工學碩士 學位論文

라미네이트와 하니콤 샌드위치 구조물의 강도특성에 미치는 Thermal Aging의 영향

Effect of Thermal Aging on the Strength of Laminate Composites and Honeycomb Sandwich Structures

指導敎授　金 允 海

2003年　2月

韓國海洋大學校 大學院

材 料 工 學 科

鄭　然　云

工學碩士 學位論文

라미네이트와 하니콤 샌드위치 구조물의 강도특성에 미치는 Thermal Aging의 영향

Effect of Thermal Aging on the Strength of Laminate Composites and Honeycomb Sandwich Structures

指導教授　金 允 海

2003年　2月

韓國海洋大學校 大學院

材 料 工 學 科

鄭　然　云

本 論文을 鄭然云의 工學碩士 學位論文으로 確認함

主審 : 工學博士 (印)

委員 : 工學博士 (印)

委員 : 工學博士 (印)

2002年 月 日

韓國海洋大學校 大學院

材 料 工 學 科

鄭 然 云

목　차

Abstract

Composites are used in lots of field such as a part of aeronautic space, ship, machinery and so on because can make structure wished for necessary condition by control fiber direction and laminated sequence.

Aerospace industries are widely using honeycomb sandwich structures that it has high specific strength, stiffness, chemical material resistance and fatigue resistance. As the use of advanced composites increase, specific techniques have been developed to repair changed composite structures. In order to repair the damaged part, it is required that the material in the damaged area be removed first by utilizing the proper method, and prepreg be lay up in the area and cured under vacuum using the vacuum - bagging materials. However in curing process, either in an oven or autoclave is to be delamination can be occurred in the sound areas during and/or after the exposure to the elevated curing temperature in case that the repair process is repeated although autoclave curing using the vacuum - bagging becomes virtually mandatory for advanced composite repairs, in order to achieve the required compaction and proper consolidation of the repair

materials and prepreg can sometimes be repaired with either or wet materials in field condition, autoclaves for repairs are rarely necessary. In order to repair the damaged part production high quality composites are completed by control the surrounding temperature and pressure in autoclave. The quality is influenced heat exposure degree by chemical reaction for processing.

Therefore, this study was conducted tensile, compressive, interlaminar shear strength tests of the laminate composites structures and flatwise, drum peel, long beam flexural strength tests of honeycomb sandwich structures by affecting thermal aging to evaluate how it affects to the composites materials of aircraft by measure the change of mechanical properties according to heat exposure degree for repairing. As the result, the change of mechanical strength was observed at the honeycomb sandwich structure which is exposed to hear several times, but the laminate composites structure was not .

Consequently, the control of curing cycle times and curing condition is recommended for parts in order to reduce the delamination phenomenon between laminate skin and honeycomb core to the minimum in case that the repair process is repeated.

제 1 장 서론

최근의 산업 및 과학기술은 놀라울 정도로 발전되고 있으며, 이에 필요한 재료의 요구조건도 매우 다양화 및 고도화되고 있다[1]. 따라서 지금까지 사용되어 왔던 금속 구조재료 이외의 높은 비강도(specific strength), 비강성(specific stiffness) 및 경량의 성질을 구비한 새로운 재료들을 개발하여 응용하는 경우도 증가하고 있으며, 그 중의 한 예가 섬유 강화 복합재료이다[2]. 일반적으로 복합재료는 물성이 서로 다른 두 가지 이상의 물질을 기계적으로 혼합하여 최적화된 우수한 특성을 구비한 소재이며[3], 경량화 및 고기능화가 요구되는 산업용 구조물에 다양하게 사용되고 있으며, 그 활용범위가 점차 확대되고 있는 추세이다[4-8].

항공기 구조물에 복합재료가 응용되는 분야는 전투기, 여객기, 헬리콥터 등 매우 다양하며, 1990년에는 전투기 부품의 약 30 40%정도가 날개(wing), 동체(fuselage), 미익(empennage)으로 대체되었고, 헬리콥터 및 경비행기의 날개, 동체, 미익은 100% 복합재료화가 이미 실현된 상태이다[9]. 또한 기존의 금속재료 대신에 복합재료를 사용하는 경우에 항공기의 중량은 약 30%이상 감소되며 항공기의 고속화, 항속거리 증가 및 조정성의 향상의 효과가 있으며, 그리고 부품의 수는 약 30 75% 감소되고 있다[10].

항공·우주 산업분야에 사용되는 복합재료 조립체의 형태는

샌드위치구조로 구성되어 있다. 즉, 복합재료 조립체의 중심부(또는 중간부)로서 사용되는 코어재료(core materials)를 일정 두께를 갖는 두 장의 프리프레그(prepreg)사이에 삽입한 후, 접합시킴으로서 보다 강하고 경량의 특징을 가지는 샌드위치 구조(sandwich structure)로 제조하여 사용하고 있다[11]. 이러한 샌드위치 구조물은 구조재로 사용되는 I - beam과 유사한 기계적 성질을 갖는 경량제와 유사하다[12]. 한편, 복합재료는 기존의 금속재료 보다 비강도, 비강성, 해수나 화학물질에 대한 저항, 피로에 대한 저항력, 그리고 단열 및 방음, 내화(fire resistance) 효과 등의 우수한 장점을 지니고 있으나, 내부 결함이 혼재된 경우에는 특히 충격에 대해서는 취약한 단점이 있다.

복합재료 형태로 제작된 항공기 구조물의 경우, 제작과정에서 발생된 결함 및 사용과정에서 발생된 손상을 수리할 때에 열가소성수지를 사용하며 경화공정을 거치게 된다. 이때 경화공정에 의하여 수리될 부분 이외에의 구조물 전체에 대해서 재경화가 이루어진다. 이때, 구조물을 구성하고 있는 복합재료중의 각 부재는 재경화에 의한 영향이 발생하게 된다. 수리에 따른 재경화때문에 라미네이트(laminate) 구조의 복합재료는 프리프레그사이에서, 그리고 하니콤 구조의 복합재료는 코어와 표면재가 분리되는 등의 박리 현상이 발생될 수 있다.

따라서, 본 연구에서는 항공기용 복합재료 부품의 수리

공정의 열간노출이 복합재료에 미치는 영향을 규명하기 위하여, 열간노출 시간변화에 따른 에폭시 라미네이트와 샌드위치 구조물의 기계적 성질변화를 측정하고자 한다. 더욱이, 본 연구에서 얻어지는 결과는 항공기용 복합재료의 반복적인 수리 시 예측되는 다양한 결함에 대한 학술적, 기술적 기초자료로 활용되며, 차후 복합재료를 이용할 수 있는 분야를 넓힐 때의 중요한 참고자료가 될 것이다.

제 2 장 복합재료의 성형 및 수리의 이론적 배경

2.1 오토클레이브(Autoclave) 성형

오토클레이브란 열과 압력을 동시에 가할 수 있는 가압로이며[12], 오토클레이브를 이용한 성형법은 보강섬유와 수지의 혼합물을 백(bag)으로 밀폐시킨 후, 백 내부를 진공상태로 하고, 백 외부로부터 압력을 가하여 요구하는 형상과 기계적성질을 구비한 복합재료 제품을 성형하는 방법이다. 특히, 오토클레이브법은 섬유강화 복합재료를 제작할 경우에는 가장 일반적으로 사용되고 있는 성형법이며, 또한 프리프레그를 이용하여 편평하거나 곡률이 있는 패널(panel)로 구성된 항공기 부품의 생산에 가장 적합한 방법으로서 많이 적용되고 있다[13].

오토클레이브 성형법은 대형 부품을 제작할 수 있을 뿐만 아니라 고품질을 얻을 수 있고, 형태가 서로 다른 부품들도 동시에 성형할 수 있으며, 하니콤 샌드위치 형태의 복합재료 성형에도 적합하다는 등의 이점이 있다[15]. 그러나, 오토클레이브에 의해 성형된 샌드위치 구조물의 내부 결함 형성이 최소화되고, 플라이(ply)의 적층 방향이 정확하고 균일하며, 층과 층사이의 분리가 없는 양호한 제품을 성형하기 위해서는, 온도 및 압력 속도, 가열 및 가압시기 및 유지시간 등을 고려한 최적의 경화 공정을 설정하여야 한다[14]. 또한 오토클레이브법은 배치(bach)식의 수작업이므로 생산성이

떨어지고, 성형 버그(bug)측 표면이 매끄럽게 되지 못하며, 표면재의 두께 정밀도도 제한되는 결점이 있으므로, 오토클레이브법에 관하여 충분한 연구가 필요하다[15].

(1) 오토클레이브의 구성

오토클레이브는 진공백으로 밀폐된 성형품을 장입할 수 있는 공간인 압력용기(vessel)와 압력용기 내부의 온도를 제어하기 위한 온도제어시스템(Temperature control system), 가압 및 압력 조절을 위한 압력제어시스템(Pressure control system), 진공을 형성하기 위한 진공제어시스템(Vacuum control system), 장입 및 취출을 위한 로딩/언로딩제어시스템(Loading/Unloading system)과 문제 발생시 보호 및 안전 확보를 위한 각종 보호장치(Safety & Protection system), 그리고 압력용기 내부 및 성형품의 온도, 압력 및 진공도를 기록하여 품질 보증 및 결함 분석의 판단자료로 이용하기 위한 기록장치(Recording system)로 구성된다.

앞에서 언급한 각종 제어시스템을 구성하는 장치들은 컴퓨터(Computer), 데이터획득시스템 (Data acquisition system), PID 콘트롤러(controller), PLC 또는 시퀀스 제어회로(Sequence control circuit), 기록계 또는 프린터 등으로 구성된다.

(2) 오토클레이브의 성형 공정

오토클레이브의 공정 순서는 Fig.1과 같이 나타낼 수 있다[13].

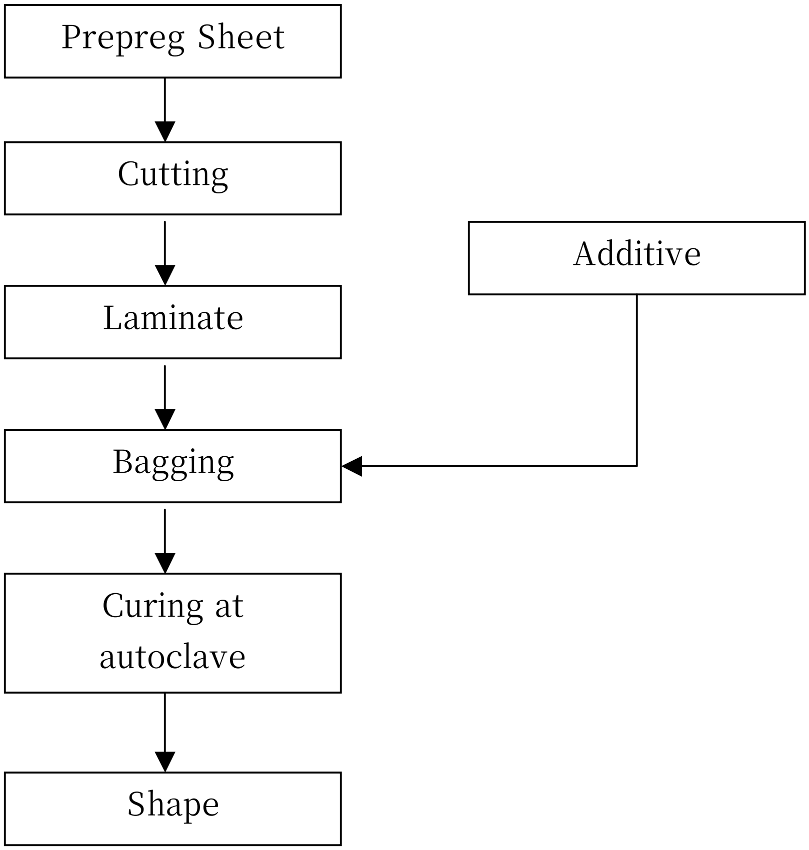


Fig.1 Process of autoclave

오토클레이브 성형법에서 가장 우선이 되는 과정은 프리프레그의 절단에서부터 절단된 패턴의 프리프레그를 적층하여, 경화공정에 사용되는 여러 가지 보조재료를 조합시킨 성형구조인 성형 Stack이 필요하다. 이는 만들고자 하는 제품의 형상이나 재료의 종류 등에 따라 그 적층 순서가 달라질 수 있으나, 일반적으로 Fig. 2와 같은 형태로 적층하고 있다.

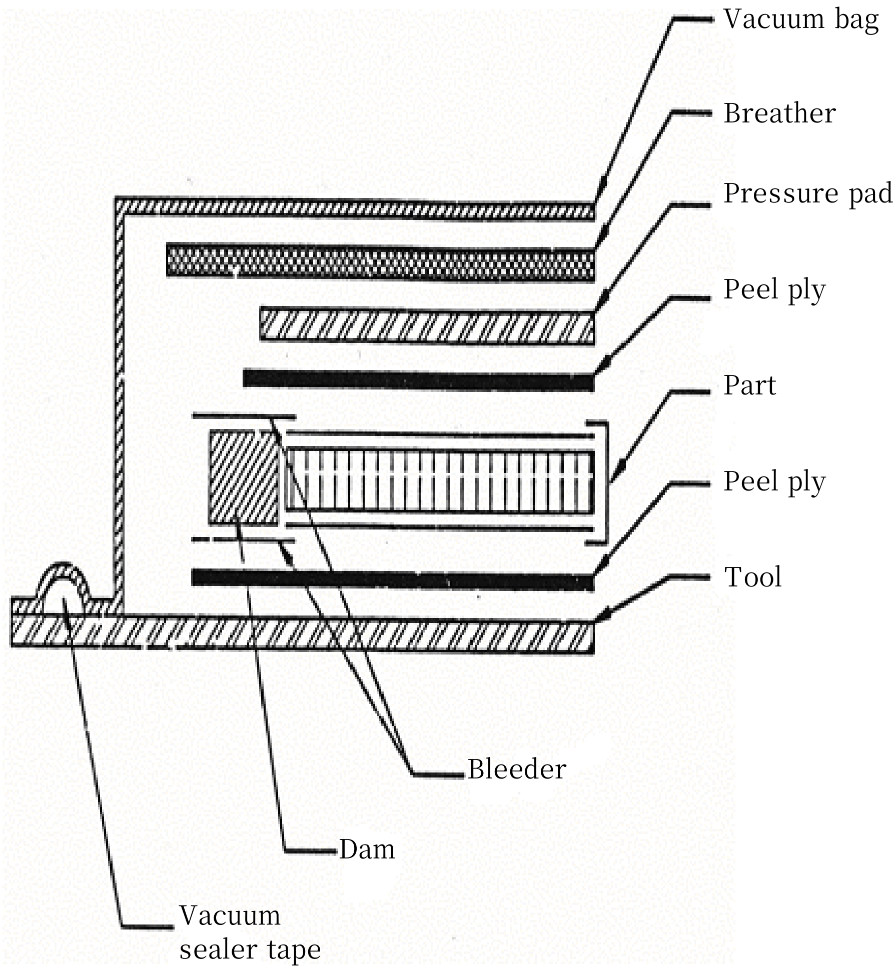


Fig. 2 Lay - up of vacuum bagging materials

일반적으로 오토클레이브 경화공정에 사용되는 부재로는 필 플라이(peel ply), 이형제(release material), 블리더(bleeder), 댐(dam), 진공 필름(vacuum film)과 실런트(sealant)가 있다. 이들 부재들은 수지 경화 온도와 압력에 의해 변형 또는 손상이 되지 않아야 한다. 각 부재들에 대한 특징 및 역할은 다음과 같다.

