

工學碩士 學位論文

하니콤 샌드위치 構造物의 修理 시
반복경화에 따른 强度特性 변화

Evaluation of Strength Characteristics of
Honeycomb Sandwich Structure due to the
Repeated Curing in Repair Process

指導教授 金 允 海

2004年 2月

韓國海洋大學校 海事産業大學院

機械시스템工學科

李 相 彦

工學碩士 學位論文

하니콤 샌드위치 構造物의 修理 시
반복경화에 따른 强度特性 변화

Evaluation of Strength Characteristics of
Honeycomb Sandwich Structure due to the
Repeated Curing in Repair Process

指導教授 金 允 海

2004年 2月

韓國海洋大學校 海事産業大學院

機械시스템工學科

李 相 彦

本 論 文 을 李 相 彦 의 工 學 碩 士 學 位 論 文 으 로 認 准 함

主 審 : 工 學 博 士 閔 庚 植 (印)

委 員 : 工 學 博 士 金 鍾 道 (印)

委 員 : 工 學 博 士 金 允 海 (印)

2004年 2月

韓 國 海 洋 大 學 校 大 學 院

機 械 시 스템 工 學 科

李 相 彦

목 차

Abstract	1
제 1 장 서 론	3
제 2 장 샌드위치 구조	6
2.1 특성	6
2.2 프리프레그(Prepreg)	9
2.2.1 프리프레그의 제조공정	11
2.2.2 프리프레그의 종류	14
2.3 코어재료	19
2.3.1 하니콤 코어	23
2.3.2 폼 코어(Foam core)	28
제 3 장 복합재료 손상	30
3.1 손상의 분류	30
제 4 장 실험재료 및 실험방법	34
4.1 실험재료 및 시편제작	34
4.2 시험방법	42
제 5 장 실험결과 및 고찰	45
제 6 장 결론	48
참고문헌	49

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 and stiffness, chemical material resistance and fatigue resistance. Sandwich structure part uses epoxy resin accompanying curing from chemical reaction during processing and resin quality depends on the extent of thermal exposure during curing process. Curing process means coarsely two processes; one is the initial curing process to make parts and the other is repair curing process to fix structural damage or defect. And in repairing process of damaged areas, one of the problems is that 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.

Delamination is a typical defect in aircraft and in other application and is characteristic of honeycomb structure. To minimize these delamination occurrence, cure cycle frequency and cure requirement of resin should be controlled, which may

improve limitation of usa. Therefore, this study was conducted Flatwise tensile, Drum peel and Long beam flexural strength tests to evaluate the degree of degradation of mechanical properties of the honeycomb sandwich structures affecting thermal aging.

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. As the results, the decrease of mechanical strength was observed at the specific specimen which is exposed over 50hrs at 127°C.

제1장 서론

복합재료는 경량화 및 고기능화를 요구하는 공업 구조물에 다양하게 사용되고 있으며 계속적으로 그 활용이 크게 기대되는 재료이다. 특히 구조 부재에서 샌드위치 구조물은 무게에 비하여 높은 강성 및 강도를 지니고 있으며, 비압축성, 내부식성, 흡열 및 흡음 특성을 지니고 있기 때문에 우주 비행선, 항공기 구조, 선박, 기차, 차량, 냉동 컨테이너, 건물의 내장재, 소형 보트의 패널(panel)로 사용이 증대되고 있다[1-5].

이러한 샌드위치 구조물은 저밀도의 코아(core)와 얇은 면재(face plates)로 구성되어 있으며, 구조재로 사용되는 I-beam과 유사한 기계적 특성을 갖는 경량의 구조재이다. 구조재료인 코어재료(core materials)의 양면에 일정 두께를 가지는 프리프레그(prepreg)로 적층한 후 접합시켜 보다 강하고 경량의 특징을 가지는 구조로 된 샌드위치 구조로서 가볍다는 기본적인 장점 이외에 비강도(specific strength)/비강성(specific stiffness), 해수나 화학물질에 대한 저항, 피로에 대한 저항력, 그리고 단열 및 방음, 내화 (fire resistance) 효과등에서 우수하여 이 분야에서 그 사용범위의 폭을 한층 넓혀가는 추세에 있다. 이때 면재는 알루미늄, 티타늄 등의 금속재 또는 유리섬유, 탄소섬유 등의 복합재가 주로 사용되며 축방향의 하중을 담당하는 역할을 하고, 코아는 목재, 폼 형태의 발포재, 하니콤 등이 주로 사용되며 전단하중을 담당하고 변형에너지를 흡수하는 역할을 한다[6].

그러나 이러한 장점에도 불구하고, 하중을 받을 때에 강도, 강성 및 수명의 감소를 일으키는 손상이 복잡한 기구와 불규칙한 파괴양상에 의해 그 신뢰도가 부족하다는 취약함을 가지고 있어 일반적으로 항공기의 2차 구조물(secondary structure)에 국한되어 사용되어 오고 있었다. 현대에는 항공기의 주요 1차 구조물(primary structure)인 날개(wing), 비행기 동체(fuselage), 비행기 미익(empennage)등으로 그 적용범위를 넓히고 있거나 넓히기 위한 연구가 진행되고 있다. 지속적인 연구 결과 취약했던 기계적 성질이 향상되어 재료의 신뢰도가 높아짐에 따라 사용 범위가 하중을 거의 받지 않는 2차구조물 위주에서 고하중을 받는 1차 구조물로 확대되고 있다. 하지만 아직 우수한 특성과 경량화를 이룰 수 있는 가장 최적의 소재에도 불구하고 복합재료의 적용이 확대되지 못하고 있는 가장 큰 원인 중 한 가지는 수리 방법의 개발이 소재 발전을 따르지 못하기 때문이다.

샌드위치 구조물 부품은 가공 중 화학적 반응에 의한 경화를 수반하는 열경화성 수지인 에폭시(epoxy)수지가 사용되어 경화 공정 에 따른 열노출 정도에 따라 그 품질이 크게 좌우된다. 경화공정이란 함은 처음 부품이 사용되기 위해 경화시키는 것과 구조물의 결합이나 파손에 의한 수리(repair)를 위해 경화시키는 것으로 크게 구분할 수 있다[7].

하니콤 구조의 특징상 코어와 표피가 분리되는 박리현상(delamination)은 실제 항공기나 기타의 사용용도에서 그 현상이 두드러지게 나타나는 것이 현실이다. 이러한 박리현상의 최소화를 위

해서 수지의 경화사이클(cure cycle)의 횟수와 경화조건의 조절 등을 통하여 그 수명을 향상시킬 수 있다[8].

실제로 부품의 생산 시의 공정이나 기술은 일정한 방법으로 이루어져 있다고 할 수 있다. 그러나 금속재료와 달리 복합재료는 반복적인 수리로 인한 열간노출에 대한 물성변화에 대해서는 자료가 부족하여 그 방법을 고찰해보고자 한다. 따라서 본 시험은 항공기용 복합재료로 쓰이는 샌드위치 구조물품에 대한 수리와 수리 시 발생하는 열간노출에 따른 기계적인 특성변화를 파악하고자 한다. 열간노출 시간변화에 따른 에폭시 라미네이트와 샌드위치 구조물의 기계적 성질변화를 측정하고자 한다.

