

論文

모자(Hat)형 보강재를 가진 복합재 패널의 제작과 평가

김건희*, 임도완*, 최진호**+, 권진희**, 이태주***, 송민환****, 신상준****

Fabrication and Evaluation of Composite Panel with Hat-shaped Stiffeners

Geon-Hui Kim*, Do-Wan Lim*, Jin-Ho Choi**+, Jin-Hwe Kweon**, Tae-Joo Lee***,
Min-Hwan Song**** and Sang-Joon Shin****

ABSTRACT

In this paper, composite panels with hat-shaped stiffeners were made using the co-curing, co-bonding and secondary bonding methods. Co-curing is a manufacturing method in which the hat part and the plate are cured simultaneously in a manner that is more cost effective than other methods. Co-bonding is a method in which the stacked prepregs are cured with other cured parts, and secondary bonding is a method in which cured parts are bonded together using an adhesive. A rubber mold was manufactured for co-curing of composite panel with hat-shaped stiffeners, and finite element analyses were done to evaluate the expanding pressure of the rubber mold consistent with the curing temperature. The manufactured panels were also evaluated using a 3-D measurement tester and an ultrasonic tester. Pull-off tests were performed to evaluate their mechanical properties.

초 록

본 논문에서는 모자(Hat)형 보강구조를 가진 복합재 패널을 일체성형(Co-curing), 동시접착(Co-bonding), 이차접착(Secondary bonding)의 세 가지 공법으로 제작하였다. 일체성형은 별도의 접착제 없이 프리프레그 상태의 외피와 보강재를 만 들어 함께 성형하는 방법으로 다른 제작 공법에 비해 별도의 조립공정이 불필요한 경제적인 공법이다. 동시접착은 외피와 보강재 중 하나를 먼저 성형하고, 나머지는 프리프레그 상태로 먼저 성형된 구조물과 함께 성형하는 방법이며, 이차접착은 복합재 외피와 보강재를 각각 별도로 제작한 후 이를 접착제를 이용하여 별도로 접착하는 방법이다. 일체성형으로 보강 패널을 제작하는 공정에서는 경화 후 내부 금형의 제거를 용이하게 하기 위한 고무금형을 설계, 제작하였고, 경화 온도로 인해 고무금형에서 발생하는 팽창압력에 대한 유한요소해석을 수행하였다. 제작된 보강 패널은 3-D 측정 장비와 초음파 장비로 치수 정밀도 및 내부 결함을 평가하였으며, 직접인장시험(Pull-off test)을 수행하여 기계적 특성을 평가하였다.

Key Words : 복합재 패널(Composite panel), 일체성형(Co-curing), 고무금형(Rubber mold), 직접인장시험(Pull-off test)

1. 서 론

복합재 보강패널은 항공기의 동체나 날개, 로켓, 압력용

기, 해저탐사장비 등의 높은 비강도와 비강성을 요구하는 구조에 효율적인 보강을 위해 광범위하게 사용되고 있는 형태이다[1,2]. 복합재 보강패널은 대개 외피에 가로방향이나 세

* 경상대학교 기계설계학과 대학원

**+경상대학교 기계항공공학부 교수/항공기부품기술연구소, 교신저자(E-mail:choi@gnu.ac.kr)

** 경상대학교 기계항공공학부 교수/항공기부품기술연구소

*** 한국항공우주산업 주식회사

로방향, 혹은 가로, 세로 모든 방향으로 보강재가 접착되어 있는 구조이며, 복합재 보강패널의 제작을 위하여 금속금형, 팽창금형(Inflatable mold), 고무금형 등이 사용될 수 있다. 금속금형은 가장 일반적인 형태의 금형이라 할 수 있으며, 다른 금형에 비해 표면정밀도가 우수한 것으로 알려져 있다. 그러나 곡률을 가진 보강패널을 제작할 수 없으며 성형 후 탈형이 용이하지 않으므로, 몇 개의 조각으로 분리한 특수 금형설계가 요구되어진다.

보강재는 보강패널의 비강도와 비강성을 높이기 위하여 다양한 형상으로 설계할 수 있으며, 항공기의 동체나 날개에서는 모자(Hat)형, I형, T형 구조의 보강재가 널리 이용되고 있다. 외피와 보강재는 일체성형, 동시접착, 이차접착 등의 방법으로 제작될 수 있다.

일체성형은 별도의 접착제 없이 프리프레그 상태의 외피와 보강재를 동시에 성형하는 방법으로, 다른 제작 공법에 비해 별도의 조립공정이 불필요한 경제적인 공법이다. 동시접착은 외피와 보강재 중 하나를 먼저 성형하고, 성형된 구조물 위에 프리프레그를 적층하여 성형하는 방법이며, 이차접착은 복합재 외피와 보강재를 각각 별도로 제작한 후 이를 접착제를 이용하여 접착하는 방법이다.

복합재 보강패널의 제작에 관한 연구는 대부분 비공개 상태이며, 공개된 자료는 주로 이론적 측면에서 접근한 해석 및 시험에 국한되어 있다. 지금까지 발표되었던 주요 연구결과를 살펴보면, 복합재 외피와 보강재의 접착분리 특성과 파손특성 연구[2-4], 일체형 패널 구조의 에너지 방출률 계산을 통한 파괴역학적 분석[5,6], 일체형 패널의 좌굴모드 분석, 좌굴 후 거동에 대한 연구[1,7-10], 보강패널의 제작기법과 형상에 따른 특성연구[11,12] 등이 있다.

