

항공기용 복합재 샌드위치부품의 수리시 열간노출에 따른 물성변화에 관한 연구

최병근*·김돈원**·김윤해***

A Study for the Characteristic Changes under the Repeated Thermal Exposure in the Process of Repairing Aircraft Sandwich Structures

Byung-Keun Choi, Don-Won Kim and Yun-Hae Kim

Key Words: Prepreg(프리프레그), Composite(복합재료), Honeycomb(하니콤), Vacuum(진공), Repair(수리)

Abstract

Autoclave curing using the vacuum bagging method is widely used for the manufacture of advanced composite prepreg airframe structures. Due to increasing use of advanced composites, specific techniques have been developed to repair damaged composite structures. In order to repair the damaged part, it is required that the damaged areas be removed, such as skin and/or honeycomb core, by utilizing the proper method and then repairing the area by laying up prepreg (and core) then curing under vacuum using the vacuum bagging materials. It shall be cured either in an oven or autoclave per the original specification requirements. Delamination can be observed in the sound areas during and/or after a couple times exposure to the elevated curing temperature due to the repeated repair condition. This study was conducted for checking the degree of degradation of properties of the cured parts and delamination between skin prepreg and honeycomb core. Specimens with glass honeycomb sandwich construction and glass/epoxy prepreg were prepared. The specimens were cured 1 to 5 times at 260°F in an autoclave and each additionally exposed 50, 100 and 150 hours in the 260°F oven.

Each specimen was tested for tensile strength, compressive strength, flatwise tensile strength and interlaminar shear strength. To monitor the characteristics of the resin itself, the cured resin was tested using DMA and DSC. As a results, the decrease of Tg value were observed in the specific specimen which is exposed over 50 hrs at 260°F. This means the change or degradative of resin properties is also related to the decrease of flatwise tensile properties. Accordingly, minimal exposure on the curing temperature is recommended for parts in order to prevent the delation and maintain the better condition.

* (주)제트코리아

** 한국해양대학교 기계소재공학부

*** 한국해양대학교 기계소재공학부 교수

1. 서 론

대부분의 항공·우주산업분야의 복합재료는 높은 비강도, 비강성 특성을 가질 수 있는 접합품 형태의 복합재료를 많이 이용되고 있는데 이는 중심에 사용되는 구조재료인 코어재료(core materials)의 양면에 일정 두께를 가지는 프리프레그(Prepreg)로 적층한 후 접합시켜 보다 강하고 경량의 특성을 가지는 구조로 된 샌드위치 구조물은 가볍다는 기본적인 장점 이외에 비강도(specific strength)/비강성(specific stiffness), 해수나 화학물질에 대한 저항, 피로에 대한 저항력, 그리고 단열 및 방음, 내화(fire resistance) 효과 등에서 우수하고 특히 복합재료 중에서 고분자 수지를 모재(matrix)로 하는 복합재료는 재료의 감쇠 특성이 매우 크므로 이 재료를 기계 구조에 사용하면 구조의 높은 고유 진동수를 얻을 수 있을 뿐 만 아니라 외부의 힘에 의하여 발생한 진동을 쉽게 흡수하는 장점도 보유하고 있다.⁽¹⁾

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 항공기 구조물의 2차 구조물(secondary structure)에 국한되어 사용되고 있다. 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.⁽²⁾

샌드위치 구조물 부품은 가공중 화학적 반응에 의한 경화를 수반하는 열경화성 수지인 에폭시(epoxy)수지가 사용되어 경화 공정에 따라 그 품질이 크게 좌우된다. 경화 공정이라 함은 처음 부품이 사용되기 위해 경화시키는 것과 구조물의 결함이나 파손에 의한 수리(repair)를 위해 경화시키는 것으로 크게 구분할 수 있다.⁽³⁾

항공기 구조물의 실제 사용시 발생하는 결함 및 손상의 수리를 위해서는 수리의 부분외에도 구조물 전체에 대한 재 경화가 이루어지는 것이 현실이다. 특히, 「Bonding Shop」의 기술자들은 이러한 재 경화에 의한 하니콤 구조물의 수명이 더욱

짧아지는 것을 알고는 있으나 그 사용의 한도에 대해서는 어떠한 자료를 가지고 있지는 못하는 실정이다.

