

항공기 구조물의 고분자 복합재료 성형 기술



변 준 형

(재료기술연구부 복합재료그룹)

- '76-'80 한양대학교 정밀기계공학과(학사)
- '80-'82 한국과학기술원 생산공학과(석사)
- '82-'86 한국과학기술연구원 기계공학부 근무
- '86-'91 미국 Delaware대학교 기계공학과(박사)
- '92-'93 미국 Delaware대학교 복합재료 센터 연구원
- '93-현재 한국기계연구원 선임연구원



김 태 옥

(재료기술연구부 복합재료그룹)

- '79-'83 서울대학교 공과대학 항공공학과(학사)
- '83-'85 서울대학교 대학원 항공공학과(석사)
- '85-현재 한국기계연구원 선임연구원



이 상 관

(재료기술연구부 복합재료그룹)

- '81-'86 경북대학교 공과대학 금속공학과(학사)
- '86-'88 경북대학교 대학원 금속공학과(석사)
- '88-현재 한국기계연구원 선임연구원

1. 서 론

복합재료의 개발은 성능, 생산 속도 및 생산비 등을 포함하는 여러 요인을 서로 균형있게 조절해야 한다. 고성능 재료에서는 성능 향상이 중요한 요구 조건이지만, 여러 응용 분야를 보면, 향상된 성능이 바람직하기는 하지만 반드시 가장 필요한 것은 아니다. 그 대신 더 필요한 문제는 부품의 생산 속도가 빠르고 생산비가 낮아서 가격면에서 유리해야 한다는 것이다. 더우기 복합재료 시장의 대부분을 차지하고 있는 국방/항공 우주 산업에서도 생산비 절감의 압력이 증가하고 있고 여러 응용 분야에서는 최고 성능을 요구하고 있지 않기 때문에 이 범주의 복합재료가 관심의 대상이 되고 있다.

가격과 성능면에서 유리한 복합재료 개발의 필요성은 큰 구조물을 만드는 항공우주 산업(고성능 복합재료)과 자동차 산업(생산비 중심의 복합재료)에서의 제품 생산에 걸리는 시간을 비교함으로써 알 수 있다. 항공기 분야에서는 큰 구조의 복합재료 생산에 적층, bagging, 경화 및 부수 작업을 포함하여 하루 이상의 시간이 걸리나, 자동차용 구조 부품은 각 단계에 1분 이하의 소요 시간으로 5분 이내의 전체 공정을 현재의 목표로 잡고 있다. 이렇게 볼 때 양자 사이에는 10²~10³의 시간적 차이가 있다. 복합재료의 생산비나 생산 속도를 어떻게 자동차 산업의 그 수준으로 낮추느냐 하는 것은 재료 선택도 좌우하지만 최근의 보고^[1]에 따르면 복합재료 생산비의 70%는 제조 과정에 있다고 한다. 따라서 복합재료의 잠재력을 실현하기 위해서는 processing의 개발이 중요하다.

본 논문에서는 고분자 복합재료의 생산성 향상에 기여할 수 있는 가장 유리한 제조방법에 대해서 기술하고, 그 성형법을 사용하는데 있어서의 과학적이고 기술적인 문제점에 대해서 알아보고자 한다.

2. Liquid Molding

항공산업분야에서 사용되고 있는 대부분의 복합재료 구조물은 수작업에 의한 미리 함침된 fabric tape의 적층과 autoclave법에 의해 성형된다. Autoclave 성형법을 이용하여 복합재료 구조물을 제조하면 무게와 성능은 만족될 수 있으나 기존의 Al합금 구조물에 비해서 제조단가가 높아서 그 응용이 제한적이라 할 수 있다. 따라서 현재 복합재료 구조물의 개발과 사용은 현기술의 자동화나 제조단가를 감소시키기 위한 새로운 공정 기술들에 의한 구조물의 제조를 요구하고 있다. 이러한 기술중의 하나가 liquid molding 공정이다. 이 공정으로 항공기 구조물용 복합재료 부품을 제조하기 위해서는

- 1) 고성능 technical 보강재 및 수지를 사용할 수 있어야 한다.
- 2) 구조부품용 preforming 기술 개발이 선행되어야 한다.
- 3) 보강섬유체적율이 high performance prepreg를 적층하여 성형한 부품과 비슷하거나 높아야 한다.
- 4) 성형부품의 최적화된 구조설계로 extra weight saving 효과와 요구되는 응력방향으로 보강될 수 있는 textile 보강재를 이용할 수 있어야 한다.

이와같은 요건들이 충족된다면 liquid molding 공정을 이용한 항공기 2차 구조물의 제조에 대한 전망은 매우 밝을 뿐만아니라 가까운 미래에 1차구조물의 제조도 가능하리라 본다.

항공기 구조물 성형용 보강재의 선택시 형상, 크기, 두께, 기계적 성질, 표면 마무리, 부품들의 수를 고려하여야 한다. 주로 사용되는 보강재로는 탄소섬유, Kevlar 섬유등이 있으며, 형태로는 2-D 혹은 3-D textile preform이 있다.

수지의 선택은 보강재의 기계적 특성, 수지의 취급성 및 가격등에 의존하며 사용되는 수지는 epoxy, bismaleimides, polystyrylpyridines 등이 있으며, 최근에는 cycle bisphenol-apolycarbonate 등과 같은 저점도의 열가소성 수지도 응용되고 있다. 수지의 선택시 고려할 변수로는 점도, pot life, tensile modulus, glass transition temperature(Tg), tensile elongation, 수분흡수등이 있다. 낮은 점도는 보강재와의 wetting을 좋게 하고, 몰드내의 보강재의 위치를 이동시킬 가능성이 낮으므로 몰드 충전율(mold filling rate)이 보다 높아진다. Pot life는 부품의 크기와 형상에 따라 조절되어야 하며, 수지의 주입이 완료되기 전에 경화가 시작되지 않도록 충분히 길어야 한다. 또한 수지는 보강재를 적절히 유지시킬 수 있고 premature buckling을 방지할 수 있는 높은 tensile modulus가 요구된다(2.8MPa 이상). Glass transition temperature(Tg)는 사용온도보다 10~40°C 높아야 한다. 왜냐하면 수지를 소성변형시킬 가능성이 있고, 흡수된 수분의 영향으로 인해 복합재료의 강도를 감소시키기 때문이다. Tensile elongation은 수지내의 취성의 양을 측정하기 위한 것으로, 충분한 damage tolerance를 얻으려면 elongation은 3~5% 정도 되어야 한다.

항공기용 구조물 성형이 가능한 liquid molding 공정은 크게 두가지로 분류된다. 첫째는 기존의 RTM 성형공정을 개선 발전시킨 첨단 RTM 성형공정(Advanced Resin Transfer Molding, ARTM)^[2]으로, 그 종류로는 Vacuum Assisted Resin Injection(VARI),^[3] Thermal Expansion Resin Transfer Molding(TERTM),^[4] Ultimately Reinforced Thermoset Resin Injection(URTRI),^[4] 열가소성 수지를 이용한 Thermoplastic RTM 공정,^[5] HSRTM(Hollow Structure Resin Transfer Molding)^[6]등이 있으며, 둘째는 SRIM(Structural Resin Injection Molding)^[7]공정이 있다. 이들 첨단 성형공정에 대하여 간단하게 설명하면 다음과 같다.

