

항공우주용 복합재료 제조공정

최 원 종*

〈 목 차 〉

I. 서 론	나. 연속섬유 강화 CMC 제조공정
II. PMC 제조공정	V. C/C composite 제조공정
III. MMC 제조공정	가. Liquid impregnation
IV. CMC 제조공정	나. CVD법
가. 단섬유 강화 CMC 제조공정	VI. 결 론

I. 서 론

항공우주용으로 사용되는 복합재료들은 가장 널리 사용되는 PMC(Polymer Matrix Composite)를 비롯하여 MMC(Metal Matrix Composite), CMC(Ceramic Matrix Composite), C/C(Carbon/Carbon) composite 등으로 나눌 수 있다.

PMC의 강화재로는 주로 Carbon, Kevlar, Glass, Boron 섬유등이 있으며, 열경화성 모재로는 가장 널리 사용되는 Epoxy를 비롯하여 Bismaleimide, Polyimide 등이 있고, 인성과 재사용성을 위하여 Polyetheretherketone(PEEK)과 같은 열가소성수지도 사용되고 있다. 고분자기지 섬유강화복합재료는 금속보다 우수한 비강도, 비탄성율을 가지며 부식에 강하고 우수한 피로특성과 치수안정성을 가지는 반면 온도와 습기에 제한을 받고 Lightning Strike에 의한 손상이 있을 수 있으며 보수가

* 한국항공대학교 항공재료공학과

힘든 단점도 있다. 이러한 섬유강화복합재료는 군용기뿐만 아니라 민간항공기의 1,2차 구조물에 널리 사용되고 있으며 사용량이 점차 증가되고 있는 추세이다<표-1>.

〈표-1〉 항공기 구조 분야에서의 고분자 복합재료 사용 예

Aircraft	Composite	Applications
F-14	B/Ep	Horizontal tail skin
F-15	B/Ep	Horizontal tail skin
	B/Ep	Vertical tail skin
	Gr/Ep	Speed brake
F-16	Gr/Ep	Horizontal tail skin
	Gr/Ep	Vertical tail skin
	Gr/Ep	Control surfaces
F/A-18	Gr/Ep	Wing skin
	Gr/Ep	Horizontal tail skin
	Gr/Ep	Vertical tail skin
	Gr/Ep	Control surfaces, speed brake
	Gr/Ep	Dorsal cover, avionics bay door
AV-8B	Gr/Ep	Wing skin and substructure
	Gr/Ep	Horizontal tail skin
	Gr/Ep	Forward fuselage
	Gr/Ep	Control surfaces
Boeing 757 & 767	Gr/Ep	Control surfaces
	Ar-Gr/Ep	Fairings, undercarriage doors, cowlings
Lear Fan 2100	Gr/Ep	"Almost all" of structure

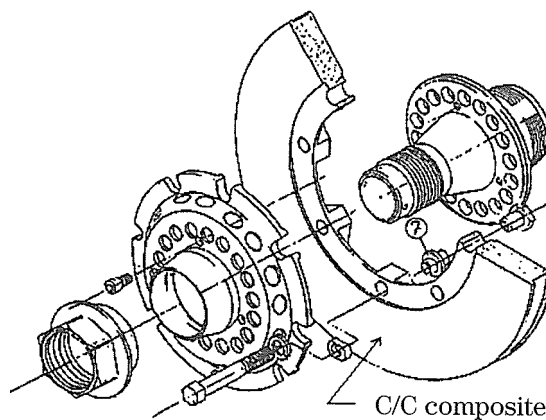
MMC는 높은 비강도, 비탄성율과 더불어 우수한 고온 강도와 Creep 특성 및 낮은 열팽창율을 가지므로 인공위성, 미사일이나 헬리콥터의 구조물, 안테나 구조물, Jet engine fan blade와 같은 고온 구조물 등에 사용되고 있다<표-2>.

C/C composite은 매우 높은 온도(1930~2760℃)에서 높은 강도와 치수 안정성을 가지고 있다. 열충격에 강하고 삭마특성이 우수하여 항공기용 브레이크, Rocket nozzle, Nose cone, Jet engine turbine wheel, 초고속 우주선 등에 사용되고 있다. <그림-1>은 항공기용 C/C composite brake system을 보여주고 있다.

〈표-2〉 항공우주분야에서의 금속기 복합재료 사용 예

Fiber	Matrix	Potential Applications
Carbon	Aluminum Magnesium Copper	Satellite, missile, and helicopter Space and satellite structures Electrical contacts and bearings
Boron	Aluminum Magnesium Titanium	Compressor blades and structural supports Antenna structures Jet engine fan blades
Borsic	Aluminum Titanium Magnesium	Jet engine fan blades High-temperature structures and fan blades Helicopter transmission structures
Silicon Carbide	Aluminum Titanium Superalloy (Co-based)	High-temperature structures High-temperature structures High-temperature engine components
Molybdenum Tungsten	Superalloy Superalloy	High-temperature engine components High-temperature engine components

