

## 섬유강화 복합재료의 실용화 응용 기술 - 국방소재를 중심으로 -

육종일<sup>1</sup> · 김동철<sup>1</sup> · 이승구<sup>1</sup> · 이재달<sup>2</sup>

### 1. 서 언

최근 경량의 섬유강화 복합재료는 선진 각국에서 지상, 우주항공 및 해상장비 등 다양한 신재료 적용 분야에 대단히 중요한 필수적 재료이며 복합재료의 다양한 제조기술은 특수구조용 뿐만 아니라 민군겸용기술 용도로 그 활용성이 증대되고 있다.

특히, 군사적으로 방호기능을 갖는 전술차량 및 경장갑차량은 무게가 10톤~30톤 정도로 육중하고 느리며 차량운용상 연료소모량이 막대하다는 인식을 갖고 있다. 차량체계의 이유는 차량용 고내충격 구조재로 사용된 재료가 주로 steel이기 때문이었으나 최근 개발되고 있는 경량의 고내충격 섬유강화 복합재료를 응용한 차량용 내충격 구조재는 이러한 인식을 변화시키기 위해 충분하다고 사료되며, 점차적으로 경량화, 고성능화, 고기동성으로 개발추세에 접근하고 있는 실정이다.

한 예로, 경량의 복합재료를 응용한 composite armored vehicle은 신속배치능력(deployability)과 생존성(survivability)을 겸비하게 되는 것으로 오늘날 그 필요성이 확대되고 있는 것이 현실이다. 특히, 고내충격성 경량복합재료는 적 위협으로부터 승무원과 주요부분 기능보호에 광범위하게 사용되는 재료로서 파편 및 유탄, 소구경/중구경/대구경의 운동에너지탄, 성형 장약탄에 이르기까지 장비의 자체보호와 승무원 생존성 보장을 위한 필수재료이다.

경량의 고내충격 구조설계 요소는 monolythic, hybrid, semi-monocoque 구조 등으로 재료구성을 하여 탁월한 구조성을 유지하면서 방호기능을 발휘할 수 있도록 설계되는데, 예를 들면 일체형인 one-piece armor, 국부적으로 부가시킬 수 있는 applique, 독자적 기능의 교환에 가능한 add-on type의 modular/semimonocoque armor, 또는 이중재료를 강화한 stiffened skin 등을 들 수 있으며, 복합재료 실용화 응용의 주요흐름은 군사용 항공기 적용에서 몇볼 수 있고 기존 개발된 항공기의 경우 10% 내외이었으나 개발중인 항공기에서의 복합재료 사용량이 20% 내외로 현저한 증가세를 보이고 있다.

복합재료의 응용이 우주, 항공분야 뿐 아니고 앞서 전술한 바와 같이 육, 해, 공군체계의 경량화, 기동성 증대, 성능 향상, 내열성능, 내구성 증대, 전자파 피탐지기능 등으로 성능개량 및 특성 향상을 동시에 수반하게 된다.

따라서, 본고에서는 민군겸용 기술을 토대로 섬유강화 복합재료의 주요기능 요소별로 포괄적 기술분석과 최신기술동향을 제시하고자 한다.

### 2. 선진국 정책과제 현황 및 기초연구계획 (재료과학분야)[1]

'90년대 초 미국 국방성이 채택한 22가지 중요 기술에 '내열 고강도 경량 복합재료'가 포함되어 있으며, 미국의 국가 중요 기술중 재료 분야에서는 필수적으로 복합재료가 한 분야를 차지

Practically Applicable Techniques of Fiber Reinforced Composites /

Jong Il Yuk, Dong Chul Kim, Seung Goo Lee, and Jae Dal Lee

<sup>1</sup>대표저자: 국방과학연구소 팀장(책임연구원), (305-600) 대전 유성우체국 사서함 35호 4-5-2, Tel: (042)821-4612, Fax: (042)821-2224(4-5-2)

<sup>1</sup>충남대학교 섬유공학과, <sup>2</sup>대전전문대 섬유과

하고 있을 정도로 중요도가 높다. 미국 육, 해, 공군의 재료 관련 R & D 기본 프로그램에는 구조용 복합재료가 항상 포함되어 있으며, 육군의 경우 대표적으로 Composite Armored Vehicle-Advanced Technology Demonstrator(CAV-ATD)에서 복합재료를 사용하므로써 구조적, 방탄 성능, 일체화된 시스템 등의 성능 향상을 주장하고 있다. 공군 및 해군에서 항공기의 복합재료화로써 성능의 향상을 지속적으로 추진해 온 것은 다시 언급할 필요가 없다.

탈냉전 시대로 접어들면서 국방비가 감소됨에도 불구하고 미국방성에서 연구, 개발, 시험 및 평가에 투자는 매년 약 350억 달러에 이른다. 이 중에서 일정 비율이 재료 개발에 투자될 것이며 과거에 추진된 자료를 검토하므로써 현재의 프로그램을 추측할 수 있을 것이다. 입수자료에 의하면 복합재료분야에 약 5년간('93~'97) 약 10억 달러의 예산이 배정되었다고 한다. 일부이겠지만 '80년대 중반에서 '90년 초반까지 진행된 MASAP(Materials & Structure Augmentation Program)에서 고온용 복합재료 개발을 General Dynamics사가 주도하였고 현재에도 Defense Advanced Research Projects Agency(DARPA) 주도하에 재료 관련 국책 과제가 수행 중인 것이 여러 곳에서 확인할 수 있다. Table 1과 같이 각국 복합재료 관련 과제를 보면 적극적인 복합재료 관련 연구가 수행되어 왔음을 알 수 있다.

최근 입수자료에 의한 미 국방부의 기초연구계획(재료과학분야)인 DDRE(Director of Defense Research and Engineering)의 Basic Research Plan중 재료분야를 요약 기술하면 DDRE 기초연구 프로그램의 일부로 수행되고 있는 첨단재료 연구사업에는 미래의 모든 국방임무 분야에 실제적으로 영향을 미치는 수요 및 기회 창출적인 요소들을 포함하고 있다. 재료과학 SPG(Scientific Planning Group)는 적극적이고 통합적인 연구계획을 기획 및 수행하고 있는데, 이 개발 계획은 향상된 강도와 인성, 경량, 가혹한 화학 및 복잡한 하중 환경이 결합된 곳에서의 저항성 증대, 개선된 광학, 자성, 전기적 성질을 보유한 새로운 종류의 재료 개발로 집중되고 있다.

**Table 1.** National projects in advanced countries

국 명	과제의 내용	개발비 (억원)
일 본	· 차세대 산업 기반 기술 연구 개발 제도 - FRP, FRM	850
미 국	· 군용기 개발(AFML)	-
	· NASA, ACEE(대형 민간기)	3500
	· NASA, X29(주익의 고성능 복합재료)	1400
	· AF, FRM의 대형 수송기에 응용 Composite Armored Vehicle-Advanced Technology Demonstrator(CAV-ATD) 프로그램	230
프랑스	· 국방성 VIDF(주익구조의 ACM화)	-
	· 연구 공업성: 신재료 연구 개발 우선 프로그램	380
영 국	· All Composite Aircraft(Rear Fan)	2700
	· 통산성: 신재료 연구개발 지원 프로그램	-
독 일	· 연구기술성: 재료공급 확보 연구 개발 프로그램	-

이러한 연구개발은 개선된 군비태세, 군수지원의 요구감소, 신뢰도 증가 및 낮은 수명주기 비용이라는 문제들과 함께, 고성능이고 우수한 무기체계 능력의 접근을 통하여 합동전투 요구사항을 만족시키는데 그 초점을 맞추고 있다.

미 해군의 계획들은 해군항공대, 우주 및 미사일 시스템 뿐만이 아니고, 대양 및 수중운반체 설계같이 운용상의 문제가 야기되어 추진되고 있다. 미 공군의 연구 노력은 고성능 항공기 및 우주기지에 대한 요구 조건들에 의해서 대변이 되고 있다. 미 육군의 연구 분야는 장갑/대장갑 시스템, 첨단 회전익기, 지상차량, 미사일과 탄에 대한 육군의 임무 요구사항과 밀접하게 연결되어 있다.

재료 연구의 어떤 분야에서는 각군이 공동으로 관심을 갖고 지원하고 있는데, 그러한 공통분야는 일반적으로 크고, 다양하며 그리고 장기간의 전문분야 집결 노력이 필요한 것 들이다. 그러한 노력들은 투자에 대한 결과를 최대화시키기 위하여, SPG를 통하여 합동으로 기획되고 있다. 예를 들면, 마모학 분야는 포, 엔진 그리고 항공기의 운용 수명에 영향을 미칠 수 있다. 마모학에 관련된 개발계획은 미 육군이 후원하고 있는 이온빔기술/표면개조 개발과 함께 기획된 것

으로, 해군은 마모표면과 계면에 대한 컴퓨터와 실험 방식을 지원하고, 공군은 노쇄화되는 항공기의 결합분석에 집중하고 있다. 재료과학 연구에 관한 예산내역은 Table 2에 제시되어 있으며, 각군의 특정 관심 분야에 대한 보다 세부적인 개요와 재료과학 연구에서 공통관심 부분은 Table

3, 4에 제시하였다.

재료과학에서 미 국방부의 기초연구 계획은 2가지의 세부 분야로 나누어진다. 즉 구조재료와 기능재료이다. 이들 분야의 모두가 연구활동에 있어서는 합성공정, 구조 및 특성에 관한 요소들이 포함되고 있으며 이론적인 측면과 모델링 또한, 이들 계획에서 중요한 역할을 담당하고 있다. 특히 구조 재료에서 주요한 관심사항은 금속재료, 세라믹, 복합재료 및 고분자 재료이며 이 재료는 주로 기계적인 하중아래서 사용할 수 있어야 한다.

**Table 2.** 재료과학의 기초연구예산(백만달러)[2]

Program element	관련기관	FY95	FY96	FY97
PE 61101A	육군	1.9	2.6	2.7
PE 61102A	육군	14.3	9.0	10.0
PE 61104A	육군	0	2.8	2.9
PE 61152N	해군	1.9	1.8	1.9
PE 61153N	해군	36.1	34.2	34.4
PE 61102F	공군	12.1	11.1	11.4
PE 61101E	고등연구계획청 (DARPA)	27.8	18.2	21.8
총 계	-	94.1	79.7	85.1

### 3. 국내 기술개발 현황

국내에서도 보다 체계적인 복합재료 사업의 발전은 군사적인 필요성에 의하여 시작되어 군사적으로 응용되는 복합재료는 glass/phenolics 부터 시작하여 탄소/탄소복합재료 개발에 이르도

**Table 3.** 재료과학에서 각군의 특정 관심분야와 공통 관심분야[2]

세부분야	육 군	해 군	공 군
구조재료	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 제조과학(육상/회전익기 시스템, 무장)</li> <li>• 장갑/대장갑 재료</li> <li>• 디젤엔진 재료</li> <li>• 건 라이너 재료</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 해양부식, 산화, 피로</li> <li>• 함정 및 잠수함용 첨단재료</li> <li>• 음향 감쇄 구조물</li> <li>• 충상으로 설계된 재료</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 고온 피로 및 파괴</li> <li>• 항공우주 표면재료</li> <li>• 노화 항공기</li> <li>• 기능경사 재료</li> <li>• 초음속 표면</li> <li>• 균형재료 물성</li> </ul>
합성공이물특성화모델링	* 공통 관심분야 * ① 첨단 복합재료(육군/해군/공군) ② 접착/결합(육군/해군) ③ 마모학(육군/해군/공군) ④ 세라믹(육군/해군/공군) ⑤ 금속간 화합물(해군/공군)		

**Table 4.** 재료과학에서의 대표적 기초연구 목표[2]

세부분야	군사총격 분야	관련 DTAP*	2000	2005	2010
구조재료	Aging systems	재료 및 공정	부식 탐지용 비파괴 기술	노화항공기구조물 건전성 확보를 위한 방법	실시간-조건을 기본으로한 정비
	항공기 구조물	Air platform	성능 향상을 위한 단순 지능구조	구조적인 건전성과 스틸스 성을 위한 능동조절 구조물	강력한 능동조절 다기능 구조물
	첨단장갑	지상차량 및 수상 운반체	통합 장갑의 RTM(Resin Transfer Molding)	Hybrid 나노복합 장갑재료	다기능 경량 장갑 재료
	함정/하부 동체 및 기계류	지상차량 및 수상 운반체	예열이 필요없는 HSLA 용접강(100Ksi 이상)	증가된 강도를 갖는 저탄소 용접금속/동체용 강	함정 동체의 자동화 제작을 위한 레이저 용접 공정

록 크게 발전해 왔다. 중간재료의 경우 선진국에서 인증을 받아서 주요 복합재료 부품을 제조하며, 복합재료 항공기의 설계와 제작에 까지 이르렀다. 하지만 외형적으로 발전된 것에 비하여 주요 핵심 기술로서 기본재료의 개발 기술, 구조 해석기술, 제품 설계 기술, 제조 공정의 개발 기술, 복합재료 및 제품의 평가 기술 등은 발전을 위한 초기 및 중간 단계에 머무르고 있다고 판단된다.

고성능 복합재료의 기본 재료의 경우, 보강재와 고분자 수지가 주요 구성재료인데 고분자 수지 경우 범용 에폭시 수지가 대부분을 차지하며 군사용으로 적용할 수 있는 배합, 공정 등이 규격화되고 물성이 엄격하게 표준화된 수지는 거의 없는 실정이다. 보강재의 경우에도 범용 유리 섬유는 많은 생산량을 차지하고 있으나 군사적 용도에 맞는 특수 섬유, s-glass, 케블라, 보론, 고성능 폴리에틸렌 섬유 등은 국내 수요가 매우 제한적이므로 자체 개발의 타당성을 갖지 못하며 필요에 따라 수입하여 사용하고 있다. 탄소섬유의 경우에도 범용 탄소 섬유가 일부 생산되고 있으며, 보다 성능이 우수한 탄소 섬유가 필요한 경우 수입에 의존하고 있다.

제조 공정 기술은 군사적 응용 제품의 제작에 주로 고온 고압을 이용한 autoclave 공정, tape wrapping 및 hydroclave 공정, filament winding 기술 등의 주요 공정을 이용한 적층, 경화, 절단, 치공구, 접합 관련 기술이 체계적으로 적용되어야 하며 이와 관련된 경험이 축적되어야 한다. 현재 국내 수준은 선진국 대비 60~70%에 도달하고 있는 것으로 판단하고 있으며, 부분적으로는 이 이상의 기술이 축적된 분야도 있다.

현재 국내에서의 군사적 응용 예로는 미사일 모터 케이스, fin, 레이돔, 내열재, 열 차폐재, 항공기 날개 부품, 헬리콥터 fairing, 헬리콥터 방탄 의자, 훈련기 wing tip, 엔진 cowling, 주익과 동체, 보병용 헬멧, 로켓 발사관, 어뢰 발사관, 기동장비의 장갑분야 등이다. 또한 민간 항공기용 복합재료 부품의 외국 납품 실적으로 볼 때 각종 복합재료 부품의 생산 능력은 상당한 수준에 이른 것으로 판단되어 군사적인 응용에도 생산 능력의 즉각적인 활용이 가능하다고 여겨진다. 민

간 부문에서는 MD-11 spoiler를 설계, 생산한 바 있으며, 항공 우주 연구소에서는 전체 복합재료 비행기를 개발 중이며, 국과연에서는 초등 훈련기의 aileron과 RPV 날개의 복합재료 개발실적이 있고, 최근에는 UH-60P 헬리콥터의 armored wing을 이중복합재료 즉, 세라믹/2D+3D hybrid 복합재료를 시험 개발 완료한 사례가 있으며 목표성능에 부합된 차기전술차량 및 차기 보병전투 장갑차용 전방위 차체구조 hybrid 복합재료를 탐색개발 완료 단계에 있다.

