

21C Frontier

차세대소재성형기술개발사업

Advanced Materials Processing Program

액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발

Development of Three-Dimensional Composite Structures by
Liquid Molding Process

한국기계연구원

과 학 기 술 부

제 출 문

과학기술부 장관 귀하

본 보고서를 “ 액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발 ” 과제의 보고서로 제출합니다.

2004. 7. 28

주관연구기관명 : 한국기계연구원

주관연구책임자 : 변 준 형

연 구 원 : 김 병 선

” : 황 병 선

” : 김 태 욱

” : 이 상 관

” : 엄 문 광

” : 박 지 상

” : 김 진 봉

협동연구기관명 : (주)데 크

협동연구책임자 : 김 광 수

보고서 초록

과제번호	CO001-3-00-00	총연구기간	(2001.10.1 ~ 2004.6.30)	단계구분	1단계/총3단계
연구사업명	중사업명	21세기 프론티어연구개발사업			
	세부사업명	차세대소재성형기술개발사업			
연구과제명	액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발				
주관연구책임자	변준형	해당 단계 참여연구원	총 : 86명 내부: 24명 외부: 62명	해당 단계 연구비	정부:1,365,000천원 민간: 587,000천원 계 : 1,952,000천원
주관연구기관 및 소속부서명	한국기계연구원 공정연구부		참여기업명	(주)테크, (주)성도	
협동(공동) 연구기관	(주)테크		협동(공동) 연구책임자	김광수	
위탁연구기관1	서울대학교		위탁연구책임자1	이우일	
위탁연구기관2	연세대학교		위탁연구책임자2	전홍재	
요 약 (연구결과를 중심으로 개조식 500자 이내)				보고서 면수	
<p>(1) 전 구조 기본설계 및 구조해석: 냉각탑 프레임 및 차기보병 전투 장갑차 구조 배치설계 및 요구조건 확립. 유한요소법을 사용한 전구조 해석. 유전자 기법을 적용하여 기존의 steel 빔에 대한 등가 굽힘강성을 가지는 빔 단면 크기 결정. 소재 선정 및 적층 설계</p> <p>(2) 3D 복합재 단위구조 시험 및 물성예측: 일방향 시편 및 다축경편 시편 (stitch 및 un-stitch)에 대한 기본물성 시험 수행. Stich 시편의 경우 인장, 압축, 전단 특성은 감소하나 굴곡특성은 향상. 임의 각도에 대한 다축경편 복합재 3차원적 물성치 예측.</p> <p>(3) Textile 프리폼 성형기술: Stitching 장비 설계/제작, 직조성 확인, 다양한 형상과 크기의 프리폼 제조기술 확립. (J빔, U빔, T빔, H빔, 두꺼운 평판, stiffened panel)</p> <p>(4) 액상 성형기술: 보강재 투과성 계수, 수지점도 및 경화도 분석을 통한 유동물성 정량화. CVFEM과 고정 격자계를 이용하여 U빔 및 J빔에 대한 충전해석 수행. 충전해석 결과에 따라 금형 설계. 최적의 수지충전 방안에 대한 수지주입 압력 결정. U빔, J빔, 조종수 해치 시제 제작. U빔 (90x170x2400mm), J빔 (244x155x20x300mm), 조종수 해치 (790x710x50mm).</p> <p>(5) 조종수 해치 시제품 제작: 설계요구 조건 수립 및 기본설계, 방탄성능 만족시키는 소재 선정. 방탄 시험 및 기본물성 시험 수행. 프리프레그, elastomer, tile 및 S2-glass fabric등 다중 재료로 구성된 조종수 해치 액상성형. 섬유체적율 50% 기공율 1.2% 이하 목표 달성.</p> <p>(6) 체결부 응력해석: 유한요소 해석을 통하여 원공 주위의 응력분포 계산. 다양한 기하학적 변수에 대한 인자연구 수행.U 빔 구조물의 체결구조 해석.</p> <p>(7) 복합재 특성 및 구조시험: 수분 흡수에 따른 복합재 환경시험. 복합재료 스티칭 효과 시험.</p> <p>(8) RTM 공정 제어 및 원거리 제어: 3차원 수치유동 해석. Dry spot과 micro-void 모델 개발. 수지 주입 초기와 후기로 구성된 공정제어 알고리즘 개발.</p>					
색인어 (각5개이상)	한글	액상성형, 수치충전해석, 3D 복합재, 스티칭, 체결부, 전산모사			
	영어	Liquid Molding, Resin Filing Analysis, 3D Composites, Stitching, Mechanical Joining, Numerical Simulation,			

요 약 문

I. 제 목

액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발

II. 연구개발의 목적 및 필요성

복합재료의 개발은 성능, 생산속도, 생산비 등을 포함하는 여러 요인을 서로 균형있게 조절해야 하는데, 항공/우주용 부품과 같은 고성능 재료에서는 생산성 보다 성능 향상이 중요한 요구조건이지만 여러 다른 산업계에서는, 성능 향상과 더불어 부품의 생산속도가 빠르고 생산비가 낮아서 가격 면에서도 유리해야 한다는 것이다. 더욱이 고성능이 요구되는 항공/우주/국방 산업에서도 생산비 절감의 압력이 최근 들어 증가하고 있는 추세이므로 생산성을 향상시킬 수 있는 복합재 신 성형 기술의 개발이 필요하다.

특히, 복합재료 전체 시장의 60% 이상을 차지하고 있는 육상교통, 토목/건축, 선박/해양분야의 산업계를 보면 복합재료 대형 구조물에 대한 요구가 증가하고 있으나 기존의 복합재 제조 방법인 autoclave 성형법이나 hand layup 성형법으로는 이러한 대형 구조물을 빠른 시간 내에 제조한다는 것은 불가능하다. 또한, 형상이 복잡하고 대형인 구조물을 제조하기 위해 조립, 체결 공정을 거치게 되면 생산 시간 뿐 아니라 성능이나 경량화 면에서 매우 불리하다. 따라서 생산시간의 단축을 위해 새로운 성형기술의 개발과 함께 대형 부품의 구조 일체화를 위한 3차원 형상의 복합재 개발이 필요하다.

따라서 본 연구 개발의 목표는 형상이 복잡하고 성능이 우수한 대형 구조물을 빠른 시간에 제조하기 위한 액상성형 기술을 개발하고 이 기술을 실제 제품에 적용함으로써 단 시간 내 산업화 할 수 있는 제반 요소 기술을 개발하는 데 있다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

(1) 전체 구조물 기본설계 및 구조해석

- 구조해석 프로그램(ANSYS) 이용
- 냉각탑 전체구조 기본설계/해석: 정적 및 동적 해석
- 강성, 강도 요구조건 결정: 처짐량 및 1차 고유진동수
- 빔 단면 적층 구조 및 치수 결정: 유전 알고리즘 적용

- (2) 3D 복합재 단위구조 시험 및 물성예측 모델 개발
 - 단위 셀을 이용한 강성도 및 강도 예측
 - 면내 방향 및 두께 방향 포함한 3차원적 특성 예측
 - 시험편 제작: 수지충전 성형법, stitched/unstitched 복합재 제조
 - 유리섬유 일방향, 유리섬유 다축경편 및 탄소섬유 평직 복합재료
 - 기계적 강도 시험: 인장, 압축, 면내 및 층간전단, open hole 인장, 베어링
- (3) Textile 프리폼 성형기술
 - Stitching 메카니즘 연구: lock stitching 및 chain stitching
 - 직조장비 설계/제작: 실 제품 크기 및 양산 고려
 - 섬유 및 프리폼 형상에 따른 직조성 연구: 섬유 절단 및 프리폼 두께 등
 - 요소 구조용 프리폼 제작: U 빔 스티칭
 - 두꺼운 평판 stitching: 방탄 구조재
 - 일체구조 stitching 기술: 항공기용 stiffened panel 구조
 - T 및 H 빔 프리폼 제조: 토목/건축 구조
- (4) 액상 성형기술 및 시제 제작
 - 기초 물성 정량화 실험: 투과성 계수, 수지점도 측정
 - 이론적 모델 정립: 수지경화, 수지유동 해석
 - 금형충전 이론적 해석: 충전 방안 최적화, 주입압력 결정
 - 금형 설계: gate/vent 위치 및 개수, 제품 탈형 등 고려
 - SCRIMP 공정 개발: 유로 확보재 선정, 공정 변수 결정
 - SCRIMP에 의한 U빔 및 두꺼운 평판 성형
 - 광센서 적용한 수지충전 확인: 고온용 센서 및 모니터링 시스템
 - 섬유 복원력 및 경화 중 복합재 내부 온도 변화 측정 (열전대 사용)
- (5) 복합재 체결부 응력해석
 - ANSYS 이용, 단면 빔 구조에 대한 전체 설계
 - 체결구조 최적화: 결합부 체결구조 상세설계/해석
 - U 빔 원공의 배열방법 및 원공 거리에 따른 응력분포 해석
 - 내부하중 산출: U 빔의 critical 하중조건 결정
- (6) 복합재 특성시험
 - 흡습에 의한 복합재의 기계적 특성 평가
 - 복합재 stitching 효과 시험: 굴곡시험, 층간전단 시험
 - DBLT 직물 적층방법에 따른 강도 평가
- (7) RTM 공정 제어 및 원거리 제어
 - 실시간 공정 제어 algorithm 개발: 공정 변수 제어 (유동선단, void 등)
 - 3차원 수지유동: CVFEM 이용, 3차원 비등온 공정 해석

- 공정제어용 실험장치 제작: 공정 simulator 및 제어용 server 장치
- 원거리 RTM 공정 제어 시도: 인터넷 이용 on-line 제어

IV. 연구개발결과

(1) 전체 구조물 기본설계 및 구조해석

유한요소법을 사용한 냉각탑 전체 구조물에 대한 정하중 해석과 동적 해석 수행. 빔 요소 적용. 구조물의 최대 처짐량과 1차 고유 진동수를 계산하여 요구 조건과 비교하여 안전함과 단면 최적화 필요성을 확인. 유전자 기법을 적용하여 기존의 steel 빔에 대한 등가 굽힘 강성을 가지는 복합재료 빔 단면 크기를 결정. 소재 선정 (유리섬유 일 방향으로 T800 및 다축경편 DBLT850) 및 적층 설계.

(2) 3D 복합재 단위구조 시험 및 물성예측

일방향 시편 및 다축경편 시편 (stitch 및 unstitch)에 대한 기본물성 시험 수행 (인장, 압축, 면내전단, 층간전단, 베어링, open hole 시험). Stitch 시편의 경우 unstitch 시편에 비하여 대체적으로 감소하였거나 비슷한 수준. 단위 셀에 대한 브리징 모델을 개발하여 임의 각도에 대한 다축경편 복합재의 3차원적 물성치 예측. 스티칭 섬유로 사용하는 twist된 섬유에 대한 탄성계수 및 열전도도 예측 모델을 개발하였고 시험치와 비교.

(3) Textile 프리폼 성형기술

Stitching 장비 설계/제작. 균일한 밀도의 스티칭 및 자동화 공정을 위하여 프리폼 이송 bed 제작. 다양한 섬유와 프리폼 두께 및 바늘 길이 등에 대한 직조성 확인. Twist 된 케블라 섬유가 스티칭 섬유로 가장 적당함. 다양한 형상과 크기의 프리폼 제조기술 확립. 얇거나 두꺼운 평판 (3mm - 20mm) stitching, 일체 구조 stitching 기술 (stiffened panel 구조), T 및 H 단면 빔 구조 프리폼 제조. 시제품 스티칭 (J-빔 및 U 빔).

(4) 액상 성형기술 및 시제 제작

시간에 따른 프리폼 내의 수지 전진량을 측정하여 수정된 Adams 식에 따라 T800 직물 및 DBLT 850 직물에 대한 투과성 계수 결정. 에폭시 수지점도 및 경화도 분석을 통한 유동물성 정량화. CVFEM과 고정 격자계를 이용하여 U빔 및 J빔에 대한 충전해석 수행 (4 가지 충전 방안 고려). 충전해석 결과에 따라 최적의 충전 방안을 결

정하고 gate/vent 개수와 위치를 결정하여 금형 설계. 최적의 수지충전 방안에 대한 수지주입 압력 결정. 광센서를 적용하여 수지충전을 확인하고 섬유 복원력 및 경화 중 복합재 내부 온도 변화를 측정 (열전대 사용). SCRIMP 성형 공정을 개발하여 U빔 (90x170x2400mm), J빔 (244x155x20x300mm), 조종수 해치 (790x710x50mm) 제작.

(5) 복합재 체결부 응력해석

유한요소 해석을 통하여 원공 주위의 응력분포 계산. 다양한 조인트 조건에 따른 응력집중계수 계산 (조인트 형상, 마찰계수의 변화, 복합재료와 와셔의 clamping force, 다중 핀 구조 등). U 빔 원공의 배열방법 및 원공 거리에 따른 응력분포 해석. U 빔 구조물의 체결구조 해석. 내부 하중을 산출하여 U 빔의 critical 하중 조건을 결정.

(6) 복합재 특성시험

수분 흡수에 따른 복합재 환경시험 결과 강도 저하가 거의 없음을 확인. 굴곡 시험과 층간전단 시험을 통하여 복합재료 스티칭 효과 시험. 스티칭 밀도가 증가할수록 굴곡강도는 저하되나 층간강도는 증가함을 보임. DBLT 직물 적층방법에 따른 강도 평가 결과 0도 섬유 위에 스티칭이 되는 경우 강도 저하가 심함. Modified lock stitch의 경우 stitching에 따른 복합재료의 특성 변화는 미미함.

(7) RTM 공정 제어 및 원거리 제어

CVFEM을 이용한 3차원 수지유동 해석. 수지유동, 온도 및 경화도를 구하여 비등온 공정 해석하고 공정 제어 알고리즘을 검증. Dry spot과 micro-void 모델 개발하여 공정 개선에 활용. RTM 공정에서 흔히 생기는 race-track 효과와 금형 내의 프리폼의 투과성 계수 불균일로 인한 dry spot 생성을 개선하기 위하여 수지 주입 초기와 후기로 구성된 공정제어 알고리즘 개발. 공정제어용 공정 simulator 및 제어용 server 장치를 개발하여 원거리 RTM 공정 제어 시도. 인터넷 이용 on-line 제어 실시.

V. 연구개발결과의 활용계획

구조와 방탄기능을 동시에 수행하는 통합형 조종수 해치를 대상으로 복합재 VARTM 제조공법을 개발하여 실용화 단계에 있으며, 이를 계기로 지상무기체계에서의 복합재 적용이 대폭적인 확대가 예상된다.

액상성형 기술을 이용하여 제조할 수 있는 복합재 구조물 또는 부품의 적용 가능 분야는 매우 다양함. 항공우주 분야에서는 동체 부분의 integrated stiffened panel, rib, creel, 헬기 roof 등 구조물에 적용 가능함. 토목/건축 분야에서 최근 각광을 받고 있는 교량에 적용 가능한 제품의 형태는 빔 구조물, girder, grid, rebar, 샌드위치 패널 형태의 deck 등이 있음. 선박의 경우 레저 보트 등 전체 hull 구조물을 액상성형으로 개발한 선진국의 사례 보고도 있으므로 가까운 미래에 국내 수요도 매우 높을 것이라고 봄. 본 연구에서 개발한 액상성형 기술은 여러 산업에서 단기간에 기업화가 가능한 기술임.

Stitching 기술을 방탄 구조물에 적용함으로써 방호/구조 성능이 뛰어난 것을 입증했음. 그러나 stitching 간격에 대한 최적화 연구가 추가적으로 수행될 필요가 있음. 또한, stitching에 의하면 기계적인 특성이 대체로 저하됨을 본 연구에서 확인하였는데, 그 이유는 stitching에 의해 수지 과다 지역이 생겼기 때문으로 판단됨. 따라서, 본 연구에서 실시한 lock stitching 대신 modified lock stitching에 대한 연구를 추가적으로 보강하여 이런 단점을 해소할 수 있는 방안을 도출할 필요가 있음.

향후에는, 복합재료 내부에 센서를 내장시켜 성형 중에 발생하는 다양한 물리적/화학적 변화를 실시간에 모니터링 함으로써 결함이 최소화되고 최적의 성형조건에 의하여 구조물을 제조하는 기술과 함께, 내부 센서를 통하여 실제로 복합재료가 사용되는 환경에서 발생하는 잔류응력과 변형, 손상여부, 강도 저하 등을 실시간에 모니터링 하는 지능 구조 기술을 확보하여 복합재료 성형에서부터 실구조물 사용에 이르는 전 과정을 지능화하는 기술 개발이 필요함. 또한, 1단계에서 개발한 비교적 제한적인 특성 향상을 가져주는 stitching 보다 훨씬 더 integrate 된 섬유배열 구조 연구를 통하여 복합재료의 구조적 특성뿐만 아니라 기능적 특성을 향상시키기 위한 다양한 섬유 배열 구조의 프리폼 개발에 대한 연구도 필요함.

S U M M A R Y

I. Research Title

Development of Composite Structures by Liquid Molding Process

II. Objectives and Importance of the Research

Development of composites should consider the balanced adjustment among various factors, including the performance, the production rate, and the cost. The high performance materials such as aerospace parts require the improvements of property as a first priority. In other industries, however, composite materials should be cost-effective, coupled with better properties. Recently, even in the aerospace and defense industry, the driving force in the composite development is the cost-effectiveness. This circumstance draws a lot of interests in the development of the new processing technology. On the other hand, the transportation, construction, and marine industries, which share 60% of the whole composites market, continuously demand the large structures. With the conventional processing methods such as autoclaves or hand lay-ups, it is not possible to manufacture the large structure with lower cost. Therefore, the purpose of this research is to develop a cost-effective manufacturing method for composite parts of large scale, complex shapes, and high performance.

III. Contents and Scope of the Research

(1) Structural design and analysis

- Utilization of FEM code (ANSYS)
- Basic design/analysis of cooling tower structure (static/dynamic)
- Design requirements (deflection and natural frequency)
- Determination of stacking sequence and section size of the beam

- (2) Mechanical test and property prediction model of 3D composites
 - Stiffness prediction based upon the unit cell
 - 3D elastic constants
 - Stitched and unstitched specimens
 - Mechanical property tests

- (3) Textile preforming technology
 - Stitching mechanism: lock stitching and chain stitching
 - Stitching machine design
 - Study on the stitching process: stitching fiber, preform shape
 - Development of stitching technique on various geometry of preforms (thick plates, stiffened panels, T- and H-beams.)

- (4) Liquid molding process and prototype fabrication
 - Determination of process properties: permeability, resin viscosity
 - Analytic modeling of resin flow and resin cure.
 - Mold design: location and number of gates and vents
 - Development of SCRIMP process
 - Fabrication of U beam and thick plates using SCRIMP

- (5) Stress analysis of composite joints
 - FEM code: ANSYS
 - Optimization of joint geometry: the arrangement of holes, the distance between holes
 - Determination of critical loads for U beam structure

- (6) Characterization of composites
 - Evaluation of mechanical property degradation due to the moisture absorption
 - Effectiveness of stitching yarns on the flexural and interlaminar properties
 - Effects of layup arrangement of DBLT fabrics on the strength

- (7) Remote process control of RTM process
 - Development of on-line control algorithm
 - 3D resin flow analysis: CVFEM and 3D non-isothermal process
 - Test device for process control: simulator and controller
 - On-line RTM process control using internet.

IV. Results

- (1) Structural design and analysis

The static and dynamic FE analysis has been carried out for the cooling tower structure. It was confirmed the maximum deflection and the first mode natural frequency was satisfactory for the structural requirements. The size of composite beam section was obtained as the equivalent bending stiffness of steel beams. The selected materials were glass fiber UD fabric and glass fiber DBLT multiaxial warp knits.

- (2) Mechanical test and property prediction model of 3D composites

The mechanical tests have been conducted on the stitched and unstitched composite samples fabricated with UD and DBLT reinforced epoxy materials. The property of the stitched sample was inferior or similar level to that of the unstitched ones. This is due to the resin rich area formed by the stitching yarns. 3D properties for DBLT composites have been predicted based upon the unit cell and the bridging model. The prediction models of elastic constants and thermal conductivity for the twisted yarn composites have been developed. The model predictions were compared with the experimental results, showing fairly good correlations.

- (3) Textile preforming technology

Stitching machine was designed with the capability of lock stitching. Automatic movement of the machine bed has been incorporated to provide the consistent stitching density. Stitching with various yarns have been examined, and showed that the twisted Kevlar yarns were the most appropriate. Stitching methods have been developed for various geometry and size of the preforms such as

plate stitching (3-20 mm), stitching of stiffened panels, stitching of T- and H-section beams. For the prototype preforms, J- and U-beams have been stitched.

(4) Liquid molding process and prototype fabrication

Permeability of T800 and DBLT 850 fabrics has been determined by measuring the resin advancing distance in the preform under a given time, and by applying the modified Adams equation. Epoxy resin viscosity and degree of cure have been quantified. Utilizing CVFEM and the fixed grid system, mold filling has been analyzed for four different methods. Based upon this result, the best infiltration method and the resin injection pressure have been determined. RTM mold was designed for the location and the number of gates and vents. The resin filling has been checked with optical sensors, and the fabric recovery and the composite inner temperature have been determined during the curing process. With the developed SCRIMP process the following prototypes were manufactured

- U beam: 90 x 170 x 2400 mm
- J beam: 244 x 155 x 20 x 300 mm
- Vehicle driver hatch structure: 790 x 710 x 50 mm

(5) Stress analysis of composite joints

Stress distribution around the holes in the composite plates has been obtained by FE analysis. Stress concentration factors were calculated for various joint conditions such as joint geometry, friction coefficients, clamping force between composites and the washers, multi-pin arrangement. Stress distribution has also been obtained depending upon the hole arrangements. From the joint analysis of U beam structures, critical loading condition has been determined.

(6) Characterization of composites

Very little degradation of mechanical properties have been observed under the moisture absorption. The stitching effect of the composites has been examined by the flexural test and the interlaminar shear test. With the increment of stitching density the flexural strength decreases, but the interlaminar strength increases. The strength of the sample, which involves the stitching in the 0 degree

yarns of DBLT fabrics dropped greatly. This is because of the yarn separation and resin rich area around the stitching yarns .

(7) Remote control of RTM process

A numerical simulation program of three dimensional mold filling, void formation and transportation, and curing process during RTM process was proposed. This program was also used for the verification of process control algorithm. Real time control strategies of RTM process are proposed. Depending on the extent the resin front has reached, the strategies can be chosen. Through numerical simulations and experiments, the validity of the proposed scheme is demonstrated. In addition, the control was performed via network. This network control makes optimal process condition even in the case of no experience on the process.

V. Applications of the Research

VARTM composite process was applied in manufacturing of the vehicle driver hatch structures, which require both the structural and bulletproof performance. This process can be widely applied in other composite parts of armored vehicles. The applicable composite parts utilizing VARTM process are widespread such as:

- Aerospace industry: integrated stiffened panel, rib, creel of aircraft fuselage, roof of helicopters
- Construction industry: beam, girder, grid, rebar, deck structures
- Marine industry: hull structures of boats

Although the stitching demonstrated outstanding performance for the bulletproof and structural composite parts, future work is required for the determination of the optimal stitching density. It is also necessary to study the feasibility of modified lock stitch and the chain stitching in order to reduce the resin rich area around the stitch yarns.

The developed code of VARTM process modeling can be modified to simulate co-injection resin transfer molding (CIRTM). CIRTM involves simultaneous injection of two or more resins into a single cavity mold and analysis of CIRTM is more complicate than the ordinary RTM process.

C O N T E N T S

Chapter 1. Introduction	18
1.1 Significance	18
1.2 Objectives	22
1.3 Contents and scope	23
Chapter 2. Technology Status	26
2.1 Raw and intermediate materials	26
2.2 Liquid molding process	28
Chapter 3. Experiments and Results	32
3.1 Textile preforming technology	32
3.2 Preform stitching	38
3.3 Mechanical tests of 3D composites	52
3.4 Modeling of twisted yarn composite properties	100
3.5 Liquid molding process	120
Chapter 4. Achievements and Contributions	148
Chapter 5. Applications	151
Chapter 6. Oversea Technology Information	154
Chapter 7. References	156

목 차

제 1 장 연구개발과제의 개요	18
1.1 기술개요 및 필요성	18
1.2 연구개발의 목표	22
1.3 연구내용 및 범위	23
제 2 장 국내외 기술개발 현황	26
2.1 원재료 및 중간재 기술	26
2.2 열경화성 수지 액상성형 기술	28
제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과	32
3.1 Textile 프리폼 성형기술	32
3.1.1 2차원 Textile 프리폼	33
3.1.2 3차원 Textile 프리폼	35
3.2 Stitching에 의한 프리폼 제조기술	38
3.2.1 Stitching 기술	38
3.2.2 Stitching 장비 설계 및 제작	40
3.2.3 직조성 확인	43
3.2.4 프리폼 제작	44
가. 얇은 평판 프리폼	44
나. 두꺼운 평판 프리폼	45
다. 빔 구조 프리폼	47
라. 일체 구조 프리폼	50
3.3 3D 복합재 물성치 시험	52
3.3.1 시험편 제작	52
3.3.2 시험편 사양 및 시험 종류	55

가. 인장시험	55
나. 압축시험	56
다. 면내 전단시험	57
라. 층간 전단시험	58
마. 굽힘시험	58
바. Open Hole 인장시험	59
사. 베어링 인장시험	60
3.3.3 기본 물성치 시험	61
가. 유리섬유 UD 시편	61
나. 유리섬유 DBLT 시편	66
다. 탄소섬유 평직 시편	68
3.3.4 강도시험	72
가. Open hole 인장강도 시험	73
나. 베어링 강도 시험	76
다. 층간강도 시험	79
3.3.5 흡습시험	82
가. 시편제작	82
나. 흡습율 시험	82
다. 인장시험	84
라. 압축시험	86
마. 층간 전단시험	88
3.3.6 Stitch 보강효과 시험	89
가. 시편제작	89
나. 시험 case	90
다. 기계적 특성시험	91
라. 결과분석	94
3.3.7 Stitch 시편단면	96
3.4 Twisted Yarn 복합재료 특성 모델	100

3.4.1 탄성계수 모델	100
가. 좌표변환	100
나. 유효탄성계수	104
다. 복합재료 시험	105
라. 시험결과	107
마. 모델 비교 및 결론	112
3.4.2 열전도도 모델	114
가. 유효 열전도도	115
나. 열전도도 시험 및 결과비교	117
3.5 액상성형 기술	120
3.5.1 성형물성 정량화	120
가. 보강재의 유동 전도성	120
나. 수지점도 및 경화분석	127
3.5.2 수지유동 해석	130
가. 수지충전 모니터링	130
나. 금형충전 수치해석	131
3.5.3 시제성형 및 분석	139
가. 요소단품 제작	139
나. 2400mm 시제성형	142
3.5.4 두꺼운 복합재 성형 연구	145
제 4 장 연구개발목표의 달성도 및 대외기여도	148
4.1 목표 달성도	148
4.2 관련분야 기여도	149
제 5 장 연구개발결과의 활용계획	151
제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보	154
제 7 장 참고문헌	156

제 1 장 연구개발과제의 개요

1.1 기술개요 및 필요성

1.1.1 3차원 고분자 복합재 기술

고분자 복합재료는 최소한의 무게로 높은 강도를 얻을 수 있기 때문에 경량화가 가능하고, 제품 설계에 대한 유연성이 높고 부품의 개수를 줄임으로써 부품일체화를 통한 생산성 향상이 가능하며 치수 안정성도 좋다. 또한, 피로 수명이 길고 내식성 및 전기절연성에서도 뛰어난 장점이 있으므로 응용 분야가 점점 확대되고 있다. 그러나, 고성능이 요구되는 응용 분야에서 주로 사용되고 있는 복합재 제품의 형상은 프리폼 기술과 복합재 제조기술의 제약으로 인하여 주로 2차원 셀 형태의 부품이며, 이러한 2차원 적층복합재료는 두께방향의 섬유가 없어 층간분리 (delamination)에 의한 손상이 발생하기 쉽기 때문에 다양하고 복잡한 하중을 많이 받는 1차 구조물에는 제한적으로 적용되고 있다. 또한, 대형 부품인 경우 이러한 2차원 부품을 접착을 하거나 기계적 체결을 통하여 해결하고 있기 때문에 조립공정에 의한 제조시간이 길고 노동집약적이며 볼트, fastener 등의 사용으로 인하여 부품의 무게가 증가하는 단점이 있다.

3차원 복합재는 큰 의미로는 3차원 구조의 대형 혹은 복잡한 형상의 복합재 부품으로 정의되며, 좁은 의미로는 보강섬유를 3차원적으로 배열하여(three-dimensional fiber architecture) 두께 방향의 성능을 향상시킨 복합재 부품으로 정의할 수 있다. 즉, 3차원 복합재는 구조 일체화로 인하여 조립부품의 수를 감소시켜 경량화 및 생산 단가의 감소가 가능하며, 보강재를 3차원적으로 보강하기 때문에 성능 면에서도 우수한 장점이 있다 (Fig.1.1.1 샌드위치 패널, Fig.1.1.2 beam 구조물, Fig.1.1.3 대형 구조물 구조일체화 사례 참조).

금속재료의 경우에는 재료특성에 대한 database가 풍부하고 대부분의 경우 제조법에 따라 그 특성이 크게 변하지 않지만 복합재료의 경우에는 특성이나 성능이 원재료뿐만 아니라 어떻게 복합재가 제조되느냐에 따라 크게 바뀐다. 특히, 3차원 복합재 기술은 기존의 2차원 셀 구조에 비하여 구조설계 및 성형 관점에서 고려해야 할 점이 많다. 보강섬유의 방향에 따라 특성이 달라지는 평면상의 이방성뿐만 아니라 두께방향으로의 재료 이방성을 고려해야 하므로 응력분포, 수지유동, 함침 및 경화 특성 등의 관점에서 최적설계 및 최적 성형 조건을 결정해야 한다. 즉, 하중을 직접 받는 구조물로서의 신뢰성 있는 복합재료를 제조하기 위해서는 재료설계, 구조설계 및 제품 성형에 이르는 모든 과

정을 통합하는 동시공학적인 설계가 요구된다. 3차원 복합재료 기술은 기존의 2차원 셀 구조에 국한되었던 모든 기술들을 기본기술로 요구하고 있으므로 이에 대한 기술 개발은 복합재 전반에 대한 통합기술이라고 볼 수 있다.

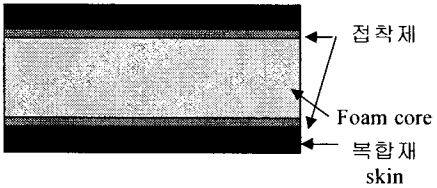
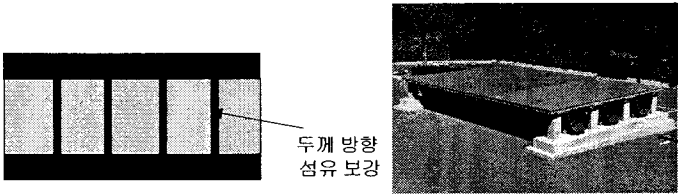
2차원 복합재	3차원 복합재
 <p>접착제 Foam core 복합재 skin</p>	 <p>두께 방향 섬유 보강 교량 Girder</p>
<ul style="list-style-type: none"> - 접착 공정 필요 - 두께 방향 물성 저하 - 성형 기술 확립 단계 	<ul style="list-style-type: none"> - 접착 공정 불필요 - 두께 방향 물성이 우수함. - 전문적인 성형 기술이 필요함.

Fig.1.1.1 샌드위치 패널의 사례.

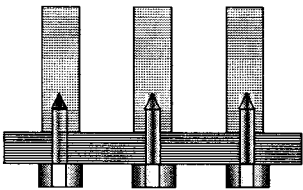
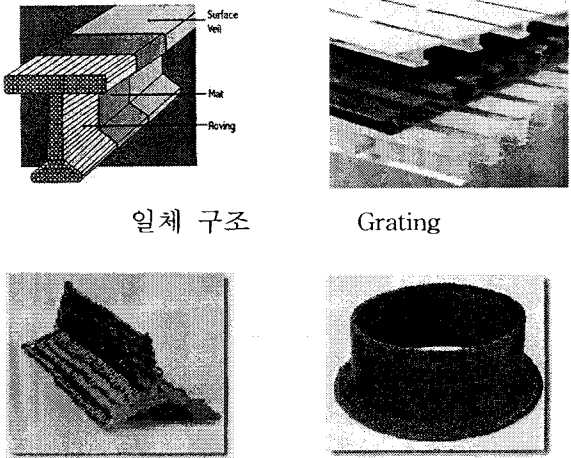
2차원 복합재	3차원 복합재
 <p>기계적 체결</p>	 <p>일체 구조 Grating T-gap filler Cylinder and Flange</p>
<ul style="list-style-type: none"> - 구멍 가공 기술 (Chip out 현상) 	<ul style="list-style-type: none"> - 공정 단순화 - 실형상 프리폼 제조 기술이 필요함. - 전문적인 성형 기술이 필요함.

Fig.1.1.2 Beam 구조물의 사례.

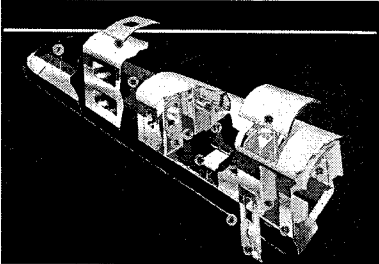
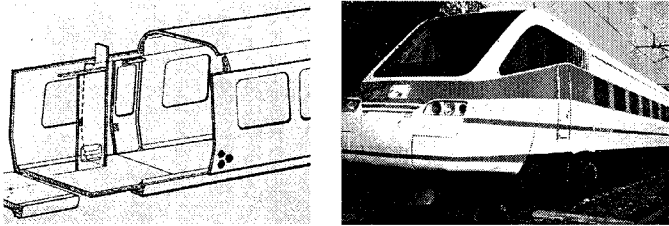
2차원 복합재	3차원 복합재
	 <p data-bbox="860 643 1179 676">복합재 차체 (Hexcel Co.)</p>
<ul style="list-style-type: none"> - Multi-Piece(10 piece)로 각각의 부품을 제조하여 조립/제작 - 부품의 크기가 적어 제조 기술의 자유도가 높으나 조립 수의 증가로 경량화 효과가 감소하며, 가격 경쟁력이 떨어짐. 	<ul style="list-style-type: none"> - 구조일체화에 의해 조립부품 수를 최소화 (3 piece) 하므로 경량화 효과 및 가격 경쟁력이 우수함. - 대형 구조물의 저가 성형 기술이 필요함. - 공정 단순화가 가능함.

Fig.1.1.3 대형 구조물(복합재료 객차)의 구조 일체화 사례.

1.1.2 연구개발 필요성

복합재료의 개발은 성능, 생산속도, 생산비 등을 포함하는 여러 요인을 서로 균형있게 조절해야 하는데, 항공/우주용 부품과 같은 고성능 재료에서는 생산성 보다 성능 향상이 중요한 요구조건이지만 여러 다른 산업계에서는, 성능 향상과 더불어 부품의 생산속도가 빠르고 생산비가 낮아서 가격 면에서도 유리해야 한다는 것이다. 더욱이 고성능이 요구되는 항공/우주/국방 산업에서도 생산비 절감의 압력이 최근 들어 증가하고 있는 추세이므로 생산성을 향상시킬 수 있는 복합재 신성형 기술의 개발이 필요하다.

특히, 복합재료 전체 시장의 큰 부분을 차지하고 있는 육상교통, 토목/건축, 선박/해양분야의 산업계를 보면 복합재료 대형 구조물에 대한 요구가 증가하고 있으나 기존의 복합재 제조 방법인 autoclave 성형법이나 hand layup 성형법으로는 이러한 대형 구조물을 빠른 시간 내에 제조한다는 것은 불가능하다. 또한, 형상이 복잡하고 대형인 구조물을 제조하기 위해 조립, 체결 공정을 거치게 되면 생산 시간 뿐 아니라 성능이나 경량화 면에서 매우 불리하다. 따라서 생산시간의 단축을 위해 새로운 성형기술의 개발과 함께 대형 부품의 구조 일체화를 위한 3차원 형상의 복합재 개발이 필요하다.

또한, 철도차량이나 버스, 선박 등은 연비향상을 통한 에너지 절감을 위해 구조물의 경량화가 필수적이며 이와 같은 교통수단이나 교량과 같은 구조물은 공공의 안전을 위하

여 성능과 신뢰도가 확보되어야 하므로 기존의 2차원 평면상의 섬유보강 개념이 아닌 두
 계 방향으로도 보강이 되는 3차원 복합재 개발이 요구되고 있다.

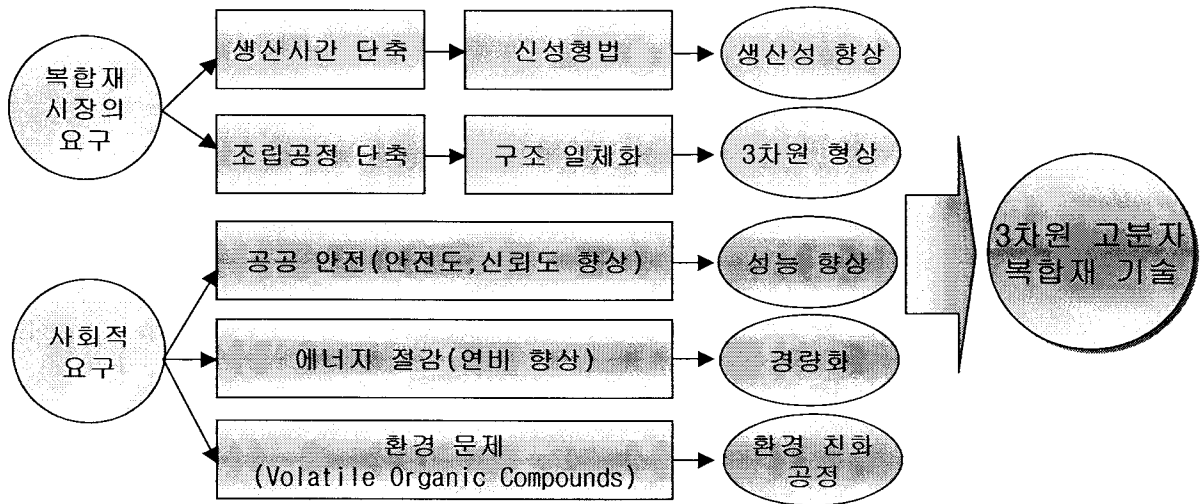


Fig.1.1.4 복합재료의 다양한 요구에 따른 필요성.

