비교하여 직물을 엮어 짜기가 가장 어렵고, 섬유 주름의 높은 부분은 기계적 특성을 상대적으로 낮게 전

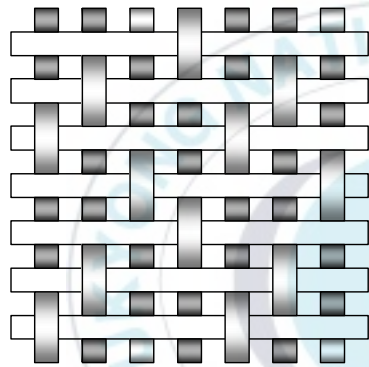
달한다. 또한, 섬유의 변형이 심하여 표면을 매끈하게 형성되기 어렵다. 특히 굵은 섬유들로서 평직 구조를 형성하면 과도한 주름을 잡게 되고 이 때문에 매우 두꺼운 직물로 되어 사용할 수 없는 경우가 생긴다. 치밀한 조직으로 인해 공극이 적고 조직 내에 수지가 침투하기 어려워 수지와 함침성 (saturation, drape)은 떨어진다. 능직 (twill)은 두 개 또는 그 이상의 섬유들의 위아래로 번갈아 직물을 형성한다. 능직은 일직선에 대한 시각적 효과도 있으나 직물을 구성하면서 대각선의 이랑 (rib)을 만들어 이곳에서 파괴가 된다. 견직 (satin)은 본질적으로 경사섬유 (warp)가 일부 교차하여 생산하기 위한 수정된 능직짜임이다. 이러한 견직물은 매우 균질하고 매끄러운 표면을 가지고 있으며, 조직 내 공극이 많아 수지의 함침성이 우수하다. 바구니 조직 (Basket)은 두 개 또는 그 이상의 위사섬유 (weft)들을 서로 번갈아 짜여있는 것을 제외하고는 본질적으로 평직과 같다. leno은 거의 사용 빈도가 없는 직조 방법으로 다른 직물과 병행하여 사용할 경우에 적용된다. mock leno은 평직의 변형된 형태라고 볼 수 있다. 위사와 경사의 교차가 규칙성은 있지만 능직이나 견직에 비해 많은 변형된 유형을 보이고 있다. 이와 같이 6종류 외에도 많은 짜임 형태의 복합재료가 존재할 수도 있다.



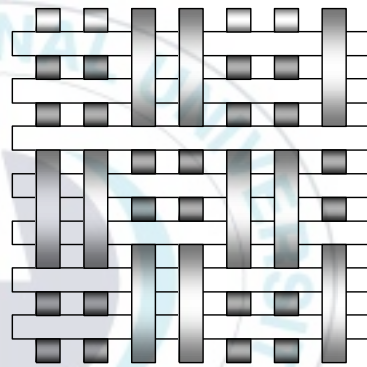
(a) plain



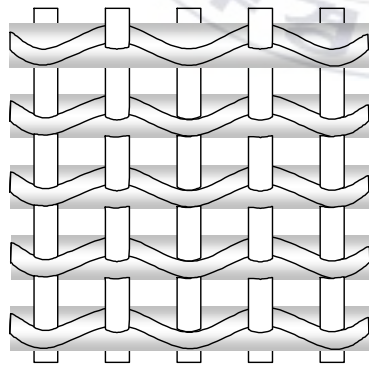
(b) twill



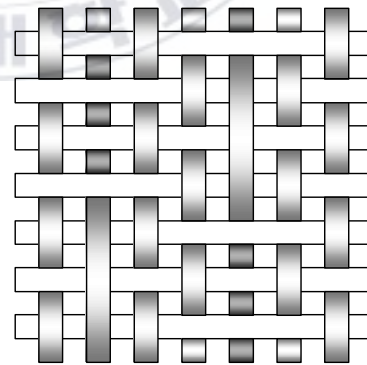
(c) satin



(d) basket



(e) leno



(f) mock leno

Fig. 1 Texture of plain woven CFRP laminate composite

2.2 복합재료 접합 및 체결

적층 복합재료를 적용한 구조물이 다른 구조물과 접합시키는 방법에는 크게 접착에 의한 접합방법과 기계적 체결방법으로 나눌 수 있다.¹²⁾

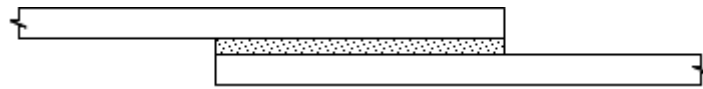
접착에 의한 접합방법은 원공이 존재하지 않으며, 기계적 체결방법에 비하여 넓은 면적에 하중을 분포시켜 비교적 균일한 응력분포를 가지며, 구조물의 무게를 거의 증가시키지 않고 얇은 피접합물을 접합시킬 수가 있다. 접착에 의한 접합방법은 밀봉 효과를 기대할 수 있으며, 열과 전기의 부도체 역할을 할 수 있다. 또한 기계적 체결법에 비하여 뛰어난 피로저항을 가지고 있으며, 감쇠나 소음을 줄이는 우수한 장점을 가진다. 그러나 점검 및 보수시에 탈착이 어려우며 사용온도, 습도 및 다른 주위환경에 의하여 체결력이 영향을 받을 수가 있다. 접착을 위해 재료접착부의 표면처리가 필요하고, 접합의 질을 검사하기가 어렵고, 접착제의 두께, 피접합물의 표면조도가 결합부의 정적 강도 및 피로 강도에 영향을 미친다는 단점을 지니고 있다.

반면에, 볼트에 의한 기계적 체결방법은 피접합물에 드릴 등을 이용하여 원공을 가공한 후, 볼트나 핀 또는 리벳을 사용하여 체결하는 방법이다. 기계적 체결방법은 우선 체결을 위한 구멍을 가공하여야 하며 이러한 구멍 가공은 복합재료의 경우 강화재인 연속된 섬유를 끊거나 구멍 그 자체가 결함이 되어 복합재의 강도를 저하시킨다. 또한, 하중을 지지하는 재료 단면을 작게 하여 체결부 주위의 응력집중현상을 발생시키며, 최종적으로 피접합물의 파괴를

가져올 수도 있다. 볼트와 리벳 그리고 겹치는 부분은 무게 증가와 부식 등의 환경문제를 야기시킨다. 하지만 보수나 부속품을 대치하기 위하여 피접합물을 파괴하지 않은 상태로 쉽고 빠르게 보수나 분해가 가능하고, 볼트나 리벳 체결부의 표면처리가 필요 없고, 체결상태를 검사하기 쉽다는 장점을 가지고 있다.

체결방법의 선정은 구조물의 기능 및 사용 목적, 사용 환경 등 구조물의 특성을 고려하여 결정해야 하며 최근에는 두 가지 결합방법의 장점을 이용하고 안정성을 높이기 위해 기계적 체결방법과 접착제의 의한 접합방법을 병행하여 사용하는 경우도 있다.