〈그림-1〉 C/C composite break system 구조

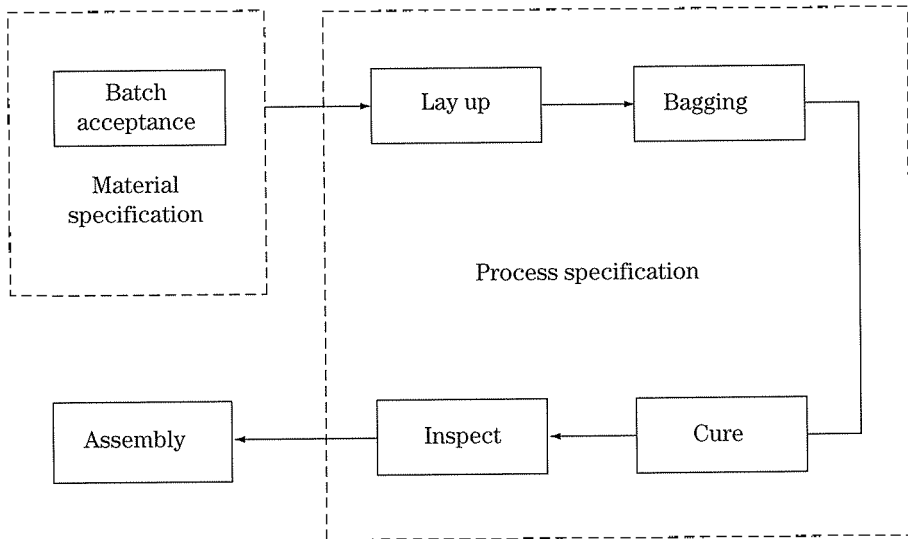


CMC는 인장강도, 충격강도, 열충격에 약하지만 우수한 압축강도와 고온강도, 내산화성을 가지며 MMC보다 고온에서 치수안정성이 우수하여 F-16, space shuttle, B747-400, A320등의 Brake system과 Patriot missile의 Radome, rotor 등에 사용되고 있다.

II. PMC의 제조공정

일반적인 고분자 복합재료 제조공정시 조건에 맞는 적당한 재료와 Tool을 선택하고 Hand Lay-up이나 Laying machine을 이용한 Lay-up 과정을 거쳐 Vacuum bagging system을 설치한 후, 주어진 사이클에 따라 part를 경화시킨다. 경화된 part를 절단하고 결합조사과정을 거쳐 조립함으로써 모든 공정단계를 마치게 된다(그림-2).

〈그림-2〉 고분자 복합재료 제조공정의 flow chart



PMC의 강화재로는 장섬유, 단섬유, Woven Fabric, Tape, Mat등 각 종류별로 다양한 형태를 가지고 있으며 섬유다발의 크기와 모양도 다양하다. 모재의 경우 크게 열경화성(Thermoset)수지와 열가소성(Thermoplastic)수지로 나눌 수 있는데 공정상 차이점은 다음과 같다.

공 정	열경화성	열가소성
화학반응	있다.	없다.
경화온도 범위	121℃~204℃	260℃~427℃
공정 시간	3~7 시간	30분 이하
점성도	낮다	높다
요구되는 압력	50~100 psi	200 psi 이상
공정	Batch	Batch 또는 continuous process
Scrap 비율	높다	재사용 가능

따라서 원하는 복합재료에 따라 모재와 강화재의 종류 및 특성을 원하는 조건에 맞게 적절히 선택하여야 한다. 제품의 품질 향상을 위한 tool의 선택은 매우 중요하다. Tool의 내구성, 열팽창성, 경계성 등에 따라 tool의 재질을 선택하고 part 형상이나 공정조건을 고려하여 Male 또는 Female tool system을 채택하여야 한다.

Lay-up은 수작업인 Hand Lay-up 방법이나 Automatic Lay-up 방법을 이용한다. 가장 단순한 Hand Lay-up 방법은 Prepreg을 미리 상온으로 가열시켜야 하며 Sharp corner lay-up시 기공이나 주름(wrinkle)과 같은 결함이 생기기 쉬우므로 Rubbing tool을 사용하는 등 작업자의 세심한 주의가 필요하다. 필요에 따라 Roller를 사용하거나 Debulking을 하여 Entrapped air를 제거한다. 재료형태에 따른 Hand Lay-up 작업 특성은 다음과 같다.

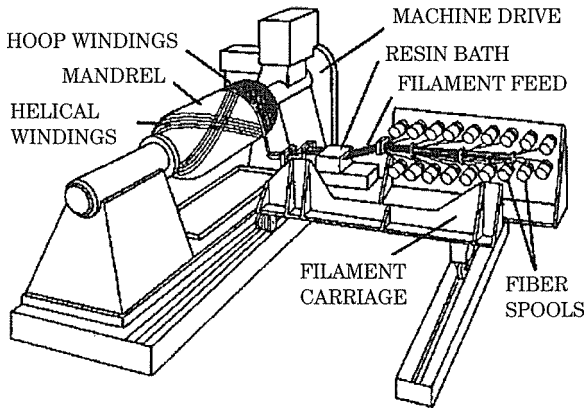
형 태	특 성
Tape	Contours easy, High trim scrappage, Many butt splices required
Fabric	Contours easy, Less labor intensive, Fewer splices required, Lower properties than tape
Knits	Pre-plyed in $\pm 45^\circ$ or $0^\circ/90^\circ$ plies, Less labor intensive than tape, Reduced quality assurance inspection, Reduced trim scrappage

Part의 형태가 평면이거나 단순한 곡면일 경우 Tape-laying machine을 이용하면 Debulking 이 요구되지 않으므로 인건비 절감과 생산성 향상이 가능하나, 장치비가 고가인 점을 고려하여야 한다.

Part의 형상이 Rocket motor case와 같은 원통일 경우 F/W(Filament winding) 방법으로 Lay-up 할 수 있다. <그림-3>과 같이 연속적인 섬유들이 Resin bath를 통과하여 Mandrel에 감겨지면서 섬유들이 수지와 함께 Lay-up 된다.