제2장 샌드위치구조

2.1 특성

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.[9]

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 수직인 방향으로의 변형에 대한 저항성을 증가시킨다. 둘째로는 표면에 수직인 방향에 따라 작용하는 힘에 견딜 수 있는 전단 강도(shear strength)를 구비하여야 한다. 중간층의 재질로서는 폴리머, 인조 고무, 무기질 시멘트, 발사(balsa)나무 등이 있다. 중간층의 재료로 사용되는 것 중 다른 하나는 하니콤 구조인데, 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 사용

되고 있으며, 비행기에서는 날개, 동체 및 비행기 꼬리 표면에 사용되고 있다[10]. Fig.3은 전형적인 샌드위치구조물에 대한 개략도이며, 표면재 (aluminium sheet, glass fiber, carbon fiber, kevlar etc.)와 심재(aluminum honeycomb, nomex honeycomb etc.)를 접착제를 사용하여 결합시킨 것이다.

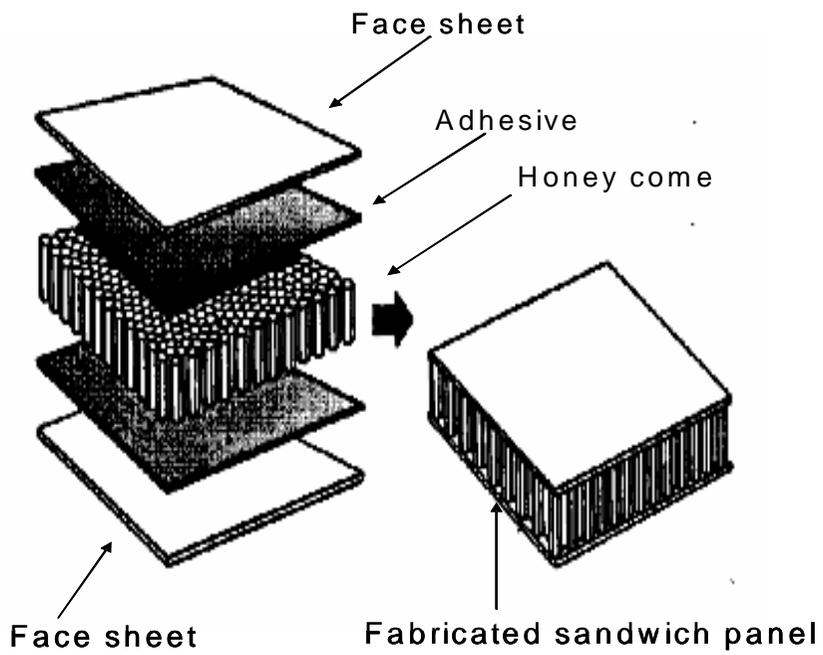


Fig. 1 The schematic structure of sandwich structure

2.2 프리프레그(Prepreg)

프리프레그란 Preimpregnate의 약자이며 수지를 섬유에 함침시켜 테이프 형태로 만든 것을 말한다. 프리프레그는 오토클레이브 성형, 필라멘트 와인딩에서 건식 와인딩, 기타 보온용의 복합재료 급형의 제작 등에 많이 사용된다. 프리프레그는 사용방법 및 취급 과정이 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 완료되는 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°C)이하의 온도에서 보관하여야 하지만, 수지의

반응성이 낮은 경화제를 사용한 경우는 상온에서 보관할 수 있다 [11].

2.2.1 프리프레그 제조공정

① 습식프리프레그 제조공정

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.

② 건식프리프레그 제조공정

강화섬유를 직물 형태로 직조하는 대신에 스푼(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[12].

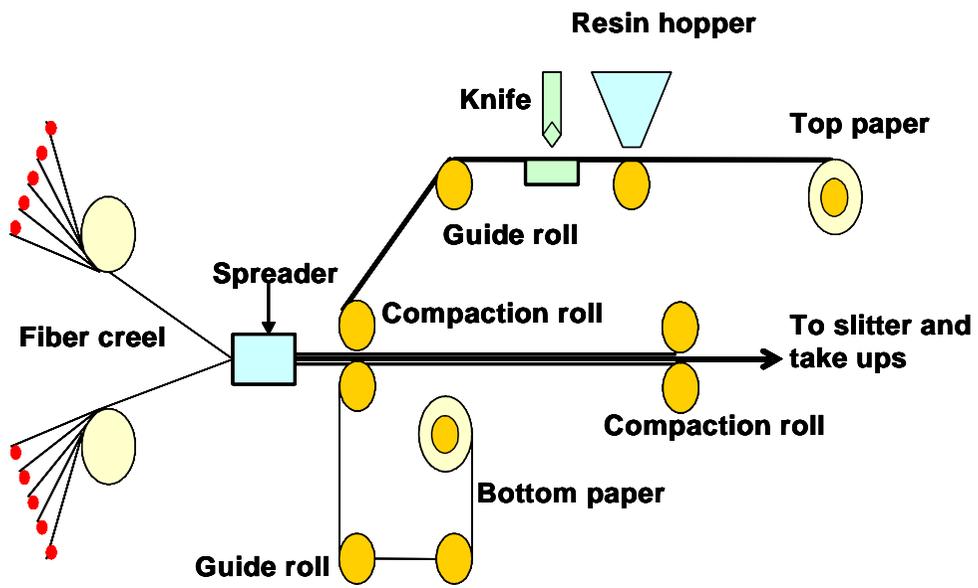


Fig. 2 Hot melting prepreg process

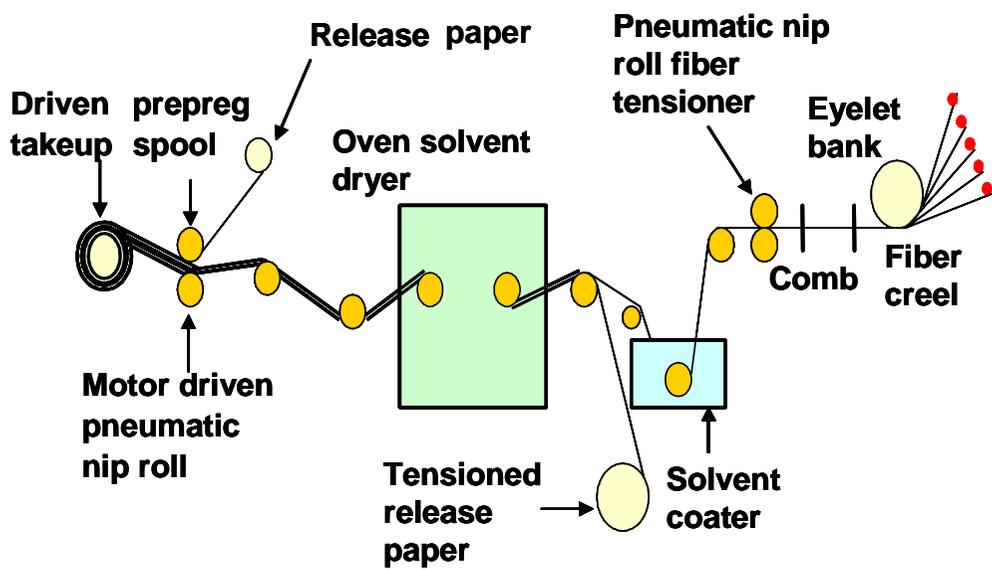


Fig. 3 Solvent prepreg process

2.2.2 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 운송 산업 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.