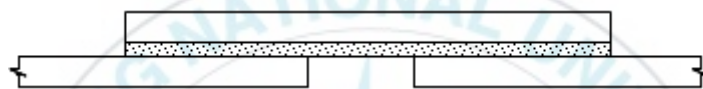
접착제를 사용하는 접착이음의 분류는 접착제의 조합과 접착부의 형상 및 작용하중의 형태를 따라 그 형상이 분류된다.¹³⁾ 접착이음의 기본적인 형태로는 Fig. 2 와 같이 (a) 단순겹치기 이음 (single-lap joint), (b) 2중 덧대기 이음 (double-lap joint), (c) 단순 덧대기 이음 (single-strap joint), (d) 2중 덧대기 이음 (double-strap joint), (e) 계단형 겹치기 이음 (stepped-lap joint), (f) 경사이음 (scarf joint) 등이 있다. Fig. 2 의 (e) 와 (f) 는 기계적 체결방법에서는 제외된다.



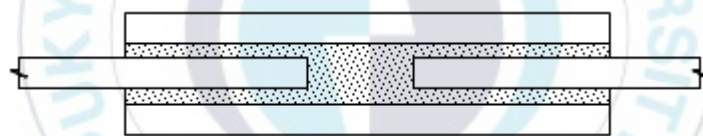
(a) single-lap joint



(b) double-lap joint



(c) single-strap joint



(d) double-strap joint



(e) stepped-lap joint



(f) scarf joint

Fig. 2 Various type of adhesively bonded joint

2.3 접합이음의 파괴형태

금속의 경우는 일반적으로 균열의 발생과 이후 성장에서 파단으로 이루어지지만, 복합재료는 미소균열이 파괴에 이를 때까지 견디는 특성을 가지고 있다. 접합이음의 균열선단 근방에서의 응력분포 및 변위에 의한 기본적인 균열의 파괴형태는 Fig. 3 과 같은 모드 I, 모드 II, 모드 III 가 있다. 복합재료의 접합이음은 모드 III 로 분류되고 각종 접착구조물의 파괴는 일반적으로 이 3 종류의 독립 파괴형태로 되거나 복합형태로 된다.¹⁴⁾

볼트 결합의 강도는 볼트의 전단, 판의 볼트의 압괴, 하중에 의한 볼트 구멍 사이의 판의 절단 그리고 판의 끝에서의 전단 또는 파열 등에 의해서 결정된다.¹⁵⁾

1) 볼트의 전단강도

겹치기 연결에서는 Fig. 4 (a) 에서와 같이 볼트가 단일전단이 되고, 맞대기 연결에서는 Fig. 4 (b) 와 같이 이중 전단이 발생하게 된다.

볼트 재료의 극한전단응력을 τ 라고, d 를 볼트의 지름이라고 하면 겹치기 연결에서 볼트의 전단강도 P_s 는 다음 식 (1) 과 같다.

$$P_s = \tau \frac{\pi d^2}{4} \quad (1)$$

또한 맞대기 연결에서 볼트의 전단강도를 P_b 라 하면 식 (2) 와 같이 나타낼 수 있다.

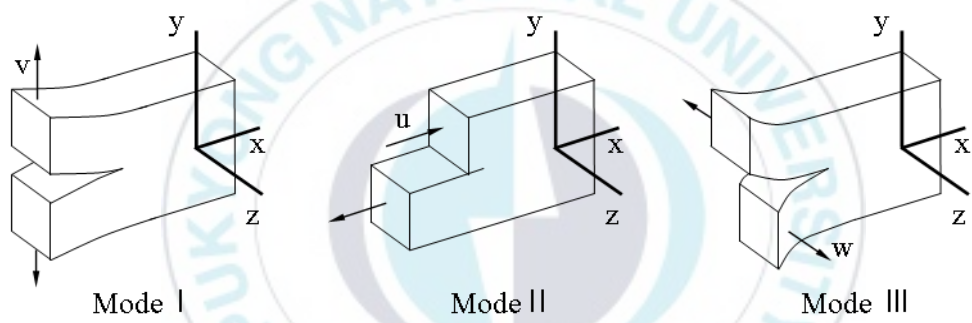
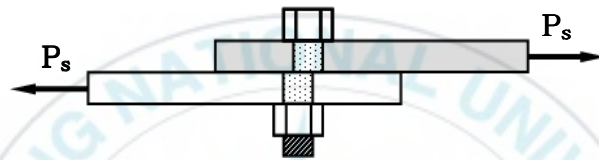
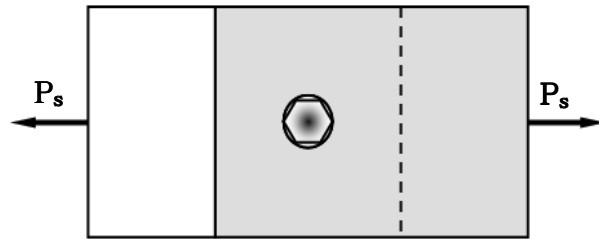
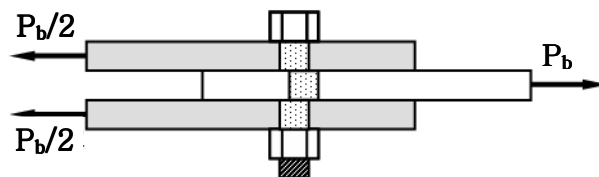


Fig. 3 The three modes of loading that can be applied to a crack



(a) single shear



(b) double shear

Fig. 4 Example of direct shear in a bolt

$$P_b = \tau \frac{\pi d^2}{2} \quad (2)$$

2) 판과 볼트의 압케

Fig. 5 (a) 와 같이 체결부에서 하중에 의해 판이 압케를 일으키게 된다. 이 때 판에 작용되는 압력을 베어링압력이라고 한다. 압케에 대한 강도는 볼트의 반경방향으로 균등하게 분포한다고 가정하고, 판의 극한압축응력을 σ_c , t 는 판의 두께라고 하면 다음 식 (3) 과 같다.