F/W의 기본적인 Pattern은 Helical winding, Orbital winding, Poler winding, Whirling winding 등이 있으며 공정변수로는 Mandrel 온도, Heating 방법, Resin bath 온도와 Winding시 Prepreg tow의 온도, Mandrel spin 속도, Winding 각도, Resin/Prepreg shelf life 등이 있다. 공정 중의 섬유 장력은 part의 수지함유량이나 기공양에 영향을 미친다. 자동화 공정으로 높은 생산성과 균일한 품질을 가진 part를 얻을 수 있다는 장점이 있는 반면 part 형상에 제한을 받고 표면이 거칠며 최적 공정변수 조절이 힘들다는 단점을 가지고 있다.

〈그림-3〉 Filament winding 공정

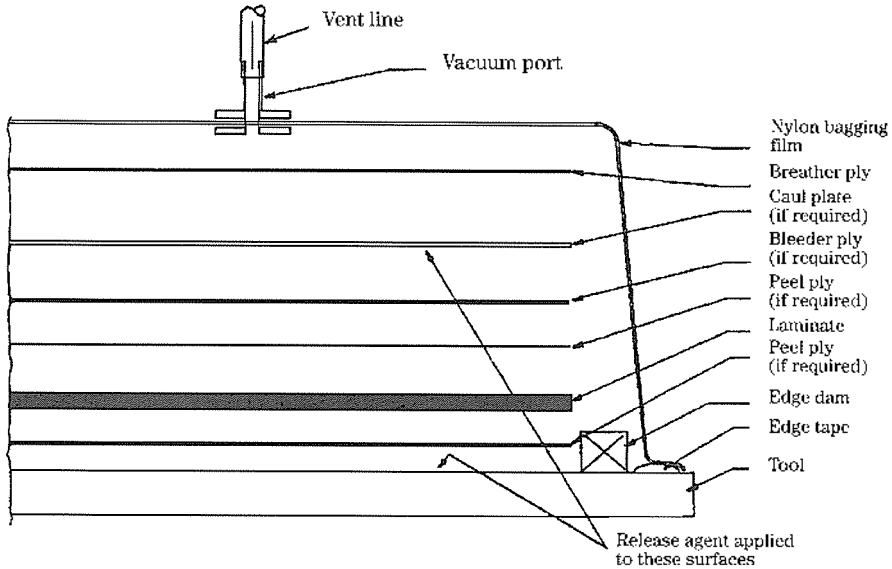


섬유강화 고분자 복합재료의 경화를 위하여 Autoclave, Oven 또는 Hot press forming이 사용되며 각 공정별 특징은 다음과 같다.

공정 종류	특 징
Autoclave	전력소비가 큼. 적당한 경화 압착 공정 system이 필요함. Tool의 열역학적 해석이 요구됨. 오랜 경화시간이 필요함.
Oven	Autoclave에 비해 비용이 적음 Autoclave에 비해 경화시간이 짧음. 압력의 크기가 작음.
Press forming	경화시간이 매우 짧음. Part의 치수 조정이 쉬움. 주로 Net shape part에 적용함.

Autoclave 공정에서 사용되는 일반적인 Bagging system을 <그림-4>에 나타내었다.

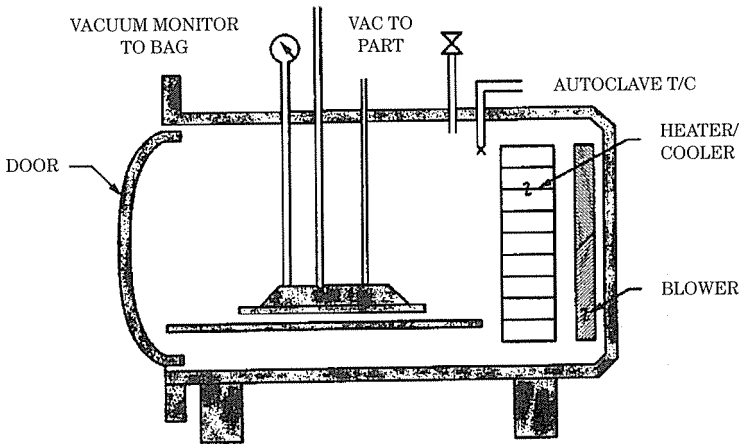
<그림-4> Bagging system



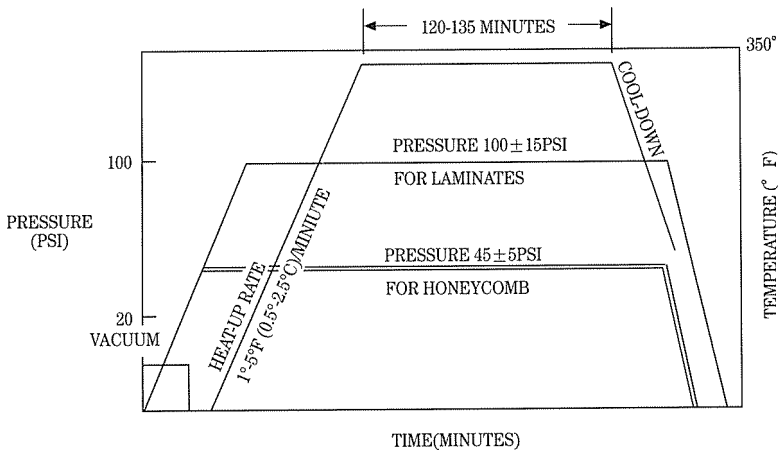
Release film은 composite part가 tool에 부착되지 않도록 하기 위하여 사용되며, Peel ply는 composite의 표면 상태를 조절하는데 사용된다. Mat 형태의 Bleeder는 과잉의 수지를 흡수하고 휘발성분이 빠져나가 수 있게 도와주는 역할을 한다. 요즘은 Prepreg의 수지함량 조절이 가능하여 Non-bleed system이 널리 사용되고 있다. Caul plate는 part 표면에 균일한 압력을 가하기 위하여 사용하는 데 표면의 Wrinkle이나 불규칙한 형태를 방지하기 위해 Elastomeric caul plate를 사용하기도 한다. Fiber glass나 인조 Fabric으로 만들어지는 Breather는 Vacuum pressure를 끌고루 분산시키고 경화시 휘발성분을 제거하는 통로역할을 한다. Dam은 경화된 part의 높이와 비슷한 크기를 가져야 하며 경화시 Vacuum bag에 의해 Part의 Edge부분이 Rounding화되는 것을 방지한다. Vacuum bag은 일회용인 Nylon film bag과 Elastomeric bag과 같은 Reusable bag이 있으며 작업시 Pin hole이 생기지 않게 주의하고, Bag에 생기는 주름이 part에 영향을 줄 수 있기 때문에 공정시 잘 펴주어야 한다.