2.1 Vacuum Assisted Resin Injection (VARI)

VARI 공정은 수지주입 전후에 보강재를 포함

하고 있는 몰드내를 진공상태로 만들어 성형하는 공정이다. 진공을 사용하면 동일 성형조건에서 진공이 없는 일반적인 RTM성형 공정과 비교해서 훨씬 우수한 기계적 특성과 보다 적은 porosity를 가진 부품의 제조가 가능하다. 그 이유는 수지 저장시나 부품 제조시 존재하는 보강재의 수분과 불순물을 제거하여 수지와의 접착력을 좋게 하고, 몰드와 수지사이의 압력차이가 증가되기 때문이다. 그러나 이와 같은 좋은 장점에도 불구하고 성형 단가의 측면과 성형 부품이 대형일 경우에 그 적용이 어려운 단점이 있다. 따라서 기존의 RTM 성형에서도 성형공정의 최적화가 거의 이루어져 있고, RTM용 원재료가 많이 개발되어 있으므로 부품의 용도와 크기에 따라서 진공사용 유무를 결정하여야 할 것이다.

2.2 Thermal Expansion Resin Transfer Molding(TERTM)

이 공정은 고성능 복합재료 제조에 많이 응용되는 것으로 있는 TERTM Inc.에서 개발된 첨단 RTM 공정이다.^[8]

TERTM 공정은 첨단재료인 경량 hybrid foam core를 가지는 복합재료 구조물을 제조하기 위해 많이 사용되고 있다. 그 성형단계는 다음과 같이

크게 4부분으로 나누어 진다.

- 1) 원하는 형상으로 thermoplastic rigid foam을 성형한다.
- 2) Foam 둘레에 fabric 보강재를 요구하중에 맞게끔 감싸서 몰드속에 넣는다.
- 3) 저점도의 수지를 몰드속에 주입한다.
- 4) Foam core가 팽창할 수 있도록 몰드를 급속히 가열하면서 경화를 시킨다.

이러한 TERTM 공정의 기본적인 개요도를 그림 2.1에 나타내었다. 이 공정에 사용되는 rigid foam core 재료로는 polyurethane, PVC, polyimides등이며, 적절한 foam 재료의 선택은 최종 sandwich 부품의 요구물성 뿐만 아니라 가격에 근거한다. 이 공정의 장점은 몰드의 빠르고 효율적인 thermal cycling이다. 경량의 Ni전주금형(electroformed nickel mold)을 이용하면 철제금형에 비해 훨씬 경제적이며 균일한 가열, 선택적 가열, 연속적인 급속가열(4.5°C/sec)과 냉각이 가능하므로 연간 수천개에서 수만개의 부품을 생산할 수 있다.

2.3 Ultimately Reinforced Thermoset Resin Injection(URTRI)

항공기 구조물용 첨단 복합재료에 응용할 수 있다고 고려되는 또다른 첨단 RTM 공정은 Poly-

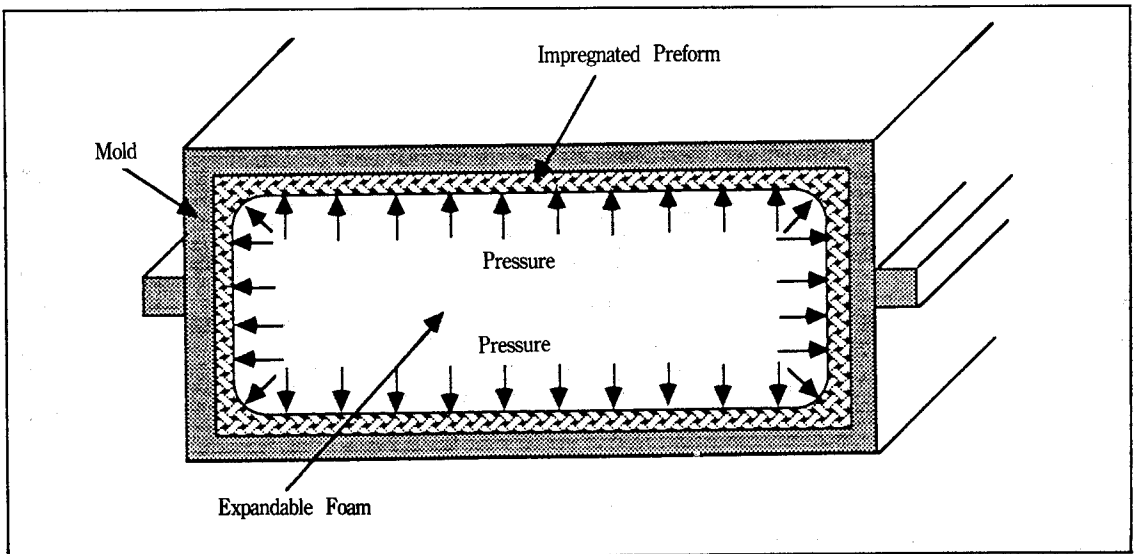


그림 2.1 TERTM의 개요도

tech, Ltd.사^[9]에서 개발한 Ultimately Reinforced Thermoset Resin Injection(URTRI) 공정이다. 이 공정의 개요도를 그림 2.2에 나타내었다. 이 공정은 우선 syntactic foam core를 hollow glass microsphere 형태로 들어 있는 고온용 epoxy로부터 casting하여 제조한다. 이렇게 준비된 core에 고탄성의 graphite, Kevlar 혹은 유리섬유를 단독 혹은 hybrid 형태로 싨다음 몰드속에 넣는다. Epoxy, bismaleimide 혹은 quasi-prepolymer 형태의 첨단수지를 주입한 후, 5분에서 10분사이의 경화공정을 거쳐 최종 성형품을 이형한다. URTRI 공정을 이용하여 처음으로 제조된 prototype 부품은 wing surface였다. Solid core 주위에 보강재층을 감싸므로 날개의 모서리 부분이 보다 많이 강화되었으며, 20%의 무게 감소와 80%의 제조경비를 감소시켰다.

최근 이 prototype 연구의 좋은 결과를 응용하기 위하여 보잉사에서는 URTRI 공정의 특허권을 구입하여 항공기용 날개, fin, elavon, landing gear beam, passenger seat shell등을 제조할 계획을 가지고 있다.

2.4 Thermoplastic RTM

Cyclic BPA polycarbonate oligomers 같이 낮은

점성을 가지는 열가소성 수지는 이전에 열경화성 수지에 주로 제한되었던 공정에 열가소성 수지를 이용한 구조물용 복합재료의 제조를 가능하게 하였다.

열가소성 수지를 RTM 성형공정에 이용할 때 가장 큰 관심사는 재현성을 향상시키는 것과 cycle time을 감소시키는 데 있다. 열가소성 수지의 몰드 충전(filling)을 예측하고 재현하기 위해서는 공정 동안의 resin viscosity 뿐만 아니라 preform 사이의 수지 유동에 대한 이해가 열경화성 수지보다 더 많이 요구된다.