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, 새로운기지재료의 개발 등으로 인해 앞으로도 그 용도 많이 늘어날 전망이다.

③ Kevlar prepreg

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 복합 재료로서 사용하는 경우가 많다.

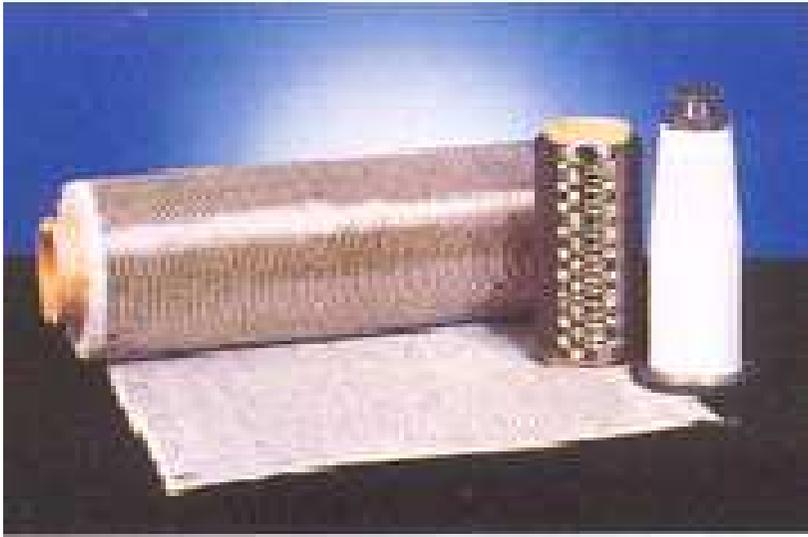


(a) Glass roving



(b) Glass fabric

Fig. 4 Glass roving & fabric



(a) Carbon fabric



(b) Carbon preperg

Fig. 5 Carbon fabric & preperg



(a) Kevlar roving



(b) Kevlar fabric

Fig. 6 Kevlar roving & fabric

2.3 코어 재료(Core materials)

코어재는 조립품 형태로 제작되는 복합재료의 중간층에 사용되는 재료로 구조물의 압축강도를 크게 증가시키는 역할을 한다. Fig. 7은 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 구비해야 할 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 횡수가 증가하면 금속에 피로를 일으킨다. 하지만 복합재료 블레이드의 경우에는 중간에 삽입된 코어재료가 블레이드 전체를 균일하게 유지해 주기 때문에 표면재의 휘어짐을 대부분 제거할 수 있다[13].

이러한 코어재료로서 중심폼(central foam)이나 하니콤이 사용되고 있다. 고분자수지를 모재로 하면 감쇠 특성이 매우 크고 [14,15,16], 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 대부

분의 하니콤 코어는 탄성력이 거의 없다[17].

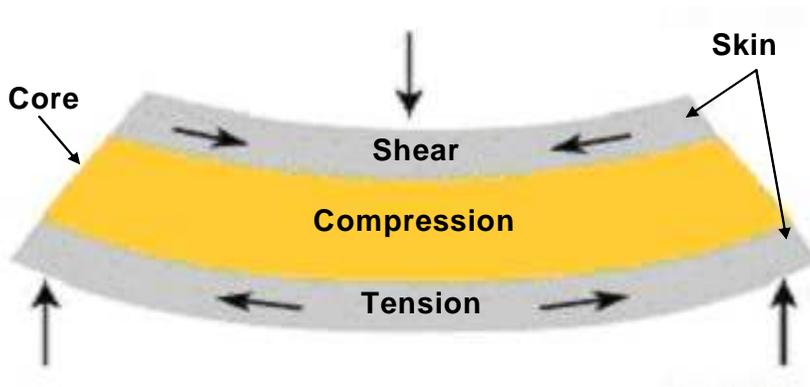
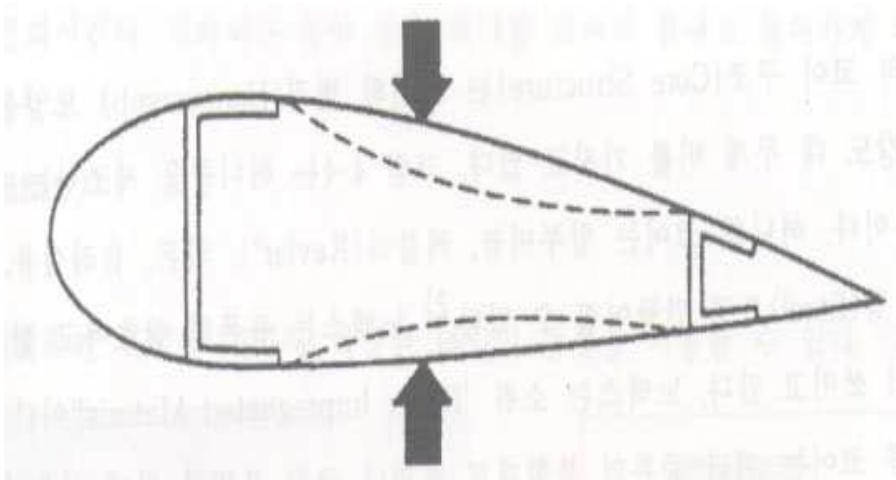
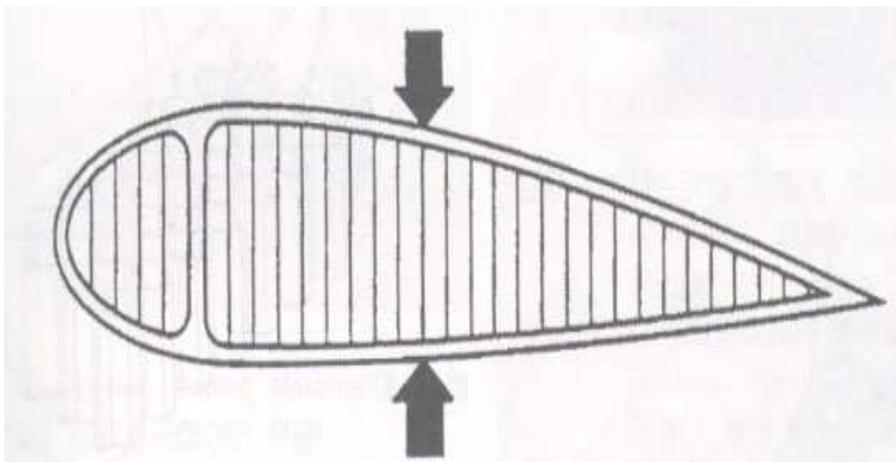


Fig. 7 Load in the element of a cored structure



(a) Metal rotor blade



(b) Composite rotor blade

Fig. 8 (a) Metal skin will bend and flex when forces are applied in flight (b) Composites keep the structure from flexing in flight, eliminating fatigue

2.3.1 하니콤 코어(Honeycomb core)