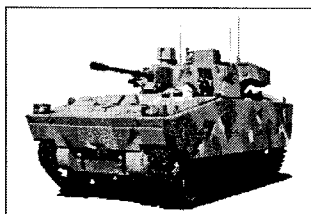
대형의 복합재 구조물 제조에는 hand layup 이나 spray up 성형법을 사용해 왔는데 이 성형법은 금형 외부에 수지와 보강재를 적층하여 경화시키는 과정에 다량의 휘발성 유기화합물(VOCs, Volatile Organic Compounds)을 발생시키므로 환경에 해롭다. 특히, 최근 들어 환경 보호에 대한 전세계적인 관심이 증가하면서 엄격한 규제들이 생겨서 이러한 작업장에는 고가의 시설물을 의무적으로 설치하도록 하고 있다. 복합재료 산업에도 이러한 규제가 매우 강화되어 환경에 큰 충격을 주지 않는 성형법에 대한 필요성이 시급히 요청되고 있으므로 환경친화적인 액상성형공정 개발의 필요성이 어느 때보다 절실하다.

본 과제에서는 육상교통, 토목/건축 및 선박/해양분야의 산업계에서 폭넓게 적용되고 있는 복합재료 제조기술을 단기간 내에 선진국의 수준에 진입시키고 국가 경쟁력 향상에 크게 기여할 수 있는 분야로서 열경화성 액상성형기술의 확립을 통한 3차원 고분자 복합재를 개발하고자 한다.

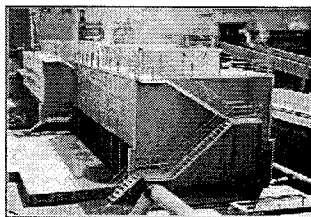
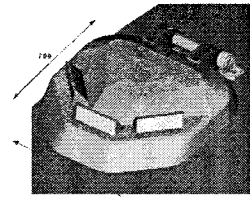
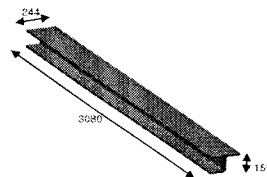
1.2 연구개발의 목표

복합재료 전체 시장의 60% 이상을 차지하고 있는 육상교통, 토목/건축, 선박/해양분야의 산업계에서는 복합재료 대형 구조물에 대한 요구가 지속적으로 증가하고 있으나 기존의 복합재 제조 방법인 autoclave 성형법이나 hand layup 성형법으로는 이러한 대형 구조물을 빠른 시간 내에 제조한다는 것은 불가능하다. 따라서 본 연구 개발의 목표는 형상이 복잡하고 성능이 우수한 대형 구조물을 빠른 시간에 제조하기 위한 액상성형 기술을 개발하고 이 기술을 실제 제품에 적용함으로써 단 시간 내 산업화 할 수 있는 제반 요소 기술을 개발하는 데 있다. 개발 대상 부품은 다음과 같다.

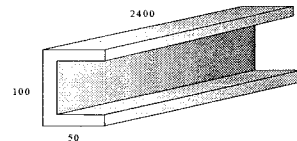
- 1) 지상차량용 조종수 해치 구조물: 790 x 710 x 50 mm
- 2) 지상차량용 J-빔 구조물: 244 x 155 x 20t x L300 mm
- 3) 냉각탑용 U-빔 프레임 구조물: 90 x 170 x 17t x L2400 mm



차세대 지상차량



냉각탑 구조물



연구개발 세부 목표는 다음과 같다.

- 3D 복합재 특성 예측모델 개발 및 기본물성 DB 구축
- 냉각탑 및 지상차량용 부품 기본설계 및 체결구조 설계
- 프리폼 stitching 장비 구축 및 stitching 기술 개발
- 복합재 성형 기초 물성치 확보
- 액상 성형기술 확립
- U빔 및 지상차량용 요소단품 시제작
- RTM 공정의 해석 및 원거리 공정 제어 기술 개발

1.3 연구내용 및 범위

1.3.1 1차년도 연구내용 및 범위

- 1) 3D 복합재 물성예측 모델 개발
 - 단위 셀을 이용한 강성도 및 강도 예측
 - 면내 방향 및 두께 방향 포함한 3차원적 특성 예측
- 2) 3D 복합재 기본물성 DB
 - 시험편 제작: 수지충전 성형법
 - stitched/unstitched 복합재 제조
 - 유리섬유 일방향, 유리섬유 다축경편 및 탄소섬유 평직 복합재료
 - 기계적 강도 시험: 인장, 압축, 면내 및 층간전단, open hole 인장, 베어링
- 3) U빔 프레임 구조 기본설계 및 구조해석
 - 구조해석 프로그램(ANSYS) 이용
 - 냉각탑 전체구조 기본설계/해석: 정적 및 동적 해석
 - 강성, 강도 요구조건 결정: 처짐량 및 1차 고유진동수
 - 구조 배치 설계
 - 빔 단면 적층 구조 및 치수 결정: 유전 알고리즘 적용
- 4) Textile 프리폼 제조장비 구축
 - Stitching 메카니즘 연구: lock stitching 및 chain stitching
 - 직조장비 설계/제작: 실 제품 크기 및 양산 고려
 - 섬유 및 프리폼 형상에 따른 직조성 연구: 섬유 절단 및 프리폼 두께 등
 - 요소 구조용 프리폼 제작: U 빔 스티칭
- 5) 요소단품 액상 성형 기술 확립
 - 기초 물성 정량화 실험: 투과성 계수, 수지점도 측정
 - 이론적 모델 정립: 수지경화, 수지유동 해석
 - 금형충전 해석: 다양한 충전 방안 고려한 CVFEM 해석
 - 금형 설계: gate/vent 위치 및 개수, 제품 탈형 등 고려
- 6) RTM 성형공정 모사 tool 개발
 - FINE 알고리즘 적용한 micro void 기구 모델화
 - 공정 해석용 interactive 수치해석 프로그램 개발
 - 공정 제어 algorithm 개발: 공정 변수 제어
 - Internet 이용 원거리제어: 실시간 데이터 송수신 프로그램 적용

1.3.2 2차년도 연구내용 및 범위

1) 복합재 체결부 응력해석

- 구조해석 프로그램 (ANSYS) 사용한 체결부 주위 3차원 해석
- 특성 길이 결정: 베어링 강도 시험
- 체결부 파손기구 예측: 응력집중계수 및 무차원 변수 도출
- 다중 핀 하중 조인트 해석: 원공 개수 및 체결형상 결정
- 빔 단면 치수에 대한 전체 구조물 해석 및 좌굴 해석

2) Stitch 프리폼 제조

- Stitching M/C bed 설계 및 제작
- 프리폼 이송 자동화 및 이송과 stitching의 연동화 장치 구성
- 두꺼운 프리폼 stitching: 바늘 크기, 최대 깊이 등 결정
- 요소 구조용 프리폼 제작: U 빔 (1.2m)

3) 금형충진 해석

- 기초 물성치 시험: stitch된 프리폼의 투과성 계수 등
- 광센서 적용한 수지충진 확인: 고온용 센서 및 모니터링 시스템
- 수지유동 해석: 길이 1.2m U 빔 및 두꺼운 복합재에 대한 해석
- 금형설계 및 제작: gate 및 vent 수

4) 시제품 제조/평가

- SCRIMP 공정 개발: 유로 확보재 선정, 공정 변수 결정
- SCRIMP에 의한 U빔 및 두꺼운 평판 성형
- 두꺼운 복합재 성형 연구: 성형인자 모니터링
- 섬유 복원력 및 경화 중 복합재 내부 온도 변화 측정 (열전대 사용)

5) 원거리 공정제어 모사

- 3차원 수지유동: CVFEM 이용, 3차원 비등온 공정 해석
- 공정제어 모사: 유동선단, void 등
- 공정제어용 실험장치 제작: 공정 simulator 및 제어용 server 장치
- 제어 장치 검증: simulation 과의 일치여부 확인

1.3.3 3차년도 연구내용 및 범위

1) 프레임 구조 설계/해석

- ANSYS 이용, 단면 빔 구조에 대한 전체 설계
- 체결구조 최적화: 결합부 체결구조 상세설계/해석
- U 빔 원공의 배열방법 및 원공 거리에 따른 응력분포 해석
- 내부하중 산출: U 빔의 critical 하중조건 결정

2) 3D 형상 stitching 기술개발

- 유리섬유 DBLT 850 직물 사용
- 두꺼운 평판 stitching: 방탄 구조재 사양
- 일체구조 stitching 기술: 항공기용 stiffened panel 구조
- T 및 H 빔 프리폼 제조: 토목/건축 구조
- 프리프레그 tape 직교 적층 구조

3) 대형 복합재 액상 성형기술 확립

- 금형충진 이론적 해석: 충전 방안 최적화, 주입압력 결정
- 금형 설계/제작; gate/vent 개수 및 위치
- SCRIMP 성형법의 의한 U 빔 제조 (길이 2.4m)
- 다종 재료 두꺼운 복합재(50t) 성형
- 성형성 평가: void, 치수, 섬유배열 등

4) 복합재 특성 평가

- 흡습에 의한 복합재의 기계적 특성 평가
- 복합재 stitching 효과 시험: 굴곡시험, 층간전단 시험
- DBLT 직물 적층방법에 따른 강도 평가: 0도 섬유 배열 기준

5) 인터넷 적용 공정제어기술 개발

- 2개 이상의 성형장치에 대한 인터넷 통한 제어: on-line 제어
- 다양한 제어 알고리즘 적용: void 감소, dry spot 제거, 공정 개선
- 실시간 제어 알고리즘 개발: 주입초기 및 후기 단계
- 원거리 RTM 공정 제어 시도: 인터넷 이용 (서울-창원 간)

제 2 장 국내외 기술개발 현황

2.1 원재료 및 중간재 기술

2.1.1 직조형 프리폼 제조 기술

복합재료에 사용되는 프리폼은 주로 2차원적으로 섬유가 배열된 형태이다. 가장 많이 사용되는 형태는 평직이나 주자직과 같은 woven fabric 이며 제품 형상에 따라 braided fabric 혹은 knitted fabric을 사용하는 경우도 있다. 그러나 이런 2차원 프리폼은 두께를 증가시키기 위해 적층을 하게 되면 층간 전단에 의한 파손이 생기기 쉽기 때문에 두께 방향으로 섬유를 보강하는 방법에 대하여 다양한 3차원 프리폼 제조기술을 개발하고 있다. 복합재 고생산성 성형법인 수지충전 기술의 상용화와 더불어 고성능 및 near-net-shape의 3차원 프리폼에 대한 기술적 요구가 생기면서 1980년대 중반부터 선진국에서는 이에 대한 기술개발을 지속적으로 해오고 있다.

미국은 3차원 프리폼 개발 및 상업화가 가장 활발하며 A&P Technology Inc., Albany International Techniweave, Fiber Innovations Inc., Hexcel Composites, Atlantic Research Corporation, 3TEX 외 20개 업체에서 주로 3차원 woven 프리폼이나 braided 프리폼을 제조하고 있다. NASA에서는 컴퓨터로 제어되는 스티칭 기계를 개발하였는데, 제조 가능한 크기는 1.2x1.8m 이며 38mm 이상의 두께까지 스티칭 할 수 있다. 스티칭 속도는 분당 40-200회이며 평판뿐만 아니라 곡면 부위에도 스티칭 할 수 있다. 현재, NASA ACT (Advanced Composite Technology) 프로그램에서 항공기 동체 구조물 제조에 이 기술을 사용하고 있다.

일본의 경우 다른 나라에 비하여 비교적 늦게 시작하였지만 집중적인 연구를 지속하고 있다. 국가적인 연구 지원 사업으로 Three-D Composite Research Corporation 이라는 컨소시엄이 1988년에 구성되어 3차원 프리폼에 대한 미래의 대규모 시장을 염두에 두고 연구/개발을 시작하였다. 이 컨소시엄은 복합재 보강용 3차원 구조의 프리폼을 저가이면서 효율적으로 제조하기 위하여 200억원의 연구비로 6년 동안 수행하였으며 3차원 프리폼 제조방법 및 장비개발 (3축 및 4축 제어 3차원 weaving 기계, 3차원 braiding 기계, 3차원 filament winding 기계), 3차원 복합재 제조기술 및 기계적/물리적 특성 평가기술과 같은 연구 결과를 확보하고 있다.

2.1.2 액상성형용 수지

열경화성 수지는 경화될 때 발열 반응을 하므로, 이로 인하여 복합재 내부 온도분포가 불균일하고, 금형 충전 중에도 경화도에 따라 수지의 점도가 변화되므로 공정 최적화를 위해서는 점도 및 경화도 모델이 필요하다. 수지를 선택할 때는 점도, 가사 시간 (pot life), 유리 천이 온도(glass transition temperature, T_g), 수분흡수 정도 등을 고려하여야 하며, 통상적으로 사용되는 수지로는 불포화 폴리에스터, 비닐에스터, methacrylate, acrylamate 등의 범용 상온 경화용과, 고성능 복합재 제품용으로 사용되는 에폭시, bismaleimides, polystyrylpyridines (PSP) 등이 있다. RTM용 에폭시 수지의 주요 제조회사는 Ciba-Geigy, Dow Chemical, Shell 등이 있으며, 최근에는 국내의 국도화학에서 외국 제품의 성능과 유사한 에폭시 수지를 시판하고 있다. 한편 고온용 Bismaleimide 수지는 Ciba-Geigy사 등에서 생산하고 있으며, PSP수지는 프랑스 SNPE사에서 개발하였다.

복합재료 부품의 치수안정성을 확보하는 기본적인 기술은 첨가제 등을 배합하여 수지 부피 수축률을 제어하는 기술이며 최근 들어 광·열 경화 및 전자선 경화 등으로 과도한 온도 증감에 의한 공정도중의 수축률의 변화와 premature crack의 발생을 억제하는 시도가 이루어지고 있다. 점도 제어에 있어서는 다양한 원료수지 선정 및 배합, 각종 경화제 및 촉매 등의 배합이 필수적이다. 선진국에서는 다양한 제품을 끊임없이 개발하여 적용하고 있으나 한국에서는 항공산업 등의 특수 용도용 재료의 발달이 미진하여 그동안 거의 모든 고기능 제품을 수입에 의존하여 왔다. 아주 최근에서야 선진국의 항공업계에서 국내 항공 부품 생산업체에 RTM 성형법에 의한 주문이 이루어짐으로서 이에 대한 개발 의욕이 점차 높아지고 있는 실정이다.

2.1.3 사이징제 및 계면특성 향상기술

사이징제는 보강수지와 매트릭스 수지의 계면 특성을 조절해 주는 매우 핵심적인 물질이다. 이의 개발에는 물리화학적인 평가와 실제 제품에의 적용을 통한 장기간에 걸친 테스트와 문제점 해결에 대한 개량이 매우 중요하다. 선진국들에서는 지난 30여 년간 심혈을 기울여서 제품의 생산과 적용을 하여왔다. 유리섬유의 경우는 미국, 일본, 프랑스, 벨기에, 독일 등이, 탄소섬유의 경우는 일본이 독점적으로 핵심기술을 보유하고 있다. 따라서 대부분의 개발도상국들은 이러한 국가에서 제품을 수입하여 적용하고 있다. 국내에서는 저급 E-glass/불포화 폴리에스터 제품에 적용하는 일부 등급을 소규모로 생산하여 자체소비를 시도하고 있다. 국내에서는 복합재료의 고성능화 및 장시간에 걸친 사용 시의 문제점 개선에 대한 수요가 적고, 그 동안 전체 시장 규모가 작기 때문에 국

산화에 대한 의욕은 거의 없었다. 따라서 거의 대부분을 수입에 의존하여 왔다.

고성능 복합재료의 성능 발현과 치수 안정성에 가장 큰 영향을 미치는 요인 중의 하나는 보강섬유와 매트릭스 사이의 계면특성의 조절이다. 계면특성은 사이징제, 커플링 에이전트와 함께 물리화학적 처리기법의 조합 등을 통하여 향상될 수 있다. 유리섬유용 사이징제 개발 적용기술은 프랑스의 Vetrotex Saint Gauvain사가 가장 우수한 기술을 가지고 있으며 일본의 아사히 글래스, 니또보, 미국의 PPG 등이 특정분야에서 독보적인 기술을 보유하고 있다. 탄소섬유에 대해서는 일본의 도레이, 미쯔비시 등이 가장 뛰어난 기술을 가지고 있다. 최근에는 호주의 CSIRO를 중심으로 복합재료의 계면접착 현상을 새로운 분자적인 관점에서 연구하고 있으며 이러한 자기조립 분자시스템을 적용하여 주위의 매트릭스 수지가 경사기능을 갖도록 유도하는 기술은 세계적인 수준의 첨단 기술이 될 전망이다.

2.2 열경화성 수지 액상성형 기술

액상성형 공정(Resin Transfer Molding, RTM)은 금형에 미리 보강 프리폼을 장착하고 수지를 보강재 속으로 열과 압을 가하며 충전시킨 후 열을 가하여 제품을 성형하는 공정으로, 핵심 단계에는 프리폼 제조, 금형 충전 및 경화공정 등이 있다.

Table 2.2.1 액상성형법과 대체 가능한 타 성형법과의 비교

특성		경화 시간 (h)	생산 단가 (천원/장)	장비가격 (천만원)	섬유 부피비 (%)	인장강도 (MPa)	인장강성도 (GPa)
Autoclave		5-10	GF Prepreg 70-80	40 - 120	50 - 65	350-550	40-60
액상 성형	범용	1-3	GF Mat 6-10	1 - 3	10 - 20	50-70	1.3-1.8
	고성능	2-6	GF Fabric 20-30	2 - 3	45 - 55	300-500	35-55

Steel 500-1000 200
Aluminim 250-350 70

<note>

- 1) 재료는 E-glass, Fabric은 평직, Mat는 continuous random mat.
- 2) 1.5x1.5 m 크기 100장 적층 복합재. 대형 구조물을 성형할 경우는 생산 단가 30% 이상은 무난히 절감할 수 있을 것으로 판단됨.
- 3) 생산단가는 재료비, 적층 및 수지 주입 인건비, 경화장비 사용료 등을 고려하여 산출.

Table 2.1.1은 고성능 복합재료 제조를 위한 대표적 성형법인 오토클레이브 성형법과 본 과제에서 개발하고자하는 액상 성형법의 생산 단가 및 각종 특성을 비교한 것이다. 이 표에서 보는 바와 같이 고성능 단순 후판재일 경우는 액상 성형법을 적용할 경우 생산 단가를 50% 이상 줄일 수 있으며, 형상이 복잡해지더라도 30% 이상의 절감은 무난하리라 예상된다. 향후, 토목·건축 및 선박·해양 구조물과 같은 대형 복합재 구조물인 경우 액상 성형법을 적용하면 생산성 향상으로 생산 단가를 크게 낮출 수 있으므로, 대형 구조물 RTM 성형법 개발에 대한 연구가 매우 활발하다.

2.2.1 성형 물성 정량화 및 해석기술

액상 성형은 액상의 수지를 대체로 직경 10 μm 내외의 섬유들 사이로 충전시키는 공정으로 이때 섬유 공극에 의해 유동 저항(투과성 계수)이 형성되며, 이는 금형 충전 해석의 필수적인 물성이다. 따라서 일방향 섬유 다발 내에서의 섬유 축 방향 유동과 수직방향 유동에 대한 수치 및 해석적 연구와 실험적 연구가 많은 연구자들 (Sullivan, Williams, Gutowski, Drummond & Tahir, Larson & Higdon, Bergelin, Kirsch & Fuchs, Lam, Drummond & Tahir, Keller, Sangani & Acrivos)에 의해 수행되었다. 섬유 직물이나 random mat의 투과성 계수는 일 방향 섬유에서와 달리 실험 결과로부터 투과성 계수를 결정하는 방법들에 대한 연구가 Adams, Um 및 Lee, Chan, Young 등에 의해 진행되었다.

금형 충전 해석은 해석기법 (유한요소법, 유한차분법, 경계요소법 등)이 어떤 것인지에 관계없이 크게 두 부류로 나눌 수 있는데, 이동 격자계 방법은 계산에 사용된 격자를 매 계산 시마다 이동시키며 재 생성하기 때문에 수지의 전진 면을 정확하게 예측할 수 있으나 계산 시간이 상대적으로 길다는 단점이 있다. 고정 격자계를 사용하는 방법은 검사체적법 (Control Volume Method)로 알려진 것으로, 수지 전진면을 따라가며 격자를 재생성하지는 않지만 계산 시간을 효과적으로 단축할 수 있다. 현재는 고정 격자계를 사용한 FAN (Flow Analysis Network) 방법이 금형 충전해석의 주류를 이루고 있다. 경화 해석은 DSC나 dielectrometry를 이용하여 수지 경화 특성을 정량화하고, 이를 금형 충전 해석과 연계하여 반응을 고려한 열전달 해석을 수행하는 방식으로 이루어지고 있다. 그러나, 수치 해석 기법은 실제 공정상의 여러 변수를 모두 고려하기 힘들다는 단점 때문에 공정 분석의 기초 자료로 활용되고 있다.

2.2.2 경화 기술

기존의 열에 의한 경화 방법과는 달리, 새로운 열원에 의한 경화 방법에 대한 연구도

매우 활발하다. 자외선을 이용한 유리섬유 보강 복합재료 성형기술은 Ciba Specialty Chemicals Inc. 에 의해 1990년대 후반에 개발된 바가 있다. 또한 자외선 경화기술과 RTM 공정을 결합하여 해군함정용 동체제조가 미국과 이탈리아의 Synergistic Composite Systems Inc. 및 Sunrez Corp. 등에 의해 1990년대 중반에 시도되었다. 이 경우에는 최대 두께가 수 cm에 달하는 제품을 만들 수 있어서 기존의 구조물을 대체하는데 전혀 문제가 없다. 미국 농무성에서는 식물성 유지로부터 제조된 에폭시수지를 바탕으로 최종 제품의 길이가 30m 이상이고 두께가 약 30mm 이상이며 여름철 한낮의 태양광에 5시간 경화시키면 성형이 완성되는 시스템에 대한 연구 결과가 보고된 바가 있다. 이러한 태양광 혹은 UV경화를 이용한 프리프레그 시스템 개발은 뉴질랜드, 호주 등의 요트제조 업체가 강세를 보이고 있다. 이 기술의 효율성을 높이기 위한 잠재성 촉매 및 광경화형 촉매에 대한 상품화는 미국의 Dow Chemical Co., Industries Inc. Sartomer Co., 유럽의 Cray Valley Chemicals, Spectra Group Ltd., Flexonet Co., 일본의 아사히 텐카, 삼신화학 등에 의해 활발히 추진되고 있다.

1950년대에 최초로 개발된 전자빔 (Electron Beams, EB)은 1970년대 이후 점차 고분자 물질의 경화 방법으로서의 용도가 점차 증대되고 있다. 초기에는 그 출력상의 문제점으로 인하여 주로 두께가 매우 얇은 (30-50 마이크론 정도) 표면 코팅처리 용도로 사용되어 왔으나 최근에는 기술발전에 따른 출력의 증가로 비교적 두꺼운 복합재료의 성형이 가능한 수준에 있다. 이러한 전자빔 경화 기술은 기존의 가열경화 방식에 비하여 경화반응을 더욱 정교하게 조절할 수 있기 때문에 두꺼운 복합재료를 제조하는 데 매우 유리하다. 이러한 장점으로 인하여 AECL, Aeroplas Corp. Inc. 등에 의한 전자빔 경화 기술과 여러 가지 제조공정의 결합을 통한 새로운 성형방법의 개발 등이 최근 수년간 더욱 활기를 띠고 있다. 새로운 전자빔, X-ray, Gamma ray, 이온빔, 레이저 등을 이용한 광경화 시스템은 미국의 Lockheed Martin Energy System Co., Northwest Coating Corp. 유럽의 Finmeccanica Co., UNICAMP Co. 등에 의해 꾸준히 연구되고 있다.

2.2.2 공정변수 모니터링 기술

액상 성형시의 공정 변수로는 수지 및 금형의 온도, 수지의 주입 압력, 수지의 함침도 및 경화도, 복합재의 잔류 응력 등을 들 수 있는데, 이 공정 변수들을 성형 공정 중에 센싱하는 것이 공정 분석 및 최적화의 첫 단계라고 할 수 있다. 외국의 경우 성형 모델링 기술, on-line 센싱 기술 및 성형변수 능동 제어 기술을 통합함으로써 복합재료의 최적 성형 공정을 확인하는 연구를 진행하여 생산 현장에 적용하고 있는 단계이며 다양

한 센서 (유전센서, 압전센서, 광섬유, pressure transducer 등)의 개발·적용 연구에도 많은 노력을 기울이고 있다. 우리나라에서는 구조물에 대한 정밀 진단 목적으로 광섬유를 적용한 계측 시스템을 최근에 개발한 적이 있으나 복합재 성형 모니터링용으로 유전센서를 적용한 연구가 아직 초기 단계에 있다. 이 기술은 모델링 기술, 센서기술, 신호처리 기술, 제어 기술 등에 대한 연구가 동시에 수행되어야 하므로 학제간 혹은 산·학·연의 협동연구를 바탕으로 하여 상당한 노력이 요구되는 분야이다.

각종 센서와 data acquisition system을 이용하여 통합 모니터링된 공정 변수들을 전문가들의 기술적 know-how가 융합된 성형 최적화 알고리즘과 접목하면 통합 성형 분석/제조 시스템을 구성할 수 있는데, 이를 이용하면 공정의 최적화, 표준화, 양산화를 획기적으로 향상시킬 수 있다. 공정 변수의 신속한 제어를 위해서는 각 성형장치에 맞는 독자적인 제어시스템의 구축이 필요한 분야로써 선진국은 컴퓨터 및 interface 기술, 제어 기법, 정밀 유압시스템 등의 종합 기술이 활용되고 있다. 통합 성형 분석/제조 시스템은 현재 선진국에서 모니터링 기술과 성형 최적화 알고리즘을 expert system이라는 개념으로 활발한 연구가 진행 중이며 (AFML의 Qualitative Proc. Automation, Aerospace Serv. & Control 사의 Composite Processing Control system), 국내에서도 기초적인 연구가 진행되고 있다. 통합 성형 분석/제조 시스템은 공정 변수 측정, 공정 분석, 성형 제어 software 및 성형 장비가 동일 위치에 존재하게 되지만, 원격 제조 시스템은 공정 분석/성형 제어 software와 공정 변수 측정/성형 장비(공장)를 인터넷으로 연결하여 hardware와 software를 분리함으로써 전문 인력을 효율적으로 운용할 수 있고, 공장 위치를 전 세계로 다변화함으로써 물류비용의 획기적 절감이 가능하며, 공장 위치 선정이 자유롭기 때문에 환경 문제에도 효과적으로 대응할 수 있다. 이 기술은 국내외에서 적용사례가 전무한 실정이지만, 국내의 선진화된 정보 고속도를 활용하여 기술을 선점하게 되면 향후 전 세계의 인터넷 기반 확충과 연계하여 세계 시장 선점에 획기적으로 기여할 것으로 예상된다.

제 3 장 연구개발 수행 내용 및 결과

3.1 Textile 프리폼 제조 기술

복합재료 성형 방법과 밀접한 관계를 가지는 프리폼 제조기술은 대부분 직조기술을 바탕으로 하고 있다. 일방향 프리프레그 테이프에 비하여 직물(textile) 프리폼이 가지는 장점은 복잡한 형상의 부품 성형이 가능하고, 생산성이 향상되며 손상허용치가 증가한다는 것이다. 직물 프리폼은 Fig.3.1.1에서 보는 것처럼 섬유가 일체화되는 정도와 두께방향 강화 정도에 따라 2차원 및 3차원 구조로 구분된다. 예를 들어, 기존의 weaving, knitting, braiding을 보면 두께 방향의 섬유가 단지 섬유 직경의 2~3배 정도 깊이로 연결되기 때문에 섬유 관통으로 인한 강화효과는 비록, 일방향 적층 복합재료에 비하여 높지만 비교적 적은 편이다. 즉, 이런 직조 형태를 2차원 프리폼이라고 한다. 한편, 최근에 관심을 끌고 있는 3차원 프리폼의 경우에는 여러 방향의 섬유가 일체화된 구조이며 두께방향으로 현저한 보강효과를 줄 수 있다. 이런 2차원 혹은 3차원 직물 프리폼에 대한 다소 느슨한 정의는 프리폼의 실제 치수와는 무관한 것이다.

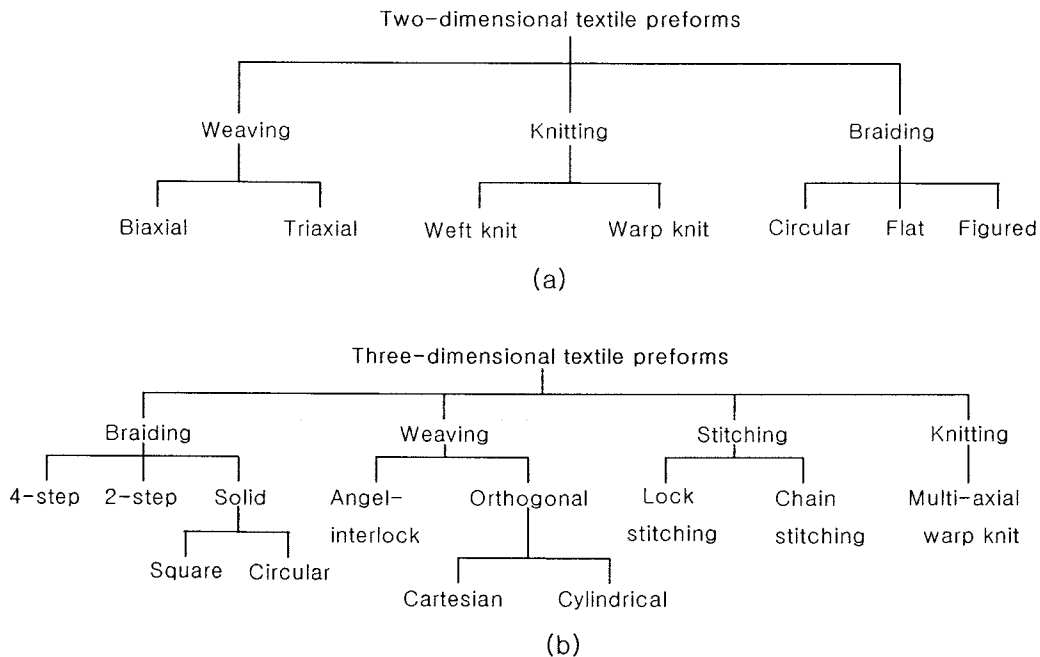


Fig.3.1.1 Manufacturing techniques and textile preforms for (a) two-dimensional preforms and (b) three-dimensional preforms, respectively.

3.1.1 2차원 Textile 프리폼

가. Weave

Weave 프리폼은 두 세트 이상의 섬유가 서로 다른 방향으로 교차하여 직조되는 구조인데 길이 방향의 섬유를 경사(warp), 폭 방향의 섬유를 위사 (filling 혹은 weft)라고 한다. Fig.3.1.2는 대표적인 직교(orthogonal) weave 패턴을 보인 것이다. Weave 프리폼은 하나의 층으로 두 방향의 보강 효과를 줄 수 있으며 충격저항 특성도 향상된다. 또한, 적층작업을 할 때 다루기 쉽고 생산성이 높기 때문에 구조용 복합재료 성형에 가장 많이 사용된다. 반면에, 면내 전단 특성이 낮고 섬유굴곡으로 인하여 길이방향의 기계적 특성이 저하되는 단점이 있다. 한편, 3축 (triaxial) woven 프리폼 같은 경우에는 세 세트가 섬유가 서로 60°의 각도로 교차하기 때문에 직교 weave에 비하여 재료 등방성이 향상되고 면내 전단 특성이 훨씬 높다.

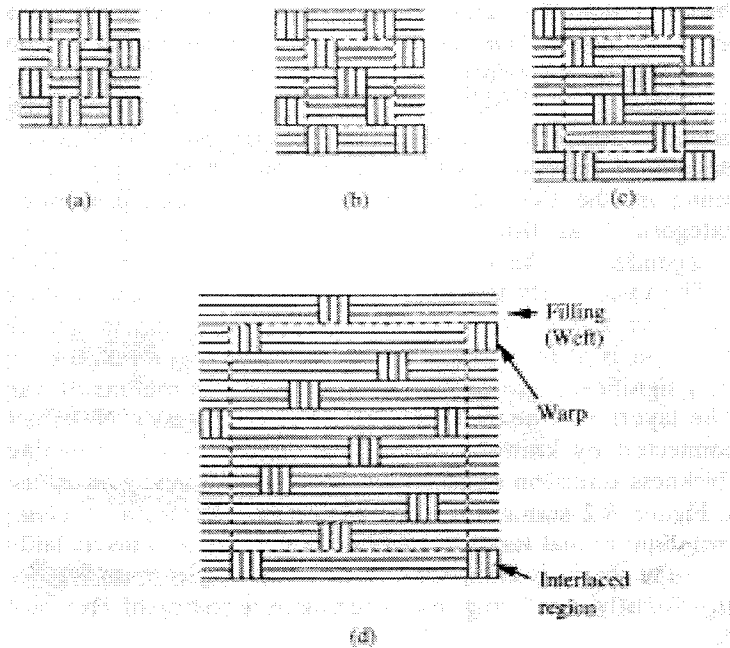


Fig.3.1.2 Examples of woven fabric patterns: (a) plain weave; (b) twill weave; (c) four-harness satin; (d) eight-harness satin.

나. 브레이드 (Braid)

브레이드는 셋 이상의 섬유가 아래위로 교차하면서 직조되는 구조인데 폭이 좁은 편평한 테이프 형태의 flat 브레이드와 속이 비어있는 튜브형 브레이드가 있다. 브레이드의 기하학적 패턴이 Fig.3.1.3에 나타나 있다. 첫 번째 것은 두 섬유가 서로 2개씩 상호 교차하는 2/2 형태이며 Fig.3.1.3(b)는 1/1 반복구조를 가진다. Fig.3.1.3(c)는 regular 브레이드에 길이방향 섬유가 보강된 세 방향 섬유로 구성된 구조로서 triaxial 브레이드라고 한다. 섬유 배열에서 알 수 있듯이 길이 방향의 보강이 필요한 경우에는 triaxial braid를 선택할 수 있다. 이 그림에서 비어 있는 공간은 패턴을 명확하게 보여주기 위한 것이며, 실제 복합재료로 사용되는 브레이드는 비어 있는 공간이 거의 없는 구조이다.

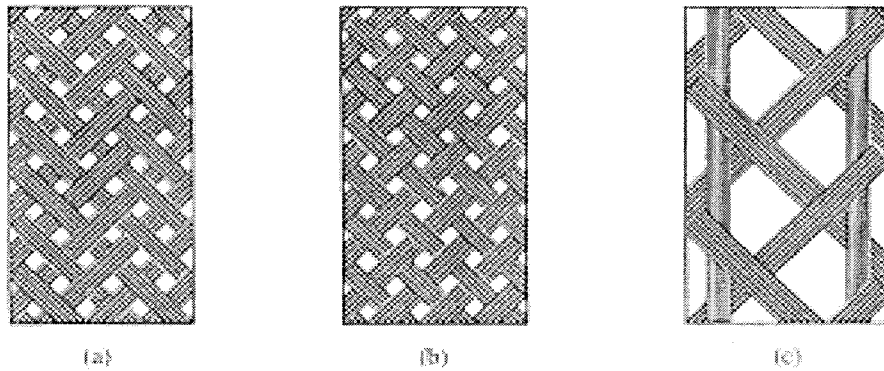


Fig.3.1.3 Geometric configuration of (a) regular or plain braid; (b) diamond or basket braid; (c) triaxial braid.

다. 니트(knit)

니트 구조는 루프(loop)를 이루는 것이 특징인데 루프를 형성하는 섬유가 진행되는 방향에 따라 weft 니트와 warp 니트로 구별된다. Weft 니트에서는 Fig.3.1.4(a)에서 보는 바와 같이 루프 섬유가 폭 방향, 즉 weft 방향으로 진행되며 루프는 단 하나의 weft 섬유에 의하여 형성된다. Weft 니트는 폭 방향으로의 변형이 잘 일어나지만 길이 방향으로는 다소 제한적인 변형을 줄 수 있다. Warp 니트(Fig.3.1.4(b))에서는 루프가 형성되는 섬유가 길이 방향이며 하나의 수평 열을 이루는 모든 루프가 동시에 형성되는 구조이다. 이러한 니트 구조는 모든 방향으로 팽창이 가능하기 때문에 깊이가 깊은 부품 제조에 매우 유리하다. 폭 및 길이 방향으로 보강을 주기위해 보강섬유를 추가하는 경우도 있다.

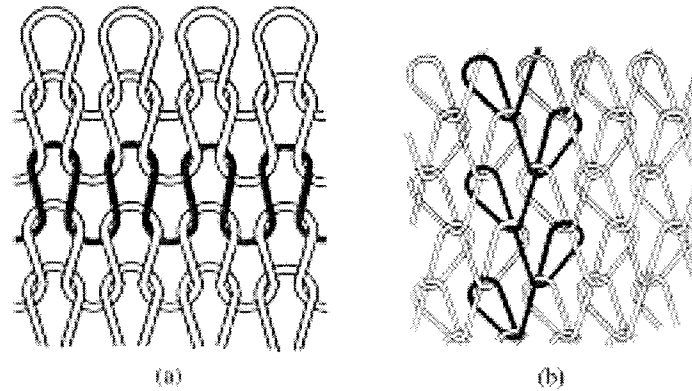


Fig.3.1.4 Knitted fabrics: (a) weft knit structure; (b) warp knit structure.

3.1.2 3차원 Textile 프리폼

가. Weave

3차원 weave 구조는 2차원 weave와 직조 방법은 유사하나 경사(warp)가 여러 층의 위사(weft)를 관통하여 두께 방향으로 배열된다는 점이 다르다. 3D weave 프리폼은 연결(interlace)되는 층수, 반복되는 패턴, 길이 방향으로 삽입되어 직선으로 배열되는(in-laid) 섬유 유무에 따라 매우 다양한 기하학적인 형상을 가진다. 이러한 다양한 구조 형상은 최종 복합재료의 구조적 특성에도 다양한 변화를 줄 수 있다. Fig.3.1.5는 대표적인 3D weave를 보여주고 있는데, 이 그림에서 stuffer 층은 0도 방향, filler 층은 90도 방향의 섬유 배열로 볼 수 있고 warp weaver 섬유는 이 여러 층을 두께 방향으로 연결/결합시키는 역할을 하고 있다.

