

항공기용 복합재료 샌드위치 구조물의 오토클레이브 성형시 발생되는 결함 원인 분석과 그 최소화 방안

A Study on the Analysis of causes & minimizing of Defects at Composite Materials Sandwich Aircraft Structure in Autoclave Processing

권순철*, 임철문*, 최병근*, 이세원**, 한중원**, 김윤해***

Keyword : Sandwich Structure, Honeycomb Core, Core Movement
Core Wrinkle, Core Depression, Bridge Phenomenon, Autoclave

ABSTRACT

The purpose of this paper is to determine the effect of the autoclave inner pressure rate, heat-up rate, tool round angle, Thickness of core, height of joggle on defects, and to minimize the defects of aircraft sandwich structure reinforced with honeycomb core occurred in autoclave processing. The results showed that the geometry of aircraft sandwich structure and tool such as tool round angle, Thickness of core, height of joggle, and the autoclave cure conditions such as inner pressure rate, heat up rate strongly affected the core movement, core wrinkle, bridge phenomenon of prepreg and depression of core that occurred in autoclave processing.

1. 서 론

항공기 구조물로의 복합재료 응용은 전투기, 여객기, 헬리콥터 등 매우 다양하며, 1990년에는 전투기의 부품의 약 30~40%정도 대체되었으며, 헬리콥터 및 경비행기는 100% 복합재료화가 이미 실현된 상태이다.^[1]

또한 기존의 금속재료 사용과 비교하면, 복합재료를 사용하는 경우에 중량은 약 30%이상, 그리고 부품의 수는 약 30~75% 감소하는 것을 알 수 있다.^[2]

최근에는 항공·우주산업분야의 복합재료로

* 한국해양대학교 대학원

** 대한항공 항공우주사업본부

*** 한국해양대학교 부교수

조립품 형태의 복합재료 중심(또는 중간)에 사용되는 구조재료인 코어재료(core materials)를 일정 두께로 가지는 두 개의 prepreg사이에 삽입한 후 접합시켜 보다 강하고 경량의 특징을 가지는 샌드위치 구조(sandwich structure)로 제조하여 사용하고 있다.^[3] 이러한 코어재료로는 중심폼(central foam)이나 허니콤(honeycomb)이 사용되고 있으며, 이는 재료의 압축강도를 크게 증가시켜 비행 중에 응력이 작용하는 방향으로 구조물이 계속적으로 굽어져 발생하는 피로를 대부분 제거한다. 또한 고분자 수지를 모재(matrix)로 하면 재료의 감쇠 특성이 매우 크므로 높은 고유 진동수를 얻을 수 있을 뿐 만 아니라,^[4,5,6] 외부의 힘에 의하여 발생한 진동을 쉽게 흡수할 수 있는 장점을 가지고 있

다. 그러나 항공기용으로 제작된 복합재료의 적용은 재료가 하중을 받을 때에 강도, 강성 및 수명의 감소를 일으키는 손상의 복잡한 기구와 불규칙한 파괴양상에 의해 그 신뢰도가 부족하다는 취약함을 가지고 있어 일반적으로 항공기 구조물의 secondary structure에 국한되어 있었으나, 현재에는 항공기의 주요 primary structure인 wing, fuselage, empennage 등에 적용시키기 위한 연구가 진행되고 있다.^[7] 이렇듯 복합재료는 기존의 금속재료 보다 우수한 장점을 가지고 있으나, 내부 결합이 내재된 경우 특히 충격에 대해서는 많은 취약성을 가지고 있다. 즉, 외형상으로는 손상이 전혀 나타나지 않으나, 내부에서는 잠재된 결합에 의해 손상영역이 발생·확대되어 치명적인 구조적 파괴를 유발시켜 항공기 운항 중에 커다란 인명 및 재산 피해를 야기 시킬 수 있다. 따라서 본 논문에서는 항공기용 복합재료의 성형 시 일반적으로 사용되는 오토클레이브 성형법을 이용하여 허니콤 코어로 보강된 샌드위치 구조물을 제작하는 과정에서 발생하는 결합의 유형을 분석하고 이들의 발생원인을 분석하여 그 최소화 방안을 제시하고자 하였다.