① 필 플라이

적층시 프리프레그 라미네이트의 바로 밑이나 위에 직접적으로 밀착되어 사용된다. 접합 전이나 페인팅 작업 전에는 반드시 제거하여야 하고 접착면으로 사용 가능하다. 보통 나일론, 폴리에스터 또는 유리섬유의 직조물이 사용된다.

필 플라이는 이형제로 표면 처리하며, 도포된 이형제는 라미네이트 제품에 부착되지 않아야 한다. 그렇지 않으면 후공정의 접합이나 페인팅 작업이 만족스럽게 되지 않는다. 필 플라이는 몰드(mold)와 라미네이트 사이에 삽입되므로 휘발성 기체를 받아들여 복합재료 외부표면중의 기공발생을 억제하는 역할을 한다.

② 이형제

이 부재는 라미네이트와 필 플라이의 위 또는 아래에 위치한다. 휘발성 기체와 공기를 라미네이트로부터 이탈시키게 하고, 경화과정에서는 라미네이트로부터 블리더 플라이로 과잉

수지가 유출되도록 한다.

성형된 제품의 표면을 매끄럽게 하는 효과가 있으며, 이형제로서 사용되는 천공테프론 필름은 표면에 약간의 섬유상에 요철을 준다. 이와 같은 표면의 요철은 성형 후 라미네이트로부터 쉽게 제거되는 물리적인 역할을 하며, 이형제에 함유된 불소카본 폴리머 성분이 이형성을 지니고 있다.

③ 블리더

블리더는 두껍고 느슨하게 짜여진 섬유천 또는 펠트로 되어 있다. 이형제의 필름 위에 위치하여 성형 제품에 일정한 압력이 가해지도록 하며, 라미네이트중에 포함된 공기나 성형과정 중 발생된 휘발성 기체를 유출시키는 역할을 한다. 진공필름의 신축성을 초과해 진공필름의 브릿지 현상이 발생하여 성형자체가 실패하게 되고 결국 그 부품의 손실을 초래하므로 숙련된 취급이 필요하다.

적층판의 가장자리를 따라 토우(tow) 유리섬유로 된 블리더를 사용하고 댐위에 덮어 싼다.

④ 댐

댐의 높이는 적층 두께와 비슷해야 하며, 에지 브리딩(edge bleeding)을 최소화하는 위치에 둔다.

⑤ 진공 필름

성형제품에 외부의 오토클레이브 압력을 전달하기 위해 성형전 그리고 성형이 진행되는 동안 적층에 진공압이 전달되도록 덮는데 사용된다. 오토클레이브내 사용되어지는 압력전달 매체가 투과되는 것을 방지하여 부품의 물성이 떨어지거나 기공의 원인이 되는 것을 막는다. 보통 신축성이 있는 물질로 나일론이 사용된다.

진공필름용의 나일론6은 경화온도 325°F(160℃)이상에서 사용할 수 없고 나일론6-6은 경화온도 400°F~420°F (205℃~215℃)이상에서 사용할 수 없다. 페놀수지나 다른 모재의 성형용 진공 필름으로서는 사용할 수 없다.

⑥ 실런트

진공백과 진공필름 사이를 밀봉 하기 위해 실런트 고무 테잎이 사용되고 이 테잎은 진공백과 진공필름사이에 압착된다. 이 실런트의 재질로서는 부틸계 고무가 적절하다. 진공백의 날카로운 가장자리때문에 진공필름이 찢어지거나 만일, 밀봉이 양호하지 못하면 기밀성이 저하되어 성형된 제품에도 기공이 발생된다.

대부분의 항공기 부품은 형상이 복잡하므로 접어서 싸는 과정이 필요하다. 만약 필름포장이 적절하게 되지 않거나 큰 주름이 있으면, 진공백과의 접촉에 의해 성형된 제품에 원하지 않는 주름이 발생할 수 있다. 그러므로 이 과정은 제품의

품질에 영향을 미치는 가장 중요한 단계이므로 숙련된 엔지니어에 의해 조심스럽게 작업되어야 한다.

오토클레이브에서의 경화공정은 Fig. 2와 같이 패킹된 성형 스택을 오토클레이브 장치에 장입한다. 오토클레이브를 일단 진행한 상태로 한 후 불활성 가스(보통 질소가스 사용)를 취입시켜 가열한다. 이때 온도상승에 따라 오토클레이브내의 질소가스 팽창이 되기 때문에 질소가스압은 증가하게 된다. 오토클레이브내의 질소가스압력에 의해 프리프레그 적층물은 치구에 압착되며 소정의 치수도 정밀화되고, 에폭시수지의 중합가교반응 발생때문에 경화되며 복합재료 성형품이 제작된다. 오토클레이브 내부의 가열 가압조건을 경화사이클(cure cycle) 또는 가열사이클(heat cycle)이라 하고, 수지의 종류, 부품 형상 및 구성 등에 따라 달라진다.

고품질의 복합재료 성형품을 얻기 위해서는 내부온도가 균일하여야 하며, 승온 속도 및 시간 설정 그리고 수지유동과 기공 방지를 위한 가압시기 설정이 중요하다. 이 가압 시기를 결정하기 위해 모니터링하는 방법을 채택하고 있다.

한편, 오토클레이브 성형에서의 기공 발생, 성장, 소멸에 대한 매카니즘을 이론적으로 해석한 연구도 수행되어 있으며, 에폭시수지에 대한 공기와 수분의 용해, 확산현상을 규명하여, 이를 경화사이클에 반영함으로써 고품질의 성형품을 제작하려는 시도도 행하여 지고 있다.

2.2 샌드위치 구조

샌드위치 구조란, 적층형 Hybrid 구조의 일종이며, 문자 그대로 표면부의 2층과 중간층으로 구성되며, 이들 3층이 일체화됨에 따라 뛰어난 기능이 발휘되는 구조이다. 샌드위치 구조의 복합성형체는 일반적으로 비교적 두껍고 경량인 심재(core material)의 상하에 얇고 고강도인 표면재(face plate)를 접착시켜 구조상의 강도 효율을 높인 것이다[16].

표면재는 이들 면에 대한 평행 방향으로 작용하는 전단응력과 수직 방향으로 작용하는 응력에 변형이 되지 않도록 강도를 가져야 한다. 표면재료로 사용되는 재료는 알루미늄 합금, 섬유 강화 플라스틱, 티타늄합금, 철강 및 베니어판이다.

중간층의 재질은 구조적으로 두 가지의 기능을 구비하여야 한다. 첫째, 양 표면 재질을 보강하여 표면에 수직한 방향으로의 변형에 대한 저항성을 증가시킨다. 둘째로는 표면에 수직한 방향에 따라 작용하는 힘에 견딜 수 있는 전단강도(shear strength)를 구비하여야 한다. 중간층의 재질로서는 폴리머, 인조 고무, 무기질 시멘트, 발사(balsa)나무 등이 있다. 중간층의 재료로 사용되는 것 중 다른 하나는 하니콤구조인데, 이것은 얇은 호일(foil)형 재료를 육각형 셀(cell)로 가공하여 셀의 축 방향이 표면재에 수직하게 위치시킨 구조이다. 이와 같은 하니콤구조의 샌드위치 패널은 여러 가지 용도에 사용되고 있는데, 이들은

지붕, 바닥, 빌딩의 벽체 등에 사용되고 있으며, 비행기에서는 날개, 동체 및 비행기 꼬리 표면에 사용되고 있다[17]. Fig.3은 전형적인 샌드위치구조물에 대한 개략도이며, 표면재 (Alumunium sheet, Glass fiber, Carbon fiber, Kevlar etc.)와 심재(Aluminum honeycomb, Nomex honeycomb etc.)를 접착제를 사용하여 결합시킨 것이다.

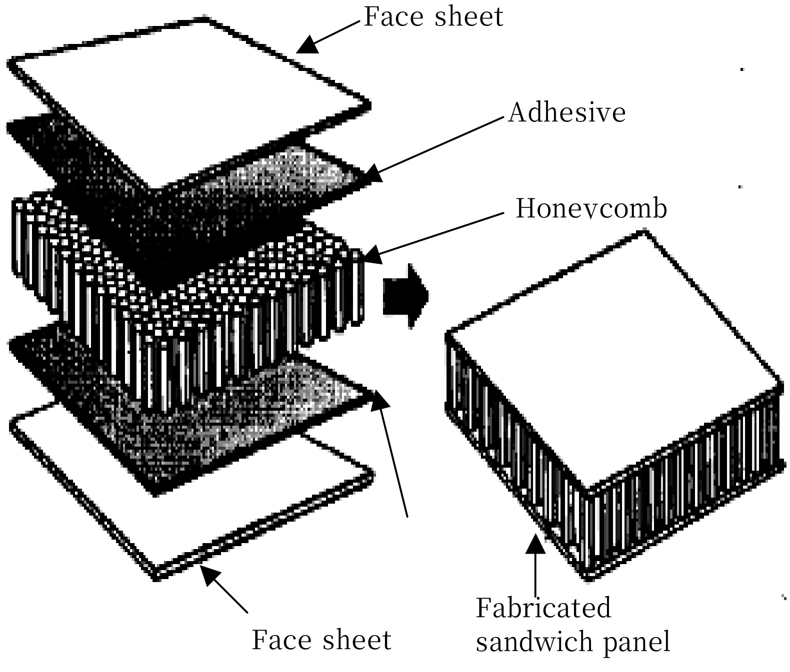


Fig. 3 The schematic structure of sandwich structure

2.2.1 프리프레그 (Prepreg)

프리프레그란 Preimpregnate의 약자이며 수지를 섬유에 함침시켜 테이프 형태로 만든 것을 말한다. 프리프레그는 오토클레이브 성형, 필라멘트 와인딩에서 건식 와인딩, 기타 보온용의 복합재료 금형의 제작 등에 많이 사용된다. 프리프레그는 사용방법 및 취급과정이 간편하고 균일한 물리적 성질을 얻을 수 있으므로 복합재료 제조의 실질적인 원자재로 취급해도 좋을 정도로 최신의 복합재료 성형에 대한 필수불가결한 재료가 되어 있다.

프리프레그는 일방향 연속섬유로 직조한 보강용 섬유 직물에 수지를 함침시켜 얇은 테이프 형태로 성형한 것으로 사용 및 보관을 편리하게 하기 위하여 이형지 위에 접착시켜 롤(roll)형태로 공급되게 된다. 일반적으로 열가소성 수지에 의한 경화단계는 다음의 3단계로 이루어진다. A - 단계는 수지와 경화제가 배합비에 따라 단순히 혼합만 된 상태로 경화반응이 전혀 일어나지 않은 상태이며, B - 단계는 수지와 경화제가 어느정도 반응이 진행되어 점도가 급상승하여 솔벤트(solvent)에 의해 용해되지 않고 열에 의해 용융되어 유동을 형성하는 단계, C - 단계는 수지와 경화제의 반응이 거의 끝나거나 완료도는 단계로 분류된다. 프리프레그의 제작에 사용되는 열가소성수지의 경화 정도는 작업성을 좋게 하기 위해서 B - 단계로 만들어 사용한다. 프리프레그 제작방법들의 한 방법으로 이형지 위에 미리 수지 필름을

만들어, 보강 섬유를 그 위에 함침시키기도 한다. 이와 같이 제작된 프리프레그는 보통 0°F(-20℃)이하의 온도에서 보관하여야 하지만, 수지의 반응성이 낮은 경화제를 사용한 경우는 상온에서 보관할 수 있다[11].

(1) 프리프레그 제조

① 습식 프리프레그 제조 공정

직조된 섬유강화천을 수지용액에 함침시켜 프리프레그를 제조하는 방법이며, 수지용액은 수지의 양과 경화제의 양을 적절히 계량하여 혼합한 용액이다. 이 용액중을 통과시킨 강화천은 건조 타워(drying tower)로 이송되어 과도한 수지를 제거하고 이형 필름을 한쪽 또는 양쪽 면에 부착시켜 롤 형태로 감는다.

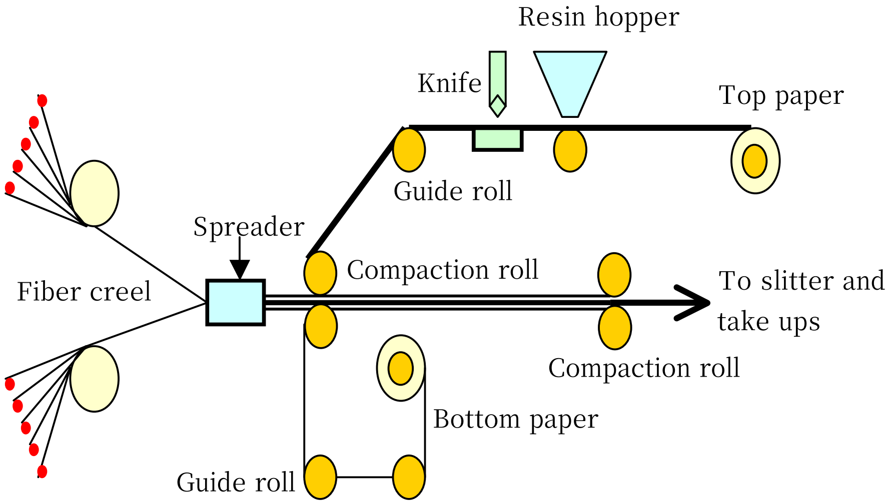


Fig. 4 Hot melting prepreg process

② 건식 프리프레그 제조 공정

강화섬유를 직물 형태로 직조하는 대신에 스풀(spool)에 균일한 방향으로 감아서 만드는데, 이 섬유들은 일정한 방향으로 배열되며, 이때 한 쪽 표면에 수지가 묻어 있는 종이를 가열하면서 반대편에 붙인다. 열에 의해 종이에 부착되어 있던 수지는 녹으면서 섬유들을 함침시킨다. 이 때 종이와 섬유에 압력을 가하여 프리프레그의 형태로 만든다[18].

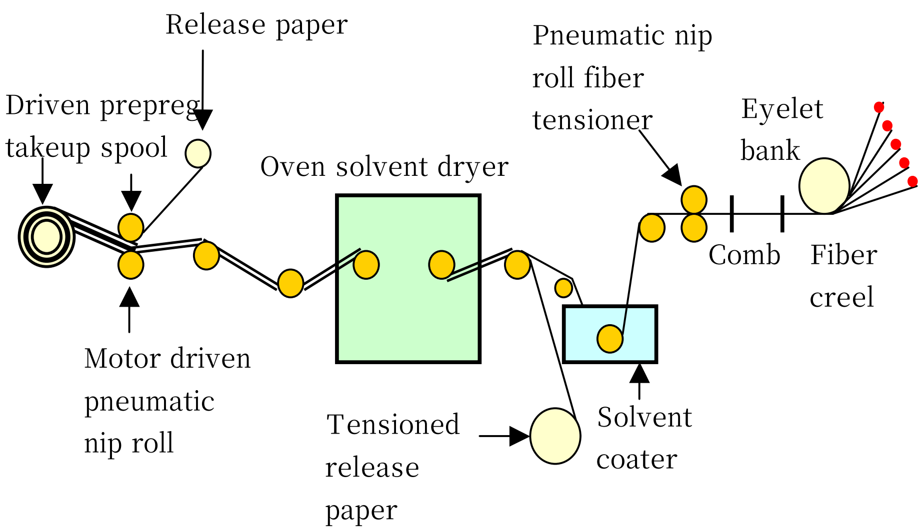


Fig. 5 Solvent prepreg process

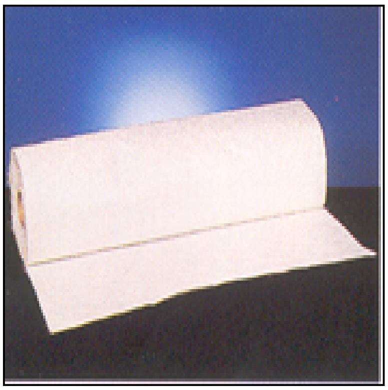
(2) 프리프레그의 종류

① Glass prepreg

유리섬유는 밀도가 매우 낮고, 강도는 매우 높으며, 영률이 별로 크지 않다. 따라서 유리섬유의 단위질량당 강도는 매우 높으며, 단위질량당 영률은 적당한 정도이다. 한편, 우주항공산업에 사용도리 수 있는 다른 첨단섬유(borbon, carbon, SiC, etc.)도 개발되어 있으나, 유리섬유는 가격이 저렴하고, 위와 같은 우수한 기계적 성질을 구비하므로 화학산업(저장탱크, 송유관 등) 및 레일과 도로등 운송산업 및 항공우주산업에서도 상당히 각광을 받고 있는 재료이다.

