

# Autoclave 대체 성형법을 이용한 경항공기용 복합재료 날개 개발

## Development of Composite Wing for Light Aircraft Using Nonautoclave Processing

정재준, 박훈철, 윤광준(건국대학교), 이우일(서울대학교)

J. J. Jung, C. H. Park, K. J. Yoon(KonKuk Univ. ), W. I. Lee(Seoul N. Univ)

### 1. 서론

현재 항공기 구조에 주로 사용되는 재료는 알루미늄 합금이나 비강도와 비강성도 및 기타 성능이 우수한 섬유 강화 복합재료로 대체되어 가고 있다. 대형 항공기의 경우 복합재료 구조물 부구조물에 많이 사용되다가 최근에는 주구조물까지 확대되어 가고 있으며 중·소형 항공기의 경우에는 항공기 구조물이 복합재료로 구성된 all composite 항공기가 실험적으로 개발되어 상용화 단계에 있다.

본 논문에서는 autoclave 성형법보다 생산성이 우수한 제조 방법을 이용하여 경항공기용 복합재료 날개 구조물 설계/제조에 대한 내용을 다루었다. 각 부품의 형상에 적합한 제조 공정을 택하고, 각 공정에서 제조된 기본 재료에 대한 특성을 규명하여 구조물 부품 설계를 한 다음 부품 성형을 수행하였다.

### 2. 본문

#### 2.1 경량 복합재료 항공기의 제원

설계 하고자 하는 항공기의 전체적인 제원을 구하기 위한 첫단계로서 설계 항공기의 등급과 필요성에 맞춰 항공기제원을 구하였다.

설계 항공기는 무게면에서 초경량 항공기급의 실험 항공기(experimental aircraft)로서 동체 일체형 항공기 개발을 목표로 설계하였으며 복합재료를 이용한 주날개 설계에 주안

점을 두었다.

표1. 설계 항공기 제원

탑승인원	2명(Side by side)
Gross Weight	388.22kg
Main Wing Airfoil	NACA 63 <sub>1</sub> -412
Wing Area	14.66m <sup>2</sup>
Wing Loading	26.5kg/m <sup>2</sup>
(L/D) <sub>max</sub>	12.01
Aspect Ratio	6.86
V <sub>stall</sub>	46.70km/h
Main Wing Span	10.03m
Main Wing Chord	1.462m

#### 2.2 주요 부품의 성형 방법 채택

생산단가가 저렴한 복합재료 항공기 날개 부품을 제작하기 위하여 autoclave 성형법을 대체할 가능성이 있는 RTM, Pultrusion 및 진공백 성형과 같은 공정 기법의 성형법을 택하였다.

RTM성형법은 단 섬유와 장섬유보강 복합재료 성형에 사용되는 제조방법으로 생산성이 낮은 autoclave 성형의 단점을 보완하여 autoclave 성형에 버금가는 물성의 제품을 제작할 수 있다는 장점을 고려하여 corrugated spar web 구조물 제조에 이 방법을 적용하였다.

Pultrusion 성형법은 연속 섬유에 수지를 함침시켜 단면이 일정한 형상을 유지하도록 하여 연속적으로 제품을 성형하는 방법으로

길이 가 긴 spar flange 부품과 날개 외피 보강용 스트링거 성형을 위하여 택하였다.

소형 단면의 스트링거가 보강된 일체형 날개 외피를 제조하기 위하여는 진공백 성형법을 택하였다.

위의 세 가지 방법은 autoclave 성형 제품보다는 섬유 체적율이 약간 적어서 기계적 특성 값들은 약간 떨어지나 생산성 향상 효과로 제품 단가를 줄일 수 있는 장점을 가지고 있어 스포츠-레저용이나 환경 감시용 등으로 다량 생산의 필요성이 있는 경량 항공기의 부품 제조 방법으로 적합하다고 할 수 있다.

### 2.3 날개 구성용 복합재료의 기계적 특성 시험

스파 제작을 위해 준비된 플랜지용 Pultruded Glass/Vinylester와 web용 RTM Glass/Epoxy에서 시편을 채취하여 하중 시험기인 MTS 810 유압시험기를 사용하여 각 재료의 기계적 특성을 규명 하는데 필요한 인장 강도, 탄성 계수, 푸아송비를 구하였다.

