

論文

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

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

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

S-C Kwon*, C-M Im*, B-K Choi*, S-W Lee**, J-W Han**, and Y-H Kim***

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.

초 록

본 논문의 목적은 샌드위치 구조물의 오토클레이브 성형시 발생하는 승압률, 승온율, 금형 라운드 각도, 코어의 두께, 그리고 결함에 대한 저글 높이 영향의 영향을 결정하고, 하니콕으로 보강된 항공기용 샌드위치 구조의 결함을 최소화시키는 것이다. 결과는 항공기용 샌드위치 구조와 금형 라운드 각도와 같은 금형의 형상, 코어의 두께, 저글의 높이, 그리고 승압률, 승온율과 같은 오토클레이브의 성형 조건이 코어의 무브먼트, 코어의 주름, 프리프레그의 투입 현상 그리고 코어의 침하에 영향을 끼침을 보여주었다.

1. 서론

항공기구조물로의 복합재료 응용은 전투기, 여객기, 헬리콥터등 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 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)

*한국해양대학교 대학원

**대한항공 항공우주사업본부

***한국해양대학교 부교수, 교신저자(E-mail: yunheak@hanara.kmaritime.ac.kr)

로 제조하여 사용하고 있다[3]. 이러한 코어재료로는 중심폼(central foam)이나 허니콤(honey-comb)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 뿐만 아니라[4,5,6], 외부의 힘에 의하여 발생한 진동을 쉽게 흡수할 수 있는 장점도 가지고 있다. 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 금속 재료보다 우수한 장점을 가지고 있으나, 내부 결함이 내재된 경우 특히 충격에 대해서는 많은 취약성을 가지고 있다. 즉, 외형상으로는 손상이 전혀 나타나지 않으나, 내부에서는 잠재된 결함에 의해 손상영역이 발생·확대되어 치명적인 구조적 파괴를 유발시켜 항공기 운항 중에 커다란 인명 및 재산 피해를 야기시킬 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 구조체의 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 둘

러싸고 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(thermocouple)를 설치하여 경화과정 전반을 온라인으로 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.

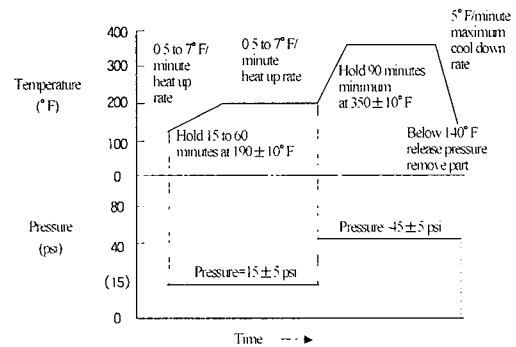


Fig. 1 Autoclave cure cycle.

2.2 시편 제작

본 실험에서는 항공기 구조물 중 내부 판벽, Flap Support-Fairing과 같이 코어재료를 사용하여 심각한 무게의 증가없이 구조체의 강도를 증가시킨 구조물[10]을 시편으로 제작하였으며 그 형상은 Fig. 2와 같다. 시편의 적층형상은 Fig. 3에서 나타난 것과 같이 아래, 위의 프리프레그를 각각 5 플라이(Ply)로 적층하였으며, 그 사이에 Normex 허니콤 코어를 삽입하였다. 시험재료의 물성치는 Table 1, 2 및 3과 같다.

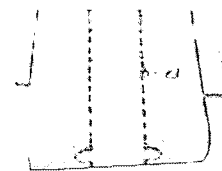


Fig. 2 Shape of specimen.

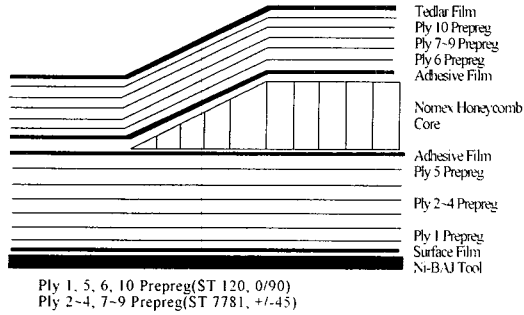


Fig. 3 Diagram of lay-up prepeg.