유리섬유강화 플라스틱 (Glass fiber reinforced plastic)은 유리섬유를 복합재료화 한 것이며, 케이스 형태로 다른 구조재료에 사용되거나, 또는 하중에 잘 견디는 구조벽판 또는 내하중성이 중요하지 않는 벽판에서도 필수 불가결한 재료로 사용되고 있다.

(a) Glass roving



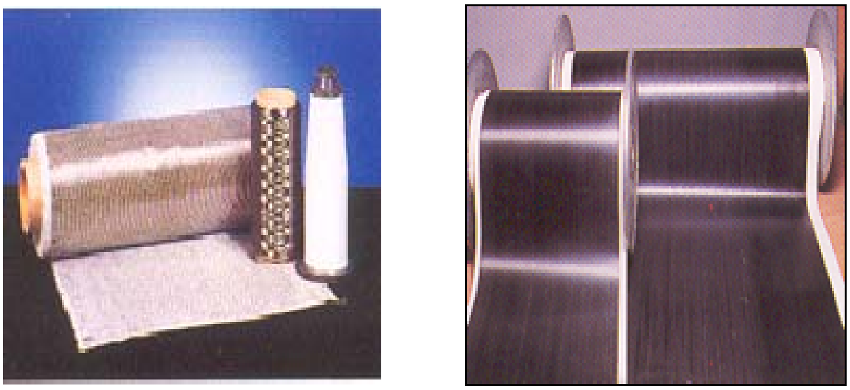
(b) Glass fabric

Fig. 6 Glass roving & fabric

② Carbon prepreg

항공용으로 사용되는 프리프레그의 보강재로 주로 탄소섬유가 채용되고 있다. 탄소섬유 복합재료는 기존의 금속재료가 갖고 있지 않은 여러 가지 장점, 즉 단위 질량당 높은 강성 및 탄성계수, 열변형률이 낮고 피로강도가 크다.

성형기술의 발달, 가격의 하락, 새로운 기지재료의 개발 등으로 인해 앞으로도 그 용도가 많이 늘어날 전망이다.

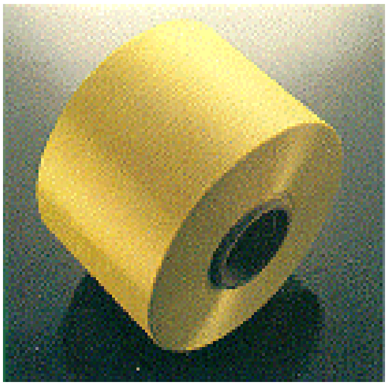


(a) Carbon fabric (b) Carbon preperg

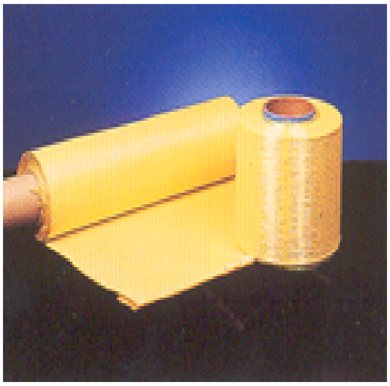
Fig. 7 Carbon fabric & preperg

③ Kevlar preperg

1972년에 Du Pont사가 개발한 Kevlar는 강도가 높고, 열에 대한 안정성, 치수안정성이 있고 내피로강도가 크며, 감쇄특성이 우수한 섬유이다. 한편, 아라미드섬유의 특성은 인장강도는 크지만, 압축강도는 그렇게 크지 않으나 감쇄특성이 우수하다. 이 특성을 살려, CFRP(Carbon fiber reinforced plastic) 등과 조합해서 Hybrid 복합재료로서 사용하는 경우가 많다.



(a) Kevlar roving



(b) Kevlar fabric

Fig. 8 Kevlar roving & fabric

2.2.2 코어 재료 (Core materials)

코어재는 조립품 형태로 제작되는 복합재료의 중간층에 사용되는 재료로 구조물의 압축강도를 크게 증가시키는 역할을 한다. Fig. 9는 굽힘 하중을 받는 코어재료의 응력장을 보여주고 있다.

샌드위치 패널은 저밀도의 코어재와 얇은 면재로 구성되어 있으며, 구조재로 사용되는 I-beam과 유사한 기계적 특성을 갖는 경량 구조재이다. 여기서 샌드위치 패널의 면재는 주어진 부하에 대하여 굽힘 응력을 받는 I-beam의 플렌지(flange)와 같은 역학적 역할을 한다.

한편, 코어재는 I-beam의 웨브(web)와 마찬가지로

전단응력을 받는다[19]. 그러므로 코어재가 구비해야할 가장 중요한 성질중의 하나는 전단 강도이다. 한 예로 Fig. 10과 같이 항공기 로터 블레이드(rotor blade)를 이루는 금속판재 면재는 비행중에 응력이 작용하는 방향으로 굽어지며, 항공기 운항의 횟수가 증가하면 금속에 피로를 일으킨다. 하지만 복합재료 블레이드의 경우에는 중간에 삽입된 코어재료가 블레이드 전체를 균일하게 유지해 주기 때문에 표면재의 휘어짐을 대부분 제거할 수 있다[20]. 이러한 코어재료로서 중심폼(central foam)이나 하니콤이 사용되고 있다. 고분자 수지를 모재로 하면 감쇠 특성이 매우 크고[21,22,23], 외부의 힘에 의하여 발생한 진동을 쉽게 흡수할 수 있는 장점도 지니고 있다. 폼 코어는 외부의 충격을 입어도 원형을 기억하여 가지고 있던 원래의 강도의 80%까지 회복한다. 그러나 대부분의 하니콤 코어는 탄성력이 거의 없다[24].

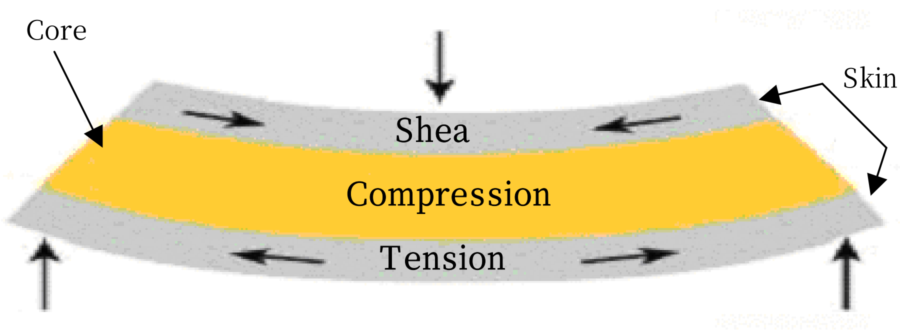
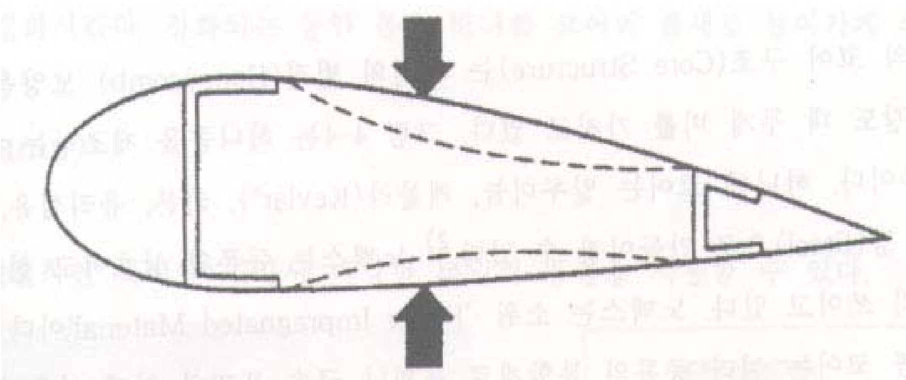
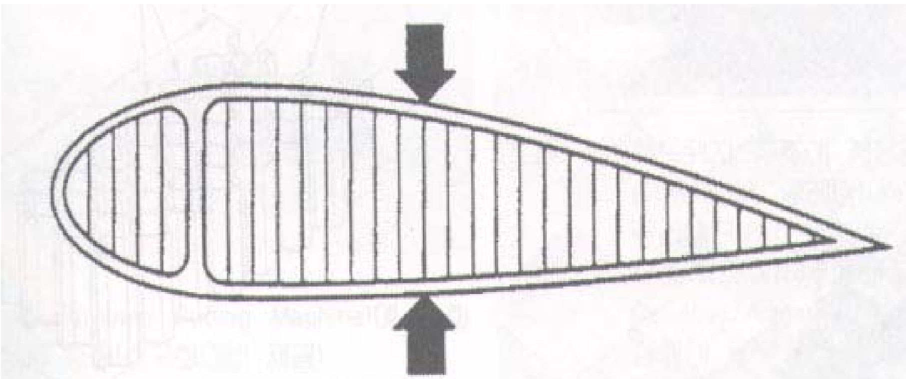


Fig. 9 Load in the element of a cored structure.



(a) Metal rotor blade



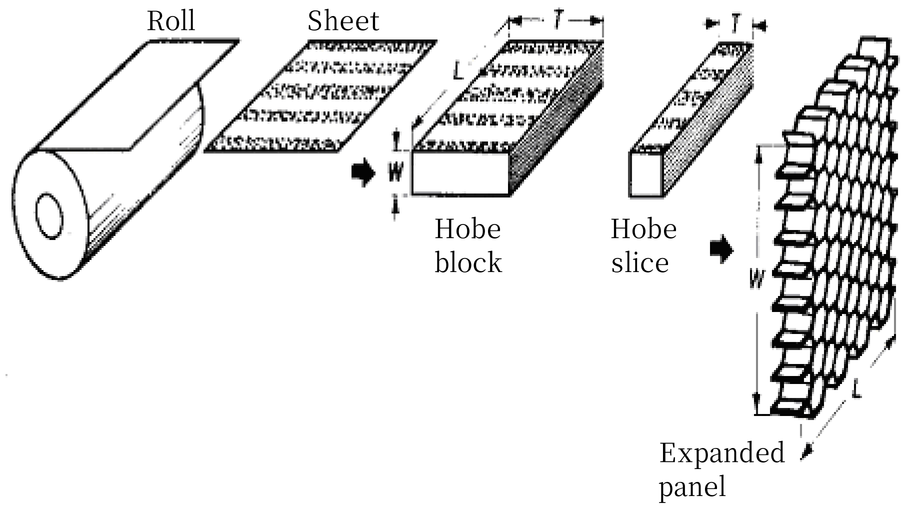
(b) Composite rotor blade

Fig. 10 (a) Metal skin will bend and flex when forces are applied in flight (b) Composites keep the structure form flexing in flight, eliminating fatigue

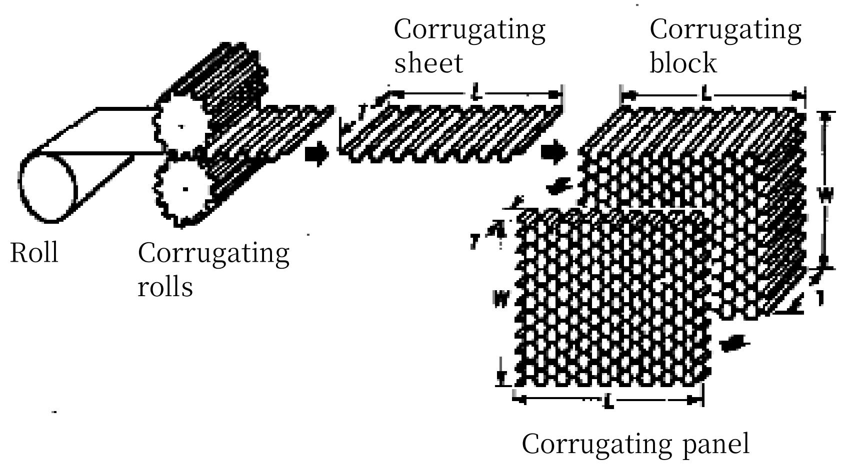
2.2.3 하니콤 코어 (Honeycomb core)

자연상태의 벌집(honeycomb) 모양의 구조를 가지고 있으며, 코어재의 밀도에 대한 강도가 매우 높다. 복합재료화의 장점을 적극 활용하기 위해 하니콤 구조를 도입시킨 샌드위치 구조가 매우 광범위하게 사용되고 있으며, 무게감소, 강도 증가 및 전반적인 비용감소 등의 효과가 있다.

일반적으로 하니콤을 제작하기 위하여 주로 Expansion method와 Corrugated method의 두 가지 방법이 사용되고 있다. Fig. 11은 하니콤 제조 방법인 Expansion method와 Corrugated method를 보여준다. 고밀도 제품의 경우를 제외한 대다수의 하니콤은 Expansion 법으로 제작되며, Node line에 접착제가 부착된 웨브재료(web material)를 적당한 크기로 절단한 후 적층시키고 접착제를 경화시켜 블록(block)형태로 만든다. 그리고 이 블럭을 원하는 두께로 잘라 slice형태로 만들고 팽창시켜 원하는 셀(cell) 형태로 만든다. Corrugated method는 웨브재료를 corrugating 롤로 성형 제작한 corrugated sheet의 node부분에 접착제를 바른 후 적층하여 블럭 형태로 만든 다음 원하는 두께만큼 잘라 사용한다.



(a) Expansion process



(b) Corrugated process

Fig. 11 Process method of honeycomb manufacture

하니콤은 코어의 재질과 사용 접착제 및 셀의 형태에 따라 수많은 종류가 (약 500여종의 상품이 있음)있는데, 그 구성형태를 살펴보면 화이버 시트 혹은 알루미늄 호일이 여러개가 적층된 상태로 각 node 끼리 접착되어 형태를 유지하고 있다. node 간의 접착은 접착제가 주로 사용되나 고온에서 사용되는 티타늄, 니켈 등의 하니콤은 점용접(spotwelding)이나 브레이징(Brazing)법을 이용하여 접착하기도 한다.

대부분의 비금속제 하니콤의 경우 화이버 시트를 페놀수지에 미리 함침시키거나, "dip coating" 을 한 node 본딩시에도 이와 똑같은 수지를 사용하거나 이것과 양립할 수 있는 접착제를 사용해야 한다. 이때 사용된 수지는 Fungus - Resistant 이고 금속을 부식시키는 것이 아니어야 한다. 하니콤을 재질별로 분류하면 알루미늄 하니콤, 노멕스 하니콤, 열가소성플라스틱 하니콤 등이 있으며, 그 특성은 다음과 같다.