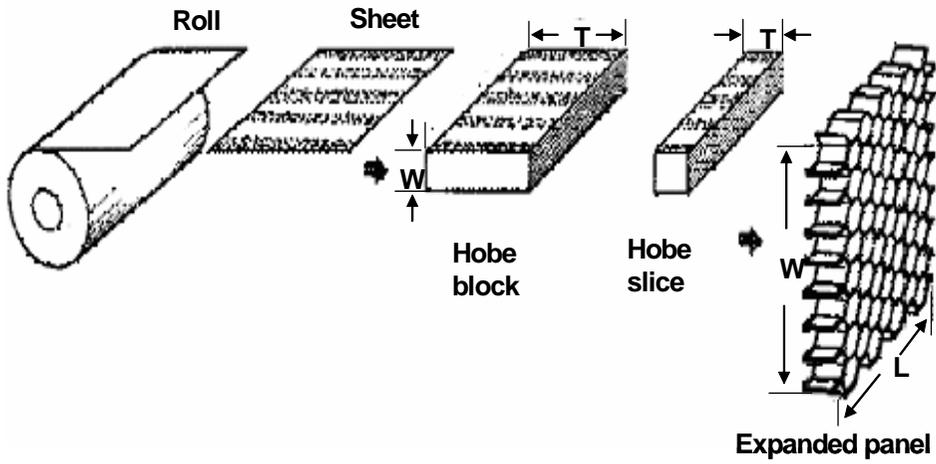
자연상태의 벌집(honeycomb) 모양의 구조를 가지고 있으며, 코어재의 밀도에 대한 강도가 매우 높다. 복합재료화의 장점을 적극 활용하기 위해 하니콤 구조를 도입시킨 샌드위치 구조가 매우 광범위하게 사용되고 있으며, 무게감소, 강도 증가 및 전반적인 비용감소 등의 효과가 있다.

일반적으로 하니콤을 제작하기 위하여 주로 Expansion method와 Corrugated method의 두 가지 방법이 사용되고 있다. Fig. 9은 하니콤 제조 방법인 Expansion method와 Corrugated method를 보여준다. 고밀도 제품의 경우를 제외한 대다수의 하니콤은 Expansion 방법으로 제작되며, Node line에 접착제가 부착된 웹재료(web material)를 적당한 크기로 절단한 후 적층시키고 접착제를 경화시켜 블록(block)형태로 만든다. 그리고 이 블록을 원하는 두께로 잘라 slice형태로 만들고 팽창시켜 원하는 셀(cell) 형태로 만든다. Corrugated method는 웹재료를 corrugating 롤로 성형 제작한 corrugated sheet의 node부분에 접착제를 바른 후 적층하여 블록 형태로 만든 다음 원하는 두께만큼 잘라 사용한다.

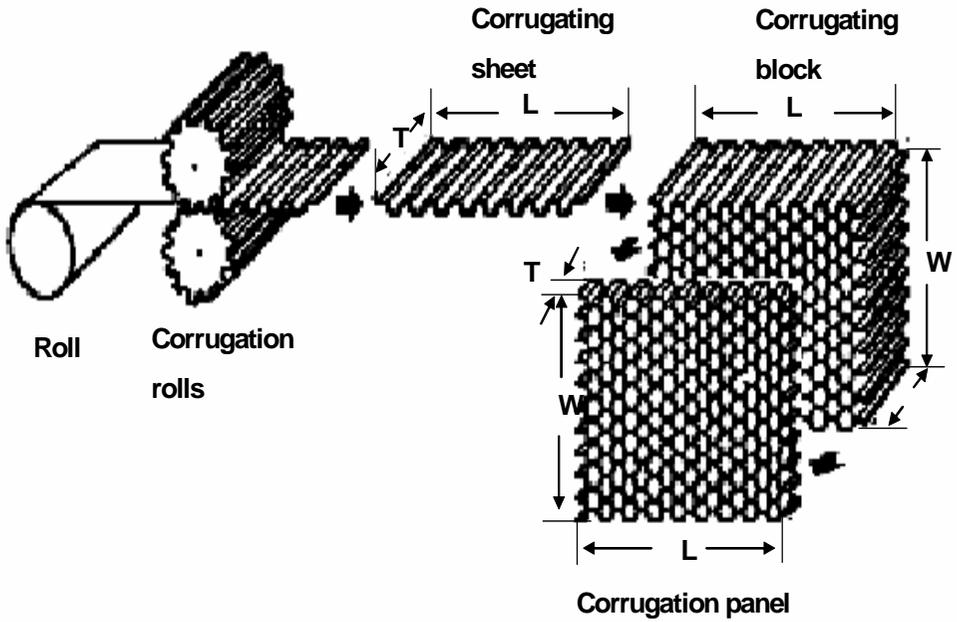
하니콤은 코어의 재질과 사용 접착제 및 셀의 형태에 따라 수많은 종류가 (약 500여종의 상품이 있음)있는데, 그 구성형태를 살펴보면 화이버 시트 혹은 알루미늄 호일이 여러 개가 적층된 상태로 각 node 끼리 접착되어 형태를 유지하고 있다. node 간의 접착은 접착제가 주로 사용되거나 고온에서 사용되는 티타늄, 니켈 등의 하

니콧은 점용접(spot welding) 이나 브피이징(brazing)법을 이용하여 접착하기도 한다.

대부분의 비금속재 하니콧의 경우 화이버 시트를 페놀 수지에 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. 하니콧을 재질별로 분류하면 알루미늄 하니콧, 노멕스 하니콧, 열가소성플라스틱 하니콧 등이 있으며, 그 특성은 다음과 같다. 알루미늄 하니콧은 단위 체적당 강도가 큰 구조재이며, 알루미늄 호일을 사용하며 다양한 형상의 하니콧을 만들수 있다. 알루미늄 하니콧은 기계적 성질이 우수하고 상대적으로 저가임에도 불구하고, 염수환경에서의 부식문제로 인하여 적용에 주의하여야 한다. 노멕스 하니콧은 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 하니콧은 무게가 가볍고, 유용한 특성들을 제공하고 쉽게 재활용을 가능하게 한다. Table 1은 셀 형태에 의한 분류를 나타내었다. 하니콧 타입을 선정할 때 고려해야 할 사항은 기계적 성질뿐만 아니라 그 외에 여러 가지 성질을 고려해야 한다. 이에 관련된 요소들에 대하여 살펴보면 Table 2와 같다.



(a) Expansion process



(b) Corrugated process

Fig. 9 Process method of honeycomb manufacture

Table 1. Classification of honeycomb by cell configuration

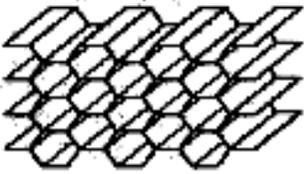
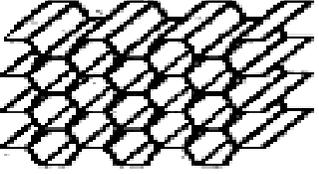
Kind	Cell configuration
Hexagonalcore	 <p>A 3D perspective diagram showing a honeycomb structure with a hexagonal core. The cells are arranged in a regular, repeating pattern of hexagons, with some cells being slightly offset from the others to create a three-dimensional effect.</p>
OX-core	 <p>A 3D perspective diagram showing a honeycomb structure with an OX-core. The cells are arranged in a regular, repeating pattern of hexagons, with some cells being slightly offset from the others to create a three-dimensional effect.</p>
Flex-core	 <p>A 3D perspective diagram showing a honeycomb structure with a flex-core. The cells are arranged in a regular, repeating pattern of hexagons, with some cells being slightly offset from the others to create a three-dimensional effect.</p>
Tube-core	 <p>A photograph of a cylindrical honeycomb structure with a tube-core. The structure is made of a dark, textured material and has a circular cross-section.</p>
Double-flex	 <p>A 3D perspective diagram showing a honeycomb structure with a double-flex core. The cells are arranged in a regular, repeating pattern of hexagons, with some cells being slightly offset from the others to create a three-dimensional effect.</p>