$$P_s = \sigma_c dt \quad (3)$$

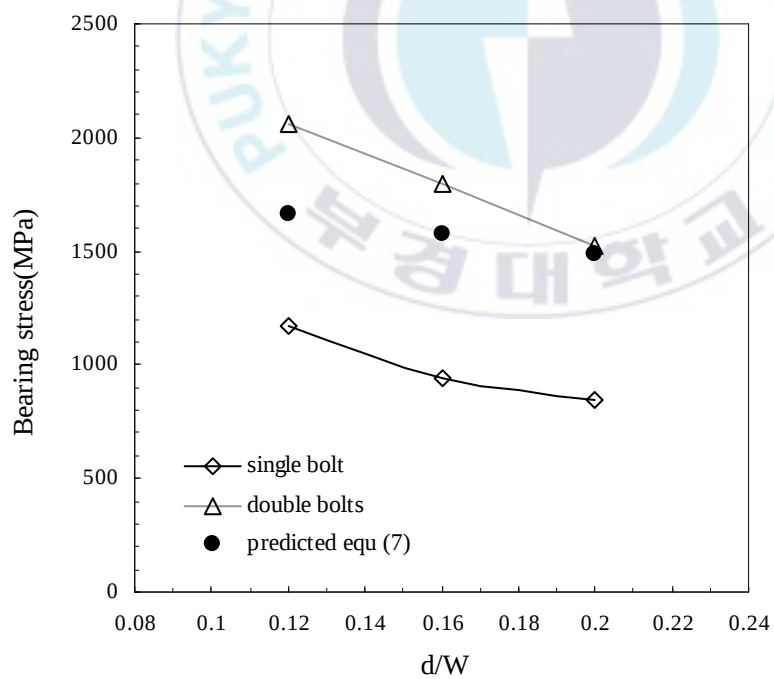
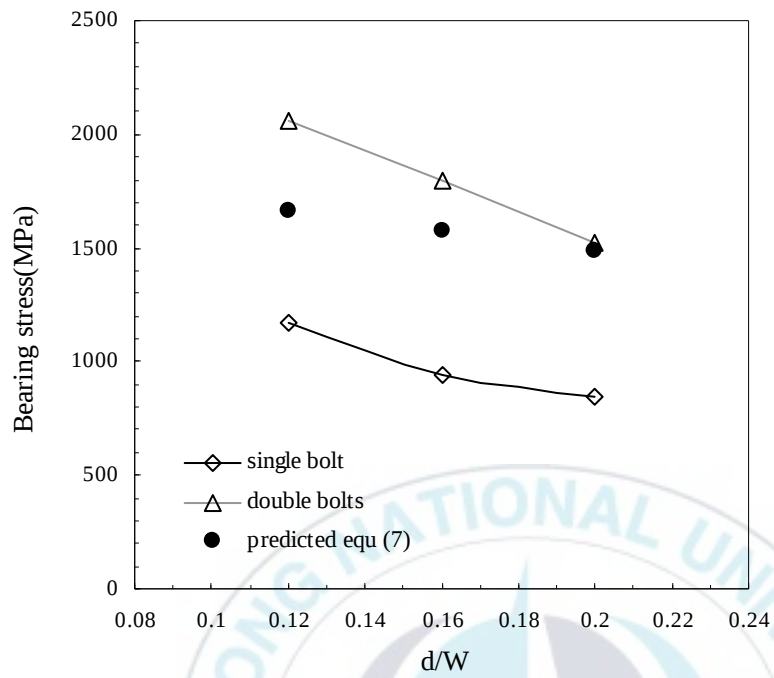
피결합물에 구멍을 가공한 후 볼트나 리벳 등으로 결합된 체결부에는 피결합물인 판과 볼트에 압케와 발생되어 베어링응력이 발생된다. 일반적으로 단일접침에서 볼트체결에 의해 발생하는 베어링응력 σ_b 는 식 (1)을 이용하여 과단하중을 P_s 라 할 때, 다음 식 (4)와 같이 된다.

$$\sigma_b = \frac{P_s}{dt} \quad (4)$$

볼트구멍에서의 응력집중을 고려하면 최대인장응력집중계수 K_b 는 식 (5)과 같이 주어진다.¹⁹⁾

$$K_b = K_T^\infty \left[0.31 + 0.5 Y \left(\frac{d}{w} \right) \right] \quad (5)$$

여기서 K_T^∞ 는 탄성계수와 관련이 있는 값으로 Lekhniskii²⁰⁾에 의해 2.5로 주어진다. 또한 Y 는 유한판 수정계수²¹⁾로 식 (6)으로 얻을 수 있으며, w 는 시험편의 폭을 나타낸다.



$$Y = \frac{\left[2 + \left(1 - \frac{d}{w}\right)^3\right]}{3\left(1 - \frac{d}{w}\right)} \quad (6)$$

식 (5), (6) 을 이용하여 베어링응력은 식 (7) 과 같이 구해진다.

$$\sigma_b = C \frac{\sigma_{ult}}{K_b} \quad (7)$$

3) 판의 인장강도

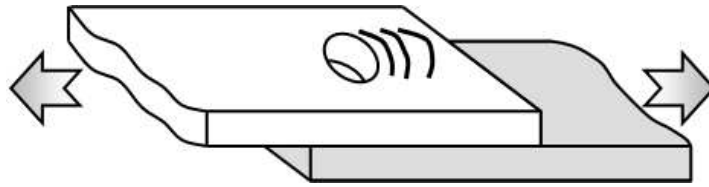
Fig. 5 (b) 와 같이 인장하중에 의해서 볼트의 구멍 사이의 판이 절단 또는 분리되는 것으로서 볼트 열 사이의 피치가 볼트 직경의 2 배를 넘으면 대부분 일어나지 않는다. 판의 극한 인장응력을 σ_t 라 하고, 판 사이의 마찰을 무시하면 다음 식 (8) 와 같다.

$$P_s = \sigma_t (p - d)t \quad (8)$$

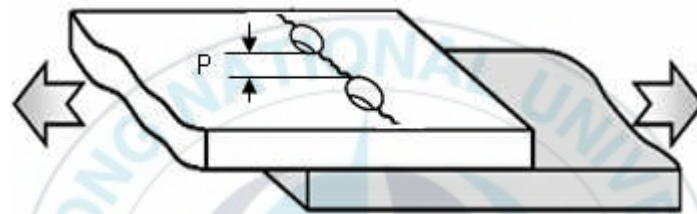
여기서, p 는 볼트 구멍 사이의 피치이다.

4) 하중방향으로 판의 끝 단에서 전단 또는 파열

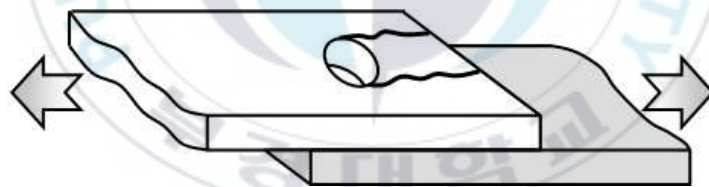
판의 체결부에 하중이 작용하였을 때 Fig. 5 (c) 와 (d) 같이 하중방향으로 판의 끝 단에서 전단 또는 파열이 일어나는 경우가 있다. 이것은 볼트 중심간의 거리와 판의 끝을 볼트 직경의 1.5 배보다 크게 하면 설계학상 타당하므로 이에 대한 계산은 보통 하지 않아도 된다.



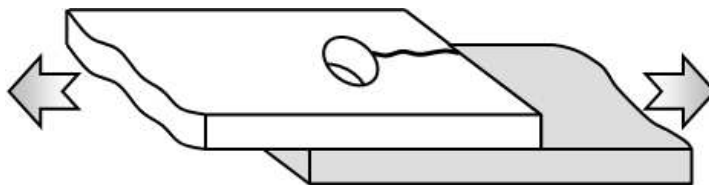
(a) bearing stress



(b) net section stress



(c) shear out stress



(d) transverse stress

Fig. 5 Class of stress in bolt joint

3. 시험편 제작 및 실험 방법

3.1 시험편 제작

볼트 체결에 의한 체결부의 손상 평가를 위해 사용된 실험재료는 강화재인 탄소섬유를 평직 형태를 구성하여 에폭시 수지를 기지재로 하여 반경화 상태로 생산·시판되는 프리프레그를 이용하였다. 평직 탄소섬유강화 프리프레그 (plain woven carbon prepreg)는 한국카본(주)의 CF 3327 EPC (두께 : 0.27mm)를 사용하였다. 프리프레그의 섬유 및 수지의 함량은 Table 1에 나타난다. 평직 CFRP 복합재료 적층판을 구성하는 프리프레그의 구조는 Fig. 1의 (a)와 같다.