알루미늄 하니콤은 단위 체적당 강도가 큰 구조재이며, 알루미늄 호일을 사용하며 다양한 형상의 하니콤을 만들수 있다. 알루미늄 하니콤은 기계적 성질이 우수하고 상대적으로 저가임에도 불구하고, 염수환경에서의 부식문제로 인하여 적용에 주의하여야 한다. 노멕스 하니콤은 노멕스 종이를 사용한다. 높은 기계적특성들과 낮은 밀도 그리고 우수한 장시간 동안의 안정성 때문에 항공분야가 아닌 고성형부분에서의 사용이 증가하고 있다. 하지만, 다른

코어재료에 비해 다소 비싸다는 단점이 있다. 열가소성플라스틱 하니콤은 무게가 가볍고, 유용한 특성들을 제공하고 쉽게 재활용을 가능하게 한다. Table 1은 셀 형태에 의한 분류를 나타내었다.

하니콤 타입을 선정할 때 고려해야 할 사항은 기계적 성질뿐만 아니라 그 외에 여러 가지 성질을 고려해야 한다. 이에 관련된 요소들에 대하여 살펴보면 Table 2와 같다.

Table 1 Classification of honeycomb by cell configuration

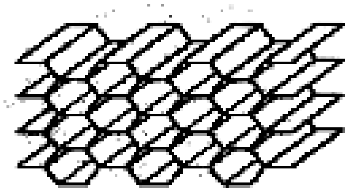
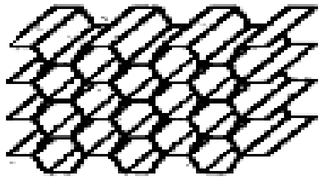
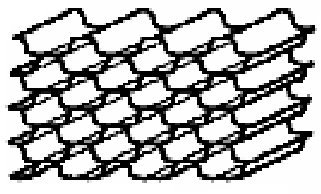
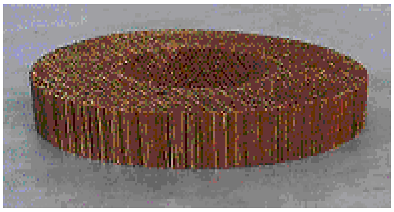
Kind	Cell Configurations
Hexagonal core	
OX - core	
Flex - core	
Tube - core	
Double - flex	

Table 2 Factors of selecting honeycomb type.

Honeycomb materials / Factor	Glass fiber resinfoeced honeycomb				Aluminum honeycomb			Aramid fiber reinforced honeycomb (Dipped in a phenolic resin)	Water resistant core (special application)
	Diped in a phenolic resin	Incorporated with bias weave	Diped in a polyester resin	Diped in a polyimide resin	A5052 / A5956	A2024	Al commercial grade		
Cost	M	M	M	H	M	H	L	M	L
Max.service temp.,℉(℃)	350 (177)	350 (177)	350 (177)	350 (177)	350 (177)	420 (216)	350 (177)	350 (177)	350 (177)
Flammability	E	E	E	E	E	E	E	E	P
Impact resistance	F	G	F	F	G	G	G	E	F
Moisture resistance	E	E	E	E	E	E	E	E	G
Fatigue strength	G	G	G	G	G	G	G	E	F
Heat transfer	L	L	L	L	H	H	H	L	L

※ E : Excellent, G : Good, F : Fair, P : Poor

※ M : Moderate, L : Low, H : High

2.2.4 폼 코어(Foam core)

폼은 코어재료중 가장 일반적인 형식중의 하나이며, 사용되는 재질의 종류는 PVC(polyvinyl chloride), PS(polystyrene), PU(polyurethane), 아크릴(polymethyl methacrylamide), PEI(polyetherrimide) 그리고 SAN(styreneacrylonitrile)을 포함하는 다양한 합성 중합물이다. 복합재료 구조물의 밀도는 2.5lb/ft^3~12.5 lb/ft^3 (40kg/㎥~ 200kg/㎥)까지 이며, 폼의 밀도는 1.9 lb/ft^3~18.7 lb/ft^3 (30kg/㎥~300kg/㎥) 이다. 또한 폼의 두께는 일반적으로 0.2in~2.0in(5mm~50mm)까지 다양하다.

다양한 타입의 폼들을 사용목적에 따라 각각 선택 사용할 수 있다. 고온용이나 내화성(fire resistance)용, 수리용, 구조재용 등 여러 종류의 밀도와 타입의 폼들이 있다[25].

PVC 폼은 고성능 샌드위치 구조물에 가장 보편적으로 사용되어 지는 코어재료이다. 엄밀히 말하면, PVC 폼은 PVC와 PU의 화학적 혼합물이지만, 간단하게 PVC 폼이라 부른다. PVC 폼은 동적, 정적 특성과 내흡수성이 우수하다. 그리고 사용 온도가 -400°F~ 180°F (-240℃~ 80℃)로 광범위하고, 내화학성이 좋다. 일반적으로 PVC 폼은 기차등과 같은 화재의 위험이 많은 곳에도 사용할 수 있는 내화성을 가지고 있다. PVC 폼의 주요 타입에는 Crosslink 폼, Uncrosslink 폼이 있으며 통상적으로 Uncrosslink 폼은 리니어(Linear)를 말한다. 리니어는 만곡부에서 강인하고

유연한 성질을 가지는 반면 crosslink 폼에 비해 기계적 특성 및 내화성은 떨어진다.

폴리스티렌 폼(polystyrene foam)은 경량이고 저가이며 소형 선박 및 서프 보드(surf board)등에 사용되고 있으며, 기계적 특성이 우수하지 않으므로 고성능 구조물 건설에는 별로 사용되지 않는다.

폴리우레탄 폼(polyurethane foam)은 에폭시나 폴리에스테르 수지 중 어떤 것과도 사용할 수 있는데, 대부분의 용제가 침투되지 않으므로 사용하기가 쉽고 가격도 비싸지 않으며, 우수한 기계적 특성을 나타낸다. 따라서 보온을 위한 저하중 샌드위치 판넬의 제작에 적합하다.

폴리메칠 메타크리라미드 폼(polymethyl methacrylamide foam)은 폼 코어 중에서 가장 높은 강도와 인성 및 안정성을 가지고 있는 장점이 있다. 반면에 고가이므로 헬리콥터 로우터 블레이드, 항공기 날개 등 항공 우주 산업 분야에 사용이 국한되어 있다.

스티렌 아크로니트릴 코-폴리머 폼(styrene acrolonitrile co-polymer foam)은 리니어 PVC 폼과 유사하며 신장성과 강인성의 크기가 비슷하고 고온성능, 정적특성은 향상되어 리니어 PVC 폼을 대신하여 많이 사용되고 있다.

2.3 복합재료의 손상 및 수리

항공기 생산업체에서는 손상의 정도를 무시할 수 있는 손상, 수리가능 손상, 수리 불가능 손상으로 3가지의 종류로 분류하고 있다. 무시할 수 있는 손상이란 비행제한을 야기할 수 있는 정도로 중대한 손상이 아니며, 간단한 절차에 의해서 교정될 수 있는 손상을 의미한다. 수리 가능 손상은 항공기 및 부품에 사용상의 제한을 가져오는 표피(skin), 연결부위(bond), 코어에 대한 손상을 말한다. 한편, 손상을 수리하는 방법은 구조물의 항공 역학적인 유연함을 원상태로 회복시켜 응력을 전달할 수 있게 하는 수리를 말한다. 수리한계를 넘는 손상을 입은 복합재료 부품은 구조공학 전담 엔지니어에 의하여 적절한 수리 방법이 제시되지 않는 한 반드시 교체해야 한다. 수리 불가능 손상이란 수리 한계를 초과하는 손상을 입은 것이다. 수리 방법 및 수리 종류는 항공업계에서 아직 표준화되지 못하고 있으며, 각각의 생산업자들이 독자적인 수리 절차와 손상을 분류법하고 있다. 여기에서 제시된 수리 방법들은 현재 가장 일반적으로 사용되는 수리 방법에 대해 기술하였다. Fig. 12는 일반적 수리 공정을 보여주고 있다[26].

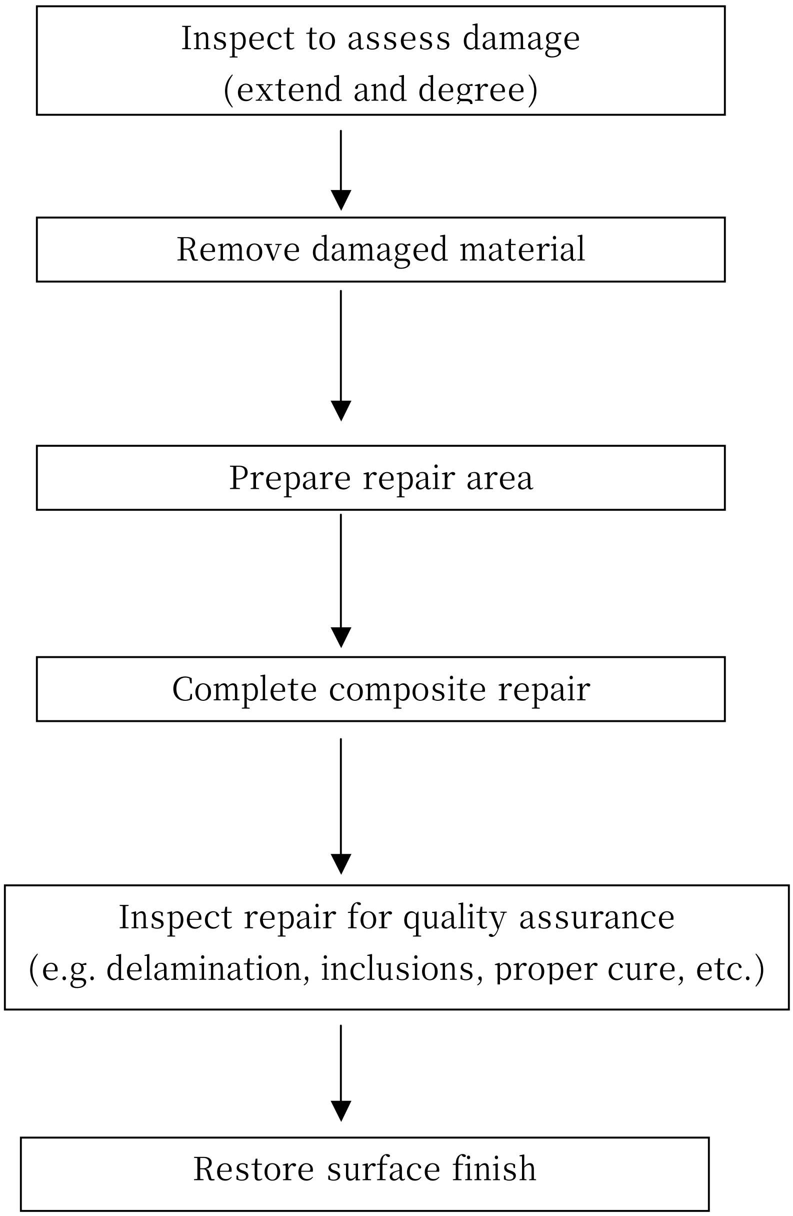


Fig. 12 Basic repair process of composites damage

2.3.1 손상의 종류

(1) 코스매틱 결함(Cosmatic defects)

구조물을 지탱하고 있는 강화 섬유들에 손상을 입히지 않고 표피에만 발생한 결함을 말한다. 이 결함은 취급도중의 Chipping이나 Scratch에 의해서 발생되며 부품의 강도에는 영향을 미치지 않고, 다만 외관상의 미적인 이유로 수리한다.

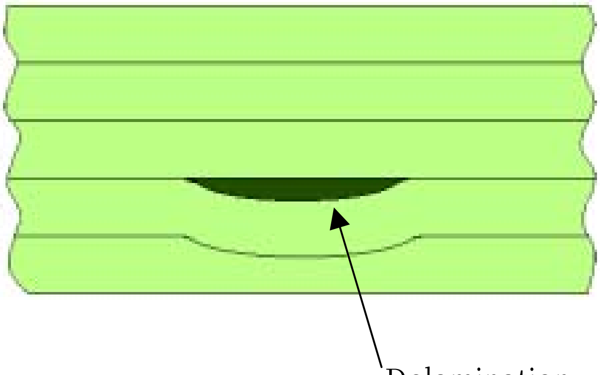
(2) 충격 손상 (Impact damage)

외부 물질에 부딪히게 되면 충격 손상이 발생할 것이다. 손상의 정도는 경미한 것에서부터 매우 심한 것까지 있다. 충격 손상의 가장 일반적인 원인으로 운송, 저장 중의 부주의한 취급이나 부품의 모서리 부분을 적당한 보호장치로 보호하지 않고 그대로 세워놓는 등의 이유로 발생한다.

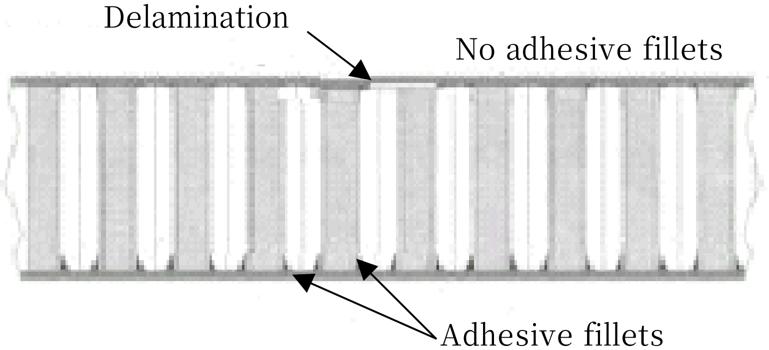
(3) 박리 손상 (Delamination damage)

Fig.13에 표시되어 있는 바와 같이 박리 손상은 강화섬유의 층이 서로 분리되거나 샌드위치 구조에서 코어 재료가 분리되면서 일어난다. 이는 섬유내의 수분, 충격, 번개 등 여러 가지 원인으로 발생할 수 있다.

박리가 발생되면 종종 다른 종류의 손상도 동반하는데 특히 충격 손상을 동반하며 이는 문제를 더욱 복잡하게 만든다.



(a) Laminate structure



(b) Sandwich structure

Fig. 13 Diagram of delamination damage in composit structrue

(4) 균열 (Crack)

금속재료에서의 균열과 마찬가지로 복합재료에서도 균열이 발생한다. 균열이 최상층의 페인트 혹은 기지 재료층에만 있고 내부 강화 섬유까지는 침투하지 않는 경우가 있다. 또한, 심한 균열은 강화섬유를 지나 내부 코어 재료까지 전파될 수 있으며, 이 경우에는 육안으로는 발견할 수 없다.

(5) 홀 손상(Hole damage)

홀 손상은 충격 손상, 패스너 작업시 과도한 토오크가 부하된 경우 패스너가 탈착되어 발생하게 된다. 잘못된 크기, 부적절한 위치에 만들어진 홀, 잘못된 개수의 홀 등은 홀 손상으로 분류된다.

(6) 번개로 인한 손상 (Light damage)

번개로 인한 에너지가 수지를 태워 증발시키고 강화 천을 노출시켜 발생된 손상이다.