2.5 Hollow Structure Resin Transfer Molding(HSRTM)

Turbine blade 같은 중공(中空) 부품은 대부분 튜브등의 내압을 이용한 prepreg 성형법으로 제조되고 있으나 형상구조의 제약을 받는 단점이 있다. 최근들어 이러한 단점을 보완하고 생산성을 향상시키기 위하여 기존의 제조기술에 RTM 기술을 접목한 HSRTM 성형기술이 개발되었다. 이 공정의 특징은 코아의 탈형이 불가능한 형상의 성형이 가능하고, 기지재료가 말려들어갈 위험이

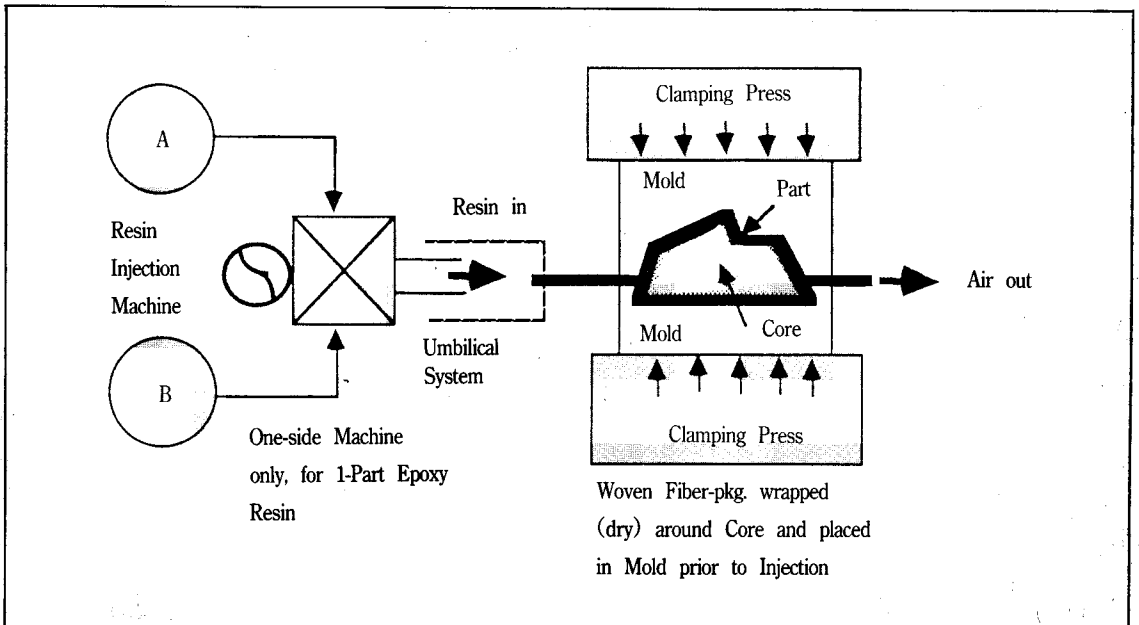


그림 2.2 URTRI 개요도

없기 때문에 작업성이 향상되고, 섬유를 prepreg 보다 더 많이 적층할 수 있으므로 보강섬유체적율이 증가될 수 있으며, 공기압에 의해 중공구조물의 두께 및 섬유체적율의 조절이 가능하여 경량화 설계가 가능한 장점등이 있다.

2.6 Structural Reaction Injection Molding(SRIM)

SRIM 공정은 RTM 공정과 매우 유사한 공정으로 몰드내에 강화재를 미리 넣고 열적으로 활성화된 반응성 수지를 주입하여 성형하는 공정으로 생산성이 매우 좋다. SRIM 공정과 RTM 공정과의 큰 차이는 reaction activation과 충전시간에 있다. 일반적인 RTM 공정에서 충전시간은 대략 15분 정도이나 SRIM 공정은 수초에 불과하다.

SRIM 공정에서는 충전시간이 짧기 때문에 보강재 사이로 수지가 함침될 때 mat가 움직이지 않도록 주로 유압 프레스로 fiber mat를 압축하고 수지 유동이 원활이 일어나도록 고정시킨다.

SRIM 공정은 현재 개발중에 있으나 대형 부품을 수초내에 성형할 수 있기 때문에 상업적 잠재력은 높다. 그러나 성형동안 발생하는 극심한 변화때문에 공정 변수의 조절이 매우 어렵다. 따라서 SRIM 공정을 복합재료 부품 제조에 응용하기 위해서는 공정의 최적화가 반드시 필요하다.

3. Pultrusion

Pultrusion(인발) 성형은 그림 3.1과 같이 연속 섬유 혹은 매트에 수지를 함침시켜 단면이 일정한 형상을 지닌 가열된 금형을 통하여 경화시키면서 연속적으로 제품을 성형하는 공법으로, 긴 튜브, rod 및 채널 등과 같이 길이방향으로 똑같은 단면을 지닌 제품을 제조하는 데 사용된다. Pultrusion 성형기는 그림 3.1에 나타난 바와 같이 보강섬유 스펀(spool), 수지함침장치(resin bath), 형상제어장치(forming guide), 가열금형, 당김장치(puller) 및 절단기 등으로 구성된다. 보강섬유 스펀로부터 공급되는 보강섬유가 수지함침 장치를 거치면서 보강섬유에 수지가 함침된다. 수지가 함침된 보

강섬유는 가열된 금형을 통과하면서 복합재료가 경화되며, 금형을 빠져 나온 복합재료 제품은 당김장치에 의해 연속적으로 당겨진다. 성형된 복합재료 제품은 절단기에 의해 원하는 길이 만큼 절단되어 최종 완성된다.

Pultrusion 성형에 있어서 가장 핵심적인 성형 기술로는 수지 선정 기술, 섬유분포 제어기술, 금형 온도 제어 기술 및 당기는 속도 제어기술 등이다.^[10] 수지선정은 제품의 기계적 특성, 성형온도 및 내식성 등과 관계 있을 뿐만 아니라 수지함침성과도 매우 밀접한 관계가 있다. 성형된 제품의 섬유분포가 균일하고 섬유함유율이 높을수록 강도를 높일 수 있으므로 섬유분포 제어기술은 무엇보다 중요하며, 이를 위해서는 forming guide를 잘 설계해야 한다. 금형온도 제어기술은 생산성과 기계적 특성에 크게 영향을 미치므로 매우 중요한 기술이라 할 수 있는데 금형의 온도에 따라 금형내에서의 경화반응도가 달라지며, 최대 경화반응도에 도달하기까지의 시간이 달라지게 된다. 최대 경화반응도에 이르는 시간이 빠르면 금형의 입구 쪽에서 경화가 모두 이루어지므로 당기는 속도가 상대적으로 줄고 최대 경화반응도까지 도달하는 시간이 늦을수록 금형 출구쪽에서 경화가 완성되므로 당기는 힘은 상대적으로 증가한다. 당기는 속도는 결국 금형의 온도와 당기는 힘 등을 고려하여 결정되며, 생산성 향상을 위해서 당기는 속도가 최대가 될 수 있도록 금형의 온도 및 당기는 힘을 조절하는 기술이 중요하다고 할 수 있다.