Fig.3.1.5 (a)는 첫 번째 및 두 번째 filler 층이 warp weaver 로 연결되고 두 번째 및 세 번째 filler 층이 warp weaver 로 연결되어 한 층씩 두께 방향으로 계속하여 연결되는 구조이다. Fig. 3.1.5 (b)는 전체 filler 층 및 stuffer 층을 전체 두께 방향으로 warp 섬유가 일정한 기울기를 가지며 관통하는 구조이다. Fig. 3.1.5 (c)는 Fig.3.1.5 (b)와 같이 warp weaver가 전체 두께를 관통하는 구조이나 다른 점은 직각으로 관통한다는 것이다. 이 세 가지 구조를 비교하면, LTL 및 ORT 구조는 TTT 구조에 비하여 전체적으로 밀집된 형태를 보이며 LTL 구조는 나머지 구조에 비하여 표면에 드러나는 loop가 가공에 의해 제거된다고 하더라도 전체 두께를 holding하고 있기 때문에 층간분리 억제에 더 유리하다고 볼 수 있다.

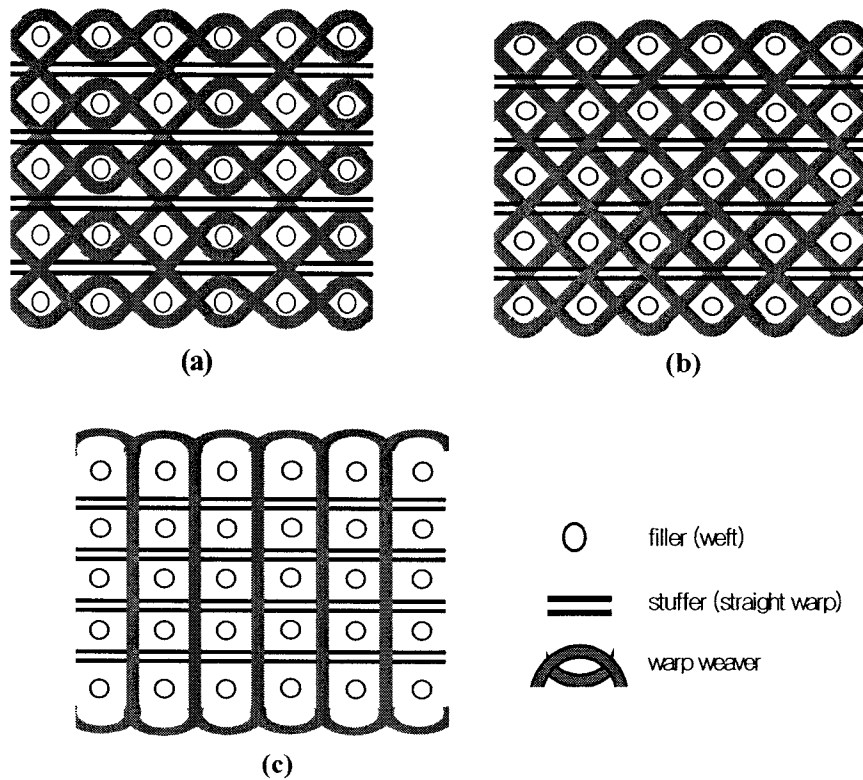


Fig.3.1.5 Schematic pictures of (a) layer-to-layer angle-interlock (LTL); (b) through-the-thickness angle-interlock (TTT); (c) orthogonal interlock (ORT).

나. 브레이드

3차원 브레이드 프리폼은 둘 이상의 섬유가 공간적으로 서로 꼬여져서 일체화된 구조를 가진다. 일반적으로 알려진 형태로는 track과 column이 가로, 세로로 움직여서 4단계에 걸쳐 섬유가 서로 꼬여지는 4단 (4-step) 브레이딩과 고정된 증축 섬유 사이로 브레이딩 섬유가 서로 대각선 방향으로 움직여 2단계에 걸쳐서 섬유가 꼬여지는 2단 (2-step) 브레이딩이 있다. 4단 브레이딩에는 machine bed가 원형이 형태와 직각형인 경우가 있는데 원형 브레이드는 튜브형 구조물을 만들 수 있고 직각형 브레이드는 solid 형태의 구조물 제작에 이용된다. 이와 같이 비교적 최근에 개발된 2단 및 4단 브레이딩 외에 maypole 형태의 브레이딩 기술을 이용하여 3차원 solid 브레이드를 제조할 수 있다.

다. 니트 (knit)

여러 형태의 니트 프리폼 중 두께방향으로 가장 높은 구조 일체를 주는 것은 다축경편(MWK, multiaxial warp knit)이다. 이 프리폼은 Fig.3.1.6에서 보는 바와 같이 0°, 90° 및 ±θ의 각도를 가지는 섬유들이 두께 방향의 섬유로 일체화 된 구조이다. 섬유의 배열각 순서, 부가되는 non-woven과 같은 재료 종류, 섬유 종류 등에 따라 매우 다양한 구조를 얻을 수 있다. 이 프리폼의 큰 장점은 weave 구조와는 달리 섬유의 굴곡이 없기 때문에 일방향 적층 복합재료의 장점을 그대로 살릴 수 있으나 일반적으로 섬유 층수가 4,5개 정도로 제한되는 단점이 있다. Fig. 3.1.7은 다축경편 직물이 제작되는 방법을 보인 개념도 이다.

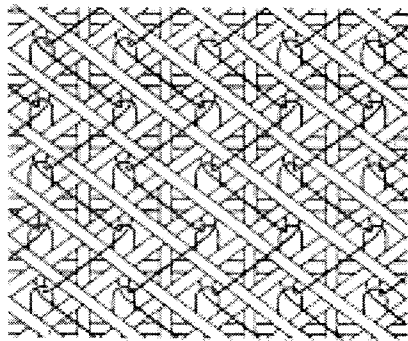


Fig.3.1.6 Multiaxial warp knit fabric.

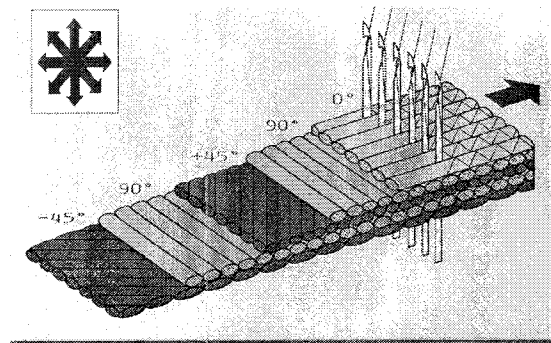


Fig.3.1.7 Multiaxial warp knitting process.

라. Needled 프리폼

이 프리폼은 순수한 3차원 프리폼은 아니나 최종적인 형태는 두께방향의 섬유가 배열된 구조이기 때문에 2.5D textile 프리폼 이라고도 한다 (Fig.3.1.8). 가장 일반적인 직조기술은 스티칭(stitching) 및 니들펀칭(needle-punching)이다. 스티칭 기술은 보통 2차원 직물 프리폼 여러 장 적층된 것을 두께 방향의 바늘 관통에 의하여 전체를 결속시키는 기술로서 매우 경제적으로 3차원 구조를 만들 수 있으나 바늘 관통에 따른 적층 직물의 섬유 손상이 생기는 단점이 있다. 스티칭 섬유로서 인성이 좋은 아라미드 섬유나 유리섬유를 사용한다. 니들 펀칭 기술은 바늘의 펀칭에 의하여 평면으로 배열된 섬유들을 강제적으로 두께 방향으로 배열시켜 층간 결속을 주는 방법이다. 사용되는 바늘은 주로

barb 형태를 가지며 편칭하는 방향으로 barb이 아래 방향으로 향해 있어서 아래로 편칭하게 되면 섬유를 끌어내리고 바늘이 위로 움직일 때는 바늘만 빠지도록 되어있다. 이 방법의 장점은 직물 몇 장을 추가적으로 적층하여 편칭할 수 있기 때문에 최종 프리폼의 두께에 제한이 없이 경제적으로 제조 할 수 있으나 사용할 수 있는 직물 형태도 펠트처럼 불연속 섬유를 사용하기 때문에 기계적 특성이 연속 섬유보다 떨어지며 반복적인 편칭에 의하여 프리폼에 상당한 손상이 있다는 단점이 있다.

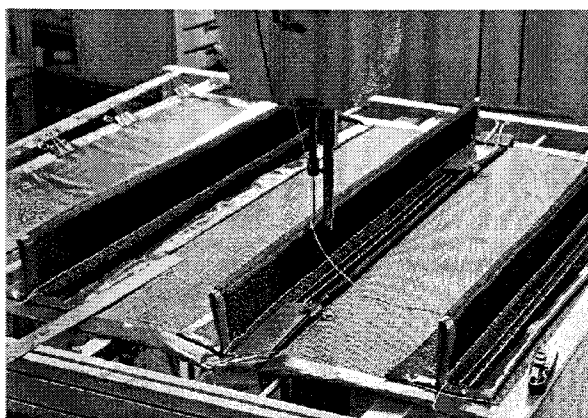


Fig.3.1.8 Stitched preform.

3.2 Stitching에 의한 프리폼 제조기술

3.2.1 Stitching 기술

3차원 구조를 만들기 위한 스티칭 공정은 비교적 간단하다. 단지, 스티칭 기계와 바늘 및 스티칭 섬유가 있으면 된다. 공정 변수로는 스티치 밀도 (단위 길이 혹은 단위 면적 당 스티치 수), 스티치 섬유의 굵기 및 스티치 형태이다. 스티치 형태로는 lock stitch 혹은 chain stitch가 있는데, Fig.3.2.1에서 보는 바와 같이 lock stitch의 경우에는 매듭이 프리폼의 두께에서 가운데 있는 경우 (balanced)와 표면 (unbalanced)에 있는 경우가 있다. 매듭이 표면에 오는 형태는 bobbin thread 나 needle thread에 걸리는 장력이 각각 다른 경우인데, modified stitch 라고도 한다. Balanced stitch의 경우, 가운데 생기는 매듭으로 인하여 응력 집중이 생길 수 있고, 가장 큰 문제는 bobbin thread 나 needle thread에 걸리는 장력이 크기 때문에 표면에 큰 loop를 형성하여 수지 과다 지역 (resin rich area) 이 생긴다는 것이다. 이러한 수지 과다 지역은 복합재료가 하중을 받게 될 때 크랙이 가장 먼

저 발생하여 파손이 시작되는 지점이 될 수 있기 때문에 강도 면에서 나쁜 효과를 준다. 따라서, 복합재료에 사용되는 프리폼을 stitching 하는 경우에는 이러한 내외부의 큰 loop를 형성하지 않도록 하기 위하여 bobbin thread 나 needle thread에 걸리는 장력을 줄여 스티칭하는 modified lock stitch가 효과적이라고 알려져 있다.

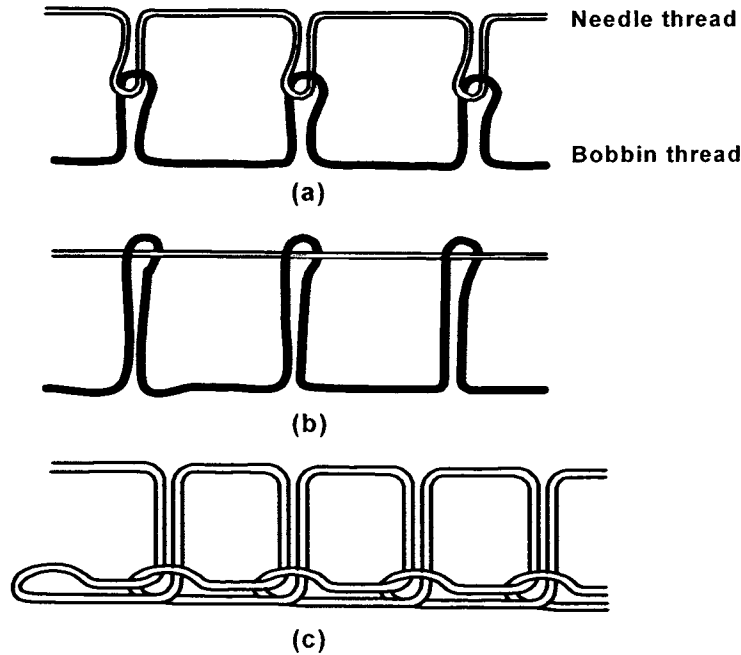


Fig.3.2.1 Stitch type: (a) balanced lock stitch; (b) unbalanced lock stitch; and (c) chain stitch.

Balanced lock stitch와 unbalanced lock stitch는 하나의 기계에 bobbin thread 나 needle thread에 걸리는 장력을 적절히 조정하여 사용할 수 있는 반면에 chain stitch의 경우에는 stitching 기구가 다르기 때문에 lock stitch 기계와는 다르다. Lock stitch는 machine bed의 아래나 위에서 공급되는 bobbin thread 나 needle thread가 필요하기 때문에 이 둘의 적절한 timing에 따른 연동작동에 의하여 실에 loop가 생기는 형태이므로 이 둘의 작용을 떼어낼 수가 없는 반면에 chain stitch는 bobbing에서 공급되는 실이 필요치 않기 때문에 기구학적으로는 더 간단하다고 볼 수 있다. 즉, 두 가지 실이 연동해야 하는 형태인 lock stitch의 경우에는 크기가 매우 큰 프리폼을 stitching할 때 machine bed의 크기도 함께 대형화되어야 하고 대체로 바늘의 운동이 평면 내에서 이루어지는 형태

인 평면 stitching에 제한되고 있다. 그러나, chain stitch의 경우에는 실이 한 군데에서만 공급되면 되므로 연동시킬 필요가 없고 독립적인 head 장치에 의해 3차원적으로 이동이 가능하므로 복잡한 3차원적인 형태를 가지는 프리폼에 stitching을 할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 chain stitch는 상하 두께방향으로 압착력이 가해지지 않기 때문에 다소 느슨한 구조이며 stitch된 실을 잡아당기면 빠져나오므로 복합재료 성형 전까지 실이 풀리지 않도록 주의를 기울여야 한다.

3.2.2 Stitching 장비 설계 및 제작

Stitching 기계는 헤드부와 machine bed 부분으로 구성되어 있는데, 헤드부는 lock stitch가 가능하도록 bobbin thread를 장착할 수 있는 형태를 취하였으며, machine bed는 원통형의 프리폼 stitching도 가능할 수 있도록 평판 bed가 아닌 원통형 bed로 설계하였다. 헤드부의 원통 길이는 1.2m로서 작업 가능한 프리폼의 폭도 이 길이에 제한되어 있다. 길이는 machine bed의 설계에 의해 캐터필러나 로울러 형태를 사용하는 경우에는 길이에 대한 제한은 없다. 만약 폭 1.2m를 최대로 사용하는 경우 stitching을 180도로 회전하여 계속할 수 있으므로 최대 작업 가능한 폭은 2.4m이다. 기존의 stitching 기계는 비교적 얇은 두께의 프리폼을 사용하였으므로 큰 문제가 없으나 두꺼운 프리폼을 stitching 하는 경우에는 바늘이 두께방향으로 삽입되면서 프리폼이 동시에 이송되면 바늘이 부러질 수 있다. 따라서, 설계된 기계에서는 바늘이 삽입되어 stitching이 한 번 일어나면 바늘은 프리폼에서 가장 먼 윗부분에 위치하게 되는데 이 때 바늘을 포함하는 구동부 최상단에 센서를 부착하여 센서가 위치한 높이에 바늘 구동부가 도달할 때 프리폼이 이송되도록 하였다. 즉, 프리폼 이송은 연속적으로 일어나지 않고 단속적으로 일어나며 이러한 기능은 추후, stitching이 완결되었는지에 대한 센싱 기능을 추가함으로써 더 완벽한 양산 장비를 구성할 수 있다. 이 센싱 기능은 stitching 완료된 섬유가 평면 직물위에 위치하게 될 때 빛을 입사시키면 섬유가 직물위에 위치하지 않게 되는, 즉 stitch 되지 않은 상태와 반사되는 양이 다르기 때문에 빠른 시간 내에 그 상태를 확인할 수 있을 것이다.

Stitching 작업에서 가장 중요한 변수인 stitching 밀도는 프리폼의 이송 속도와 직접적으로 관련이 있다. 또, 이런 이송 속도의 정확도와 규칙성에 따라 stitching 정밀도가 결정되기 때문에 프리폼의 이송 속도 제어는 매우 중요하다. 기존의 기계에서는 노루발이라고 하는 장치가 상하 회전 운동을 하도록 되어 있어서 프리폼이 자동 이송이 가능하였지만, 프리폼 두께가 커지고 무게가 증가하게 되면 이러한 노루발 장치로는 프리폼을 이송할 수 없다. 따라서, 본 장비에서는 프리폼 이송의 정확도뿐만 아니라 당기는 힘도 중요하기 때문에 이러한 여러 가지 면을 고려한 machine bed를 설계할 필

요가 있다.

Fig.3.2.2는 machine bed 부에 대한 설계 도면을 보인 것이다. M/C bed는 프리폼의 크기와 형상에 따라 위치 변화를 줄 수 있도록 본체에 탈착식으로 하였으며 손쉬운 작업을 위하여 AI 형강을 주 구조재로 하였다. Head 부의 바늘이 최고점에 도달하여 프리폼에서 이탈되었을 때 bed의 길이 방향이송이 가능하도록 step 모터를 장착하여 바늘의 상하운동과 연동시켰다. 길이 방향으로는 limit 스위치를 장착하여 지정된 길이만큼 이송이 완료되면 자동으로 이송이 멈추도록 하였다. Bed의 폭 방향이송은 손으로 돌려 screw 회전에 의한 직선운동을 하도록 하였다. 폭 방향의 이송은 작업 속도 외 큰 관계가 없으므로 수작업에 의하도록 하였으나 추후 양산 작업을 가능하게 하려면 폭 방향 이송에도 모터를 사용할 수 있다. Machine bed 부는 이동이 가능하도록 바닥에 바퀴를 장착하였으며 헤드부와 일체화를 위해 헤드부 프레임과 볼트 체결이 되도록 하였다.

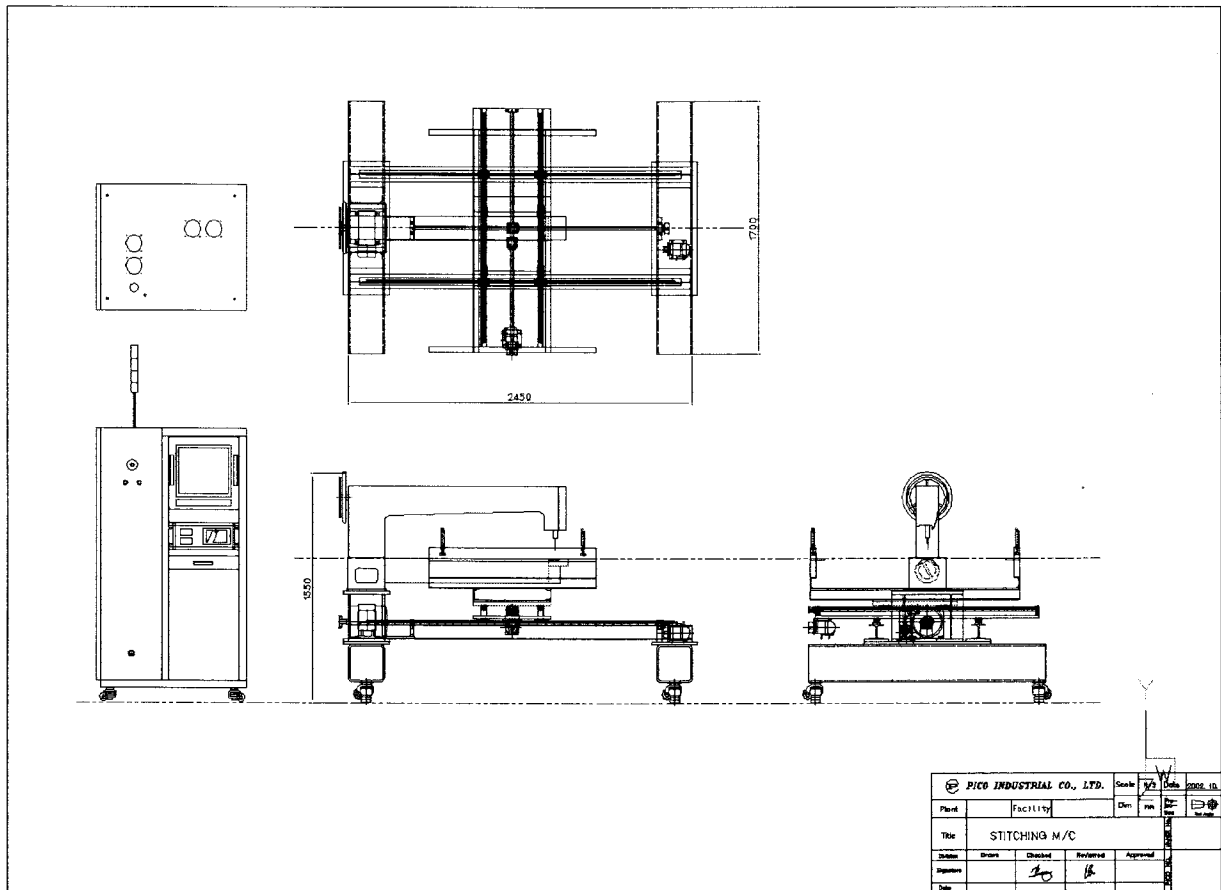
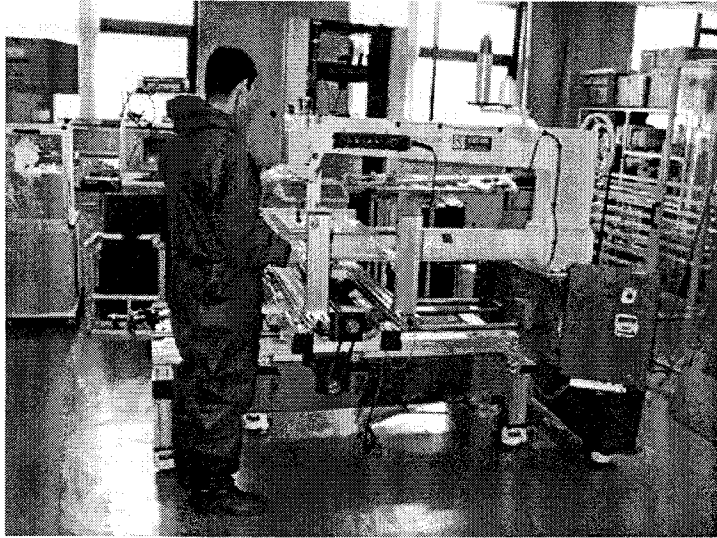


Fig.3.2.2 Machine bed lay out.

Fig.3.2.3은 제작된 stitching 기계의 헤드부와 machine bed 부이며 작업자가 stitching 하는 모습을 보여주고 있다. 기계의 전면에 보이는 상자는 바늘의 상하 운동을 제어하는 기능과 이와 연동된 machine bed를 자동 이송하는 제어 상자이다.



(a)



(b)

Fig. 3.2.3 제작된 stitching 기계의 헤드부와 machine bed 부에서 작업하는 모습.

3.2.3 직조성 확인

Stitching 섬유로서 roving 사를 사용하게 되면 여러 개의 섬유가 모여진 형태인 섬유 가닥이 bobbin과 needle의 상하 운동에 의해 서로 분리될 수 있다. 이렇게 되면 bobbin과 needle이 machine bed 하부에서 서로 만나게 될 때 loop를 이루지 못하거나 일부분만 loop를 이루게 되어 stitching이 완결되지 못할 경우가 있다. 따라서, 통상 stitching 섬유는 여러 가닥의 섬유를 합사한 Fig. 3.2.4에서 보인 것과 같은 twisted yarn을 사용하고 있다. 복합재료용 프리폼을 stitching 할 때 고려해야 할 것은 twist 섬유에서의 twist(꼬임) 정도와 섬유의 종류이다. Twist 섬유는 꼬임이 일어나는 방향에 따라 S 꼬임 혹은 Z 꼬임이 있으며 꼬임 정도는 단위 길이 당 (인치 당) 꼬임 회수로 표시된다. 보통 S 꼬임과 Z 꼬임을 같이 사용하는데, 예를 들어 3 가닥을 1 가닥으로 합사하는 경우, 각각의 1 가닥은 Z 꼬임으로 하고 3 가닥을 꼬일 때는 S 꼬임을 하는데 그 이유는 한 방향으로만 꼬여주게 되면 섬유 자체적으로 꼬임이 일어나 자체적으로 loop를 형성하는 현상을 막기 위함이다. 만약 twist 정도가 심하면 bobbin과 needle이 만날 때 이미 꼬여진 섬유에 의해 loop가 불안정할 수 있고 또한 복합재료로 성형할 때 꼬임이 심한 섬유 내부로 수지 침투가 어려울 수 있다. 사용 가능한 섬유에 있어서도 탄소섬유는 다른 섬유에 비하여 취성이 높고 합사하기가 쉽지 않기 때문에 stitching yarn으로 사용하기 힘들다. 유리섬유나 케블라 섬유는 인성은 탄소섬유에 비하여 높으나 여전히 합사하지 않고서는 stitching 하기가 어렵다.

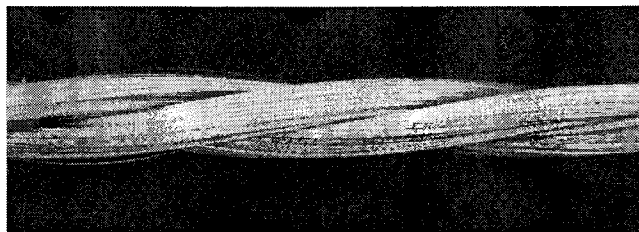


Fig.3.2.4 Twisted yarn.

본 연구에서는 stitching 섬유로서 유리섬유나 탄소섬유를 적용하였으나 두께방향으로 관통될 때 프리폼 내부의 마찰을 많이 받기 때문에 섬유 손상이 과도하여 사용하기 불가능 하였다. 유리섬유의 경우에는 한 두 번의 경우 stitching이 가능하였으나 지속적으로 사용하게 되면 마모로 인한 절단 가능성이 있기 때문에 배제하였다. 케블라 섬유는 인성이 좋기 때문에 stitching 섬유로 적당하였으며 프리폼의 굵기에 따라 사용 섬유의 굵기를 조정할 필요가 있다. 즉, 프리폼이 20mm 이상이 되면 섬유가 프리폼을

관통할 때 받는 마모량이 더 크고 더 깊이 관통해야 하므로 바늘 구멍을 지나는 길이도 길어지게 된다. 따라서 프리폼의 두께가 두꺼워 질수록 굵은 섬유를 사용할 필요가 있다. 그러나 대부분의 stitching 바늘은 길이 방향으로 홈이 나 있어서 프리폼 두께를 관통할 때 섬유가 이 홈 내부로 삽입되어 섬유 마모를 최대한 줄이도록 고안되어 있기 때문에 이 홈 내부에 삽입될 수 있는 최대 굵기의 섬유를 선정하는 것이 가장 바람직하다. 본 연구에서는 시편 제작용 프리폼의 경우 400 데니어 3가닥을 합사한 것 (1/3)을 사용하였으며, 더 두꺼운 프리폼의 경우는 더 굵은 섬유를 사용하였다.

사용하는 바늘의 굵기도 매우 다양하게 선택할 수 있으나, 제작한 stitching 장비는 20mm 이상의 두께도 관통할 수 있도록 제작되었기 때문에 일반용 바늘은 길이가 짧아 사용하지 못하였다. 특수 바늘로서 전체 길이가 94mm 정도의 것으로 바늘의 직경은 1.5mm 되는 것을 사용하였다. 두꺼운 프리폼의 경우에는 바늘의 굵기도 더 큰 것을 사용하였다. 그 이유는 바늘 관통 시 직물 프리폼과 과도한 접촉 힘에 의해 바늘이 작업 중 자주 부러지기 때문이다. 그러나 불필요한 굵은 바늘은 실제로 프리폼에 넓은 구멍을 만들기 때문에 복합재료로 성형 시 수지 과도 지역으로 남게 되어 성능에 문제를 야기할 수 있다.

3.2.4 프리폼 제작

본 연구에서는 다양한 크기와 형태의 프리폼을 스티칭하는 방법을 시도하였다. 이런 방법은 정확한 모델에 의하여 습득할 수 있는 것이 아니고, 기존의 문헌에 자세히 설명되고 있지 않다. 적용한 프리폼의 종류는 시편 제작용 얇은 평판, 실 구조물용 두껍고 대형의 평판, H 및 T 단면의 빔 구조, 그리고 평판과 stiffener가 일체화된 구조 프리폼이다.

가. 얇은 평판 프리폼

얇은 평판 프리폼은 주로 시편 제작용인데, 두께는 3-5mm, 크기는 500x500mm였다. 시편으로 시용할 프리폼에서 스티칭의 정밀도는 스티치된 복합재료의 물성치 신뢰도에 중요하다. 정확한 프리폼 이송을 위하여 picture 프레임을 적용하였다. Fig. 3.2.5는 얇은 평판을 스티칭하는 모습을 보인 것으로, 유리섬유 직물의 네 변을 둘러싸고 있는 것이 picture 프레임이다. Picture 프레임이 걸쳐져 있는 것이 이송용 프레임인데 여기에 picture 프레임이 고정되고 실제 이송되는 것은 이 프레임이다. 프레임은 크기를 마음대로 조정하여 제작한 후 장착할 수 있으나, 스티칭 하고자 하는 프리폼의 크기가 다양한 경우에는 그 때마다 프레임을 제작한다는 것이 번거롭다. 따라서, 가

능한 한 프레임의 크기는 작업하고자 하는 프리폼의 최대 크기로 하고 이것보다 작은 크기의 프리폼을 스티칭할 때는 연결 빔을 사용하여 프레임의 크기를 자주 바꾸어야 하는 번거로움을 해결하였다.

본 연구에서는 고정용 프레임에 연결되는 빔으로 시편 tab용 에폭시 판을 적당한 폭으로 절단하여 사용하였다. 중요한 것은 이 연결 판과 고정용 프레임과 직각을 이루면서 견고하게 체결해야 한다는 점이다. 그렇게 하지 않으면 스티칭 line이 정확하지 않게 되고 스티칭 밀도도 불균일해 지기 때문이다. Picture 프레임과 연결 판을 고정하는 것은 프리폼의 무게가 그리 크지 않기 때문에 서류 집게 등을 사용해도 충분한 결합력을 줄 수 있다. 만약 프리폼의 두께가 작더라도 크기가 큰 경우에는 무게가 증가하므로 picture 프레임을 받쳐주는 연결 판을 더 많이 사용할 필요가 있다. 이런 경우 주의해야 할 것은 중간에 받쳐주는 용도로 사용하는 연결 판이 스티칭 바늘이 관통하는 부분에서는 바늘과의 간섭이 일어나지 않도록 해야 한다. 즉, 한 줄의 스티칭이 끝나게 되면 이 연결 판과 바늘의 간섭 여부를 확인하여 간섭이 생길거라고 예상되면 그 부분의 연결 판을 제거해줘야 한다.

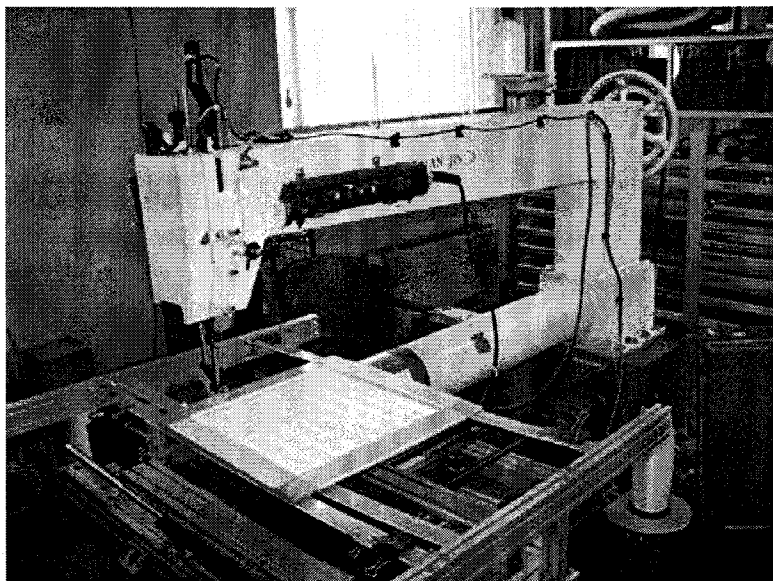


Fig.3.2.5 Stitching of thin plate.

나. 두꺼운 평판 프리폼

제작한 프리폼은 두께가 20mm 이상으로서 두꺼울 뿐만 아니라 가로, 세로의 크기가 1300mm 정도로서 비교적 대형이다. 스티칭은 길이 방향과 폭 방향 모두 20mm

간격을 두고 실시하였다. Machine bed 위에 장착된 프리폼을 이송시키기 위하여 프리폼 고정용 프레임을 제작하여 machine bed에 장착하였다. 즉, 프리폼을 고정용 프레임에 장착하고 이 프레임이 machine bed 위에서 좌우 이동을 하게 된다. 길이 방향의 이송을 위한 고정은 프리폼 두 끝단에 천 (fabric)을 두르고 이 천과 프리폼을 같이 스티칭하여 고정시켰다. 스티칭은 두 줄 정도로만 하더라도 천과 프리폼 간의 고정이 확실히 되었다. 천의 연결은 프리폼 4 면 전체에 대하여 하였는데, 그 이유는 가로, 세로 모든 방향으로 스티칭을 할 필요가 있기 때문이다. 고정하는 방법은 천의 내부에 봉 (rod)을 집어넣고 machine bed에 고정되는 프레임에 프리폼 양 끝 단을 연결하였다. 봉을 넣은 후 양 쪽으로 팽팽하게 잡아당긴 상태에서 고정함으로써 길이 방향의 이송을 할 때 정확한 거리만큼 진행이 되도록 하였다. 가장 중요한 것은 이 프리폼은 가로 및 세로 방향으로 모두 스티칭을 하기 때문에 프리폼을 프레임에 고정시킬 때 직각을 유지해야 한다는 것인데, 그렇게 함으로써 균일한 밀도로 스티칭을 할 수 있다.

스티칭을 하게 될 프리폼이 놓여지는 machine bed의 크기는 스티칭 하려는 프리폼의 폭과 같고, 길이는 프리폼 길이의 두 배가 되어야 한다. 즉, 본 연구에서 수행한 프리폼의 경우 1300x2600 mm 의 크기가 되어야 하므로 상당히 크다. 한편, bobbin에서 공급되는 실은 bobbin의 크기가 제한되어 있으므로 많은 량의 섬유를 사용하지 못한다. 즉, 두껍고 큰 프리폼을 스티칭 할 때는 bobbin을 자주 교체해야 하는데, 이 교체 작업 시 작업자의 손이 접근할 수 있는 거리가 되어야하고 machine bed에 의해 방해되어서는 안 된다. Fig.3.2.6은 스티칭 작업이 완료된 두꺼운 대형 평판 프리폼의 모습을 보인 것이다.

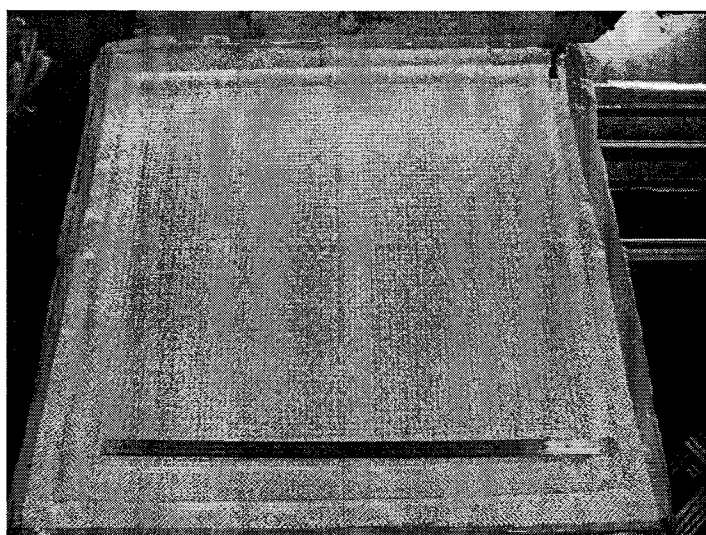


Fig.3.2.6 Stitched thick plate preform.

다. 빔 구조 프리폼

Fig.3.2.7은 빔 구조의 대표적인 형태로서 T-section 빔으로 제작된 프리폼과 단면 크기를 보인 것이다. 스티칭 섬유는 케블라 섬유를 사용하였고 그림에서 얇은 줄로 보이는 부분이다.

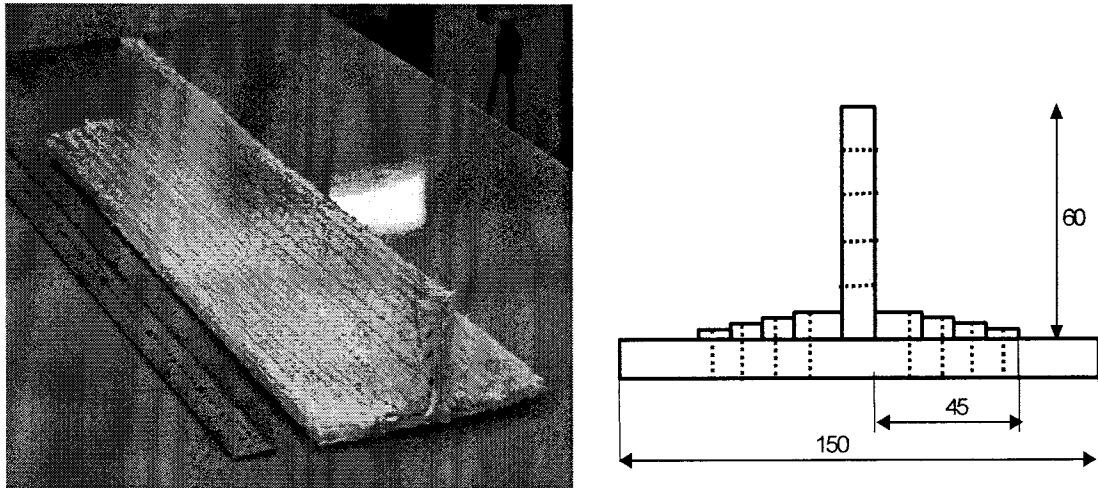


Fig.3.2.7 T-section beam and its dimension.

Fig. 3.2.8은 T-section 빔을 제작하기 위한 스티칭 순서를 설명한 그림으로서, 각 단계에 대한 공정 개요는 다음과 같다. 각 단계는 해당 공정 그림순서와 같으며 회색 보이는 부분은 스티칭 섬유이다. 사용한 프리폼 직물은 DBLT850이다.