2. 시험재료 및 실험방법

2.1 시험재료 및 시험장치

본 실험에서는 샌드위치 구조재의 프리프레그로 CYTEC 사에서 제조한 ST 7781 프리프레그, Rigidite 588-7781와 HEXCEL 사에서 제조한 ST 120 프리프레그, 120-F161-108-50F를 사용하였다. 허니콤 코어로는 HEXCEL 사에서 제조한 NOMEX 허니콤 코어를 사용하였다. 오토클레이브 성형은 고온(800°F), 고압(200psi)의 일정한 경화 사이클 하에서 진공상태로 면재와 심재를 일체성형법으로 제작할 수 있는 미국의

TEC사에서 제조한 오토클레이브를 사용하였다. 오토클레이브 내부는 히터(heater)가 챔버(chamber)를 둘러싸고 열을 가하는 간접가열방식을 사용하여 주로 공기의 대류에 의하여 열이 전달되도록 하였고, 내부의 온도가 균일하도록 팬을 사용하여 강제적으로 공기를 순환시켰다. 또한 선정된 경화사이클을 적절히 제어하기 위하여 온도 측정을 원하는 위치에 열전대(thermo-couple)를 설치하여 경화과정 전반을 온 라인으로 컴퓨터 모니터링을 실시하였다. 본 실험에서는 Fig.1과 같이 실험 재료 공급시에 제조회사로부터 제시된 경화사이클을 적용하였으며, 금형의 열변형에 의한 치수불안정성을 방지하기 위하여 성형되는 재료와 유사한 열팽창 계수를 가지는 Ni-BAJ 금형을 사용하였다.

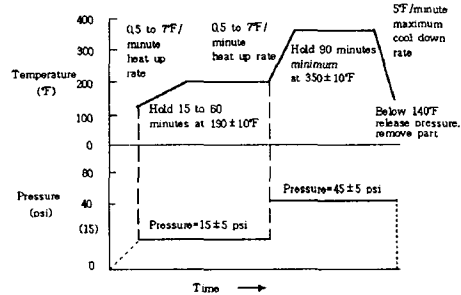


Fig.1 Autoclave Cure Cycle

2.2 시편 제작

본 실험에서는 항공기 구조물 중 내부 판벽, Flap Support -Fairing과 같이 코어재료를 사용하여 심각한 무게의 증가없이 구조재의 강도를 증가시킨 구조물^[10]을 시편으로 제작하였으며 그 형상은 Fig.2와 같다. 시편의 적층형상은 Fig.3에서 나타낸 것과 같이 아래, 위의 프리프레그를 각각 5 플라이(Ply)로 적층하였으며, 그 사이에 Nomex 허니콤 코어를 삽입하였다.

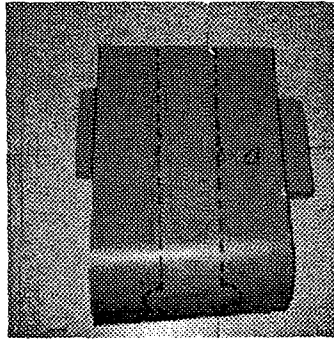


Fig.2 Shape of Specimen

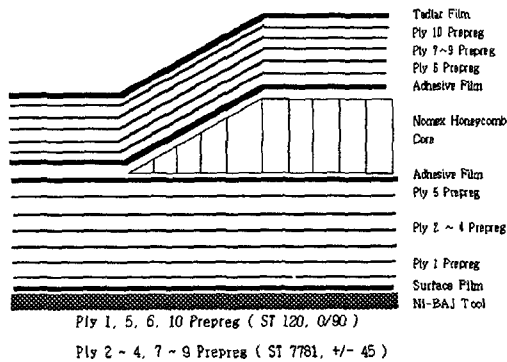


Fig.3 Diagram of Lay-up Prepreg

2.3 실험 방법

허니콤 코어로 보강된 복합재료 시편은 오토 클레이브 경화 사이클이 완료된 후에 결합 발생 여부를 확인할 수 있다. 또한 실험에 사용한 재료의 제조회사에서 공급한 경화사이클에서는 대략적인 승온율(Heat-up rate)과 승압율(Pressure~ rate)의 범위로 규정되어 있기 때문에 이 범위내에서 승온율과 승압율을 각기 달리 적용한 후, 성형과정 및 경화 과정 중에 공기나 불순물 등의 층간 혼입이나 접착 불량과 같은 내부 결합의 발생 여부를 검사하기 위하여 비파괴 검사를 실시하였다. 비파괴 검사법에는 초음파 탐상법, 적외선 시험법, 음향방출법 등이 있으며, 이 들은 내부결합의 여부를 판독할 수 있을 뿐만 아니라 결합의 위치와 크

기, 적층된 재료 층 사이의 접착상태, 수지의 유동형태 등도 관찰할 수 있어 항공기 구조물과 같이 결합의 존재 여부를 반드시 확인해야 하는 경우에 필수적인 재료시험법이다.^[11] 본 실험에서는 이 중에서 초음파 탐상법 중 C-Scan을 사용하여 성형이 완료된 시편의 결합 상태를 검사하였다.