Table. 1 Properties of ST 7781

Test Item	Requirement	Value
Flow	Avg' 12~22%	19
Gel Time	Avg' 1~ 7 Minutes	2
Volatile	Max. IND 1.5%	0.5
Ultimate Tensile Strength	Min. Avg' 47Ksi	84.9 91.3
Tensile Modulus	Min. Avg' 3.1Msi	3.2 3.7
Ultimate Compressive Strength	Min. Avg' 54Ksi	60.4 70.1
Compressive Modulus	Min. Avg' 3.1Msi	3.38 3.33

Table. 2 Properties of ST 120

Test Item	Requirement	Value
Flow	Avg' 12~22%	18
Gel Time	Avg' 1~ 7 Minutes	2
Volatile	Max. IND 1.5%	0.5
Ultimate Tensile Strength	Avg' 39~45%	42
Tensile Modulus	Min. Avg' 41Ksi	60.7 56.0
Ultimate Compressive Strength	Min. Avg' 2.9Msi	3.2 3.1
Compressive Modulus	Min. Avg' 54Ksi	66.7 62.6

Table. 3 Properties of NOMEX H/CORE (TY 6 CL GR 3)

Test Item	Requirement	Value
Density	2.7~3.3 PCF	3.2 3.2
Shear Strength (Ribbon Direction)	Min. Avg : 90 Psi Min. Ind : 75 Psi	105.4
Shear Modulus	Min. Avg : 2200 Ps Min. Ind : 1800 Psi	6473
Shear Strength (Warp Direction)	Min. Avg : 90 Psi Min. Ind : 75 Psi	140.1
Shear Modulus	Min. Avg : 4500 Psi Min. Ind : 3600 Psi	7557

2.3 실험 방법

허니콤 코어로 보강된 복합재료 시편은 오토클레이브 경화 사이클이 완료된 후에 결함 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 결함의 발생 여부를 검사하기 위하여 비파괴 검사를 실시하였다. 비파괴 검사법에는 초음파 탐상법, 적외선 시험법, 음향방출법 등이 있으며, 이 들은 내부결함의 여부를 판독할 수 있을 뿐만 아니라 결함의 위치와 크기, 적층된 재료 층 사이의 접착상태, 수지의 유동형태 등도 관찰할 수 있어 항공기 구조물과 같이 결함의 존재 여부를 반드시 확인해야 하는 경우에 필수적인 재료시험 방법이다[11]. 본 실험에서는 이 중에서 초음파 탐상법 중 C-Scan을 사용하여 성형이 완료된 시편의 결함 상태를 검사하였다.

3장 실험 결과 및 고찰

3.1 경화 사이클의 영향

코어 무브먼트(core movement), 코어 링클(core wrinkle), 코어 디프레션(core depression), 굽형의 라운드 부근에서의 뜨임(bridge) 현상 등과 같은 결함이 다 수 발생되는데, 그 형상은 Fig.4과 같다.

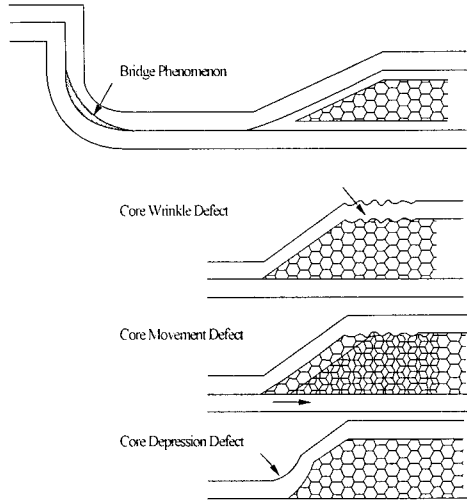


Fig. 4 Shape of defects at sandwich structure after autoclave cure.

이 중 승온율이 분당 4°F ~7°F에서는 위에서 언급한 결함의 형태들이 고르게 나타났으며, 이 승온율 범위보다 낮은 경우에는 결함이 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 발생하는 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

되는 데, 본 논문에서는 이러한 현상이 다음과 같은 원인에 의하여 발생한다고 가정하여 해석을 하였다.

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

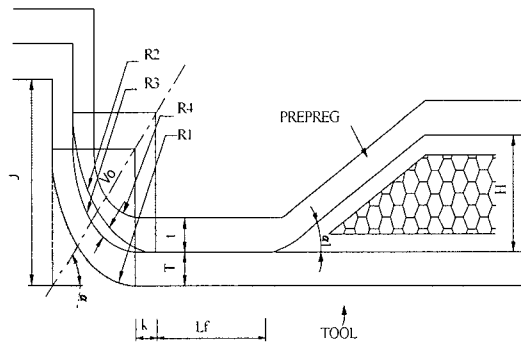


Fig. 5 Schematic diagram of defect at sandwich structure.