Table 1 Composition of the fiber and resin in prepreg

Material	Fiber Wt(gr/m ²)	Resin Wt(gr/m ²)	Resin Content (%)	Total Wt(gr/m ²)
CF 3327 EPC	205	148	42±2	353

프리프레그는 폭 1m의 원단으로 생산되기 때문에 성형판 크기인 가로·세로 각각 250 × 250 mm로 절단하여 6 플라이로 적층하였다. 적층된 프리프레그

는 성형 후 금형판과 쉬운 탈착을 위해 아세톤과 실리콘 오일 (Silicon Oil KS 707) 을 7 : 3 의 비율로 혼합한 이형재를 금형판 전체에 바른 후 열성형기 (Hot press ; 국내 D 사, 50 MPa)에서 성형되었다. 성형온도는 140 ℃ 로 하였으며 게이지 압력 5.88 MPa 에서 60 분간 성형하였다. 성형된 적층판은 잔류응력 완화와 뒤틀림의 변형을 방지하기 위해 대기중에 자연냉각 시켜 최종 두께가 약 $1.2 \pm 1\text{mm}$ 로 얻어졌다. 성형 온도 사이클은 Fig. 6 에 나타내며, 열성형기를 Photo. 1 에 나타내었다.

단일 겹치기는 결합 형태 중에서 가장 일반적으로 많이 사용되는 종류이며,¹⁶⁾ 단일 겹치기 형상은 체결부의 파손 평가를 위해서 사용된다. 단일 겹치기 결합부의 시험편을 만들기 위해 ASTM D 1002¹⁷⁾ 을 참조하여 Fig. 7 과 같은 형상으로 시험편 제작용 다이아몬드 휠커터 (Photo. 2 참고) 로 제작하였다. 또한 구멍가공은 적층분리와 같은 손상을 최소화하기 위하여 원통형 다이아몬드드릴로 가공하였다. 구멍직경은 3 mm, 4 mm 와 5 mm 의 경우로 가공하여 볼트체결위치 $d/w = 0.12, 0.16$ 그리고 0.2 가 되게 하였다. 볼트 체결수는 단일 및 이중체결을 선택하였다. 체결방법은 단일 겹침 체결형식으로 모든 볼트에 동일하게 5 Nm 의 토크로 체결하였다.

체결된 시험편은 인장시험시 시험기의 그림에 의한 복합재 시험편의 손상 및 미끄럼을 방지하기 위하여 알루미늄 탭을 에폭시 수지인 알라다이트로 시험편 끝단에 부착하였으며 시험편 편심을 방지하기 위하여 시험편 좌우탭의 두께를 수정하여 사용하였다.

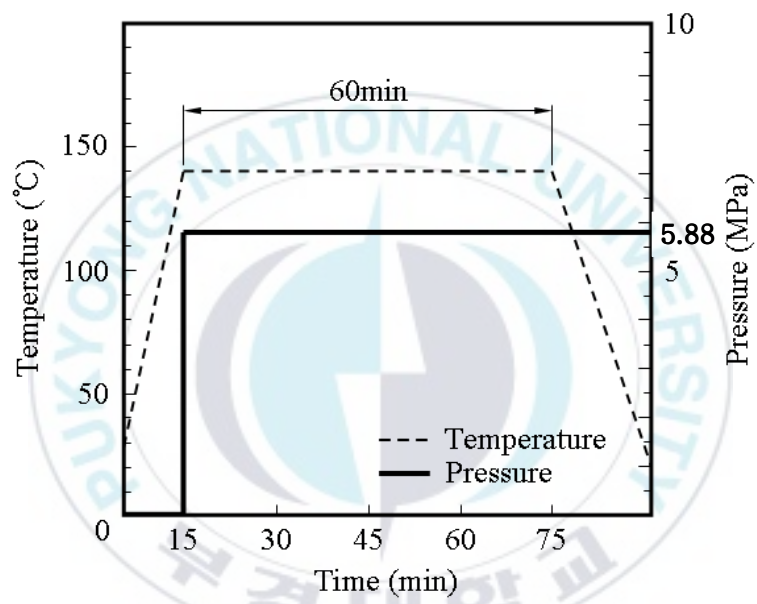


Fig. 6 The curing temperature and pressure cycle



Photo. 1 Hot press



Photo. 2 Diamond wheel cutter

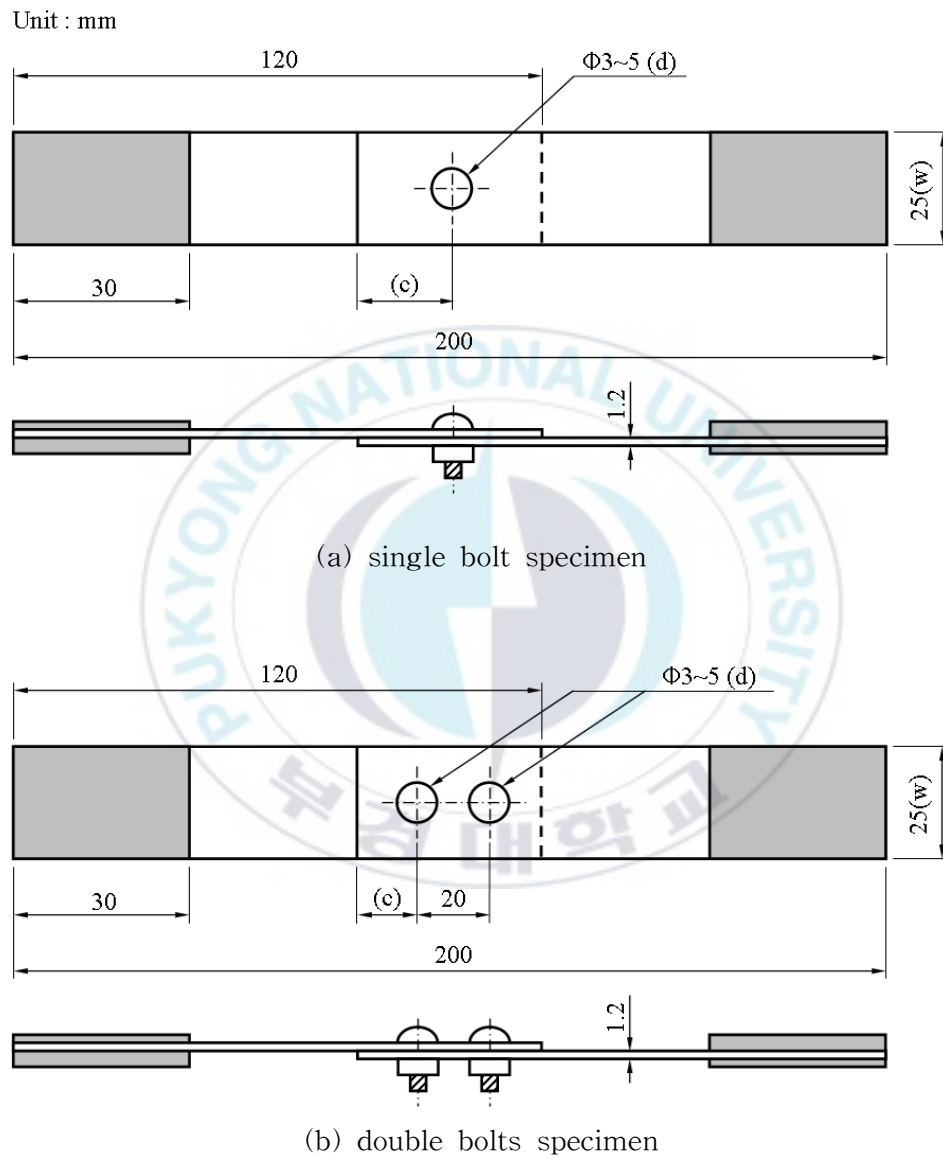


Fig. 7 The plain woven CFRP prepreg laminate and single lap joint specimen

3.2 실험 방법

본 실험에 사용된 시험기는 만능동적시험기 (H사, 50kN) 를 사용하였으며 ASTM D 3039¹⁸⁾ 에서 추천하고 있는 방법인 3 mm/min 의 변위제어로 상온에서 행하여 졌다. 인장시험 동안 체결부위의 손상양상은 디지털 비디오카메라 (Sony DCR-TRV30) 로 측정하여 하중-하중선 변위곡선과 비교분석하였고, 최종 파단사진은 디지털카메라를 사용하였다. Fig. 8 은 실험장치의 개략도를 나타낸다.