#### 4. 복합재료의 군사적 적용 전망

미국 Boeing사에서 예측한 '90년대 후반의 항공기의 복합재료 사용 추이를 살펴보면 Figure 1에서와 같이 현재 5% 내외에 머물고 있는 복합재료는 2000년대에 들어서 만일 Al-Li이 성공적으로 적용된다면 약 25%, 만일 그렇지 못하면 복합재료 사용량이 65%에 이를 것으로 전망하고 있다.

고성능 복합재료 응용의 주요 흐름은 군사용 항공기에의 적용 사례를 검토하므로써 그 주용도를 알 수 있다. 복합재료의 응용이 군사용 항공기에서 더욱 더 적극적인 것은 경량화 및 재료의 강성 증진 등에 의한 기동성 향상에 결정적으로 작용하기 때문이다. 따라서 현재 외국에서 진행중이거나 계획되고 있는 군사용 항공기 개발과 관련된 사업에서 복합재료의 사용 정도를 요약해 보면 추후 복합재료의 적용 추이 및 국내에서의 군사적 응용의 필요성을 예측하는데 도움이 될 것이다.

Table 5에서 보는 바와 같이 기존 개발된 항공기의 경우 10% 내외에서 개발 중인 항공기에서의 복합재료 사용량이 20% 이상으로 현저히 증가하고 있음을 알 수 있다. 복합재료 관련 기술의 발전으로 대상부품도 이차 구조물에서 일차 구조물로 적용 범위가 넓어지고 있기 때문이다.

복합재료를 사용하는 주요 목적은 경량화에 의한 기동성 및 선회 성능 향상, 방탄 성능, 스틸스 기능, 연비 향상, 수명 연장, 부품 관리 및 보수비용 절감, 부품수 감소로 인한 제조 단가의

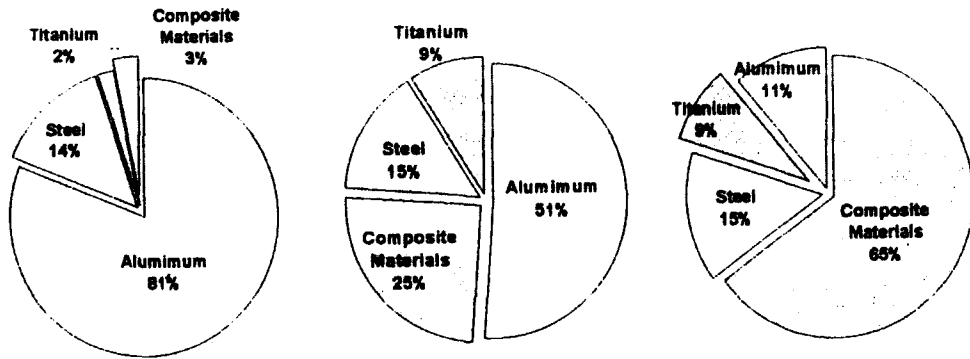


Figure 1. Application of composite materials in aircraft [3].

Table 5. Composite applications in military aircraft [3]

군사용 항공기 종류	복합재료부품	복합재료 사용량 (wt%)
F-15	• B/Ep: structure	2
F-16	• B/Ep & C/Ep: structure	3
F/A-18 E/F Hornet	• C/Ep: wing skin & structure	23
F-22	• C/BMI: fuselage structure • C/BMI: skins, ducts, frames, bulkheads • C/PI: wing components	26~27
A/FX C Fighter	• C/Ep: primary structure	30-50
V-22 Osprey	• C/Ep: all composite fuselage • C/Ep: primary structure	51
C-17A Carrier	• S-2 & Kevlar/Ep: rotor, cowling, pylon • Large tail cone, winglet skins, fairings and covers, control surfaces	6
AV-8B	• Fuselage parts, stabilizers, wing	30
YF-23	• BMI composites	50
RAH-66 Comanche Helicopter	• C/Ep: primary structure, main rotor	47
Eurocopter Tiger	• C/Ep: main structure, rotor blade	80
FS-X (Japan-US)	• main wing, flap pylon, rudder	18
EF-2000 (EU)	• main wing, fuselage, rudder	50

절감 등을 들 수 있다. 사용된 재료는 탄소 섬유/에폭시 수지 열경화성 복합재료가 주종을 이루고 있고, 내열성 및 인성을 고려하여 탄소 섬유/이미드계 열경화 및 열가소성 복합재료의 사용이 증가하고 있다. 케블라와 유리섬유는 탄소섬유를 적용하기 어려운 방탄 특성과 전기적 특성을 선택적으로 사용하고 있다. Eurofighter 2000의 경우 후발 주자로서 기존 전투기와 차별을 두기 위해서 복합재료를 과감하게 채택하고 있어 탄소섬유/에폭시를 약 40% 유리섬유 및 케블라/에폭시를 약 10% 정도 사용하고 있으며 Al-Li 및 티타늄이 50% 정도로서 현재로서는 금속과 복합재료의 이상적인 배합이다. F-16의 개

량형인 일본의 FS-X는 복합재료 사용량을 기존 F-16의 3%에서 18%로 대폭 증가시키므로써 성능 향상을 꾀하고 있다.

## 5. 국방소재의 주요 공정 기술[1,3]

### 5.1. 설계 기술

구조 설계와 해석 기술은 제품의 형상 및 구조 설계, 응력해석, 변형, 파괴, 피로 및 진동해석, 접합 부위 해석 등 많은 분야에서 기존 재료 위에 바탕을 둔 관련 기술이 요구된다. 따라서 복합재료의 경우 재료의 이방성으로 인한 특이 현상을 이해할 수 있는 훈련을 받은 기술 인력이

필요하며 국내외에서 해당 분야에서 교육을 받은 기술 인력의 숫자가 점진적으로 증가하는 단계에 있다. 이와 아울러 그간 진행된 복합재료 관련 사업에서 축적된 국내의 당 기술 수준은 선진국 대비 중간 정도의 수준에 도달해 있다고 판단하며 엄격한 국방 규격에 부합되는 설계 관련 기술 능력은 특히 국방 분야에서 많은 사업이 진행되어 온 관계로 이에 준할 것으로 판단된다.

미 공군은 최근에 탄소섬유/에폭시 복합재료의 경우 설계 허용 변형률을 4000  $\mu\epsilon$ 에서 5000  $\mu\epsilon$ 으로 상향 조정할 예정이라고 알려졌다. 이는 그동안 복합재료 항공기 구조물의 역사가 짧아서 실험실의 가속화된 실험 결과에 의존하여 보수적으로 안전하게 허용 변형률을 적게 잡았던 것을 사용 데이터가 늘어남에 따라 25% 정도 늘리는 것인데 그 결과로는 우선 무게 절감 효과를 Figure 2에서 보는 바와 같이 알루미늄 대비 25.6%에서 33.5%로 더욱 크게 할 수 있을 뿐 아니라 4000  $\mu\epsilon$  때 보다 20% 이상의 막대한 재료 절감 효과를 기대할 수 있게 된다. 국내에서도 현재 사용하는 재료에 대한 특성에 관한 데이터 베이스를 구축함으로써 효과적인 설계가 가능할 것이다. 이러한 작업은 상당한 시일에 걸친 다양한 시험실 데이터와 실제 사용 재료의 분석이 요구되므로 대학이나 연구소에 장기 연구 용역 형태의 실험이 바람직하다고 생각된다.

## 5.2. Autoclave 성형기술[4]

고품위, 3차원적 복합한 구조물의 성형은 거의 대부분 autoclave 공법으로 만들어진다. 복잡한 대형 구조물을 한 번에 성형하는 일체 성형 기술은 복합재료의 특성을 살릴 수 있는 항공기 구조를 가능케 하는 중요한 기술이다. 이 기술에는 대형인 동시에 복잡한 금형 설계 기술이 요구되고 있으며, 특히 금속 연결 부품들을 성형 공정에서 정확하게 자리잡는 기술이 요구된다. 또한 tape layup 기계를 이용한 큰 면적의 적층 기술이 요구되나 아직 우리 나라에는 요구되는 물량이 없어서 아직 시도되고 있지 않다. 이 분야에서는 일본이 미국보다 오히려 앞서 있어서 미국과 일본이 공동으로 개발하는 FS-X 계획에서 일

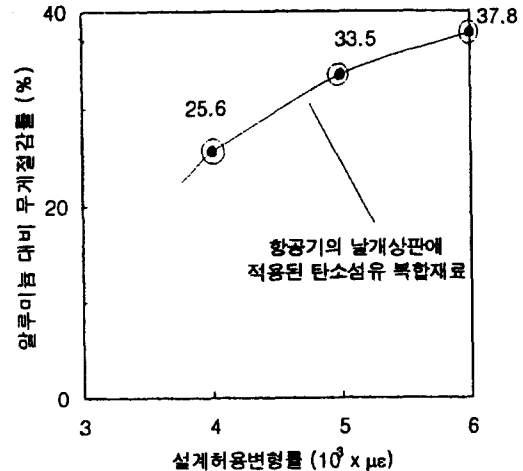


Figure 2. Design allowable strain and weight saving.

본이 발언권을 높이는데 기여했다고 한다. 그러나, autoclave 공법은 성형 부자재가 많고, 준비와 성형 시간이 길어 하루에 2회 정도의 작업이 겨우 가능한 정도이며 제조 단가가 높다는 결점을 갖고 있다. 최근에는 autoclave를 대체할 수 있는 liquid molding process에 대한 개발이 집중적으로 이루어지고 있다. 한 예로 Figure 3, 4에 autoclave 성형 공정중에 중요한 vacuum bag layup process를 예시하였다.

## 5.3. Advance Liquid Molding 공정[5]

항공기용 구조물 성형을 위하여 기존 RTM (resin transfer molding) 공정을 개선한 공법들이 속속 개발되고 있다. 기존 autoclave 공법과 비슷한 섬유 체적률을 갖는 preform을 이용하여, 공정을 상당 부분 자동화하고, 한 cycle을 두 시간 정도 이내에 끝낼 수 있도록 하는 것이 주목표이다. 이 분야에 특별히 역점을 두고 공정을 개발한 회사로는 미국의 Dow-United Technologies, Composite Products Inc., Polytech Ltd. 등이 있다. 수지의 유동을 좋게 하고, 기공을 없애기 위하여 진공을 사용하고, foam core를 사용하는 기술들을 이용하여 항공기 날개, fin, landing gear beam 등이 제작되었다. Boeing사에는 이 advanced RTM 공법을 autoclave를 대체할 수 있는 향후 항공기용 복합재료 구조물 제

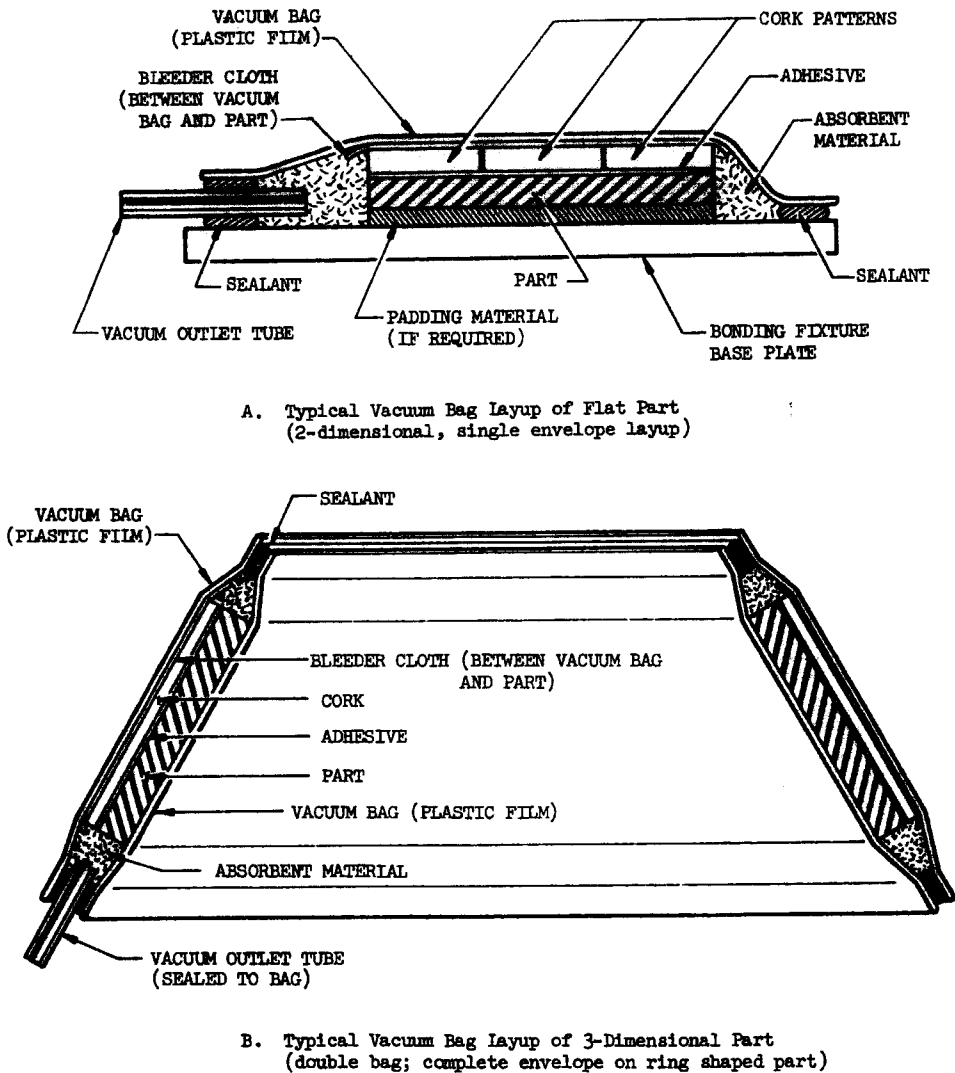


Figure 3. Cross-sectional views of typical vacuum bag layups.

작의 주요 공법으로 인식하고 Dow-UT와 긴밀한 협력하에 개발을 추진하고 있다.

최근의 예를 들면, V-22의 동체의 모듈 및 comanche rotor를 RTM(3M, PR500 수지)을 이용하여 제조 경비의 절감을 가져왔으며, 미 육군의 CAV-ATD 사업에서 보수용으로 기존 유리 섬유 패넬보다 두꺼운 복합장갑재를 제조하기 위한 smart weave 공정에 RTM이 성공적으로 적용되고 있다. 국내 연구기관에서도 autoclave 대체를 목표로 RTM 공정을 개발하기 위한 연구

가 지속적으로 진행되고 있으며, 국내 일부업체에서는 자동차용 동체구조물을 RTM 공법으로 일체성 차체구조물을 제작, 초도양산준비 단계에 이르고 있다. Figure 5, 6, 7에 RTM 공법에 의한 제조흐름도를 예시하여 보았다.