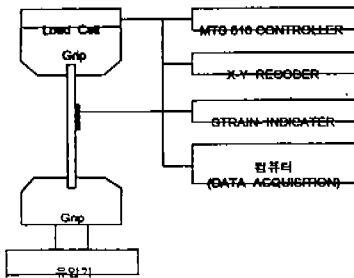


그림1. 실험 장치 개략도

실험 결과는 다음과 같다.

표2.SparFlange용 Pultruded Glass/Vinylester

$E_1$	23.73 Gpa
$\nu_{12}$	0.261
X	371.27 Mpa

표3. Spar Web용 RTM Glass/Epoxy

$E_1$	15.9 Gpa
$E_2$	14.77 Gpa
$G_{12}$	2.82 Gpa
$\nu_{12}$	0.457
X	178.73 Mpa
S	50.99 Mpa

표4.외피용진공백 성형 적조형 Glass/Epoxy

$E_1$	22.3 Gpa
$E_2$	21.7 Gpa
$G_{12}$	3.89 Gpa
$\nu_{12}$	0.457
X	410.7 Mpa
S	120.3 Mpa

### 2.4 날개 구조용 부품 구조 설계 및 재료

가. 주날개 스파(Main Wing Spar)

주날개 스파는 날개에 작용하는 굽힘 모멘트를 받으므로 비행중 작용하는 하중 배수(load factor)가 3.0일때를 기준으로 설계를 하였다.

주날개 스파는 일반적으로 많이 사용하는 I형 단면을 갖는 것을 사용하였으며 스파 프렌지와 웹 은 서로 다른 공정을 거친 재료를 사용하였다.

스파 플랜지는 Glass/Vinyl-ester재료를 일방향 섬유가 길이 방향으로 많이 보강될 수 있는 필투루전 성형법을 이용하여 제작하였다. 스파 웹은 전단응력에 잘 견디기 위하여 3장의 Glass/Epoxy 적조물을  $\pm 45^\circ$  방향으로 보강하여 좌굴과 전단응력을 견딜 수 있는 shear web구조로 1mm의 Glass/Epoxy 적층판을 RTM성형법으로 제작하였으며 전단응력과 압축응력에 의한 좌굴을 방지하기 위하여 직경 25mm,높이 125mm의 반원통 모양의 요철을 준 주름형 웹(corrugated web)구조를 택하여 좌굴과 굽힘에 강한 특성을 가지도록 하였다.

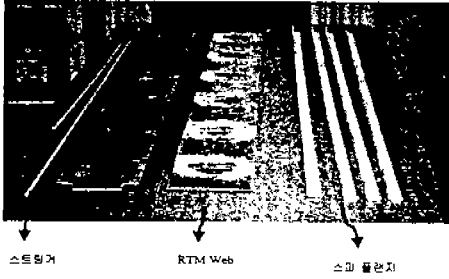


그림2. 성형된 날개 구성품

나. 리브(Rib)

리브는 날개 외피의 좌굴 방지와 비틀림의 방지 역할을 하는 구조물이며 재료구조로는 두께 10mm의 foam core에 glass fabric을 1장씩 적층한 샌드위치 구조로 하였다.

다. Skin-Stringer 구조

외피는 구조적으로 주로 전단 응력을 받는 곳으로서 전단 좌굴이 발생하지 않도록 하는데 주안점을 두고 설계하였다. 이번 설계에서는 펄투루전 성형법을 이용한 삼각형의 stringer를 제작하여 2장의 Glass/Epoxy 직조물 사이에 결합시켜서 진공백 성형법을 이용하여 제작하였다.