Bagging 작업 후 Autoclave 내에서 주어진 경화사이클에 따라 part를 경화시킨다. <그림-5>와 <그림-6>에 Autoclave 장치도와 얇은 적층판의 일반적인 1-step 경화사이클을 나타내었다.

<그림-5> Autoclave의 개략도



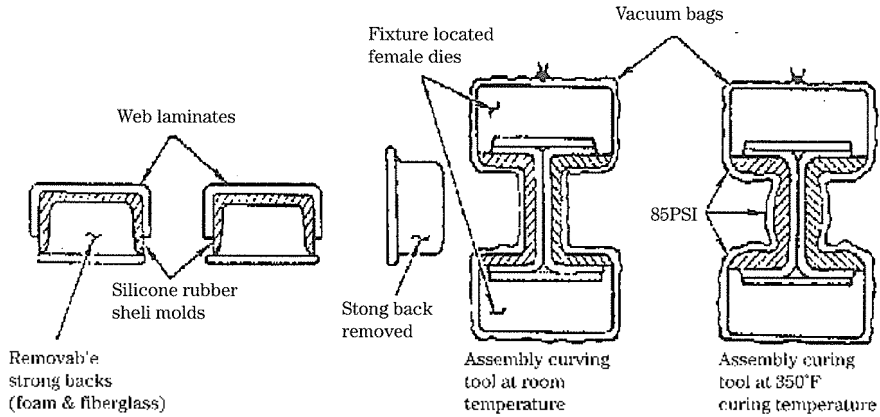
<그림-6> 1-step 경화사이클



최적 공정조건 설정을 위하여 경화시 센서를 이용 part의 온도, 압력, Conductance 값 등을 측정한다. 두꺼운 복합재료 적층판은 균질한 경화를 위해 다단계 경화사이클에 의해 경화시키며 경화 전 5~10 ply 씩 미리 압착시키는 Debulking

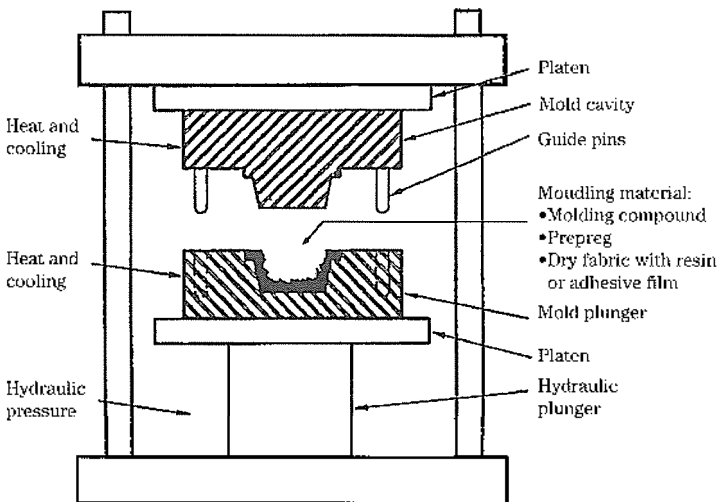
작업을 하기도 한다. Part의 형상에 따라 특정한 tool을 사용할 수 있으며 Spar의 경우 <그림-7>과 같이 Elastomeric tool을 이용하여 part를 경화시킨다.

<그림-7> Elastomeric tooling에 의한 spar의 제작공정



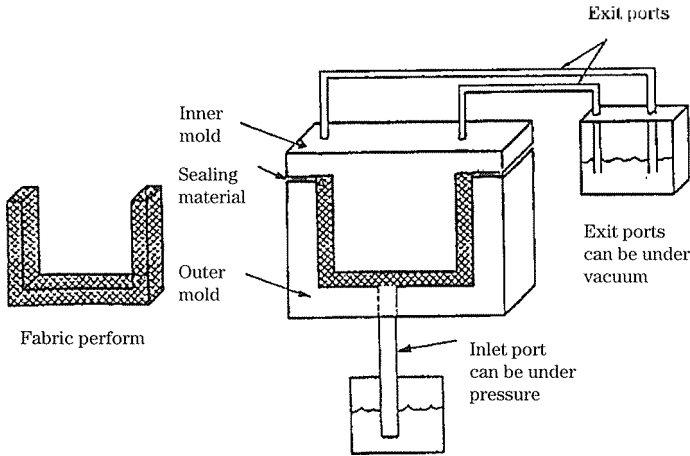
Thermoforming 방법은 열간 press를 이용 가압 경화시키는 방법으로 복잡한 형상을 정확한 치수대로 성형할 수 있고 생산성이 높으나 기계적 물성은 비교적 떨어진다. Thermoforming에는 Matched die forming, Rubber forming, Compression molding 등이 있다. <그림-8>은 대표적인 Compression molding 모식도를 보여주고 있다.