본 논문에서는 모자(Hat)형 보강구조를 가진 복합재 패널을 일체성형, 동시접착, 이차접착의 세 가지 공법으로 제작하고, 이에 대한 특성을 분석하였다. 일체성형공정에서 성형 후 내부불드의 분리를 용이하게 하기 위하여 열팽창계수가 큰 고무금형을 사용하였으며, 경화온도로 인한 팽창압력을 유한요소법으로 계산하였다. 유한요소해석 결과를 이용하여 고무금형을 설계, 제작하였으며, 이를 이용하여 모자(Hat)형 보강구조를 가진 복합재 패널을 제작하였다. 제작된 보강패널은 3차원 측정기와 초음파 탐상기를 이용하여 치수 정밀도 및 내부 결함을 평가하였으며, 인장시험을 수행하여 기계적 강도를 평가하였다.

2. 보강패널의 제작

2.1 보강패널의 구조와 형상

Fig. 1은 모자(Hat)형 보강구조를 가진 복합재 패널의 형상과 치수를 나타낸 그림으로, 외형치수는 400 X 500 mm²이다. 보강패널의 제작에 사용된 재료는 SK Chemical사의 Carbon/

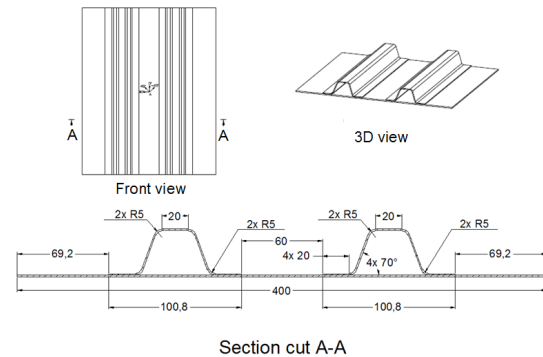


Fig. 1 Dimensions of the composite panel.

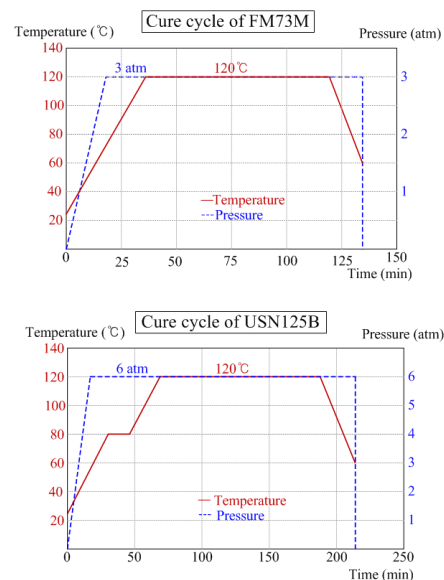


Fig. 2 Cure cycle.

Epoxy 일 방향 프리프레그 USN125B이며, 접착제는 Cytec사의 FM73M 필름접착제이다. 보강패널 외피의 적층순서는 [45/90/-45/0/45/0/-45]s이고, 보강재의 적층순서는 [45/0/0/-45/90]s이다. USN125B와 FM73M의 경화 사이클은 Fig. 2와 같다.

2.2 일체성형(Co-curing)

일체성형은 별도의 접착제 없이 프리프레그 상태의 외피와 보강재를 동시에 성형하는 방법으로, 다른 제작 공법에 비해 별도의 조립공정이 불필요한 경제적인 공법이다. Fig. 3은 고무금형을 사용한 일체성형 공법의 개략도를 나타낸 그림으로, 외부금형(Outer mold), 필러(Filler), 이형필름(Release film), 고무금형 등으로 구성되어 있다. 이상에서 고무금형은 복합재의 경화과정에서 열팽창에 의한 팽창압력을 발생시키며, 이는

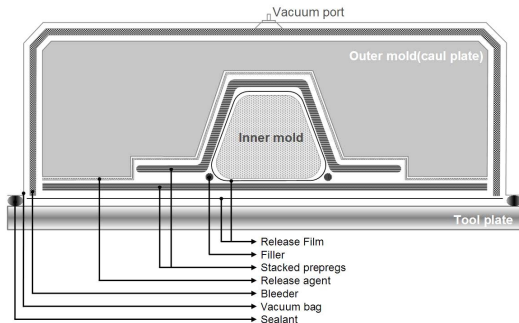


Fig. 3 Schematic diagram of co-curing precess.

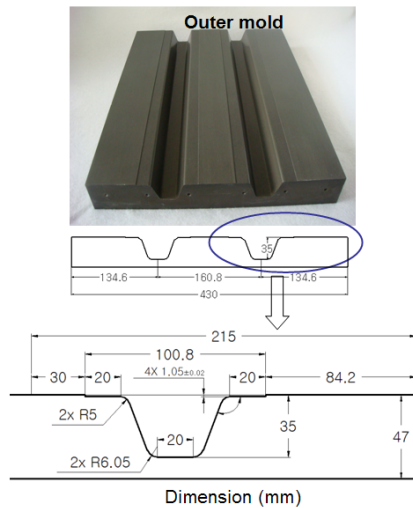


Fig. 4 Dimensions of the manufactured outer mold.