Pultrusion 성형기술은 생산성이 기존의 성형공법에 비해 수십배에서 수백배 높고, 노동집약적인 기존의 복합재료 산업을 상당부분 자동화할 수 있는 잇점이 있으나, 성형상 불가피하다고 할 수 있는 보강섬유에 대한 설계 유연성에 극히 제한을 받고 있기 때문에 항공, 우주 구조물에의 적용이 어려운 것이 사실이다.^[11] 그러나, 최근 pultrusion 성형공법을 보완하여 보강섬유의 방향성을 자유로이 조절할 수 있는 pull-winding 성형기술, braided pultrusion 성형기술 및 pull-press 성형기술 등이 개발되어 항공기 고부가가치 구조물에 응용되어 가고 있다.

Pull-winding 성형공법은 pultrusion 성형공법에 tape winding 혹은 filament winding 성형기술이 접목된 기술로, 수지가 함침된 축방향 연속섬유에다 tape 형태의 보강섬유나 보강섬유 다발(bundle)을 축방향과 일정한 각도를 유지하면서 winding하여 축방향으로만 보강될 수 밖에 없는 단점을 보완한 새로운 공법이다.(그림 3.2) Pull-winding 성형공법은 성형제품의 형상이 파이프류와 같은 축대칭 구조물만을 성형할 수 있는데 비해, braided pultrusion 성형공법은 일정 단면 형상의 구조물을 보강섬유의 방향성에 제한을 두지 않고 여러가지 형상으로 성형할 수 있는 최신 성형기술이다.

Braided pultrusion 성형공법은 pultrusion 성형기술에 braiding 기술을 접목시킨 성형기술로, 보강섬유를 braiding하여 원하는 형상의 preform을 제조한 다음, preform에 수지를 주입(injection)하여 forming guide 거쳐 연속적으로 가열금형에서 경화시켜 제품을 성형하는 공법이다.(그림 3.3)^[12] 이 성형공법으로는 autoclave 성형이나 filament winding 성형기술로만 가능했던 항공기 복합재료

부품을 성능면에서 전혀 손색이 없으면서 생산성을 향상시킬 수 있다. 이들 성형기술로 항공기 stiffener, rib, strut은 물론이고 각종 fitting류 및 보강구조물 등의 항공기 1차 구조물 성형도 가능하다.

항공기 구조물중 일정단면을 지니지 않은 부품도 pultrusion 응용성형 기술로 성형이 가능할 수 있는데, 예를들면, wing skin이나 동체 구조물, dome등의 구조물은 pultrusion 성형공법을 변형한 pull-press 성형기술로 성형할 수 있다. Pull-press 성형기술은 pultrusion 성형공법에 hot pressing 기술을 접목한 것으로 pultrusion 성형에서와달리 가열금형에서 복합재료를 완전하게 경화시키지 않고 30-40% 정도로 경화시킨 다음 press안의 금형위에 올려 놓고 열과 압력을 가하여 완전하게 경화시키는 공법이다.(그림 3.4)^[13] Pull-press 성형공법으로는 press안의 금형을 원하는 형상대로 설계 제작하여 후성형할 수 있기 때문에 완전한 곡면을 지닌 복합재료 항공기 구조물은 충분히 성형 가능하다.

