

# 비용절감을 위한 항공기 2차 Fairing 구조물의 RTM 적용 가능성 연구

김태곤\*, 이동준\*, 이건영\*, 신대영\*

## A Feasibility Study of RTM Application on Secondary Fairing Structure of Aircraft

T.G. Kim, D.J.Lee, G.Y.Lee, D.Y.Shin

**Key Words** : RTM(Resin Transfer Molding), VE(Value Engineering:가치공학)

### ABSTRACT

The autoclave process is frequently utilized in the manufacturing of aircraft parts because of the low void content and high fiber volume fraction. However, due to the slow curing process (5~8 hours per part) and it's limited producibility for complicated shape, this process is very expensive and applied to the relatively simple geometry structures. RTM is considered as an alternative process to overcome the limitation of autoclave process. In this study, the idea of RTM application on the secondary Fairing structure of aircraft has been proved to be technically feasible and very cost effective by changing the multiple part of subassembly into one integral composite structure.

### 1. 서론

현재까지도 항공기용 복합재료 부품의 생산을 위하여 주로 적용되는 성형공법은 Autoclave 성형법이며, 성형품의 섬유 체적율은 대략 60% 정도로 높아 강도 요구조건이 까다로운 항공기 구조물에 널리 사용되고 있다. 그러나 Autoclave 성형기술은 제조시간이 5~8 시간 정도로 길어서 생산성이 낮고 제조단가가 높으며, 형상이 비교적 간단한 구조물에 국한되어 사용되고 있다. 높은 제조단가와 복잡한 구조물에 적용하기 힘든 단점 때문에 최근 Autoclave 를 대체하기 위한 새로운 복합소재 제조방법에 대한 연구가 활발하다.

최근 각광을 받고 있는 복합소재 제작 공법 중 하나인 RTM(Resin Transfer Molding) 성형기술은 Autoclave 성형에 비하여 생산성을 대략 5 배 정도 향상시키고, 생산 단가도 3 배로 줄일 수 있다. 그러나 RTM 성형기술은 Autoclave 성형에 비해 낮은 섬유 체적율을 가지므로, 항공기 부품과 같이 고강도 요건을 요구하는

부품의 개발에는 극복하여야 하는 많은 기술적, 경제적 한계성을 가지고 있다. 이러한 한계성에도 불구하고 RTM 성형기술은 Autoclave 성형기술이 극복할 수 없는 복잡한 형상을 가진 부품 및 여러 부품을 결합한 일체형 구조물로의 제작을 가능하게 하며, 또한 복합소재 부품의 우수한 비강도 특성으로 인하여 항공기의 중량을 획기적으로 감소시킬 수 있는 방안으로 금속소재의 기계가공보다는 RTM 성형기술개발을 선호하는 추세에 있다.[1]

따라서 본 연구에서는 강도요구조건이 비교적 낮은 항공기 2차 Fairing 구조물의 RTM 적용 가능성을 선행 연구하여 실제 항공기 Part 적용에 기초자료를 제공하는데 있다. 현재 Autoclave 공정으로 제작중인 FSF(Flap Support Fairing)의 tailcone 을 RTM 공정으로 제작했을 때의 비용검토와 예비설계를 수행함으로써 항공기 2차 Fairing 구조물의 RTM 적용가능성을 검토하였다.

### 2. 성형방법 비교 및 비용검토

#### 2.1 성형 방법 비교

복합재료를 성형하는 방법은 여러 가지가

\*대한항공 항공우주사업본부

있는데, 고분자 물질을 기지로 하는 복합재료의 성형방법으로는, 진공백 성형(Vacuum Bag Molding), 압축성형(Compression Molding), 펄트루전(Pultrusion), 필라멘트 와인딩(Filament Winding), RTM(Resin Transfer Molding)등 다양하다. 이 중에서 현재 FSF tailcone 제작에 사용 중인 Autoclave 방법과 이를 대체할 공정인 RTM(Resin Transfer Molding) 방법에 대해서 정리하면 다음과 같다.