Fig. 5에서 볼 수 있듯이 허니콤 코어로 보강된 샌드위치 구조물에서의 경화 전의 프리프레그의 위치와 경화 후의 프리프레그의 위치는 변하고, 이상적인 성형이 되기 위해서는 경화 전의 프리프레그(곡률 반경이 R1인 프리프레그)가 경화 후에는 R3의 곡률 반경을 갖는 것이 좋으나 실제 경화 후 R2의 곡률 반경을 갖게 된다. 이 때 경화 전 R1의 곡률 반경과 R2의 곡률 반경은 그 원점의 위치만 변한다.

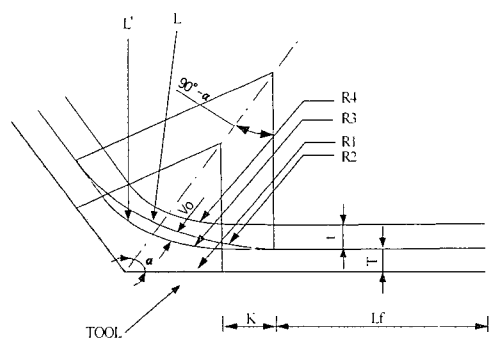


Fig. 6 Deformation of prepreg site under pressure in autoclave.

3.2.1 단위 힘당 프리프레그의 연신율이 존재하지 않는 경우

오토클레이브 경화 후 이상적인 위치(R3)에 프리프레그가 존재하려면 프리프레그는 금형에 압착되어야 한다. 그러나 프리프레그가 금형에 압착되지 않고 연신률에 변화가 없을 경우 다음과 같은 결과를 얻을 수 있다. Fig. 6에서는 오토클레이브내에서 압력을 가한 후의 프리프레그의 변화를 나타낸 것이다. 변형률의 증가가 없을 때 $L=L'$ 이고, 여기서 L' 는 경화전의 프리프레그의 길이이고, L 은 경화후프리프레그의 길이이다. 이 관계는 식(1.1)과 같이 표현 할 수 있다.

$$R2 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 = R4 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 + \kappa \quad (1.1)$$

이 때, $\kappa = t / \tan(90^\circ - \alpha)$, T 는 금형에 적층되어 있는 프리프레그의 두께이고, t 는 경화 전 후의 프리프레그의 두께의 변화치를 나타낸 것이다. 프리프레그의 늘어난 정도에 따라서 t 의 두께 변화는 달라진다. 하지만 본 논문에서는 재료의 성질에 따른 t 의 변화는 크게 고려하지 않았다. 이 때 $R1$ 의 곡률 반경은 다음의 식(1.2)로 나타낼 수 있다.

$$R1 = R4 + T + t = R3 + T \quad (1.2)$$

따라서,

$$\begin{aligned} V_0 &= R3 - [R2 - \kappa / \cos(90^\circ - \alpha)] \\ &= R4 + t - [R4 + t \times 180 / (\pi(90^\circ - \alpha) \tan(90^\circ - \alpha)) - t / \sin(90^\circ - \alpha)] \\ &= t [1 + 1 / \sin(90^\circ - \alpha) - 180 / (\pi(90^\circ - \alpha) \tan(90^\circ - \alpha))] \end{aligned} \quad (1.3)$$

이 된다. 결국 금형에서 프리프레그의 들뜸 정도 V_0 는 경화 후의 줄어드는 양 t 와 금형의 각도에 따라서 변화한다. 금형의 각도가 클수록 프리프레그의 들뜸 현상은 줄어들게 된다. Loose-Springer[18]는 프리프레그 내의 수지가 빠져나감으로 인한 프리프레그 적층판의 두께변화를 수치유동 모델로 해석하였으며, 이를 적용하면 사용되는 프리프레그에 따라 달라지는 두께 변화의 거동을 규명할 수 있다는 것을 제시하였다.