- (a) DBLT를 절단한 후 적층한다. 굴곡 시 내 외부 측이 같은 길이가 되도록 각 층의 길이를 다르게 하여 절단한다
- (b) 중앙 부위를 전체 두께로 스티칭하여 고정한다.
- (c) 한쪽 끝을 양분하여 T자형으로 절곡한 뒤 90도로 회전하면 이 그림의 윗 부분과 같이 된다. 즉, 두께를 2 등분하면 위 부분은 직각 부위가 되고 아래 두께 부분은 평면 부위로 남는다. 별도의 평판을 끝 부분만 스티칭한 것을 결합한다. 절곡한 뒤 분기되는 부분은 삼각형 모양의 빈 공간이 생기는데 이 공간은 그대로 두게되면 수지다량 지역이 될 수 있다. 따라서, 이 공간 내부에 막대 형상으로 섬유를 말아 삽입할 필요가 있다.
- (d) 이 두 부분을 스티칭하여 결합한다.

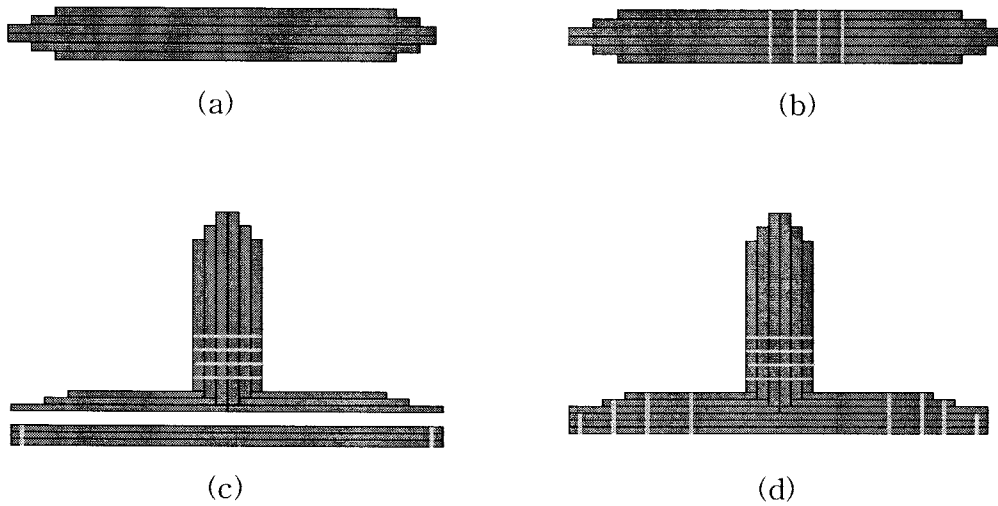


Fig.3.2.8 Stitching sequence for T-section beam.

Fig.3.2.9는 H-section 빔으로 제작된 프리폼과 단면 크기를 보인 것이다. 사용한 프리폼 직물은 DBLT850이며, 웨브 (web) 부위와 플렌지 (flange) 부위가 만나는 지점에서의 보강을 위하여 직각 부위로 갈수록 빔의 두께가 두꺼워 지도록 하였다. Fig. 3.2.10은 이 빔을 제작하기 위한 스티칭 순서를 설명한 그림으로서, T-section 공정과 유사하게 진행할 수 있다. 각 단계에 대한 공정 개요는 다음과 같다.

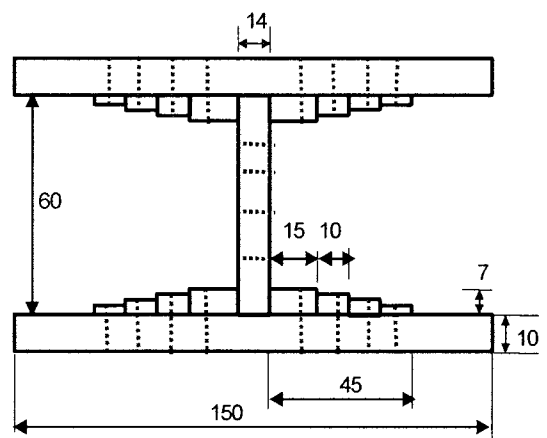
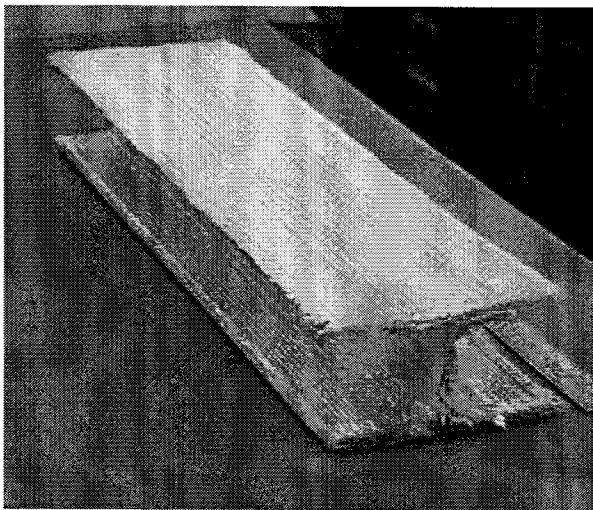


Fig.3.2.9 H-section beam and its dimension.

- (a) T-빔 제작과 같은 방법으로 진행하며 직각 부위를 절곡해야 하므로 T-빔 보다는 직각 부위가 더 길도록 한다. 직각 부위를 T형으로 절곡한 뒤 미리 끝단을 스티치하여 준비해 놓은 평판 위에 위치시킨다.
- (b) 이와 같이 결합된 상태 그대로 아랫면을 스티칭을 하려면 위의 플렌지 부위가 스티칭을 막고 있기 때문에 약간의 프리폼 변형이 필요하다. 즉, 결합된 한쪽 면을 스티칭이 용이하도록 구부림으로써 비어 있는 공간 쪽을 바닥 판과 스티칭한다. 만약, 먼저 스티칭한 면이 두껍거나 촘촘하게 스티칭되어 있으면 구부리기 어렵기 때문에 이 방법은 그 사용에 제한적이다.
- (c) 스티칭이 완료되면 적당한 힘을 가하여 전체 프리폼 구조를 올바르게 위치시킨다.

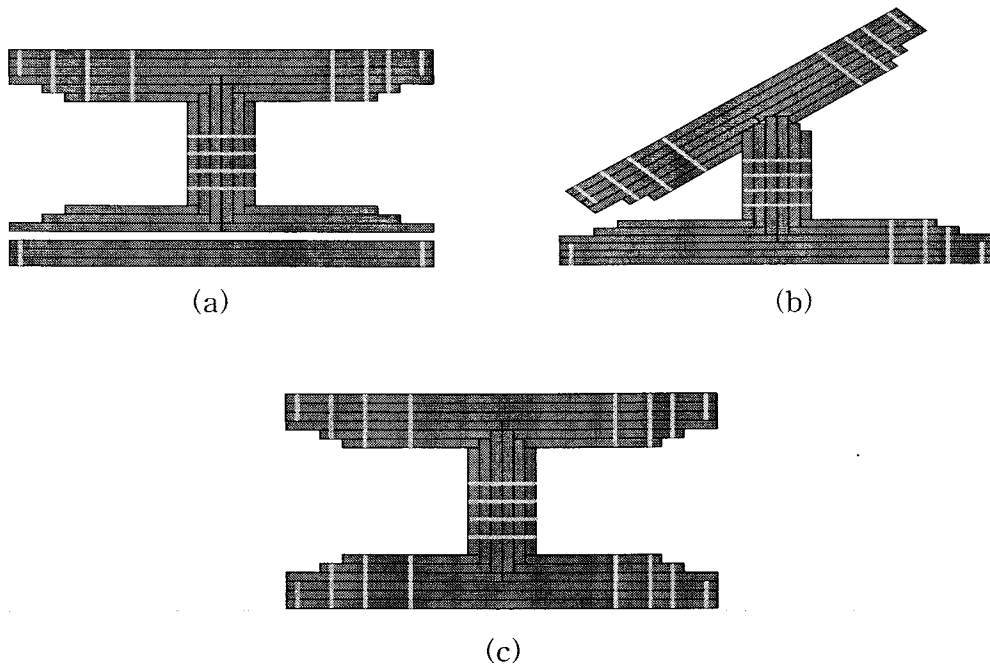
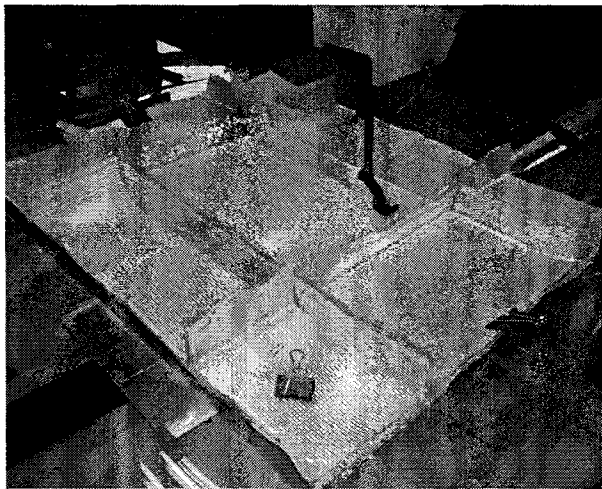


Fig.3.2.10 Stitching sequence for H-section beam.

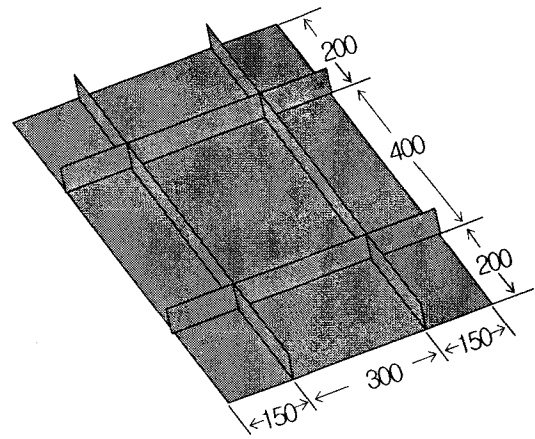
H-빔 형상 중 플렌지 부위가 긴 빔의 경우에는 절곡하기가 쉽지 않고 내부까지 스티칭하기가 어렵다. 이런 경우에는 lock stitch 형태보다 chain stitch 형태가 훨씬 유리하다.

라. 일체구조 프리폼

Fig.3.2.11 (a)은 stiffened panel인데 바닥의 평판과 그 위를 직각으로 보강하는 부재가 일체형으로 결합된 형태이다. 실제로 항공기 구조물에 이와 유사한 구조가 동체부위 구조인데, 경우에 따라서 가운데 부위를 cut-out 하여 window 구조물로 사용할 수 있다. Fig.3.2.11 (b)은 이 구조물의 전체 크기를 보인 것이다. 사용한 프리폼 직물은 DBLT850이다.



(a)



(b)

Fig.3.2.11 (a) Stiffened panel preform; (b) preform size.

각 단계에 대한 공정 개요는 다음과 같다 (Fig.3.2.12).

- (a) Stiffener 부위에 사용될 DBLT를 절단하고 적층한다. 공정 (d)를 보면 가로 혹은 세로로 배열될 stiffener 부위에 따라 길이가 다를 수 있다.
- (b) 수직으로 접하는 면을 스티칭한다. 이 때 굴곡 시 길이 변화를 고려하여 위치를 적당히 조정한다.
- (c) 반대쪽 부분을 스티칭한다. 완성되었을 때의 형태를 고려하여 한쪽으로 굴곡시켜 길이 변화를 준 상태에서 스티칭한다.
- (d) 스티칭 완료된 부분의 형태를 잡아서 stiffener 제작.
- (e) (a)에서 (d) 까지의 과정을 반복하여 길이가 짧은 stiffener도 같은

- 방법으로 제작한다. 가장 자리에만 스티칭한 바닥판(panel)을 준비하고 그 위에 가로 및 세로 배열의 stiffener를 위치시킨다.
- (f) 완성된 stiffener 부분품들을 바닥판 위에 결합한 후 스티칭 수행.
 - (g) 바닥판 위에 스티칭하여 결합.
 - (h) stiffener 코너 부분에 보강 판을 절곡하여 부착한 후 수작업에 의하여 스티칭한다.

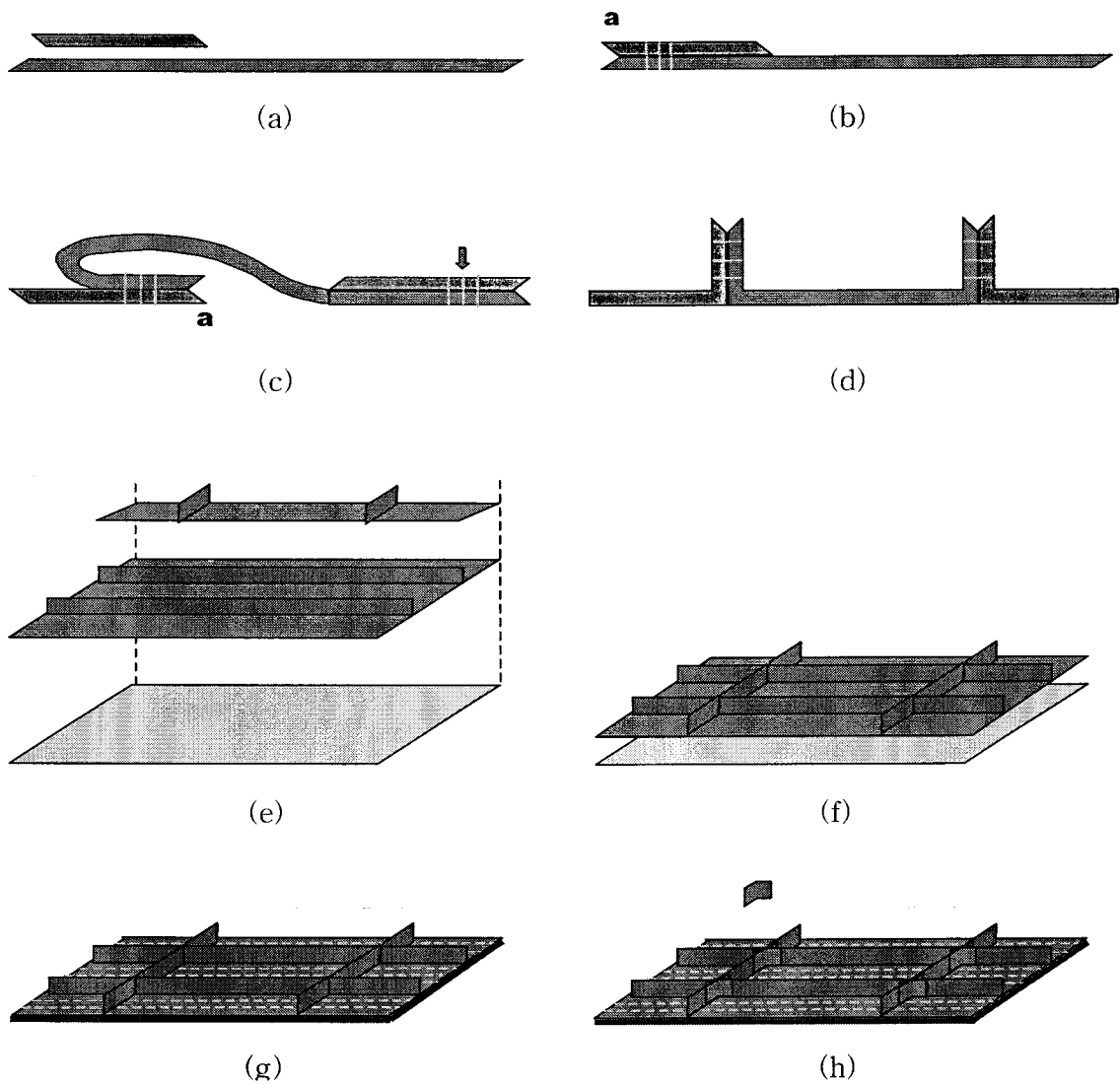


Fig.3.2.12 Stitching sequence for integrated stiffened panel.

3.3 3D 복합재 물성치 시험

3.3.1 시험편 제작

복합재료로 이루어진 구조물을 해석하는 것은 외부 하중에 대하여, 사용하는 재료를 적용한 요소 부재(element)에 생기는 응력을 구함으로써 사용 재료나 요소 크기(dimension)가 구조 요구 조건에 부합하여 안전한지를 확인하기 위함이다. 구조 해석에서 가장 중요한 것은 사용재료에 대한 기본 물성치인데, 이 물성치가 정확하지 않으면 해석 결과도 믿을 수 없게 된다. 본 절에서는 본 과제에서 개발하고자 하는 여러 구조물에 사용되는 복합재료의 기본 물성치를 구하고자 한다.

사용한 재료는 유리섬유 일방향 복합재 (G-UD), 유리섬유 다축보강재 (G-DBLT) 및 탄소섬유 평직 (C-PW) 평판이다. 여기서, 일방향 복합재는 Fig.3.1.7에 보이는 다축경편 (multiaxial warp knit)의 한 종류로서 한 방향의 섬유만을 knitting 한 것이며 T800을 사용하였다. 다축보강재로는 [0/45/90/-45]의 섬유배열을 가지고 4개의 층으로 이루어진 DBLT 850를 사용하였다. 탄소섬유 평직은 CF-6638을 사용하였다. 다축경편은 (주)동일산지 제품이며, 탄소섬유 평직은 KPI 제품이다.

다축보강재는 평직 등에서 보이는 섬유 굴곡이 없고 섬유 방향이 서로 다른 여러 층이 하나의 결합된 층으로 이루어져 있기 때문에 두꺼운 복합재료를 성형할 때 드는 적층 시간을 대폭 줄일 수 있다는 장점이 있다. 네 종류의 섬유 배향을 가지는 DBLT 뿐만 아니라 한 방향으로만 구성된 형태도 있는데, DBLT의 장점은 여러 방향으로 섬유가 배열되어 있어서 등방성질을 줄 수 있으며, T800과 같은 일방향 형태는 원하는 방향으로 보강이 필요할 때 긴요하게 사용된다. 다축경편의 또 다른 장점은 층 별로 다양한 재료나 직물 형태를 혼합하여 사용할 수 있다는 것이다. 즉, 매트(mat) 형태를 사용하거나 유리섬유뿐만 아니라 케블라 섬유나 탄소섬유도 같이 사용할 수 있다. 실제로 작업할 때 다축경편의 장점은 절단 시 절단면에서 섬유 이탈이 최소화된다는 점이다. 평직이나 주자직의 경우에는 절단하면 끝단에서 섬유 가닥이 계속 빠져나오는 일이 있으나 다축경편의 경우에는 각 섬유 가닥이 knitting 섬유로 연결되어 있기 때문에 절단면에서 섬유 이탈이 많지 않다.

다축경편의 단점은 여러 방향의 섬유 배열을 하기 위해 경우에 따라서 서로 다른 굵기의 섬유를 사용해야 하고 knitting을 위한 섬유 사이의 공간이 필요하기 때문에 섬유의 밀집도가 평직 등에 비하여 다소 떨어진다는 점이다. 또한 knitting 섬유는 매우 가는 섬유를 사용하고 주로 폴리에스터 섬유를 사용하는데 knitting 공정 자체가 섬유 다발을 둘러 감는 형태이므로 섬유 가닥을 밀집시키는 역할을 한다. 이러한 각 섬유의

밀집화가 일어나면 바로 옆에 있는 밀집화된 섬유와의 간격은 자연스럽게 벌어지게 되므로 전체적으로는 섬유 사이의 간격이 더 벌어지게 된다. 즉, 섬유 다발 내부의 밀집화는 일어나지만 섬유 다발 사이의 밀집화는 오히려 떨어지게 되므로 수지다량 지역이 띠 형태로 나타날 수 있다. 따라서, 복합재 구조용으로 다축경편을 선정하는 경우에는 실제 sample을 면밀하게 관찰하여 밀집도가 우수한 형태를 확인해야 한다.

본 연구에서는 복합재 구조물 특성에 따라 주로 사용하는 다축경편의 종류를 달리 하였다. 예를 들어, 빔 구조물의 경우에는 주로 일방향 섬유로 이루어진 T800 형태를 주로 사용하고, 등방성을 요구하는 평판 형태는 주로 DBLT 형태를 사용하였다. 세 종류 직물 형태에 대하여 구조 해석에 필요한 기본 물성을 얻기 위한 test matrix를 아래에 정리하였다. 스티치된 시편과 스티치 하지 않은 시편으로 크게 구별하였으며 길이 방향 (0도) 및 폭 방향 (90도) 모두에 대하여 시험하였다. 한편, 평직을 사용하는 경우에는 warp 섬유 및 fill 섬유 방향에 해당되는 방향으로도 시험을 하였고 아래의 표에는 각각 W 및 F 는 평직의 warp 및 fill 방향을 의미한다.

Test matrix for mechanical property

시편종류 \ 시험방법		시험종류 및 시험방향								시편수
		인장		압축		전단	층간 전단	Hole 인장	베어링	
		0도 W	90도 F	0도 W	90도 F	0도 W	0도 W	0도 W	0도 W	
G-UD	unstitched	7	7	7	7	8	8	-	-	42
	stitched	-	-	-	-	-	8	-	-	8
C-PW	unstitched	5	5	5	5	5	6	4	3	38
	stitched						8	4	3	15
DBLT	unstitched	6	-	6	-	-	6	4	-	22
	stitched	-	-	-	-	-	-	4	-	4
UD/DBLT	unstitched	-	-	-	-	-	-	-	3	3
	stitched	-	-	-	-	-	-	-	3	3

다축경편은 단위 층 (DBLT의 경우에는 4개 층이 하나의 층을 이루므로 4개 층이 하나의 단위 층이 됨) 전체가 두께방향으로 knit 되어 있으므로 두께방향의 섬유 보강이 되어 있다고 생각할 수 있으나 사용 섬유의 종류가 고강도 섬유가 아닌 폴리에스터 섬유이므로 구조적인 보강효과는 거의 없다. 즉, 복합재료로 만들어지면 이 knitting

섬유는 에폭시보다도 낮은 강도를 가지게 된다. 따라서, 여러 단위 층으로 구성된 두꺼운 복합재료의 두께방향 특성을 향상시키려면 여러 단위 층을 결속시키는 스티칭 공정이 필요하다. Fig. 3.3.1은 스티치된 프리폼의 모습을 보인 것인데, Fig.3.2.4에 보인 것처럼 picture 프레임을 사용하여 스티칭하였다. 스티칭 배열 선이 일직선으로 되어있고 스티칭 밀도가 균일함을 볼 수 있다. 스티칭 밀도는 $3.6 \text{ stitches/cm}^2$, 스티칭 간격은 $5 \times 7 \text{mm}$ 인데 여기서, 5mm 는 스티칭 줄 간격이고 7mm 는 스티칭 간격이다. 스티칭 섬유는 케블라 29 섬유를 사용하였다. Fig.3.3.2는 스티치된 프리폼에 수지를 주입하는 방법인 RTM 성형법에 의하여 제작된 시험 평판 모습이다.

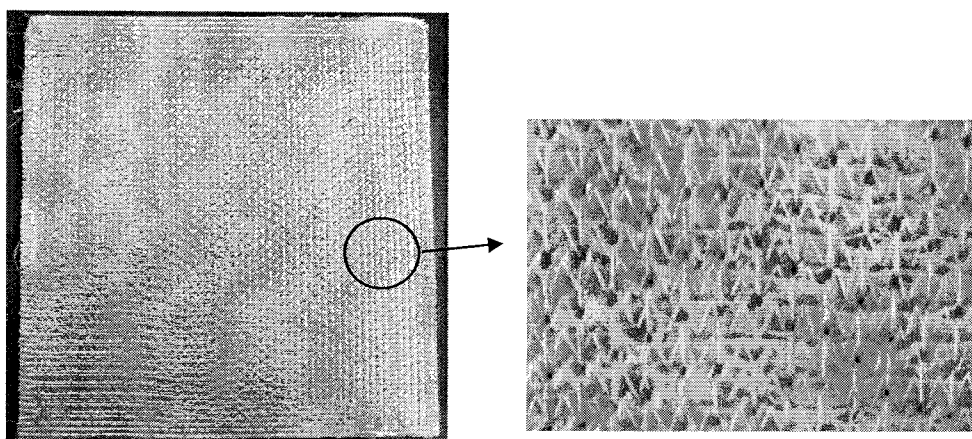


Fig.3.3.1 Stitched preform for the test sample.

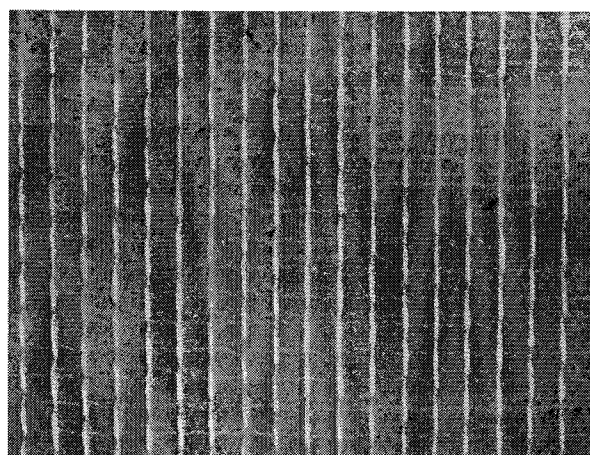


Fig.3.3.2 Stitched composite panel.

나. 압축시험

압축시험은 ASTM D3410를 참고하여 Fig. 3.3.5와 같은 형상인데, 다축 적층 복합재료인 경우에는 폭과 시편 폭을 25 mm로 하였다. 인장시험 장비와 동일한 만능시험기로 분당 1.3mm 속도로 시험을 수행하였다. 시험 치구는 IITRI 치구를 사용하였다. 압축강성은 스트레인게이지를 시편 중앙에 부착하여 구하였다. Fig. 3.3.6은 IITRI 치구를 사용한 압축시험 모습을 보인 것이다.

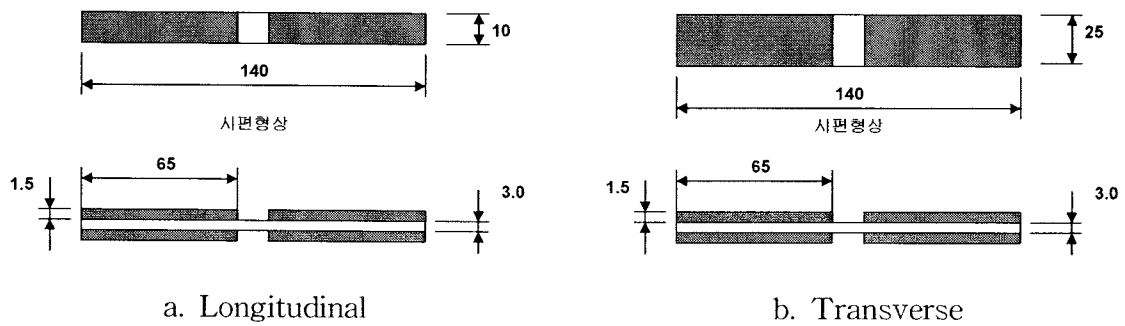


Fig. 3.3.5 압축시험 시편 형상.

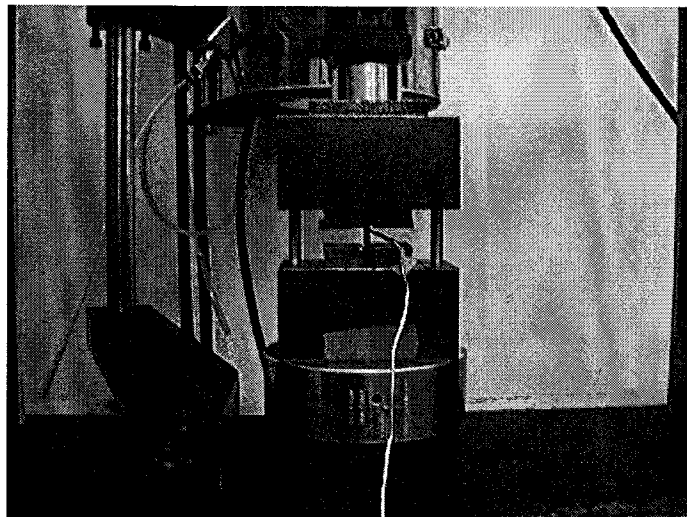


Fig.3.3.6 압축시험 모습.

다. 면내 전단시험 (In-plane shear test)

면내 전단시험은 ASTM D5379를 참고하여 Fig.3.3.7과 같이 시편을 제작하였으며, 인장, 압축시험에서 사용한 만능시험틀 사용하여 분당 1mm 속도로 시험을 수행하였다. 그리고 전단강성을 측정하기 위하여 인장시험 시 사용한 biaxial 스트레인게이지를 $\pm 45^\circ$ 방향으로 부착하였다. Fig.3.3.8은 면내 전단시험 모습이다.

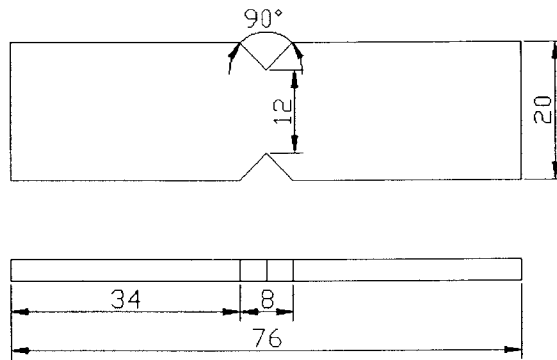


Fig. 3.3.7 면내 전단시험 시편 형상.

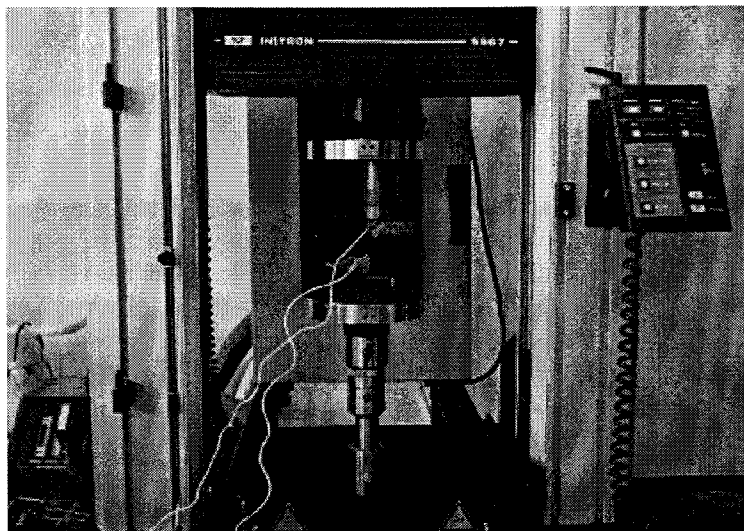


Fig.3.3.8 면내 전단시험 모습.

라. 층간 전단 시험

층간 전단시험은 ASTM D2344 short beam 시험을 참고하였고, 시편의 형상은 Fig. 3.3.9와 같다. Short beam 시험의 경우 최대하중이 500kg 미만으로 매우 낮은 경우에는 3ton 용량의 만능시험기를 이용하였다. 시험은 분당 1mm의 속도로 진행하였다. Fig.3.3.10은 층간 전단시험 모습이다.

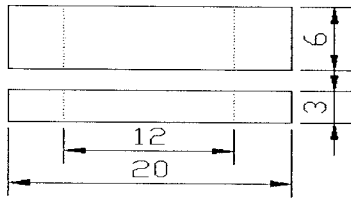


Fig.3.3.9 층간 전단시험 시편.

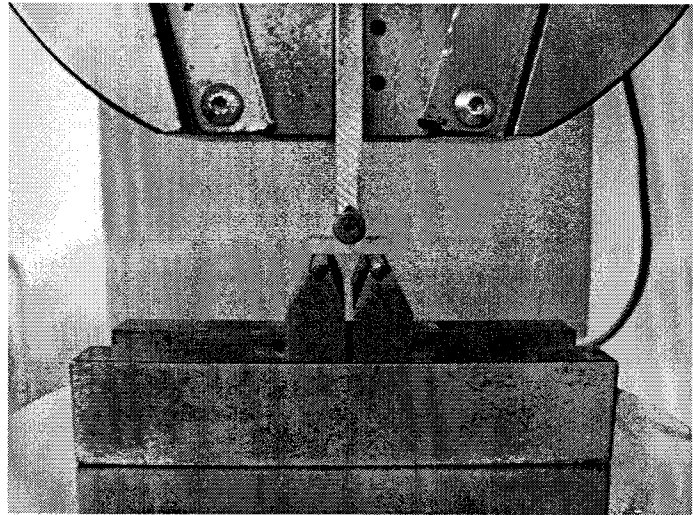


Fig.3.3.10 층간 전단시험 모습.

마. 굽힘시험

굽힘시험은 ASTM D790를 참고하여, Fig.3.3.11과 같은 형상으로 시편을 제작하였다. 시험하고자 하는 시편의 두께에 따라 ASTM D790 규정에 의거하여 시편 길이를 달리 하였다. 사용된 시험기는 만능시험기를 사용하였고, 분당 1.2mm의 속도로 시험을 진행하였다. Fig. 3.3.12는 굽힘시험 모습이다.

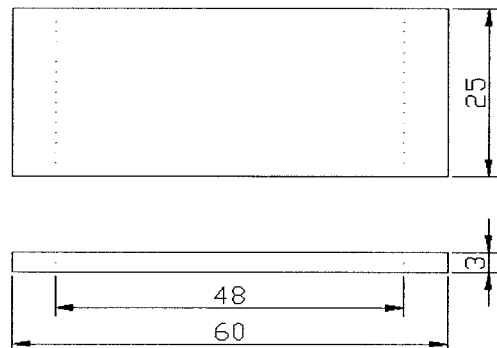


Fig.3.3.11 굽힘시험의 시편 형상.

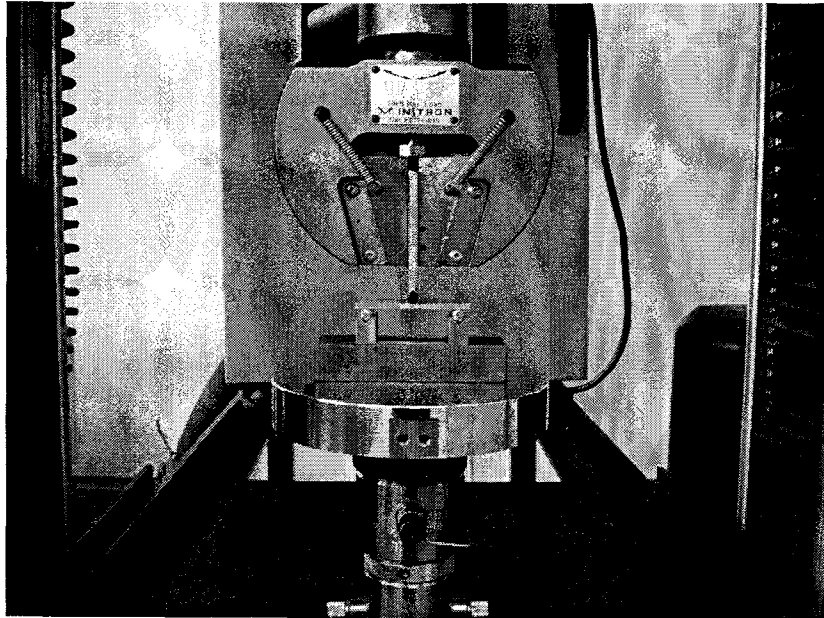


Fig.3.3.12 굽힘시험 모습.

바. Open hole 인장시험

Open hole 인장시험은 ASTM D5766 및 MIL-17 Hand Book을 참고하였고, 시편의 형상은 Fig.3.3.13과 같다. 치수는 다음과 같다. 즉, $d=0.25"=6.35\text{mm}$, $L=12"=300\text{mm}$, $w=1.5"=38\text{mm}$, $t=0.1"=2.5\text{mm}$ 이다. 만능시험기를 이용하였으며 시험은 분당 2mm의 속도로 진행하였다. Fig.3.3.14는 open hole 인장시험 모습이다.

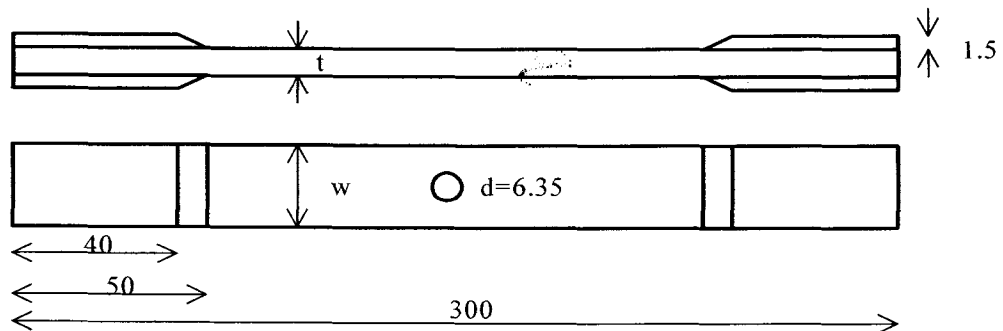


Fig.3.3.13 Open hole 인장시험의 시편 형상.

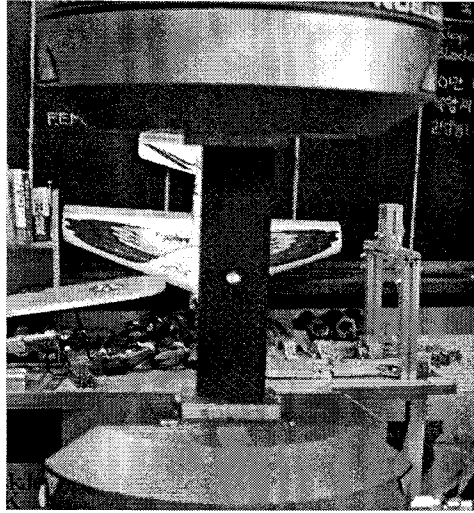


Fig.3.3.14 Open hole 인장시험.

사. 베어링 인장시험

베어링 인장시험은 ASTM D953 및 MIL-17 Hand Book을 참고하였고, 시편의 형상은 Fig.3.3.15와 같다. 치수는 다음과 같다. 즉, $d=0.25''=6.35\text{ mm}$, $L=10''=250\text{mm}$, $w=6d$, $e=3d$, $t=0.125''=3.175\text{mm}$ 이다. 만능시험기를 이용하였으며 시험은 분당 1.3mm의 속도로 진행하였다. Fig.3.3.16은 베어링 인장시험 모습이다.

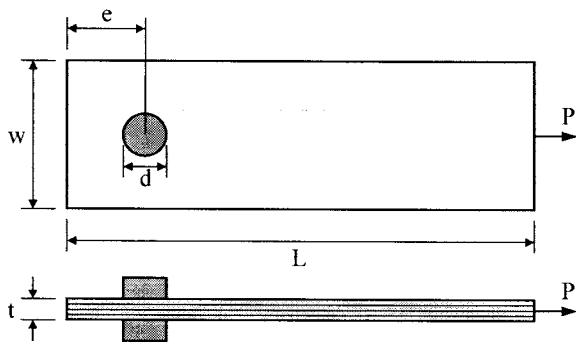


Fig.3.3.15 베어링 인장 시편 형상.