(7) 빗물에 의한 침식 및 결빙 (Rain erosion & ice)

빗물은 1000km/h의 충격과 공기 속도를 갖고 샌드위치 구조물의 표면의 미세한 손상 또는 Pin Hole을 찾아서 코어재료로 침투하여 구조물에 충격손상 또는 침식작용을 일으킨다. 또한 표면의 미세 균열이나 Pin Hole로 파고든 수분은 항공기의 고도 변화에 따른 결빙-융해의 반복 현상에 의해서 표피와

코어재료 사이의 층간 분리를 일으키기도 한다.

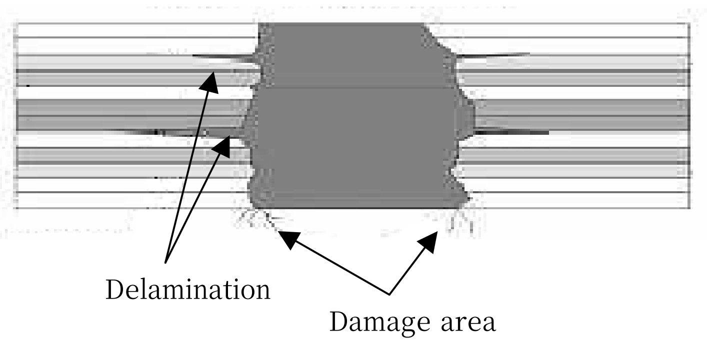
(8) 정전기에 의한 손상 (Static electricity)

샌드위치 구조물의 외부 표면에 형성되는 정전기는 여타의 인접된 전도 물질로의 전기적 이동이 발생하면 구조물 외부 표면에 국부 연소작용을 일으켜 미세한 구멍을 만드는데 이는 수분 흡수 경로로 되어 또 다른 손상의 원인이 된다.

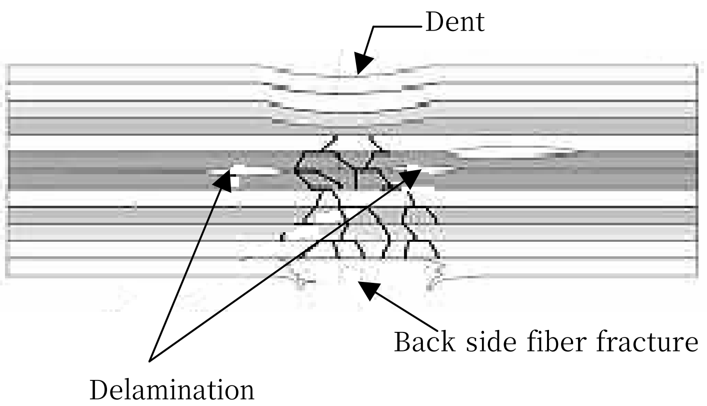
2.3.2 손상의 평가

복합재료의 손상은 종종 외형상으로 잘 나타나지 않는다, 금속재료 구조물은 손상이 된 후 움푹 들어간 자국(dent 또는 ding)으로 나타나지만, 현재까지 복합재료 구조물에서는 층간 박리 현상 또는 다른 손상들은 외형상으론 보여지지 않는 경우가 많다.

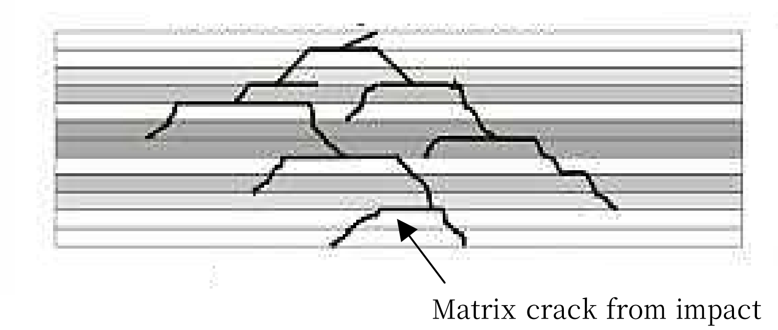
충격 에너지는 복합재료 구조물 안에서의 손상에 큰 영향을 미친다. 복합재료 구조물에 매우 큰 에너지나 중간정도의 에너지가 가해진다면 손상을 외형상으로 발견하는 것은 쉽지만 작은 에너지가 가해진 내부의 손상은 외형상으로 발견하기는 어렵다. Fig. 14는 충격에너지의 정도에 따른 복합재료의 손상 정도를 보여주고 있다.



(a) High energy impact



(b) Medium energy impact



(c) Low energy impact

Fig. 14 The schematic of damage by impact energy

손상의 정도 및 범위를 파악하는 방법으로 다양한 비파괴 검사 방법들이 도움을 주고 있다. 각각의 검사 방법들은 장단점을 가지고 있으므로 정확한 손상 평가에 필요한 것들을 제시하기 위하여 한가지 방법이상의 검사를 필요로 한다. Table 5는 비파괴 검사 방법들의 특징을 보여주고 있다.

Table 5 A Basic comparison between the non - destructive inspection techniques

	Visual	Tap test	A - scan	C - scan	X - ray	Thermal	Dye penet
Surface delams.	B	A	B	A	B	A	N/A
Deep delams.	N/A	C	A	A	B	B	N/A
Full disbond	B	B	A	A	B	A	N/A
Kissing disbond	N/A	C	C	C	N/A	N/A	N/A
Core damage	B	B	C	A	A	B	N/A
Inclusions	B	B	A	A	A	A	N/A
Porosity	B	N/A	B	A	N/A	N/A	B
Voids	B	B	B	B	B	B	B
Backing film	N/A	B	B	B	B	B	N/A
Edge damage	A	B	B	A	A	B	A
Heat damage	B	B	B	B	N/C	B	N/A
Several impact	A	A	A	A	C	A	A
Medium impact	A	A	A	A	N/A	C	C
Minor impact	C	C	C	C	N/A	C	N/A
Uneven bondline	C	N/A	C	C	C	C	N/A
Week bond	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
Water in core	N/A	B	C	A	B	A	N/A

※ A : indicates damage where the technique scores well.

※ C : indicates damage where the technique is not so good.

2.3.3 수리의 종류

(1) Cosmetic repair

표면상으로 손상된 부위에 유동성의 충진재를 채워 경화시키는 수리 방법으로 Fig. 15에서 보여지는 것과 같다.

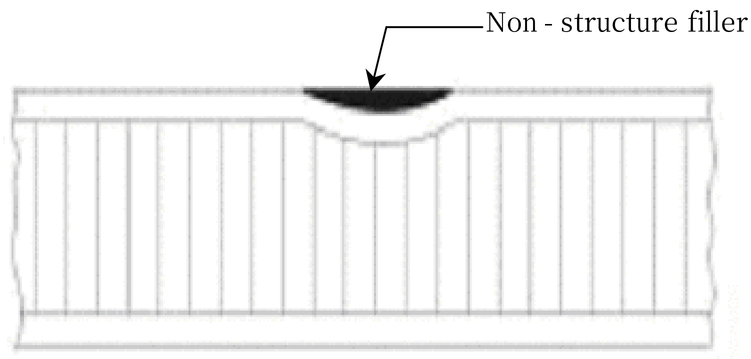


Fig. 15 Cosmetic repair

(2) Resin injection repair

수지의 주입법은 홀이나 공동을 채우는데 사용되며, 바늘과 주사기를 사용하여 한 층에서만 박리 손상이 발생했을 경우에 적용되는 효과적인 수리법이다. 장점은 수리가 신속하고 저가인 것이며, 단점은 강도의 회복 정도가 크지 않다. 그러므로, 박리의 확대를 느리게 하는 임시적인 조치법으로 채용되고 있다. Fig. 16은 수지 주입 수리법을 보여주고 있다.

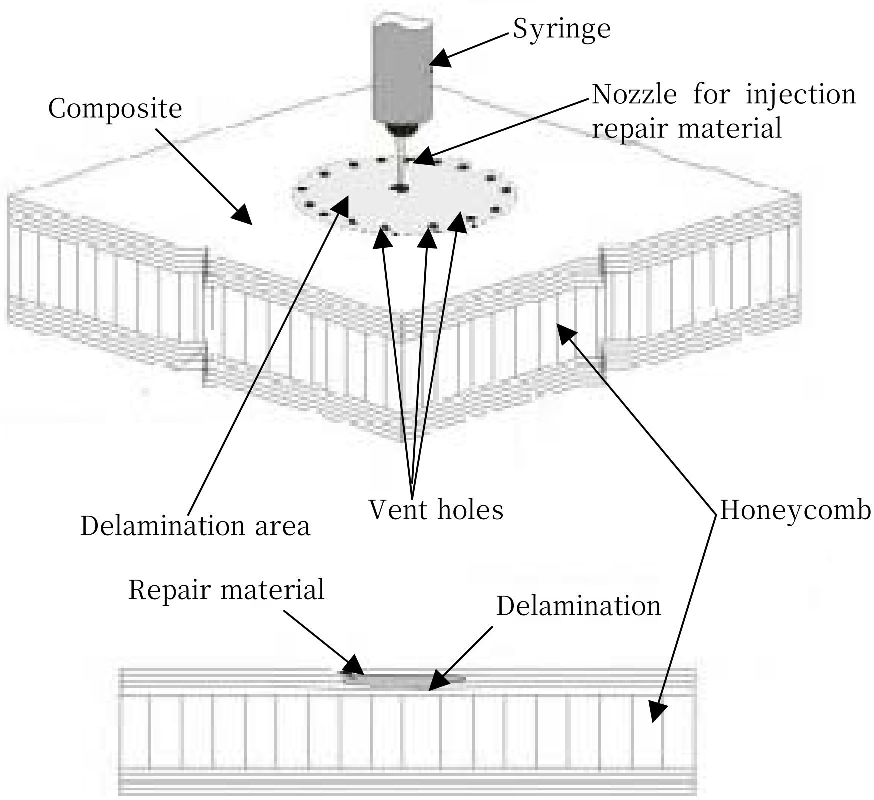


Fig. 16 Resin injection repair

(3) Semi - structure plug/patch repair

이 수리 방법은 어느 정도의 강도를 복원할 수 있으며, 고정용 볼트를 사용하므로 두껍고 견고한 라미네이트가 사용된 손상부의 수리에 특별한 효과가 있다. Fig 17에서 수리 방법을 보여 주고 있다.

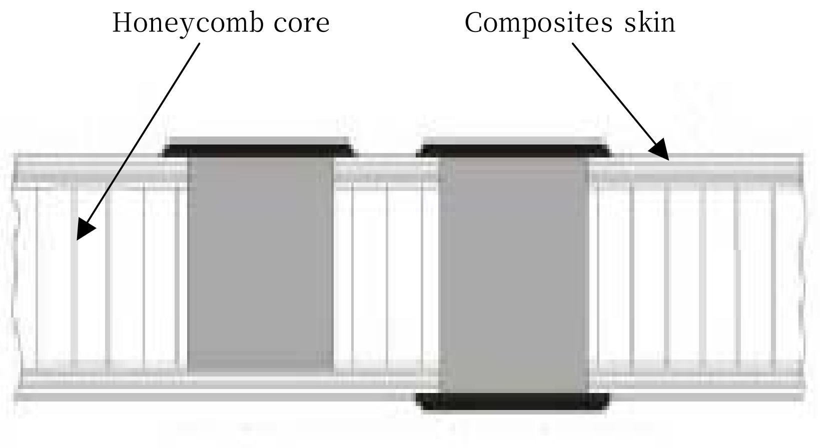


Fig. 17 Semi - structure plug/patch repair

(4) Structure mechanically - fastened doubler repair

고하중을 받는 견고한 라미네이트에 사용할 수 있는 수리법으로 종종 구조물의 수리에 적용된다. 이 방법은 공기역학적으로 변화를 유발시키게 되며, 또한 완전하게 손상 부위가 제거되지 않아 손상부 주위에 하중이 전달되게 되면 가장자리와 모서리부에 응력 집중 현상이 발생된다.

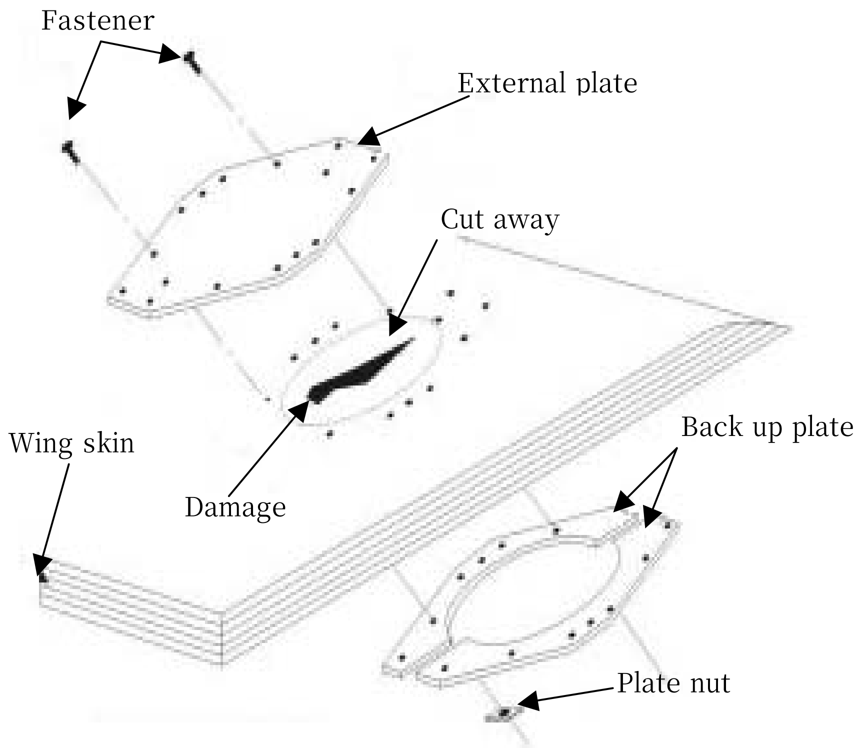


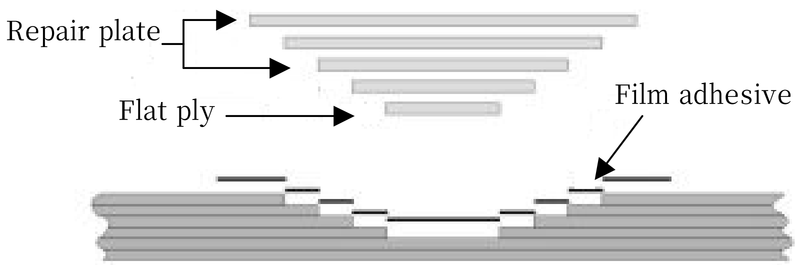
Fig. 18 Structure mechanically - fastened doubler repair

(5) Structural bonded external doubler repair

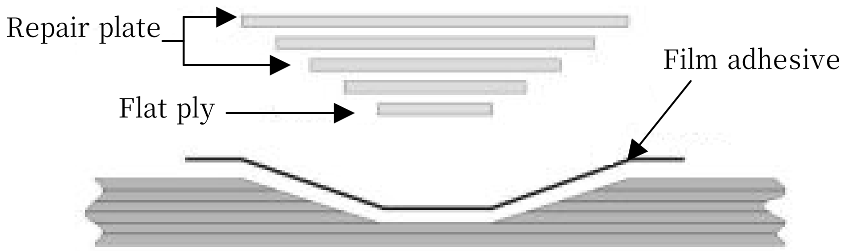
저하중의 얇은 라미네이트 구조물을 수리를 실행하는데 사용된다. 사용되어지는 모재 수지의 종류에 따라서 경화온도가 결정되어진다. 인성 저하 그리고 무게 증가라는 큰 단점을 가지고 있는 반면에 구조물이 가진 초기 강도값의 상당 부분까지 회복할 수 있는 장점을 가지고 있다. 그리고 일반적으로 간편하고 신속하며, 고기능을 필요치 않는 수리 방법이다.