### 2.1.1 진공백 성형공정(Vacuum Bag Molding Process)

항공용 복합재료 제작에 가장 많이 사용되는 방법으로서 프리프레그(prepreg)를 설계된 각도와 형상으로 제단하여 순서대로 적층하고, Bag Film 으로 감싼 후 진공상태로 만든다. 이렇게 한 후 Oven 이나 Autoclave 에 집어넣고 온도와 압력을 가하여 부품을 더욱 치밀하게 경화시킨다. 본 방법은 제품의 크기 제한을 덜 받으며 고가의 금형이 요구되지 않는 반면 Bag Material 이 일회성으로 소모되며 Autoclave 를 가열하는데 비용이 많이 든다. Fig 1은 Autoclave 을 이용한 Vacuum Bag 공정의 개략도와 당사에서 사용 중인 Autoclave 장비를 보여주고 있다.

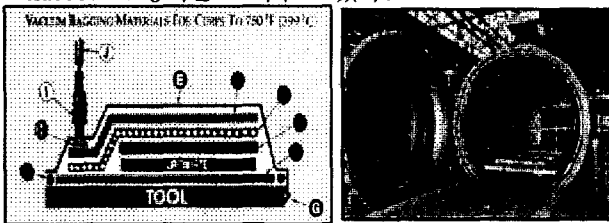


Fig 1 Autoclave 공정 개략도 및 Autoclave 장비

Epoxy/Glass 250°F 경화공정은 Fig 2와 같다.

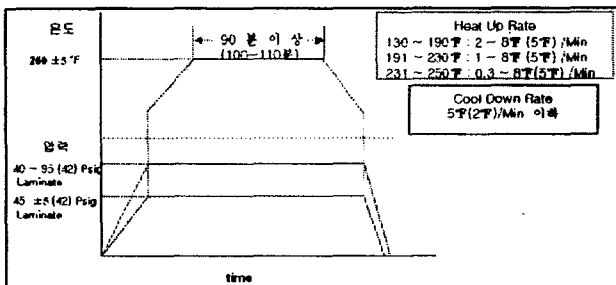


Fig 2 Epoxy/Glass 250 °F공정

### 2.2.2 RTM 성형공정(Resin Transfer Molding Process)

금형 내에 보강재를 미리 위치시켜 놓고

외부에서 압력을 가해 수지를 함침시킨 후 경화시켜 제품을 생산하는 방법으로 RTM 공정의 특징은 다음과 같다.

- Autoclave 대체가능, 자동화 용이, 높은 생산성
- 복잡한 형상의 대형 부품을 쉽게 성형
- 투자 설비비가 저렴
- 열경화성 수지 복합재료에 주로 적용
- 성형품:항공/수송 분야의 구조물, 토목/건축분야등
- 판재, 곡면체 등 다양한 형상성형 가능

#### 주사용 재료

-섬유: 직물 형태(유리섬유, 탄소섬유)

Continuous/Random Chopped Mat

-수지: 에폭시, 불포화 폴리에스터, 비닐에스터. 특히, VARTM(Vacuum assisted Resin Transfer Molding)은 기존의 RTM 기술보다 수지(Resin)의 이동거리를 단축시켜 생산시간을 단축시키는 혁신적인 제조공법으로 공정 개략도는 Fig 3 과 같다

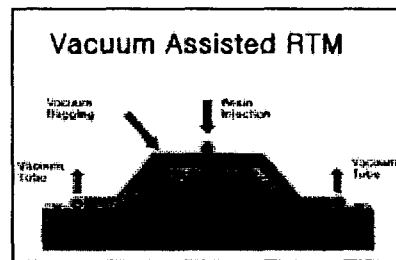


Fig 3 VARTM 공정 개략도

-공정: 한쪽 면의 금형과 진공백(Vacuum bag)을 사용하여 진공상태에서 신속하게 수지를 함침시켜 복합소재 구조물을 성형하는 방법

- 제품: 선박, 교량제작, 대형의 토목구조물 제작
- 장점: 고품질, 건조상태에서 적층이 가능, 치공구 제작비용 저렴, 유해가스가 적게 발생
- 단점: 연속공정이 아님

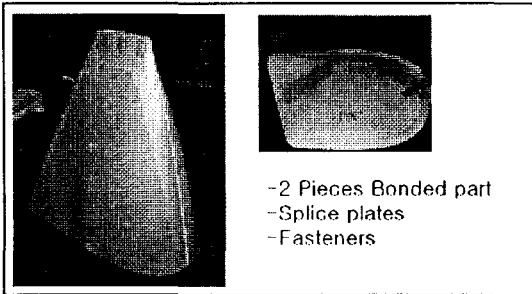
### 2.2 VE(가치공학)을 이용한 비용검토

현재 당사에서 Autoclave Process 로 제작중인 FSF tailcone 을 RTM Process 로 제작했을 때의 비용검토를 VE(Value Engineering) 기법을 이용하여 수행하였다. 대상 Part 의 List 와 형상 Fig4 와 같다. 통발 형태의 tailcone 은 Autoclave 공정 특성상 일체형으로 layup 이 불가능하므로 two piece로 제작되어 Rivet 으로 체결된다. 대상 Part 의 형상에서 알 수 있듯이 본 Part 을 RTM 공정으로 제작할 경우, 제작 및 조립 M/H 감소, Detail Part 제작 M/H 및 자재비 절감을