<그림-8> Compression molding



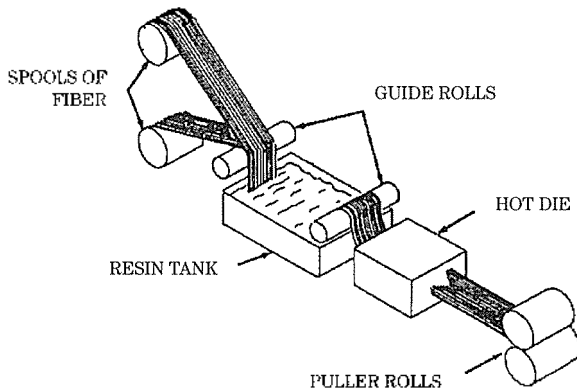
생산성 향상과 비용절감을 위해 RTM(Resin Transfer Molding)방법을 이용한다. RTM 방법은 원하는 형상의 Preform을 만들고 압력, Vacuum을 이용하여 mold 내에서 수지를 preform에 함침시키면서 성형하는 공정으로 수지의 점성도와 Preform의 젖음성, 압력과 vacuum의 크기등 여러 가지 공정변수 연구를 통하여 우수한 항공기 구조물 part 성형에 적용할 수 있다<그림-9>.

<그림-9> Resin transfer molding process



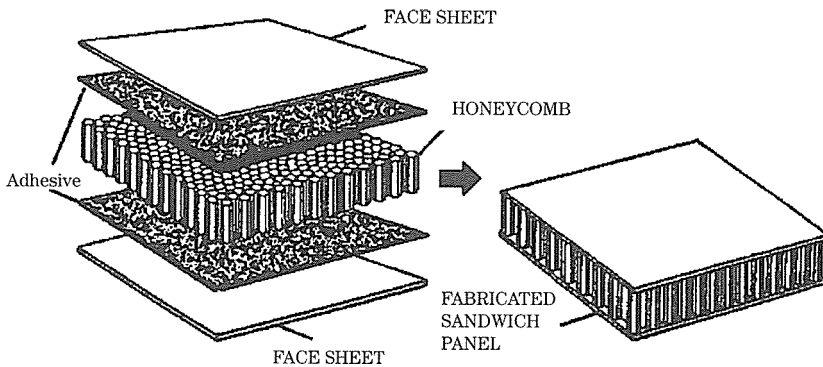
Pultrusion은 단면형상이 일정한 part를 제작하는데 매우 효과적인 방법이다. <그림-10>과 같이 섬유가 Resin tank 속에서 수지와 함침되고 연속적으로 Hot die를 통과하면서 원하는 형상으로 성형된다. Pultrusion 공정을 통하여 단면이 일정한 각종 beam, wing airfoil 등을 비교적 쉽게 생산할 수 있다.

<그림-10> Pultrusion process



항공기 외피 등 주 구조물의 경량화를 도모하기 위하여 샌드위치 복합재를 사용한다(그림-11). 샌드위치 복합재의 Core는 Honeycomb core와 Foam 또는 Syntactic core로 나누어진다. 성형공정에 따라 Laminate와 Core를 동시에 경화시키는 Cocuring과 경화된 Laminate와 Core를 Adhesive를 이용하여 성형하는 Secondary curing이 있다. Cocuring 방법은 경제적이지만 경화 도중 Bag side에서 Laminate의 dimple 현상이 일어날 수 있으므로 주의해야 한다. Secondary curing은 깨끗한 양쪽 표면을 얻을 수 있고 크기나 형상이 정확해야 하며 Bonding시 Laminate와 core의 미끄러짐 현상이나 Warpage현상에 주의해야 한다. 성형된 part는 적당한 크기로 절단하는데 <표-3>에 Cutting 방법에 따른 특성을 비교해 놓았다.

<그림-11> Sandwich structure



<표-3> 복합재료의 cutting method 특성 비교

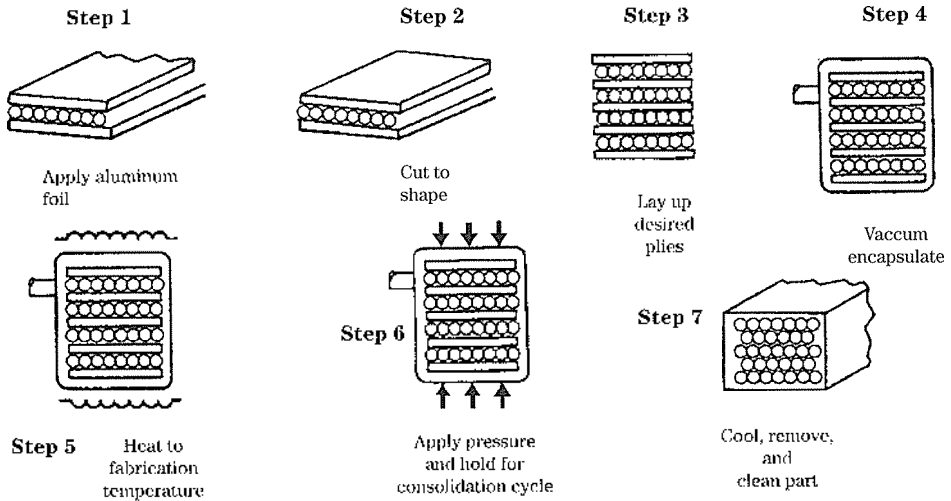
	성 능	특 징
Hand saw	좁은 tape cutting에 경제적.	Cutting 속도가 느림. 비싼 노동력이 요구됨. Multiple ply cutting이 힘들.
Water jet	먼지가 발생되지 않으며 40ply까지 cutting 가능. 열손상부위가 없으며, 깨끗한 단면이 얻어짐. Computer control.	약간의 흡습성이 있음. 작업시 소음이 큼.
Laser	B/Ep를 분당 540in/min으로 cutting. 20ply까지 비교적 깨끗이 cutting됨. Computer control	장치와 에너지 비용이 큼.
Ultrasonic cutting	720-1200in/min의 cutting 속도. 20ply까지 cutting됨.	장치비용이 비교적 큼.