#### 5.4. Filament Winding 기술

Filament winding 공법은 방위산업에서 많이 사용되는 공법이다. 지금까지 국내에서는 주로 동축 filament winding 기술을 이용하여 압력용

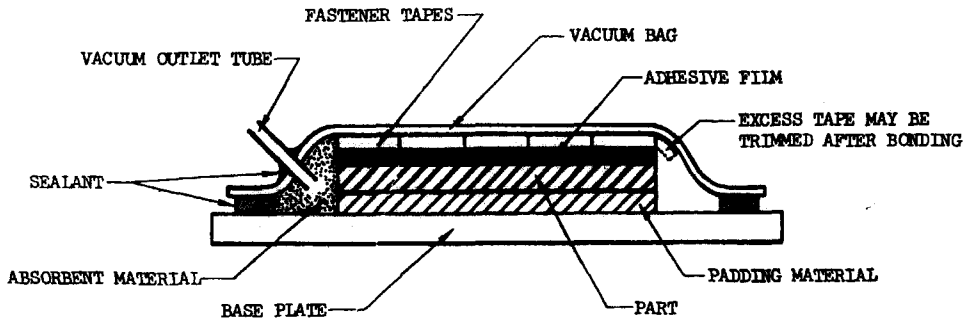
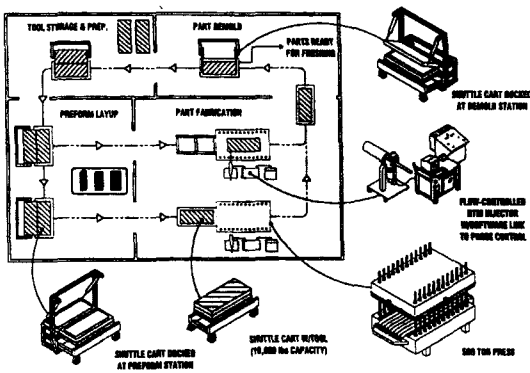


Figure 4. Cross-sectional views of typical vacuum bag bonding assembly.



Source: Radius Engineering

Figure 5. RTM production flow.

기, 추진기관 케이스(motor case), 대구경 포탄, 어뢰 발사관 등이 제작되었고, 최근에는 전투기 보조 연료 탱크와 같이 비교적 복잡한 부품이 제작될 정도의 수준에 이르렀다. 앞으로 비대칭 구조물의 제작 가능한 장비의 확보도 필요하고, 섬유의 궤적을 점검, 설계하기 위한 computer simulation 기법, high loop winding 기술, 열가소성 수지의 winding 등의 개발을 예상할 수 있다. 향후 잠수정이나 압축 하중을 많이 받는 부품의 개발을 위하여 두꺼운 복합재료의 제작을 예상할 수 있는데 경화열로 인하여 내부 균열이 생기는 문제 때문에 autoclave 공법보다 filament winding 공법이 유리한 면이 있다. 적당한 두께만큼 winding 후 경화시키고 다시 winding 하므로써 비교적 쉽게 제작할 수 있다. 그러나 기공을 최소화하기 위하여 winding 장력을 조절할 수 있어야 한다.

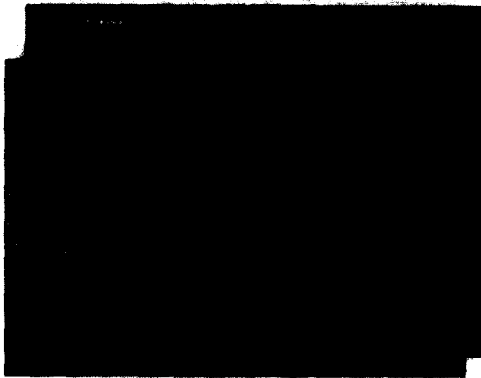
섬유기술과 산업

Filament winding 공법은 초경량이며, 열팽창 계수를 거의 0(零)으로 하는 구조물을 만들 수 있는 최적의 공법이다. 국내에서도 가까운 시일 내에 우주 공간에서의 지상 영상 정보를 확보할 수 있는 인공위성을 보유하게 되므로 초경량의 열변형이 적은 구조물 제작기술의 확보가 요구된다. Solar panel 역시 큰 원통에 winding하여 경화 후 잘라서 제작한다. 이 경우 섬유에만 최소한의 수지를 사용하여 이른바 mesh 구조물을 만들 수 있어야 한다. 특히 한 ply 정도의 아주 얇은 두께의 winding 구조물을 탈형하기 위하여 mandrel을 냉각처리 하는 등의 특별한 기술이 요구된다. 섬유의 각도와 수지의 양을 계산하여 열팽창 계수를 최소화하는 설계 능력이 요구된다.

### 5.5. 3차원 섬유강화재 제조기술[6]

두께 방향의 섬유로 보강된 3차원 구조의 직물 복합재료는 적층 복합재료에 비하여 층간 분리 및 크랙 진전에 대한 저항이 크기 때문에 손상 허용치가 현저하게 증가한다. 또한, 3차원 직물은 자동화된 제조법을 통하여 생산비 감소를 가져올 수 있으며 구조의 일체성 뿐만 아니라 정형(near-net-shape) 제조가 가능하기 때문에 국방이나 항공 우주 산업 분야에서 잠재력이 매우 높다. 3차원 직물은 다양한 섬유배열 패턴의 평판 구조물에 적합하고, braiding 직조법은 solid 형태나 튜브 형태의 복합재료 제조가 가능하다. knitting은 여러 각도의 섬유 층을 두께 방향의 섬유가 관통하는 3차원 구조인데, 생산성 면에서는 가장 우수하다.

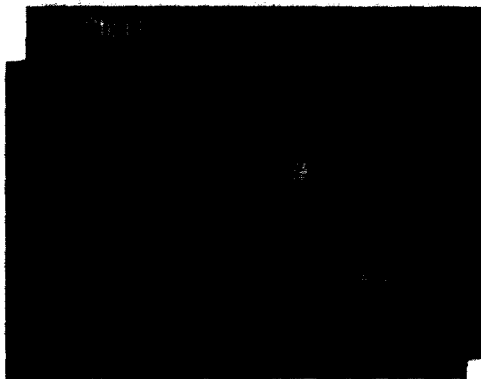




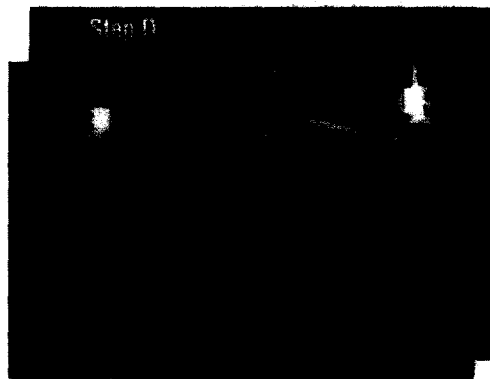
Mold is taken from storage area and moved onto shuttle cart. Mold release is applied. Preform is laid up and debulked. Mold is moved to the press by shuttle cart.



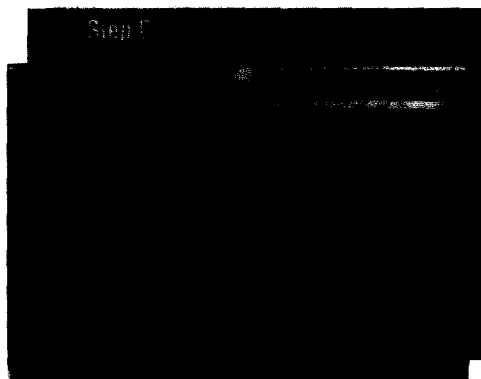
The shuttle cart is docked to the press.



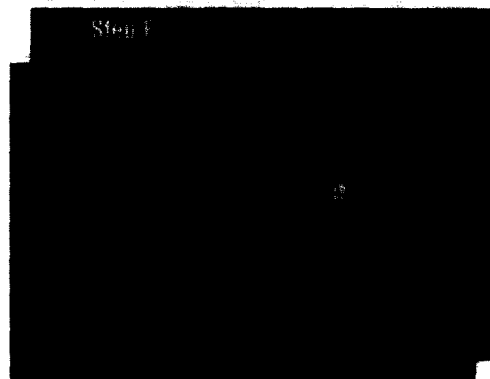
Trolley with mold is moved into the press.



Press is actuated, clamping the two halves of the mold together with up to 500 tons of clamping force. Vacuum is pulled on the tool cavity to evacuate any air present, and resin is injected into the preform.



After the specified period of process time, the press Jeclamps and opens.



Mold is moved back onto the shuttle, via trolley. Shuttle is rolled to demold area. The fabricated part is removed from the mold. The mold is cleaned, a release agent is applied, and the entire system is ready for another cycle.

Figure 6. Making large parts easy to RTM.

이러한 3차원 직물 복합재료의 국방 산업에 대한 응용을 살펴보면, woven 직물은 10 mm 이상의 두꺼운 복합재료가 가능하기 때문에 장갑차 차체 등에 적용 할 수 있으며, braid 직물은 로켓 노즐, 프로펠러, 헬리콥터 호이스트 arm, 터빈엔진의 트랜스미션 덮개 등에 응용되고 있으므로 이에 대한 연구 노력이 요구된다.

본고에서는 최근 구조적 안정성이 탁월한 3차원 multi-axial warp knitting 제조기술에 관하여 약술하면 다음과 같다.

**산업자재용 고강도 보강재로 사용되는 multi-axial 경편직물 :** 최근의 산업자재 분야는 직물, 편물 그리고 경편물 등의 섬유제품들을 여러 용도에 사용하고 있으며, 예를 들면 네트 형태의 어업용 어망과 상품 포장재 그리고 토목용이 있으며 공업용 필터, 의료분야에서 사용하고 있는 신축성 밴드 그리고 중공사 형태의 특수사를 이용한 의료용 필터장치 등을 통칭 산업자재용 섬유라고 한다.

이와 같이 용도개발의욕과 재료분야 연구소들의 끊임없는 연구개발 결과 새로운 고강도 섬유를 이용한 보강재 개발에 성공하여 산업자재용 섬유분야가 차세대 섬유개발분야로 관심을 갖기 시작하였으며 항공산업과 자동차, 선박 그리고 컨테이너 용도의 자재로 호평을 받기 시작하였다.

**산업 자재용 섬유보강재의 구조 :** 기본적인 산업자재용 섬유보강재 구조는 A) 고강도 및 저수축 물성을 지닌 원사에 의해 B) 격자모양의 편조 직을 구성한 제품이라고 표현할 수 있다.

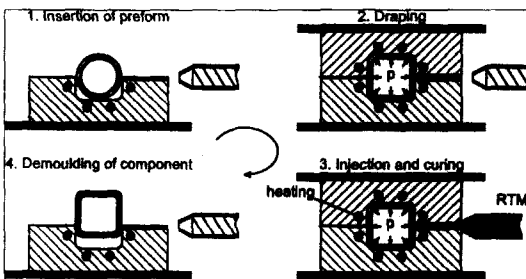


Figure 7. Manufacture of hollow structural fiber reinforced components using bladder moulding/RTM.

**고강도 보강재 생산을 위한 고강력 원사 :** 고강도 보강재 생산을 위한 원사들은 높은 강력과 저수축의 형태 안정성을 최우선적으로 유지해야 하며 고강도 필라멘트 원사중에는 유리섬유, 탄소섬유, 아라미드 섬유, 고강력 폴리에틸렌 그리고 고강력 폴리에스테르 원사가 있으며 제조형태별로 단섬유 소재 고강도 보강재(예를 들면 : 단섬유메트, 부직포)와 장섬유 소재 고강도 보강재(예를 들면 : 프리프레그, 직물, 브레이드 그리고 경편물)로 구분할 수 있으며 사용용도가 광범위한 장섬유 소재의 고강도 보강재의 수요가 매우 활발해지고 있다.

고강도 보강재 생산을 위한 위사삽입장치 트리코트 편직기는 제품의 형태안정성을 보장할 수 있는 특별한 구조의 제품을 생산할 수 있으며 Figure 8에서 설명한 트리코트 제품의 구조를 보면 0° 방향의 삽입경사와 90° 방향의 위사가 완전한 직선상태로 수직과 수평상태를 이루고 있는 반면에 비해 Figure 9에 표시한 직물 제품의 구조를 보면 경사와 위사가 파형을 이루면서 제작된 관계로 외부로부터의 물리적인 힘의 장력을 받게 되면 신장되는 구조적인 단점이 있으며 반

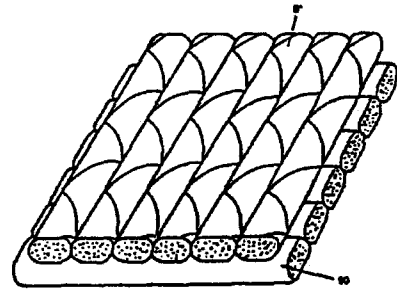


Figure 8. 90° 방향의 위사와 0° 방향의 삽입경사에 의해 형성된 격자구조의 경편직물의 구조.

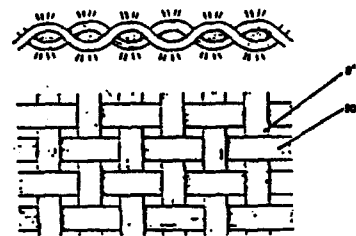


Figure 9. 격자구조의 직물 구조.

대로 트리코트 제품은 높은 형태안정성과 성형제품의 소재로써의 적합한 장점들을 지니고 있다.

**섬유 보강재 물성 및 구비조건 :** 보강재로서의 우선적인 구비조건은 무엇보다도 적은 중량을 유지하면서 높은 인장강력을 유지할 수 있어야 하며 지속적인 금속재 대체역할의 용도개발을 위해서는 금속재와 유사한 기본적인 물성을 갖추어야만 한다.

높은 강도와 가벼운 중량의 섬유보강재는 별다른 문제없이 여러 가지 용도에 적용시킬 수 있으며 특이한 기하학적인 원사배열 구조는 구조물의 하중분배와 경사·위사 및 대각선 방향으로 같은 장력을 유지할 수가 있다.

지금까지 사용되어오던 섬유보강재는 여러겹의 원단을 절단하여 접착시키는 방법으로 원단의 접착각도가 서로 달라 여러 방향으로 서로 다른 장력을 유지할 수 밖에 없었으며 가장 큰 어려움은 절단과 접착을 위한 로스 문제와 접착후의 재분리의 어려움이 많았었다.

최근의 multi-axial 경편직 기술은 팔목할만한 성장과 많은 변화를 가져왔으며 많은 원사배열에 의해 기능을 조정할 수 있으며 여러종류의 가공법에 의한 다양한 제품을 구분 생산할 수도 있으며 경사, 위사 그리고 대각선 방향의 원사 배열후 고정용 경사에 의해 여러가닥의 원사들을 흐트러짐 없이 고정시키는 multi-axial 구조 (Figure 10 참조)는 형태안정성을 위한 최대 장점이라 할 수 있다.

**Multi-Axial M/C의 동작 원리 :** Multi-axial 편직기는 다음 같이 구조적인 분류를 할 수 있다

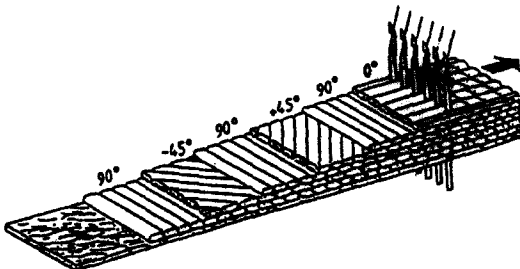


Figure 10. 6가지 형태의 원사삽입방식과 부직포 삽입 구조의 multi-axial 경편직물 구조.

(Figure 11 참조).