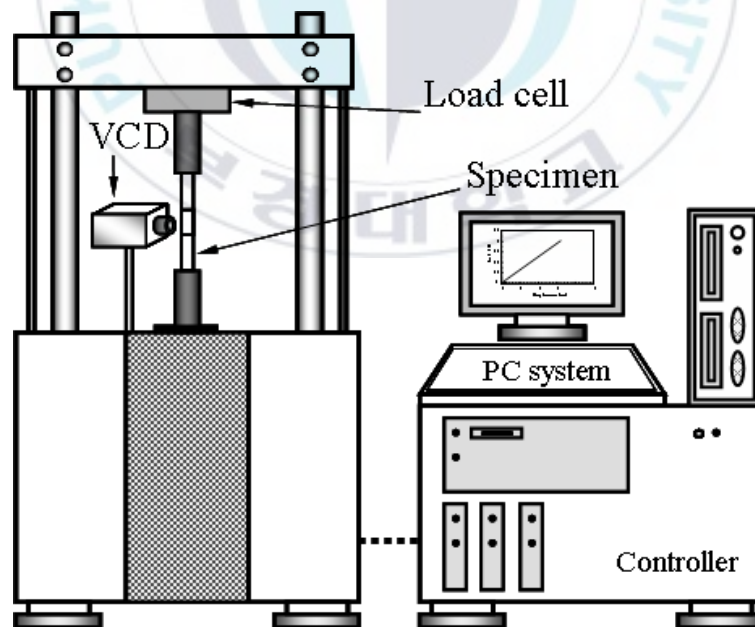


Fig. 8 Schematic of an experimental apparatus

4. 실험결과 및 고찰

평직 CFRP 복합재료의 단일접침의 경우 볼트직경이 3 mm, 4 mm 및 5 mm로 단일체결을 하였을 때 인장시험에 의한 하중 - 하중선 변위 선도를 Fig. 9에 나타낸다. 구멍의 직경이 3 mm의 경우 초기 하중이 서서히 시험편에 가해짐에 따라 볼트 체결력에 의해 하중이 0.89 kN 까지 완만하게 증가하였다. 체결부 직경이 3 mm의 경우 판의 구멍직경이 $\varnothing 3$ mm와 볼트의 직경이 2.9 mm로 체결이 된다. 따라서 판의 직경과 볼트 사이의 틈이 생겨 이 틈에 의해 초기 하중이 가해진 이후부터 하중선 변위가 0.67 mm 인 하중 1.3 kN 까지 변곡점을 가지고 다시 하중이 3.75 kN 까지 하중 - 하중선 변위가 선형적인 관계를 유지한다. 이후 판과 볼트 사이의 압력에 의한 초기파손으로 감소된 하중 증가율을 가지면서 하중의 증가와 감소를 나타낸다. 이러한 하중증가율이 완만한 부분은 Photo. 3 (a)에서 보이는 것처럼 베어링응력에 의한 전단파괴의 영향으로 여겨진다. 하중선 변위가 7.17 mm 인 4.82 kN의 파단지점에서 급작 불안정파괴를 하였다. 급작파괴는 전단파괴가 발생되지 않는 반대쪽 시험편에서 발생되며 순수 인장파괴에 의한 것임을 알 수 있다.

Fig. 9의 구멍직경이 4 mm 및 5 mm에서도 하중 - 하중선 변위 선도는 하중이 초기 약 1.72 ~ 2.27 kN 정도에서 변곡점을 가지다가 초기파손이 진행되는 약 4.83 kN 정도까지 선형적으로 증가한다. 이후 거의 5.78 kN의 파단지점까지 선형적으로 증가한 후 급작 불안정파괴를 하였다.

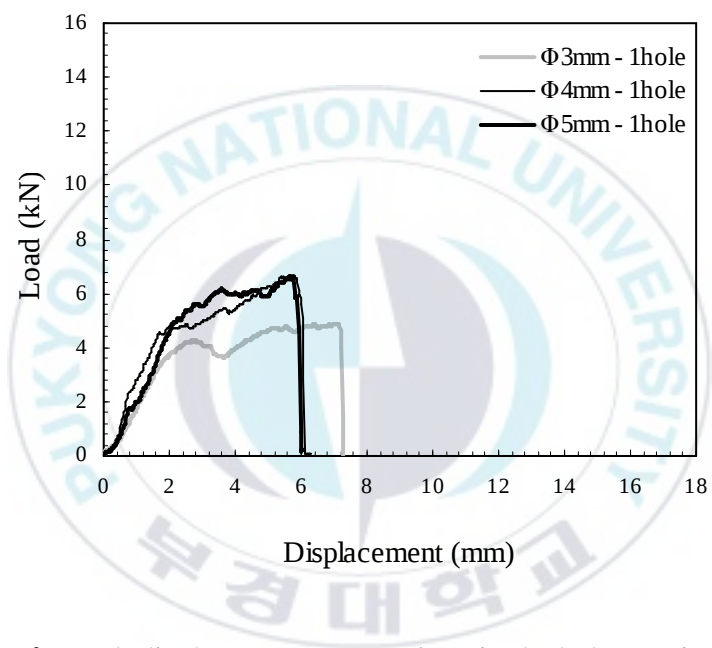
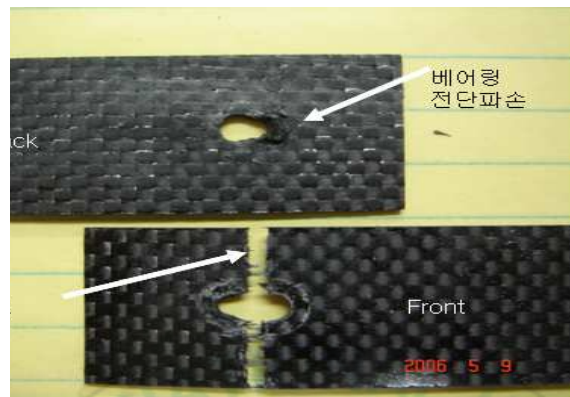
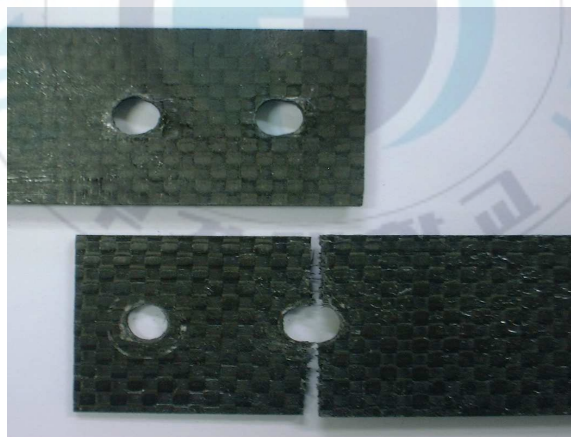