(6) Structural flush repair

이 수리법은 수리할 부위와 수리용 패치를 접합시켜 구조적 특성을 충분히 회복할 수 있으며, 수리용 패치는 손상부분에서 제거한 복합재료 라미네이트로부터 교체할 각 플라이의 크기를 결정한다. 수리용 패치의 크기는 샌딩 레이어(sanding layer)와 같은 마무리 작업을 위해 약간 크게 하는 것을 제외하면 수리를 위한 부분과 정확하게 맞아야 한다.



(a) Step removal



(b) Scarf removal

Fig. 19 Structural flush repair

제 3 장 라미네이트 강도 평가

3.1 시험재료

본 실험에서는 프리프레그로 Cytec Fiberite사에서 제조한 고온경화용 Glass/Epoxy 프리프레그 ST7781과 ST220을 사용하였다. Table 3에서 표시된 바와 같이 인장강도는 각각의 프리프레그는 402.7, 530.9MPa이고, 수지 함유율은 42%, 39%이다.

Table 3 Properties of ST 7781 ST 220

Properties	Material	
	ST220	ST7781
Tensile strength(MPa)	402.7	530.9
Tensile modulus(GPa)	21.17	23.44
Compressive strength(MPa)	471.6	543.3
Compressive modulus(GPa)	19.79	27.58
Resin solid content(%)	42	39
Gel time(min)	4	4

3.2 시험편 제작

Table 3의 재료를 사용한 시험편을 제작하기 위하여 오토클레이브 성형법을 사용하였으며, 제조회사에서 제시한 경화사이클에 의한 온도 조건과 압력을 적용하였다. Fig. 20은 본 연구에서 채택한 경화 사이클(Cure cycle)의 온도 조건과 압력을 표시하고 있다. 또한, Fig. 21은 Tensile, Compressive 및 Interlaminar shear test 용 시편제작을 위한 Lay-up 과정을 나타낸다.

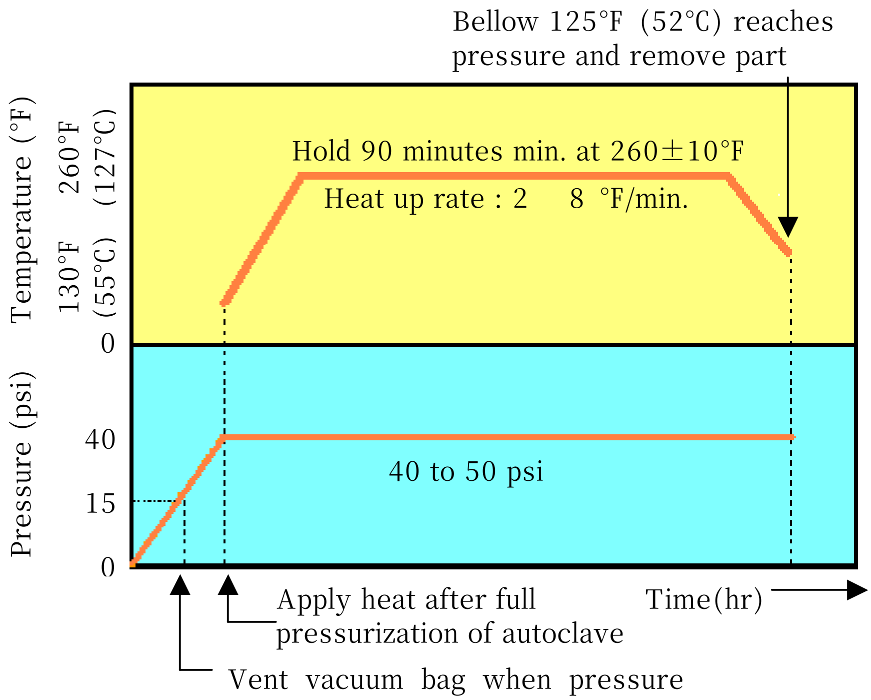


Fig. 20 Autoclave cure cycle for laminate & honeycomb specimen

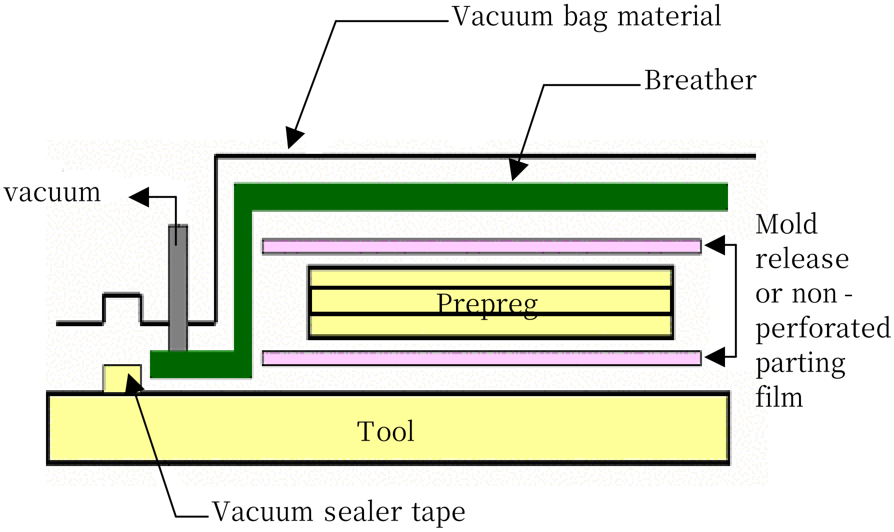


Fig. 21 Lay - up for laminate specimen

Table 6에 시험용 라미네이트를 제작하기 위한 프리프레그의 적층수를 표시하였다

Table 6 Staking requirements and nominal ply thickness or testing, laminate properties

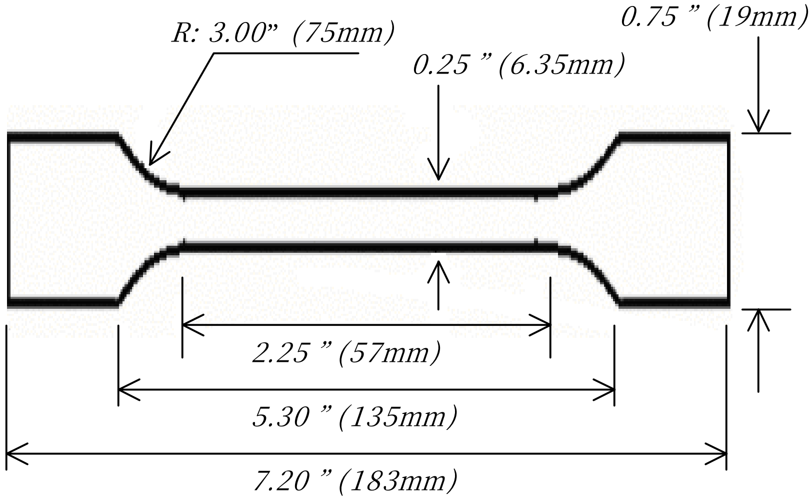
Characteristic	Style 7781	Style 220
Thickness per ply, inch(mm)	0.0095 (0.241	0.0042 (0.107)
No. plies, laminate tests		
Mechanical tests	10	21
Interlaminar shear	16	30

본 시험에 사용한 오토클레이브의 모습을 Fig. 22에 나타내었으며, 그 제원은 36in(0.9m) χ 72in(1.8m) 크기로 최고온도 500°F(260℃) 와 200psi의 압력을 가할 수 있다.

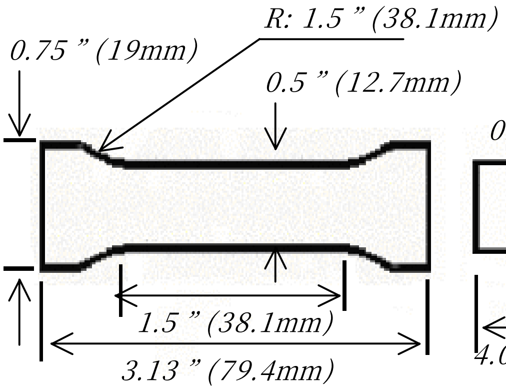
Fig. 22 The real shape of the used autoclave for laminate and sandwich panel process.

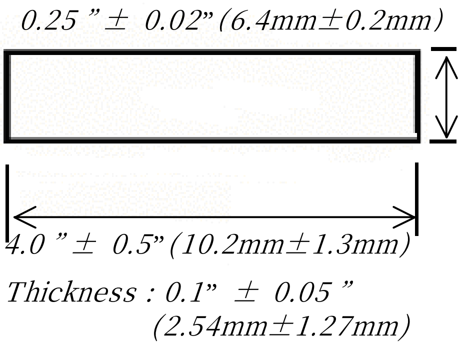
오토클레이브에서 성형된 각 판넬로부터 Fig. 23의 형태로 시편을 가공하였다. Fig. 23에서 (a)는 인장시험용 시편, (b)는 압축시험용 시편형상이며, (c)는 Interlaminar share test의 시험편의 형상이며, 인장 및 압축시편은 Tensile cut 시편 가공기에서 치구를 사용하여 규격(ASTM D638 - 99,ASTM

D695 - 96)에 의거하여 가공하였으며 Interlaminar shear 시편은 Diamond saw로 가공하였다.



(a) Tensile specimen





(b) Compressive specimen (c) Interlaminar shear specimen

Fig. 23 Classification of test specimens

3.3 시험 방법

가공된 시편을 260°F(127℃) 건조로에서 각각 1.5, 3, 4.5, 6, 50, 150 시간동안 가열하였다. Fig.24는 가열한 실제 시편을 나타내었다. Fig. 20에서 표시한 바와 같이 초기상태 시험편에 대한 경화 시간이 90분임을 감안하면 150시간의 에이징(aging)은 수리 횟수 약 100회에 따른 경화를 진행한 것과 같은 효과를 나타낸다. 인장 및 압축 시험은 만능시험기로 시험하였다. Fig. 25와 Fig. 26은 만능 시험기에 시험편을 장착한 상태이며, 스트레인(strain) 게이지가 장착되어 있다[27][28][29][30]. 압축 및 전단 시험 시의 cross head speed는 0.05 in/min (1.27mm/min)으로 하였다. Fig.27은 test후 파단된 시편의 모습을 나타내었다.

(a) Tensile specimen

Fig. 24 Configuration of test specimen

(b) Compressive specimen

(c) Interlaminar shear specimen

Fig. 24 To be continued

Fig. 25 The real shape of the used tensile test machine.

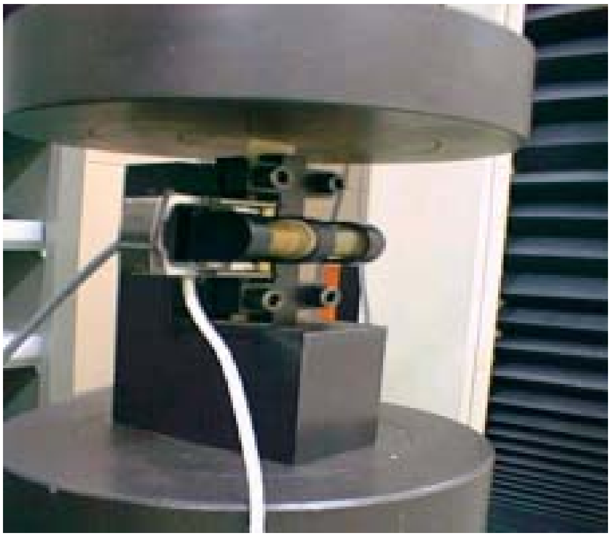


Fig. 26 The real shape of the used compressive test machine.

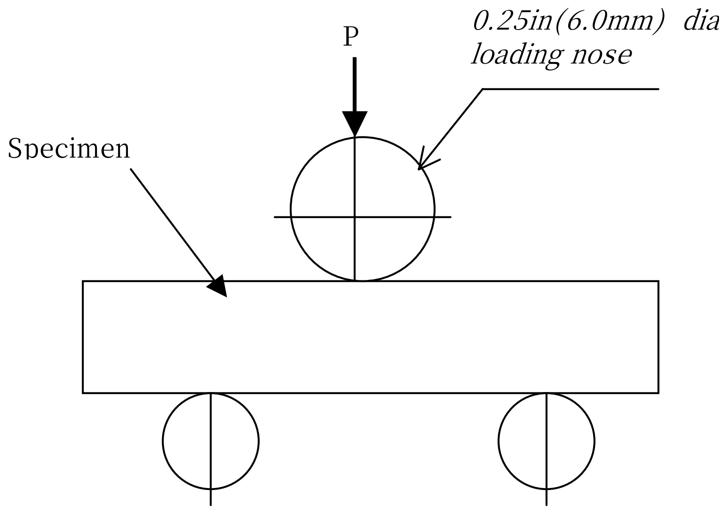
(a) Tensile specimen

(b) Compressive specimen

Fig. 27 Configuration of fractured specimen after test

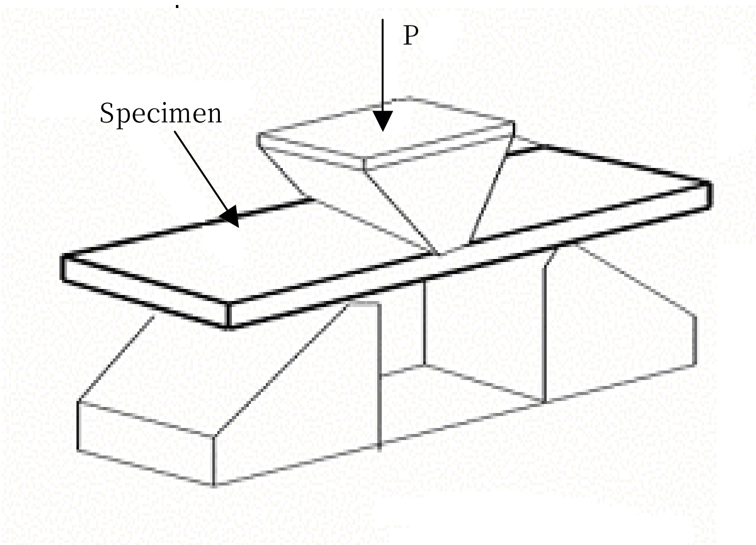
Interlaminar shear test에 사용되는 시험편의 형상에 따른 두 가지의 종류가 있다. Fig. 28은 Interlaminar shear test 방법 및 시험편을 보여주고 있다. Fig. 28의 (a)는 실제 굴곡이 있는 항공기 부품이나 굴곡으로 만들어진 시험편에 사용되어지고, (b)는 평면의 항공기 부품이나 시험용으로 많이 쓰여지고 있다. 본 시험에서는 시험편의 제작의 편리성을 고려하여 (b)의 시험법을 사용하였다[31].

Fig. 28의 (b)에 나타나듯이 제작된 시험편을 diamond wheel cutter machine을 이용하여 절단하여 실제 시험한 모식도이다.