- 위사(2) 장착을 위한 크릴(1)
- 위사삽입용 케리지 장치(5, 6, 7, 8, 9)
- 위사 운송용 체인(4)
- 편직기와 메인드라이브 장치(13)
- 원단 와인딩 장치(15)

크릴(1)은 조립식 파이프 구조물로 되어 있으며 원사를 장착시킬 수 있는 콘 홀더와 원사장력을 조정할 수 있는 브레이크 장치가 부착되어있어 특수 스프링에 의한 로빙-그라스 원사와 탄소 섬유 등을 사용할 수 있으며 정전기 제거장치가 부착되어 있다.

삽입경사(16)은 0° 방향으로 편직기에 장착된 빔으로부터 경사를 공급받거나 또는 별도로 설치된 경사용 크릴에 의해 경사공급을 받게되며 운송롤러(19)에 의해 편성기구 쪽으로 이송된다.

Multi-axial 편직기는 기본사양으로 5 방향 위사삽입 시스템으로 되어 있으며 3방향 시스템(5, 7, 9)은 90° 방향의 위사와 대각선 방향 위사(6, 8) 삽입방법이며 위사 삽입각도는 45°~60°이며 특별사양에 따라 30°~60°까지도 가능하다.

위사삽입 케리지들은 위사용 장섬유들을 위사 운송용 체인(4)에 공급하게 되며 원단 폭 상단의 가로지른 레일에 부착되어 있으며 레일을 따라 주행하는 위사삽입용 케리지는 위사운송용 체인의 이동지점에서 위사를 넘겨준 후에 방향전환

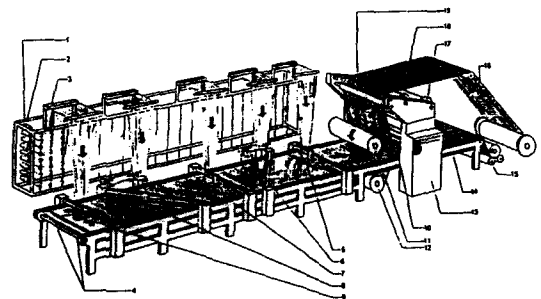


Figure 11. Multi-axial m/c (5방향의 위사 삽입 시스템 트리코트 편직기). 1. 위사용 크릴, 2. 위사용 원사, 3. 원사 브레이크, 4. 운송용 체인, 5~7. 위사 삽입 장치(90°), 6. 위사 삽입 장치(+45°), 8. 위사 삽입 장치(-45°), 10. 편성기구, 11. 부직포 상단 삽입, 12. 부직포 하단 삽입, 13. 편직기, 14. 체편원 원단, 15. 원단 권취 장치, 16. 필라 스티치 0° 방향, 17~18. 경사, 19. 필라 스티치 운송 롤러.

하게 되므로 방향전환지점에 전환을 위한 불필요한 위사가 남게된다.

위사삽입 케리지는 편직기의 체인지 기어장치에 의해 구동되며 자리아동 및 위사배열 등 유압식 장치로 제어하게 되며 입력 프로그램에 의한 전자제어장치(SPS)에 의해 구동 가능하며 위사삽입장치의 일반적인 방법은 원단 폭 크기의 간격에 위사를 공급하는 것을 말한다(Figure 12A 참조).

위사의 간격을 조정할 수 있는 위사삽입 방식은 두가지 방법이 있으며, 정해진 간격을 정확히 유지하면서 삽입시키는 기본방식과 이미 앞 행 정에서 삽입된 위사의 중간지점에 추가로 삽입시키는 방법으로 기본방법에 비해 두배이상의 위사를 삽입시킬 수 있다(Figure 12, 테이프의 0.5 위치 자리아동 위사삽입 방법).

테이프의 0.5 위치 자리아동 방식의 위사삽입 방법은 편직기의 게이지와 위사 케리지의 위사삽입수와 관계없이 필요에 따라 고밀도 제품 생산을 위한 위사 삽입수를 조정할 수 있다.

편직기의 왼쪽과 오른쪽에 부착된 후크타입의 위사운송체인(4)은 최고 5형태의 위사 삽입

(90°/+45°/90°/-45°/90°) 상태에서 원단상단에 삽입경사(16) 또는 원단상단에 부직포(11) 삽입 또는 하단에 부직포 삽입(12)이 가능한 상태에서 제편하게되며 삽입된 경사와 위사들은 하나 또는 두 개의 연결용 경사에 의해 고정되게 된다.

편성동작에 의해 제편된 multi-axial 제품은 양쪽 변부가 위사운송용 체인에 걸린 상태로 변사 절단장치에 의해 절취된 직후 원단의 권취장치에 의해 롤러에 감게 된다.

**고강도 섬유보강재 분야에서의 multi-axial 제품의 용도별 우수성 :**

- 고강도 유지를 위한 가장 이상적인 원사배열 구조

Multi-axial 시스템에서의 위사와 삽입 경사의 배열구조가 직선상태로 나란히 배열되어 있는 반면에 파형구조로 엮여져 있는 직물은 신율에 의한 강도감소의 구조적인 결함이 있으며 multi-axial 제품 사용할 때 적은 원료 소요량의 불필요한 로스를 줄일 수 있다.

- Multi-axial 시스템에서의 5방향의 위사와 하나의 삽입 경사는 각기 다른 하중을 분산시켜 필요한 목표 강도를 유지시킬 수 있으며 두방향의 대각선 위사 삽입 각도를 45°에서 60° 또는 30°에서 60°까지 무제한으로 변경 조정이 가능하다.

- 위사삽입 방법의 조정 범위

Multi-axial 시스템에서의 위사삽입 방법은 최고 0°/90°/+45°/90°/-45°/90°와 원단의 하단부에 부직포 삽입(Figure 10 참조)할 수 있으며 필요한 용도에 따라 삽입방법을 조정, 최고 73가지 형태로 배열구조 조정이 가능하다.

- 필요한 하중에 알맞은 이상적인 원사배열 가능  
기하학적인 원사배열은 이상적인 보강재의 하중흡수를 보장할 수 있으며 합포상태의 직물을 같은 하중상태에서 분석해보면 각기 다른방향 즉 90°/-45°/-90°상태에서 90°의 두방향 밀도가 45° 방향의 밀도보다 높음을 알 수 있다.

Multi-axial 제품은 여러 가지의 원사굵기와 원사배열을 임의로 조정할 수 있으며 5가지 형태의 위사삽입 방법으로 최소한의 원사 배열이 가능하다.

- 고밀도 원사배열에 의한 고강도 유지와 경제

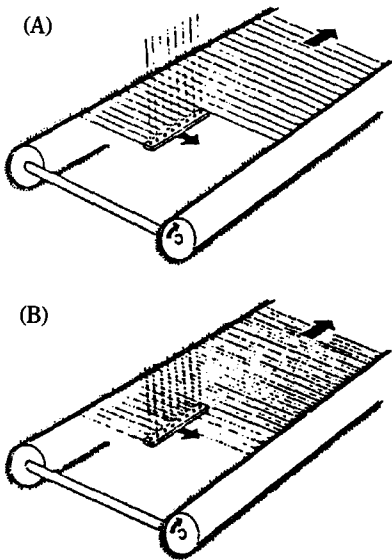


Figure 12. (A) 테이프와 테이프 사이를 균일하게 투입하는 위사 삽입 방식, (B) 테이프의 0.5 위치 이동 방식의 위사 삽입 방식.

적인 제조비용

위에서 설명한대로 섬유보강재는 보강재에 사용되는 섬유의 수량과 종류에 따라 보강재의 강도가 결정되며 후공정의 프라스틱 레진에 의해 추가로 강도가 보강된다.

- Multi-axial 제품은 유연하며 성형에 적합한 구조(Figure 13 참조)로 되어 있으며 사용원사의 굵기, 위사용 원사의 종류, 밀도 그리고 편조직에 의해 조건들을 변화시킬 수 있으며 제품의 인장 강도에 따라 적정용도에 사용되며 몰딩공정에서의 높은 밀도와 두꺼운 편조직은 높은 인장강도와 형태안정성을 유지하게 된다.

- 높은 생산성과 가장 경제적인 제품 개발

Multi-axial 고강도 섬유보강재는 아직 초기단계에 있으며 용도개발을 위한 제품개발이 필수적이며 경우에 따라 비싼 값의 특수사 구매를 위한 개발비 부담의 어려움이 있었으나 multi-axial 위사 삽입 시스템은 개발비 부담을 최소화시킬 수 있는 구조로 되어 있다.

3가지 방향의 위사 삽입 제품(+45°/90°/-45°)을 시생산하기 위한 인치당 12가닥의 원사배열이 필요할 경우 위사용 크릴에는 단지 36개의 콘이 필요하므로 필요한 제품개발을 부담없이 진행할 수 있는 장점이 있다.

또한 multi-axial 편직기는 편직기의 최고폭이 50인치이며 생산량은 센치미터당 10코오스 제품 경우 시간당 36미터, 센치미터당 4코오스 제품 경우 시간당 90미터를 생산할 수 있으며, 자동화 multi-axial 편직기는 외관상으로 정돈된 상태로 되어 있으며 원사교체 및 교환이 용이하도록 되

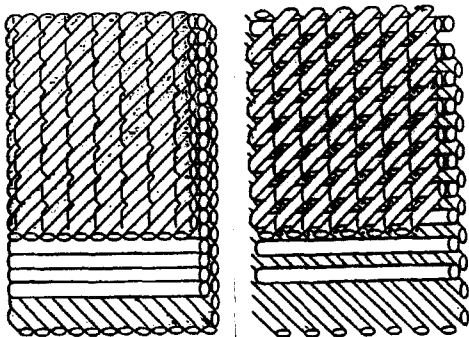


Figure 13. Multi-axial m/c를 이용한 고밀도 위사 삽입제품(좌), 네트구조의 저밀도 제품(우).

어 있어 짧은 시간에 정상화할 수 있어 운전요원을 필요이상으로 배치할 필요가 없다.

5.6. 두꺼운 복합재료(Thick-Walled Composites)

두꺼운 복합재료(radius-to-thickness비가 10 이내)는 잠수정 혹은 잠수함에 주로 사용되는데 높은 외부 수압의 요구 조건 때문이다. 현재 적용 중인 2-D 해석과 실험 방법을 두꺼운 복합재료에 사용하기에는 신뢰성이 떨어지므로 3-D 해석 및 실험법을 필요로 한다. 잠수정의 hull의 구체적인 요구조건은 낮은 무게-변위(low weight-displacement)비, 경량이면서 압축(compression)에 강해야 하는 것 등이다.

이 조건에 만족하는 재료들은 beryllium ceramic oxide, 탄소섬유/에폭시 등이지만 가격적인 문제 때문에 탄소섬유/에폭시 복합재료를 적절한 재료로 고려하고 이에 대한 연구를 진행하고 있다. 해결해야 될 문제점들은 3-D 해석법, 해석을 위한 3-D 기본 물성 확보, 파괴 메커니즘 규명, 제조 공정중 완전 경화 방법의 규명 등으로서 상당한 연구를 필요로 하는 분야이다.

종래의 얇은 적층판의 경화시에 문제시되지 않았던 발열 반응에 의한 적층판 내부의 경화문제, 특히 압축 성질에 영향을 미치는 제조 공정에서의 주름 발생 문제 등을 고려한 적절한 제조 공법이 연구되고 있다.

5.7. Stealth 기능 복합재료

B-2 및 F-117 항공기, 함정 등에 적용되는 스텔스 기술중에서 레이더 포착 면적(RCS: radar cross section) 저감과 전파흡수재료(RAM: radar absorption materials)는 가장 핵심적인 것이다. 레이더 포착 면적 감소 개념은 구조물의 형상 설계를 통하여 입사 전파의 산란 및 반사량 감소를 도모하는 것이다. 복합재료는 금속보다 정교하며 복잡한 형상의 구조물의 제조에 유리하므로 전파흡수 개념을 실현시키는데 적절한 재료이므로 선진국에서는 이미 실용화 되고있다.

전파흡수재료로서의 복합재료는 타 재료와의 혼성화(hybrid) 특성의 우수함 때문에 적극적으로

로 사용되고 있다. 유리섬유, 케블라, 하니컴 재료는 유전성 복합재료인 반면 탄소섬유 복합재료는 전자파를 반사하는 특성을 지니고 있다. 탄소섬유는 유전성 복합재료와 전파흡수 충전재 등과 다층 재료로써 구조적인 성능과 흡수된 전파가 다층 재료 내부에서 산란 과정을 거치면서 소멸되도록 하는 역할을 하고 있다. 다시 말해서 전자파 흡수 재료로서의 메카니즘은 전자파가 입사되는 전방 표면에 유전 복합재료에 전자파 흡수 충전제가 포함된 단층을 배열하고 다음은 유전성질이 다른 단층을 배열하는 형식으로 다층구조 및 혼성화 구조를 이용하는 것이다. 후방 표면에는 전자파가 다시 반사되어 복합재료 전자파 흡수 구조, 즉 ferrites 등의 강자성체 분말을 충전제속으로 흡수되도록 탄소섬유 강화 복합재료 층을 배열한다. 이는 탄소섬유 복합재료의 전자파의 반사성을 이용하여 전자파가 배면을 통하여 유출되는 것을 방지하는 역할을 한다.

스텔스 항공기에 탄소 섬유 복합재료가 상당량 사용되었지만 이는 단순히 전파 흡수 재료로서의 역할 뿐만 아니고, 항공기 구조물의 형상이 스텔스 성능에 중요한 인자이므로 RCS 개념을 실현시키는데 필요한 복잡한 형상 설계에 복합재료의 우수함을 이용한 것이다. 21세기에는 스텔스 기능의 확대가 보편화 될 것이므로 이에 대한 체계적 연구 노력이 지속적으로 요구된다.

**Table 6.** 스텔스 복합재료용 강화섬유의 전기적 성질

Fiber	Dielectric constant, $\epsilon/\epsilon_0$	Loss tangent (또는 dissipation factor, $\tan\delta$ )
E-Glass	6.1	0.004-0.005
D-Glass	4.0	0.002-0.003
S-2 Glass	5.2	0.0068
R-Glass	5.2	0.0068
Quartz(Astroquartz'-49)	3.8	0.0001-0.0002
Aramid(Kevlar'-49)	3.85	0.01
Polyethylene(Spectra' & Dyneema')	2.0-2.3	0.0002-0.0004

이 데이터는 20°C, 10 GHz의 조건하에서 얻어진 것이다. Polyethylene 섬유는 초고분자량합성수지(UHMW : Ultra-High-Molecular Weight)이다. S-2 Glass는 Owens Corning Fiberglass Corp.사가 제공한 것이다. Astroquartz II는 JPS Glass Fabrics사의 등록상표이다. Kevlar는 E.I.DuPont사의 등록상표이다. Spectra는 Allied Signal사의 등록상표이다. Dyneema는 Dyneema Vof사의 등록상표이다.

참고적으로 스텔스용 복합재료에 사용되는 강화섬유들의 전형적인 전기적 성질과 매트릭스의 전기적 성질, 복합재료의 전기적 성질을 Table 6~8에 제시하였다.