복합재의 잉여수지를 배출하고 효과적인 압밀이 이루어지도록 하는 역할을 한다. 이상의 그림에서 필러는 패널의 국부 주름을 방지하고 외피와 보강재의 접착강도를 향상시키는 역할을 한다. 본 논문에서는 USN125B 일 방향 프리프레그를 75 X 510 mm²의 크기로 재단하여 제작한 섬유다발 형태의 필러를 모서리 부위에 삽입하였다.

외부금형은 취급의 편의성을 위하여 알루미늄으로 제작되었고, 형상과 치수는 Fig. 4와 같으며, 알루미늄 표면의 경도를 증가시키고 내식성을 증가시키기 위해 아노다이징 처리를 하였다.

경화 중 고온에서 팽창되었던 고무금형은 상온이 되면 다시 부피가 줄어들게 되므로 이형성이 원활하며, 외피와 보강재에 곡률이 존재하는 경우에 대해서도 적용할 수 있다. 그러나 고무 소재는 종류와 성분 함유율에 따라 그 성질이 크게 달라지기 때문에 고무의 선택과 형상, 치수 등의 설계는 매우 중요한 요소이다[11,12].

2.2.1 유한요소해석

이상에서 설명한 고무금형을 이용한 보강패널의 제작을 위하

여, 고무금형의 팽창압에 의한 복합재료의 경화압력을 유한요소 해석으로 계산하였다. 복합재료의 경화압력은 경화과정 중에 변화되며, 복합재의 투과성 계수, 복합재 및 고무금형의 온도분포, 수지의 점성 등에 대한 정보를 바탕으로 정확한 열, 유동해석을 하여야만 가능하다. 본 논문에서는 복합재가 최종두께로 압밀되었을 때의 경화압력만을 근사적으로 계산하였다. 해석에 사용한 프로그램은 상용 프로그램인 ANSYS 10.0이며, 3차원 고체요소를 사용하였다. 고무금형의 경계조건은 복합재료 경화 중의 온도변화와 압밀과정에서 발생하는 변위량으로 구분하였다. 탄소섬유 복합재료의 최대 경화온도는 120℃이므로 온도변화는 $\Delta T=100^{\circ}\text{C}$ 로 설정하였다. 복합재료는 경화가 진행되면서 압밀 과정에서 잉여수지가 배출되고 두께가 줄어들게 된다. 프리프레그를 금속 금형위에 적층한 후 진공을 가했을 때, 보강재의 경화 전 두께는 약 1.22mm로 측정되었다. 또한, Fig. 2의 표준 경화 사이클을 이용하여 보강재와 동일한 적층순서를 가지는 복합재 적층판을 제작하고 적층판의 두께를 측정하였으며, 측정된 적층판의 두께는 약 1.14mm이었다. 따라서 복합재는 압밀과정에서 최대 0.08mm의 압축변위가 발생한다고 가정할 수 있다. 또한 고무금형은 외피와 스트링거 내부에 삽입되어야 하므로 조립공차를 둘 필요가 있으며, 본 논문에서는 조립공차를 0.4mm로 고정하였다. 따라서 변위 경계조건은 0.08mm의 복합재로 압축 변위량과 0.4mm의 조립 공차를 합한 0.48mm가 된다. 고무금형의 제작에 사용된 소재는 KCC사의 SH0040U모델로서 실리콘 재질이며, 기계적 물성은 Table 1과 같다.

Table 1 Mechanical properties of the SH0040U silicone rubber

Item	Value
압축탄성계수	2.15 MPa
열팽창계수	$315 \times 10^{-6} \text{ m/m}^{\circ}\text{C}$

Fig. 5는 내부 공동이 없는 고무금형의 유한요소 모델과 경계조건을 표시한 그림으로, (a)는 고무금형 면에 수직인 방향으로 0.48mm의 인장변위와 $\Delta T=100^{\circ}\text{C}$ 의 온도변화를 부가하였으며, (b)는 (a)의 경계조건에 고무금형의 축 방향 변위를 영(zero)으로 고정한 그림이다.

Fig. 6은 Fig. 5 (b)의 경계조건을 적용하여 해석한 결과를 나타낸 그림으로, 고무금형의 단면 위치에 따라 반력의 크기가 달라짐을 볼 수 있다. 고무금형의 단면 위치에 다른 팽창압력의 변화를 구하기 위하여 Fig. 7과 같이 각 단면에 고유번호를 부여하여 각 단면에 작용하는 반력과 단면적으로 팽창압력을 계산하였다. Fig. 5의 경계조건으로 구한 고무금형의 단면위치에 따른 팽창압력은 Table 2와 같다. Table 2에서 보는 바와 같이, Fig. 5 (a)의 경계조건에서는 약 0.01~0.3기압이 발생되었으며, Fig. 5 (b)의 경계조건에서는 약 79~97기압이 발생되었음을 볼 수 있다. 따라서 고무금형의 팽창압력을 복합재료의 경화압력인 6기압이상으로 발생시키기 위해서는 고무금형의 축 방향 변위를 고정시켜야 한다는 결론을 내릴 수 있다.