Table 2. Factors of selecting honeycomb type

Honeycomb materials Factor	Glass fiber reinforced honeycomb				Aluminum honeycomb			Aramid fiber reinforced Honeycomb (Dipped in a phenolic resin)	Water resistant core (special application)
	Dipped in a phenolic resin	Incorporated with bias weave	Dipped in a polyester resin	Dipped in a polyimide resin	A5052 / A5956	A2024	Al commercial grade		
Cost	M	M	M	H	M	H	L	M	L
Max. service temp., °F(°C)	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

2.3.2 폼 코어(Foam core)

폼은 코어재료중 가장 일반적인 형식중의 하나이며, 사용되는 재료의 종류는 PVC(polyvinyl chloride), PS(polystyrene), PU(polyurethane), 아크릴(polymethyl methacrylamide), PEI(polyetherrimide) 그리고 SAN(styreneacrylonitrile)을 포함하는 다양한 합성 중합물 이다. 복합재료 구조물의 밀도는 2.5lb/ft³~12.5 lb/ft³ (40kg/m³~ 200kg/m³)까지 이며, 폼의 밀도는 1.9 lb/ft³~18.7 lb/ft³ (30kg/m³~300kg/m³) 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[18].

PVC 폼은 고성능 샌드위치 구조물에 가장 보편적으로 사용되어지는 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°C~ 80°C)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 떨어진

다.

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 지하중 샌드위치 패널의 제작에 적합하다.

폴리메틸 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.

제3장 복합재료 손상

3.1 손상의 분류

복합재료 샌드위치 구조물은 실제 항공기 운항 환경에서 여러 가지 요인에 의해서 손상을 받는다. 따라서 항공기의 어느 부위에, 어느 정도의 깊이와 크기로, 어떤 종류의 결함이 발생했는가 등에 대한 정보는 손상을 평가하는데 있어 매우 중요한 요소이다. 어떤 결함은 다른 결함보다 부품의 작동에 더욱 심각한 영향을 미칠 수 있다. 손상의 분류는 크게 세 가지로 나눌 수 있다[19].

첫째, 무시할 수 있는 손상(negligible damage)으로 비행 제한을 야기하지 않고 간단한 절차에 의해서 교정될 수 있는 손상을 말한다.

두 번째는 수리 가능한 손상 (repairable damage)으로 항공기 및 부품에 제한을 가져오는 표피(skin, Facing), 연결부위(bond), 코어(core)에 대한 손상을 말한다.

셋째로 수리 불가능한 손상 (non-repairable damage)인데 이는 기존에 성립된 수리한계를 초과하는 손상으로 적절한 수리방법이 제시되지 않는 한 반드시 교체해야 하는 손상이다.

수리방법 및 손상의 분류는 항공업계에서 아직 표준화되지 못하고 있다. 각각의 생산업자들이 알맞은 수리절차와 함께 손상 분류법을 발전 시키고 있다. 진공백(vacuum bagging) 성형시 주요 결함 유형을 아래에 나타내었다.

- 1) Core crush-core의 두께가 외부의 힘에 의해 찌그러지거나 줄어들어 현상, 즉 core 원래의 두께와 면접의 두께의 합이 도면의 요건에 미달되는 경우를 말한다.
- 2) Core depression-core 가 외압으로 길이방향이나 폭 방향으로 밀림으로써 부분적으로 움푹 들어가거나 도려낸 듯한 형상.
- 3) Core movement-core cell 이 뒤틀렸거나 core 의 크기라 공차 내에 들지 않을 경우 등의 이유로 발생하는 core 의 이동현상.
- 4) Debond - 하나의 laminate 내의 prepreg plies 간에 분리현상, 또는 접착된 접촉면(joint or interface) 사이의 분리현상. .
- 5) Delamination - 라미네이트로 적층된 재료층의 분리를 말한다. 샌드위치 구조에서의 디라미네이션이란 표피가 코어에서 분리되는 것을 말한다. 디라미네이션은 가시적인 특징없이도 이미 발생한 경우가 있다. 디라미네이션은 종종 다른 종류의 손상을 동반하는데 특히 충격 손상을 동반하며 이는 문제를 더욱 복잡하게 만든다. 디라미네이션은 강화섬유의 층이 서로 분리되거나 샌드위치 구조에서 코어 재료가 분리되면서 일어난다. 이는 충격, 섬유 내의 수분, 변개등 여러 가지 원인으로 발생할 수 있다. 가시적인 손상이 보이는 경우에 있어서는 가시적인

손상이 보이지 않는 곳으로 손상이 전파 되었다고 가정하는 것이 좋다. 강화섬유층 사이에 생성된 공기 주머니는 부적절한 접착에 그 원인이 있다. 이는 생산도중이나 또는 수리 중에 종종 발생한다. 이 경우에는 다음의 어느 한 가지 원인으로 발생했을 가능성이 크다.

- 부적절한 수지/경화제
- 부적절한 혼합 혹은 두 가지 기지재료의 부적절한 비율
- 경화되는 동안의 부적절한 가압 및 가열
- 표면의 먼지, 그리스(Grease) 혹은 외부 물질 등의 부적절한 세척

6) Disbond - 경화중 또는 경화후 laminate 와 core 사이 또는 접착된 laminates 간에 발생하는 분리현상 즉, 접착된 접촉면의 adhesive bond line 을 따라 나타난 분리현상.

7) Porosity - 적층 구조물 내부에 빈공간이 내재된 상태.(A condition of voids, or trapped pockets of gas, air or vacuum within solid material; an internal condition of composite structure which consists of small interlaminar voids.)

8) Void - laminate plies 사이의 빈공간(Air or gas that has

been trapped and cured into a laminate; an empty space within the resin fiber system)

제4장. 실험재료 및 실험방법

4.1 실험재료 및 시편 제작

본 실험에서는 샌드위치 구조재의 프리프레그로 CYTEC FIBERITE사에서 제조한 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.

표3에서 보시는 바와 같이 인장강도는 각각 402.7, 530.9MPa이고, 수지함유율은 42%, 39%인 프리프레그를 사용하였고 표4에서는 하니콤 코아에 대한 물성치를 보여주고 있다.

표3과, 표4의 물성치를 가진 재료를 가지고 시편편을 제작하기 위하여 오토클레이브 성형법을 사용하였으며, Fig.10과 같이 제조회사에서 제시한 경화사이클에 의한 온도 조건과 압력을 적용하였다.