하니콤 구조의 특징상 코어와 표피가 분리되는 박리현상(Delamination)은 실제 항공기나 기타의 사용용도에서 그 현상이 두드러지게 나타나는 것이 현실이다. 이러한 박리현상의 최소화를 위해서 수지의 경화사이클(Cure Cycle)의 횟수와 경화 조건의 조절등을 통하여 그 수명을 향상시킬 수 있다.⁽⁴⁾

실제로 부품의 생산 시의 공정은 그 방법이 나 기술이 일정한 방법으로 이루어져 있다고 할 수 있다. 그러나 부품의 수리에 대한 공정의 방법이나 기술, 특히 금속재료와는 다른 반복적인 수리 공정의 한계에 대해서는 어느 정도 이뤄져 있거나 반복적인 수리로 인한 열간 노출에 대한 물성 변화에 대해서는 자료가 부족하여 그 방법을 고찰해 보고자 한다.

따라서, 본 시험은 항공기용 복합재료로 쓰이는 샌드위치 구조물부품에 대한 1차구조물의 적용에 가장 중요한 요소중의 하나로 작용하는 수리와 수리 시 발생하는 열간노출에 따른 물성변화로 인한 사용의 한계에 미치는 영향을 인장 및 압축, Flatwise tensile test와 Interlaminar shear test, 그리고 열적분석 기구인 DMA(Dynamic Mechanical Analysis), DSC(Differential Scanning Calorimetry)를 이용하여 수리(repair) 공정의 한계와 그 한계까지의 수지의 변형을 고찰하였다.

2. 시험재료

본 연구에서 사용되어진 재료는 면재료로 사용된 프리프레그와 (CYTEC FIBERITE社 glass/epoxy prepreg style 7781 260F Curing) 심재료는 HEXCEL fiberglass honeycomb core cell size 3/16을 사용하였으며, block 접합제는 3M scotch-weld EC 2216 A/B 접착제를 이용하였다.

3. 시편 제작

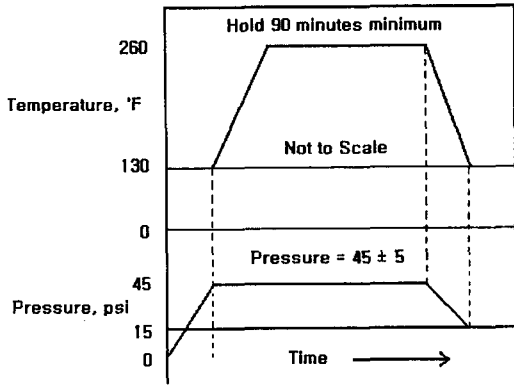


Fig. 1 Autoclave Cure and Pressure Cycle

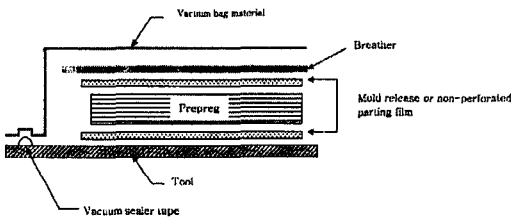


Fig. 2 Interlaminar share test specimen in autoclave

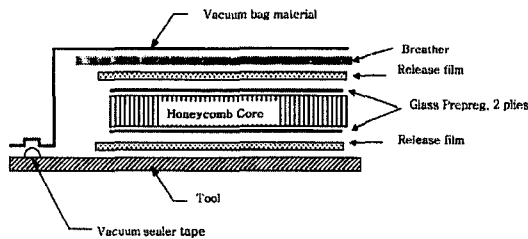


Fig. 3 Flatwise tensile test specimen in autoclave

본 실험에서 사용된 오토클레이브(Autoclave)는 Fig. 1에서와 같은 경화 사이클(Cure Cycle)에 의한 경화 온도 조건과 압력을 적용하였다.