(a)

Fig. 28 The diagram interlaminar shear test



(b)

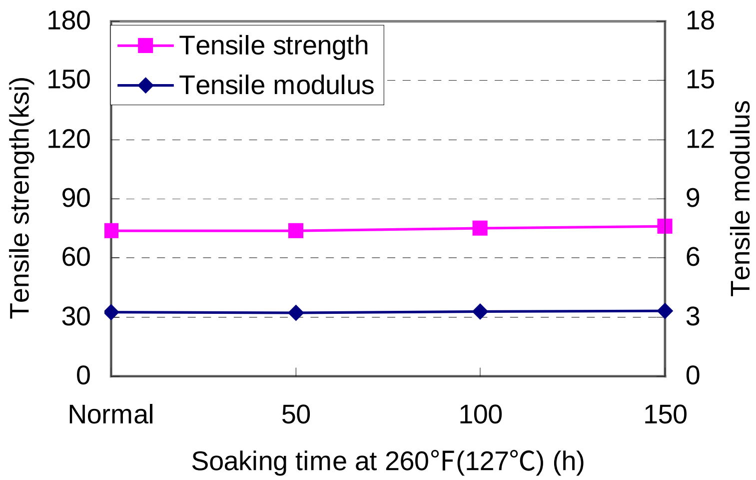
Fig. 28 To be continued

3.4 실험 결과

Table 7.과 Fig. 29에 라미네이트 시편의 시험으로부터 얻어진 인장강도 및 인장탄성, 압축강도 및 압축탄성과 전단강도결과를 나타내고 있으며, 열간 노출시간이 증가함에 따라 탄성값의 변화는 보이지 않으나, 강도는 약간 상승함을 보여주므로, 열간 노출에 의한 라미네이트의 특성저하는 발생되지 않았음을 알 수 있다.

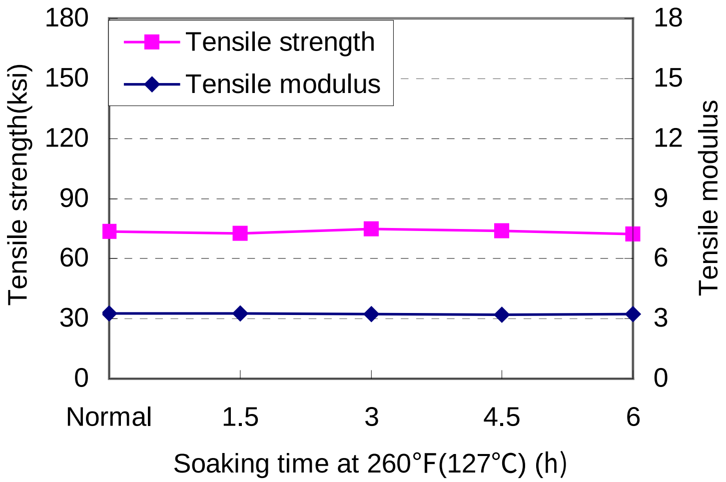
Table 7. Data of laminate panel test

Item / Time (h)	Tensile test		Compressive test		Interlaminar shear test
	Strength (ksi)	Modulus	Strength (ksi)	Modulus	Strength(ksi)
Normal	73.6	3.26	72.2	3.64	8.89
1.5	72.5	3.25	68.5	3.68	
3.0	74.8	3.22	75.0	3.79	
4.5	74.0	3.21	69.0	3.63	
6.0	72.3	3.22	70.8	4.06	
10					9.30
50	73.8	3.23	76.6	3.89	9.03
100	74.9	3.28	73.4	4.06	8.98
150	76.1	3.30	80.2	3.93	9.27

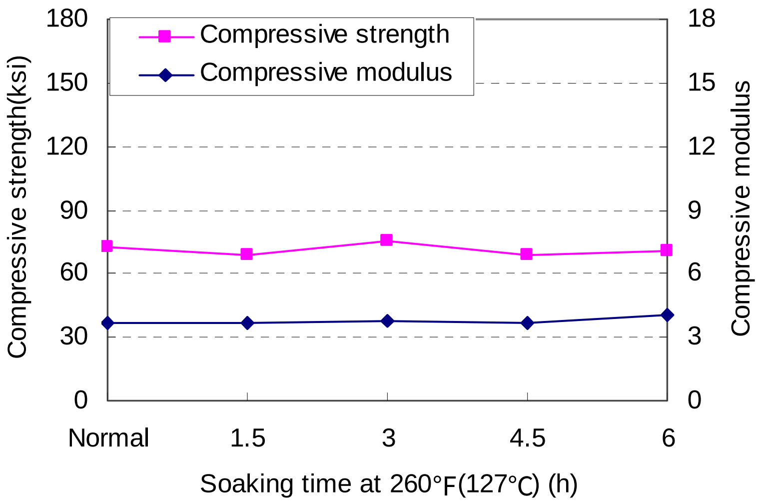


(a) Tensile strength(I)

Fig. 29 Laminate panel test curve of average data

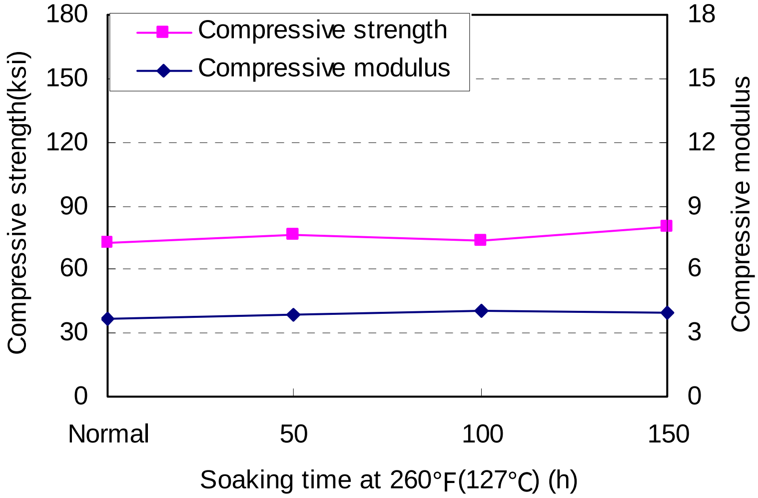


(b) Tensile strength(II)

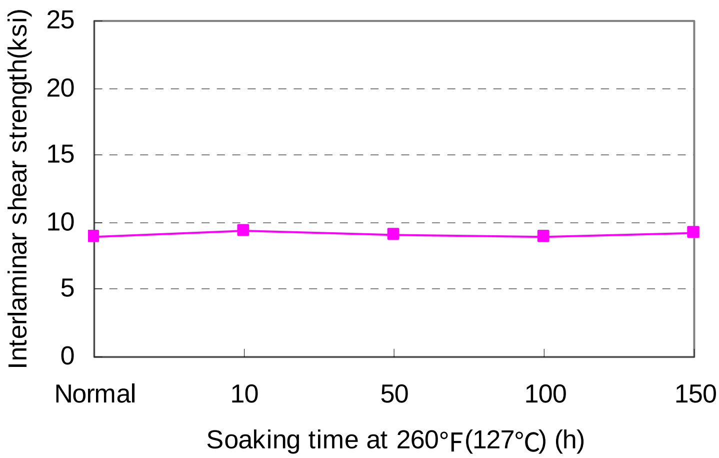


(b) Compressive strength(I)

Fig. 29 To be continued



(d) Compressive strength(Ⅱ)



(e) Interlaminate shear strength

Fig. 29 To be continued

제 4 장 하니콤 샌드위치 구조물의 수리 시 반복 경화에 따른 강도특성 평가

4.1 시험재료

본 실험에서는 프리프레그로 Cytec Fiberite사제의 고온경화용 Glass/Epoxy 프리프레그 ST7781과 ST220을 사용하였고, 하니콤 코아로는 Hexcel사에 제조한 유리섬유 하니콤을 사용하였다. 그리고 Test block 접합재는 3M사의 Paste type adhesive(Scotch-weld EC 2216 A/B)를 사용하였다. Table 4에 하니콤 코아의 기계적성질을 표시하고 있다.

Table 4 Properties of fiberglass honeycomb core

Properties		
Density(kg/㎥)		123
Ribbon direction	Shear strength(MPa)	3.6
	Shear modulus(MPa)	144.7
Warp direction	Shear strength(MPa)	3.0
	Shear modulus(MPa)	137.5

Table 3과 Table 4에 표시된 각각의 재료를 사용하여 샌드위치 구조의 시험편을 제작하기 위하여 오토클레이브 성형법을 사용하였으며, 제조회사에서 제시한 경화사이클에 의한 온도 조건과 압력을 적용하였다.

4.2 시험편 제작

본 실험에서 사용된 경화조건으로서 Fig. 20에서 표시한 경화 사이클의 온도 조건과 압력을 적용하였다. Fig. 30은 샌드위치 시편을 제작하기 위한 적층과정을 모식화 한 것이며, 표면재에 해당하는 프리프레그는 상하면에 각각 2 플라이를 적층하였으며, 그 사이에 강화섬유 하니콤코어를 삽입하였다.

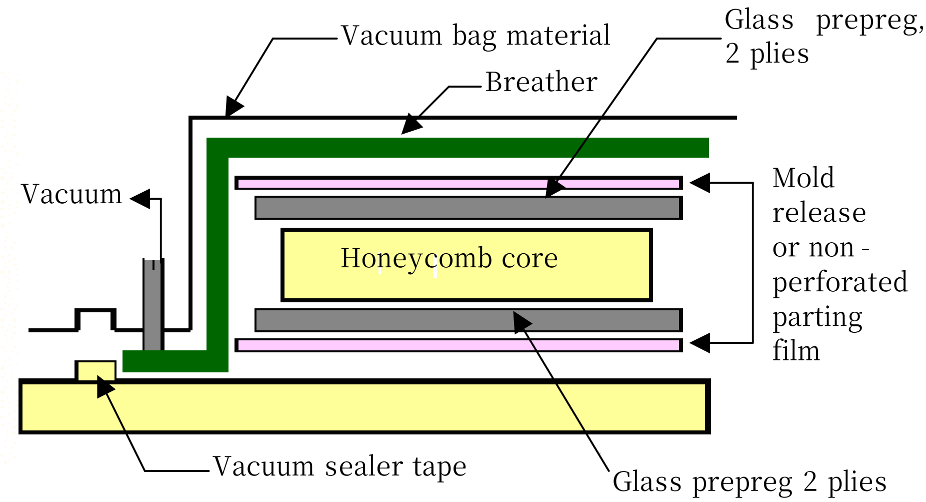
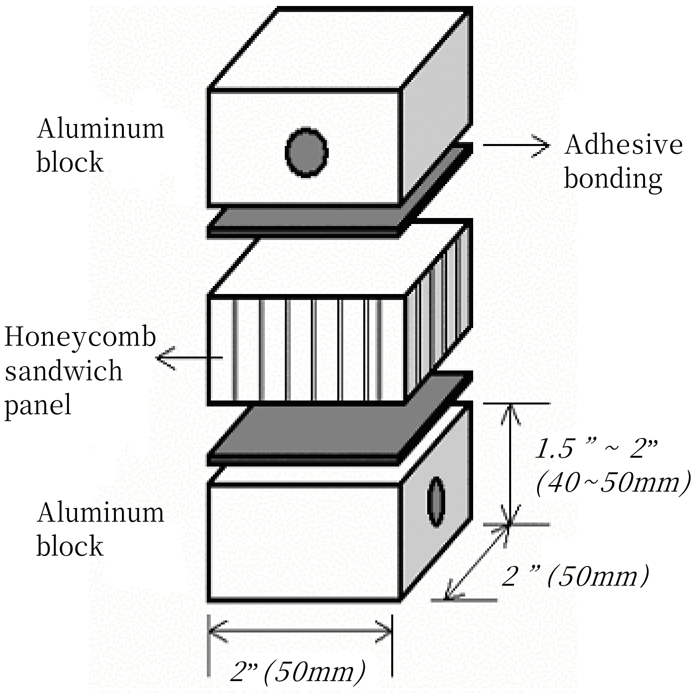


Fig. 30 Lay - up for sandwich structure

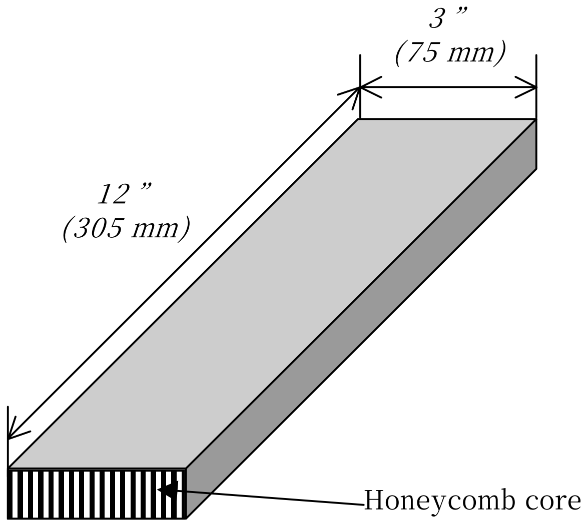
하니콤 코어로 보강된 복합재료 시편은 오토클레이브 성형법을 이용해 Fig. 31과 같은 형상으로 제작하였다. (a)는 Flatwise tension 시편모양이며, (b)와 (c)는 Drum peel 시편과 Long beam flexural 시편을 나타낸다. Flatwise tension 시편과 알루미늄 블록과의 접착은 3M 2216 접착제 필름을 사용하였으며, 상온에서 24시간 경화 후, 158°F(70℃)

에서 1시간 경화접착 하였다. diamond saw로 가공하여 완성한 Fig. 31과 같은 형상의 시험편을 Fig. 32에 나타내었다.

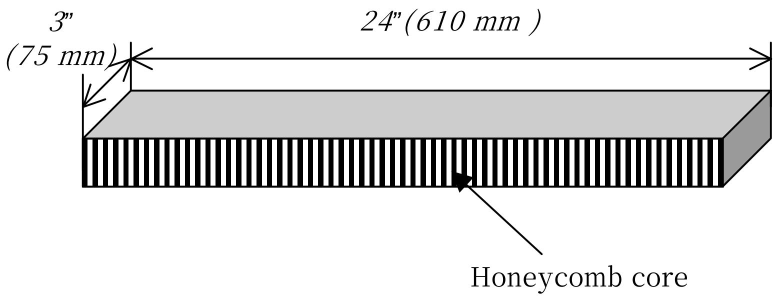


(a) Flatwise specimen

Fig. 31 Classification of test specimens



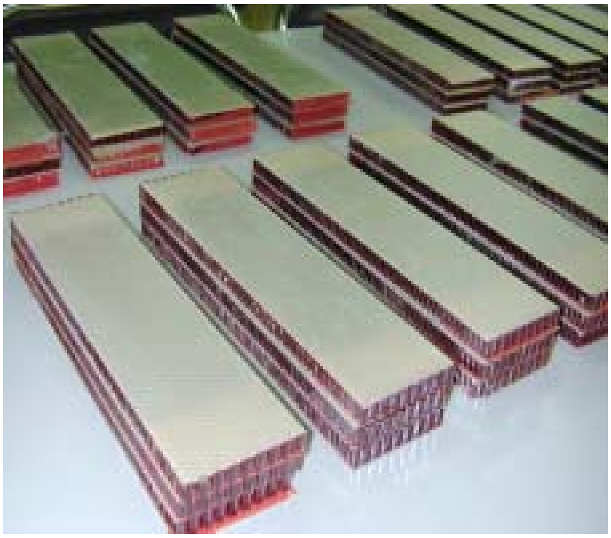
(b) Drum peel specimen



(c) Long beam flexural specimen

Fig. 31 To be continued

(a) Flatwise specimen



(b) Drum peel specimen

Fig. 32 Configuration of test specimen

(c) Long beam flexural specimen

Fig. 32 To be continued

4.3 시험 방법

제작된 시편을 260°F(127℃)의 건조로에서 100, 300, 500 시간의 노출하였다. Fig. 20에서 보는 바와 같이 초기상태 시험편의 경화 시간이 90분임을 감안한다면 100시간의 에이징은 약 66회에 걸친 수리의 경화를 진행한 것과 같은 효과이다. 시험조건은 Drum peel시험, Flatwise tension 시험[32]과 Long beam flexural 시험 시 Cross head speed 가 0.29in/min(7.3mm/min)으로 하였다. Flatwise tensile, Drum peel 및 Long beam flexural strength의 시험을 Fig. 32에 나타내었다.