Ⅲ. MMC 제조공정

MMC 강화재로는 Carbon, Boron, Alumina, Silicon carbide 등이 있으며 모재로는 Aluminum, Magnesium, Copper 등이 있다. MMC 제조에 사용되는 공정들은 다음과 같다.

1) Diffusion bonding-강화재 형태가 연속적일 때 사용하는 방법으로 섬유를 sheet 형태의 모재와 샌드위치 구조로 적층하고 열과 압력을 주어 성형하는 방법이다. Boron/aluminum composite의 전형적인 제조공정은 <그림-12>와 같다.

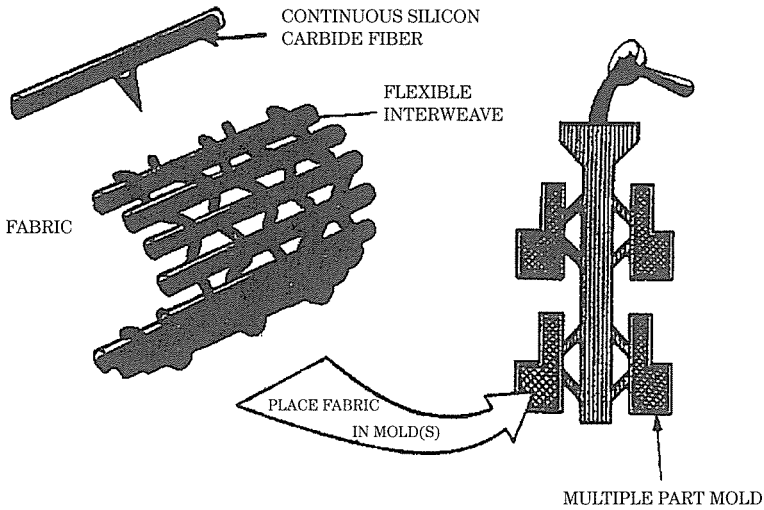
<그림-12> Boron/Al composite manufacturing process



2) Conventional casting-강화재로 미리 원하는 형상의 preform을 제작하고 액체상태의 모재를 preform에 가압 주입시켜 성형하는 방법으로 모재와 강화재의 젖음성 향상을 위한 적당한 처리를 실시해야 한다<그림-13>. 제품 형상과 용도에 따라 Squeeze casting, Metal spraying법을 이용하기도 한다.

3) Powder metallurgy-다양한 형태의 강화재를 Metal powder와 함께 섞어서 일반적인 P/M 공정 방법으로 성형한다.

〈그림-13〉 Continuous silicon carbide/aluminum casting



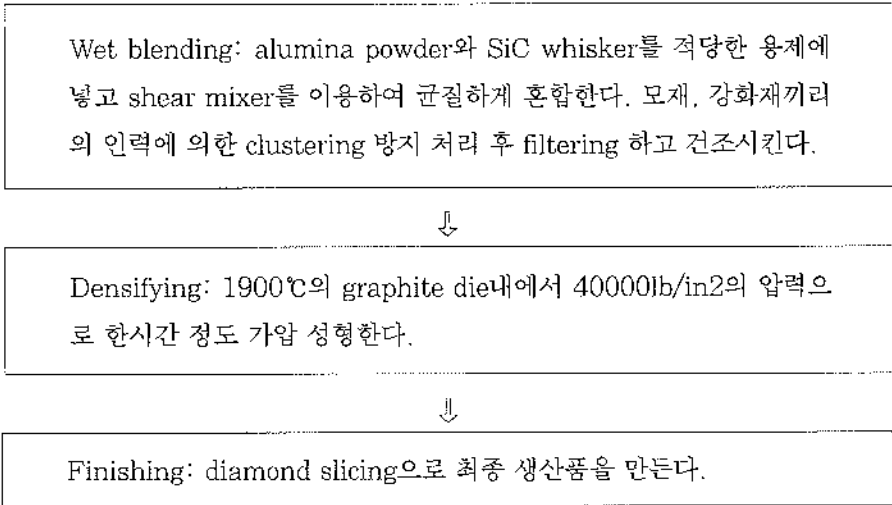
IV. CMC 제조공정

CMC에서 강화재의 주된 역할은 취성이 큰 모재의 파괴인성과 내충격성을 향상 시키는데 있다. 강화재의 형상이 연속적인 경우 갑작스런 파괴를 방지하는 기능을 하는 반면 Whisker와 같은 단섬유인 경우 미소크랙의 전파를 막을 뿐, 일단 크랙이 성장하게 되면 갑작스런 파괴가 일어나게 된다. 모재로는 보통 Lithium Alumino Silicate(LAS)와 같은 Glass ceramic계, Alumina 또는 Mullite와 같은 Oxide계, Silicon nitride와 같은 Nitride계, Silicon carbide와 같은 Carbide 계로 나눌 수 있다.

가. 단섬유 강화 CMC 제조공정

SiC/Alumina composite과 같은 단섬유 강화재의 경우 Blending이나 Hot pressing방법을 사용한다. Matrix powder와 Whisker와 같은 강화재를 균일하게 혼합한 후 고온에서 압력을 가하여 원하는 형상으로 제조한다(그림-14).