고무금형의 팽창압력은 우수한 표면정도와 기계적 강도를 가지기 위해서는 균일한 압력이 작용되어야 한다. 그러나 Fig. 5 (b)의 내부 공동이 없는 고무금형은 팽창압력이 과도하게 높을 뿐 아니라 단면의 위치에 따라 압력이 불균일하므로, 내부 공동을 가진 고무금형 모델을 생성하여 유한요소법으로 각 모델에 대한 팽창압력을 계산하였다. Fig. 8은 해석에 사용한 고무 금형의 유한요소모델을 나타낸 것으로, (a)는 지름이 5mm인 원형의 내부 공동을 가진 형상이고, (b)는 각각 1mm의 두께와 22mm의 길이를 가진 2개의 L형 내부 공동을 가진 형상이며, (c)는 고무금형의 외부형상과 같은 사다리꼴 형의 내부 공동을 가진 형상을 하고 있다.

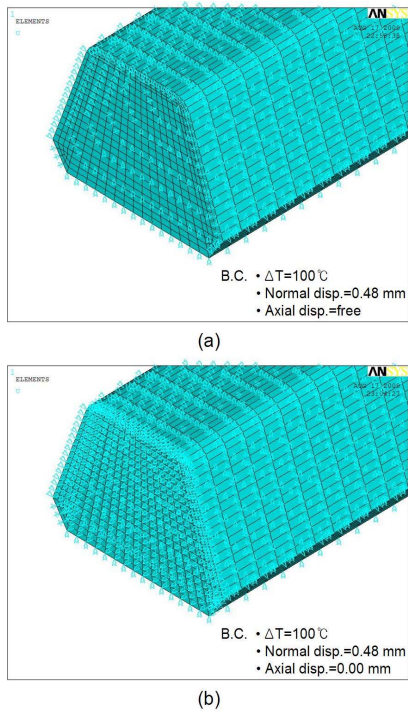


Fig. 5 Boundary conditions of the rubber mold.

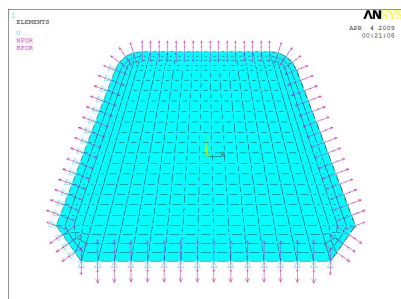


Fig. 6 Curing pressure distribution of the rubber mold.

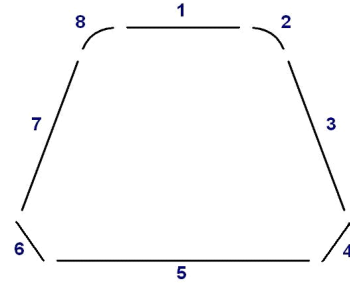
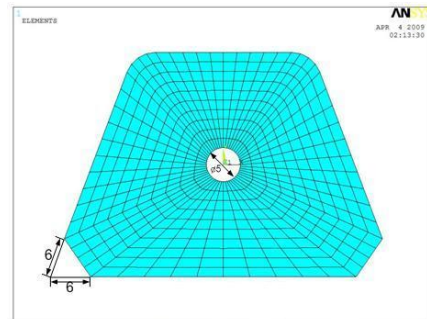


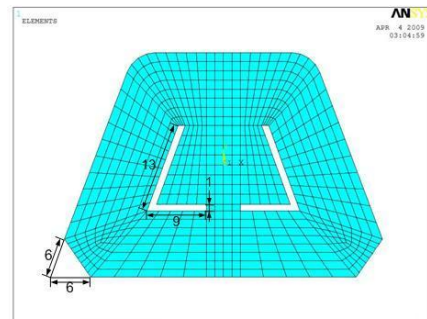
Fig. 7 Side surface numbering for the rubber mold.

Table 2 Curing pressures of rubber mold without hole

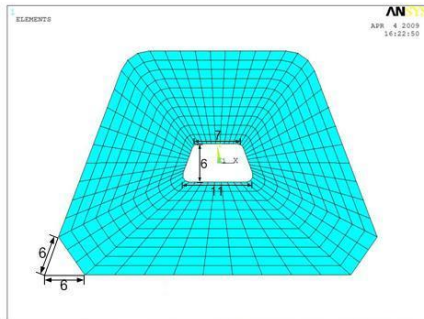
Surface No.	Pressure on surface (atm)	
	Conditions of Fig. 5(a)	Conditions of Fig. 5(b)
1	0.01	81.03
2	0.27	97.79
3	0.23	80.27
4	0.32	84.22
5	0.28	79.14
6	0.32	84.22
7	0.23	80.27
8	0.27	97.79



(a) Model with circular hole



(b) Model with 2 L-shaped holes



(c) Model with trapezoid hole

Fig. 8 Rubber mold models with the holes.

Table 3 Curing pressures on the side surfaces of the rubber molds

Surface No.	Pressure on surface (atm)		
	(a) Circular hole	(b) L-shaped hole	(c) Trapezoid hole
1	15.18	1.85	5.09
2	20.84	2.85	7.55
3	15.26	1.69	5.58
4	17.26	1.84	5.96
5	15.09	1.92	5.34
6	17.26	1.84	5.96
7	15.26	1.69	5.58
8	20.84	2.85	7.55

Fig. 8의 3가지 유한요소모델에 대하여 금형 면에 수직한 방향으로 0.48mm의 변위와 $\Delta T=100^{\circ}\text{C}$ 의 경계 조건을 적용하고, 고무금형의 축 방향 변위를 고정하여 유한요소해석을 수행하였다. Table 3은 단면 위치에 따른 각 유한요소모델의 팽창압력을 정리한 것으로, 사다리꼴 공동을 가진 고무금형의 팽창압력이 비교적 균일한 값을 가지며, 복합재 경화압력인 6기압에 근접함을 볼 수 있다.