기대할 수 있을 것이다. M/H 분석 결과, RTM 공정이 제작 및 조립 M/H 감소로 40% 가량 제작시간을 절감할 수 있는 것으로 판단된다.



(a) TAILCONE ASSY-FAIRING, OUTBD FLAP NO.1  
 (b) TAILCONE ASSY-FAIRING, OUTBD FLAP NO.2  
 (c) TAILCONE ASSY-FAIRING, OUTBD FLAP NO.3



-2 Pieces Bonded part  
 -Splice plates  
 -Fasteners

Fig 4 대상 Part List 및 형상

그러나 자재비는 현재 항공기용으로 사용 가능한 Resin 은 한 종류 뿐으로 가격이 비싸다. 고가의 Resin 가격 때문에 RTM 으로 했을 때 전체 자재비가 기존보다 180%가량 높게 나온다. 그러나, 새로 개발되고 있는 Resin 을 사용할 경우는 기존 Autoclave 공정에서의 자재비보다 20%가량정도만 높아, 자재비 절감을 꾀할 수 있다. 저가의 Resin 을 항공기 Part 에 사용 가능하도록 화학적, 기계적 특성 검증을 하여 새로운 Resin System 을 사용하여야 비용절감 효과가 있다. 이때 Tailcone 한 개당 30%이상 비용절감이 예상된다.

### 3. 예비설계

Autoclave 로 제작중인 FSF tailcone 은 Side 부분이 Honeycomb Core 로 보강된 Sandwich 구조물이다. RTM 으로 제작했을 경우에도 Foam Core 등을 사용해 Core 를 넣을 수 있지만, Foam Core 가 고가라는 점과 제작 M/H 가 추가로 드는 등 비용절감 측면에서 바람직하지 않다. 따라서, 항공기 Fairing 에 작용하는 Load Condition 을

검토하여 Core 를 삭제하고 laminate 두께 조절하여 All laminate Structure 로 제작할 수 있는지 검토하였다.

먼저 강도 측면에서 FSF Tailcone 은 Fairing 에 작용하는 Ultimate load 에서 재료 강도 내에 들어야 한다. 또한 Fairing 의 기능은 Flap Actuator 를 덮어 보호하고, 공기 역학적 흐름을 원활히 하기 위함이므로, Surface waviness 가 중요하다. 다음은 FSF Panel deflection Criteria 로써 길이가 약 8.5 inch 인 #3 Fairing 의 경우 최대변위가 0.060 inch 이내여야 함을 보여주고 있다.

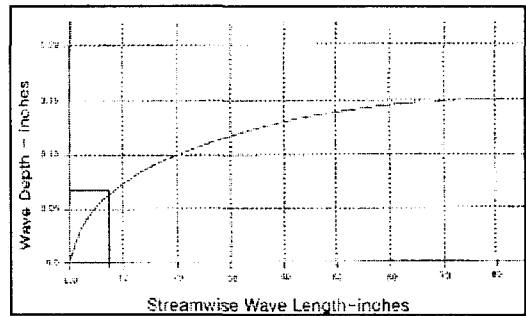


Fig 5 FSF Panel Deflection Criteria

### 3.1 강도비교

3.1.1 기존 Sandwich Structure 의 강도  
 Tailcone 을 등방성 면재를 가진 Flat Honeycomb sandwich Panel 로 보고 강도를 검토해 보면 다음과 같다.