3.2.2 단위 힘당 프리프레그의 연신율이 존재하는

경우

Fig.6에서 L 은 식(1.4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} L &= R2 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 \\ &= R2 \times \pi(90^\circ - \alpha) / 180 \end{aligned} \quad (1.4)$$

여기서, 압력에 의해 인장력이 발생하게 되고 이 인장력에 의해 프리프레그는 늘어나면서 들뜸이 발생하게 된다.

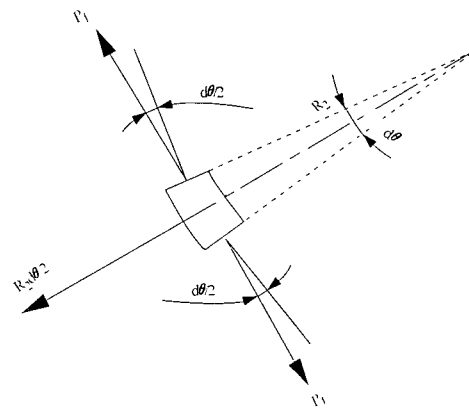


Fig. 7 Micro-part of lay-up prepreg in tool.

따라서 프리프레그의 미소부분을 Fig.7으로 보고, 인장력(P_f)을 구하면 다음과 같다.

$$P_f = P \times R2$$

$P \times R2 \, d\theta = 2P_f \sin(d\theta/2)$ 에서 $\sin(d\theta/2) \approx d\theta/2$ 로 할 수 있다. $P \times R2 \, d\theta = 2P_f (d\theta/2)$ 이고, 따라서 $P_f = P \times R2$ 로 나타낼 수 있다.

P_f 에 의해서 늘어난 길이를 l 이라고 할 때,

$$l = c \times L \times P_f = c \times R2 \times L \times P$$

로 나타낼 수 있다. 따라서,

$$\begin{aligned} R2 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 \\ = R4 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 + \kappa + l \end{aligned} \quad (1.5)$$

Fig. 5에서 경화 후의 이상적인 프리프레그의 위치

와 들떠 있는 프리프레그의 사이 간격은 식(1.6)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned}
 V_0 &= R3 - [R2 - \kappa / \cos(90^\circ - \alpha)] \\
 &= R4 + t - [R4 + t \times 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha) \tan(90^\circ - \alpha)\} + l \times 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha) - t / \sin(90^\circ - \alpha)\}] \\
 &= t [1 + 1 / \sin(90^\circ - \alpha) - 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha) \tan(90^\circ - \alpha)\}] - [l \times 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha)\}] \\
 &= t [1 + 1 / \sin(90^\circ - \alpha) - 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha) \tan(90^\circ - \alpha)\}] - [c \times R2^2 \times P] \quad (1.6)
 \end{aligned}$$

따라서, V_0 는 압력, 프리프레그의 연신률, 곡면 반경의 제곱에 의해 줄어듦을 알 수 있다. 연신률이 좋은 프리프레그 일수록 잘 늘어나서 들뜸의 방지가 가능하다.

3.2.3 코어 두께에 의한 영향

코어가 일정한 두께를 가지고 오토클레이브에서 압력을 받으면 힘의 평형 법칙에 의해서

$$R5 \times P = PH - \mu PL_i$$

이다. 여기서 $R5$ 는 $R5 = (H - \mu L_i)$ 이므로,

$$\begin{aligned}
 V_0 &= R3 - [R5 - (R5 - R3) / \sin(90^\circ - \alpha)] \\
 &= [R3 - R5] \times [1 - 1 / \sin(90^\circ - \alpha)] \\
 &= [R3 - (H - \mu L_i)] \times [1 - 1 / \sin(90^\circ - \alpha)] \quad (1.7)
 \end{aligned}$$

결국, 들뜸의 정도인 V_0 는 식(1.7)에서 $1 - 1 / \sin(90^\circ - \alpha)$ 가 항상 음수이므로 우리가 원하는 이상적인 위치에 프리프레그가 있게 한다. 따라서 코어의 두께에 따라 비례하여 들뜸이 발생함을 알 수 있다.

3.2.4 저글의 높이에 영향을 받을 경우

저글의 높이에 대한 들뜸의 영향을 고려하면, Fig. 9에서 보는 바와 같이 늘어난 프리프레그의 반경($R2$)의 접점이 저글의 높이와 동일한 경우, 저글의 높이는 들뜸에 영향을 미치게 된다. $R2$ 의 접점이 J 이므로 다

음과 같이 나타낼 수 있다.