3. 실험 결과 및 고찰

3.1 경화 사이클의 영향

코어 무브먼트(core movement), 코어 링클(core-wrinkle), 코어 디프레션(core-depression), 금형의 라운드 부근에서의 뜨임(Bridge) 현상 등과 같은 결합이 다수 발생되는데, 그 형상은 Fig.4과 같다. 이 중 승온율이 분당 4°F

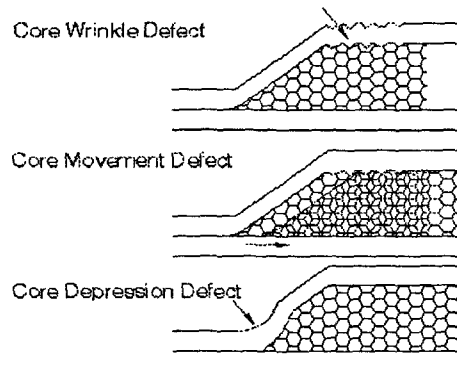


Fig.4 Shape of Defects at Sandwich Structure after Autoclave Cure

~7°F에서는 위에서 언급한 결합의 형태들이 고르게 나타났으며, 이 승온율 범위보다 낮은 경우에는 결합이 적게 발생됨을 알 수 있었다.

이는 승온율이 높을수록 외부의 프리프레그에서 우선적으로 고화(gelation)가 발생하게 되어 내부의 수지가 밖으로 충분히 유출되지 못하여 층간의 과도한 수지의 잔류로 인해 결함이 발생된다고 사료된다.^[12,13,14] 또한 승압률의 경우에는 승압율이 분당 1.7 psi 이상일 경우에는 코어 디프레션과 같은 결함이 다수 발생하였으며, 분당 2.5 psi ~4.0 psi 이상에서는 코어 무브먼트와 같은 결함이 발생되었다. 그러나 승압율을 분당 1.5 psi 미만으로 한 경우에는 결함의 발생이 거의 없음이 관찰되었다. 이는 1.5 psi 미만의 승압율을 기준으로 하여 그 이상일 경우에는 오토클레이브 챔버의 압력과 vacuum bag 내부의 압력차가 단시간에 커져 과도한 수지의 압출이 발생하여 층간분리 현상을 일으키거나, 평판(laminate)내부에 과압으로 인한 수지층의 균열, 코어 무브먼트 등과 같은 결함이 발생되는 것으로 사료되어진다.^[15,16,17]

3.2 형상에 의한 영향

허니콤 코어로 보강된 샌드위치 구조물은 선정한 경화 사이클로 가압하여 성형하게 되면, 금형의 라운드부에서 프리프레그가 들뜨는(Bridge) 현상이 발생하게 되는데, 본 논문에서는 이러한 현상이 다음과 같은 원인에 의하여 발생한다고 가정하여 해석을 하였다.

- (1) 프리프레그의 연신률이 없다고 가정
한 경우
- (2) 프리프레그의 연신률이 존재할 때
- (3) 코어 두께의 영향을 받을 경우
- (4) 저글(Joggle)의 두께에 영향을 받을
경우

Fig 5.에서 볼 수 있듯이 허니콤 코어로 보강된 샌드위치 구조물에서의 경화 전의 프리프레그의 위치와 경화 후의 프리프레그의 위치는 변하고, 이상적인 성형이 되기 위해서는 경화