(a) Flatwise tensile

(b) Drum peel strength

Fig. 33 The real shape of honeycomb testing by test Machine

(c) Long beam flexural

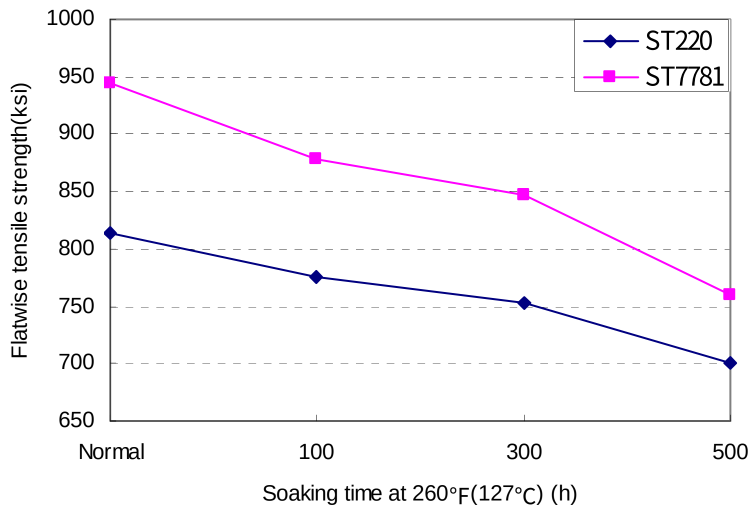
Fig. 33 To be continued

4.4 시험 결과

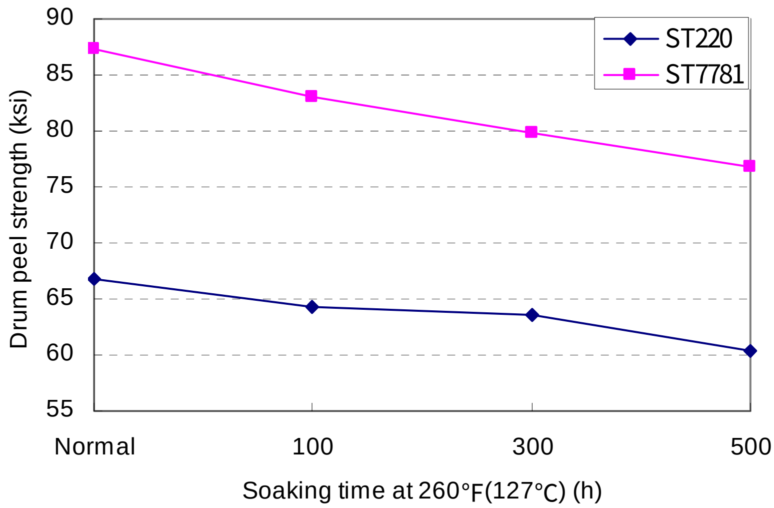
하니콤 시편은 에이징 시간이 증가할 수록 강도가 감소하는 것을 관측할 수 있었다. Table 8.과 Fig. 34에 Flatwise tension, Drum peel 및 Long beam flexural 의 에이징 시간에 따른 강도 변화를 표시하였다.

Table 8. Data of honeycomb panel test

Item / Time (h)	Flatwise tensile strength (ksi)		Drum peel strength (ksi)		Long beam flexural strength(ksi)	
	ST220	ST7780	ST220	ST7780	ST220	ST7780
Normal	943.7	813.8	87.35	66.85	1946	947.7
100	878.0	775.0	83.10	64.37	1772	852.6
300	846.1	752.3	79.80	63.60	1693	731.7
500	760.0	700.0	76.70	60.35	1514	714.0

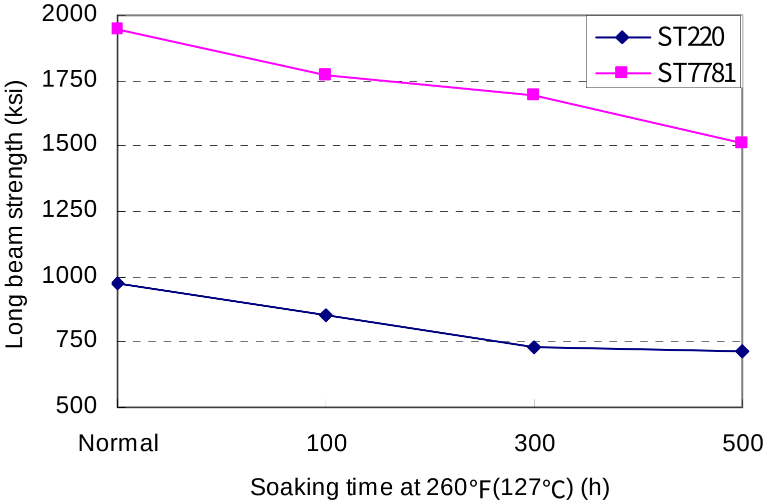


(a) Flatwise tensile strength



(b)Drum peel strength

Fig. 34 Honeycomb panel test curve of average data



(c) Long beam flexural strength

Fig. 34　To be continued

제 5 장 종 합

본 연구에서는 라미네이트 복합재료 및 하니콤 샌드위치 복합재료가 열에 반복적으로 노출되었을 때 기계적 성질 변화에 미치는 영향을 조사하였다. 라미네이트 시편은 보강재와 강도와 수지강도가 미치는 영향을 비교할 때 보강재의 역할이 크게 작용을 하게 된다. 따라서 열간 노출시 전체적인 강도값은 보강재의 영향을 받게 되며, 또한 보강재의 강도는 온도의 영향을 크게 받지 않으므로서 전체적으로는 열간노출에 미치는 라미네이트 특성저하의 영향이 적을 것으로 추정된다.

하니콤 시편의 경우를 보면 하니콤 코어와 프리프레그 수지와의 접착 특성이 전체적인 강도를 결정하게 되는데, 이는 보강재인 코아의 영향보다는 수지가 매우 크게 작용을 하게 된다. 에폭시 수지는 Fig. 9에 나타낸 바와 같은 경화사이클로 경화된다. 이러한 경화사이클은 제작사에서 프리프레그가 일정한 성능 즉, 통상 1000psi의 Lap shear strength을 확보하기 위한 온도조건이다. 경화사이클에서 온도가 증가하며 실제의 경화온도에 도달하기 전에, 겔화가 먼저 시작되며 고분자반응이 진행된다. 최대온도에서 약90분간의 유지 시간 중에 고분자 사슬간의 가교결합이 이루어진다. 그러나 일반적으로 에폭시는 이 시간 내에 가교반응이 완전히 완료되지 못하고 95%정도의 반응이 진행된다. 따라서 Fig.

20의 경화싸이클 후는 수지에 미반응 가교결합이 잔류하게 된다. 여기에 반복되는 경화싸이클에 의해 경화온도에 재노출되게 되면 네트워크 구조를 가진 분자가 열에너지를 공급 받게되어 분자간의 운동이 증가하게 되며, 이에 따라 수지 내에 잔류되어 있는 미반응 가교결합의 반응이 진행되어 가교결합을 100%에 가깝게 한다. 또한 열간 노출시간이 길어짐에 따라 수지의 유리전이온도(Tg)점이 상승함을 볼 수 있었다. 한편 Tg가 증가하면 전형적으로 강도와 탄성계수가 증가하게 된다. Toughening mechanism 측면에서 보면 높은 Tg 혹 가교결합구조는 인성(Toughness characteristics)이 저하된다. 만약 에폭시가 완전하게 경화가 되었다면, 경화온도에 추가적으로 재 노출 되었다고 하더라도 에폭시 시스템의 성능에는 영향을 주지 않는다. 그러나 만약 초기 경화 사이클 완결후 미반응(잔류반응)이 남아 있다면, 경화온도에 재 노출되는 것은 재경화 효과를 가지게 된다. 따라서 반복되는 경화 싸이클은 일반적으로 재료가 계속적인 가교반응으로 인해 Tg 가 약간 증가하는 경향이 있다. 반응완결 이후 경화 온도에 재노출은 재료성능에 악영향을 미치는 요인으로 될 것이다. 248°F(120℃) 경화 재료에 대해 반복되는 248°F(120℃) 경화는 부분적으로 접착강도(peel strength)에 영향을 미친다. 수지의 가교결합이 100%에 가까워질 수록 에폭시는 더욱 취약해지고 인성이 저하될 것이며, 따라서 접착강도가 감소하게 된다. 보다 높은

경화온도에서의 노출은 가교결합밀도를 증가시킴으로서 취약한 재료가 된다. 따라서, 라미네이트가 경화온도에 반복노출 될 때, 초기상태의 미경화된 수지 즉, 아직 가교반응이 완전하게 일어나지 않은 상태의 수지가 가교반응이 진전되어 수지의 가교밀도가 높아진다. 이 때문에 에폭시 수지의 물성에 영향을 주는 원인으로 작용을 할 것으로 사료된다.

제 6 장 결 론

(1) 본 시험의 결과에서 라미네이트는 열간 노출시간이 증가함에 따라 탄성값의 변화는 잘 보이지 않으나 강도값은 약간 상승함을 보여주며, 열간 재노출에 의한 라미네이트의 특성저하는 관측되지 않았다.

(2) 이는 라미네이트에 잔류하는 미경화된 수지가 경화온도에 재노출됨에 따라 가교 반응이 진행된 가교결합밀도가 커짐으로서 Tg가 상승하여 강도특성에 영향을 주는 것으로 보인다.

(3) 하니콤 샌드위치가 반복적으로 경화온도에 노출되었을 경우 접착강도의 특성 저하 등 물성 변화를 볼 수 있었다. 이는 가교결합밀도가 증가함으로서 에폭시수지는 더욱 취약하게 되어 하니콤 샌드위치와 같은 재료에서 코어재와 표면재사이의 접착강도 감소로 이어진 것으로 사료된다.

(4) 항공기 구조물의 실제 사용 시 발생되는 결함 및 손상의 수리시 박리현상의 최소화를 위해서는 경화사이클의 횟수와 경화조건의 조절 등을 통하여 그 수명을 향상시킬 수 있을 것으로 사료된다.

(5) 위와 같은 문제를 해결하고 경제적인 수리방법으로 heat blanket 또는 E-beam cure 등을 이용한 국부적인 경화방법을 적용해야 할 것으로 사료된다.

참고문헌

1. 福永秀春 外 5, "金屬基複合材料の 現狀と 將來(1)", 日本金屬學會會報, 第30卷 第4號, 1991, pp.276 - 288
2. 정성균, 서유원 "ESPI를 이용한 복합재 구조물의 분리 검출" 서울산업대학교 논문집, 제49권, 1999, pp. 23 - 27.
3. Marissen, R. and Vogelsang, L.B., Delelopment of a New Hybrid Materials : AALL, the International SAMPE Meeting, C8, 1981
4. Gibbson, R. F., Principles of Composite Material Mechanics, McGraw - Hall Inc., 1994, pp. 1 - 33.
5. Burchardt, C., "Fatigue of Sandwich Structures., with Inserts", Composite Structures, Vol. 40, Nos. 3 - 4, 1998, pp. 201 - 211
6. Shenoi, R. A., Clark, S. D., and Allen, H. G., R. "Fatigue Behavior of Polymer Composite Sandwich Beams", Journal of Composite Materials, Vol. 29, No. 18, 1995, pp. 2423 - 2445.
7. Judawisastra, H., Ivens, J., and Verpoest, I., "The Fatigue Behavior and Damage Development of 3D Woven Sandwich Composite", Composite Structures, Vol. 43, 1998, pp. 35 - 45.
8. 김재훈, 이영신, 박볍준, 김덕회, 김영기 "우레탄 폼 코아 샌드위치 구조물의 정적 및 피로 특성"

한국복합재료학회지, 제12권, 제6호, 1999, pp. 74 - 82.
9. 항공기용 복합재료 Transmission - Shaft 개발, 과학기술부, pp. 1 - 2.
10. 항공기용 복합재료 주 날개 및 조정날개 개발, 과학기숣, pp. 6 - 8.
11. Engineered Materials Handbook, Composites, ASM International, Vol. 1, 1987, pp.11.
12. 전의진, 이태우, 윤관준, 김태욱 공저 “ 최신 복합재료 ” 교학사, pp. 126, 1995.08.30.

13. 김윤해, 한중원 “ 복합재료학 ”, 효성출판사, 2001.03., pp.141 - 148.
14. D. Hull and T. W. Clyne, An Introduction to Composite Materials, Second Edition, Cambridge Soild State Science Series, pp. 275 - 277.
15. 한국기계연구소 “ Study on Autoclave Process Techanology(I) ” 과학기술처 1987, 5. pp. 54.
16. 이교성, “ 복합재료학 ”, 광화문출판사, 1989.11.10, pp. 412 - 421.
17. William Callister, “ Materials Science and Engineering ” Wiley & Sons,Inc., 1994, pp. 579 - 580.
18. H. M. Flower, High Performance Materials in Aerospace, Chapman & Hall, 1995, pp. 89 - 95.

19. Batchelor, J., ” Use of Fiber Reinforced Composites in Modern Railway Vehicles ” , Materials in Engineering, Vol. 2, No.4, 1981, pp. 172 - 182.
20. Engineered Materials Hanbook, Composites, ASM International, Vol. 1, 1987, pp. 11
21. P. K. Millick, Fiber Reinforced Composites, Marcel Dekker, Inc., 1988.
22. D. G. Lee, H. C. Sin and N. P. Suh, “ Manufacturing of a Graphite Epoxy Composite Spindle for Machine Tool ” , Annals of the CIRP, Vol. 34 No.1, 1985.
23. C. Reugg and J. Habermeir, “ Composite Propeller Shaft Design and Optimization ” , Advances in Composite Materials, Proceeding of ICCM3, Vol.2, 1980.
24. Asby, M. F., Techanology of the 1999 ’ s, the Advanced Materials and Predictive Design, Philosophocal Transaction of the Royal Society of London, 1987, A322.
25. the Basic on Bonded Sandwich Construction, TBS 124, Hexcel Corporation.
26. 공군군수사령부 항공기술연구소 “ Advance Composite Repair ” , 2000.04., pp 57 - 87.
27. 오세욱, 오환섭, 김상태, 오환교, “ 재료시험입문 ” ,

형성출판사, 2000.04, pp. 85 - 94.
28. “ Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics ” . Annual book of ASTM D638 - 99.
29. 양영호, 홍석렬 공저, “ 최신 기계재료 ”, 선학출판사, 2000.7.25, pp. 5 - 26.
30. “ Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics ” , Annual book of ASTM D695 - 96.
31. “ Standard Test Method for Short - Beam Strength of Polymer Composite Materials and Their Laminates ”, Annual book of ASTM D2344/D2344M - 00.
32. “ Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions ”, Annual book of ASTM C297 - 94.