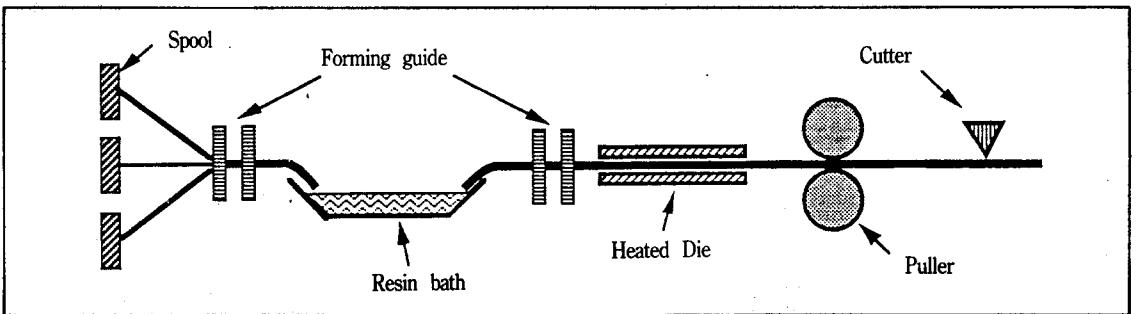


그림 3.1 Pultrusion 성형

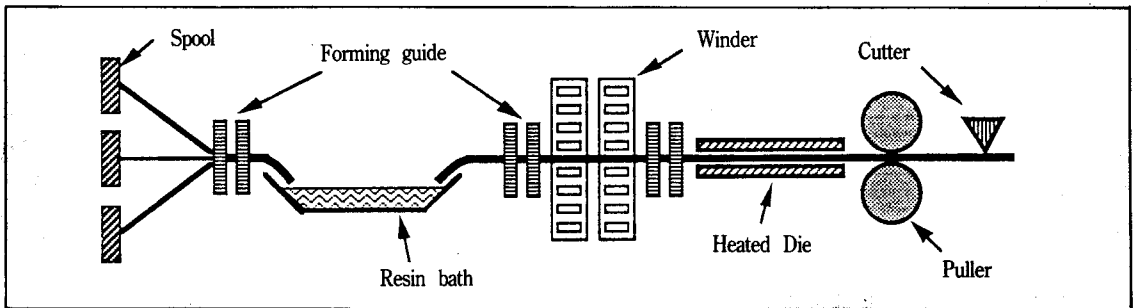


그림 3.2 Pull-winding 성형

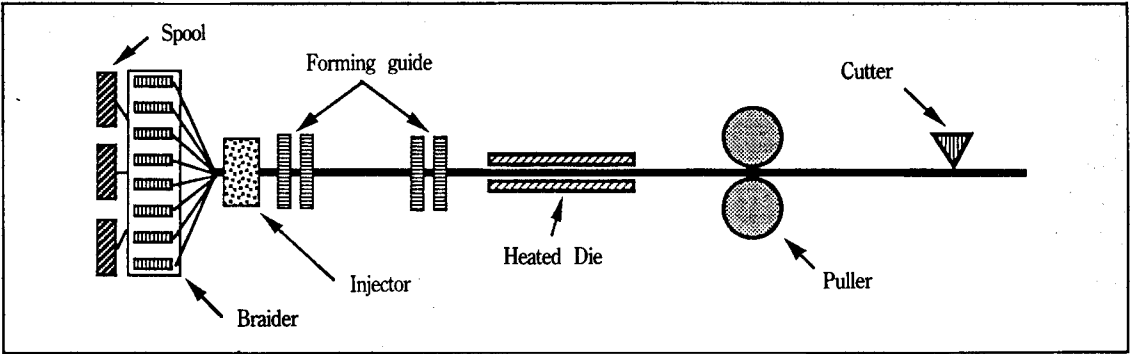


그림 3.3 Braided Pultrusion 성형

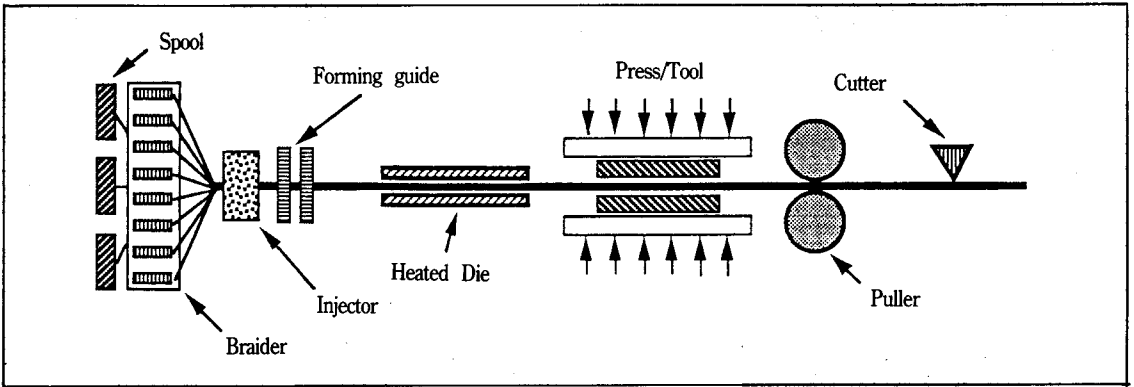


그림 3.4 Pull-press 성형

4. Thermoforming

열경화성 수지 복합재료가 높은 기계적 특성을 요구하는 고급 구조물에 주로 사용되어 온 반면, 열가소성 수지 복합재료는 그 사용 온도범위가 낮기 때문에 항공기 1차 구조물 등의 고급 구조물에는 사용되지 못했다. 그러나, polyethersulfone (PES), polysulfone(PS) 등의 개발로 사용온도를 높힐 수는 있었으나, 높은 온도에서의 화학반응 저항성에 대한 문제가 해결되지 못했다. 일반적으로 열가소성 수지 복합재료는 높은 하중하에서 크리프(creep)가 쉽게 일어나는 경향은 있으나, 소성변형에 의한 내부응력 감소 역할을 하는 장점이 있어 구조물에 사용하기가 유리하다. 이러한 연구 추세로 ICI/Fiberite에서 개발한 poly-ether-ether-ketone(PEEK)이 소개되어 지금까지의 열가소성 수지 복합재료의 문제점을 상당 부분 해결

하였으며, 항공기 구조물과 같은 고성능 복합재료 구조물에 열가소성 수지 복합재료의 응용 가능성을 확대시켜 놓았다. 이에 따라 세계 선진각국에서는 열가소성 수지 개발에 상당한 노력을 기울이고 있으며, 이들의 복합재료에의 적용도 활발히 진행되고 있다. 열가소성 수지가 열경화성 수지에 비해 성형상의 여러가지 장점이 있으나, 점도가 높아(약 10⁴배) 복합재료를 성형할 때 수지함침성이 좋지 않아 섬유와 수지의 결합력이 약하고 복합재료 내부에 결함이 존재할 가능성이 높다. 전세계적으로 열가소성 수지 복합재료 성형공정에 대해 아직 정착되어 있지 않은 상태이며, 성형공정의 최적화에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.

열가소성 수지복합재료의 대표적인 성형공법이라 할 수 있는 것으로는 autoclave, compression molding 등이 있으며, compression molding에는

thermoforming 및 diaphragm forming 등을 들 수 있다. 이중 thermoforming 성형기술은 다른 성형법에 비해 생산성이 높지만 성형제품의 기계적 특성면에서 뒤떨어지므로 이에 대한 보완이 뒤따른다면 항공기 등 고급 구조물에 적용이 용이하다. 일반적으로 thermoforming 성형기술은 열가소성 수지만으로 성형제품을 제조할 때 사용되었으나, 열가소성 수지 복합재료의 성형에 적용되기는 오래전의 일이 아니다. Thermoforming 성형공법은 열가소성 수지나 열가소성 수지에 단섬유 혹은 장섬유 매트가 보강된 판재를 금형에 넣어 열과 압력을 가하여 제품을 성형하는 것인데 보강섬유의 방향성에 대한 설계 제한성 및 낮은 섬유체적을 등으로 인한 항공기 구조물에 사용되기 어려웠다. 그러나, 열가소성 수지에 일방향 보강섬유가 보강된 프리프레그가 개발됨으로써 thermoforming 성형공법으로도 고급 구조물에의 응용이 가능할 수 있었다. Thermoforming 성형공법은 열프레스내의 금형에 열가소성 수지 복합재료 판재를 놓고 열을 가하여 기지재료를 녹인 다음, 압력을 가하여 금형의 형상대로 shaping하여 서서히 냉각시킨다. 이와 같은 기존의 thermoforming 성형공법으로는 제품 형상에 제한을 받을 뿐만 아니라 금형을 가열, 냉각시키는 과정을 반복함에 따라 성형시간이 길어지는 단점이 있다. 이를 보완한 그림 4.1과 같은 thermoforming 성형장치를 사용함으로써 성형 제품의 형상 종류를 보다 다양화할 수 있고, 성형시간도 기존의 절반 이하인 약 10분 정도로 단축할 수 있다.^[14] 보완된

thermoforming 성형장치는 오픈, 이송장치, 프레스 및 금형으로 구성되어 있는데, 오픈속에서 용융된 열가소성 수지 복합재료 적층 프리프레그를 이송장치의 로봇트 팔이 꺼내어 빠른 시간내에 프레스내의 금형위에 올려 놓고 프레스로 가압과 동시에 냉각시키면서 성형을 하게 된다. 이 thermoforming 성형공법으로는 항공기 부품중 wing skin, 동체 일부, 조종면, radome, 기타 각종 보강재 뿐만 아니라 앞으로 항공기 1차 구조물 성형도 가능하다고 할 수 있다.

5. Textile(직물) 복합재료 제조 기술

복합재료 성형 방법과 밀접한 관계를 가지는 성형체(preform) 제조기술은 성형 기술을 향상시키기 위해 매우 필요하다. 직물 복합재료는 그림 5.1에서 보는 바와 같이 크게 2차원과 3차원 구조물로 구분되는데 여기서는 보다 잠재력이 뛰어난 3차원 구조물의 성형 공법에 대해 간략하게 기술하고자 한다.

두께 방향의 섬유로 보강된 3차원 직물 구조의 복합재료는 적층 복합재료에 비하여 손상 허용치가 현저하게 증가된다. 이러한 직물 복합재료는 자동화된 preform 제조기법을 통하여 생산비 감소를 가져올 수 있기 때문에 항공 우주 산업 분야에서 관심의 대상이 되고 있다. 복합재료의 사용이 큰 구조물에의 응용으로 늘어감에 따라 이러한 3차원 직물 구조는 구조물의 일체성 뿐만 아니라 near-net-shape 제조가 가능하기 때문에 잠재력이 매우 높다.