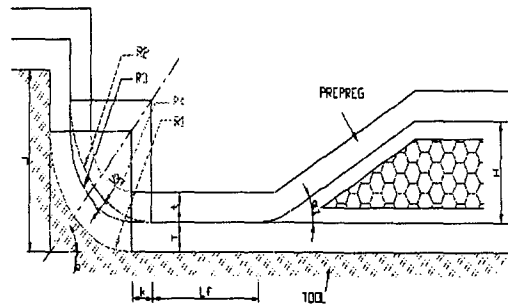


Fig.5 Schematic Diagram of Defect at Sandwich Structure

전의 프리프레그(곡률 반경이 R1인 프리프레그)가 경화 후에는 R3의 곡률 반경을 갖는 것이 좋으나 실제 경화 후 R2의 곡률 반경을 갖게 된다. 따라서 오토클레이브 경화 후 이상적인 위치(R3)에 프리프레그가 압착되지 못해 들뜸현상이 발생하게 되고, 이를 구조적으로 해석하여 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다. 결국 금형에서 프리프레그의 들뜸 정도 V_0 는 경화 후의 줄어드는 양 t 와 금형의 각도에 따라서 변화하고 금형의 각도가 클수록 프리프레그의 들뜸 현상은 줄어들게 된다. 또한 압력이 크고, 프리프레그의 연신율이 좋을 수록, 그리고, 저글 두께의 제곱과 곡면 반경의 제곱에 따라 줄어든다는 것을 알 수 있었다. 하지만 코어의 두께에 따라 비례하여 들뜸이 발생함도 알 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 허니콤 코어로 보강된 항공기용 샌드위치 구조물을 오토클레이브 공정을 사용하여 성형하였으며, 이 때 발생하는 결함들의 원인을 규명하고자 하였다. 기존의 연구에서는 오토클레이브 성형 중에 발생하는 결함을 오토클레이브 성형 온도에서 상온으로 냉각되면서 그 온도차이에 의한 열변형에 기인하는

것으로 접근하였으나, 본 논문에서는 승온율, 승압율과 같은 경화 사이클의 영향과 금형의 형상이 미치는 영향으로 나누어 검토하여 결함 발생을 최소화 할 수 있었다.

- (1) 경화 사이클의 승온율은 분당 4°F미만의 범위로 적용할 경우 결함 발생이 적게 나타남을 알 수 있었다. 이는 외부 프리프레그의 고화가 일어나기 전에 내부에서 충분한 양의 수지가 밖으로 압출되었기 때문이라 사료된다.
- (2) 경화 사이클의 승압율은 분당 1.5 psi 미만으로 할 경우에는 프리프레그의 수지가 적절히 압출될 수 있는 압력차가 형성되어 결함의 발생이 거의 없다는 것을 알 수 있었다.
- (3) 금형의 라운드 부위에서 발생하는 프리프레그 들뜸 현상은 금형의 곡률, 코어 두께, 저글의 높이, 프리프레그의 연신율, 내부 압력 등에 큰 영향을 받음을 알 수 있었다. 즉, 프리프레그의 들뜸 현상은 금형의 각도와 내부 압력이 클수록, 프리프레그의 연신율이 좋을수록 줄어들며, 저글 높이의 제공에 비례하여 줄어들음을 알 수 있었다. 한편, 코어의 두께에 따라 비례하여 들뜸이 발생한다는 것을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 항공기용 복합재료 Transmission-Shaft 개발, 과학기술부, p.1~2
2. 항공기용 복합재료 주 날개 및 조정날개 개발, 과학기술부, p.6~8
3. Engineered Materials Handbook Vol.1 "Composites" ASM international, p11, 1987

4. P.K.Mallick, Fiber Reinforced Composites, Marcel Dekker, Inc., 1988
5. D.G.Lee, H.C.Sin and N.P.Suh, Manufacturing of a Graphite Epoxy Composite Spindle for a Machine Tool" Annals of the CIRP, Vol. 34(1), 1985
6. C.Reugg and J.Habermeir, " Composite Propeller Shaft Design and Optimization," Advances in Composite Materials, Proceedings of ICCM3, Vol.2, 1980
7. 복합재료, 문창권, 1999
8. Study on Autoclave Process Technology (I),(II), 과학기술부
9. G.S.Springer, "A Model of Curing Process of Epoxy Matrix Composites" Progress in Science and Engineering of Composites, ICCM-IV , 1982
10. The Basic on Bonded Sandwich Construction, TSB 124, Hexcel Corporation.
11. MEL SCHWARTZ Composite Materials Handbook, Second Edition
12. C.Y.M.Tung and P.J.Dynes, "Relationship between Viscoelastic Properties and Gelation in Thermosetting Systems", J. of Applied Polymer Science, Vol. 27, 1982
13. W.Xuanzheng, C.Yan, T.Jianmao and Q.Zongneng, " A Viscosity Model of Epoxy Resin Matrix during Curing Process", International SAMPE Symposium, 1990
14. Raju Dave, "A Unified Approach to Modeling Resin Flow during Composite Processing", J. of Composite Materials, Vol .24, 1990