**5.8. 경량방탄 복합재료[7]**

군사용 방탄 재료 및 개인 방탄 장구로서 헬멧, 방탄조끼, 전차, 장갑차, 헬리콥터 등의 직접 방탄재 혹은 방탄 라이너로써 s-glass, kevlar, UHMW-PE fiber 등 hybrid 형태로 사용된다. 듀폰의 케블라 49와 29중에서 케블라 29가 낮은 탄성계수를 갖지만 이 물성이 총탄 저지체로서의 역할을 더 잘 해내므로 주로 개인 방탄 장구 생산에 사용되고 있다. 미 지상군의 개인 장갑 체계에서 헬멧과 조끼는 유산탄의 파편을 저지시키는데 75%, 경보병 무기로부터 발사되는 총탄을 저지하는데 25% 기여할 수 있도록 설계되어 있다. 개인 장갑 시스템의 개발 과정에서

**Table 7.** 전형적인 매트릭스의 전기적 성질

Martix resin	Dielectric constant, $\epsilon/\epsilon_0$	Loss tangent/dissipation factor, $\tan\delta$
Conventional Composite Resins		
Polyester	2.7-3.2	0.005-0.020
Epoxy	3.0-3.4	0.010-0.030
Cyanate ester	2.7-3.2	0.004-0.010
High Temperature Composite Resins		
Phenolic	3.1-3.5	0.030-0.037
Polyimide	2.7-3.2	0.005-0.008
Bismaleimide(BMI)	2.8-3.2	0.005-0.007
Silicone	2.8-2.9	0.002-0.006
Polyetherimide(PEI)	3.1	0.004
Thermoplastic Composite Resins		
Polycarbonate (LEXAN <sup>®</sup> ) (GE)	2.5	0.0006
PPO(NORYL <sup>®</sup> ) (GE)	2.6	0.0009
Polysulfone	3.1	0.003
Polyethersulfone(PES)	3.5	0.003
Polyphenylene sulfide (PPS)	3.0	0.002
Polyetheretherketone (PEEK)	3.2	0.003
TEFLON <sup>®</sup> (PTFE) (E.I.DuPont)	2.1	0.0004

이 데이터는 20°C, 10 GHz의 조건하에서 얻어진 것이다.

**Table 8.** 전형적인 섬유강화 복합재료의 전기적 성질

Composite	Dielectric constant, $\epsilon/\epsilon_0$	Loss tangent/dissipation factor, $\tan\delta$
Fiberglass*/epoxy	4.2-4.7	0.007-0.014
Quartz glass/epoxy	2.8-3.7	0.006-0.013
Kevlar <sup>®</sup> -49/epoxy	3.2-3.7	0.010-0.017
Fiberglass*/bismaleimide	4.0-4.4	0.006-0.012
Quartz glass/bismaleimide	2.5-3.3	0.004-0.009
Fiberglass*/polyimide	4.0-4.4	0.006-0.012
Quartz glass/polyimide	3.0-3.2	0.004-0.008
Fiberglass*/PPS+	4.5	0.018
Quartz glass/PPS+	3.3	0.002
S-Glass/PEEK §	4.6	0.0008-0.001

\*E-Glass, +PPS: Polyphenylene sulfide resin, §: Polyetheretherketone resin  
 이 데이터는 20°C, 10 GHz의 조건 하에서 얻어진 것이다.

hadfield강, 티타늄, 나일론, 유리섬유, 케블라 등을 연구하였는데 케블라가 가장 우수한 성능을 나타낸다. 이 중에서 내충격성, 균열전파 저항성, 진동감쇠 등의 성능이 보다 우수하다. 대표적으로 사용된 케블러 복합재료 적층판의 섬유 체적률은 82% 정도인 것으로 알려졌다. 최근에는 Allied Signal사의 초고분자량 폴리에틸렌 섬유인 spectra 섬유에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있다. 복합재료는 장갑재료의 일부로서 사용되며, 세라믹 혹은 금속재료와 결합하여 완전한 방탄 성능을 발휘하게 되는 것이다.

앞에서 언급한 정도의 재료가 방탄용 재료로서 사용된다는 정도(s-glass와 kevlar/epoxy계 복합재료 적층판이 알루미늄 장갑타일과 샌드위치 타입으로 적용되고 있다는 등)가 알려져 있을 뿐 재료의 제조 및 공정 기술, 장갑 시스템의 설계기술 등은 유출을 꺼려해서 접근하기 어려운 실정이다. 선진국의 기술이전이 특히 어려운 분야이므로 관련 실험 자료 및 기술의 국산화를 위한 연구가 지속적으로 진행되어야 한다. 국내에서는 개인용 헬멧, 장갑차 등에 적용되고 있으며 계속적인 연구가 이루어지고 있다. 선진국에서는 복합재료를 방탄분야에서의 효율적인 적용을 위해서는 strain rate가 높은 영역에서의 재료의 동적인 거동, 접합기술, 피탄 충격에 대한 자료 산출 등의 기술 개발에 노력하고 있다. 또한 초경량 복합재료의 개발과 센서가 내장된 복합기능 장갑재료의 연구도 진행중에 있으며 본고에서는 섬유강화 복합재와 세라믹/FRP hybrid 복합재

의 방호메카니즘에 관하여 논하여 보았다.

**FRP 방탄재 방호 메카니즘 :** FRP(Fiber Reinforced Plastic)는 섬유강화재와 고분자 합성수지의 복합체로서 요구되는 강도를 가지면서 가볍고, 내부식성, 내피로특성, 내충격성 등 경량화 재료로 널리 사용되고 있다. FRP는 섬유강화재의 종류에 따라 분류되는데 방탄용으로 주로 유리섬유와 케블라, 나일론 섬유, 스펙트라 섬유가 사용된다.

FRP의 고속 관통저항은 강화재의 질김성(tenacity)과 동적 탄성률(dynamic modulus), 인성(toughness) 등에 기인한 것으로 구조적 강성(stiffness)이 필요치 않는 방탄조끼 등의 용도에는 수지와의 결합없이 직조된 형태로 사용하고 있다.

그러나 수지로 결합된 FRP에서는 탄체의 속도가 어느 단계에 이르러 섬유의 응력과 전달속도( $E/\rho$ 에 비례,  $E$ : 섬유탄성계수,  $\rho$ : 밀도)를 초과하게 되면 미처 섬유의 변형이 발생하기 전에 관통이 진행되기 때문에 저속( $V/400m/s$ )의 권총탄환이나 파편방호용으로 사용되었다. 한편 수지는 구조역할재로서 강성을 유지하고 섬유의 손상을 보호하는 역할 외에 탄체의 관통에 대해서는 수지와 섬유와의 층간분리, 섬유간의 응력전달 및 분산, 수지자체의 강도 등으로 인하여 탄체의 운동에너지를 흡수하므로써 방탄효과를 갖게 되며, 연성(ductility)을 갖는 재질일수록 재료의 변형영역을 크게 하고 인장파괴에 대한 높은 저항력을 가짐으로써 방탄성능이 개선된다고 알려

져 있다. 또한 층간분리현상은 재료가 인장파괴와 전단파괴에 대한 충분한 저항력을 가질 때 발생할 수 있는 파괴기구로서 FRP의 층과 층이 분리되는 현상을 말한다. 한 예로 복합재의 관통진행 기구를 거시적으로 도시하면 Figure 14와 같다.

보강재를 충전한 복합재료를 파괴하는데 소모되는 에너지는 파괴진행 과정에서 흡수하는 에너지와 파괴후의 잔류속도, 잔류에너지에 의한 흡수에너지로 구분할 수 있다. 파괴진행과정에서 생성되는 파괴종류는 matrix 파괴, 보강재 파괴, matrix/fiber의 계면파괴 등 3가지로 가정할 수 있는데, 이는 파괴과정에서 에너지를 분산 또는 흡수하는 기구라 할 수 있다.

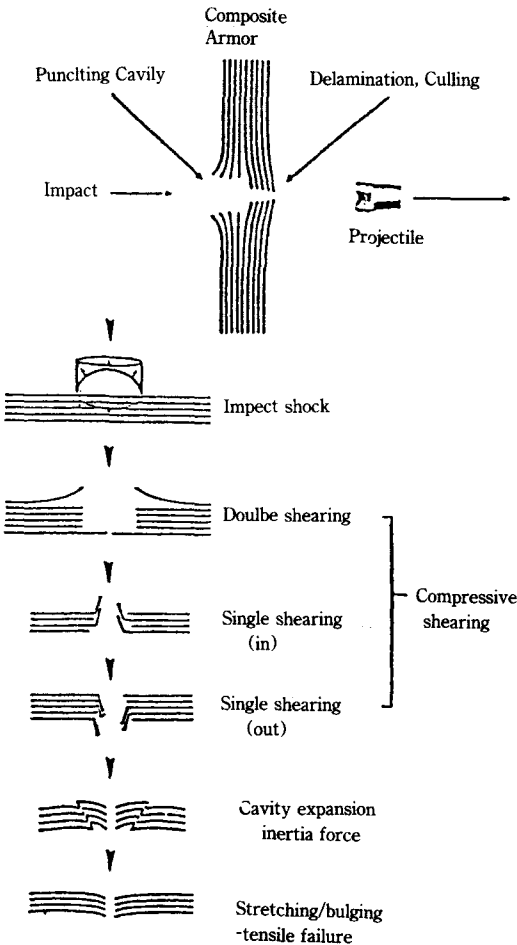


Figure 14. Schematics of penetration cavity and sequential phase of resistance for composite armor upon ballistic impact.

이 파괴진행 과정을 Murphy에 의하면, 섬유보강재의 파단변형( $\epsilon_m \cdot f$ )이 보다 큰 경우에 재료에 가해진 충격하중은 matrix와 fiber의 계면을 통하여 fiber로 전달되므로 충격하중(압축파괴하중)에 의한 matrix의 균열이 섬유주위로 진행될 때 matrix/fiber 계면에서 박리현상(debonding or delamination)이 일어나며 이 박리 현상으로 충격에너지가 흡수된다고 보고하고 있다(Figure 15 참조).

따라서 계면박리에 의해서 흡수되는 에너지량(Wd)이 섬유의 파괴응력값과 같거나 클 때 섬유 절단이 일어난다고(속도, 밀도 영향) 가정하면, 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$Wd = V_f Z_f L_c / 4E_f$$

$Z_f$  : 섬유인장강도,  $E_f$  : 탄성률,  $V_f$  : 부피분율,  $L_c$  : 임계 섬유길이

즉, 기계적 강도를 유지하면서 충격저항성을

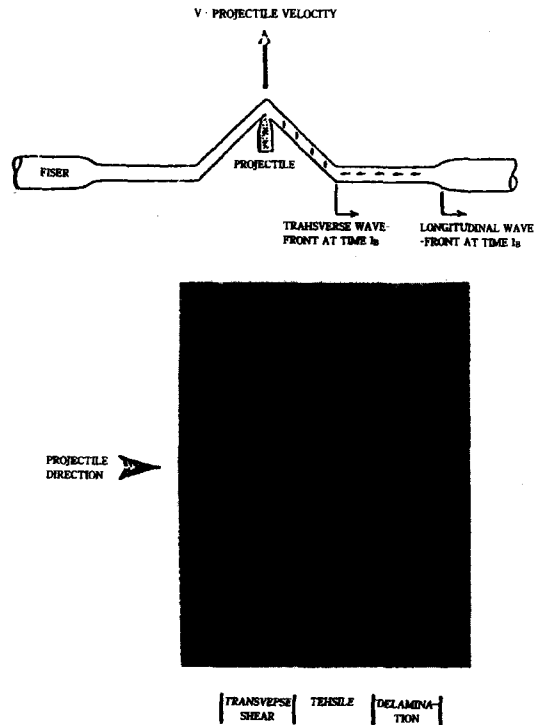


Figure 15. Failure modes in ballistically penetrated GRP laminates.



향상시키기 위해서는 고탄성, 고강도의 섬유보강재를 사용해야 한다.

한 예로, Figure 16과 같이 matrix에 가해지는 에너지는 fiber/matrix의 계면박리(A영역)에 의해서 섬유와 섬유사이로 전달되며 계면박리 에너지가 섬유의 파괴강도와 같아질 때 fiber의 절단이 일어난다. fiber가 절단되면 fiber의 변형에너지는 matrix로 재분산되어 matrix의 변형에너지로 소모되며(B영역), 절단된 fiber는 matrix를 빠져나오면서 계면 마찰력으로 에너지를 흡수하게 된다(C영역).

결론적으로 충격에 의해 파괴는 복합적인 메카니즘을 거쳐 일어나며 흡수되는 에너지양, 즉 계면박리 에너지 Wd는 fiber의 절단이 일어날 때의 총에너지양이라 볼 수 있다.

**세라믹/FRP Hybrid 방호 메카니즘 :** 방탄용으로 주로 사용되는 세라믹은  $Al_2O_3$ ,  $B_4C$ , SiC,  $Be_2B$ , BN 등의 불투명한 것과 단결정상의  $Al_2O_3$ , MgO 등 투명한 것 그리고 인장강도를 개선한 섬유강화 세라믹이 있는데, 높은 경도와 탄성계수 및 낮은 밀도를 가지며 내부식성, 내구성이 뛰어나 우수한 방탄재로 평가되고 있다. 그러나 취성이 크다는 근본적인 약점을 가지고 있어 이러한 취성을 보완하고 세라믹 파편을 분산시키지 않으면서 잔여 충격에너지를 흡수하도록 후면판(back-up plate)과 함께 복합 적층하여 장갑판으로 사용하고 있다. Figure 17에 세라믹/FRP 복합장갑판의 방호기구를 도시하였는데, 세라믹은

탄체와의 충돌시 탄체의 운동에너지를 세라믹의 파괴에너지로 흡수할 뿐만 아니라 높은 경도로 인한 탄체 선단 및 동체의 파쇄를 유발하여 탄체 질량을 감소시키고 접촉면적을 크게 하여 후면판에 가해지는 압축응력을 완화시킨다고 보고하고 있다.

이러한 현상을 좀더 서술하면, 먼저 세라믹에 탄체가 충돌하면 압축 응력파가 원뿔형으로 전달되고 곧이어 발생하는 인장응력에 의해 방사상과 원주 방향으로 균열이 발생한다. 따라서 세라믹의 파괴는 원뿔공간내에 국한되게 되는데 원뿔의 형상은 충돌속도에 무관하고 세라믹의 응력 전파속도에 따라 변한다고 가정할 수 있다. 이때의 원뿔면상의 균열을 Figure 17에서와 같이 Hertzian 균열이라고 말한다.

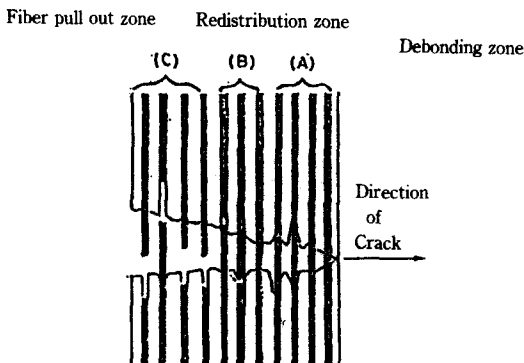


Figure 16. Ballistic behavior of a fiber when impacted by a projectile.