2.2.2 고무금형의 제작

2.2.1의 유한요소해석 결과로 부터 가장 우수한 형태로 판단된 사다리꼴 공동을 가진 고무금형을 제작하였다. Fig. 8은 사다리꼴 공동을 가진 고무금형을 제작하기 위한 금속금형을 나타낸 그림으로, 고무금형의 수축률을 고려하여 설계, 제작되었다. Fig. 10은 Fig. 9의 금속금형을 이용하여 제작된 고무금형의 형상을 나타낸 그림이다.

고무금형의 축 방향 변위를 고정하기 위하여 Fig. 4의 외부 금형 양 끝단에 금속 가이드를 볼트로 고정하였으며, Fig. 3과 같은 일체성형 방법으로 보강패널을 제작하였다. 제작된 보강패널은 Fig. 11과 같으며, 보강재가 결합되어 있는 표면과 평판 외피부의 표면 정도가 매우 우수하였다.

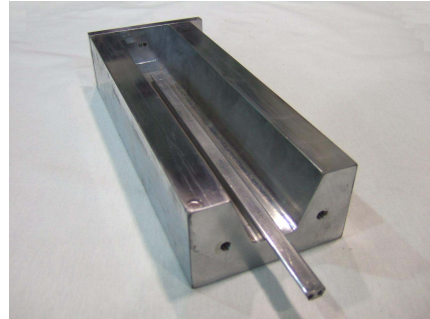


Fig. 9 Manufactured steel mold for the rubber mold.



Fig. 10 Manufactured rubber mold.

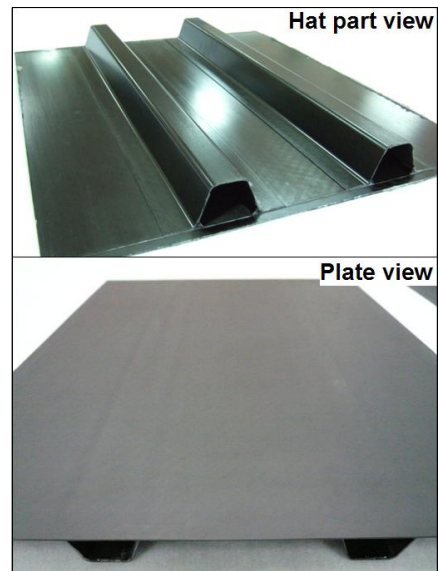


Fig. 11 Composite panel manufactured by co-curing.

2.3 동시접착(Co-bonding)

동시접착은 외피와 보강재 중 하나를 먼저 성형하고, 나머지

지는 프리프레그 상태로 먼저 성형된 구조물과 함께 성형하는 방법으로, 총 두 번의 오토클레이브 성형 공정이 필요하다.

동시접착 방법으로 보강패널을 제작하기 위하여 먼저 Fig. 4의 외부금형의 안쪽 면에 충분한 이형처리를 한 다음, 보강재가 될 프리프레그를 적층하여 성형하였다. Fig. 12는 성형된 보강재의 사진이며, 평판 외피부와 접착되는 면의 표면처리를 위하여 필플라이(Peel ply)를 사용하였다.

보강재를 성형한 후 Fig. 10의 고무금형을 보강재 사이에 두고, 평판 외피부가 될 프리프레그와 함께 Fig. 3의 방법으로 성형하였다. 성형된 보강패널의 표면정도는 일체성형법에 의한 것과 유사하였으며, 매우 우수한 표면정도를 나타내었다.

2.4 이차접착(Secondary-bonding)

이차접착은 복합재 외피와 보강재를 각각 별도로 제작한 후 이를 접착제를 이용하여 접착하는 방법으로 총 세 번의 오토클레이브 성형 공정이 필요하다.

이차접착으로 보강패널을 제작하기 위해 Fig. 12의 보강재를 성형하고, 평판 외피부를 성형하여 Cytec사의 FM73M 접착제를 사용하여 보강재와 외피부를 접착하였다. 또한 보강재와 외피부의 성형에는 접착면의 표면처리를 위해 필플라이를 사용하였다.

이차접착으로 보강패널을 제작하는 공정에서는 USN-125B와 FM73M의 성형 사이클이 다르기 때문에 Fig. 3의 필러를 적용할 수 없다. 따라서 FM73M 접착제를 사용하여 필러를 형성하였다. Fig. 13은 이차접착으로 제작된 보강패널과 보강패널에 형성된 필러를 나타내는 사진이며, 보강패널의 표면 정도가 우수하였다.

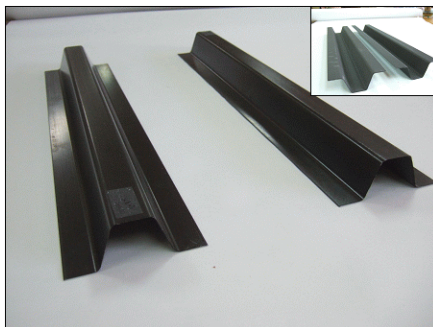


Fig. 12 Cured hat parts.

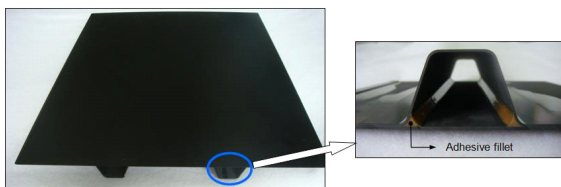


Fig. 13 Composite panel manufactured by secondary-bonding.