Skin - Glass/Epoxy 박판구조

Vacuum Bag 성형법 적용 두께 0.5mm

Stringer - Glass/Vinylester 구조

Pultrusion 성형법 적용 두께 4.0mm,  
폭 6mm

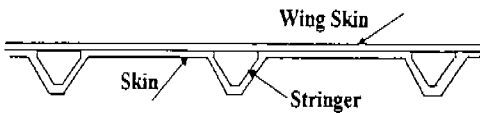


그림3. Skin-Stringer 구조

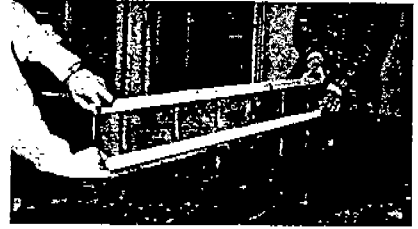


그림4. 결합된 스파 구성품

라. Rear Spar 설계

Rear Spar는 wing torque box의 구성 부품이며 날개 형상과 조종면들을 유지 하기 위하여 무게를 가볍게하면서 강도를 크게할수 있는 styro foam core(비중 0.3)를 직조형 Glass/Epoxy가 2겹 감싸는 구조로 하였다.

마. 날개 조립

성형된 날개 구성품을 에폭시 수지를 이용하여 전체적인 날개를 구성하였다.

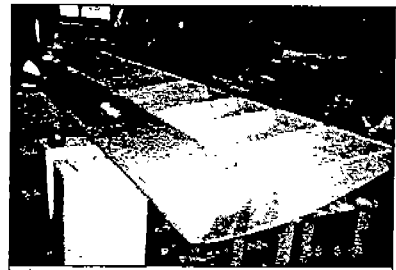


그림5. 조립된 날개 형상

2.6 유한 요소법을 이용한 날개 구조 해석

날개 구조는 크게 스파(플랜지와 웹), 외피, 리브, 스트링거, 후방스파로 나눌 수 있다. 스파 플랜지와 스트링거는 BAR 요소를 사용하여 모델링 하였고, 스파 웹, 스킨, 후방스파 그리고 리브는 QUAD4 쉘 요소를 사용하여 모델링 하였다.

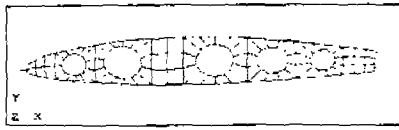


그림6. 리브의 유한 요소 모델

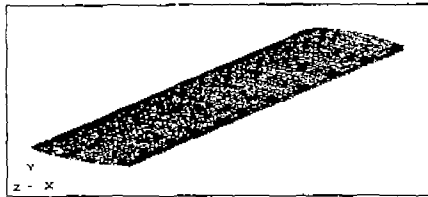


그림7. 날개의 유한 요소 모델

경계 조건은 날개의 동체 연결부는 현지 경계 조건을, 스트럿이 있는 곳에는 슬라이딩 현지 경계 조건을 적용하였다.

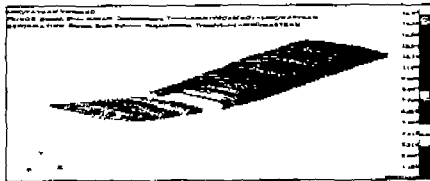


그림8. 날개의 응력 분포

지금까지의 유한요소해석 결과를 분석한 결과, 설계된 날개는 순항시 양력의 3배에 해당되는 하중에도 강도 측면에서는 문제가 없을 것으로 판단된다.

### 3. 결론

항공기 부품 제조에 있어서 Autoclave 성형법에 비하여 생산성을 향상 시킬 수 있는 성형법들을 이용하여 복합재료 날개 부품을 설계 제작하였다.

펄투루진 성형법을 이용한 주날개 스파 플랜지와 스트럿거, RTM 성형법을 이용한 스파

웹, 진공 성형법을 이용한 외피를 제조하여 조립하였다. 생산성 향상 제조 공정을 이용한 복합재료는 재료 특성 면에서는 autoclave 성형법보다 5~10%감소된 반면 생산 단가는 50%이하로 절감 할 수 있었다. 무게면에서는 알루미늄 구조 날개에 비교하여 15~20%절감 효과를 볼 수 있었다.

### [참고 문헌]

1. 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱-“최신복합재료”, 교학사
2. 이해경, “항공기구조역학”, 개문사
3. Millard V. Barton, “Fundamentals of Aircraft Structures”, Prentice Hall, Inc
4. E.F. Bruhn, “Analysis And Design Of Flight Vehicle Structures”, Tri-State Offset Company, 1973