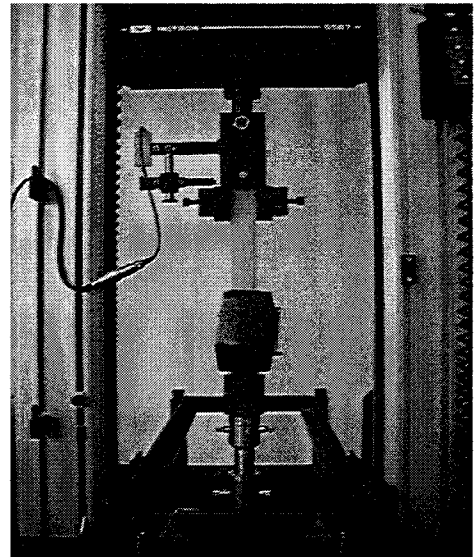


Fig.3.3.16 베어링 인장시험.

3.3.3 기본 물성치 시험

본 장에서는 각각의 재료에 대한 인장시험, 압축시험, 전단시험의 기본 물성치 시험을 수행하였다. Table 3.3.1은 각 시험별 결과 값을 요약한 것이다.

Table 3.3.1 Summary of basic material properties

시험방법	시편종류	섬유방향 (degree)	강도 (MPa)	탄성계수 (GPa)	포와송비
인 장	G-UD	0	1142	42.4	0.269
		90	52.6	12.76	-
	G-DBLT	0	309.0	17.47	0.295
		C-PW	Warp	528	53.7
			Fill	461	56.6
압 축	UD	0	927	43.8	-
		90	148.8	11.62	-
	DBLT	0	442	18.80	-
	C-PW	Warp	391	49.7	-
		Fill	387	50.9	-
면내전단	UD	0	101.4	5.35	-
	C-PW	W	116.7	3.90	-
층간전단	DBLT	0	46.9	-	-

가. 유리섬유 UD 시편

(1) 인장시험

인장시험은 0도 방향과 90방향의 두 가지 형태로 진행되었다. 각각의 시편 형상은 Fig. 3.3.3과 같으며, Instron 5567(3ton)에 의해 분당 2mm의 속도로 시험되었다. 모든 시험의 경우 강성을 구하기 위하여 시편 중앙부위에 120 Ω 스트레인 게이지(CAS) 부착하였다. 특히 0도 방향의 경우 포와송비를 구하기 위하여 두 축 스트레인게이지를 부착하였다. Table 3.3.2는 0도 방향에 대한 결과 값이며, Table 3.3.3은 90도 방향에 대한 결과 값이다.

Table 3.3.2 0도 방향 인장시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)	Poisson's ratio
01	15.723	2.879	5419	1179	43.474	0.283
02	15.357	2.884	4865	1078	45.299	0.294
03	15.770	2.872	5340	1161	39.019	0.278
04	15.753	2.881	5234	1133	36.686	0.251
05	15.730	2.878	5163	1121	44.503	0.275
06	15.630	2.900	5451	1184	45.465	0.231
07	15.643	2.877	5726	1249	42.143	0.267
AVE.	15.658	2.882	5314	1142.7	42.408	0.269
St. Dev.	0.143	0.009	268.0	40.160	3.673	0.023
COV(%)	0.914	0.328	5.044	3.514	8.661	8.699

Table 3.3.3 90도 방향 인장시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	25.210	2.936	445.7	59.034	12.655
02	25.103	2.975	404.8	53.372	12.222
03	25.160	2.963	377.5	49.896	12.356
04	25.013	2.909	415.4	56.200	12.803
05	24.927	2.850	391.1	54.047	13.254
06	24.870	2.963	407.5	54.361	12.378
07	25.007	2.874	348.9	47.693	13.528
AVE.	25.041	2.924	390.9	52.595	12.757
St. Dev.	0.123	0.048	24.546	3.167	0.536
COV(%)	0.491	1.653	6.280	6.021	4.201

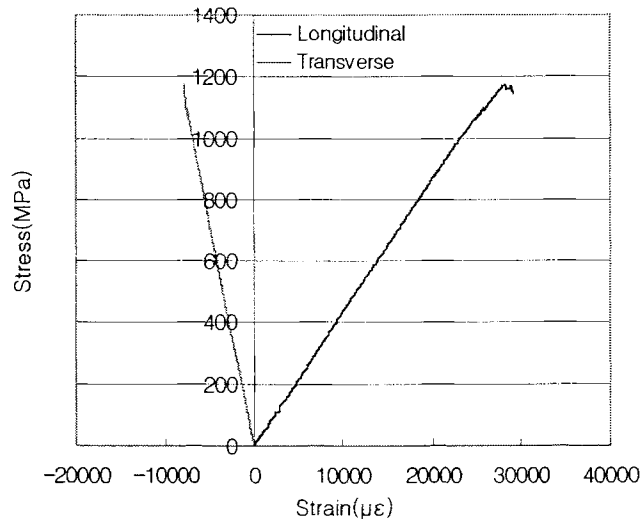


Fig. 3.3.17 0도 방향 인장 응력-변형률 곡선.

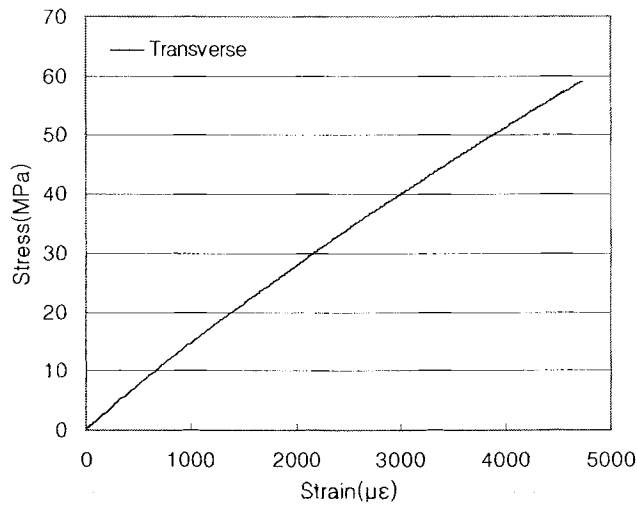


Fig. 3.3.18 90도 방향 인장 응력-변형률 곡선.

(2) 압축시험

인장시험과 동일하게 0도 방향과 90도 방향에 대하여 압축시험을 수행하였다. Instron 5567(3ton) 장비에 의해 분당 1.5mm의 속도로 시험하였고, 강성을 구하기 위하여 120 Ω 스트레인게이지(CAS)를 시편 중앙에 부착하였다. 사용된 시편의 형상은 Fig. 3.3.5와 같으며 시험결과는 Table 3.3.4 및 Table 3.3.5와 같

다.

Table 3.3.4 0도 방향의 압축시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	10.007	2.834	2969	1026.7	41.257
02	9.893	2.833	2166	757.9	Failed
03	9.987	2.846	2754	950.3	43.962
04	9.960	2.861	2573	885.5	46.421
05	9.997	2.878	2396	816.7	50.316
06	10.007	2.866	2972	1016.3	41.768
07	9.983	2.842	2989	1033.1	38.873
AVE.	9.976	2.851	2688	926.65	43.766
St. Dev.	0.040	0.017	322.9	109.702	4.104
COV(%)	0.400	0.603	12.010	11.838	9.377

Table 3.3.5 90도 방향의 압축시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	24.997	2.831	1007	139.5	12.109
02	25.090	2.826	1108	153.4	10.498
03	25.060	2.867	1236	168.9	15.472
04	24.827	2.870	928	128.6	8.333
05	25.130	2.837	1070	146.7	12.933
06	25.113	2.866	1103	150.8	11.688
07	25.087	2.841	1117	153.7	10.333
AVE.	25.043	2.849	1081	148.8	11.624
St. Dev.	0.105	0.019	96.211	12.616	2.256
COV(%)	0.418	0.659	8.898	8.478	19.405

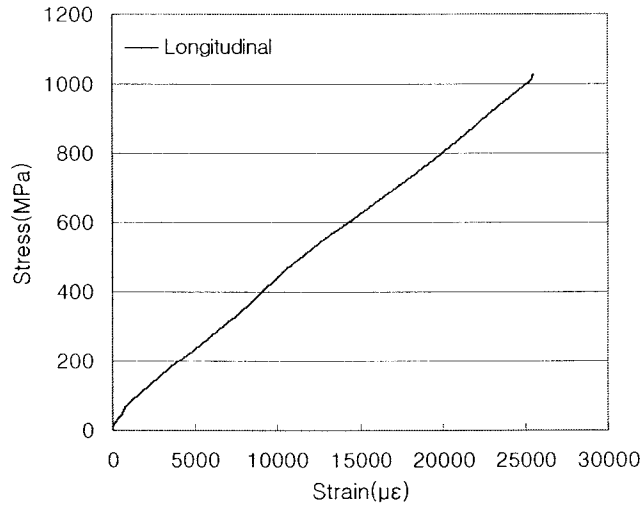


Fig. 3.3.19 0도 방향 압축 응력-변형률 곡선.

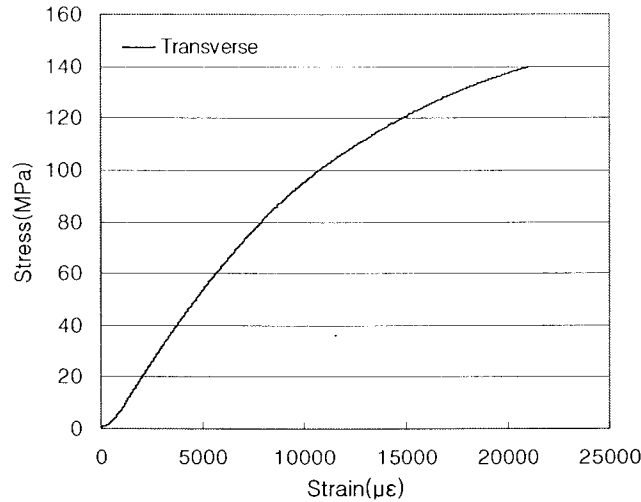


Fig. 3.3.20 90도 방향 압축 응력-변형률 곡선.

(3) 전단시험

전단시험은 ASTM D5379를 참조하여 Instron 4208 장비에 의해 분당 2mm의 속도로 시험되었다. 강성을 구하기 위하여 두 축 스트레인게이지(CAS)를 시편 중앙에 부착하였다. 시편 형상은 Fig. 3.3.7과 같으며 Table 3.3.6은 그 결

과 값이다.

Table 3.3.6 전단시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	11.500	2.874	292.8	86.881	4.980
02	11.420	2.870	335.6	100.418	5.171
03	11.420	2.857	331.4	99.612	5.140
04	11.490	2.826	345.4	104.320	5.714
05	11.470	2.849	363.9	109.210	5.230
06	11.530	2.868	329.2	97.631	5.395
07	11.540	2.862	377.4	112.063	6.068
08	11.410	2.852	335.3	101.050	5.078
AVE.	11.473	2.857	338.875	101.368	5.347
St. Dev.	0.051	0.015	25.210	7.677	0.369
COV(%)	0.446	0.538	7.439	7.571	6.896

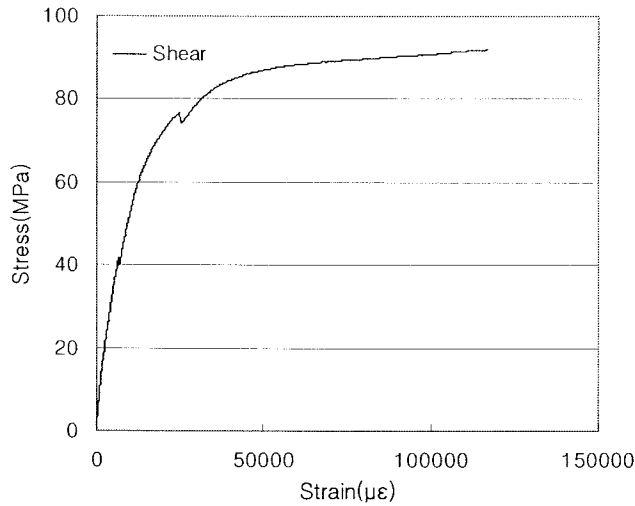


Fig. 3.3.21 전단시험의 응력-변형률 곡선.

나. 유리섬유 DBLT 시편

(1) 인장시험

G-DBLT의 인장시험은 ASTM D3039를 참조하여 Instron 4206 장비로 분당 2mm의 속도로 수행하였다. Table 3.3.7은 시험 결과를 보여준다. 강성과 프

와송비를 측정하기 위하여 시편 중앙에 두 축 스트레인게이지를 부착하였다.

Table 3.3.7 인장시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)	Poisson's ratio
01	24.7	4.47	3032	269.2	17.206	0.301
02	24.7	4.09	3361	326.8	17.686	0.291
03	24.9	3.93	3365	337.6	18.191	0.302
04	25.0	4.07	3495	337.2	17.638	0.297
05	24.6	4.15	3230	310.8	16.492	0.269
06	24.8	4.14	3056	291.9	17.803	0.304
AVE.	24.8	4.14	3256	309.3	17.466	0.295
St. Dev.	0.148	0.180	184.87	27.363	0.587	0.013
COV(%)	0.60	4.35	5.68	8.85	3.36	4.35

(2) 압축시험

압축시험은 ASTM D3410를 참조하여 인장시험과 동일한 시험기에서 분당 1.5mm의 속도로 수행하였다. Table 3.3.8은 압축시험 결과이다. 강성을 측정하기 위하여 시편 중앙에 스트레인게이지를 부착하였다.

Table 3.3.8 압축시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	25.05	4.04	4658	451.41	17.946
02	25.01	4.06	4234	409.44	17.622
03	25.11	4.12	4568	432.60	18.839
04	24.85	4.00	4848	478.26	20.655
05	24.75	4.05	4477	437.94	18.716
06	24.94	4.01	4517	442.50	18.991
AVE.	24.95	4.05	4550	442.03	18.795
St. Dev.	0.133	0.043	203.50	22.67	1.059
COV(%)	0.54	1.06	4.47	5.128	5.632

(3) 층간 전단시험

층간 전단 시험은 ASTM D2344를 참조하여 인장시험과 동일한 시험기에서 Fig. 3.3.9와 같은 형상의 시편으로 분당 1.3mm의 속도로 시험을 수행하였다. Table 3.3.9는 층간 전단시험의 결과이다.

Table 3.3.9 층간 전단시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	4.18	4.07	101.2	43.8
02	4.22	4.02	98.5	42.7
03	4.14	4.08	109.3	47.6
04	4.24	3.89	105.5	47.0
05	4.09	4.01	102.6	46.0
06	4.24	3.99	116.0	50.4
AVE.	4.186	4.012	106.9	46.9
St. Dev.	0.060	0.067	6.33	2.8
COV(%)	1.43	1.67	6.00	5.88

다. 탄소섬유 평직 시편

(1) 인장시험

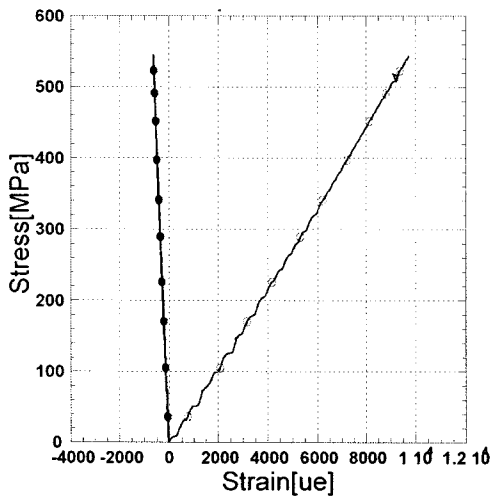
탄소섬유 평직에 대한 인장시편의 경우 0도 방향과 90도 방향의 시험을 수행하였다. 시험 모두 Instron 8501 장비에서 분당 2mm의 속도로 수행되었고, 강성과 프와송비를 측정하기 위하여 시편 중앙에 2축 스트레인게이지를 부착하였다. Table 3.3.10은 0도 방향에 대한 결과이며, Table 3.3.11은 90도 방향의 결과이다.

Table 3.3.10 0도 방향 인장시험 결과

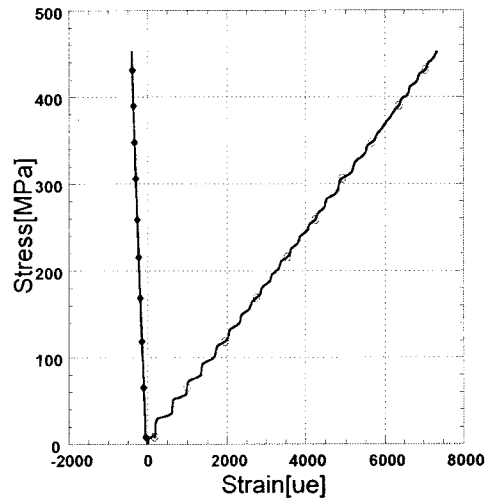
Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)	Poisson's ratio
01	25.55	2.93	4201	549.8	52.16	0.061
02	25.55	2.97	4246	549.4	48.43	0.060
03	25.45	2.91	3868	511.9	58.49	0.081
04	25.43	3.01	3839	492.7	54.20	0.054
05	25.55	2.98	4147	534.4	55.15	0.063
AVE.	25.51	2.96	4060	527.7	53.68	0.064
St. Dev.	0.060	0.037	192.26	24.892	3.722	0.010
COV(%)	0.236	1.254	4.735	4.717	6.932	16.226

Table 3.3.11 인장시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)	Poisson's ratio
01	25.27	2.74	3338	472.5	46.04	0.017
02	25.59	2.84	3102	419.1	66.60	0.060
03	25.57	2.76	3462	480.4	60.42	0.046
04	25.54	2.88	3371	449.9	43.55	0.028
05	25.58	2.78	3493	481.0	66.48	0.071
AVE.	25.51	2.80	3353	460.6	56.62	0.044
St. Dev.	0.138	0.055	154.24	26.396	11.113	0.022
COV(%)	0.540	1.960	4.600	5.731	19.627	49.929



a. 0도 방향



b. 90도 방향

Fig. 3.3.22 대표 인장 응력 상태 하에서의 응력-변형률 곡선.

(2) 압축시험

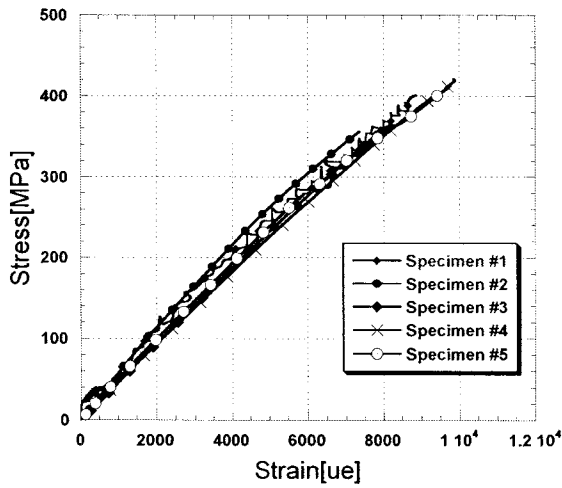
압축시험은 ASTM D3310를 참조하여 Instron 5567 장비에서 분당 1.5mm의 속도로 수행하였다. 강성을 측정하기 위하여 시편 중앙에 스트레인게이지를 부착하였다. Table 3.3.12와 13은 각각 0도와 90도 방향에 대한 압축시험 결과이다.

Table 3.3.12 0도 방향 압축시험 결과

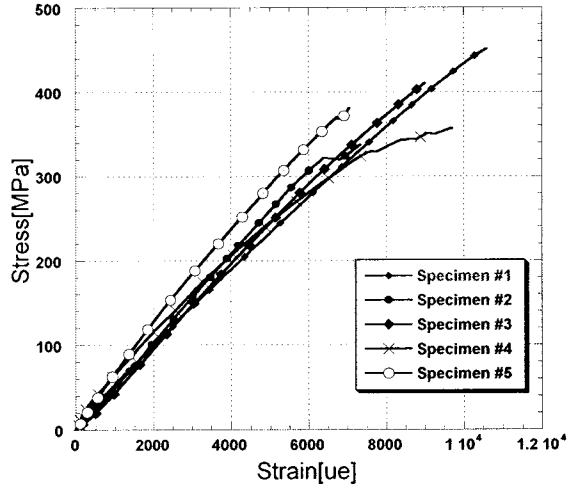
Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	10.05	3.03	1245	400.79	52.861
02	9.91	3.02	1086	355.59	54.350
03	9.93	3.01	1108	363.88	47.551
04	9.89	3.03	1285	420.40	45.453
05	9.67	3.04	1235	412.44	48.222
AVE.	9.89	3.03	1192	390.62	49.687
St. Dev.	0.137	0.011	88.76	29.19	3.757
COV(%)	1.38	0.38	7.45	7.47	7.56

Table 3.3.13 90도 방향 압축시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	9.91	2.88	1312	451.1	45.092
02	9.83	2.89	976	337.5	52.741
03	9.94	2.88	1197	410.6	50.947
04	9.99	2.89	1049	356.1	47.889
05	9.66	2.89	1083	380.7	58.038
AVE.	9.87	2.88	1124	387.2	50.941
St. Dev.	0.128	0.006	132.16	45.025	4.928
COV(%)	1.299	0.216	11.763	11.629	9.674



a. 0도 방향



b. 90도 방향

Fig. 3.3.23 압축 응력 상태 하에서의 응력-변형률 곡선.

(3) 전단시험

전단시험은 ASTM D5379를 참조하여 Instron 5567 장비에서 분당 2mm의 속도로 수행되었다. 강성을 측정하기 위하여 2 축 스트레인게이지를 시편 중앙에 부착하였다. Table 3.3.14는 전단시험의 결과이다.

Table 3.3.14 전단시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)	Modulus (GPa)
01	11.67	2.97	409.6	115.74	3.692
02	11.74	2.99	403.9	112.71	3.582
03	11.49	2.94	411.8	119.60	3.493
04	11.66	2.98	391.4	110.48	3.759
05	11.61	2.96	388.5	110.80	3.451
AVE.	11.63	2.97	401.05	113.87	3.595
St. Dev.	0.093	0.021	10.60	3.829	0.130
COV(%)	0.799	0.694	2.642	3.363	3.611

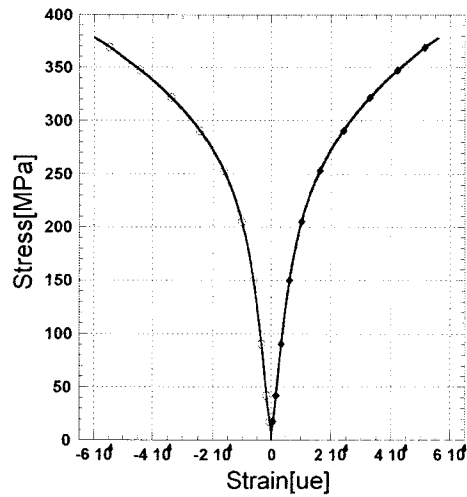


Fig. 3.3.24 대표 전단 응력 상태 하에서의 응력-변형률 곡선.

3.3.4 강도 시험

본 연구에서는 stitch 유무에 따른 기계적 강도 변화를 알아보기 위하여 open hole 인장, 베어링, 층간전단 세 종류의 시험을 수행하였다. 각각의 종류별로 유리 와 탄소 두 가지 종류의 재료를 선택하여 시험하였으며 전체시험 결과를 Table 3.3.15에 요약하였다.

Table 3.3.15 Summary of material strength test results

시험종류	시편종류	강도 (MPa)	증감
Hole 인장	DBLT unstitched	271	27% 감소
	DBLT stitched	198	
	C-PW unstitched	302	8% 감소
	C-PW stitched	278	
베어링	UD/DBLT unstitched	403	-
	UD/DBLT stitched	404	
	C-PW unstitched	363	6% 증가
	C-PW stitched	384	
층간전단	G-UD unstitched	62.9	8% 감소
	G-UD stitched	57.9	
	C-PW unstitched	53.1	3% 감소
	C-PW stitched	51.7	

가. Open hole 인장강도 시험

Open hole 인장강도 시험은 ASTM D5766를 참조하여 Instron 4206 장비로 분당 2mm의 속도로 진행하였다. DBLT 유리섬유와 탄소 평직 섬유에 대하여 각각 시험하였으며 그 결과는 다음과 같다.

(1) DBLT 유리섬유

Table 3.3.16 Unstitched open hole 인장강도 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	36.73	2.86	2971	6.31	277
02	36.72	2.83	2904	6.32	274
03	36.83	2.84	2871	6.32	270
04	36.95	2.84	2809	6.32	263
AVE.	36.81	2.84	2889	6.32	270.8
St. Dev.	0.105	0.014	67.51	0.005	6.120
COV(%)	0.29	0.49	2.337	0.079	2.260

Table 3.3.17 Stitched open hole 인장강도 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	36.75	2.77	1909	6.32	184.15
02	36.78	2.75	2033	6.33	197.12
03	36.78	2.80	2095	6.32	199.72
04	36.81	2.80	2229	6.33	212.36
AVE.	36.78	2.78	2067	6.33	198.34
St. Dev.	0.025	0.023	133.10	0.006	11.57
COV(%)	0.067	0.834	6.441	0.091	5.832

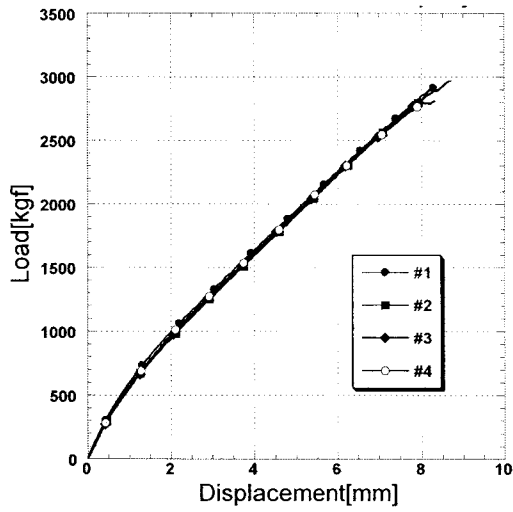
(2) 탄소섬유 평직(C-PW)

Table 3.3.18 Unstitched open hole 인장강도 시험 결과

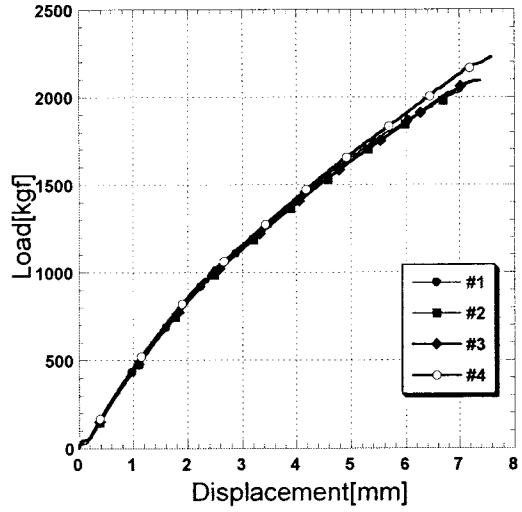
Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	36.76	2.80	3224	6.32	307.18
02	36.69	2.80	3284	6.31	313.10
03	36.71	2.80	2924	6.30	279.00
04	36.80	2.80	3244	6.30	308.75
AVE.	36.74	2.80	3169	6.31	302.01
St. Dev.	0.049	0.002	165.23	0.010	15.539
COV(%)	0.134	0.060	5.214	0.152	5.145

Table 3.3.19 Stitched open hole 인장강도 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	36.51	2.77	2457	6.30	238.00
02	36.77	2.79	3095	6.31	295.54
03	36.79	2.77	2877	6.30	279.86
04	36.77	2.77	3116	6.32	300.05
AVE.	36.71	2.78	2886	6.31	277.61
St. Dev.	0.134	0.011	305.89	0.010	28.256
COV(%)	0.366	0.404	10.598	0.152	10.178

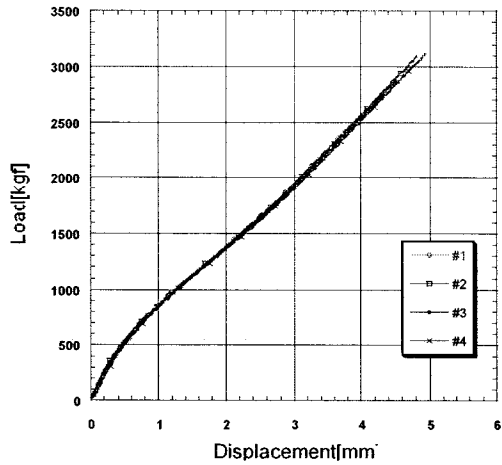


a. Unstitched DBLT

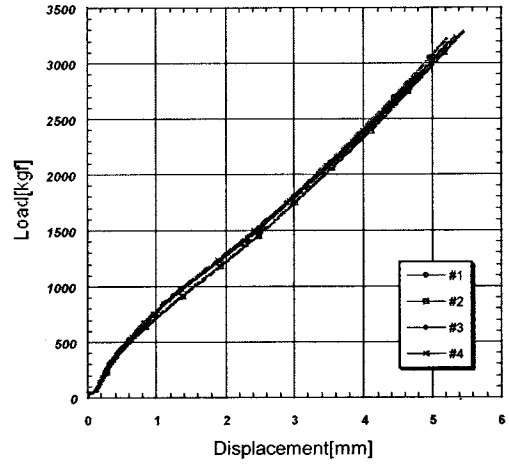


b. Stitched DBLT

Fig. 3.3.25 Open hole 인장 응력 하에서 DBLT의 하중-변위 곡선.



a. Unstitched C-PW



b. Stitched C-PW

Fig. 3.3.26 Open hole 인장 응력 하에서 C-PW의 하중-변위 곡선.

나. 베어링강도 시험

베어링 강도 시험은 ASTM D953를 참조하여 Instron 4206 장비에서 분당 1.3mm로 수행하였다. UD/DBLT와 탄소 평직 섬유에 대하여 각각 시험하였으며, 다음은 각각의 시험결과이다.

(1) UD/DBLT

Table 3.3.20 Unstitched 시험 결과

Specimen No	Thickness (mm)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	2.78	6.34	335.7
02	2.85	6.35	443.1
03	2.87	6.34	428.8
AVE.	2.83	6.34	402.5
St. Dev.	0.049	0.008	58.32
COV(%)	1.735	0.121	14.488

Table 3.3.21 Stitched 시험 결과

Specimen No	Thickness (mm)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	2.84	6.34	411.6
02	2.85	6.35	435.5
03	2.78	6.34	367.1
AVE.	2.82	6.34	404.7
St. Dev.	0.041	0.003	34.7
COV(%)	1.451	0.053	8.575

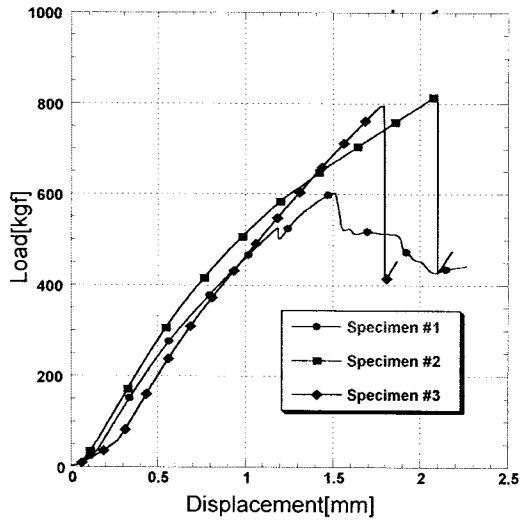
(2) C-PW

Table 3.3.22 Unstitched 시험 결과

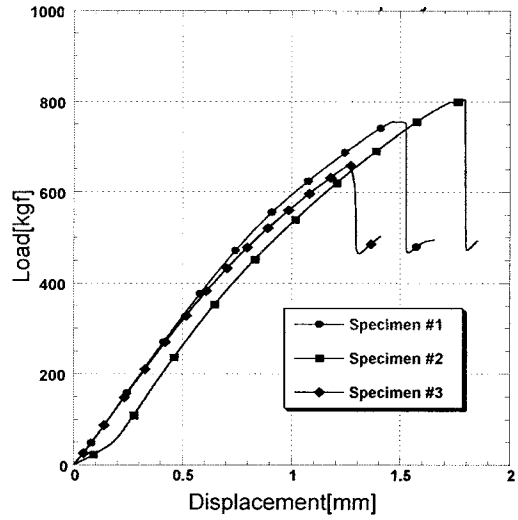
Specimen No	Thickness (mm)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	2.75	6.30	374.6
02	2.73	6.32	350.8
03	2.93	6.30	362.9
AVE.	2.80	6.31	362.8
St. Dev.	0.108	0.010	11.9
COV(%)	3.853	0.153	11.281

Table 3.3.23 Stitched 시험 결과

Specimen No	Thickness (mm)	Diameter (mm)	Strength (MPa)
01	2.88	6.33	398.9
02	2.72	6.30	367.3
03	2.85	6.30	386.1
AVE.	2.82	6.31	348.1
St. Dev.	0.085	0.013	15.92
COV(%)	3.019	0.213	4.145

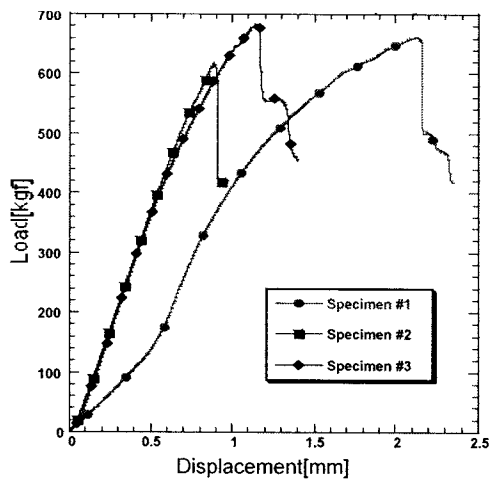


a. Unstitched UD/DBLT

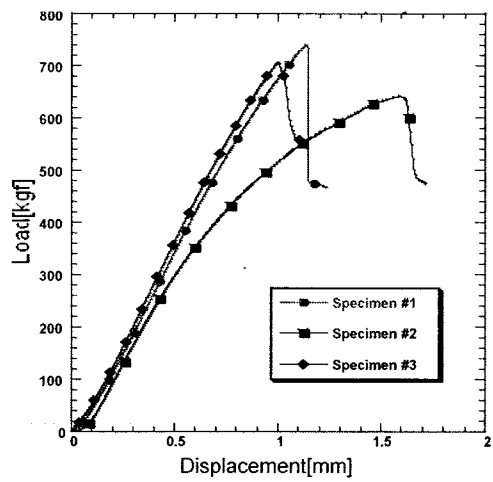


b. Stitched UD/DBLT

Fig. 3.3.27 베어링 응력 하에서 UD/DBLT의 하중-변위 곡선.



a. Unstitched C-PW



b. Stitched C-PW

Fig. 3.3.28 베어링 응력 하에서 C-PW의 하중-변위 곡선.

다. 층간 전단강도 시험

층간 전단강도 시험은 ASTM D2344에 의거하여 Instron 4206 장비로 분당 1.3mm의 속도로 수행되었다. 유리 일방향 섬유와 탄소 평직 섬유에 대하여 각각 시험하였으며 그 결과는 다음과 같다.

(1) 유리섬유 UD

Table 3.3.24 Unstitched 층간 전단강도 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	6.42	6.66	368	63.32
02	6.35	6.63	362	63.34
03	6.30	6.66	350	61.27
04	6.55	6.66	374	63.06
05	6.41	6.68	356	61.07
06	6.51	6.65	384	65.28
07	6.36	6.65	355	61.75
08	6.51	6.61	374	63.98
AVE.	6.43	6.65	365.4	62.88
St. Dev.	0.089	0.021	11.62	1.441
COV(%)	1.388	0.315	3.181	2.291

Table 3.3.25 Stitched 층간 전단강도 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	6.44	6.45	338	59.80
02	6.51	6.63	345	58.72
03	6.56	6.63	341	57.71
04	6.36	6.60	346	60.64
05	6.44	6.66	328	56.57
06	6.38	6.59	328	57.42
07	6.47	6.66	330	56.40
08	6.35	6.65	321	56.04
AVE.	6.44	6.61	334.6	57.88
St. Dev.	0.075	0.068	9.133	1.709
COV(%)	1.157	1.034	2.729	2.952

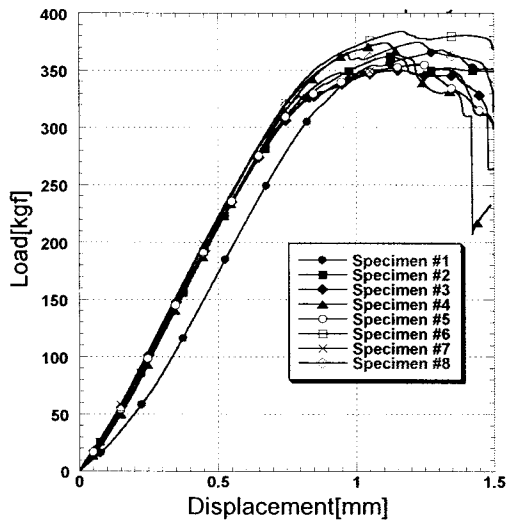
(2) 탄소섬유 평직(C-PW)

Table 3.3.26 Unstitched 층간 전단강도 시험 결과

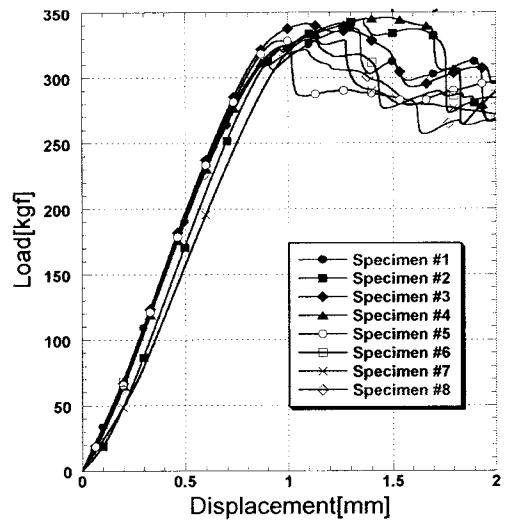
Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	6.38	6.58	316	55.29
02	6.41	6.59	311	54.04
03	6.49	6.60	304	52.21
04	6.37	6.60	301	52.59
05	6.42	6.61	306	52.97
06	6.47	6.56	299	51.79
AVE.	6.47	6.59	306.2	53.15
St. Dev.	0.046	0.017	6.369	1.301
COV(%)	0.719	0.263	2.080	2.448

Table 3.3.27 Stitched 층간 전단강도 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	6.46	6.65	301	51.62
02	6.38	6.67	314	54.27
03	6.42	6.34	296	51.02
04	6.40	6.67	299	51.47
05	6.44	6.70	304	51.71
06	6.40	6.64	289	50.01
07	6.37	6.70	310	53.43
08	6.47	6.65	291	49.76
AVE.	6.42	6.67	300.5	51.66
St. Dev.	0.038	0.023	8.701	1.547
COV(%)	0.587	0.351	2.896	2.995

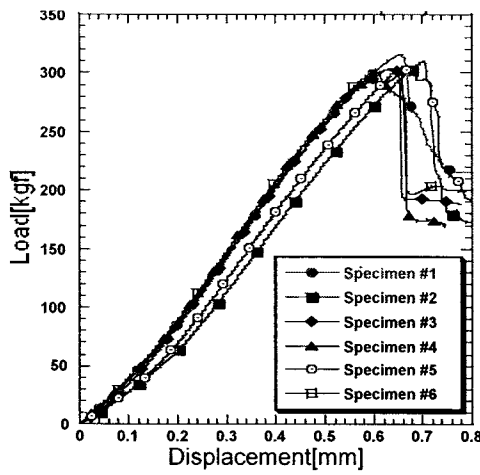


a. Unstitched G-UD

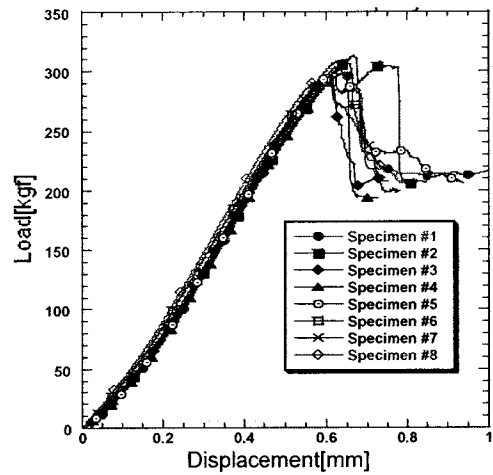


b. Stitched G-UD

Fig. 3.3.29 층간 전단 응력 하에서 G-UD의 하중-변위 곡선.



a. Unstitched C-PW



b. Stitched C-PW

Fig. 3.3.30 층간 전단 응력 하에서 C-PW의 하중-변위 곡선.