3. 보강패널의 시험과 평가

3.1 내부 결함 평가

보강재와 외피의 접착상태에 따라 보강패널의 성능이 달라 지므로 TECNATOX사의 PEM US-5장비를 사용하여 초음파 탐상법으로 접착계면에 대한 비파괴검사를 수행하였다. Fig. 14는 이차접착으로 제작된 보강패널의 C-scan 사진으로, 접착 상태가 균일하고 양호한 것을 볼 수 있다. 또한, 일체성형법과 동시접착으로 제작된 보강패널의 비파괴검사에서도 결함이 발견되지 않았다.

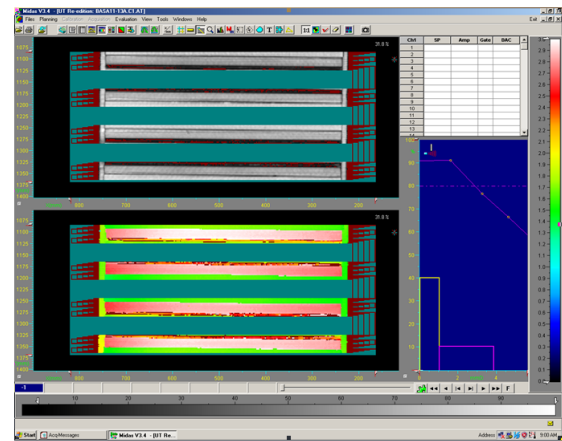


Fig. 14 NDT of the composite panel.

3.2 치수 정밀도 및 편평도 평가

보강패널은 항공기의 외피를 구성하는 동체 구조물로 널리 사용되므로, 보강패널의 기계적 강도 뿐 만 아니라 치수 정밀도도 매우 중요한 평가요소라 할 수 있다.

본 논문에서는 보강패널의 치수정밀도를 평가하기 위하여, 제작된 보강패널의 두께와 평판 외피부의 편평도를 측정하였다. Fig. 15는 보강패널의 두께를 측정한 위치를 나타낸 것으로, 보강재에서 세 곳, 평판 외피부에서 네 곳을 측정하였다. Fig. 16은 측정한 보강재와 외피부의 두께를 평균하여 나타낸 그림이다.

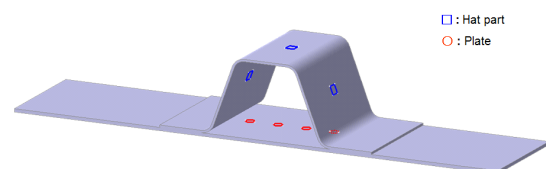


Fig. 15 Location for measuring the thicknesses.

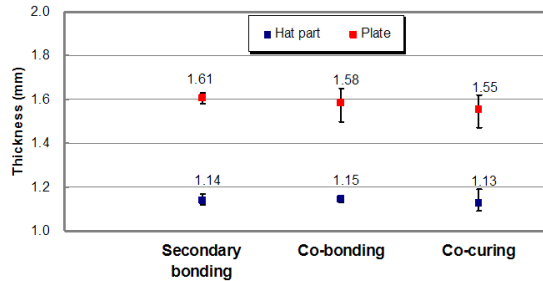


Fig. 16 Thickness of the composite panel.

이차접착은 보강재와 평판 외피부를 각각 따로 제작하는 방법이므로, 6기압의 균일한 경화압력이 작용되었다고 생각할 수 있다. 그림에서 보는 바와 같이, 일체성형과 동시접착으로 제작된 보강패널의 두께는 이차접착으로 제작된 보강패널의 두께와 거의 같으므로, 위 3가지 방법의 경화압력이 약 6기압으로 동일하다고 판단할 수 있다. 이는 Table 3의 유한요소해석과 일치하는 결과라고 볼 수 있다.

보강패널 평판 외피부의 편평도는 3차원 측정기를 이용하여 측정하였고, 3차원 측정기는 Dukin사의 Top665-c 모델을 사용하였다. 보강패널의 편평도는 Fig. 17과 같이 평판위의 흰색 네 점을 기준평면으로 하여, 붉은색 센터라인의 높이변화를 측정하여 평가하였다. 또한 보강패널 평판 외피부와 동일한 적층순서를 가진 적층판을 제작하고 이에 대한 편평도를 측정하여 보강패널 외피부의 편평도와 비교하였다.

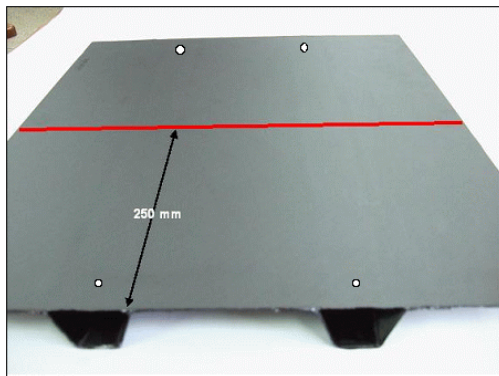


Fig. 17 Scanned center line to measure the flatness.