인장과 압축을 하기 위한 시험편의 제작을 위해서 수리 시와 같은 조건으로 정상상태의 시험편에 1, 2, 3, 4회 반복경화와 50, 100, 150시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다.^{(5),(6),(7)} Fig. 1에서 보는 바와 같이 처음 시험편의 경화의 시간이 90분임을 생각한다면 50시간의 시간은 약 33회에 걸친 수리의 경화를 진행한 것과 같은 조건을 나타낸다.

Table 1. Staking requirements and nominal ply thickness for prepreg testing, laminate and sandwich properties

Characteristic	Style 7781
Thickness per ply, inch	0.0095
No. plies, laminate tests	10
mechanical tests	
interlaminar shear	16
No. plies, sandwich tests	2

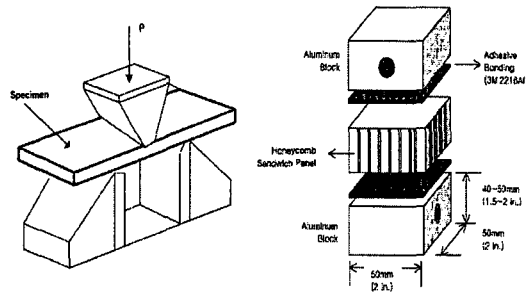
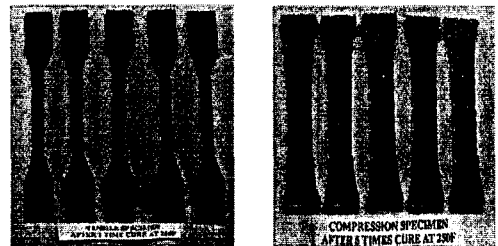
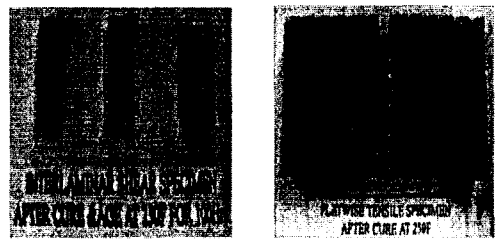


Fig. 4 (a) Interlaminar share test (b) Flatwise tension specimen



(a) (b)



(c) (d)
Fig. 5 Test specimen (a) Tensile (b) Compressive (c) Interlaminar shear (d) Flatwise tensile

Interlaminar share test와 Flatwise tensile test의 시험을 위해서는 정상상태의 시험편에 10, 50, 100, 150시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다. 노출 시킨 시험편을 Fig. 2는 Interlaminar share test, Fig. 3은 Flatwise tensile test specimen의 오토클레이브에서의 성형 모습이다. Table. 1 은 Laminate와 Sandwich의 특징을 나타낸다.^{(8),(9)}

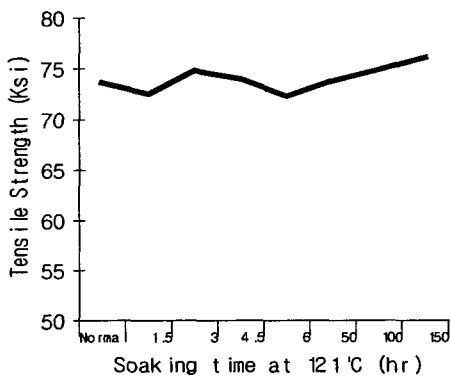
Fig. 4의 (a)는 Interlaminar share test의 시험 모습을 보여주고 있고, (b)는 Flatwise tension specimen 모양이다. Flatwise tension specimen은 시편과 알루미늄 블록과의 접착은 3M 2216 Adhesive Film을 사용하였다. 이것을 상온에서 24시간 경화 후 70℃에서 1시간 경화 시켰다. 이

것을 상하 방향으로 Cross head speed는 최대 파단하중이 3~6분 사이에 일어날 수 범위에서 정하였다.