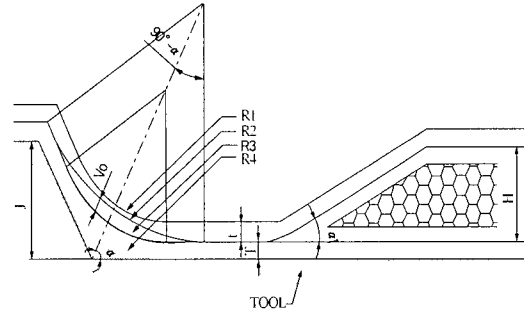


Fig. 9 Effect of joggle thickness for defect.

$$J = R2 \times \sin(90^\circ - \alpha)$$

총 늘어난 길이 L 은

$$\begin{aligned}
 L &= J / \sin(90^\circ - \alpha) \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 \\
 &= J / \sin(90^\circ - \alpha) \times \pi(90^\circ - \alpha) / 180
 \end{aligned}$$

로 된다. 압력이 미치는 힘은 4.2.2에서 해석한 바와 같이

$$P_f = P \times R2$$

로 되고, 연신률 c 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$l = c \times L \times P_f = c \times R2^2 \times L \times P$$

결국,

$$\begin{aligned}
 &R2 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 \\
 &= R4 \times 2\pi(90^\circ - \alpha) / 360 + \kappa + l
 \end{aligned}$$

이고, 따라서, 들뜸 V_0 는,

$$\begin{aligned}
 V_0 &= R3 - [R2 - \kappa / \cos(90^\circ - \alpha)] \\
 &= R4 + t - [R4 + t \times 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha) \tan(90^\circ - \alpha)\} + l \times 180 / \{\pi(90^\circ - \alpha) - t / \sin(90^\circ - \alpha)\}]
 \end{aligned}$$

$$= t[1+1/\sin(90^\circ-\alpha)-180/(\pi(90^\circ-\alpha)\tan(90^\circ-\alpha))]-[l \times 180/(\pi(90^\circ-\alpha))]$$

$$= t[1+1/\sin(90^\circ-\alpha)-180/(\pi(90^\circ-\alpha)\tan(90^\circ-\alpha))]-[c \times \{J/\sin(90^\circ-\alpha)\}^2 \times P] \quad (1.8)$$

로 나타내어진다. 따라서, 금형의 라운드 부위에서 발생하는 프리프레그의 들뜸 현상은 압력이 크고, 프리프레그의 연신율이 좋을수록, 그리고, 저글 두께의 제곱에 따라 줄어든다는 것을 알 수 있었다.

5. 결 론

본 논문에서는 허니콤 코어로 보강된 항공기용 샌드위치 구조물을 오토클레이브 공정을 사용하여 성형하였으며, 이때 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 제곱에 비례하여 줄어들음을 알 수 있었다. 한편, 코어의 두께에 따라 비례하여 들뜸이 발생한다는

것을 알 수 있었다.

참고문헌

- (1) 항공기용 복합재료 Transmission-Shaft 개발. 과학기술부. pp. 1~2.
- (2) 항공기용 복합재료 주 날개 및 조정날개 개발. 과학기술부. pp. 6~8.
- (3) Engineered Materials Handbook Vol.1 Composites. ASM international 1987. pp. 11.
- (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 No.1. 1985.
- (6) C.Reugg and J.Habermeir. "Composit 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.
- (15) R.Dave, J.L.Kardos and M.P.Dudukovic. "A Model for Resin Flow during Composite Processing : Part I-General Mathematical Development Polymer Composite." Vol. 8. No. 1. 1987.
- (16) G.S.Springer. "Resin Flow during the Cure of Fiber

Reinforced Composite," *J. of Composite Materials*. Vol. 16, 1982.

(17) J.M.Tang, W.I.Lee and G.S.Springer. "Effects of Cure Pressure on Resin Flow, Voids, and Mechanical Properties." *J. of Composite Materials*. Vol. 21, 1987.

(18) A.C.Loose and G.S.Springer. "Curing of Epoxy Matrix Composites." *J. of Composite Materials*. Vol. 17, pp. 135 ~ 170, 1983.

(19) Frank M. White. *Fluid Mechanics*. Third Edition, 1997.

(20) Archie Higdón. *Mechanics of Statics*. 1992.

(21) 정해면. 김하식 공저, 재료역학. 형설출판사. 1998.