3.3.5 흡습 시험

액상성형에 의한 복합재료는 형상이 복잡한 구조물에도 적용이 가능하고, 제조비가 크게 절감되기 때문에 앞으로 일반적인 구조물에도 사용이 확대될 예정이다. 본 연구에서도 이러한 의도로 액상성형에 대한 대형 구조물을 냉각수 타워의 구조물과 같은 일반적인 부분에 적용하였다. 그러나 냉각수 타워와 같은 건축 구조물에 적용되기 위해서는 흡습시험과 같은 물에 대한 특성을 파악할 필요가 있다. 그러므로 본 장에서는 G-DBLT 복합재료에 대한 흡습시험을 수행하였다.

가. 시편 제작

복합재의 보강재로는 DBLT850-E06(DONG-IL Himax, E-glass)을 사용하였고, 수지는 국도화학 에폭시(KBR1729)와 경화제(KBH 1089)를 10:9의 비율로 혼합하여 사용하였다. DBLT850-E06 소재의 경우 1기압 정도의 작은 압력으로도 충분히 함침 시킬 수 있다고 판단되어 VARTM 방법을 사용하였다.

물성테스트를 위해 수행할 실험으로 인장, 압축, 층간전단 시험을 계획하였으며, 각각의 시편을 제작하였다. 인장 시편과 압축 시편은 흡습하지 않은 것과 흡습한 것을 비교하기 위하여 각각 14개씩을 제작하였고, 층간전단 시험은 기존의 흡습하지 않은 실험결과 값과 비교하기 위하여 기존 실험과 같은 크기로 제작하였다. 한편 인장 시편과 압축 시편을 물속에 넣기 위하여 TAB의 접착제로는 FM73을 이용하여 붙여 제작한 후 에폭시와 같은 조건으로 경화시켰다.

나. 흡습율 시험

(1) 시편 침수

냉각수의 조건을 만족시키기 위하여 냉각수에 첨가하는 냉각수계 부식 및 스케일 방지제(SCCO W-221)을 100ppm에 맞춰 물 속에 첨가하였다. 부식 및 스케일 방지제는 특별히 휘발성이 없기 때문에 100ppm의 농도를 맞추기 위하여 증발한 양의 물을 공급하는 방식을 택하였다. Fig. 3.3.31은 100ppm 농도에 맞춘 물 속에 시편을 넣은 사진과, 온도조절계를 이용하여 물의 온도를 70℃에 맞춘 것을 보여준다.

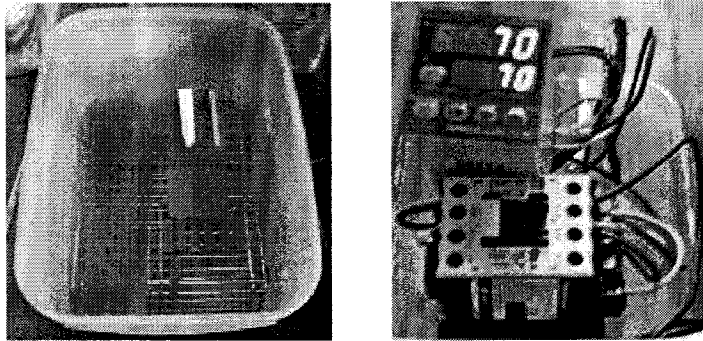


Fig. 3.3.31 흡습률 시험 사진

(2) 흡습율 측정

복합재의 흡습률에 관해서는 ASTM D570에 규정하고 있다. 실험에 사용하고 있는 시편의 경우에는 sheet 형태의 것이기 때문에 그에 맞는 흡습시편을 제작하였다. 그 흡습시편을 통하여 흡습량을 측정하고 같이 침수한 인장시편, 압축시편, 층간 전단시편의 흡습량도 그와 같을 것이라고 가정하는 흡습 트래블러(absorption traveler)로 사용하였다. 아래는 흡습량을 측정할 때 사용하는 식이다.

$$M_t = \frac{W_t - W_0}{W_0} (wt\%)$$

W_t : water absorption rate after t immersion time
 W_0 : weight of specimen at 0% water absorption rate
 M_t : weight of specimen after t immersion time

Fig. 3.3.32는 흡습 트래블러로 사용한 시편의 규격이다.

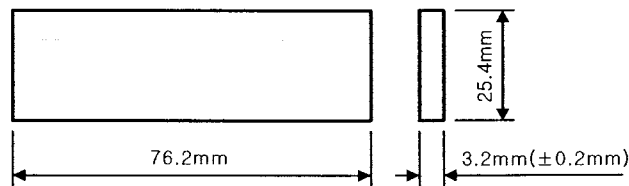


Fig. 3.3.32 흡습 트래블러 형상.

Fig. 3.3.33은 흡습율을 측정하여 그래프에 나타낸 것이다. 마지막 측정 시 질량대비 흡습률은 약 0.45%였다.

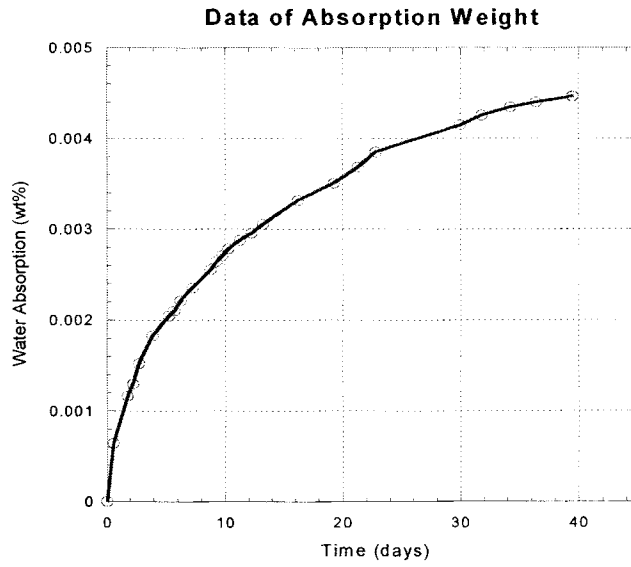


Fig. 3.3.33 시간에 따른 흡습율.

다. 인장시험

인장시험은 ASTM D3039를 참조하여 Shimadzu AG-10TE 장비로 분당 2mm의 속도로 수행하였다.

(1) 0% 흡습율

Table 3.3.28은 흡습 전 인장시험 결과이며, Fig. 3.3.34는 시험 전·후의 시편 형상이다.

Table 3.3.28 흡습 전 인장시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	15.033	3.440	1285	243.683
02	15.037	3.520	1298	240.501
03	14.983	3.357	1171	228.337
04	15.023	3.380	1113	214.955
05	15.000	3.717	1381	242.932
06	14.997	3.750	1564	272.739
07	15.040	3.613	1340	241.816
AVE.	15.016	3.540	1307.43	240.709
St. Dev.	0.023	0.158	146.805	17.594
COV(%)	0.150%	4.472%	11.229%	7.309%

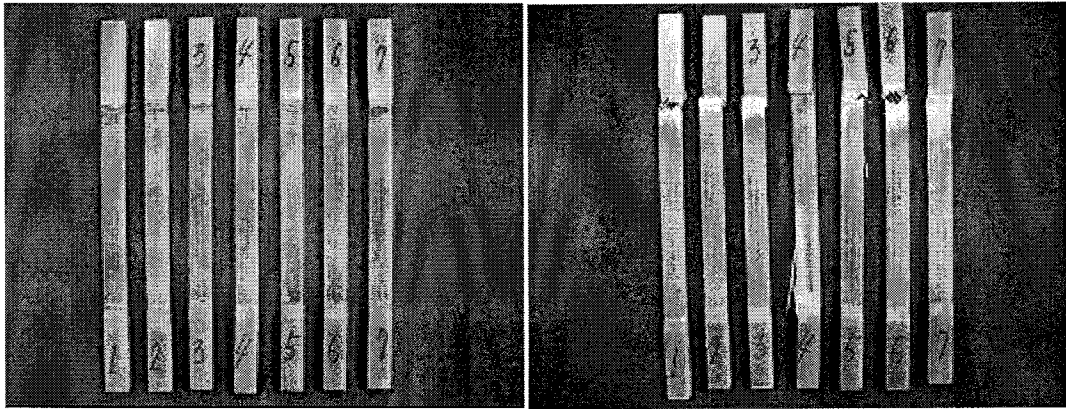


Fig. 3.3.34 인장시험 전·후의 시편 형상.

(2) 0.45% 흡습율

Table 3.3.29은 흡습 후 인장시험 결과이며, Fig. 3.3.35는 인장시험 전·후의 시편 형상이다.

Table 3.3.29 흡습 후 인장시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	15.100	3.337	1395	271.532
02	15.113	3.297	1302	256.278
03	15.063	3.377	1248	240.625
04	15.063	3.303	1421	280.064
05	14.783	3.580	1384	256.458
06	15.047	3.553	1313	240.838
07	15.057	3.220	1408	284.809
AVE.	15.032	3.381	1353.00	261.515
St. Dev.	0.112	0.136	65.320	17.814
COV(%)	0.748%	4.011%	4.828%	6.812%

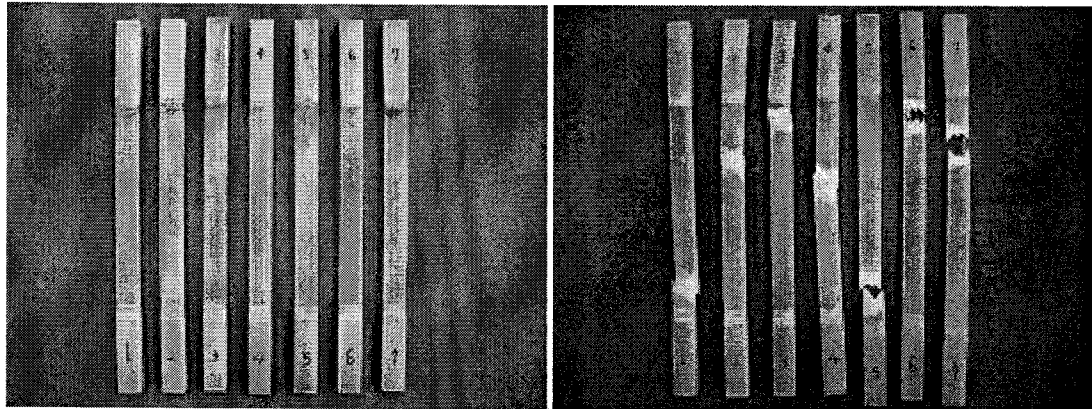


Fig. 3.3.35 인장시험 전·후의 시편 형상.

라. 압축시험

압축시험은 ASTM D3410을 참조하여 인장시험과 동일한 장비에서 분당 1.3mm의 속도로 수행되었다.

(1) 0% 흡습율

Table 3.3.30은 흡습 전 압축시험 결과이며, Fig. 3.3.36은 압축시험 전·후의 시편 형상이다.

Table 3.3.30 흡습 전 압축시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	9.970	3.550	1337.0	370.462
02	9.990	3.360	1295.0	378.356
03	10.020	3.460	1460.0	412.995
04	9.960	3.530	1306.0	364.288
05	9.980	3.340	1221.0	359.232
06	10.030	3.450	1530.0	433.618
AVE.	9.992	3.448	1358.167	386.492
St. Dev.	0.028	0.086	114.779	29.942
COV(%)	0.279%	2.484%	8.451%	7.747%

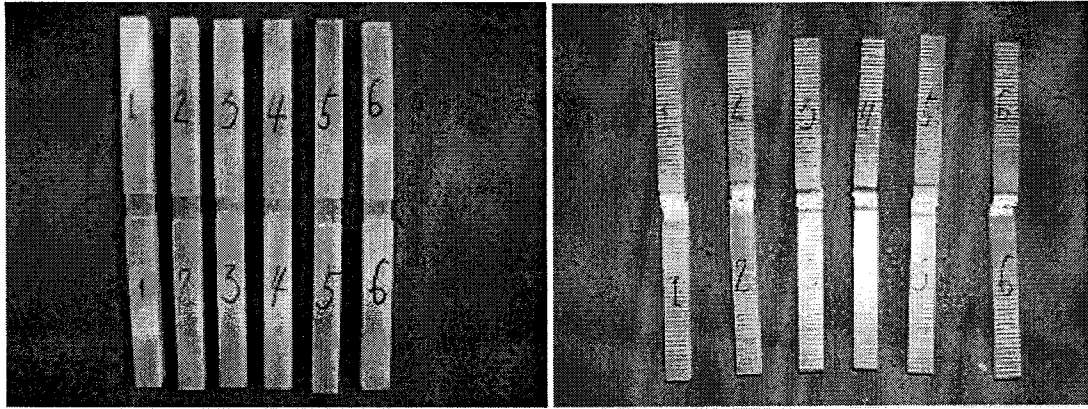


Fig. 3.3.36 압축시험 전·후의 시편 형상.

(2) 0.45% 흡습율

Table 3.3.31은 흡습 후 압축시험 결과이며, Fig. 3.3.37은 압축시험 전·후의 시편 형상이다.

Table 3.3.31 흡습 후 압축시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	10.120	3.540	1288.0	352.589
02	10.180	3.560	1374.0	371.813
03	10.170	3.810	1438.0	363.956
04	10.190	3.670	1490.0	390.735
05	10.180	3.720	1363.0	352.973
06	10.150	3.740	1122.0	289.862
AVE.	10.165	3.673	1345.833	353.655
St. Dev.	0.026	0.106	129.470	34.298
COV(%)	0.255%	2.879%	9.620%	9.698%

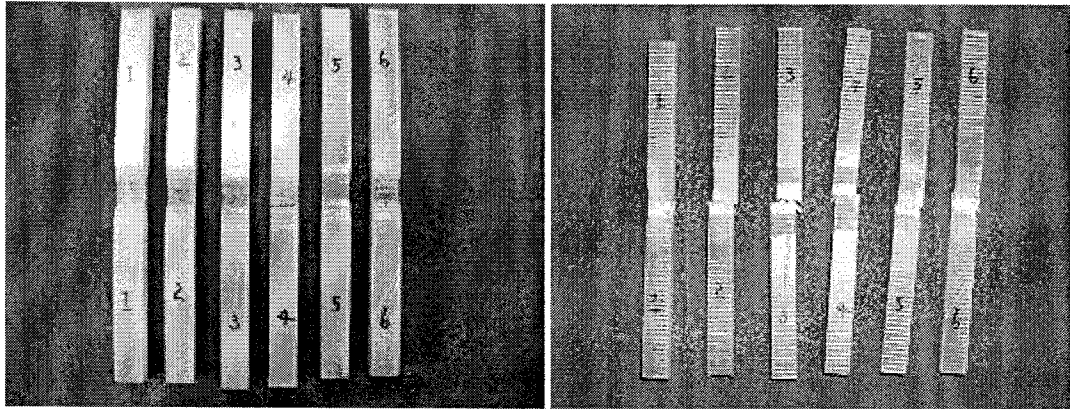


Fig. 3.3.37 압축시험 전·후의 시편 형상.

마. 층간 전단 시험

층간 전단은 ASTM D2344를 참조하여 인장, 압축과 동일한 장비에서 분당 1mm의 속도로 진행되었으며, 흡습을 0.45%에 대해서만 시험되었다. Table 3.3.32는 시험 결과이며, Fig 3.3.38은 시험 전·후의 시편 형상이다.

Table 3.3.32 흡습 후 층간 전단 시험 결과

Specimen No	Width (mm)	Thickness (mm)	Max. Load (kgf)	Strength (MPa)
01	11.760	6.470	611	59.065
02	11.820	6.550	612	58.142
03	11.990	6.500	631	59.552
04	12.010	6.500	505	47.581
05	12.190	6.480	624	58.104
AVE.	11.954	6.500	596.6	56.489
St. Dev.	0.170	0.031	51.887	5.018
COV(%)	1.423%	0.474%	8.697	8.883%

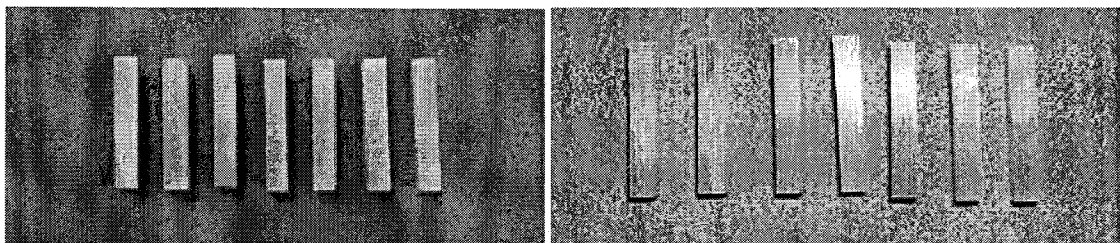


Fig. 3.3.38 층간 전단 시험 전·후의 시편 형상.

3.3.6 Stitch 보강효과 시험

앞에서는 단순히 stitch 유무에 따른 기계적 물성변화만 고찰하였다. 그러나 stitch에 의한 Z-축 보강은 그 특성상 시험편 자체의 단위 셀이 확대되기 때문에 stitch 형태나 시험방법에 따라 기계적 물성치가 고르게 나타나지 않는다. 특히 DBLT 재료의 경우 그 특성상 섬유다발 사이의 공간이 크고, 적층했을 경우 symmetric 조건이 만족하지 않으므로 그 효과는 더 크다고 할 수 있다. 그러므로 본 장에서는 symmetric 조건이 만족하는 DBLT 재료에 대해서 stitch 파라메타 연구를 통해 stitching 효과를 심도 있게 규명하고자 한다.

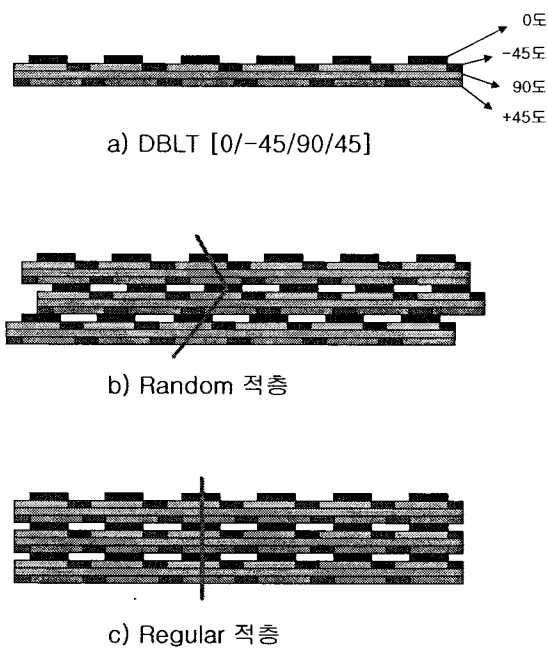


Fig. 3.3.39 DBLT 적층 방법.

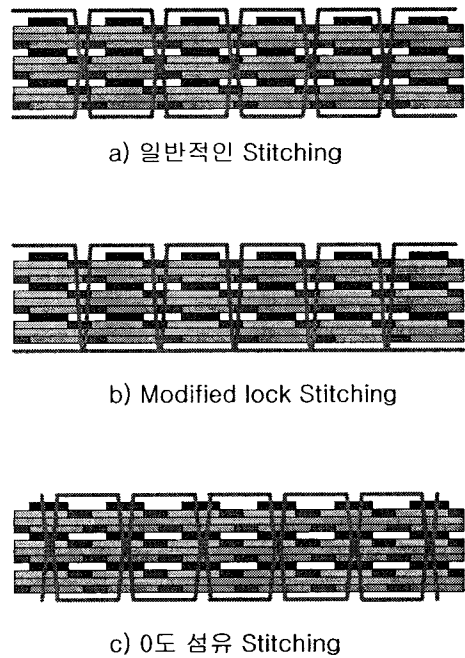


Fig. 3.3.40 Stitch 방법.

가. 시편 제작

(1) DBLT Symmetric

Fig. 3.3.39의 a)는 DBLT(Double Bias Longitudinal Transverse)의 적층순서를 보여준다. 그림에서 보는 바와 같이 그 자체로 symmetric 조건이 만족하지 않을뿐더러 윗면과 아랫면을 뒤집어 적층하더라도 마찬가지이다. 본 연구에서는 DBLT의 symmetric 조건을 만족시키기 위하여 [+45/90/-45/0]의

DBLT를 특수 제작하여 $[0/-45/90/+45]_{5S}$ 로 적층하였다.

(2) 적층방법

DBLT의 경우 위에서 언급한대로 섬유다발사이의 공간이 큰 재료이다. 그러므로 Fig. 3.3.39의 b)와 c)의 경우처럼 두 가지 형태로 적층될 수 있다. 본 연구에서는 결과 값의 분산을 줄이기 위하여 c)의 형태와 같은 regular type으로 적층하였다.

(3) Stitch 방법

Stitch는 Fig. 3.3.40의 a)와 b)에 나타낸 것과 같이 크게 적층 중심부에 loop이 위치하는 일반적인 방법과 표면에 loop이 위치하는 modified lock stitch 방법으로 나눌 수 있다. 또한 일반적인 stitch 방법이라고 하더라도 Fig. 3.3.40의 a)와 c)와 같이 regular type으로 적층되었을 경우 stitch line의 위치에 따라 나눌 수 있다.

나. 시험 Case

본 연구에서는 stitch 효과를 보다 잘 나타낼 수 있는 굽힘 시험과 층간 전단 시험을 통하여 각각의 stitch 파라미터들을 상호 비교하였다. Table 3.3.33은 각 case에 대하여 정리한 도표이다. 우선 table에서 보는 바와 같이 모든 경우에 대하여 적층 형태는 regular로 동일하고 stitch 길이는 10mm로 하였다.

Table 3.3.33 시험 Case

Case	Lay-up type	Stitch type	Stitched length(mm)	Stitched distance(mm)	Nose Point
RE05	Regular	General	10	5	Between hole & hole
RE10				10	Stitch hole
RE10_h					Random
RE10_m		Modified lock			
RE10_0		0° fiber			

(1) Stitch 밀도에 따른 효과

RE05와 RE10의 경우에 stitch 길이는 10mm로 동일하지만 stitch line

사이의 간격을 5mm와 10mm로 조정하여 stitch 밀도를 조정하였다.

(2) Stitch 형태에 따른 효과

RE10과 RE10_m의 경우 Fig. 3.3.40의 a)와 b)와 같이 일반적인 형태와 modified lock stitch형태로 구분하였다.

(3) Stitch 위치에 따른 효과

RE10과 RE10_0의 경우 Fig. 3.3.40의 a)와 c)와 같이 stitch line이 0도 섬유 사이 또는 0도 섬유 위에 위치하도록 하였다.

(4) 시험방법에 따른 효과

본 연구에서는 앞서 언급한대로 굽힘 시험과 층간 전단 시험을 수행하게 되는데 두 시험 모두 3점 굽힘 응력 상태 하에서 진행된다. Stitch 방법의 특성상 단위 셀이 크기 때문에 힘을 가하는 nose의 위치도 중요한 파라메타가 된다. RE05와 RE10의 경우에는 nose의 위치를 stitch hole 사이에 두었고, RE10_h의 경우에는 stitch hole 위에 두었다.

다. 기계적 특성 시험

본 연구에서는 앞서 언급한대로 stitch 효과를 보다 잘 표현할 수 있는 굽힘 시험과 층간 전단 시험을 수행하였다. 시편은 (주)동일산자의 DBLT850과 특수 제작된 DBLT850을 사용하여 $[0/-45/90/+45]_{5S}$ 의 regular 형태로 적층하였다. 그 후 각각의 경우에 대한 stitch를 한 다음 RTM(Resin Transfer Molding)하였다.

(1) 굽힘 시험

굽힘시험은 ASTM D790를 참조하여, Fig. 3.3.41과 같은 형상으로 시편을 제작하였다. 사용된 시험기는 Instron 5567(3ton) 장비를 사용하였고, 분당 2.6mm의 속도로 시험을 진행하였다. Table 3.3.34는 굽힘 시험 결과이며, Fig. 3.3.42는 시험 후 시편 사진이다.

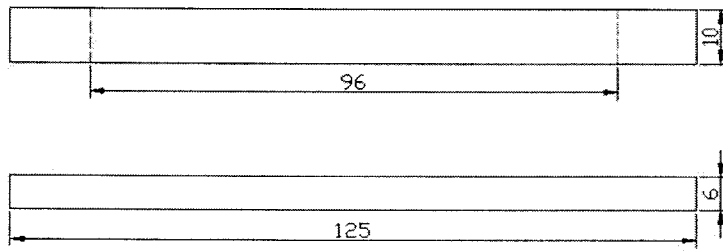


Fig. 3.3.41 굽힘 시험 형상.

Table 3.3.34 굽힘 시험 결과

Case	RE05		RE10		RE10_h		RE10_m		RE10_0		
	F _m (MPa)	E _B (GPa)	F _m (MPa)	E _B (GPa)	F _m (MPa)	E _B (GPa)	F _m (MPa)	E _B (GPa)	F _m (MPa)	E _B (GPa)	
Proper -ties No.	1	543	19.1	507	18.6	548	18.5	489	17.0	447	16.4
	2	547	18.9	512	18.3	540	18.5	553	18.6	465	16.0
	3	491	17.5	520	18.7	528	17.9	546	18.3	465	16.7
	4	523	18.7	557	18.8	515	17.6	511	16.7	462	16.4
	5	514	19.2	528	19.1	518	17.7	450	16.1	465	17.2
AVE.	524	18.7	525	18.7	530	18.0	510	17.3	461	16.5	
SD	22.8	0.7	19.7	0.3	13.8	0.4	42.2	1.1	7.6	0.4	
COV(%)	4.4	3.6	3.7	1.5	2.6	2.4	8.3	6.2	1.7	2.6	

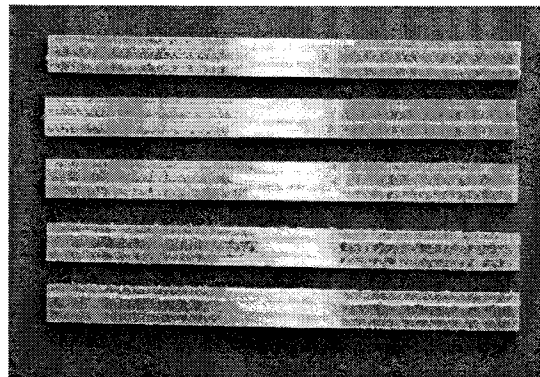


Fig. 3.3.42 시험 후 시편 형상.

(2) 층간 전단 시험

본 시험은 ASTM D2344 Short-beam Test를 참조하였고, 시편의 형상은 Fig. 3.3.43과 같다. 층간 전단 시험의 경우에도 굽힘 시험과 마찬가지로 Instron사의 Universal Tester 5567(3ton)를 사용하였다. 시험은 분당 1mm의 속도로 진행하였다. Table 3.3.35는 시험결과이며, Fig. 3.3.44는 시험 후 시편 형상이다.

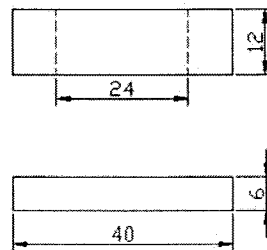


Fig. 3.3.43 층간 전단 시험 시편 형상.

Table 3.3.35 층간 전단 시험 결과

Case	RE05	RE10	RE10_h	RE10_m	RE10_0
Properties	S ₂₃ [MPa]	S ₂₃ [MPa]	S ₂₃ [MPa]	S ₂₃ [MPa]	S ₂₃ [MPa]
No.	1	2	3	4	5
	48.7	59.2	56.2	57.7	57.0
	52.2	56.4	55.2	56.1	51.4
	49.4	57.4	49.2	56.1	56.9
	56.3	57.8	58.9	57.5	58.2
	57.7	56.1	55.5	55.1	55.2
AVE.	52.9	57.4	55.0	56.5	55.8
SD	4.0	1.2	3.6	1.1	2.6
COV(%)	7.6	2.1	6.5	1.9	4.7

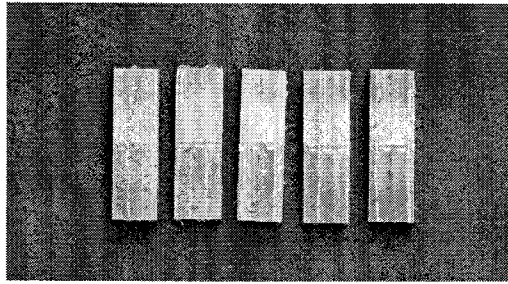


Fig. 3.3.44 시험 후 시편 형상.

라. 결과 분석

(1) Stitch 밀도에 따른 효과

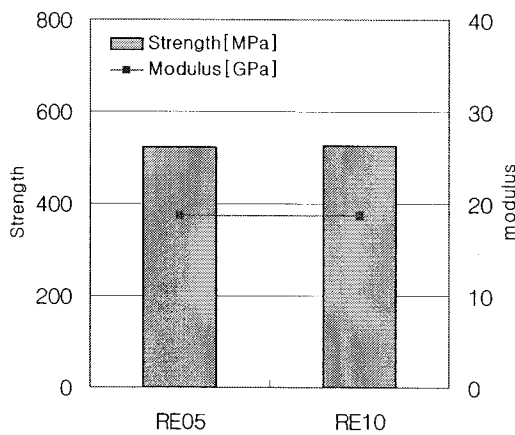


Fig. 3.3.45 굽힘 시험 결과.

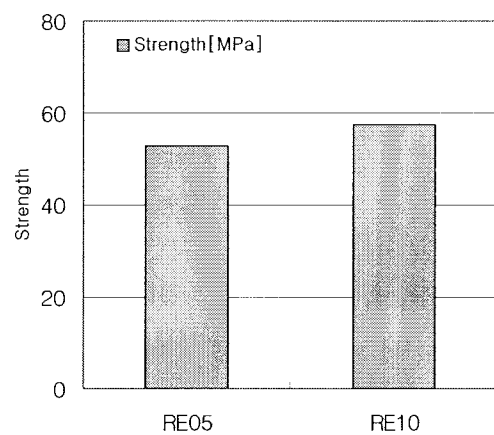


Fig. 3.3.46 층간 전단 시험 결과.

Fig. 3.3.45의 결과에서 보면 굽힘 응력 상태의 경우 stitch 밀도와는 무관한 것으로 나타났다. 이는 굽힘 응력 상태에서의 파괴는 대부분 길이방향의 인장이나 압축에서 발생하기 때문이다. Fig. 3.3.42의 사진에서 알 수 있듯이 본 연구에서 수행한 굽힘 시험의 주 파괴 모드는 인장력에 의한 0도 섬유파괴였다. 하지만 Fig. 3.3.46과 같이 층간 전단 응력 상태의 경우 stitch 밀도가 상대적으로 낮은 RE10의 강도가 더 높은 것을 알 수 있다.

(2) Stitch 형태에 따른 효과

Fig. 3.3.47과 48의 결과에서 보면 굽힘 응력 상태와 층간 전단 응력 상태에서의 기계적 물성은 stitch 형태와는 무관한 것을 알 수 있다.

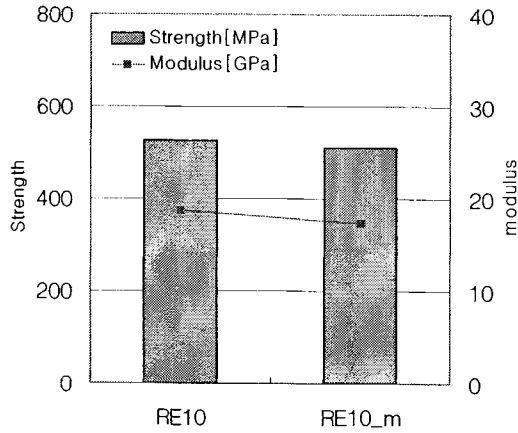


Fig. 3.3.47 굽힘 시험 결과.

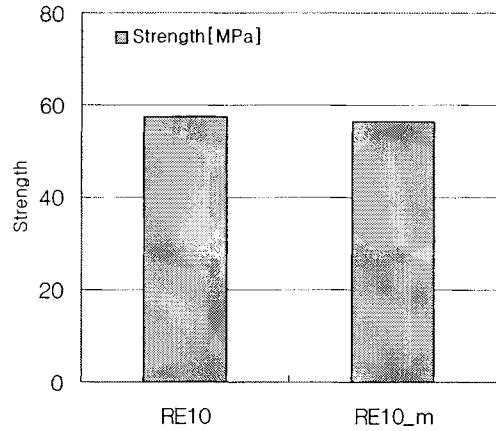


Fig. 3.3.48 층간 전단 시험 결과.

(3) Stitch line 위치에 따른 효과

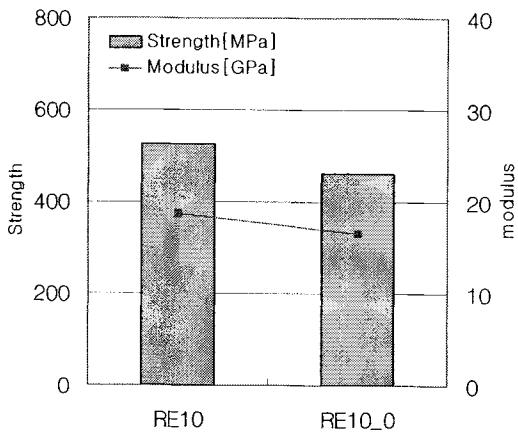


Fig. 3.3.49 굽힘 시험 결과.

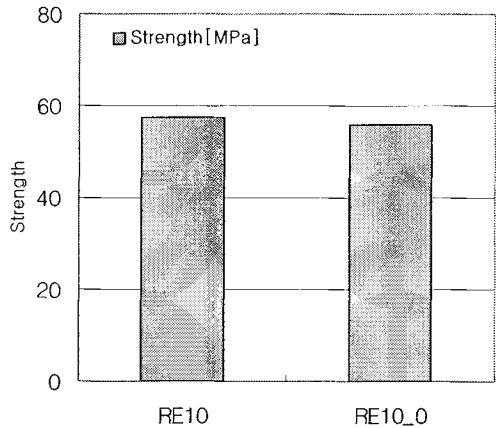


Fig. 3.3.50 층간 전단 시험 결과.

Fig. 3.3.49의 결과에서 보면 stitch line 위치에 따라 굽힘 응력 상태에서의 기계적 물성이 변화하는 것을 알 수 있다. 0도 섬유 위에 stitch한 RE10_0의 강도와 강성이 낮게 나타났는데, 이는 굽힘 응력 상태에서의 주 파괴모드가 인장력을 받는 0도 섬유의 파단이며, RE10_0의 경우 0도 섬유 위에 stitch 함으로써 0도 섬유를 손상시켰기 때문이다. 그러나 층간 전단 응력 상태에서의 기계적 물성은 stitch line 위치에 무관하다.

(4) 시험방법에 따른 효과

본 연구에서는 3점 굽힘 상태에서의 nose 위치에 따른 시험을 수행하였지만, Fig. 3.3.51과 52의 결과와 같이 nose 위치에 따른 기계적 물성 변화는 발생하지 않았다.

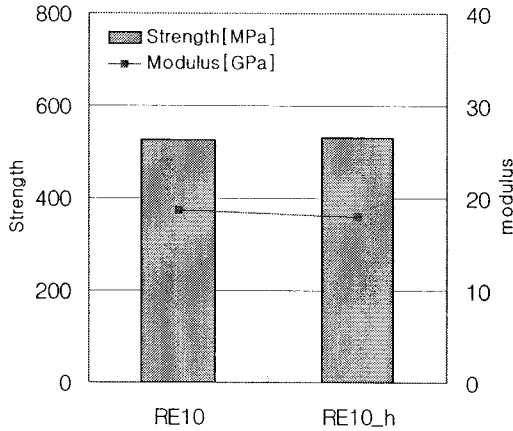


Fig. 3.3.51 굽힘 시험 결과.