〈그림-14〉 SiC/alumina 공정도

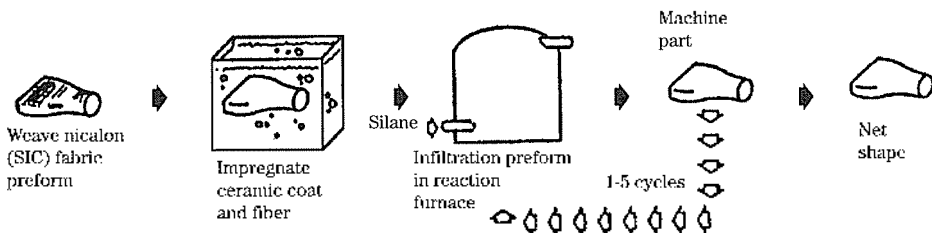


나. 연속섬유 강화 CMC 제조공정

• Slurry infiltration and hot pressing: 섬유를 Matrix powder가 포함된 용제에 함침시킨 후 용제를 제거하고 적당한 크기로 Lay-up한 후 HIP를 이용하여 고온 고압으로 성형한다. Glass ceramic계의 경우 비교적 낮은 온도에서 압착 성형되기 쉬우므로 이 공정을 이용한다.

• CVI(Chemical vapor Infiltration): 섬유에 모재를 증착시키는 방법으로 압력이 필요하지 않으며 복잡한 형상도 성형 가능하고 비교적 낮은 온도에서 공정이 이루어진다. 그러나 성형시간이 오래 걸려 두께나 크기에 제한을 받는다. SiC/SiC composite의 CVI 공정을 〈그림-15〉에 나타내었다.

〈그림-15〉 SiC/SiC CMC의 chemical vapor infiltration process

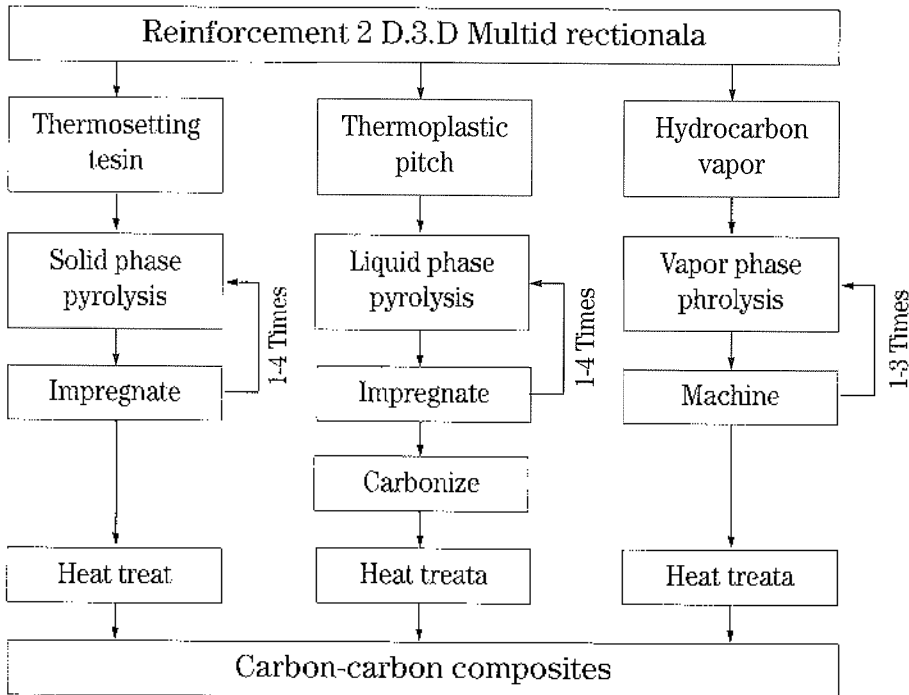


• Reaction bonding: Silicon carbide-silicon nitride composite을 성형하는 방법으로 Silicon 섬유에 Metal spraying등의 방법으로 Silicon metal을 입히고 Nitrogen과 소결하면 서로 반응하여 Silicon nitride가 형성된다. 이 공정을 사용하면 기계적 물성이 우수한 성형품을 제작할 수 있지만, 형상에 제한을 받는다.

V. C/C composite 제조공정

C/C composite 제조공정과정은 크게 Lay-up, Cure, Pyrolysis, Impregnation, Coating, Sealing으로 나눌 수 있다. C/C composite process는 Liquid impregnation법과 Chemical vapor deposition(CVD)법으로 나눌 수 있는데 제조공정의 종류들을 <그림-16>에 나타내었다.

<그림-16> C/C composite 제조공정



가. Liquid impregnation

탄소섬유로 원하는 형상의 Preform를 제작한 후 Liquid resin 또는 Pitch로 함

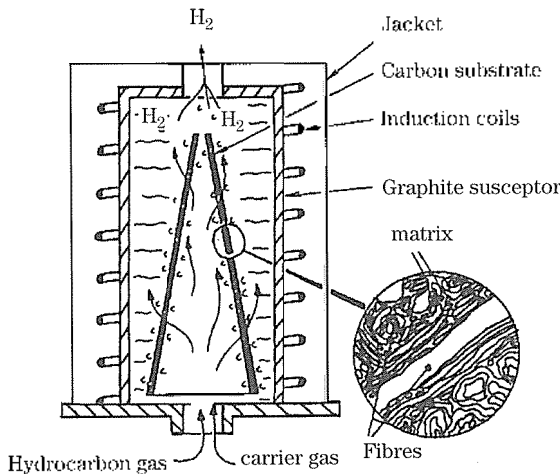
침과 Carbonization의 반복과정을 통하여 성형하는 공정이다. Phenolic같은 열경화성수지나 열가소성수지, Pitch계 petroleum으로부터 Carbon matrix를 제조한다. 공정은 출발 원료, 원하는 밀도, part의 모양이나 두께에 따라 다양한 압력과 온도 하에서 실시된다.