Table 3. Properties of ST 7781 ST 220

Test items	Material type	
	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

Table 4. Properties of fiberglass honeycomb core

Properties		
Density(kg/m ³)		123
Ribbon direction	Shear strength(kPa)	3592
	Shear modulus(MPa)	144.7
Warp direction	Shear strength(kPa)	3019
	Shear modulus(MPa)	137.5

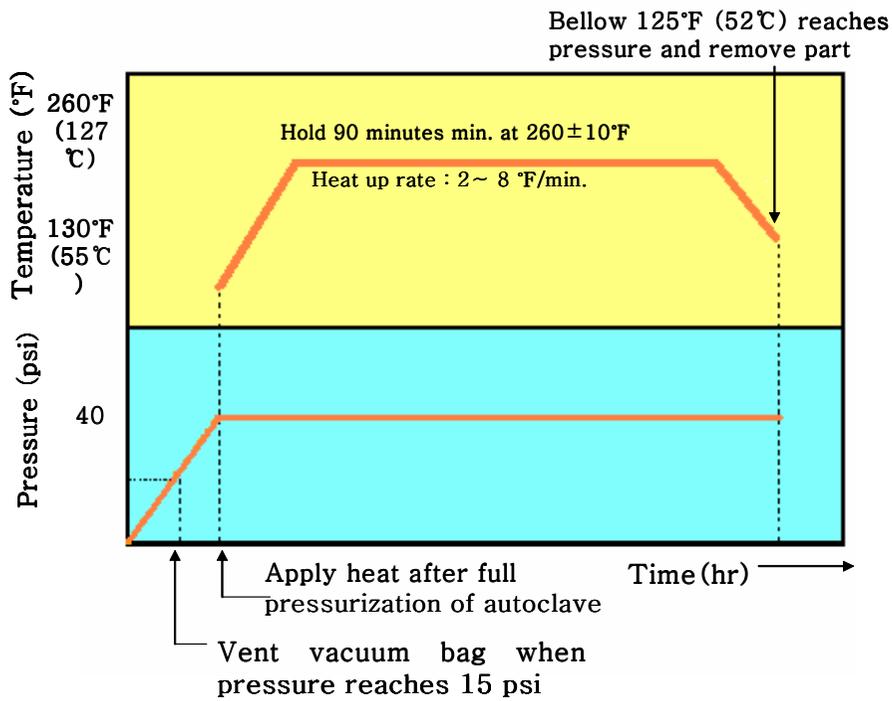


Fig. 10 Autoclave cure cycle

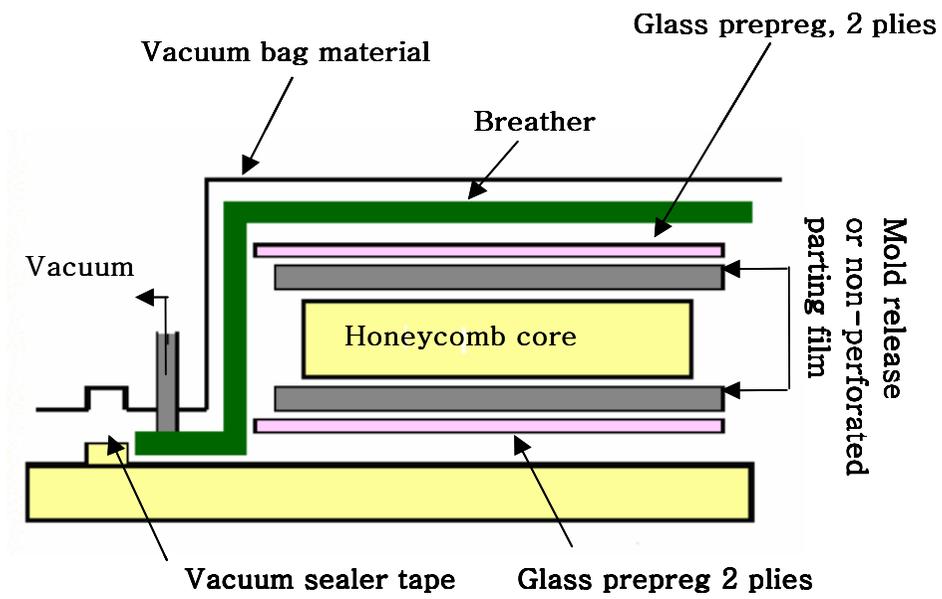
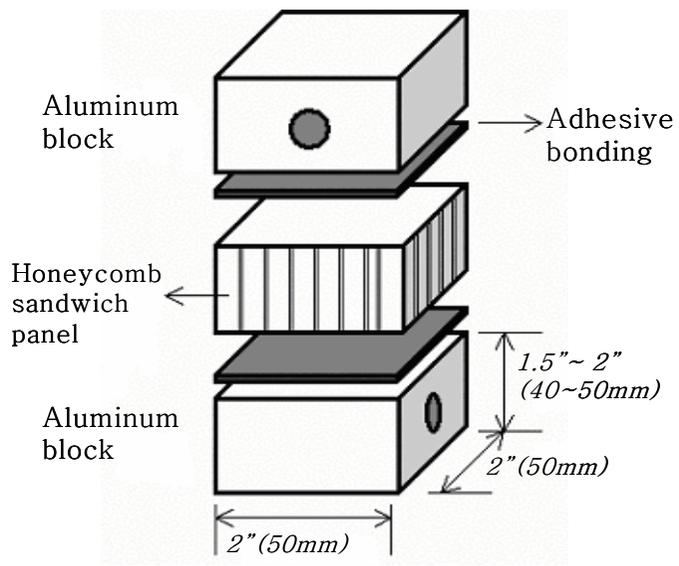
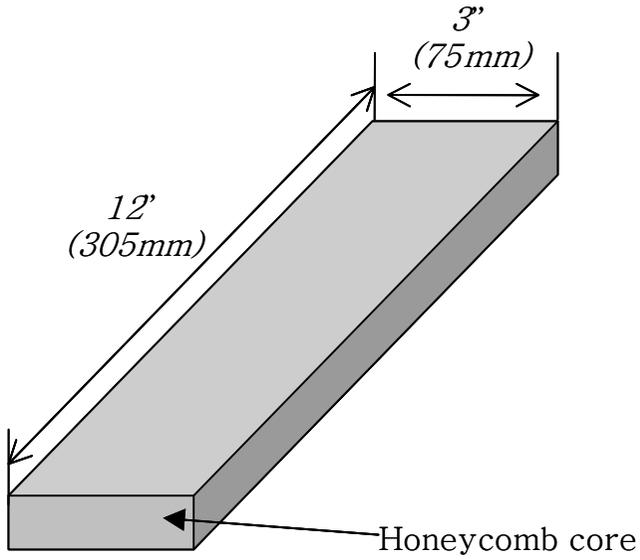