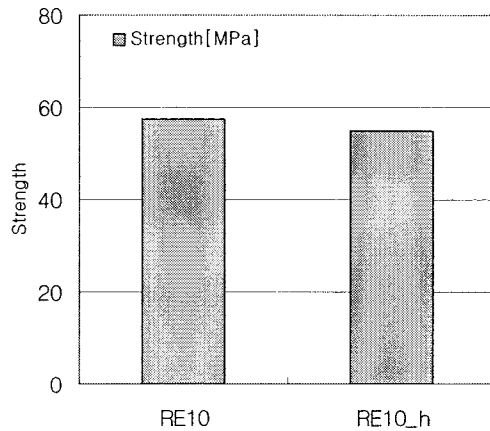


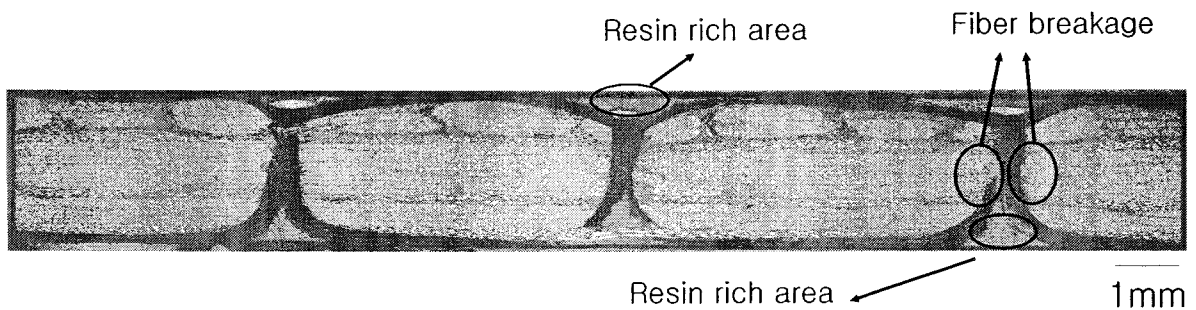
Fig. 3.3.52 층간 전단 시험 결과.

3.3.7 Stitch 시편 단면

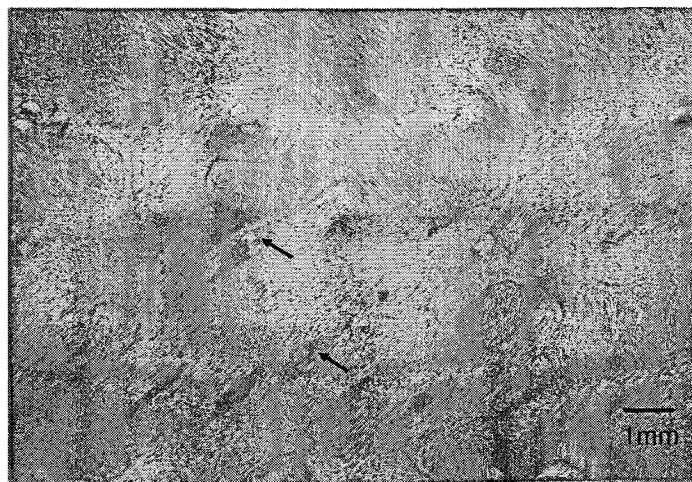
스티칭은 여러 층을 결속시켜 줌으로써 프리폼 전체의 일체화를 줄 수 있고 두께 방향의 섬유보강으로 인하여 강도가 증가한다는 장점이 있다. 그러나 앞 절에서 설명한 기계적 물성치 시험 결과를 보면 대체적으로 감소함을 볼 수 있다. 기계적 물성치 감소의 이유로는 바늘의 관통으로 인한 섬유 손상과 섬유 배열의 흐트러짐 등이 있을 수 있으나 가장 심각한 것은 스티칭 섬유 주위에 생기는 수지과다 지역이다. 이 지역은 복합재가 하중을 받게 되면 가장 먼저 크랙이 발생하고 크랙 진전이 되면서 전체 구조에 손상이 퍼지게 된다.

Fig. 3.3.53은 수지과다 지역, 섬유손상 및 섬유배열 이상을 보여주는 단면 사진이다. 이 시편은 DBLT 850 직물을 적층한 프리폼을 3mm 간격으로 스티칭한 3mm 두께의 복합재료 시편이다. Fig. 3.3.53(a)은 시편의 측면을 보인 것인데, 두께방향으로 배열되어 있는 검은 선이 스티칭 섬유이고 희게 나나난 부분은 유리섬유이다. 여기에서 보면, 복합재료의 상하 표면에 상당한 면적의 수지 과다 지역이 있음을 알 수 있고 이 지역은 스티칭 된 부위에 국부적으로 분포한다. 즉, 스티칭이 많을수록 두께 방향의 섬유 보강이 증가한다고 볼 수 있으나 그 반면에 수지과다 지역의 증가로 결함이 발생할 소지가 더 많다는 뜻이기도 하다. 여기서, 바늘 관통에 의한 섬유 손상

문제는 바늘 끝이 비교적 날카롭기 때문에 바늘이 지나갈 때 섬유를 절단하는 것 보다는 Fig. 3.3.53(b)에서 보는 바와 같이 섬유 사이를 분리하는 문제가 더 클 것으로 보인다. Fig. 3.3.53(a)에서 보더라도, 스티칭 섬유의 관통으로 인하여 프리폼 두께의 중앙 부분에서는 덜하지만 양 표면에서는 섬유 분리가 더 크게 일어남을 볼 수 있다. 이러한 스티칭 섬유에 의한 기하학적인 여러 특이 현상으로 인하여 인장이나 압축 관련한 기계적인 특성이 저하될 뿐만 아니라, 스티칭 섬유에 의해 둘러싸이는 일정한 간격으로의 블록화는 복합재의 굴곡 특성에도 나쁜 영향을 줄 수 있다고 본다.



(a)



(b)

Fig. 3.3.53 Various damage types in the stitched composites: (a) resin rich area and fiber breakage; (b) fiber bundle separation.

Fig. 3.3.54는 일방향 프리폼 (T800) 여러 층을 스티칭 한 것인데, 0도 방향의 섬유

유 배열이 규칙적으로 되어 있음을 볼 수 있고, 두께 방향으로의 needle 섬유와 bobbin 섬유가 만나는 부분이 두께의 중앙 부위에 위치해 있다. 이 위치는 정확하게 제어할 수 있는 것이 아니고 needle 섬유와 bobbin 섬유에 걸리는 장력에 따라 결정되는 것으로서 프리폼의 두께가 두꺼워지면 이 변화도 다양할 것이다. 여기서 보이는 loop 부위에 있는 섬유단면은 기공이 아니라 바늘이 관통하고 섬유를 절단시키면서 끌고 나온 일부분의 분리된 섬유 다발이다.

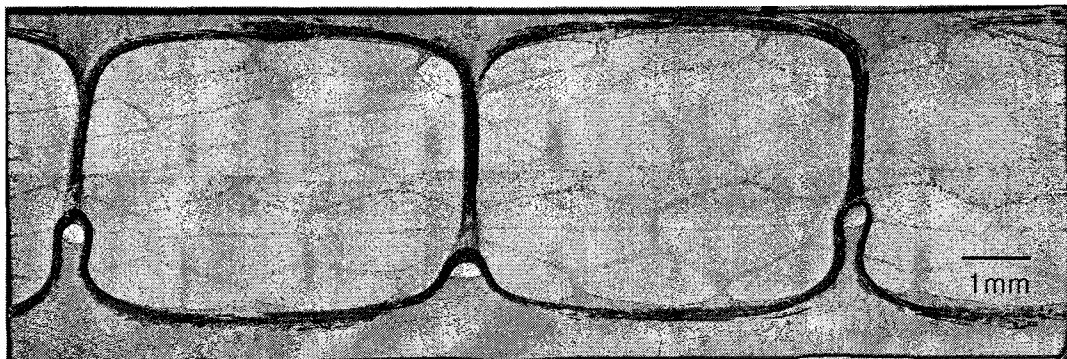


Fig. 3.3.54 Stitched preform of unidirectional MWK showing the loop formation under the balanced lock stitching.

또한, Fig. 3.3.54에서 볼 수 있는 것은 섬유 다발 내부와 다발 간의 밀집도가 매우 높은 것을 알 수 있다. 특히, 일방향 프리폼인 T800의 경우에는 각각의 섬유 다발이 knitting 되어 있기 때문에 섬유 다발 내의 섬유 밀집도가 높다. 여러 층의 T800을 같은 방향으로 배열하여 스티칭을 하면 T800 직물 간의 층간의 간격이 스티칭 섬유의 압착력에 의해 매우 밀착되므로 전체적으로 밀집된 섬유 분포를 얻을 수 있다. 이 그림에서는 시편의 상하 표면에 보이는 두꺼운 수지 층에 의하여 섬유 체적율이 다소 떨어지나 표면층을 제외하면 섬유 체적율이 매우 높다는 것을 볼 수 있다. Fig. 3.3.54에서 알 수 있는 것은 스티칭에 의해 프리폼의 compaction이 가능하므로 복합재료의 섬유 체적율이 증가할 수 있다는 것이다.

앞 절에서 보인 기계적 특성 시험에서는 스티칭에 의한 효과가 부정적으로 나타났는데, 스티칭 복합재의 시험 평판을 제조할 때 금형 내부의 두께를 적절히 조정하여 스티칭 프리폼의 경우에는 프리폼의 compaction이 되기 때문에 더 얇은 두께로 시편을 제조할 필요가 있다. 실제로 강도나 강성도 계산은 단위 면적을 나누어 주는데, 스티칭된 복합재료의 경우 최대하중이나 응력이 스티칭 하지 않은 시편보다 낮게 되더라도 단위 면적이 낮기 때문에 최종적인 강도나 강성도 값은 증가하거나 변화가 없을 수 있다는 것이다. 즉, 스티칭된 복합재료는 스티칭 안 된 복합재료보다 섬유 체적율이 높게 나올

수 있는데, 두 재료의 특성을 비교할 때는 같은 섬유 체적율에 대해서가 아니라 실제로 제작되는 시편에 대하여 비교를 하는 것이 더 정확한 평가가 될 수 있다.

한편, lock stitch의 경우 프리폼 두께의 중앙 부분에 생기는 loop에 의한 응력 집중이나 상하 표면에 생기는 수지과다 지역으로 인한 강도 저하 문제는 loop 형성이 가능한 한 표면에 올 수 있도록 하는 modified lock stitch로 바꾸어서 해결할 수 있다. 이 modified lock stitch 형태는 needle 섬유와 bobbin 섬유에 걸리는 장력을 적절히 조정함으로써 가능하다. Lock stitch 및 modified lock stitch 방법에 따른 복합재료의 기계적 특성의 정량적인 효과는 앞으로의 연구과제로 삼을 것이다.

3.4 Twisted Yarn 복합재료 특성 모델

여러 층의 직물을 두께 방향으로 서로 결속시키는 직조 기술인 스티칭(stitching)에 있어서는 바늘을 통하여 공급되는 스티칭 섬유가 하부 보빈을 감으면서 보빈에서 나오는 섬유와 매듭을 만들게 되는데 이런 경우에는 낀 섬유가 아니면 스티칭이 되지 않는다. 그러나, 직조가 가능하도록 사용되는 낀 실은 복합재료 성형 면이나 성능 면에서 보면 불리할 수 있다. 즉, 섬유가 꼬여지게 되면 섬유 내부로 수지 침투가 어려워 완전함 함침이 일어나지 않을 수 있으며, 꼬임에 의하여 섬유방향도 함께 틀어지게 되므로 복합재료의 강도 및 강성이 낮아진다. 따라서, 이러한 낀 섬유로 직조된 프리폼으로 복합재료를 제조하게 되면 강도나 강성의 저하를 감수해야 하나, 실제로 어느 정도의 정량적인 감소가 발생하는지에 대한 정보가 없다면 설계 시 많은 어려움이 따른다. 일 방향으로 배열된 섬유인 경우 보통, 혼합법칙(rule of mixture)을 사용하여 보강재와 기지재료의 물성치와 섬유 포함량으로 일방향 복합재료의 기본 물성치를 계산할 수 있고 이 결과를 바탕으로 복합재료 구조해석 및 설계가 이루어진다. 그러나, 낀 섬유로 제조된 직조형 복합재료의 경우에는 낀 섬유 복합재료에 대한 기본적인 물성치가 확보되지 않으면 구조 설계/해석에 대한 정확한 결과를 얻을 수 없다.

낀 섬유는 매우 다양한 섬유 굵기와 꼬임 형태가 있으며 재료도 달라지므로 이 모든 경우에 대하여 실험적인 방법으로 기본 물성치를 구한다는 것은 어렵다. 본 장에서는 해석적인 방법으로 예측치를 구하기 위한 모델을 개발하고 낀 섬유 복합재료의 탄성계수 실험을 통하여 기본 물성치 측정을 통하여 예측결과와 실험치를 비교함으로써 탄성계수 예측 모델을 검증하고자 한다.

3.4.1 탄성계수모델

가. 좌표변환

Fig.3.4.1(a)는 3개의 섬유 가닥으로 꼬여진 yarn을 보여주고 있으며 여기서 섬유가닥의 비틀림 각도는 θ 이다. 전체 낀 섬유의 탄성 특성을 구하기 위해서는 섬유가닥의 수와 관계없이 하나의 섬유가닥만을 고려하면 된다. 즉, Fig.3.4.1(b)에서 보는 바와 같이, 이 섬유가 한 번 회전하게 되면 길이 방향으로 h 만큼 전진하게 되고 다른 가닥의 섬유도 같은 길이만큼 계속 반복하게 된다. 만약, 낀 섬유의 직경 (D)을 알고 있고 반복길이 (h)를 구하면 꼬임 각도를 Fig.3.4.1(b)와 같이 구할 수 있다. 하나의 섬유

가닥이 한 바퀴만큼 회전할 때의 길이를 단위 셀이라고 정의하고 이 단위 셀은 가장 작은 단위의 반복 구조이므로 탄성해석은 이 단위 셀을 바탕으로 수행한다.

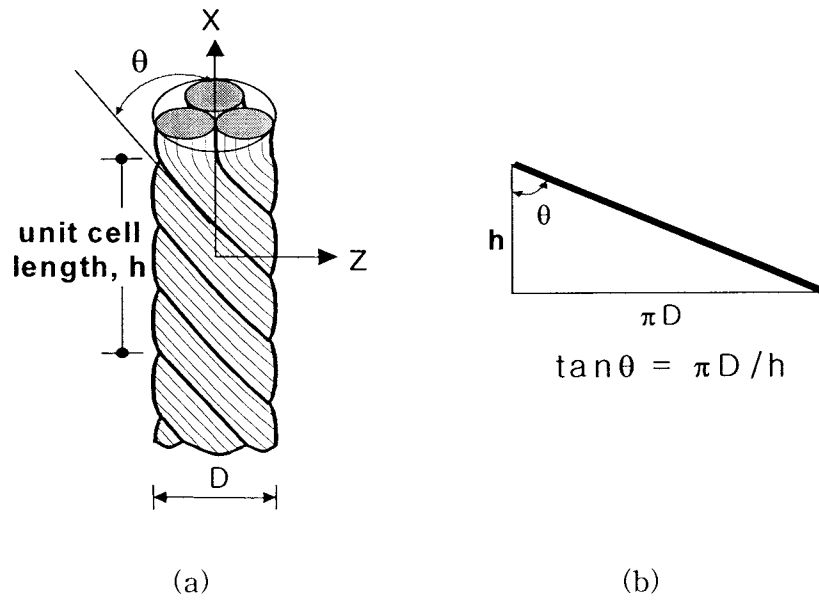


Fig.3.4.1 Geometry of a twisted yarn: (a) 1/3 yarn; (b) parametric relationship.

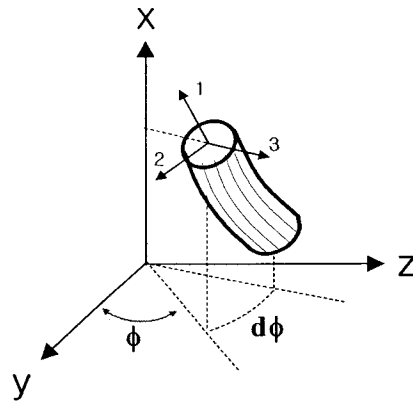


Fig.3.4.2 Coordinate system of an infinitesimal element for twisted yarn composites.

끈 섬유에 대한 탄성해석을 하기 위하여 Fig.3.4.1(a)의 섬유 중의 일부를 떼 내어 Fig.3.4.2와 같은 미소 길이의 섬유가닥을 고려한다. 이 섬유가닥의 위치는 평면상의

원주방향 각도 ϕ 및 그 미소각도 $d\phi$ 로 놓여져 있다고 정의한다.

미소길이의 섬유가닥을 보면 각각의 섬유는 섬유길이 방향과 평행하게 배열되어 있는 일 방향 복합재료로 가정할 수 있으므로 횡 등방성(transverse isotropy)에 따라 연성상수 행렬은 다음 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$[S] = \begin{bmatrix} 1/E_{11} & -\nu_{21}/E_{22} & -\nu_{31}/E_{22} & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_{11} & 1/E_{22} & -\nu_{32}/E_{22} & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_{11} & -\nu_{23}/E_{22} & 1/E_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix} \quad (3.4.1)$$

여기서, 탄성계수(E) 및 전단 탄성계수(G)는 미세역학 해석에 의한 공식을 사용하여 섬유와 수지 특성으로부터 얻을 수 있다. Fig.3.4.2에 표시한 미소섬유에서 전체 좌표계를 x-y-z로 표시하고 부분 좌표계를 1-2-3으로 표시하면 이 두 좌표계 간의 변환 행렬은 다음과 같이 표시된다.

$$[T] = \begin{bmatrix} \alpha_1^2 & \alpha_2^2 & \alpha_3^2 & 2\alpha_2\alpha_3 & 2\alpha_3\alpha_1 & 2\alpha_1\alpha_2 \\ \beta_1^2 & \beta_2^2 & \beta_3^2 & 2\beta_2\beta_3 & 2\beta_3\beta_1 & 2\beta_1\beta_2 \\ \gamma_1^2 & \gamma_2^2 & \gamma_3^2 & 2\gamma_2\gamma_3 & 2\gamma_3\gamma_1 & 2\gamma_1\gamma_2 \\ \beta_1\gamma_1 & \beta_2\gamma_2 & \beta_3\gamma_3 & \beta_2\gamma_3 + \beta_3\gamma_2 & \beta_1\gamma_3 + \beta_3\gamma_1 & \beta_1\gamma_2 + \beta_2\gamma_1 \\ \gamma_1\alpha_1 & \gamma_2\alpha_2 & \gamma_3\alpha_3 & \gamma_2\alpha_3 + \gamma_3\alpha_2 & \gamma_1\alpha_3 + \gamma_3\alpha_1 & \gamma_1\alpha_2 + \gamma_2\alpha_1 \\ \alpha_1\beta_1 & \alpha_2\beta_2 & \alpha_3\beta_3 & \alpha_2\beta_3 + \alpha_3\beta_2 & \alpha_1\beta_3 + \alpha_3\beta_1 & \alpha_1\beta_2 + \alpha_2\beta_1 \end{bmatrix} \quad (3.4.2)$$

여기서 α , β , γ 는 방향여현각(direction cosine)으로서 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \cos(1, x) ; \alpha_2 = \cos(1, y) ; \alpha_3 = \cos(1, z) \\ \beta_1 &= \cos(2, x) ; \beta_2 = \cos(2, y) ; \beta_3 = \cos(2, z) \\ \gamma_1 &= \cos(3, x) ; \gamma_2 = \cos(3, y) ; \gamma_3 = \cos(3, z) \end{aligned} \quad (3.4.3)$$

좌표계 1-2-3의 축 3을 x축과 직각으로 놓으면 식(3)의 방향 여현각은 다음과 같이 단순화 된다.

$$\begin{aligned}
\alpha_1 &= \cos \theta & ; \alpha_2 &= -\sin \theta \sin \phi & ; \alpha_3 &= \sin \theta \cos \phi \\
\beta_1 &= \sin \theta & ; \beta_2 &= \cos \theta \sin \phi & ; \beta_3 &= -\cos \theta \cos \phi \\
\gamma_1 &= 0 & ; \gamma_2 &= \cos \phi & ; \gamma_3 &= \sin \phi
\end{aligned} \tag{3.4.4}$$

따라서, 좌표계 1-2-3의 일방향 복합재료 rod에 대한 연성상수 (compliance) 행렬인 식(3.4.1)의 $[S]$ 는 다음 식에 의하여 x-y-z좌표계의 $[S']$ 으로 변환된다.

$$[S'] = [T]'[S][T] \tag{3.4.5}$$

여기서, $[T]^t$ 는 $[T]$ 의 전치 행렬이다. 위 식을 각 요소에 대하여 전개하면 다음과 같이 구해진다.

$$\begin{aligned}
S'_{11} &= S_{11} \cos^4 \theta + S_{22} \sin^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta \\
S'_{12} &= (S_{11} + S_{22} - S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta \sin^2 \phi + S_{12} (\cos^4 \theta + \sin^4 \theta) \sin^2 \phi \\
&\quad + (S_{12} \cos^2 \theta + S_{23} \sin^2 \theta) \cos^2 \phi \\
S'_{22} &= S_{11} \sin^4 \theta \sin^4 \phi + (2S_{12} + S_{66}) \sin^2 \theta \sin^2 \phi (\cos^2 \theta \sin^2 \phi + \cos^2 \phi) \\
&\quad + S_{22} (\cos^4 \theta \sin^4 \phi + \cos^4 \phi) + (2S_{23} + S_{44}) \cos^2 \theta \cos^2 \phi \sin^2 \phi \\
S'_{23} &= [S_{11} \sin^4 \theta + 2S_{12} \cos^2 \theta \sin^2 \theta + S_{22} (1 + \cos^4 \theta) - S_{44} \cos^2 \theta \\
&\quad - S_{66} \sin^4 \theta] \cos^2 \phi \sin^2 \phi + (S_{12} \sin^2 \theta + S_{23} \cos^2 \theta) (\cos^4 \phi + \sin^4 \phi) \\
S'_{44} &= 4[S_{11} \sin^4 \theta - 2S_{12} \sin^4 \theta + S_{22} (1 + \cos^4 \theta) - 2S_{23} \cos^2 \theta \\
&\quad + S_{66} \cos^2 \theta \sin^2 \theta] \cos^2 \phi \sin^2 \phi + (S_{44} \cos^2 \theta + S_{66} \sin^2 \theta) \cos^2 2\phi \\
S'_{55} &= 4(S_{11} - 2S_{12} + S_{22}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta \cos^2 \phi + S_{66} \cos^2 2\theta \cos^2 \phi \\
&\quad + (S_{44} \sin^2 \theta + S_{66} \cos^2 \theta) \sin^2 \phi
\end{aligned} \tag{3.4.6}$$

여기서 표현되지 않은 다른 요소성분은 모두 0 이다.

나. 유효탄성계수

끈 섬유 복합재료는 Fig.3.4.3과 같이 미소 길이의 섬유가닥이 연결되어 있다고 볼 수 있다. 여기서 각 요소는 Fig.3.4.2의 미소요소에 해당하는 체적과 식(3.4.6)에 의한 연성상수 값을 가지는 탄성요소이다. 하중이 이 복합재료의 길이 방향으로 작용한다면 각 미소요소의 응력은 균일한 상태(iso-stress) 라고 가정할 수 있으므로 복합재료의 유효 연성상수는 미소요소의 연성상수를 적분하여 구할 수 있다. 즉,

$$S_{ij}^a = \frac{1}{V} \int S'_{ij} dV = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} S'_{ij} d\phi \quad (i, j = 1\sim 6) \quad (3.4.7)$$

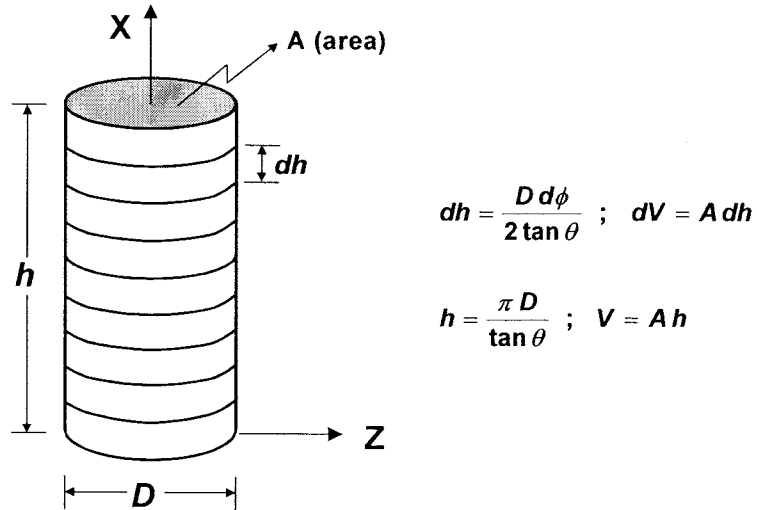


Fig.3.4.3 Schematic of volume averaging method for twisted yarn composites.

위의 적분을 수행하면 6개의 연성상수 성분이 다음과 같이 구해진다.

$$S_{11}^a = S_{11} \cos^4 \theta + S_{22} \sin^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta$$

$$S_{12}^a = S_{13}^a = \frac{1}{2} [(S_{11} + S_{22} - S_{66}) \cos^2 \theta \sin^2 \theta + S_{12} (2 \cos^4 \theta + \sin^2 \theta) + S_{23} \sin^2 \theta]$$

$$\begin{aligned}
S_{22}^a = S_{33}^a &= \frac{1}{8} [3S_{11} \sin^4 \theta + (2S_{12} + S_{66}) \sin^2 \theta (1 + 3 \cos^2 \theta) \\
&\quad + 3S_{22} (1 + \cos^4 \theta) + (2S_{23} + S_{44}) \cos^2 \theta] \\
S_{23}^a = S_{32}^a &= \frac{1}{8} [S_{11} \sin^4 \theta + S_{22} (1 + \cos^4 \theta) \\
&\quad + 2S_{12} \sin^2 \theta (3 + \cos^2 \theta) \\
&\quad + 6S_{23} \cos^2 \theta - S_{44} \cos^2 \theta - S_{66} \sin^4 \theta] \\
S_{44}^a &= \frac{1}{2} [(S_{11} - 2S_{12}) \sin^4 \theta + S_{22} (1 + \cos^4 \theta) \\
&\quad + (S_{44} - 2S_{23}) \cos^2 \theta + S_{66} \sin^2 \theta (1 + \cos^2 \theta)] \\
S_{55}^a = S_{66}^a &= \frac{1}{2} [(S_{11} - 2S_{12} + S_{22}) \sin^2 2\theta \\
&\quad + S_{44} \sin^2 \theta + S_{66} (\cos^2 2\theta + \cos^2 \theta)]
\end{aligned} \tag{3.4.8}$$

여기서, 끈 섬유 복합재료는 일방향 복합재료와 마찬가지로 횡등방 특성을 보여주고 있다. 최종적으로, 끈 섬유 복합재료의 유효 탄성계수는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}
E_{xx} &= 1/S_{11}^a \quad ; \quad E_{yy} = 1/S_{22}^a \quad ; \quad E_{zz} = 1/S_{33}^a \\
G_{yz} &= 1/S_{44}^a \quad ; \quad G_{zx} = 1/S_{55}^a \quad ; \quad G_{xy} = 1/S_{66}^a \\
\nu_{yz} &= -S_{23}^a / S_{22}^a \quad ; \quad \nu_{zx} = -S_{13}^a / S_{33}^a \quad ; \quad \nu_{xy} = -S_{12}^a / S_{11}^a
\end{aligned} \tag{3.4.9}$$

다. 복합재료 시험

복합재료의 기본 물성치를 얻기 위해서는 일방향 복합재료 시편을 제작해야 한다. 시편제조에 있어서 주의해야 할 점은 섬유의 굴곡이 일어나지 않도록 하고 섬유 분포가 가능한 한 균일하게 섬유배열을 해야 한다. 본 연구에서 사용한 유리섬유는 한국화이버 제조이며 Table 3.4.1에 각 종류에 대한 기본적인 자료를 정리하였다.

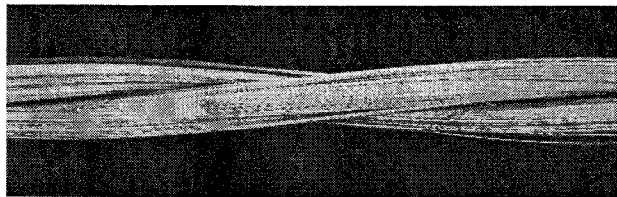
Yarn의 표시에서 1/0은 1가닥의 섬유이고, 1/2 및 1/3은 각각 2가닥 및 3가닥의 섬유를 합쳐서 끈 것이다. 0.7Z는 단위 인치 당 0.7회 Z방향으로 끈 것이며, 3.8S는 단위 인치당 3.8회 S방향으로 끈 것이다. 수지는 에폭시 (KBR 1729, 국도화학)를 사용하였다.

Table 3.4.1 Characteristics of E-glass yarns

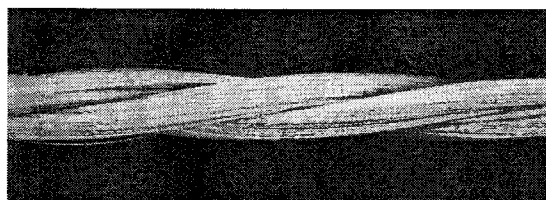
Yarn Description	Filament Dia. (μm)	Tex (g/1000m)
ECH 37 1/0 0.7Z	11	136.8
ECH 37 1/2 3.8S	11	273.6
ECH 37 1/3 3.8S	11	410.4

복합재료 시편 제조를 위하여, 유리섬유를 스텐레스 판에 적당한 인장력을 주면서 여러 층으로 와인딩하여 두께를 약 4mm 정도가 되도록 하였으며, 와인딩된 스텐레스 판 전체를 금형 내부에 넣고 수지를 주입하였다. 복합재료 평판의 치수는 260×180×2.3mm 였다. 복합재료의 섬유 체적비는 연소법으로 측정하였으며 인장, 압축, 전단특성 ASTM D3039, ASTM D3410 Procedure B, ASTM D5379에 의하여 실시하였다. 탄성계수 및 포와송비 측정은 스트레인 게이지를 이용하였다.

Fig.3.4.4 (a) 및 (b)는 ECH 37 1/2 3.8S 및 ECH 37 1/3 3.8S 섬유를 보인 것인데 2가닥 혹은 3가닥의 섬유가 합쳐져서 서로 꼬인 것을 볼 수 있다. Fig.3.4.5 (a) 및 (b)는 각 섬유에 대한 복합재료의 단면을 보인 것이다. 2가닥 및 세가닥의 섬유가 서로 합쳐져 있음을 볼 수 있고, 섬유 다발 내 및 섬유 다발 사이에서의 수지 함침도 완벽하게 이루어졌음을 알 수 있다.

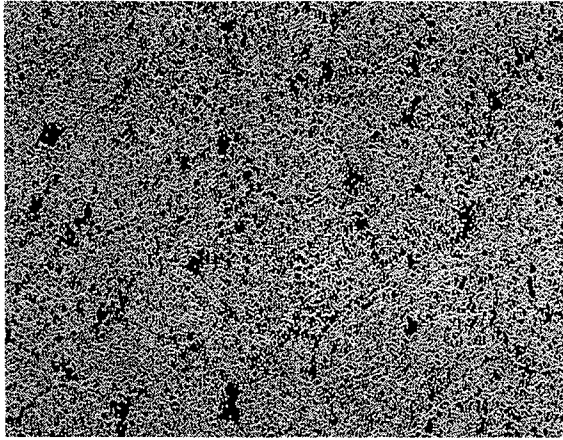


(a) ECH 37 1/2 3.8S

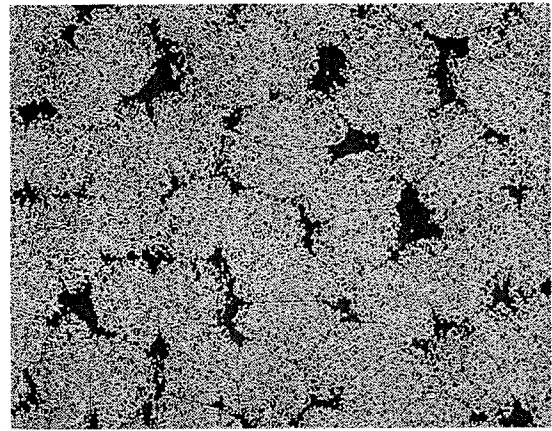


(b) ECH 37 1/3 3.8S

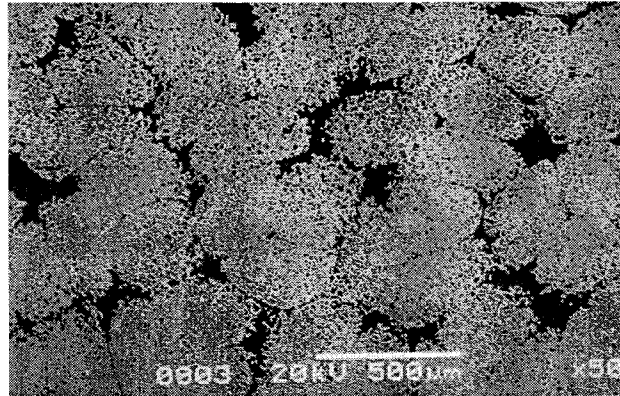
Fig.3.4.4 SEM micrographs of twisted yarn composites.



(a) ECH 37 1/0 0.7Z



(b) ECH 37 1/2 3.8S



(c) ECH 37 1/3 3.8S

Fig.3.4.5 SEM micrographs of composites cross-section.

라. 실험 결과

세 가지 종류의 섬유를 사용한 복합재료에 대한 섬유 꼬임각도 및 섬유체적비율이 Table 3.4.2에 나타나있다. 유리섬유 및 에폭시에 대한 기계적인 물성치는 재료 공급사로부터 얻었으며 복합재료의 탄성계수 예측을 위한 입력값으로 사용하였다. 섬유 끈각은 Fig.3.4.4로부터 측정하였다.

인장, 압축 및 전단에 대한 탄성계수, 강도 및 파손 변형율을 Table 3.4.3에 정리하였다. 괄호 안의 값은 표준 편차이다. 아래 첨자 x는 0도 방향, y는 90도 방향이며, 첨자 t 및 c는 각각 인장 및 압축을 나타낸다. 시험 도중 스트레인 게이지가 시편으로부터

터 이탈하거나 게이지의 파손이 시편의 파손보다 먼저 일어날 경우 외삽법으로 파손 변형율을 추정하였다.

Table 3.4.2 Summary of input data for the model prediction

Yarn Type	Twist Angle	V_f (%)	Material	Mechanical Property
1/0	0	63.6	E-glass Fiber	E = 72 GPa G = 29.5 GPa $\nu = 0.22$
1/2	7°	60.0		
1/3	10°	61.4	Epoxy	E = 5 GPa $\nu = 0.35$

Table 3.4.3 Experimental results of twisted yarn composites

		1/0	1/2	1/3
Tensile modulus (GPa)	E_{xt}	45.2 (1.63)	40.1 (1.84)	41.4 (2.45)
	E_{yt}	16.07 (0.83)	14.26 (0.75)	14.99 (0.90)
Tensile strength (MPa)	F_{xt}	1191 (101)	1199 (83.6)	1070 (44.5)
	F_{yt}	46.4 (4.46)	41.5 (5.23)	37.6 (6.58)
Ultimate tensile strain (%)	ϵ_{xt}	2.68 (0.31)	3.13 (0.25)	2.45 (0.11)
	ϵ_{yt}	0.30 (0.04)	0.30 (0.04)	0.26 (0.05)
Poisson's ratio	ν_{xy}	0.283 (0.01)	0.287 (0.01)	0.296 (0.02)
Compressive modulus (GPa)	E_{xc}	47.1 (2.49)	46.2 (3.30)	44.5 (8.50)
	E_{yc}	13.42 (1.08)	13.89 (1.31)	17.48 (1.63)
Compressive strength (MPa)	F_{xc}	1299 (68.8)	907 (77.2)	908 (68.4)
	F_{yc}	164.8 (5.58)	152.3 (16.0)	140.9 (10.3)
Ultimate compr. strain (%)	ϵ_{xc}	2.96 (0.16)	2.35 (0.12)	2.30 (0.20)
	ϵ_{yc}	3.43 (0.58)	1.80 (0.66)	0.91 (0.15)
Shear modulus (GPa)	G_{xy}	5.31 (0.55)	5.60 (0.61)	6.27 (0.58)
Shear strength (GPa)	S	109.7 (7.42)	101.5 (5.32)	82.4 (8.10)
Ultimate shear strain (%)	γ_{xy}	11.8 (0.61)	9.10 (2.49)	4.78 (0.86)

Table 3.4.3에서 보면 0도 방향 인장 탄성계수(E_{xt}) 및 탄성강도(F_{xt})는 섬유끼리 꼬임이 생길수록 섬유배열 각도가 0도에서 멀어지기 때문에 감소함을 보인다. 한편, 섬

유 1/2의 경우가 1/3의 경우보다 꼬임의 각도가 작음에도 불구하고 탄성계수가 작는데 그 이유는 Table 2에서 나타난 대로 1/2의 섬유체적비율이 작기 때문이기도 하지만 꼬임 각도의 변화에 의한 탄성계수 변화가 비교적 작기 때문이다. 낀 섬유 복합재료는 Fig. 3.4.4에서 보는 바와 같이 angle-ply 복합재료와 유사하다고 볼 수 있는데, 일방향 복합재료는 섬유 각도가 0도에서 멀어질수록 탄성계수 감소가 매우 크게 일어나는 반면에 angle-ply 복합재료의 경우는 그 감소가 비교적 완만하다. 그러나 인장 강도의 경우, Tsai-Wu 파손식에 의한 일방향 복합재와 angle-ply 복합재를 비교하면, 섬유 각도의 증가에 따른 강도 감소는 탄성계수 감소보다 훨씬 크다. 따라서, 섬유의 꼬임으로 인한 강도 감소는 인장탄성계수의 감소에 비해 더 급격하기 때문에 Table 3.4.3에서 보는 대로 1/3의 인장강도가 1/2에 비해 많이 감소함을 볼 수 있다. 그러나, 섬유의 꼬임이 있는 1/2의 인장강도가 섬유 꼬임에 거의 없는 1/0의 경우보다 높게 나타났는데 그 이유는 1/2 복합재료의 인장 파손 변형율이 1/0 보다 17% 정도 높았기 때문이다. 섬유의 꼬임이 있으면 각각의 섬유 필라멘트에 작용되는 인장응력 성분이 섬유의 꼬임이 없는 일방향 필라멘트에 작용되는 인장응력 성분보다 낮기 때문에 파손 변형율이 높다고 볼 수 있다. 그러나 섬유 꼬임 각도가 너무 커지게 되면 전단 응력 성분에 의해 파손이 일어나기 때문에 인장강도는 감소하게 된다.