Fig. 9 Load-displacement curve for single bolt specimen



(a) single bolt specimen



(b) double bolts specimen

Photo. 3 Failure types of a single lap joint specimen

볼트직경이 3 mm, 4 mm 및 5 mm 에 대한 볼트의 체결수가 2 중인 경우, 평직 CFRP 복합재료에 대한 인장시험의 결과로서 하중 - 하중선 변위 선도를 Fig. 10 에 나타낸다. 하중과 하중점 변위의 증가 경향은 단일체결의 경우와 유사한 경향을 보이고 있다. 하지만 초기의 볼트 체결력에 의한 선형적인 구간과 판의 구멍직경이 $\varnothing 3$ mm 인 경우 판의 구멍직경과 볼트직경 사이의 약 0.1 mm 정도 틈에 의한 변곡구간이 완화되어 거의 선형적으로 증가하는 것을 알 수 있으며, 구멍직경 4 mm 와 5 mm 의 경우에서도 유사한 결과임을 알 수 있다. 이것은 볼트체결부의 증가로 인한 체결력이 2 중으로 작용하는 것도 있지만 각 볼트 사이의 상호작용으로 시험편 전체에 안정적인 하중 증가율을 보이는 것으로 판단된다. 따라서 단일 볼트체결과 비교하여 2 중 체결에 의한 초기 손상이 훨씬 적음을 알 수 있었다.

Fig. 10 에서 판의 구멍지름이 3 mm 의 경우, 변곡구간 이후 베어링전단 등 초기 손상이 시작되는 7.37 kN 정도에서 최대하중인 10.39 kN 까지 증가함에 있어 하중의 증가와 감소를 가지면서 비선형적인 관계를 보이고 있다. 이것은 2 중 볼트체결로 인한 동시에 2볼트에서 하중을 받을 경우 하중의 증가를 가져왔고, 2 군데의 하중을 받고 있는 볼트가 순간 미끄러짐이나 볼트 자체의 기울어짐으로 어느 하나의 볼트만 순간적으로 하중을 받을 경우 하중 - 하중선 변위의 감소를 가져오는 것을 반복하면서 최대하중까지 증가한 것으로 여겨진다. 또한 최대하중 이후의 급격한 하중의 감소 이후 불안정 하중 감소의 이유는 섬유강화 복합재료의 특유 특성으로 최대하중에 의한 인장파괴 이후 미처 파단되지 못한 섬유 및 기지파손으로 불안정 하중감소 구간을 보인다.

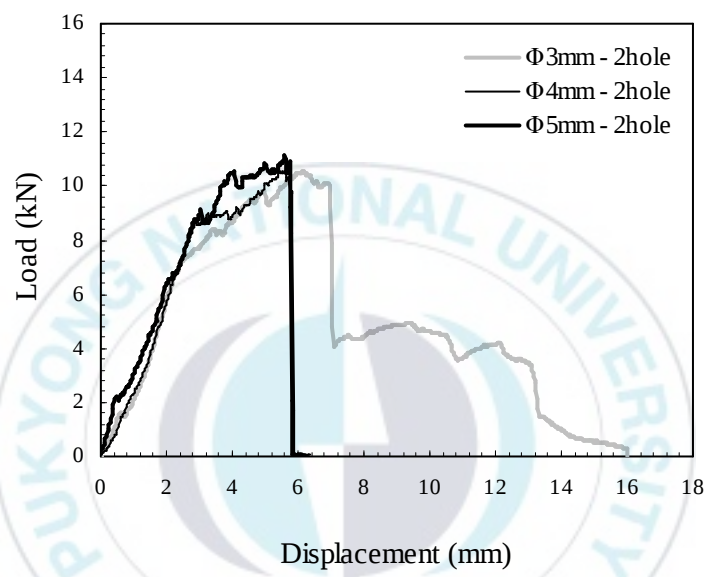
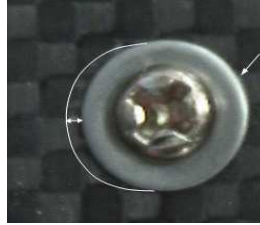


Fig. 10 Load-displacement curve for two bolts specimen

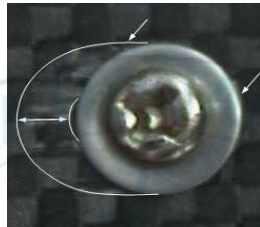
볼트직경이 4 mm 의 경우 선형적 하중증가가 끝나는 약 8.7 kN 의 지점 이후 부터 파단하중 약 11 kN 까지는 비교적 낮은 하중 증가율로서 단일체결에 비교하여 지그재그가 심함을 알 수 있다. 시험편 파단면을 광학현미경으로 관찰 해 보면 시편내부 섬유소의 절단과 기지의 파손이 보다 불규칙적으로 이루어 지고 있음을 보여 주고 있으나 최종파단은 단일체결과 마찬가지로 순수인장 파단의 형태를 나타내었으며 베어링전단파손의 영향은 단일볼트체결에 비해 거의 나타나지 않았다. Photo. 3 의 (b) 단일겹치기의 단일 볼트체결에서 베어링응력에 의한 손상과 인장파괴의 손상 사진을 보여준다.

Photo. 4 의 (a) ~ (d) 는 볼트직경이 3 mm 체결부의 파손진행과정을 보여주고 있다. (a) 는 하중의 선형적인 증가가 끝나는 대략 1.3 kN 부분에서의 형상을 나타내고 있다. 최초의 볼트체결부로부터 대략 2.8 mm 의 변위가 발생하였고 볼트직경선상의 반대부분에서는 약간의 베어링전단파손이 진행되고 있음을 알 수 있다. 변위가 점점 증가한 (b) 와 (c) 단계에서는 볼트구멍내부의 적층박리와 기지손상 등에 의해 베어링전단파손이 좀 더 진행되었음을 나타내고 있다. 이 후 최종파단의 단계를 나타내는 (d) 에서 보여 지는 바와 같이 베어링 전단파손은 더 이상 진행되지 않고 순수인장파손에 의해 파단 되었음을 보여준다. Photo. 5 와 6 은 볼트직경이 4 mm 와 5 mm 의 경우를 나타내며, 3 mm 의 경우와 유사한 결과임을 알 수 있다.

Fig. 11 은 볼트체결 구멍크기에 따른 파단 베어링응력의 차이를 나타내고 있다. 여기서 주어진 베어링응력값은 식 (4) 에 의해 얻어지는 값이다.