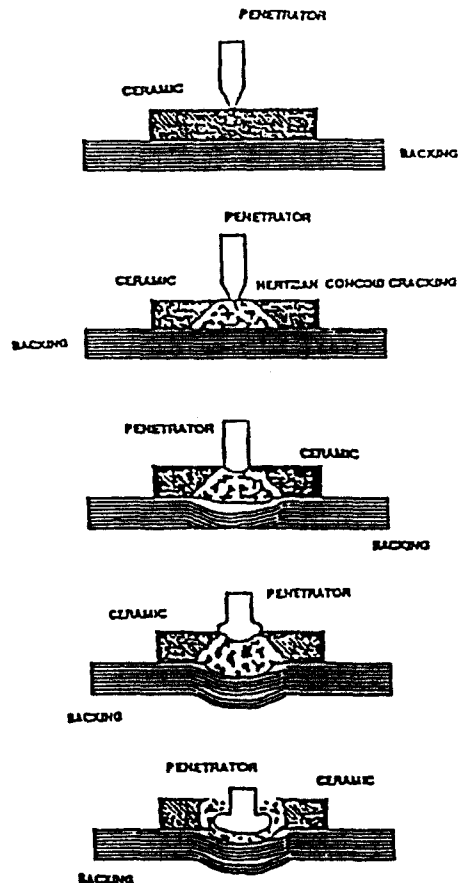


Figure 17. Penetration mechanism of ceramic/FRP.

결론적으로 세라믹/FRP 복합장갑재는 세라믹 자체의 관통저항에 의한 역할뿐 아니라 후면판의 넓은 면적으로 충격을 전달함으로써 후면판은 에너지 흡수능력을 증대시킨다. 따라서 후면판의 세라믹의 분산을 막고 자체의 관통저항을 가지는 것 외에도 충격완화 능력이 뛰어나야 할 필요가 있다고 생각된다. 후면재료로서는 Al 6061-T6, Al2024-T6 등이 종래에는 사용되어 왔으나 최근에는 에너지 흡수능력이 탁월한 고분자계 복합재(유리섬유 복합재, 케블라/나일론 복합재, 스펙트라 복합재)에 탄성체를 부가하여 응용하고 있는 추세이다.

최근 기술정보에 의하면 세라믹의 높은 경도 및 비강성률(stiffness/밀도)과 FRP의 충격에너지 흡수에 의한 세라믹/FRP hybrid 장갑재에 대한 연구가 진행중에 있으나 자세한 메카니즘은 규명되지 못하고 있다. 따라서 종래의 단일 장갑재와는 달리 hybrid화 할 경우 신뢰성 있는 재료 설계 방법이 확립되어 있지 않기 때문에 수많은 실험에 의존하고 있는 실정이다.

Figure 18에 층상복합 장갑체의 전형적인 충격효과를 도시하였는데 전면에 ballistic nylon과 내부에 boron carbide, 후면에 kevlar 재료로 만들어진 예이다. 이때 고려할 사항은 impact시 운동에너지  $V_p$ 를 흡수에너지(후면 kevlar)로 변환시키기 위하여 섬유의 형태, 밀도, 수지함량, 종류 등을 조절하여 충격시에 적층분리(delamination, debonding)가 어느 정도 쉽게 일어나게 하므로써 충격에 대한 완충역할을 기대할 수

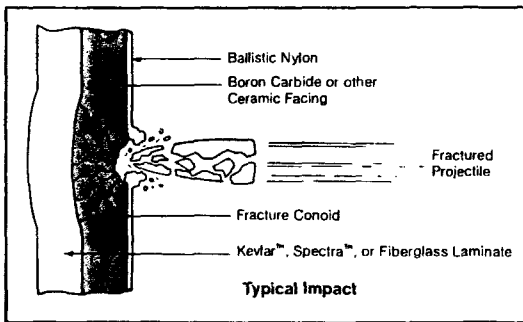


Figure 18. Hybrid structural of typical impact mode.

있다.

따라서 Figure 18의 층상복합 장갑체는 20미리급탄, 소총탄, 파편탄 등에 대한 경방탄 장갑체로서 경량의 세라믹타일과 FRP계의 보강재료를 접합시킨 단층 층상복합 구조를 가지게 된다. 본 장갑구조는 종래의 철강계열 장갑판재(RHA)보다 경량이며 방호특성도 우수한 최신 장갑재로서 전세계적으로 경방탄체계에 널리 응용되고 있는 제 2세대 복합장갑체로 알려져 있다.

방호특성을 만족하기 위하여 재료개발시에 결정할 주요 요소는 구성재료의 평균 응력과 탄성률이라 볼 수 있다. 즉 평균응력  $\delta_c$ 는 섬유체적함유율  $V_f$ , 섬유응력을  $\delta_f$ , matrix 응력을  $\delta_m$ 라 하면  $\delta_c = \delta_f V_f + \delta_m(1 - V_f)$ 으로서 보강재인 섬유의 응력 및 함유율이 클수록 보강재의 평균응력은 커진다.

또한 평균탄성률은 섬유와 모재의 신장률( $\epsilon$ )이 같다고 가정하면 탄성한도내에서는 응력  $\delta = \text{탄성률}(E) \times \text{신장}(\epsilon)$ 이고, 평균응력  $\delta_c = E_c \cdot \epsilon$ ,  $\delta_f = E_f \cdot \epsilon$ 가 성립되므로 이것을 평균응력  $\delta_c$ 에 대입하면  $\epsilon$ 가 소멸되므로 보강재의 평균탄성률  $E_c = E_f V_f + E_m(1 - V_f)$ 가 된다.

결과적으로 섬유의 탄성률  $E_f$ 는 matrix 탄성률  $E_m$ 에 비하여 크므로  $E_m < E_f$ , matrix 탄성률을 거의 무시하면  $E_c = E_f \cdot V_f$ , 즉 평균탄성률은 섬유의 탄성률과 체적함유율에 따라 대부분 결정된다고 볼 수 있다.

Figure 18과 같이 후면의 인장충격과를 줄이기 위하여 인장강도가 크고 강성이 강한 FRP 재료를 support 또는 back-up 재료로 응용되는 예를 Table 9에 이들의 방호한계 속도와 밀도의 관계로 예시하였으며, Table 10에 각 재료별 방호

Table 9. Ballistic results for AD 85 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, with different backup materials

Backup material	Target areal density kg/m <sup>2</sup> (lb/ft <sup>2</sup> )	Ballistic limit m/s (ft/s)
6.3 mm 6061-T6 aluminum	46.5(9.5)	869(2850)
6.3 mm 2024-T4 aluminum	46.5(9.5)	823(2700)
6.3 mm 7079-T6 aluminum	46.5(9.5)	907(2975)
6.3 mm glass woven roving	421.(8.5)	847(2780)
2.3 mm trip steel	47.5(9.7)	761(2500)

Table 10. Materials characterization test program

Target material	Description	Number of tests	Velocity range ft/sec	Spec grav	$E_p$ Btu/lbm	$E_p - k (p/d_0)^N$	
						k	N
Acrylic	American cyanamid-acrylite	14	162-1397	1.19	110	190	-1.5
Aluminum	110-F plate	11	28-1701	2.73	84	0	-
Aluminum	5083-rockwell E-75	7	196-2326	2.74	245	15.1	-0.75
Cadmium	99.9% pure, open cast	12	28-1491	8.81	29	0	-
Copper	Hot rolled ETP plate	12	28-2483	9.01	38	0	-
Glass	Corning pyrex 7740	8	192-1087	2.18	105	0	-
Iron	Class 40-gray	13	28-2892	7.13	121	7	-0.75
Kevlar	Rigid composite of aramid fibers and epoxy resin	12	198-2059	1.23	171	24.9	-1.5
Lead	99.9% pure, open cast	18	28-1174	11.3	3.5	0	-
Polycarbonate	General electric-lexan	9	162-1293	1.21	101	106	-1.1
Salt	Polycrystalline sodium chloride	16	28-1282	1.99	86	0	-
Silicon	Porous with .5% Fe	4	916-1381	2.1	184	-	-
Steel	1020-hot rolled plate	12	28-4336	7.86	141	8.9	-0.75
Steel	Rolled homogeneous armor	7	193-2082	7.83	203	19	-0.75
Titanium	Ti-6Al-4V	14	259-3015	4.48	328	7.1	-0.75
Zinc	99.9% pure, open cast	12	28-2680	7.19	62	0	-

물성을 비교 검토하였다.

Wilkins는 세라믹 타일을 연성 후면판재에 부착시킨 복합 이종재료의 방탄 개념을 도입하였고, HEMP라는 유한요소법을 이용하여 방탄시험을 모의화하였다. 관통 메카니즘을 규명하지는 못하였으나 관통에 관한 중요한 특성들을 밝혀내었다. 세라믹 타일은 탄자의 끝부분을 마쇄시키고 감속하는 역할을 하며 감소속도는 탄자재질의 항복강도의 지배를 받는다. 세라믹의 파괴는 세라믹과 후면판재의 계면에서 시작되는 인장 파괴에 의하여 원추형(conoid) 모양으로 일어나기 때문에 세라믹의 초기 인장파괴를 지연시키면 탄자의 마쇄율이 커져서 세라믹 복합장갑재의 방탄성능을 향상시킬 수 있다고 제안하였다.

최근에는 세라믹 파괴에 대한 실험적 연구가 많이 진행되고 있다. Mayseless 등은 후면판재에 관한 방탄데이터를 습득하였고 후면판재는 세라믹이 우수한 방탄성능을 나타내는데 실제적으로 기여하고 있음을 밝혀냈다. Rosenberg 등은 후면판재를 무한체로 놓고 잔류 관통깊이를 측정하여 세라믹의 방탄 성능을 평가하는 척도로 사용하였다. 그는 세라믹의 유효 압축강도가 증가할수록 방탄성능이 증가한다는 결론을 얻었다. 소구경 AP탄에 대한 세라믹/Aluminum 이종

재료의 에너지 분산 연구결과에서는 탄자의 운동에너지가 세라믹을 파괴시키는 비율은 0.2% 이하로서 무시할만 하고 후면재료의 소성변형에 의한 에너지 분산은 20~40%, 탄자의 소성변형에 의한 것은 10~15%이며 세라믹 파편을 가속하는데 필요한 운동에너지로 45~70%의 에너지 분산을 시킨다고 보고하였고, 후면판재의 탄자 저항력은 관통에 의해 이루어지지 않고 bulging 이나 necking 등의 연성 파괴에 의해 이루어진다. glass 타일은 탄자의 코어를 변형시키지 못하고 관통후 후면재료에서 탄을 저지시키게 된다. 결론적으로 충격에너지를 가진 탄자로부터 고속으로 분산하는 세라믹의 파편으로 momentum의 이동이 이루어졌다고 볼 수 있다. Pavel 등은 탄자의 관통률과 유사한 glass 파편의 분산속도는 시험시편의 광학사진으로부터 momentum의 이동에 의해 파편이 가속됨에 의한 것임을 확인하였다.

반 무한대의 glass 판넬에 대해서 원추형 crack 을 연구한 결과 원추각(cone angle)은 관통자와 경성재료의 탄성특성에 따라 좌우되며 관통축을 중심으로 약 68° 정도의 경사를 이루며 파괴된다는 것을 알 수 있으며, 고속 충격 거동하에서는 제어가 불가능한 과부하조건이 되어 crack 전파

에 관한 연구가 매우 어렵다. Wilkins에 의하면 모의화된 원추형 손상영역은 원추형상의 파괴모드를 이루었으며 가장 정적특성에서 관찰된 원추각은 위 연구결과와 유사하였다. Hornemann은 고속 카메라를 이용하여 고속충격시 glass 판넬의 crack 전파에 관한 연구를 하였는데, 그는 충돌좌석(impact site)으로부터 crack이 전파되며 손상영역 전면의 응력장에서 crack이 형성하며 또한 성장이 일어난다고 보고하였으며, 한예로 보론카바이드/케블라 이중복합재료의 고속충격시 고속 관통촬영법에 의한 파괴모드 현상을 (Figure 19)에 제시하였다.

충격하중에서의 세라믹에 관한 연구에서는 미세 소성 항복응력과 같이 단순방법으로는 Hugoniot 탄성 한계와의 연관성을 밝힐 수 없고 세라믹의 파괴거동은 응력상태의 연구만으로 설명이 불가능하다는 것을 밝혔다. 또한 세라믹의 파괴량과 방탄저항 특성의 연관성이 불분명한데 인성이 우수한 산화 지르코늄 세라믹의 방탄 성능은 알루미나 세라믹보다 오히려 떨어진다. 이것은 1% 미만의 탄자의 충격 운동에너지만이 파괴에너지로 변형된다는 것을 간접적으로 설명해준다. 그러나 방탄시험시 세라믹의 깨짐도는 세라믹의 인성과 밀접한 관계가 있다. 두꺼운 후면 판재를 부착한 세라믹 복합 이중재료의 방탄 시험 결과를 보면 강도와 방탄저항 특성과의 상

관관계가 있다는 것을 보여주나 Hugoniot 탄성한계나 세라믹의 압축강도 등과 같이 간단한 방법으로는 나타내지는 못한다.

아직까지도 세라믹의 관통특성을 이해하는데 있어서 실험과 이론사이에 많은 차이가 있다. Raymond 등이 제시한 근사치 모델은 이중복합장갑재의 소구경 탄자의 위협에 대한 방탄 저항 특성을 물리적 성질과 충격인자와의 연관성을 설명하였다. 원추형 모양의 파괴모드형성, 박판 후면재료의 dishing 파괴 및 탄자의 마쇄 등과 같은 세라믹 복합장갑재의 파괴거동을 현실적으로 모델링하였는데 이 모델의 주요특징은 세라믹과 후면재료의 두께, 세라믹과 후면판재의 재질, 탄종 및 충돌속도의 변화에 따라 방탄성능이 달라지는 일반적인 경향을 따르며 예측값도 비교적 정확하다는 것이다.

**Hybrid 복합재료의 군사적 응용기술 :** 방탄재로서 초기에 사용되는 것은 전술한 바와 같이 주로 hard steel 계로서 1960년대까지 장갑재의 주종을 이루어 왔다. 그러나 steel계 재료는 중량이 무겁다는 큰 단점을 갖고 있어서 무기체계의 기동성 및 효율성이 큰 장애를 가질 수 밖에 없었다. 이에 대한 대책으로 경량이면서도 고내충격성과 우수한 구조특성을 갖는 고분자계 섬유강화 복합재료의 응용 가능성이 검토되었고 먼저 soft armor 분야에서부터 응용되어 현재 헬멧이나 개인 방탄분야에 널리 상용되고 있다. 지금까지 개발된 고분자계 섬유강화 복합재료로는 glass 섬유계와 aramid 섬유계 및 polyethylene 섬유계가 있으며 그 우수한 방탄성능과 구조특성이 입증되어 점차 hard armor에까지 응용의 폭이 확대되고 있다.

각 요소재료별로 현재의 기술현황 및 세계적 발전추세를 살펴보면 섬유강화 복합재료 분야에서는 강화재인 s-glass, aramid 섬유 및 polyethylene 섬유가 개발되어 상품화 되어 광범위하게 사용되고 있다.

s-glass 섬유는 미국의 Owens-Corning Fiberglass사에서 개발되어 현재 고내충격 용도로 여러 분야에 응용되고 있으며 계속 성능이 증진된 등급에 대한 연구가 진행되고 있다. aramid 섬유

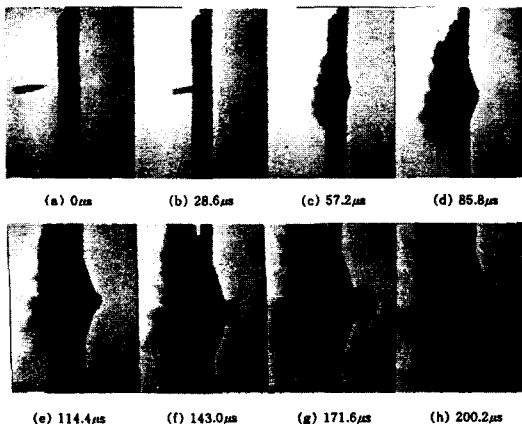


Figure 19. B<sub>4</sub>C/Kevlar 이중재료의 고속관통촬영 사진(Cal. 30AP)(충돌속도 : 780 m/s, 촬영속도 : 35,000 frames/sec).