나. CVD법

CVD법은 Methane과 같은 Hydrocarbon 분위기에서 Gas의 화학 반응에 의해 Carbon을 Preform에 증착시키는 공정으로 증착속도가 느리다는 단점이 있다. CVD 방법은 크게 Isothermal 법, Thermal gradient 법, Pressure gradient 법으로 나누어진다.

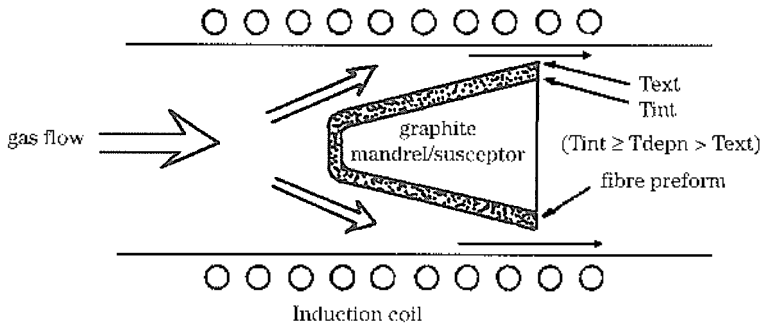
Isothermal 법은 가장 단순한 기술이며 Preform pore로의 기체 확산 속도에 큰 영향을 받는다. 균일한 성형을 위해서 표면의 반응속도보다 내부로의 확산속도가 더 커야한다. 이 방법은 공정시간이 길고 full densification이 힘들다는 단점이 있지만 C/C billet 제조 등에 널리 쓰이고 있는 공정이다(그림-17).

〈그림-17〉 Isothermal method



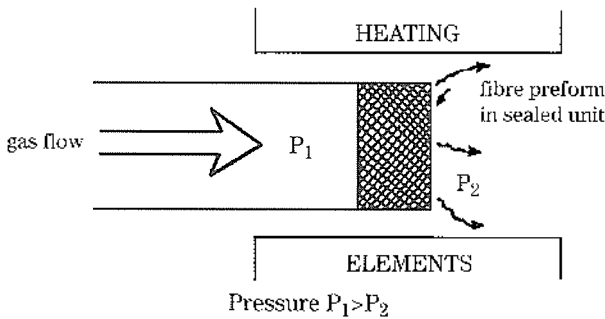
Thermal gradient법은 확산을 조절하는 공정이다. 온도가 높은 곳의 증착속도가 빠르는데 Preform은 열전도가 낮고 반응가스 흐름속도는 빨라서 Preform표면을 냉각시키기 때문에 part에 1cm 두께당 500℃정도까지의 Thermal gradient가 생긴다(그림-18).

〈그림-18〉 Thermal gradient method



Pressure gradient 법에서 preform pore system을 통과하는 원료혼합가스의 압력차이는 증착속도에 영향을 미친다. 앞의 방법들이 증착속도가 점점 느려지는 반면 이 방법은 증착되면서 pressure gradient가 증가하므로 증착속도가 증가된다. 높은 증착속도에도 불구하고 single-item 공정에만 가능하고 압력차가 생기도록 장착한 seal이 모재로 침투하는 등의 단점으로 상업적으로 널리 쓰이지는 않는다(그림-19).

〈그림-19〉 Pressure gradient method



Ⅵ. 결 론

복합재료에 대한 신뢰성이 확립되어 항공우주 분야에서의 사용량과 범위가 증가되면서 항공우주 제작산업의 기반이 되는 복합재료 공정기술 개발에 대한 필요성이 더욱 커지고 있다. 복합재료 기술 연구는 지금까지 주로 항공기 기체의 경량화

설계 분야에 대하여 진행되어 왔으나 최근에는 이와 함께 제조 비용과 수리 운용 비용의 절감을 위하여 탈 오토클레이브 공정 등과 같은 저가격 공정 기술에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 또한, 제작된 복합재료 부품의 품질과 생산비는 같은 원자재를 사용하였다 하더라도 제조공정 조건에 의해 크게 달라지므로 공정 기술의 확보가 필수적이다. 우리 나라의 경우, 현재 다수의 복합재료 항공기 부품들을 제작하고 있으나 외국 항공기 제작사의 공정 사양서에 단순히 따르고 있는 실정이다. 따라서, 21세기 우리 나라 항공우주 제작산업의 대외 경쟁력 제고를 위하여 항공우주용 복합재료 공정기술 연구와 이에 대한 지원이 적극적으로 이루어져야 할 것이다.

[참고문헌]

- M. Chun-Yung Nin, "Composite: Airframe structures" 1992, p 41-276.
 H. M. Donald, "Composite Materials in Aircraft structures", 1990.
 Dr. A. Brent Strong, "Fundamentals of Composite Manufacturing: Materials, Methods, and Applications", 1989.
 M. S. Mell, "Composite Materials Handbook", 1992.
 MCDONNELL DOUGLAS "Manufacturing and Tooling for composite structures", 1989.
 J. N. Fridlyander, "Metal Matrix Composite", 1995.
 G. Savage, "Carbon-Carbon Composite", 1993.
 P. K. Mallick, "Composite Materials Technology: Process and Properties", 1990.
 C. A. Leif & G. W. John, "Processing and Fabrication Technology", vol.3
 S. M. Lee "International Encyclopedia of Composites", vol.6