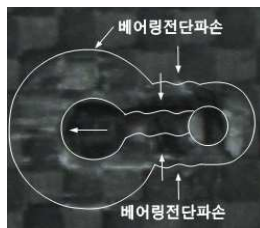
(a)



(b)



(c)

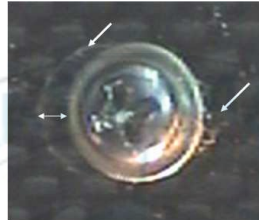


(d)

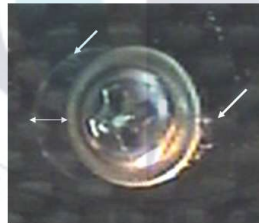
Photo. 4 Failure procedure of bolted joint specimen ($d=3\text{ mm}$)



(a)



(b)



(c)



(d)

Photo. 5 Failure procedure of bolted joint specimen ($d=4\text{ mm}$)



(a)



(b)



(c)



(d)

Photo. 6 Failure procedure of bolted joint specimen ($d=5\text{ mm}$)

체결구멍이 커짐에 따라 베어링응력은 감소하고 있으며 단일 및 이중체결에서 같은 경향을 나타내었다. 또한 단일체결보다 이중체결의 경우가 베어링응력발생이 작아짐을 나타내고 있으며 이것은 파단양상에서 단일체결의 시험편이 이중볼트체결의 시험편보다 베어링에 의한 전단파손이 더 심하게 관찰되는 것에서도 알 수 있다. 또한 이중볼트체결의 경우는 전단파손보다는 순수인장에 의한 파단이 더 일어나기 쉽다는 것을 나타내고 있다.

Fig. 11 에서 원형심볼의 값은 식 (7) 에 의해서 얻어지는 값으로 실험상수 C 를 포함하지 않는 수치를 나타낸다. 따라서 식 (7) 의 상수를 얻을 수 있다.

Table 2 에 식 (4) 과 식 (7) 을 이용하여 구한 실험상수 C 의 값을 나타낸다. σ_{ult} 는 평직 CFRP 적층판의 극한인장강도를 나타내며 여기서는 1546 MPa 를 사용하였다.

Table 2 Constant for a predicted bearing stress

Specimen type	Diameter of hole	Experimental Constant
single	3 mm	1.406
	4 mm	1.192
	5 mm	1.136
double	3 mm	2.319
	4 mm	2.596
	5 mm	2.273

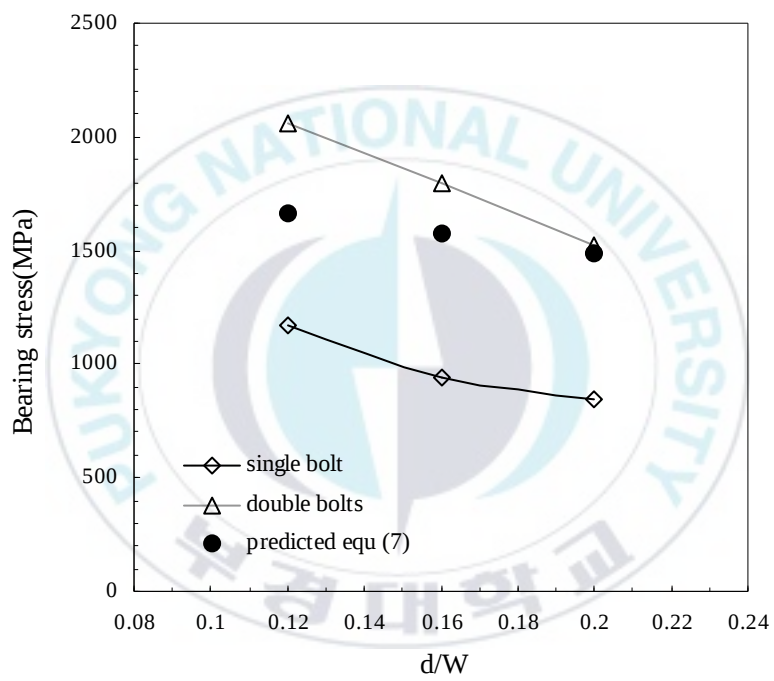


Fig. 11 Bearing joint strength as a function of (d/w) for single lap joint
with single and double bolted joints

5. 결 론

평직 CFRP 복합재의 볼트체결구멍의 크기와 체결 수에 따른 체결부위에 대한 강도특성평가와 파손형상과의 결과를 비교·검토하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 볼트직경이 3 mm 에 대한 단일볼트체결의 경우 하중이 대략 1.3 kN 정도에서 적층박리와 기지손상을 동반한 초기파손이 시작되었으며 이후 거의 4.82 kN 의 파단지점까지 선형적인 증가를 보인 후 순수인장파괴에 의한 급파괴가 발생하였다.
- (2) 이중볼트체결의 경우 초기손상은 단일볼트체결에 비해 훨씬 적은 것으로 나타났으며 최종파단은 단일체결에서와 같이 순수인장파단의 형태를 나타내었다.
- (3) 볼트체결구멍의 직경이 커짐에 따라 베어링응력은 감소하였고 단일 및 이중체결에서 같은 경향을 나타내었다. 또한 단일체결보다 이중체결의 경우가 베어링응력발생이 작아짐을 나타내었으며 이는 이중볼트체결의 경우 베어링전단파손보다는 순수인장파단이 더 일어나기 쉽다는 것을 나타낸다.

인 용 부 호

NOMENCLATURE

CFRP	: Carbon Fiber Reinforced Plastic	[-]
d	: diameter of bolt	[mm]
P_s	: shear load of single-lap bolted joint	[N]
P_b	: shear load of double-lap bolted joint	[N]
t	: thickness of the specimen	[mm]
p	: pitch between bolt	[mm]
w	: width of the specimen	[mm]

GREEK LETTERS

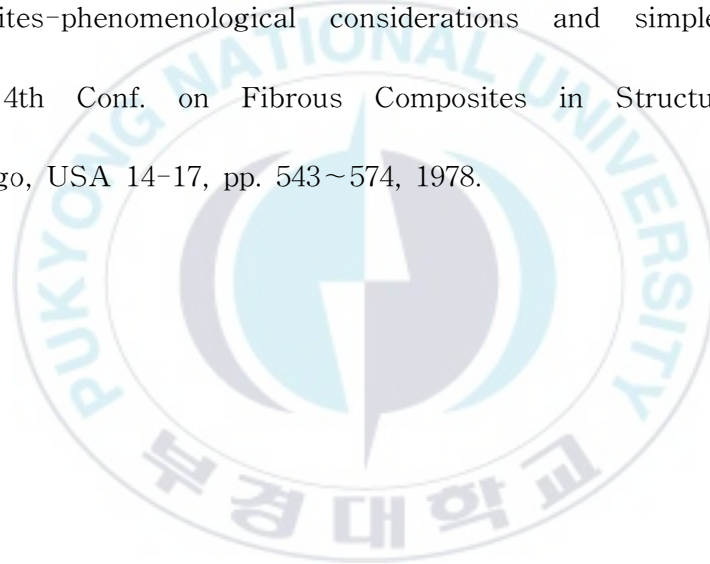
τ	: ultimate shear strength	[Pa]
σ_c	: ultimate compressive strength of the plate	[Pa]
σ_t	: ultimate strength of the plate	[Pa]
σ_b	: bearing stress	[Pa]
σ_{ult}	: ultimate strength	[Pa]

참 고 문 헌

- (1) 이유태, 김광수, “비파괴검사법을 이용한 복합재료의 파괴인성 평가법 개발”, 비파괴검사학회지, 제18권, 제4호, p. 278, 1998.
- (4) 정영도, “볼트결합구조물의 변수에 따른 동적변화 특성에 관한 연구”, 명지대학교, 산업대학원, 공학석사학위논문, 2002.
- (2) Collings, T. A., "The strength of bolted joints in multi-directional CFRP laminates", Composite, Vol. 8, pp. 43~54, 1977.
- (5) Matthews, F. L., "Stress distribution around a single bolt in fiber reinforced plastic", Journal of Composite Materials, Vol. 13, pp. 316~322, 1982.
- (3) Kweon, J. H., "A new method to determine the characteristic lengths of composite joints without testing", Composite Structures, Vol. 66, pp. 305~315, 2004.
- (6) Ireman, T., "Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap joints", Composite Structures, Vol. 43, No. 3, pp. 195~216, 1998.
- (7) Kinsey, A., "Post impact compressive behavior of low temperatures curing woven CFRP laminates", Composites, Vol. 26, No. 4, pp. 661~667, 1995.