의 경우 1970년대 이래 미국의 DuPont 사에서 'Kevlar'라는 이름으로 개발되어 항공분야나 soft armor 및 개인 방탄용으로 널리 사용되고 있는데 현재 Kevlar-29, Kevlar-49 및 Kevlar-149 등 여러 가지 등급이 개발되어 있는데 복합재료용으로 계속 물성을 개선시킨 등급이 개발되고 있다.

초고분자량의 polyethylene 섬유는 1980년 이래 네덜란드의 DSM사에서 'Dyneema'라는 상품명으로, 미국의 Allied사에서는 'Spectra'라는 상품명으로 개발되었는데 밀도가  $0.97 \text{ g/cm}^3$  정도로 매우 가벼우면서도 비강도 및 비강성이 우수하여 강화섬유로서 크게 각광을 받고 있다. 내충격성과 방탄특성이 탁월하여 앞으로 많은 응용이 기대되며 현재 미군과 NATO에서 헬기 및 전투 차량용 장갑재에 응용되고 있다.

한 예로 최근 개발된 spectra composite을 이용하여 FSP(Fragment Simulation Projectile)에 의한 관통현상을 Figure 20에 도시하였으며, 이에 대한 면밀도별  $V_{50}$ (ballistic limit, 방호한계속도) 데이터를 Figure 21에 제시하였다.

방탄용 고성능 섬유강화 복합재료는 기존의 저품위 섬유강화 복합재료에 비하여 특수하게 강도나 강성 또는 내충격성 등 위협에 따라 요구되는 물성을 증진시킨 소재로서 개발에는 많은 요소기술이 필요하다.

방탄용 섬유 강화재를 매트릭스 수지와 복합시킬 때의 표면을 요구물성에 따라 어떻게 처리할 것인가가 매우 중요하다. 강화재 표면 처리는 주로 표면처리제나 표면의 산화 혹은 전기적 etching법 등이 이용되고 있는데 compatible, semi-compatible, incompatible 처리 등 요구분

야에 따라 적절히 선택하게 된다.

그러나 아직 강화재 표면처리 기술은 국내에서 기초연구 단계이며 선진국에서는 제조업체마다 know-how나 기업 비밀로서 전혀 그에 대한 정보나 기술의 이전이 이루어지지 않고 있다.

섬유 강화재를 방탄용으로 사용하려면 형태변화 즉, 강화재 조직이 큰 관건이 되는데 조직에 따라 방탄성능이 크게 변화할 수 있기 때문이다. 많이 쓰이는 조직으로는 평직과 basket 조직이 있는데 국내에서는 개발이 가능한 기술이며, 이 조직을 변화시켜서 방탄성능을 증진시키는 기술로서 3차원 조직 제조기술이 연구되고 있다.

3차원 조직으로는 braiding, weaving, stitching, knitting 등의 제조기법이 있는데 국내에서는 기초연구 단계로서 3차원 preform을 제조하여 시편단위 실험정도가 이루어지며 산업화에는 약간의 해결해야 할 문제점이 있다고 판단된다.

방탄용 고성능 섬유강화 복합재료에 사용되는 매트릭스 수지는 고인성 및 고탄성이 요구되는데 현재 많이 쓰이는 것으로는 polyester, vinyl-ester 및 phenol계가 있다. 이들 열경화성 수지는 강성은 우수하나 인성이 나쁘기 때문에 합성 과정에서 고인성이나 고탄성을 발현시킬 수 있는 성분을 첨가하게 된다. 이렇게 합성된 수지는 적절한 강도 및 강성을 가지면서도 인성이나 탄성이 우수한 특성을 갖게되어 방탄용 및 내충격용으로 사용할 수 있게 된다.

고인성이나 고탄성을 위하여 첨가되는 성분으로는 PVB(polyvinylbutyral), CTBN(carboxyl terminated butadiene acrylonitrile) 또는 ATBN(amine terminated butadiene acrylonitrile) 등이 있으며 이들의 제법이나 합성에 관한 제반사

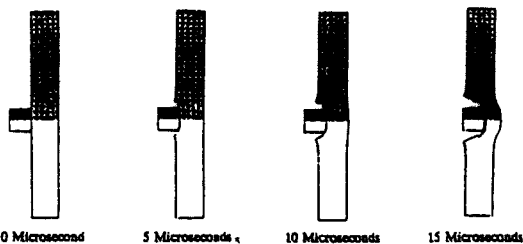


Figure 20. Projectile penetration analysis of spectra composite.

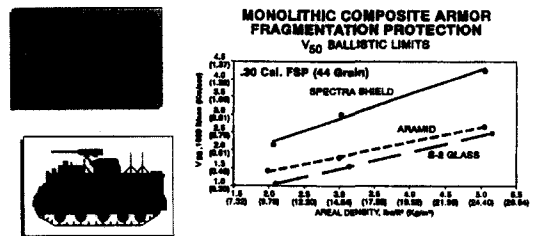


Figure 21. Data of ballistic applications (hard armor, light threat). 30 Cal. fragments, 44 grain).

항은 국내에서 기초연구 단계이며 선진국으로부터 기술이전이 금지되어 있다.

방탄용 고성능 섬유강화 복합재료를 제조하려면 먼저 프리프래그 제조기술이 요구되는데 방탄용 강화재나 매트릭스 수지에 따라 프리프래그 제조방법이 변화하게되며 주위환경이 조금만 변화되어도 제조조건이나 공정상 큰 변화가 일어나므로 많은 경험적인 기술축적이 필요하다. 이 프리프래그를 고품질의 복합재료로 성형하기 위해서는 적층기법과 프리프래그 설계기법 및 두꺼운 복합재 성형기법 등 여러 가지 성형기술이 요구된다. 또한 휘발물질이 많이 발생하는 경우 고온 고압 진공 성형기술이 요구되며 void-free한 고품질의 복합재료를 얻기 위해서는 vacuum bagging 기술이 사용된다. 이러한 복합재료 성형기술의 기초가 되는 것은 경화공정 분석에 따른 공정조건 확립 기술인데 이것은 복합재료 성형시의 내부의 발열에 의한 온도변화, 압력의 영향, 휘발물질의 성분 및 휘발량과 경화시간 등 경화공정의 제반사항을 분석하여 최적의 경화공정 조건을 확립하는 것이다. 이 기술은 국과연과 타연구소에서 활발하게 연구가 진행되고 있으며 어느정도의 수준에 도달할 수 있을 것으로 기대된다.

방탄용 고성능 복합재료 제조에는 강화재와 수지간의 계면특성 분석과 내충격성 평가기술이 요구되는데 복합재료의 계면상태에 따라 내충격성이 변화하게 되므로 최적의 계면상태를 찾기 위하여 내충격성에 대한 시험평가와 분석기술이 필요하다. 그외에 구조재료로서의 응용을 위하여 기본적인 데이터를 얻기 위한 구조특성시험 평가와 기계적 특성시험 평가 기술이 필요하다.

단순재료의 시험평가 기술과는 달리 이종복합재료에 맞는 시험방법이 고안되어야 하며 특히 구조특성 시험평가는 복합재료의 구성요소가 매우 복잡하므로 난점이 많은 부분이다. 국내에서는 이에 대한 여러 가지 연구가 진행되고 있으나 실제 구조재료의 적용은 많이 이루어지지 않고 있다. 또한 섬유강화 복합재료의 구조재 응용에는 건조, 습윤, 냉동상태 및 고온 등 환경 조건에서의 내구성에 대한 시험평가 기술이 필요하다.

습도 100%의 상태와 -20°C에서 80°C에 이르는 열주기 시험, -180°C의 냉각시험 등 여러 가지 열이력 시험이 이루어져야 하는데 국내에서 어느 정도 연구되어 간단한 시험들은 가능하며 현재도 연구가 활발히 진행되고 있다.

고성능 복합재료에 대한 방탄특성 시험평가 기술은 장갑재로서의 응용에는 필수적인 것으로서 주로 FSP탄이나 ball탄 및 AP탄에 의한 V50 시험이 있다. 국내에서는 국과연과 육사에서 대부분의 연구가 이루어져 각종 복합재료별로 방탄시험 데이터를 확보하고 있으며 현재 방탄 성능증진 연구가 이루어지고 있다.

특히, 고분자계 섬유강화 복합재료를 hard armor에 응용하기 위해서는 armor piercing탄과 같은 철갑탄에 대한 방호성능이 필요하나 상대적으로 경도가 낮은 이유로 사용에 제한점을 갖고 있다. 1970년대 이후로 영국과 이스라엘 등에서 세라믹 재료를 사용한 장갑을 개발하여 무기체계에 적용하기 시작하였으며, 1980년대부터 미국과 소련에서도 세라믹 재료와 고분자계 섬유강화 복합재료를 층상배열한 hybrid 복합재료를 개발하게 되었다. 이 hybrid 복합재료는 고분자계 섬유강화 복합재료의 단점인 낮은 경도와 세라믹의 단점인 높은 취성 및 낮은 구조특성을 hybrid화에 의해 극복할 수 있게 한 것으로 각소재의 장점만을 살릴 수 있도록 고안된 것이다.

Hybrid 복합재료는 특히 밀도가 높은 steel에 비해서 밀도가 2.0~2.5 g/cm<sup>3</sup> 정도로 매우 낮으면서도 방탄성능이 우수하기 때문에 장갑의 무게와 두께를 획기적으로 줄일 수 있다.

Hybrid 경방탄 복합재료의 현황을 살펴보면 세라믹/FRP의 hybrid화가 가장 중심되는 기술로서 고속충격에 대한 방호성능별로 최적 재료의 선택과 이종재료의 최적배열을 위한 설계기술 등이 포함되며 이에 따른 이종재료의 접합기술 등이 그 요건이 된다. 현재 알려진 바에 의하면 face material로는 Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, SiC, B<sub>4</sub>C 등의 초경도 세라믹 재료가 사용되며 back-up material로 glass, aramid 및 polyethylene 섬유강화 복합재료가 사용되고 있다.

세라믹/FRP로 된 이종재료를 제조할 경우 계

면성분이 전혀 다른 두가지 재료를 접합시키는 방법이 매우 큰 문제점이 된다. 접합방법으로는 주로 접착제를 이용하여 접합시키는 방법을 사용되는데 접착제로는 용액형으로 epoxy 수지계와 urethane계가 있으며 필름형으로 열가소성계 elastomer와 polysulfide계 및 rubber계가 사용되는 것으로 알려져 있다. 복합되는 이종재료별로 가장 적합한 접착제를 선정하여 표면가공과 함께, 균일한 접착이 되도록 하는 방법이 모색되어야 하며 접착두께에 따라 방탄성능이 변화할 수 있으므로 그 제어방법이 중요한 기술이 된다.

이 경우 이종재료를 접합하면서 한 번에 성형할 수 있는 일체 성형법이 가장 적절한 방법이 될 수 있는데 현재 이 분야에 대하여 국내의 기술개발은 초보단계에 이르고 있다.

또한, 일체 접합 성형기술에서 전체 part를 한 번에 성형할 수 있는 일체 성형공정을 이룩하려면 금형설계 기술과 이종 복합재의 재료설계 기술 등의 기반 기술이 필요하며 고압진공 성형 기술도 요구된다.

일체 성형기술과 더불어 프레스와 오토클레이브에서의 특수성형 기술이 요구되는데 진공백과 hand lay-up 및 bumping 공정과 등압 RTM 공정기술들이 요구되며 일체형 장갑재의 일체접합 성형공정 기술이 소요된다. 제조된 hybrid 경방탄 복합재료에 대한 기본적인 기계적 특성시험 평가기술과 동적특성 및 환경특성, 구조특성 시험평가 기술에 의한 분석을 토대로 feed-back하므로써 hybrid 경방탄 복합재료의 성능증진과 공정개선 등이 이루어질 수 있다. 또한 hybrid 경방탄재를 경량 장갑재로서 응용하기 위한 기본 단계로 파괴특성 모드 해석이 필요하며, 방탄 특성에 대한 시험평가 기술이 요구된다. 그외에 hybrid 경방탄재가 군용 장갑 구조재로써 적용되면서 진동, 피로, 충격 및 파쇄시험 등 장갑재 성능 인증평가 기법이 중요한 분야로 연구되어지고 있다.

U. S. Army Tank-Automotive Command's Research, Development and Engineering Center(TARDEC : 미 육군 전차사령부, 연구개발연구센터) 보고자료에 의하면 다량의 유탄 및 대·

중구경탄, 성형장약탄 등의 적탄으로부터 방어되는 최첨단 Composite Armored Vehicle Advanced Technology Demonstrator(CAVATD : 첨단기술응용 복합재료 장갑차량)을 개발하여 장갑무기체계에 다양하게 응용되고 있다고 언급하였다. 이는 응용개발된 가벼운 고성능 복합재료를 사용하여 전세계로 신속하게 배치할 수 있는 능력 및 파괴되지 않고 장기간 존속할 수 있는 생존성이 보장되는 장갑체계의 실용화 가능성을 제시한 것이다.

경량의 hybrid 복합재료(세라믹/FRP)를 이용한 장갑구조는 monolythic, hybrid, semi-monocoque 구조 등으로 재료구성을하여 다양한 장갑 기능을 발휘할 수 있도록 설계되는데, 예를 들면 일체형인 one-piece hull 국부적으로 부가시킬 수 있는 applique, 독자적 기능의 교환이 가능한 modular armor/semi-monocoque, 또는 이종재료를 강화한 stiffened skin 등을 들 수 있다.

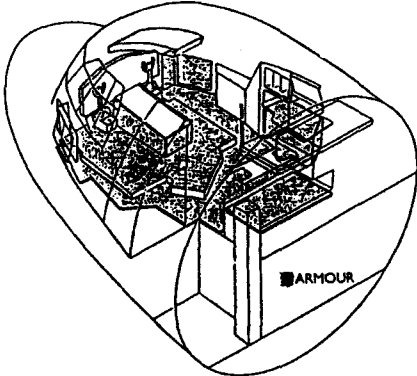
몇 년전까지만 하여도 이미 사용중인 기존의 알루미늄 또는 금속재료 대신 복합재료로 대체하는 경우 최소 33%의 무게감소 효과를 얻었다고 보고되고 있으며, 최근 영국의 Aero Consultants Ltd.의 Armourtek 자료에 의하면 glass/ceramic tiles에 aeroflex kevlar계 복합재료를 다층으로 적층하여 사용했을 경우 기존의  $Al_2O_3$  ceramic 보다는 44%, Boron carbide ceramic 보다는 10% 경량화를 달성하여 Lockheed C-130 Hercules 체계에 적용하였다고 보고하였다.

최근 입수된 군사적 응용사례 자료를 Table 11과 Figure 22~Figure 29에 참고적으로 도시하였다.