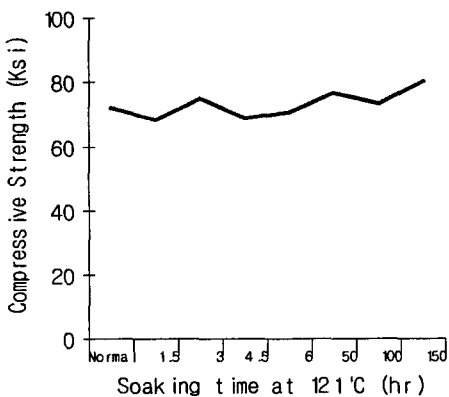
DMA(Dynamic Mechanical Analysis)의 시험편 제작 또한 정상상태의 시험편을 1.5, 3, 4.5, 6, 7.5시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다.⁽¹⁰⁾ DSC(Differential Scanning Calorimetry)의 시험편의 제작을 위해 정상상태의 시험편을 1, 2, 10, 20, 30, 40, 50, 100, 150시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다.⁽¹¹⁾

4. 시험 결과 및 고찰

Fig. 5의 (a)와 (b)에서 볼 수 있듯이 인장강도와

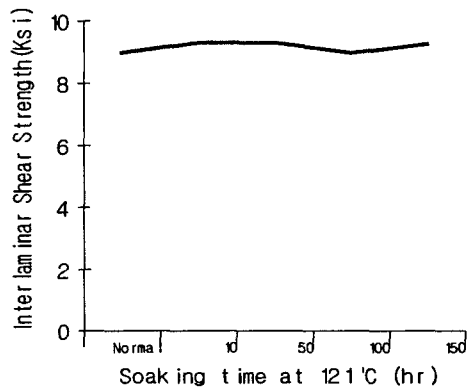


(a)

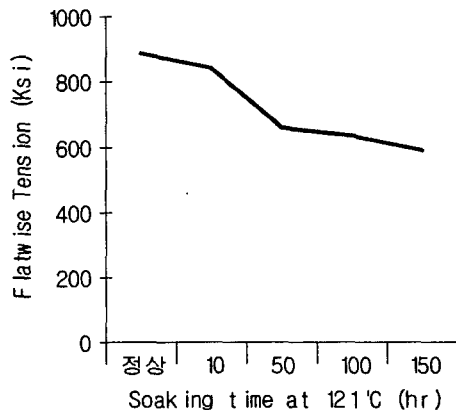


(b)

Fig. 6 (a)tensile Strength test (b)Compressive Strength test Curve of average data



(a)



(b)

Fig. 6 (a)Interlaminar shear test (b)Flatwise tensile test Curve of average data

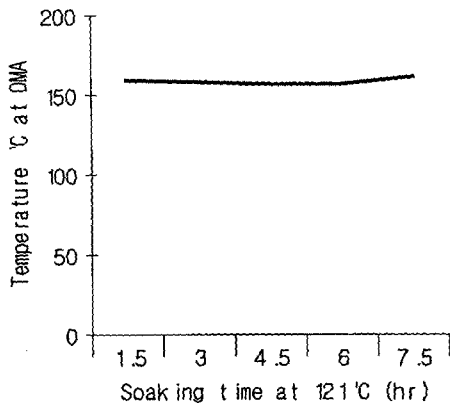


Fig. 8 Glass transition temperature of DMA

압축시험의 결과로 나타난 데이터로는 시험편의 물성값의 변화 모습을 볼 수 없음을 알 수가 있다. 이것은 대부분의 물성값을 보강재가 담당하기 때문에 수지의 영향은 이 부분에서는 상대적으로 나타남을 알 수 있었다.

Fig. 6의 (a)는 Interlaminar shear test의 시험곡선이다. 이 시험에서도 보강재의 영향으로 인한 물성의 영향을 뚜렷한 저하 현상과 같은 변화를 볼 수가 없었다.

그러나 Flatwise tensile test의 변화 곡선인 Fig. 6의 (b)에서 보여지듯이 시간에 관계없이 그 강도값이 감소하는 것을 볼 수 있다. 이것은 인장과 압축시험, 그리고 Interlaminar shear test의 시험곡선에 나타난 10시간까지의 수지의 변화곡선이나 10시간 이상의 장시간에서의 변화곡선과는 다르다. 그것은 Flatwise tensile test의 시험의 특성인 수지의 접착 특성을 나타내었다고 할 수 있다.