5.1 Woven Textile

3차원 woven textile은 주로 multiple warp weaving 기법으로 제조되는데 그림 5.2는 그 개념도를 나타낸 것이다. 한 set의 warp과 weft yarn이 하나의 평면층을 이루고 다른 일련의 warp yarn들이 이 층들을 서로 연결하여 3차원 구조물을 구성한다. 이 방법에 의하면 그림 5.3에서 보는 바와 같이 다양한 구조형상을 만들 수 있으나 bias 방향으로 섬유들을 배열하기가 어렵고 shedding 및 beat-up 운동으로 인해 고탄성 섬유의 경우 손상이 가기 쉽다는 단점이 있다.

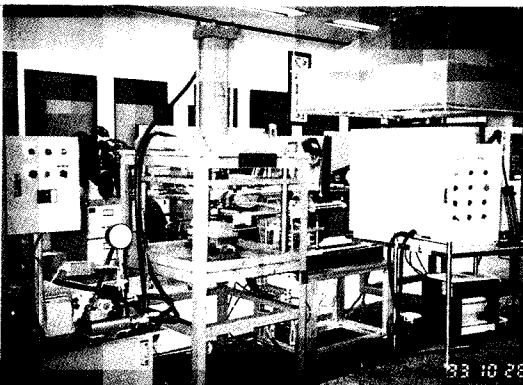


그림 4.1 Thermoforming 성형장치

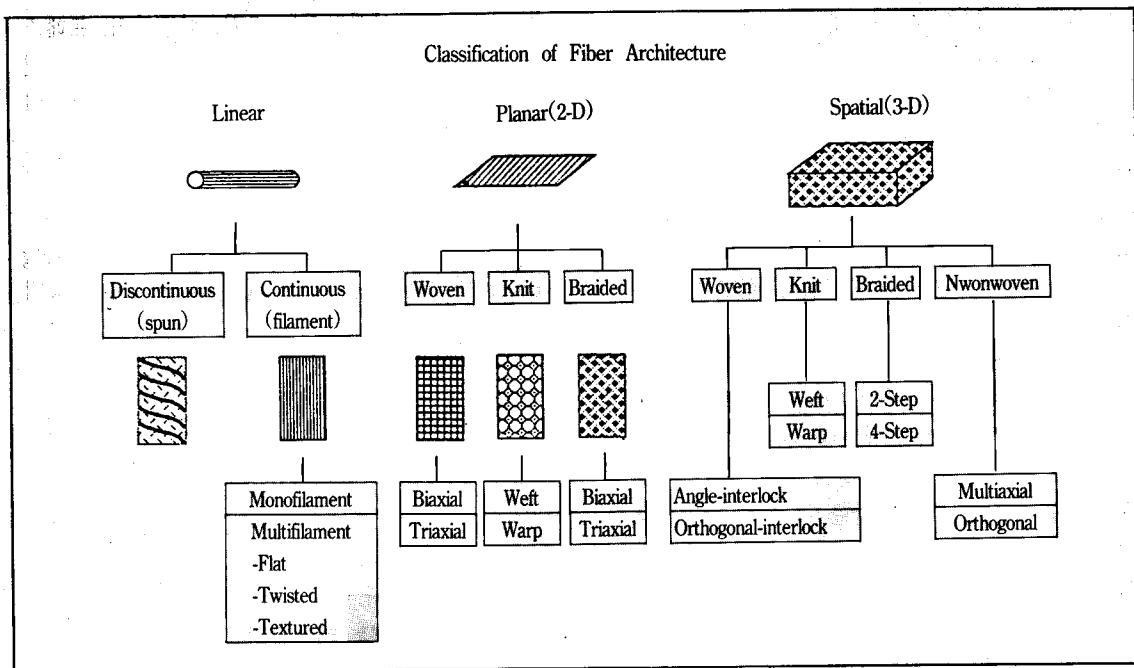


그림 5.1 2차원 및 3차원 직물구조

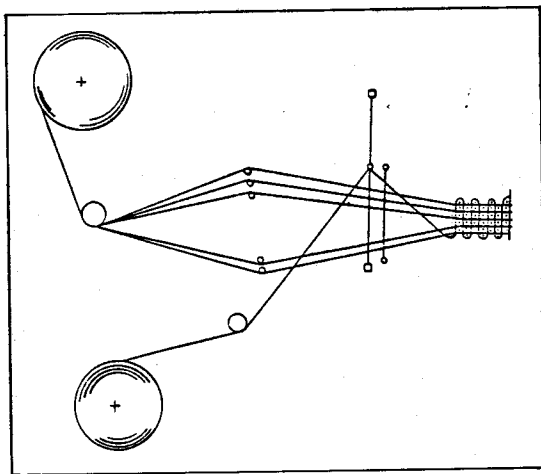


그림 5.2 Multiwarp weaving 기계의 개념도

5.2 Knitted Textile

3차원 knitted textile은 weft knitting이나 warp knitting 방법으로 만들 수 있으나 구조적으로 multiaxial warp knit가 더 응용 가능성이 있다. 이 textile에서는 그림 5.4에서 보는 바와 같이 warp(0°),

weft(90°) 그리고 bias(θ) 섬유가 직물의 두께 방향으로 knit되어 서로 일체화 된다. 섬유의 각도를 다양하고도 정확하게 줄 수 있는 장점이 있으나 stitching 과정에서 섬유가 손상을 입을 염려가 있다.

5.3 Braided Textile

3차원 braided textile은 둘 이상의 yarn이 공간적으로 서로 꼬여져서 일체화된 구조물을 가진다. 일반적으로 알려진 형태로는 track과 column이 상하 좌우로 움직여서 4단계에 걸쳐 섬유가 서로 꼬여지는 4-step braiding과, 고정된 종축 섬유 사이로 braiding 섬유가 서로 대각선 방향으로 움직여 2단계에 걸쳐서 섬유가 꼬여지는 2-step braiding이 있다(그림 5.5). 4-step braiding에는 machine bed가 원형인 형태와 직각형이 있는데 원형 braider는 튜브형이나 판형의 구조물을 만드는데 유리하고 직각형 braider는 solid 형태의 구조물 제작에 이용된다. 그림 5.6은 4-step braiding으로 제작할 수 있는 다양한 구조물을 보여 주고 있다.