Fig. 18은 이상의 세 가지 방법으로 제작된 보강패널의 편평도를 측정한 그림이다. 그림에서 보는바와 같이, 이차접착으로 제작된 보강패널의 곡률형상은 보강재가 없는 적층판과 유사함을 볼 수 있다. 일체성형법과 동시접착법으로 제작된 보강패널은 경화압력과 경화 후의 열 변형 등 다양한 요인에 의하여 곡률이 발생할 수 있다. 본 논문의 보강패널은

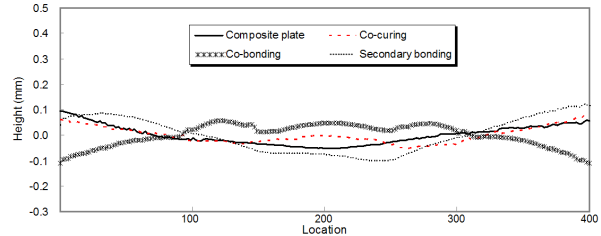


Fig. 18 Flatness of the composite panels.

Table 4 Flatness of the composite panels

Manufacturing process	Max. height difference (mm)
Composite plate	0.1452
Secondary bonding	0.2231
Co-bonding	0.1678
Co-curing	0.1317

한쪽 면으로만 보강재가 부착된 형태이므로, 비대칭 적층 단면으로 생각할 수 있다. 따라서 경화 후 냉각에 의한 수축 변형은 보강재가 없는 방향으로 휘어져야 한다. 그러나 Fig. 18의 편평도 측정결과에서는 수축변형 방향으로의 곡률은 거의 나타나지 않고 있으므로, 열 변형에 의한 효과는 크지 않음을 유추할 수 있다. 본 논문의 일체성형법과 동시접착법은 고무금형을 내부에 삽입한 형태이므로 보강패널의 각 면에 작용하는 경화압력에 따라 부분적인 곡률의 증가 또는 감소를 가져올 수 있다. 따라서 Fig. 18의 편평도 측정 결과는 주로 경화압력의 차이에 의해 발생한 것으로 추정되며, 고무몰드의 치수가 변화되면 곡률의 형태도 변화될 수 있을 것으로 판단되어진다. Table 4는 Fig. 18의 편평도를 수치적으로 나타낸 것으로, 세 가지 방법으로 제작된 보강패널의 편평도는 보강재가 없는 적층판과 거의 유사한 정밀도를 가진다고 판단할 수 있다.

3.3 인장시험(Pull-off test)

보강패널의 기계적 특성을 평가하기 위해 Fig. 19와 같이 보강패널의 일부를 절단하여 시험편을 제작하고 인장 시험을 수행하였다[5]. 시험편의 길이는 160mm이고, 폭은 25mm, 50mm, 75mm의 세 종류이며, 하나의 보강패널에서 종류별로 세 개씩 총 아홉 개의 시험편을 추출하였다. Fig. 20은 인장시험을 수행하는 모습을 나타낸 사진으로, Instron사의 만능재료시험기 5582를 사용하였다. 이때 과도한 변위를 방지하기 위해 시험편의 양끝을 고정지지 상태로 구속하였으며, 모자(Hat)형상의 폭 방향으로 균일한 인장하중을 부가하기 위하여 시험편과 치구 사이에 고무패드를 삽입하였다.

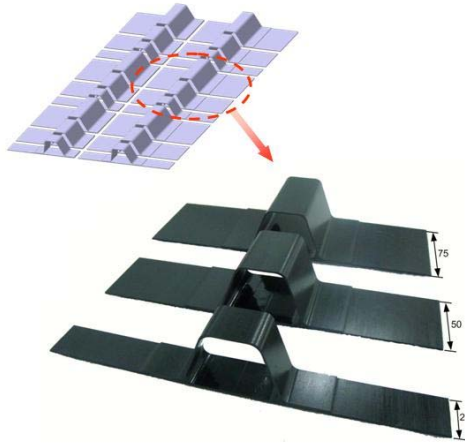


Fig. 19 Pull-off test specimens.

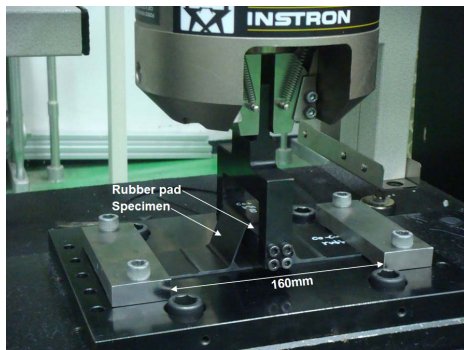


Fig. 20 Pull-off test.

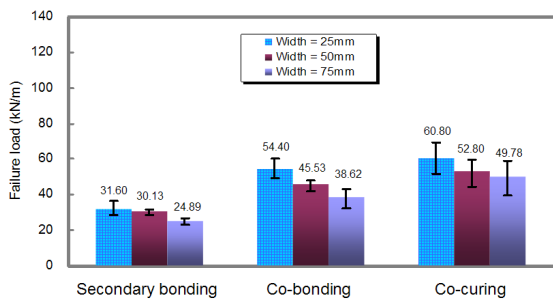


Fig. 21 Maximum failure loads of the composite panel.

Fig. 21은 인장시험결과를 나타낸 그림으로, 파손하중을 시편의 폭으로 나눈 값으로 표시하였다. 그림에서 보는바와 같이, 시편의 폭이 커질수록 파손 하중이 감소하는 경향을 볼 수 있다.