Simply Supported Panels under uniform pressure

#### 1. Maximum Face Stress

$$f_b = K_1 \frac{pb^2}{dt} = 2,032 \text{ psi}$$

where,  $f_b$  maximum face stress  
 $K_1$  coefficient of maximum face stress  
 $p$  applied pressure  
 $d$  distance between facing centroids  
 $t$  plate thickness

#### 2. Maximum Core Stress

$$f_{sa,b} = K_2 p \frac{b}{d}$$

$$f_{sa} = 22.8 \text{ psi} \quad F_{sw} = 103 \text{ psi}$$

$$f_{sb} = 17.5 \text{ psi} \quad F_{sl} = 93 \text{ psi}$$

where,  $f_{sa,b}$  width, length core stress  
 $K_2$  core shear coefficients for panel edges  
 $a$  width  
 $b$  length

3.1.2 All laminate Structure 의 강도 Plates under Normal Loads

Combined Bending and Membrane Action in short Rectangular Plates Clamped Supported

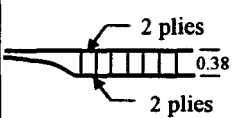
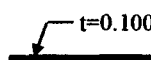
Assume: homogeneous, isotropic, elastic material

$$f_{max} = \frac{E\lambda}{(1-\mu^2)\left(\frac{b}{t}\right)^2} = 7,782\text{psi}$$

where,  $f_{max}$  maximum laminate stress  
 $\lambda$  coefficients related to combined stress  
 E Elastic modulus  
 b length  
 t plate thickness  
 $\mu$  Poisson's ratio

변경 전후의 강도를 정리해 보면 다음 Table 1 과 같다.

Table 1 강도 비교

	Before(Autoclave)	After(RTM)
Detail View		
Strength	Face MS = 10.4 Core MS: width 3.5 Core MS: length 4.3	MS = 2.3

Sandwich 구조물을 All laminate 구조물로 변경했을 경우, 최대하중의 증가로 MS(Margin of Safety)가 2.3 으로 감소하였으나 여전히 재료 강도 내에서 안전하다. 이는 이차 구조물인 Fairing 의 끝단에 위치한 tailcone 에 작용하중이 작아서 응력증가가 크게 증가하지 않은 것으로 생각된다. All laminate structure 일 때의 중량도 조립에 필요한 부품 삭제 및 tail cone 구조의 단순화로 약 40% 이상의 중량절감을 기대할 수 있을 것이다.

3.2 변위 검토

기존 Sandwich 구조와 All laminate 구조에서의 deflection 은 다음과 같다.

1. Sandwich Structure

Flat H/C Sandwich Structure with isotropic faces  
 Maximum Deflection

$$\delta_{max} = \frac{K_3pb^4(1-\mu^2)}{Ed^2} \frac{2}{t} = 0.007\text{inch}$$

where,  $\delta_{max}$  maximum deflection  
 $K_3$  the deflection coefficients  
 E Elastic modulus of the facing material  
 $\mu$  Poisson's ratio for the facing material  
 b length

2. All laminate Structure

All laminate Structure 일 때의 Deflection 은 MSC.NASTRAN 을 이용하여 계산하였고, 그 값은 약 0.013 inch 정도로 요구 조건인 0.060 inch 내에 든다. Fig 6 은 FEM 에 사용된 모델과 해석 결과이다.

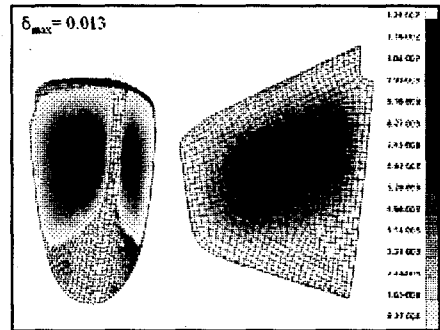


Fig 6 All laminate Structure Deflection

4. 결론

Autoclave 공정을 이용해 제작 중인 FSF(Flap Support Fairing) tailcone 을 RTM 공정으로 제작할 경우 비용분석과 예비 설계를 통해 2 차 Fairing 구조물의 RTM 공정 적용가능성을 살펴보았다. 본 검토를 통해 새로운 저가의 Resin 과 tailcone 의 구조를 수정한다면 RTM 공정으로도 충분히 저렴하게 tailcone 을 제작할 수 있을 것이고, 나아가 다른 많은 항공기 2 차 구조물에서도 RTM 을 적용하여 비용 절감을 기대할 수 있음을 검증하였다.

참고문헌

- (1) 엄문광 외 “ 고성능 복합재료 RTM 성형 및 기초 기술 개발”, 한국기계 연구원 최종보고서
- (2) 이대길 외 “ 복합재료 역학 및 제조 기술” 시그마 프레스, 1998
- (3) 김광수 “ 가치공학 실무”, 민영사, 1997