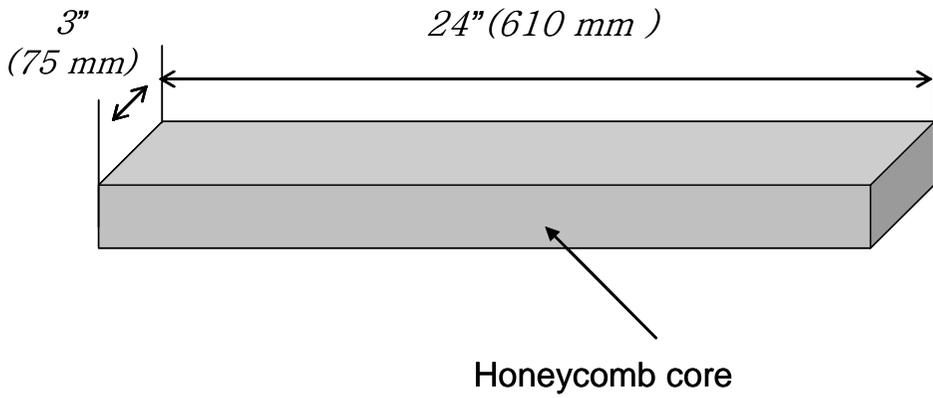
Fig. 11 Lay-up for sandwich structure



(a) Flatwise specimen



(b) Drum peel specimen



(c) Long beam flexural specimen

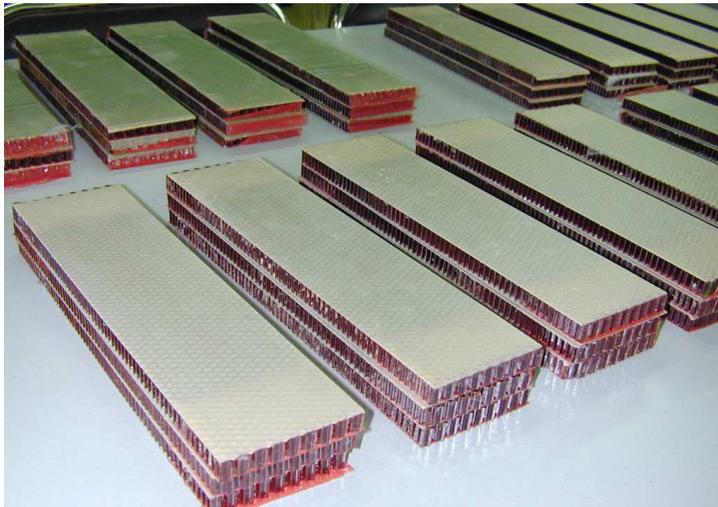
Fig. 12 Classification of test specimens

이 시험편을 제작하기 위해 사용된 오토클레이브는 고온(127℃), 고압(200psi)의 일정한 경화사이클 하에서 진공상태로 면재와 심재를 일체성형법으로 제작할 수 있는 미국의 TEC사에서 제조한 오토클레이브를 사용하였다.

Sandwich specimen을 제작하기 위한 적층과정을 모식화 한 것이 Fig.11이며, 면재에 해당하는 프리프레그는 각각 2 플라이(Ply)를 적층하였으며, 그 사이에 Fiberglass honeycomb 코어를 삽입하였다.



(a) Flatwise specimen



(b) Drum peel specimen



(c) Long beam flexural specimen

Fig. 13 Configuration of test specimen

4.2 실험방법

하니콤 코어로 보강된 복합재료 시편은 오토클레이브 성형법을 이용해 Fig.12과 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 Adhesive Film을 사용하였으며, 상온에서 24시간 경화 후, 70℃에서 1시간 경화접착 하였다. Fig.12과 같은 시편을 제작하기 위하여 diamond saw에서 가공하여 완성된 시험편을 Fig.13에 나타내었다.



(a) Flatwise tensile



(b) Drum peel strength



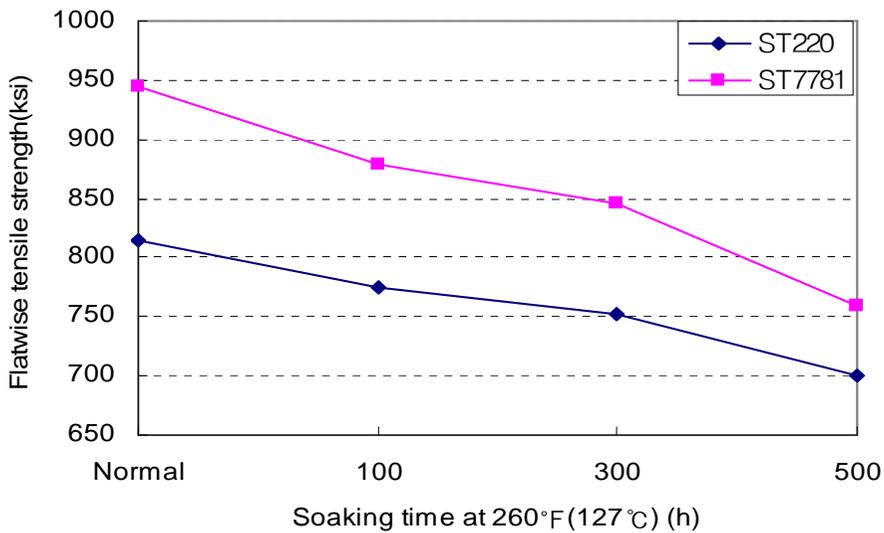
(c) Long beam flexural

Fig. 14 Honeycomb testing

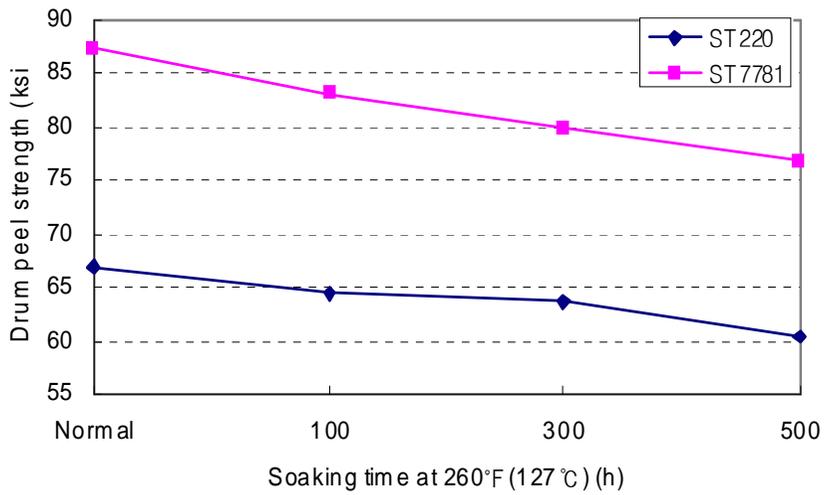
제작된 시편을 aging하기 위하여 127℃의 건조로에서 100, 300, 500 시간의 노출을 주었다. Fig.10에서 보는 바와 같이 처음 시험편의 경화의 시간이 90분임을 생각한다면 100시간의 aging은 약 66회에 걸친 수리의 경화를 진행한 것과 같은 조건을 나타낸다. 시험조건은 Drum peel시험시 Cross head speed 가 7.3mm/min으로 하였고, Flatwise tension 시험[9]과 Long beam flexural 시험에서는 Cross head speed를 최대 파단하중이 3 ~ 6분 사이에 일어날 수 있는 범위로 정하였다. Flatwise tensile, Drum peel 및 Long beam flexural strength의 시험장면을 Fig. 14에 나타내었다.