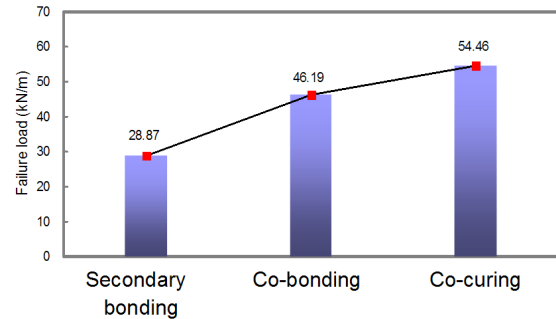


Fig. 22 Average failure loads of composite panel.

Fig. 21의 파손하중을 평균하여 보강패널의 제작방법에 따른 파손하중의 변화를 살펴보면 Fig. 22와 같다. 그림에서 보는 바와 같이, 이차접착의 파손하중이 가장 작은 값을 가짐을 볼 수 있다. 이는 접착제의 강도 뿐 만 아니라, 이차접착의 필러부분이 접착제로 구성되어져 있는데 기인한 것으로 판단된다. 또한 일체성형으로 제작된 시편의 파손강도가 가장 높은 값을 가짐을 볼 수 있으므로, 가장 우수한 제작공법이라고 판단할 수 있다.

4. 결 론

본 논문에서는 모자(Hat)형 보강구조를 가진 보강패널을 일체성형, 동시접착, 이차접착의 세 가지 방법으로 제작하였으며, 제작된 보강패널의 치수 정밀도와 기계적 강도를 평가하여 각 제작공법간의 장·단점을 파악하였다.

일체성형은 한 번의 성형으로 보강패널을 제작하는 경제적인 제작공법으로, 본 논문에서는 유한요소해석으로 고무금형의 팽창압력이 복합재의 경화압력인 6기압 근처가 되도록 설계하였다. 일체성형법으로 제작된 보강패널의 치수정밀도는 보강패널 평판 외피부와 동일한 적층순서를 가진 적층판의 치수 정밀도와 유사한 수준이었으며, 세 가지 공법 중 가장 높은 파손하중을 나타내었다.

동시접착은 미리 경화된 부품 위에 프리프레그를 적층하여 성형하는 공법으로, 제작된 보강패널의 치수정밀도는 일체성형법으로 제작된 보강패널의 치수 정밀도와 유사한 수준이었으며, 일체성형으로 제작된 보강패널보다 낮은 파손하중 값을 나타내었다.

이차접착은 복합재 외피와 보강재를 각각 별도로 제작한 후 이를 접착하는 방법으로, 제작된 보강패널의 치수정밀도는 이상의 두 공법과 유사한 수준이었으나, 세 가지 공법 중 가장 낮은 파손하중 값을 나타내었다.

후 기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업(2009-0094015)과 경상대학교 항공기부품기술연구소의 지원으로 수행된 연구임.

참고문헌

- 1) Roderick H.M., "Local fracture mechanics analysis of stringer pull-off and delamination in a post-buckled compression panel," *Applied Composite Materials*, Vol. 3, No. 4, 1996, pp. 249-264.
- 2) 김광수, "접합된 복합재료 적층 구조물의 분리 파손 특성 연구," 박사학위 논문, 한국과학기술원, 2005.
- 3) Mikulik Z., Kelly D.W., and Prusty B.G., "Prediction of flange debonding in composite stiffened panels using an analytical crack tip element-based methodology," *Composite Structures*, Vol. 85, No. 3, 2008, pp. 233-244.
- 4) Yap J.W.H., Scott M.L., and Thomson R.S., "The analysis of skin-to-stiffener debonding in composite aerospace structures," *Composite Structures*, Vol. 57, No. 1/4, 2002, pp. 425-435.
- 5) Li J., O'Brien T., and Rousseau C., "Test and analysis of composite hat stringer pull-off test specimens," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 42, No. 4, 1997, pp. 350-357.
- 6) Davidson B.D., and Yu L., "Energy Release Rate Prediction in Stiffened-skin Structure Using a Three-dimensional Crack Tip Element Analysis," *Journal of Composite Materials*, Vol. 39, No. 20, 2005, pp. 1819-1842.
- 7) 김광수, 이인철, 홍창선, 류정주, "축방향 압축을 받는 보강된 복합적층 판넬의 좌굴 및 좌굴 후 거동해석," 한국복합재료학회지, 제22권, 제6호, 1994, pp. 66-76.
- 8) 이인철, 경우민, 공철원, "보강된 복합적층 판넬의 좌굴 및 좌굴후 거동 연구," 대한기계학회논문집, 제20권, 제10호, 1996, pp. 3199-3210.
- 9) Roberts J.C., Bao G., and White G.J., "Experimental, numerical and analytical results for bending and buckling of rectangular orthotropic plates," *Composite Structures*, Vol. 43, No. 4, 1998, pp. 289-299.
- 10) 공철원, "손상 허용을 고려한 복합재 보강 구조물의 구조 거동에 관한 연구," 박사학위 논문, 한국과학기술원, 2000.
- 11) Burrous D.W., "Fabricating composite hat stiffened assemblies using flexcauls," *Society of Automotive Engineers*, Vol. 106, No. 1, 1997, pp. 1699-1703.
- 12) Lee S, Xiong Y, Benak T.J., and Heath J., "Design, analysis, manufacture, and experimental performance of hat-stiffened composite panel," *Science and engineering of composite materials*, Vol. 6, No. 1, 1997, pp. 37-50.