Figure 22는 C-130 Hercules 수송기의 좌우 측면과 바닥방탄면을 hybrid 복합재료를 이용하여 설계한 사례이며, Figure 23은 7.62mm 철갑탄 충격후의 고속변형에 대한 후면재의 원형파괴 모형을 예시한 것이며 Figure 24는 Bell Helicopter사의 차세대 방탄의자를 설계 제작한 것이다. 또한 Figure 25는 미국 메사추세츠 소재 LAST<sup>®</sup> Armor, Inc.사에서 최근 개발한 modular type 복합방탄재료로 유지 및 보수를 획기적으로 개선시킨 hull용 hybrid 복합

**Table 11.** Range of projectiles resisted by Armourtek

Weapon	Round	Type	Impact velocity	Equivalent distance of muzzle from Armourtek
SLR/FN	7.62×51 m	Ball	810 m/sec	10 m
AK47/AKM	7.62×39 m	Semi armour piercing steel core	680 m/sec	10 m
AK47/AKM	7.62×39 m	Ball	710 m/sec	0 m
SLR/FN	7.62×39 m	Ball	710 m/sec	0 m



**Figure 22.** Resent armor system of C-130 Hercules.



**Figure 23.** Armourtek after impact from a 7.62 mm semi-armour piercing round.

재이다. Figure 26~28은 steel, Al, composite 등의 재료를 이용한 최신 구조용 방탄시스템의 실례들이다.

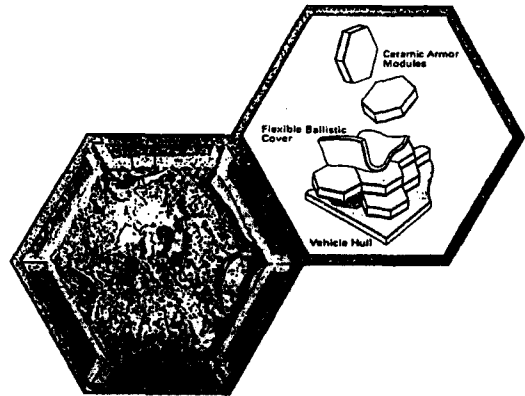
위와 같은 실례들에서 알 수 있듯이 경량의 hybrid 방탄 복합재료는 적위협으로부터 승무원과 주요부분기능의 장갑보호에 광범위하게 사용되는 재료로서 파편 및 유탄, 소구경/중구경/대구경의 운동에너지탄, 성형장약탄에 이르기까지 장비의 자체보호와 승무원 생존성 보장을 위한 필수재료이다.

**5.9. 고온용 탄소/탄소 복합재료[8]**

탄소/탄소 복합재료는 높은 승화온도, 고온 강



**Figure 24.** A protected new crew seat.



**Figure 25.** Government ballistic tests prove LAST<sup>®</sup> armor's, protection against 7.62 mm (AP) through 30 mm (APDS) KE rounds.

도, 우수한 열충격 저항 및 화학적 안정성으로 고온재료로써 사용되고 있다. 응용 분야에는 대기권 재돌입 nose cone, 열 차폐막, 로켓노즐, 항공기용 디스크 브레이크 등에 필수적으로 사용되고 있다. 보강재로써 형상을 직조한 후 고분자 기지 재료를 침투시켜 가압 탄화 과정을 거쳐 제조되는데, 다차원(multidimensional) 직조기술, 제한된 사용처, 고온 및 고압기술 및 대단위 투자 등으로 각국에서 정부 주도로 연구를 수행하고 있다.



1300°C 이상의 내열 경량 구조물 재료로서 C/C 복합재료는 우수한 특성을 가지고 있어 응용 분야가 넓어질 것으로 기대된다. C/C 복합재료의 제조방법은 최종 용도 즉 내열 구조재 혹은 마찰재로써 사용될 것인지에 따라 섬유, 기지재료, 섬유배열, 탄화 방법 등이 다르다. 앞으로 개발 방향은 마찰 특성의 개량(저속, 저온, 고부하시의 마찰계수의 향상) 및 내산화성 향상(최소  $\mu > 0.2$ )을 위한 코팅재료의 성능향상, 탄화과정

의 시간 단축 연구, 저가의 3차원 직조물 제조 방법 개발 등이다.

국내에서는 국과연 주도하에 수년간 기초적인 연구를 수행하여 왔고 기본 설비를 갖추어서 시제품을 생산하였고, 군사, 우주 항공 분야에서 필수적으로 적용해야 할 부품 제작 단계에 도달해 있으며, 선진국과의 기술 협력으로 고품질 탄소-탄소 복합재료의 개발에 힘쓰고 있으며, 또한 관련 산업체에서는 산업적인 면에서 수요 창출에 노력하고 있다.

한 예로 최근 실용화 단계에 도달한 로켓노즐에 대한 것을 Figure 30에 도시하였다.

또한 내열 차폐 재료로서의 복합재료는 선진국에서 우주 계획이 시작된 이후 꾸준히 연구 및 개발되어 왔다. 그 용도가 극히 제한적이고 생산량이 미미하기 때문에 기술 및 정보는 관련 연구기관에서 보유하고 있는 실정이다. 내열 차

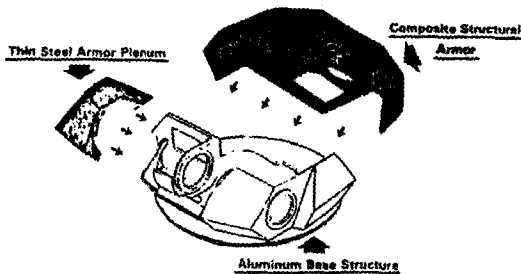


Figure 26. AMMRC demonstration plastic turret program M2/M3 Bradley fighting vehicle.

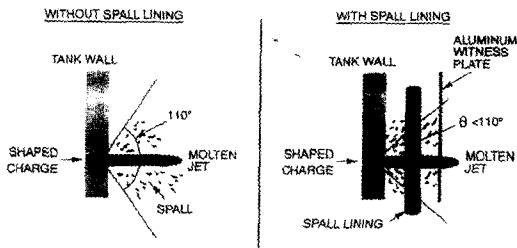


Figure 27. Armor for shaped charge.

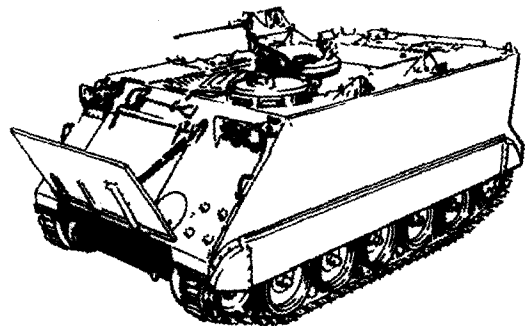


Figure 28. Composite hull concept for infantry fighting vehicle.

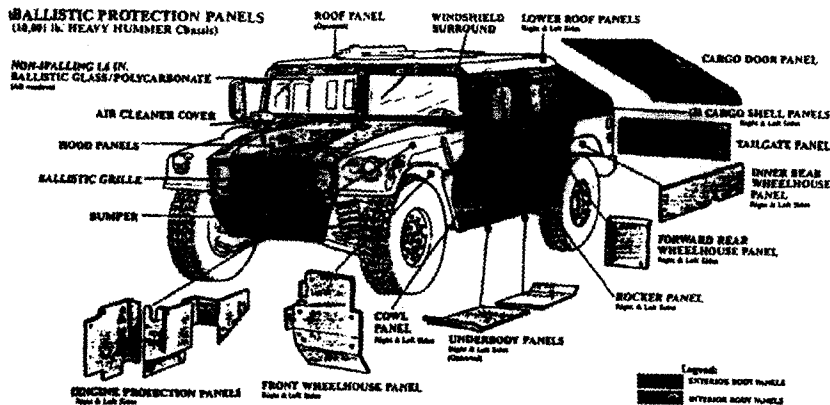


Figure 29. Weapon carrier variants (up-armored with 7.62 mm ball protection FRP panels).

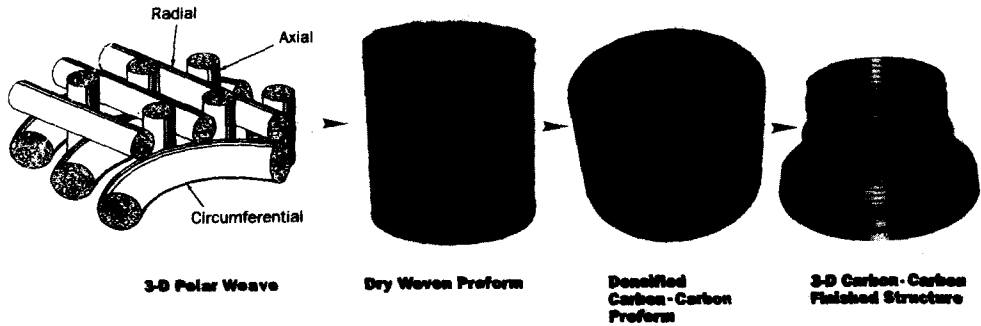


Figure 30. Solid rocket motor nozzle.

폐 재료의 기능은 외벽 구조물의 그것과는 달라서 극한온도(2000~2500°C)에서 탄화되면서 차폐막을 형성하는 역할을 한다. 따라서 높은 heat flux와 mass flow에 대한 내열을 위하여 폐놀, 폴리이미드 등의 경화성 수지를 사용하며, 강도 유지를 위하여 탄소, 실리카, 유리섬유를 사용한다.

내열 차폐 복합재료와는 달리 외벽 구조물로서 복합재료는 고분자 수지 재료의 내열성과 밀접한 관련이 있다. 속도가 마하 2 이상되는 군사용 고속 항공기의 경우 내열성의 요구가 엄격하여 경량화와 내열성 문제를 동시에 해결해야 하는 고분자 복합재료용 수지의 성능 향상은 필수적이다. 다시 말하면, 현재 사용 가능한 온도는 건조한 상태에서 약 150~180°C, 습기가 존재하는 상태에서는 약 120°C 정도이다. 고속항공기(마하 2~2.5 이상)에서는 수분 존재하에서 220°C 이상의 내열성을 요구하고 있다. 특히 선진국에서는 Tg가 비교적 높은 폴리이미드계 수지에 초점을 맞추고 개발을 추진 중에 있으며, 대표적으로 AFR700B 같이 700°F에서 견딜 수 있는 고온용 폴리이미드를 개발한 것으로 알려졌다. 이는 F-117A의 trailing edge 같은 반복적인 열손상이 발생하는 부위에 성공적으로 적용한 사례가 있다.

### 5.10. Smart Structures

구조 손상을 자체 진단하거나, 재료의 강성을 아주 짧은 시간에 변화시킬 수 있는 스마트 구조물은 우주 구조물에서 시작되어 군용 비행기

에서 이 기술의 장점을 응용하려고 적극적으로 연구 중이다. 최대의 관점은 스마트 구조물을 이용함으로써 신뢰성, 유지 보수 능력의 향상을 통해 경비의 절감을 노리는 것이다. 스마트 구조물이 복합재료만으로 제조되는 것은 아니지만, 항공기 등 고성능 구조물에의 사용이 증가하며, 충격에 대한 약점이 있으며, 실제 구조물 제조시 센서가 보강재로서의 역할을 동시에 해결할 수 있도록 성형이 가능하기 때문에 연구의 대상이 된다.

현재 선진국에서 수행 중인 고분자 복합재료와 관련한 대표적인 스마트 구조물에 대한 연구 중에는 fiber optic sensor로서 구조물의 손상으로 발생하는 스트레인, 진동, 음파 등의 변화를 측정하는 것이 있고, electrorheological(ER) fluid를 복합재료에 넣어 기계적 특성을 전자장을 변화시켜 fluid의 점탄성을 변화시켜 구조물의 강성 및 진동감쇄특성을 조절하여, 군용차량의 현가장치나, 헬리콥터 블레이드에 응용하기 위한 연구, 기억 형상 합금을 복합재료에 섞어 넣어 스트레스 및 스트레인 상태를 변화시키는 것 등이 있다. 하지만 변화를 감지하는 수동적인 것을 떠나 능동적으로 구조물의 거동을 변화시키기 위해서는 재료의 화학 및 미세구조에 대한 연구, 이들의 열적, 기계적, 전기적, 광학적 파라미터에 대한 기초적인 연구가 더 진행되어야 한다. 현재 국내에서는 몇개 대학 연구실 단위로 기본 재료보다는 센서로써 시편의 거동을 감지/해석하는 실험실적인 연구와 초기 ER 작동 유체 연구가 수행 중이다.

### 5.11. 복합재료 시험 및 평가기술

복합재료의 제품의 성능은 원재료의 성능, 재료설계, 제조자, 사용자의 능력에 크게 의존한다. 최종 무기체계의 최적 성능을 달성하기 위해서는 각 단계에서의 시험 및 평가가 필수적임은 말할 것도 없다. 복합재료는 특유의 이방성 재료이므로 정확한 데이터를 확보하기 위해서는 성형 기술, 설계능력, 실험 및 해석 방법 등의 전반적인 능력을 갖추어야 한다. 원재료의 조합에서 발생하는 수많은 복합재료의 시험 및 평가에는 막대한 투자가 소요되므로 선진국에서도 기본 데이터 확보를 위하여 관련 업체간에 공동 실험을 통하여 데이터를 공유하는 노력도 보이고 있을 정도이다.

복합재료와 관련한 국내 방위 산업계도 양적으로 상당한 능력을 보유하게 되었으므로 고품질의 복합재료 무기체계의 달성을 위해서는 국산화된 복합재료 특성 데이터의 확보가 시급하다. 더구나 고품질의 제품을 유지하기 위하여 선진국의 원재료에 의존하는 바가 크며, 비록 같은 원재료를 사용했지만 최종 물성은 재료 설계, 제조 공정, 시험 평가 능력 등에 좌우되므로 반드시 군사 규격에 따르는 국산화된 자료 패키지가 필요하다. 이로써 복합재료 관련 전문 인력들이 겪는 국산화된 자료 부족의 어려움을 극복할 수 있도록 해야 한다.

## 6. 결 언

국방소재로서의 섬유강화 복합재료는 필수적인 위치를 차지하고 있으며 선진국에서도 미래

의 중요기술의 하나로 복합재료 관련 기술을 선정하고 있음을 확인하였다. 지금까지 무기체계 국산화 개발과정의 결정적 고비마다 핵심재료 문제로 어려움을 겪었던 경험을 갖고 있다. 재료가 국산화되지 않으면 무기체계 개발이 국산화되었다고 말하기 곤란하다. 복합재료 관련 연구 개발 능력의 확보가 향후 독자적 무기체계 개발에 대단히 중요하다고 판단된다.

복합재료 제품의 원재료 및 제조 공정의 국산화 개발에 전략적이고, 지속적인 연구 투자를 해야 할 뿐 아니라 선진국과 cross-licensing 할 수 있는 정도 수준의 자체 기술 개발을 목표로 하여야 할 것이다.

## 참고문헌

1. 전의진, 황병선, "제2회 국방소재학술대회 논문집", p. 462, Vol. 11, 1996.
2. 유인종, "미 국방부의 기초연구계획", 국방기술정보, p. 74, 75, 77, Vol. 1, 1997.
3. 전의진, 황병선, "제2회 국방소재학술대회 논문집", p. 463, Vol. 11, 1996.
4. MPS 402D Adhesive Bonding, Lockheed Missiles & Space Company, INC. Obsolete 9-1-74, 402-120, p. 7.
5. D. Stover, "High-Performance Composites", p. 4, 1995.
6. "LIBA Information, Copcentra Multi-Axial Version 5", No. 2-10~14(1991).
7. 육종일 외, "Hybrid 경방탄 복합재료 개발", ADD Report, ATRC-411-950030, p. 1, 1995.
8. Hercules<sup>®</sup> "Graphite Fibers and Prepregs", p. 7, Vol. 7, 1996.