제5장. 실험결과 및 고찰

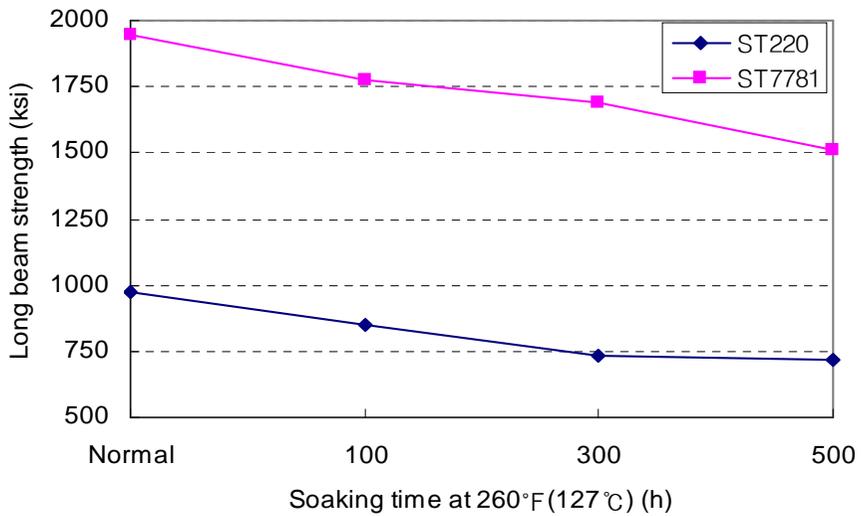
본 연구는 하니컴 샌드위치의 열에 반복적으로 노출 되었을 때의 접착강도를 측정함으로써 열간 재노출이 물성변화에 어떤 영향을 미치는가를 분석하고자 하였다. 하니컴 샌드위치의 Flatwise tension, Drum peel, long beam flexural 강도값을 Fig. 15에 나타내었으며, 열간노출시간이 길어짐에 따라 강도값은 감소하는 경향을 보여주고 있다.



(a) Flatwise tensile strength



(b) Drum peel strength



(c) Long beam flexural strength

Fig. 15 Honeycomb panel test curve of average data

에폭시 수지의 경화는 Fig. 10에 나타난 바와같은 경화사이클로 열을 가함으로서 이루어 진다. 이러한 경화사이클은 제작사에서 프리프레그가 일정한 성능 - 통상 1000psi의lap shear strength - 을 나타내기 위한 온도조건으로 정해진다. 경화사이클에서 온도가 증가함에 따라 실제 경화온도에 도달하기 전에 겔화가 시작되며 고분자반응이 진행된다. 최대온도에서 약90분간의 유지 시간중에 고분자 사슬간의 가교결합(cross-linkage)이 이루어지며, 일반적으로 에폭시는 이 시간내에 완전하게 가교반응이 되지 않지만95%정도의 가교반응이 일어난다. 따라서 Fig. 10의 경화사이클을 완료한 후에 수지시스템에 미 반응 가교결합이 잔류하게 된다. 여기에 반복되는 경화사이클에 의해 경화온도에 재노출되게 되면 네트워크 구조를 가진 분자간 결합이 온도에너지를 받음에 따라 그의 진동에너지가 커지고 따라서 분자간의 Mobility가 증가하게 되는데 이러한 증가된 Mobility의 결과 수지내에 잔류되어 있는 미반응 가교결합의 반응이 진행되어 가교결합을 100%에 가깝게 한다. 이와 유사한 연구에 따르면 열간 노출시간이 길어짐에 따라 수지시스템의 유리전이 온도(Tg)점이 상승함을 볼 수 있었다. 그러나 가교밀도가 증가함에 따라 수지시스템이 더욱 brittle하게 되어 하니컴 샌드위치의 코아와 skin사이의 peel strength가 감소함에 따라 전체적인 기계적 강도값이 감소하는 것으로 사료된다.

제6장. 결론

- (1) 대부분의 수리는 작은 결함이나 손상의 수리를 위해 구조물 전체를 경화시키는 것으로 인해 열간노출에 의한 박리현상이 두드러지는 것을 알 수 있었다.
- (2) 이러한 박리현상이 하니콤 구조물의 물성치를 저하시키는 요인이 되는 것을 확인할 수 있었다.
- (3) 물성저하의 원인으로는 반복적인 열의 노출에 의해 수지부의 경화도가 증가하여 수지표면이 거칠어져 면재와 코아재 간의 계면접착력이 떨어지는 것으로 사료된다.
- (4) 이러한 물성저하를 최소화하기 위해서는 손상부위의 국부적인 수리가 필요하다고 사료되며, 최소한의 경화온도에 대한 재노출은 보다 나은 조건과 박리현상의 지연을 가져올 수 있다는 것을 알 수 있었다.
- (5) 위와 같은 문제를 해결하고 경제적인 수리방법으로 Heat blanket이나 E-Beam cure 등을 이용한 국부적인 경화방법을 적용해야 할 것으로 사료된다.

참고문헌

- (1) Gibson, R. F., Principles of Composite Material Mechanics, McGraw-Hall Inc., 1994, pp. 1~33.
- (2) Burchardt, C., "Fatigue of Sandwich Structures, with Inserts", Composite Structures, Vol. 40, Nos.3 ~4, 1998, pp. 201~211.
- (3) Sheno, 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.
- (4) Judawisastra, H., Ivens, J., and Verpoest, I., "The Fatigue Behavior and Damage Development of 3D Woven Sandwich Composites", Composite Structures, Vol. 43, 1998. pp. 35~45.
- (5) 김재훈, 이영신, 박병준, 김덕희, 김영기 "우레탄 폼 코아 샌드위치 구조물의 정적 및 피로 특성" 한국복합재료학회지, 제 12권, 제6호, 1999. pp. 74~82.
- (6) 윤성호, 이상진, 조세현 "고낙하추 충격시험기를 이용한 스티칭된 샌드위치 복합재의 저에너지 충격거동 연구".54~64.
- (7) 한국복합재료학회지, 제12권, 제5호, 1999, pp 공군군수사령부 항공기술연구소 "Advance Composite Repair" 2000. pp.63
- (8) 제갈영순, 이원철, 권오혁, 윤남균, 임길수, 안종기, 박경준,

- “케블라/에폭시 프리프레그의 경화특성에 관한 연구” 한국
복합재료학회지, 제14권, 제2호, 2001, pp. 1~7.
- (9) 이교성, “복합재료학”, 광화문출판사, 1989.11.10, pp. 412-421.
- (10) William Callister, “Materials Science and Engineering” Wiley
& Sons, Inc., 1994, pp. 579-580.
- (11) Engineered Materials Handbook, Composites, ASM
International, Vol. 1, 1987, pp.11.
- (12) H. M. Flower, High Performance Materials in Aerospace,
Chapman & Hall, 1995, pp. 89-95.
- (13) Engineered Materials Handbook, Composites, ASM
International, Vol. 1, 1987, pp. 11
- (14) P. K. Millick, Fiber Reinforced Composites, Marcel Dekker,
Inc., 1988.
- (15) 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.
- (16) C. Reugg and J. Habermeir, “Composite Propeller Shaft
Design and Optimization”, Advances in Composite
Materials, Proceeding of ICCM3, Vol.2, 1980.
- (17) Asby, M. F., Technology of the 1990's, the Advanced
Materials and Predictive Design, Philosophical
Transaction of the Royal Society of London, 1987, A322.
- (18) the Basic on Bonded Sandwich Construction, TBS 124,

Hexcel Corporation.

- (19) 양영호, 홍석렬 공저, “최신 기계재료”, 선학출판사, 2000.7.25,
pp. 5-26.