- (8) 문창권, 타카꾸 아끼라, 고분자복합재료, 시그마프레스, 서울, 2005.
- (9) 이진희, 섬유강화플라스틱, 기전연구사, 서울, 2003.
- (10) 이대길, 정광섭, 최진호, 복합재료 역학 및 제조 기술, 시그마프레스, 서울, 1998.
- (11) 홍창선, “복합재료 적층구조의 역학적 특성”, 대한기계학회지, 제32권, 제1호, pp. 4~17, 1992.
- (12) 안규종, “항공기용 프리프레그 공정 및 특성”, 한국복합재료학회지, 제6권, 제1호, pp. 101~110, 1993.
- (13) Woven Fabrics, http://www.kennethjfrango.com/education/woven_fabrics.htm, 2006.
- (14) 정재우, “금속-복합재 하이브리드 체결부의 강도 특성 연구”, 경상대학교, 대학원, 공학석사학위논문, 2005.
- (15) 김희송, 이춘재, 현동훈, 신편재료역학, 형설출판사, 서울, 2003
- (16) 진용주, “일방향 CFRP 복합재료의 접착이음에 대한 모드 I 균열의 파괴 인성 평가”, 숭실대학교, 산업대학원, 공학석사학위논문, 1998.
- (17) Standard test method for Apparent shear strength of single-lap-joint adhesively bonded metal specimens by tension loading (metal-to-metal), ASTM D 1002, 2005.
- (18) Standard test method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials, ASTM D 3039, 2000.

- (19) Smith, P. A., "Aspect of the static and fatigue behavior of composite laminates including bolted joints" Ph.D Thesis, Cambridge University, Uk, 1985.
- (20) Lekhnitskii, S. G., Theory of elasticity of an anisotropic elastic body, Hoden-day, USA, 1963.
- (21) Hart-Smith, L. J., "Mechanically fastened joints for advanced composites-phenomenological considerations and simple alanalysis", Proc., 4th Conf. on Fibrous Composites in Structural Design, SanDiego, USA 14-17, pp. 543~574, 1978.



The strength evaluation on bolted joint of plain woven CFRP composite

Suk – Won Kang

*Department of Safety Engineering, Graduate School,
Pukyong National University*

Abstract

In recently years, there have been rapid technological developments in the range of application of woven composites. The composite materials have unique properties such as high specific strength and stiffness. Especially, laminated woven fabrics CFRP (carbon fiber reinforced plastics) have been wished the strength, stiffness and mechanical properties according to the degrees laminated, fiber arrangement. These advantages have led to their application in the ship, transportation, aerospace, optical, and electronic fields. When mechanical fasteners are used for joining composites, stress concentrations developed near the edge of holes

prepared for accommodating structural bolts or rivets. The main objective of bolted joints is to transfer applied load from one part of the joint structure to the other through fastener elements. However, the presence of bolt holes induces high stress concentrations, which are hence recognized to be a source of damage. Failure will then frequently occur in the vicinity of those holes. In addition, poor machining and drilling operations result in the appearance of defect such as delamination and fiber pull-out etc. The current work aim is to estimate the strength characteristics of the plain woven CFRP composite according to the diameter of bolted joint and the numbers of joint.

The materials employed in this test are CF 3327 EPC ($t : 0.27\text{mm}$), which are plain woven carbon prepreg of Hankuk Carbon Co. The tensile test specimen end tabs adhered to aluminum tabs with the araldite comprised of the epoxy resin prevented to the damage from the tester grips. The specimen plates were joined by one or two bolt as single lap joint. Specimens of two different bolt diameter (3, 4 and 5mm) were examined. The location of bolt joint were $d/w = 0.12, 0.16$ and 0.2 .

The tests were carried out by means of universal dynamic tester (50 kN H. Co.). All of tests have done on single lap joint specimen with tensile. The test was accomplished with displacement control in 3.0

mm/min at the room temperature. The damage in the vicinity of bolt joint were monitored by using VCD camera (SONY DCR-TRV30) and were compared with load-displacement curve.

For the plain woven CFRP composite, the strength characteristics according to the diameter of bolted joint and the numbers of joint are estimated.

The following conclusions could be drawn from this study.

- (1) In the case of single bolted joint, initial failure is accompanied with the delamination and matrix damage begins about 1.3 kN.
- (2) In the case of double bolted joint, initial damages have much less amount compared with those of a single bolted joint.
- (3) Bearing stress lessened gradually according to increasing diameter of bolt joining hole. These inclinations are independent of the numbers of bolted joint. In addition, bearing stress in single bolted joint is more or less as large as a double bolted joint. It means that tensile fracture in the case of a double bolted joint is easier to occur than fracture in bearing shear.

감사의 글

학위과정 동안에 항상 부족함 많은 저에게 인격적으로나 학문적으로 늘 아낌없는 가르침을 주시고 힘들때 마다 용기를 북돋아 주신 권오현 교수님께 진심으로 감사드립니다.

또한 바쁘신 와중에도 불구하고 본 논문의 심사위원을 해주신 박외철 교수님, 최재욱 교수님, 이의주 교수님께도 진심어린 감사의 마음을 전합니다.

그리고 학업과정에 많은 가르침과 격려를 해 주신 이내우 교수님, 이동훈 교수님, 장성록 교수님께도 감사의 뜻을 전합니다.

본 논문이 완성되기까지 많은 도움과 조언을 주시고 질책과 더불어 격려와 용기를 주신 윤유성 선배님과 학교생활에 웃음을 잃지 않게 도와주시고 모자람을 채워 주신 강지웅 선배님께 진심으로 감사드립니다.

아울러 실험과정 중 옆에서 도움을 주었던 정훈, 진규, 정수, 상구, 종현, 경희후배와 파손제어 진단실의 선후배님께 고마움의 뜻을 전합니다.

직장생활과 학업을 병행하며 힘들 때 마다 응원해 주신 고마운 분들에게 다시금 감사 말을 전합니다.

항상 아낌없는 지원과 믿음으로 지켜봐 주신 아버지, 항상 염려와 사랑으로 보살펴 주신 어머니, 시집가서 잘 살고 있는 우리 여동생 그리고 많은 시간을 함께 제대로 보내지 못했던 아내 윤희정에게 앞으로 더 많은 시간을 함께 보낼 것을 약속합니다.

학위와 더불어 결혼이라는 길 두가지를 함께 하게 되어 모든 분들과 이 기쁨을 나누고 싶습니다.

끝으로 논문을 나의 가족에게 바치며 사랑한단 말을 전합니다.

2007년 1월
강 숙 원