Fig. 7은 DMA(Dynamic Mechanical Analysis)에 의한 시험의 물성변화 결과를 나타내고 있다. 이 시험의 결과로는 앞의 시험인 Tensile과 Compressive test의 결과값과 같은 것을 알 수 있다. 그것은 이 시험이 수지의 특성을 관찰하기 위한 것인데 보강재의 간섭이 많이 일으킨 것으로 사료가 된다.

Fig. 8은 DSC(Differential Scanning Calorimetry) 장비를 이용한 에폭시 수지의 열적 거동을 보여주는 데이터이다. 본 연구에서는 100°C

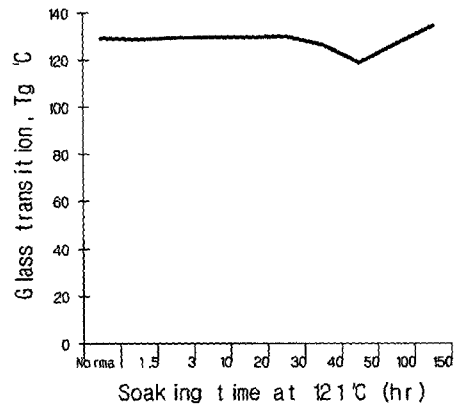


Fig. 9 Glass transition temperature of DSC

부근의 온도 변화를 예측시 수지의 수분흡수에 따른 변화곡선을 보고 유리 전이온도(Tg)를 변화곡선의 중간으로 그 값을 측정하였다. 수지의 열간 재 노출에 의한 상의 변화를 여기서 알 수 있었다.

5. 결론

- (1) 상기 시험에서 볼 때 한 번 경화된 수지의 물성치는 재경화에 의한 열에 노출되는 빈도가 많을수록 그 값이 떨어지는 것을 알 수 있었다.
- (2) 대부분의 수리는 작은 결함이나 손상의 수리를 위한 구조물 전체를 경화시키는 것으로 인해 이러한 열간 재 노출에 의한 박리현상이 두드러지는 것을 알 수 있다.
- (3) 이러한 박리현상이 하니콤 구조물의 물성치를 저하시키는 요인이 되는 것을 확인할 수 있었다.

이러한 물성저하를 최소화하기 위해서는 손상부위의 국부적인 수리가 필요하다고 사료된다. 최소한의 경화온도의 재조정은 보다 나은 조건과 박리현상의 지연을 가져올 수 있다는 것을 알 수 있었다.

또한 몇몇의 그림에서 볼 수 있듯이 일정온도 이상의 고온에서는 물성치의 저하는 계속해서 일어나지 않고 오히려 재상승하는 것을 알 수 있었다. 이것은 본 실험에서 열에 의한 장시간 노출 중 수지의 재결정에 의한 것으로 사료가 되나 확

실한 원인의 분석을 위해서는 추가적인 시험을 해 보아야 할 것으로 사료된다.

참고문헌

- (1) 김윤해, 한중원 “복합재료학”
- (2) “Handbook of Composites”, George Lubin p57-87
- (3) 공군군수사령부 항공기술연구소 “Advance Composite Repair” p66, p193. Apr. 2000.
- (4) 제갈영순, 이원철, 권오혁, 윤남균, 임길수, 안종기, 박경준, “케블라/에폭시 프리프레그의 경화 특성에 관한 연구” 한국복합재료학회지 2001,4.
- (5) 오세욱, 오환섭, 김상태, 오환교, “재료시험입문” p55-94
- (6) Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics, Annual book of ASTM D638-99
- (7) Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics, Annual book of ASTM D695-96
- (8) Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Composite Materials and Their Laminates, Annual book of ASTM D2344/D2344M-00
- (9) Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions, Annual book of ASTM C297-94
- (10) 동화기술 “特殊應用” p444, p517
- (11) 김광우, 박진택, 이덕보, 최낙삼, “고무의 동탄성계수와 손실계수의 주파수 의존성을 평가하기 위한 양팔 샌드위치보 시험법의 연구” 한국복합재료학회지 2001,6