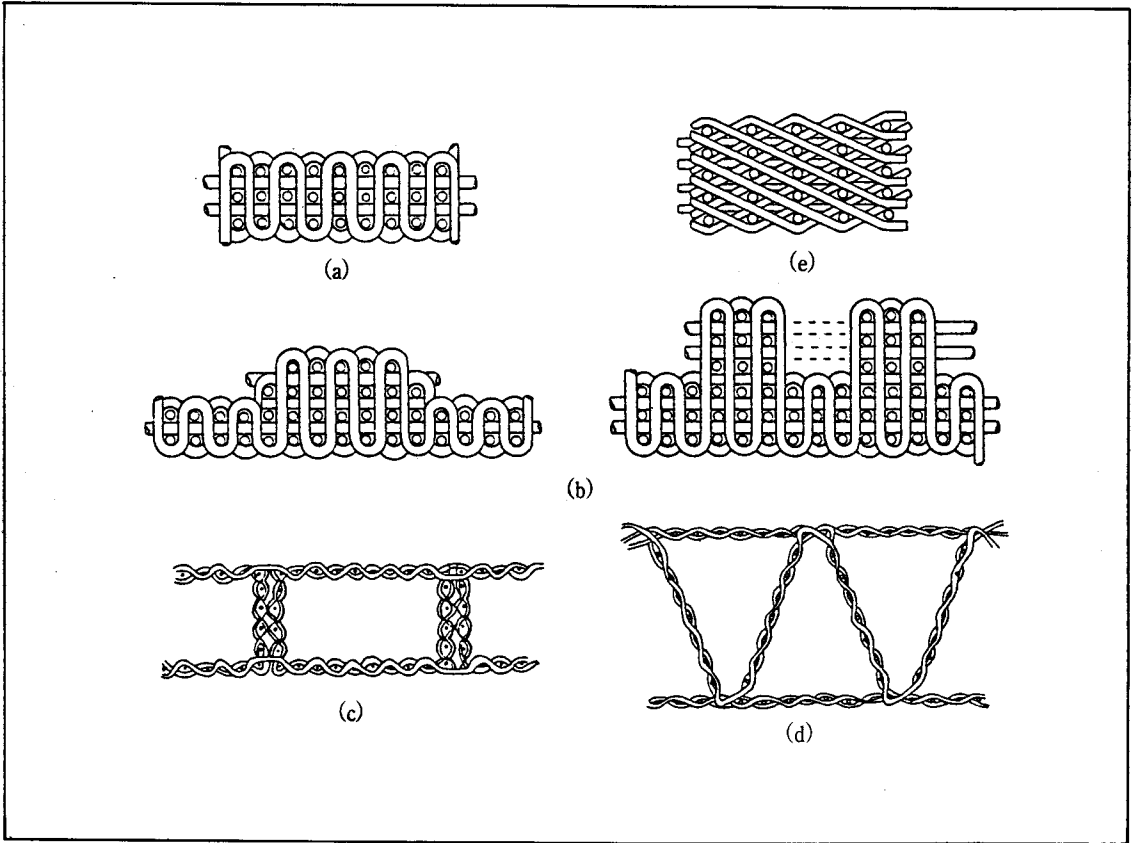


그림 5.3 3차원 Woven textile의 다양한 구조 형상^[9]

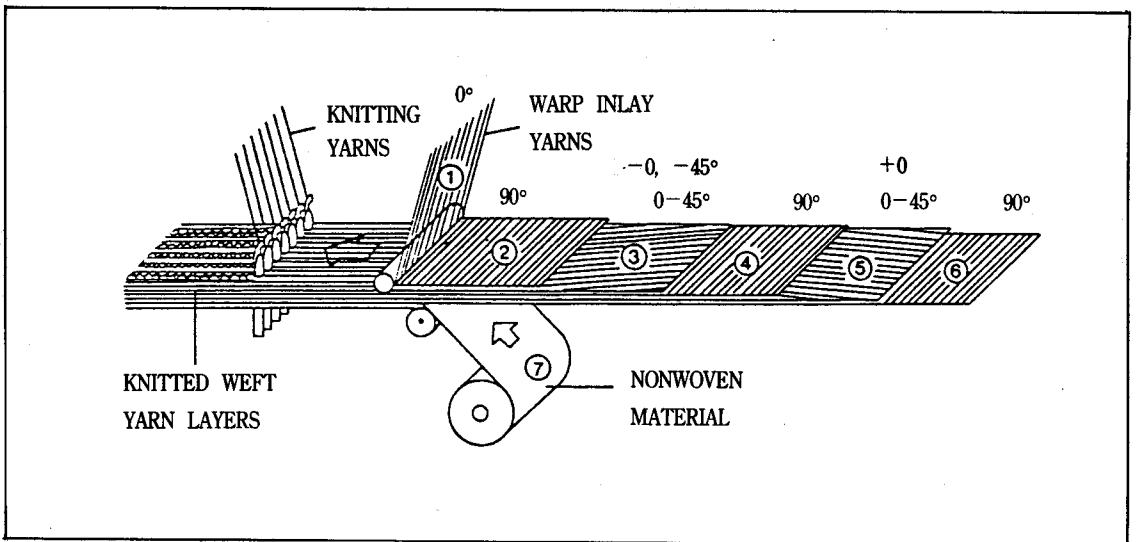


그림 5.4 Multiaxial warp knit의 성형 및 구조^[9]

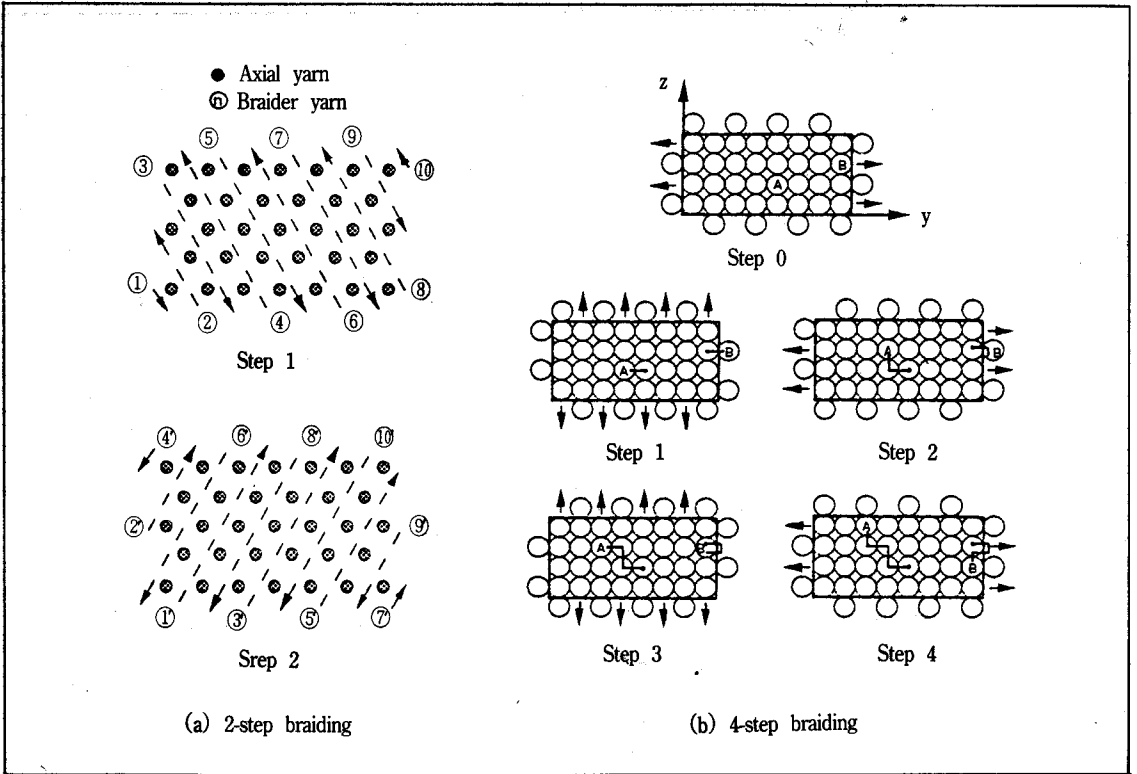


그림 5.5 2-step 및 4-step braiding^[10]

그림 5.6 3차원 braiding 기법으로 제작될 수 있는 near-net-shape의 구조물^[9]

2-step braiding은 4-step braiding에 비해 제작 속도가 빠르고 길이 방향으로 섬유 포함량이 많기 때문에 그 방향으로 강성이 높지만 conformability는

떨어진다. 다른 형태의 직물에 비해 3차원 braided textile은 우리가 원하는 복합재료 부품의 최종 형상에 가까운 형태로 직조된다. 따라서 기계적인 체결이나 2차 가공을 할 필요가 없으므로 생산비가 크게 절감된다는 잇점을 가진다.

6. 기술적 장애 요인

고분자 복합재료의 생산성 향상에 과학적, 기술적으로 극복해야 할 인자로서는

1. 성형중에 발생하는 물리적/화학적 변화
2. 계면 효과
3. 재활용(recycling)
4. 데이터 베이스 및 실험 방법

등이다. 특히 recycling은 생산량이 적은 항공 우주 산업보다는 생산량이 많은 자동차 및 전자 산업에서 더 중요시되고 있다. 첫째, 성형중 발생하는 물리적/화학적 변화에서 가장 중요시되는 문제는

process monitoring 및 control이며 센서의 output이 어떻게 process control에 관련이 되며, 또한 어떻게 부품의 최종 성능과 연관이 있는지에 대한 이해이다. 또 하나 중요한 과제는 process simulation modeling과 거기에 사용될 데이터 베이스이다. 그 이유는 simulation을 통하여 금형 설계를 개선할 수 있으며 최적 성형 인자를 선택할 수 있기 때문이다. 둘째, 계면 효과에서 가장 중요한 과제는 계면구조와 성질을 복합재료의 성능과 계면 형성에 영향을 미치는 성형 인자와 연관시키는 일이다. 관심의 대상이 되고 있는 성형 인자로서는 섬유표면처리, sizing, 그리고 성형중 섬유 표면과 수지와와의 유동성 및 젖음성 등이다. 또한 중요한 과제는 섬유와 기지간의 계면 성능 시험에서의 결과와 실제 복합재료의 계면 성능간의 관계이다. 마지막으로, 계면에 영향을 미치는 환경적 요인에 대한 연구이다.

셋째, 재활용면에서 현재까지 연구된 바로는 열가소성 고분자가 잇점이 있다고 하는데, 앞으로 복합재료의 응용에 있어서 이 문제는 재료의 선택에 큰 영향을 줄 것이다. 서로 다른 재료로 만들어진 조립된 부품의 경우 나중에 따로 분리해야 하므로 재활용을 고려한 기술은 재료 선택뿐만 아니라 부품 설계에도 직접적인 영향을 줄 것이다. 넷째, 데이터 베이스와 시험 방법에서는 성형 특성과 품질 평가를 위한 시험 방법의 확립이 모든 산업에서 필요하며, 더우기 데이터 상호간의 교환과 비교를 쉽게 하기 위해서 규격화된 양식이 요구된다. 데이터 point간에 interpolate할 수 있고 직접 측정할 범위 밖에서도 extrapolate할 수 있는 expert system이 필요하다.

7. 결 론

현재 진행 중이거나 계획되고 있는 군사용 및 민간 항공기에서 복합재료를 사용하는 부품 및 비율이 크게 증가되고 있으며, 앞으로 고성능의 항공기 개발 추세에 따라 고성능의 첨단 복합재료 사용이 더욱 늘어날 것으로 본다. 그와 함께 점점 대두되는 문제는 생산 속도가 빠르고 생산비가 낮아서 가격면에서 유리한 복합재료의 개발이다.

본 논문에서는 그러한 생산성의 중요성을 확인하고, 성능 향상 및 생산성 향상을 위한 가장 유리한 복합재료 성형 방법과 기술적 장애 요인들에 대해서 알아 보았다.

참 고 문 헌

- [1] "Fabrication 70% of Cost for Advanced Composites," Advanced Composites, July/Aug., 1988, pp.12.
- [2] 전의진, 이상관 : "RTM 성형공법의 핵심기술," 제4회 복합재료 Conference, ADD, 1993, pp.89.
- [3] J.S. Hay ward and B. Harris, "The Effect of Vacuum Assistance in RTM," Composite Manufacturing Vol.1, No.3, 1990. pp.161~166.
- [4] John P. Coulter and Selcuk I. Guceri, "On Resin Tranfer Molding as a Method for the Fabrication of Composite Materials," CCM Report 87-11, Univ. of Delaware, July 1987.
- [5] A.J. Salem, K.R. Stewart, "Fabrication of Thermoplastic Matrix Structural Composites by Resin Transfer Molding of Cyclic Bisphenol-A Polycarbonate Oligomers," SAMPE Journal Vol.27, Nol, Jan./Feb. 1991, pp.17~22.
- [6] "RTM Hollow Mouldings:from Fiction to Fact," Reinforced Plastics, April 1994, p.34.
- [7] V.M. Gonzalez-Romero, "Process Parameters Estion for Structural Reaction Injection Molding and Resin Transfer Moiding," Polymer Engineering and Science, Vol.30, No.3. 1990, pp.142~146.
- [8] "RP News Roundup-II," Plastics Technology, Vol.31, No.4, pp.40-52.
- [9] Lewark B., "A Primer on Advanced Composites," Machine and Tool Blue Book, Oct. 1984, pp.63~68.
- [10] H.T. Wu and B. Joseph, "Model Based and Knowledge Based Control of Pultrusion Processes," SAMPE Journal, Vol.26, No.6, 1990, pp. 59~70.

- [11] B. Goldsworthy and J. Martin, "Pultruded Composites-A Blueprint for Market Penetration (Market Opportunities) : Part B," 40th Annual Conference, Reinforced Plastics/Composite Institute, The Society of the Plastics Industry, Inc., 1985, pp.1~39.
- [12] "합사제조 방법에 의한 복합재료 성형기술 개발," 과학기술처 특정연구 기술개발 보고서 UCN 431-1659·C, 한국기계연구원, 1992.
- [13] "고압케이블 보호용 복합재료 Channel 개발," 과학기술처 특정 연구 기술개발 보고서 BSM 243-1790·C 한국기계연구원, 1992.
- [14] "열가소성 수지 복합재료 기술 개발," 과학기술처 특정연구 기술개발 보고서 WNC 517-1927·C 한국기계연구원, 1993.
- [15] Chou, T-W and Ko, F.K.(Ed.), Textile Structural Composites, Ch.5, Elsevier Science Publications, 1988.
- [16] Byun, J-H., "Process-Microstructure-Performance Relationships of Three-Dimensional Textile Composites," Ph.D. Thesis, University of Delaware, 1991.