Fig. 3.4.6은 섬유 방향으로 인장 하중이 작용할 때의 낀 섬유 복합재료의 응력-변형도 곡선을 보인 것인데, 1/0의 경우는 파손까지 거의 직선 거동을 보이나, 낀 섬유의 경우는 파손이 가까워 지면서 비선형 거동을 보인다. 여기서, 인장 파손 변형율은 1/2가 가장 높고 1/3이 가장 낮음을 볼 수 있다. 따라서, 인장 강도도 같은 순서를 보인다. 90도 인장 거동은 섬유 특성이 지배적인 요인이 아니므로 섬유 꼬임 각도에 따른 탄성계수와 강도 변화가 그리 크지 않지만 낀 섬유 복합재료가 일방향 복합재료 보다 90도 인장 탄성계수(E_{yt}) 및 인장 강도(F_{yt})는 감소함을 볼 수 있다. 포와송비(ν_{xy})의 경우에도 꼬임 각의 변화에 대해 영향을 받지 않음을 알 수 있다.

Fig. 3.4.7은 섬유 폭 방향으로 인장 하중이 작용할 때의 응력-변형도 곡선을 보인 것인데, 낀 섬유 복합재료인 1/2 및 1/3의 경우가 비선형 거동을 보이고 있으며 Fig. 3.4.6과 비교해 볼 때, 꼬임 각 변화에 의한 90도 인장 강도 및 탄성계수 차이는 0도 인장 특성에 비하여 매우 작다는 것을 알 수 있다. 0도 압축 탄성계수(E_{xc})는 꼬임각의 증가에 따라 감소하는 경향을 보이나 그 크기는 표준편차 범위 내에 있으므로 직접적인 영향은 없다고 볼 수 있다. 90도 압축 탄성계수(E_{yc})는 꼬임각이 증가할수록 다소 증가하는 데 그 이유는 꼬임 각이 커질수록 섬유 각도가 90도에 가까워 지기 때문이다. 압축 강도(F_{yc})의 경우에는 일반적으로 꼬임 각도가 증가하면 감소하는 경향을 보인다.

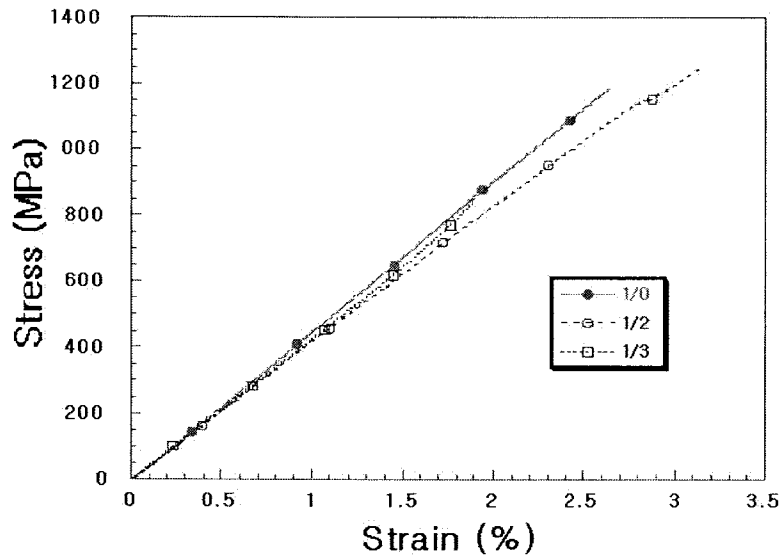


Fig. 3.46 Tensile stress-strain response for twisted E-glass/epoxy specimens of 0-degree fiber orientation.

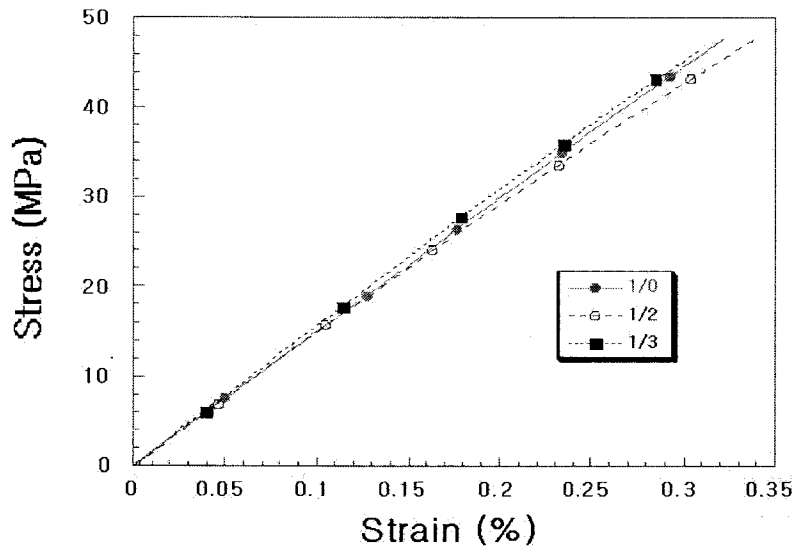


Fig. 3.47 Tensile stress-strain response for twisted E-glass/epoxy specimens of 90-degree fiber orientation.

Fig. 3.4.8은 0도 및 90도 압축하중에서의 응력-변형도 곡선을 보인 것인데, 0도의 경우에는 끈 섬유 복합재료의 비선형 거동이 보이며, 90도의 경우에는 응력-변형도 거동이 기지재료 특성에 좌우되기 때문에 모든 경우에 대해 비선형 거동을 보인다. 전단

특성을 보면, 꼬임 각이 증가할수록 섬유 배열각도가 0도에서 멀어지게 되므로 전단 탄성계수(G_{xy})는 증가한다. 그러나, 전단 강도(S)의 경우에는 개개 섬유의 꼬임 각도 보다는 일방향의 섬유 배열로 인하여 강도 특성이 좌우되며, 1/3의 시편이 섬유체적비율이 높고 더 굵은 섬유로 배열되어 모재가 하중을 지지하는 능력이 떨어지기 때문에 1/2 시편보다 강도가 낮게 나온 것으로 보인다. Fig. 3.4.9는 전단응력-변형도 관계를 보여주고 있는데, 전체적으로 비선형 거동을 나타내고 있다.

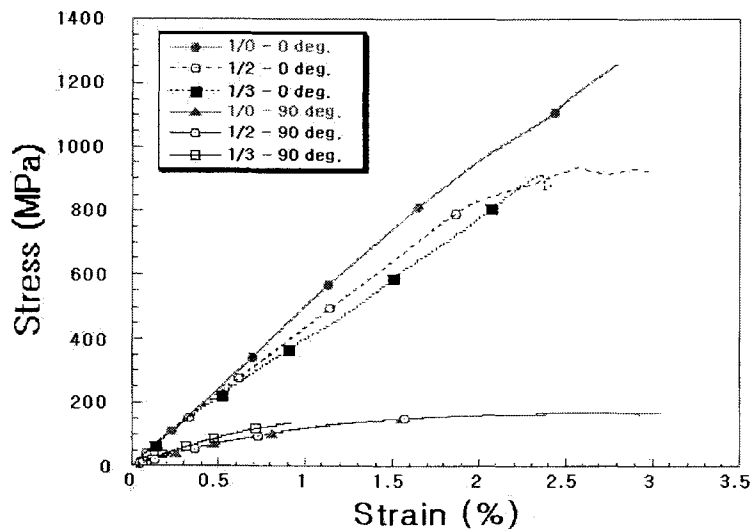


Fig. 3.4.8 Compressive stress-strain response for twisted specimens of 0- and 90-degree fiber orientations.

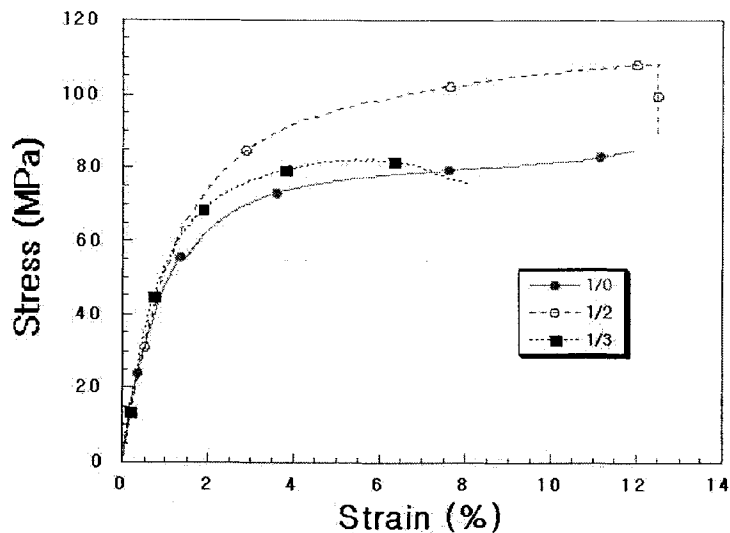


Fig. 3.4.9 Shear stress-strain response for twisted specimens.

마. 모델 비교 및 결론

앞 장에서 전개한 탄성계수 모델을 이용하여 끈 섬유 복합재료의 탄성계수 예측을 하였다. 계산을 위해 사용한 원재료의 기계적 특성 및 복합재료의 기하학적 입력 데이터를 Table 3.4.2에 요약하였으며, 탄성계수 예측 결과를 Table 3.4.4에 정리하였다. 본 모델에 의하면 끈 섬유 복합재료의 평면뿐만 아니라 두께 방향의 탄성계수도 예측할 수 있음을 알 수 있다.

Table 3.4.4 Model predictions of twisted yarn composites

Property	Yarn type	1/0	1/2	1/3
E_{xx} (GPa)		47.6	42.1	40.3
E_{yy} (GPa)		14.7	13.5	14.0
E_{zz} (GPa)		14.7	13.5	14.0
G_{yz} (GPa)		5.90	5.41	5.60
G_{zx} (GPa)		6.58	6.07	6.34
G_{xy} (GPa)		6.58	6.07	6.34
ν_{yz}		0.247	0.248	0.244
ν_{zx}		0.083	0.088	0.096
ν_{xy}		0.267	0.275	0.276

일반적으로 복합재료의 섬유길이 방향과 폭 방향의 탄성계수는 인장일 때와 압축일 때 다르게 나타나고 있지만, 모델의 유효성은 예측치와 인장 탄성계수와의 비교를 통하여 확인하고자 한다. Table 3.4.3과 3.4.4 에서 보는 바와 같이 예측치와 실험치가 비교적 잘 일치하며, 1/0 의 경우 길이 방향 탄성계수에 있어서 예측치는 섬유굴곡이 전혀 없는 경우이고 실험치는 인치 당 0.7회의 꼬임이 있는 경우이므로 예측치가 더 높게 나왔다. 1/2의 경우에도 길이 방향 탄성계수가 실험치보다 예측치가 높게 나오고 있으나 오차범위에 근접하므로 비교적 정확하다고 볼 수 있다.

섬유와 직각 방향의 결과에서는 탄성계수는 실험치보다 낮게 예측되고 있으나 실험오차 범위에 근접하고 있다. 또한, 예상할 수 있는 바와 같이 꼬임 각도가 증가할수록 섬유 각도가 0도에서 커지므로 길이 방향의 탄성계수가 감소함을 알 수 있다. 1/0의 형태는 일방향 복합재료로 간주할 수 있으나, 엄밀하게는 Table 3.4.1에서 보는 바와 같이 약간의 꼬임이 있기 때문에 프리프레그를 사용한 완전한 일방향 복합재료에 비하면 물성치가 약간 떨어짐을 예상할 수 있다.

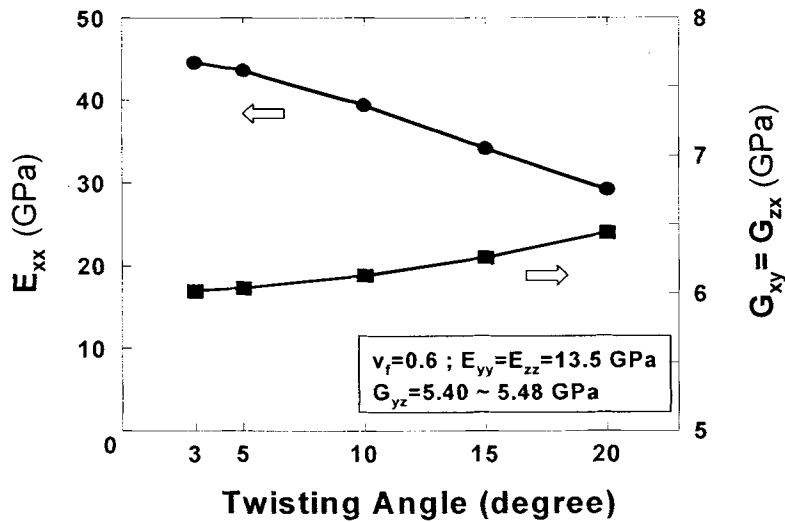


Fig. 3.4.10 Variation of Young's modulus and shear moduli of twisted glass/epoxy composites as a function of the twisting angle.

Fig. 10은 섬유체적율이 0.6인 유리섬유/에폭시 복합재료의 경우 섬유 꼬임 각도 변화에 대한 인장 및 전단 탄성계수 변화를 보인 것이다. 섬유 폭 방향의 탄성계수인 E_{yy} 및 E_{zz} 는 일정한 값을 보이며, G_{yz} 는 꼬임 각도에 따라 거의 변화가 없다. 그러나, 섬유 길이 방향의 탄성계수 E_{xx} 는 큰 변화를 보이고 있으며, G_{xy} 와 G_{zx} 는 비교적 변화가 작다. 꼬임 각도가 증가할수록 섬유 각도가 0도에서 멀어지므로 인장 탄성계수는 감소하고 전단 탄성계수는 증가함을 알 수 있다. 따라서, 본 모델은 곧 섬유 복합재료의 탄성계수를 비교적 정확하게 예측할 수 있음을 알 수 있으며, 복합재료의 평면 뿐 만 아니라 두께 방향의 탄성계수도 예측할 수 있다. 또한 본 모델을 이용하면 원하는 섬유 재료의 임의의 곧 각도에 대한 탄성계수 변화를 알 수 있기 때문에 곧 섬유로 이루어진 복합재 구조물의 기계적 특성 거동에 대하여 정확한 이해를 할 수 있다.

본 절에서는 곧 섬유로 이루어진 복합재료에 있어서의 기본적인 물성치를 확보하고 탄성계수 모델을 제시하여 예측결과와 실험치를 비교함으로써 모델의 유효성을 확인하고자 하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 곧 섬유 복합재료에 대한 3차원 탄성계수를 예측할 수 있는 모델을 제시하였다. 탄성계수 예측은 단위 셀을 기본으로 하여, 미소요소에 대한 부분 좌표계에서의 탄성특성을 전체 좌표계로 좌표 변환한 후 단위 셀에 대하여 체적 평균법을 이용하여 곧 섬유 복합재료의 유효 탄성계수를 구하였다.
- 곧 섬유 복합재료에 대한 기본 물성치를 구하기 위하여 1/0, 1/2 및 1/3 형태의 유리섬유를 사용하여 평판 위에 와인딩 한 후 수지충전 성형법으로 시험 평판을 제조하였다. 이

방법으로 제조된 평판은 섬유체적율이 0.6 이상이었고 완벽하게 수지가 함침되었음을 미세구조 관찰을 통하여 확인하였다.

- 1/0, 1/2 및 1/3 형태의 시험편에 대한 인장, 압축 및 전단 시험을 실시하여 0도 및 90도 방향의 인장 및 압축 강도와 탄성계수를 얻었으며 전단강도 및 전단 탄성계수도 구하였다.
- 끈 섬유 각도에 따른 기계적 물성치의 변화를 실험을 통하여 확인할 수 있었으며 탄성계수 모델을 이용한 인자 연구를 통하여 본 모델의 유용함을 보였다. 본 모델에 의한 탄성계수 예측치를 실험치와 비교한 결과 그 둘은 비교적 잘 일치하였다. 본 모델은 꼬임이 있는 섬유를 사용한 복합재료에 대한 구조해석이나 다양한 꼬임에 의한 기계적 특성을 구하는 데 유용하게 적용할 수 있다.

3.4.2 열전도모델

복합재료의 woven 또는 니트 프리폼 제조에 사용되는 섬유는 여러 직조 기계요소와의 접촉으로 인하여 손상이 생길 수 있다. 이러한 손상을 줄이고 섬유 사이의 결속을 주기 위하여 섬유에 꼬임(twist)을 가하게 된다. 끈 섬유를 잡아당기면, 꼬임으로 인하여 횡방향 힘이 가해지고, 이 힘에 의해 마찰력이 생겨 섬유를 서로 결속시킨다. 탄소/탄소 복합재료의 프리폼은 주로 woven 직물의 다층구조로 되어있는데 밀도화 공정 중에 발생하는 높은 열에 의한 파단과 층간분리를 막기 위해 주로 니들 펀칭 (needle punching)에 의해 층과 층을 결속시키고 있다. 니들 펀칭 공정에서는 미늘형 바늘이 적층된 직물의 수직 아래 방향으로 관통할 때 평면에 배열된 섬유를 잡아 당겨 다른 층의 섬유와 얽히게 한다. 니들 펀칭용 직물은 더 많은 섬유를 두께 방향으로 배열시키기 위하여 꼬인 spun 섬유를 사용하는데 꼬임을 주는 이유는 단섬유들을 서로 결속시켜 연속 섬유 형태로 만들어 직조가 가능하도록 하기 위함이다. 한편, spun 섬유 내로 바늘이 관통하면 단섬유는 쉽게 이탈하여 바늘 진행 방향으로 내려가게 된다.

끈 섬유를 사용한 복합재료의 열전도도는 섬유꼬임의 정도에 따라 변한다. 그러나, 사용하고자 하는 섬유 종류 및 꼬임 정도가 매우 다양하기 때문에 이 모든 경우에 대하여 실험적으로 복합재료의 열전도도를 측정하는 것은 많은 노력과 시간을 필요로 한다. 따라서 끈 섬유에 대한 복합재료 열전도도를 해석적으로 구하는 모델에 필요하다. 일방향 섬유 복합재료나 입자 복합재료에 대한 모델이 많이 제시 되었으며[1,2] 최근에는 woven 섬유 복합재료의 열전도도를 예측하는 모델이 보고 되고 있다[3,4]. 그러나 끈 섬유가 폭 넓게 사용되고 있음에도 불구하고 끈 섬유 복합재료의 열전도도 연구는 미진하다.

본 절에서는 spun 섬유 복합재료의 열전도도 모델을 기존의 열-전기유사법 (thermal-electrical analogy)과 체적 평균법을 적용하여 제시하였으며, 이 모델의 유효성을 확인하기 위하여 모델 예측치와 실험치를 서로 비교하였다.

가. 유효 열전도도

열전도도 모델의 경우도 탄성계수 모델과 마찬가지로의 기하학적 형상 모델을 바탕으로 한다. 즉, Fig.3.4.1 과 Fig.3.4.2를 고려하면, 미소요소에 위치한 좌표계 x''-y''-z''는 국부 좌표계로서 미소 요소를 일방향 복합재료로 간주할 때 x''축은 섬유 길이 방향이며, 전체 좌표계의 종축과 θ 방향만큼 틀어져 있다. 따라서 미소요소를 횡등방성이라고 가정하면, 열전도도 k'' 는 다음과 같다.

$$[k''] = \begin{bmatrix} k_{11} & 0 & 0 \\ 0 & k_{22} & 0 \\ 0 & 0 & k_{22} \end{bmatrix} \quad (3.4.11)$$

여기서 k_{11} 과 k_{22} 는 일방향 복합재료의 길이 방향 및 폭 방향의 열전도도이며, micromechanics식으로부터 얻을 수 있다. 좌표 변환을 거치면 전체 좌표계 x-y-z에서 미소 섬유의 열전도도는 다음과 같이 구해진다.

$$[k] = [T][k''] [T]^t \quad (3.4.12)$$

여기서,

$$[T] = \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta\cos\phi & \sin\theta\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (3.4.13)$$

열전도 해석을 위하여 열-전기유사법 (thermal- electrical analogy)을 도입하면, 열저항은 $R=L/kA$ 로 표시되며, 여기서 L과 A는 각각 열이 전달되는 미소요소의 두께와 단면적이다. Fig. 3(a)는 열해석을 수행하기 위한 섬유요소의 다층구조를 나타낸 것이다. 만약 x-방향으로 열유동이 일어나고 유동선이 서로 평행하고 직선적이라고 가정하면, 열저항은 Fig. 3(b)에서 보는 바와 같이 직렬로 배열되어 있다고 볼 수 있다. 마찬가지로, y 방향 및 z 방향의 열전도는 병렬로 배열되어 있다고 볼 수 있다.

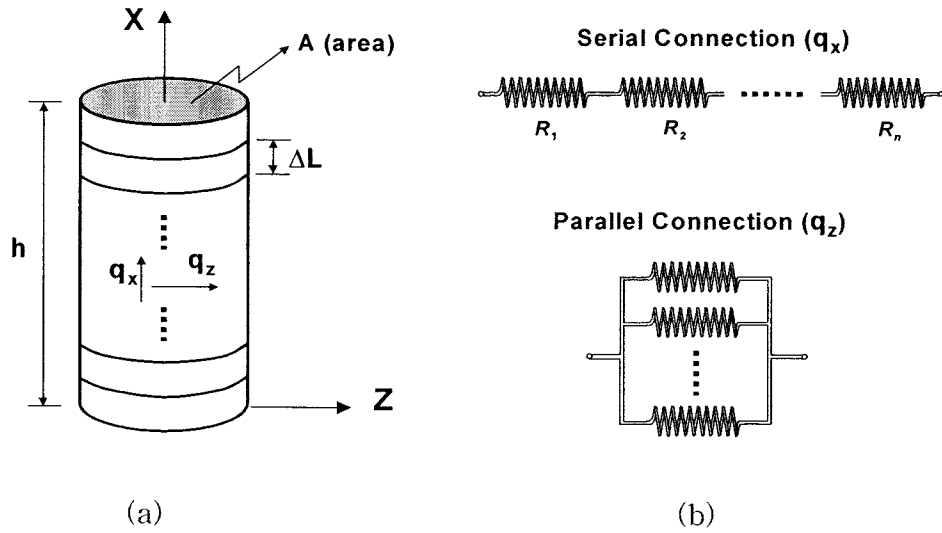


Fig. 3.4.11 Schematic of thermal-electrical analogy: (a) multi-layer construction of yarn segments; and (b) serial and parallel connections.

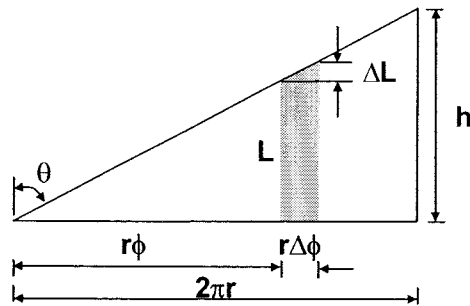


Fig. 3.4.12 Averaging method of thermal conductivity.

열 저항이 직렬로 연결되어 있고, 미소요소의 열 저항을 전체 pitch 길이에 대하여 평균하면 (Fig. 3.4.4) 끈 섬유 복합재료의 길이 방향 열전도도 (k_e)는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{k_e} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\phi}{k_i} \quad (3.4.14)$$

마찬가지로 끈 섬유 복합재료의 폭 방향 열전도도는 열 저항이 병렬로 연결되어 있다고 볼 수 있으므로 전체 pitch 길이에 대하여 평균하면 다음 식으로 구해진다.

$$\frac{1}{k_e} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} k_i d\phi \quad (3.4.15)$$

최종적으로, 식 (3.4.12)와 식 (3.4.14) 및 식 (3.4.15)를 풀면 끈 섬유 복합재료의 열전도도는 다음 식으로 구해진다.

$$\begin{aligned} k_{xx}^e &= k_{11} \cos\theta + k_{22} \sin\theta \\ k_{yy}^e = k_{zz}^e &= \frac{1}{2} (k_{11} - k_{22}) \sin\theta + k_{22} \end{aligned} \quad (3.4.16)$$

이 식에서 나타나지 않는 다른 열전도도는 모두 0이다. 식 (3.4.16)으로부터 끈 섬유 복합재료의 열전도도는 횡 등방성이라는 것을 알 수 있다.

나. 열전도도 실험 및 결과 비교

모델의 타당성을 확인하기 위하여 열전도도 시험을 하였다. 시편제조를 위하여 탄화시킨 oxl- PAN spun섬유를 성형용 치구에 감아 일정한 두께로 만든 뒤 금형에 넣고 수지 주입을 하였다. Fig. 3.4.13은 사용한 성형치구와 수지충전 성형을 위한 금형을 보인 것이다. Fig. 3.4.14는 단섬유를 끈, spun 섬유를 보인 것이며 두 가닥이 꼬인 것임을 알 수 있다. 꼬임 각은 22°로 측정되었고, 복합재료의 섬유 체적율은 약 50%였다. 복합재료 시편의 열전도도는 ASTM E-1225-87에 의거하여 측정되었다. 정적상태에서, 시험시편과 기준시편의 열 구배를 비교하여 열전도도를 계산하였으며 기준시편으로 스텐레스 스틸 STS 304를 사용하였다.

Table 3.4.5는 구성 재료의 열전도도를 요약한 것이고, Table 3.4.6은 모델 예측과 시험 결과를 비교한 것이다. 길이 방향의 열전도도 예측은 실험치와 잘 일치함을 볼 수 있으나 폭 방향은 15%의 오차를 보였다. 그 이유는 Fig. 3.4.14에서 볼 수 있는 바와 같이 spun 섬유는 연속 섬유와는 달리 단섬유의 배향이 일정하지 않기 때문에 실험치와 차이를 보이는 것이라고 생각된다.

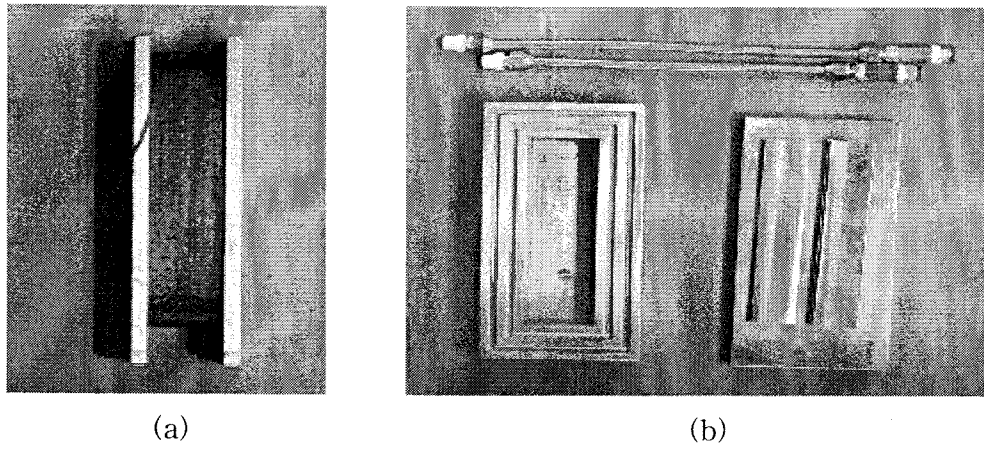


Fig. 3.4.13 (a) Insert mold with twisted yarn; (b) RTM mold.

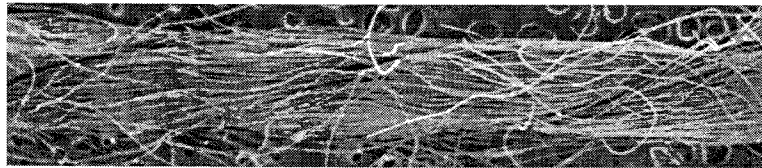


Fig. 3.4.14 SEM micrograph of a twisted spun yarn.

Table 3.4.5 Thermal conductivity of fiber and matrix

Material	Thermal Conductivity
Carbonized oxi-PAN spun yarn	$k_{f1} = 3.4 \text{ W/m-K}$ $k_{f2} = 0.34 \text{ W/m-K}$
Epoxy resin	$k_{f1} = 0.1 \text{ W/m-K}$

Table 3.4.6 Comparison of the model prediction and test results

Thermal conductivity	Prediction	Experimental
$k_{xx} \text{ (W/m-K)}$	1.53	1.54
$k_{yy} = k_{zz} \text{ (W/m-K)}$	0.28	0.33

또한, Spun 섬유 복합재료의 열전도도에 대한 꼬임각의 영향을 확인하기 위해 인자 연구(parametric study)를 수행하였다. Fig. 3.4.15는 그 결과를 보인 것으로 꼬임각이 증가할 때 길이방향 열전도도는 감소하지만 폭방향 열전도도는 증가하는데, 그 이유는 섬유의 꼬임각이 증가함에 따라 섬유가 폭 방향으로 배열되기 때문이다.

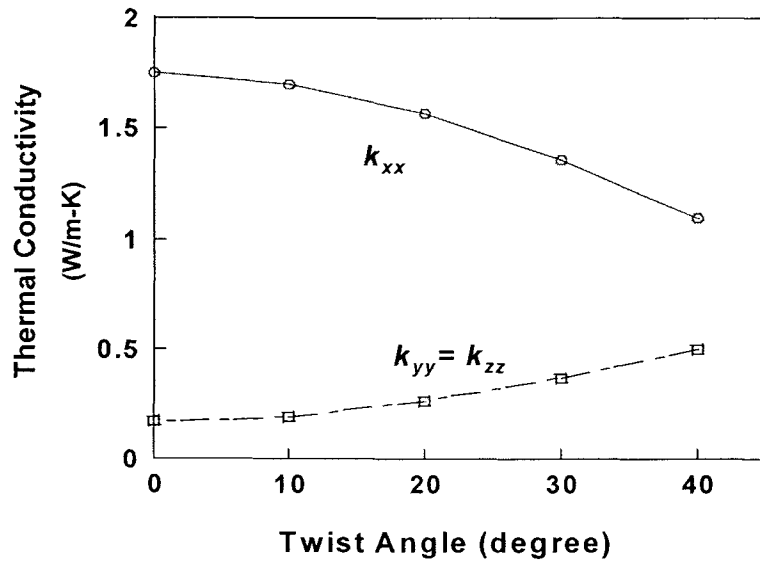


Fig. 3.4.15 Variation of thermal conductivity of spun yarn as a function of twist angle.

3.5 액상 성형 기술

3.5.1 성형 물성 정량화

가. 보강재의 유동 전도성

액상 성형 시에는 수지가 섬유 매트 사이의 빈 공간으로 침투하여 들어가는 함침 현상이 필수적으로 수반되는데, 이때 보강 섬유의 유동 전도성인 투과성 계수의 정량화가 필요하다. 보강재의 유동 전도성(투과성 계수) 물성은 향후 금형 설계나 공정 조건 설정을 위한 금형 충전 해석을 수행하는데 반드시 확보해야 할 기초 물성이다. 투과성 계수는 시간에 따른 프리폼 내부에 수지 전진량을 측정 한 후, 수정된 Adams 방식(본 연구에서 제안, 가변 수지 주입 압력에 적용 가능한 모델)을 이용하여 결정하였다. 아래에 투과성 계수를 결정하는 식의 전개에 대하여 간단히 기술하였다. 통상적으로 복합재를 성형하는데 쓰이는 보강 섬유 매트는 직조 형태나 사용된 섬유 다발의 밀도가 방향에 따라 달라지므로 유동 저항도 방향성을 가진다. 따라서 유동 저항의 방향성 영향으로 발생하는 투과성 계수 값의 비등방성(anisotropic)은 반경 방향 유동을 형성시켜 유동 전진량을 측정함으로써 효과적으로 정량화할 수 있다.

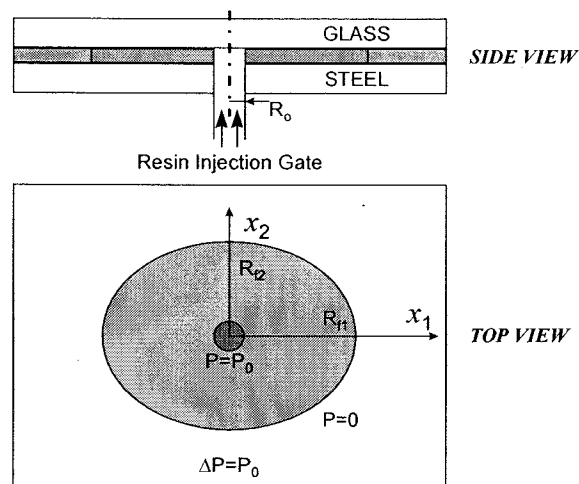


Fig.3.5.1 반경방향 유동 측정용 금형 및 유동 개략도.

얇은 shell형상의 비등방성(anisotropic) 균질(homogeneous) 보강재 내부로의 수지 유동은 Fig.3.5.1에서와 같은 형상을 보인다. 두께가 얇으므로 두께 방향의 압력 구배를 무

시하고, 비압축성 유체의 연속방정식 (continuity equation, 식3.5.1)과 운동량 방정식 (momentum equation)의 변형된 형태인 Darcy 식 (식3.5.2)을 이용하면 식(3.5.3)와 같은 준 정상상태(quasi-steady state) 수치 유동의 지배방정식을 얻을 수 있다.

$$\nabla \cdot \bar{v}_0 = 0 \quad (3.5.1)$$

$$\bar{v}_0 = -\frac{[K]}{\mu} \nabla P \quad (3.5.2)$$

$$\frac{\partial^2 P}{\partial x_1^2} + \alpha \frac{\partial^2 P}{\partial x_2^2} = 0 \quad (3.5.3)$$

여기서 변수는 다음과 같이 정의 된다.

- \bar{v}_0 : Darcian Velocity
- [K] : Permeability Tensor
- α : Degree of anisotropy(= K_2/K_1)
- P : Pressure
- x_1, x_2 : Axis of Principal Flow Direction
- μ : Viscosity of Resin

식(3.5.3)은 타원형(elliptic type)의 미분 방정식으로 경계조건 (boundary condition)만을 필요로 하며 조건은 아래와 같다.

$$\cdot \text{주 입 구} : P = P_0 \quad \text{at} \quad x_1^2 + x_2^2 = R_0^2 \quad (3.5.4)$$

$$\cdot \text{수지 전진면} : P = 0 \quad \text{at} \quad R_f(x_1, x_2, t) \quad (3.5.5)$$

Darcy 식 (식 3.5.2)에서의 유체속도(\bar{v}_0)는 유동단면적을 정의할 때 보강재와 기공(pore)을 모두 고려한 가상적 값이며 실제로 다공성 매질 내에서의 수치속도 (겉보기 속도, apparent velocity)는 기공도(ϵ , porosity)를 고려하여 결정하여야 한다. 따라서 수치 전진면(R_f)의 유체속도(\bar{v}_f)는 아래와 같이 정의 된다.

$$\bar{v}_f = \frac{d\bar{x}_f}{dt} = \frac{\bar{v}_0}{\epsilon} \Big|_{R_f} \quad (3.5.6)$$

즉, shell 형상의 수지 유동해석은 식(3.5.3)을 경계조건 (식 3.5.4 및 3.5.5)을 적용하여 유동장내에서의 압력을 구한 후 이를 이용 압력구배(∇P)를 결정하고 식(3.5.2)를 이용하여 Darcy 속도를 결정함으로써 가능하다. Darcy 속도와 식 (3.5.6)을 이용, 유동선단 및 유동장 내부의 걸보기 속도를 결정할 수 있다. 위의 기본 식을 바탕으로 Adams가 제시한 투과성 계수 결정방법은 다음과 같다. 보강재가 등방성 (isotropic, $\alpha = K_2/K_1=1$)일 경우의 투과성 계수는 Lee 나 Adams의 결과를 이용하여 결정할 수 있으며 비등방성 (anisotropic, $\alpha \neq 1$)일 경우는 좌표변환 및 적절한 가정을 통하여 근사 해를 구하고 이를 이용하여 투과성 계수를 결정할 수 있다. 좌표변환 및 압력 무차원화를 통하여 지배방정식(식 3.5.3) 및 경계 조건을 변환하면,

$$\text{좌표 변환: } x'_1 = x_1 \alpha^{\frac{1}{4}}, \quad x'_2 = x_2 \alpha^{-\frac{1}{4}} \quad (3.5.7)$$

$$\text{압력 무차원화: } P' = \frac{P - P_f}{\Delta P} \quad (3.5.8)$$

$$\text{지배방정식: } \frac{\partial^2 P'}{\partial x_1'^2} + \frac{\partial^2 P'}{\partial x_2'^2} = 0 \quad (3.5.9)$$

$$\text{경계 조건: 수지주입구 } P' = 1 \quad \text{at} \quad \frac{x_1'^2}{\alpha^{\frac{1}{2}}} + \frac{x_2'^2}{\alpha^{-\frac{1}{2}}} = R_0^2 \quad (3.5.10)$$

$$\text{수지 전진면 } P=0 \quad \text{at} \quad R_f'(x'_1, x'_2, t) \quad (3.5.11)$$

위 식에서 지배 방정식은 압력이 표준화 (normalization)된 Laplace 식 형태로 변환되었다. 이는 원형 수지 주입구를 통한 비등방성 매질(K_1, K_2)로의 유체 유동을 타원형 주입구를 통한 등방성 매질로의 유체유동으로 변환한 것을 의미한다. 지배방정식이 보다 단순한 형태로 치환되었지만 주입구 형상이 타원형이므로 직교 좌표계에서는 여전히 해석상의 어려움이 많으므로 보다 해석이 용이한 타원 좌표계 (Elliptical coordinates, Fig.3.5.2) (ξ, η)를 적용하면

$$x'_1 = L \sinh \xi \sin \eta \quad (3.5.12)$$

$$x'_2 = L \cosh \xi \cos \eta \quad (3.5.13)$$

$$L = R_0 \left(\alpha^{-\frac{1}{2}} - \alpha^{\frac{1}{2}} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3.5.14)$$

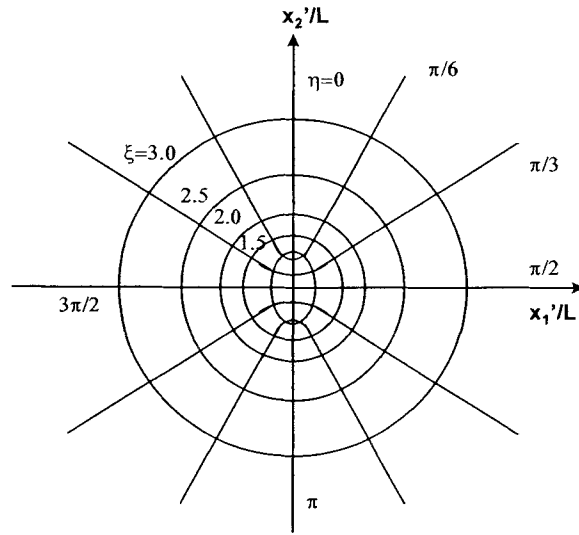


Fig.3.5.2 타원 좌표계.

여기서 L 은 주입구 타원의 초점 거리이다. 임의의 상수 값을 갖는 ξ 및 η 는 동일 초점의 타원군 및 쌍곡선 군을 형성한다. 타원 좌표계에서 미분방정식(식3.5.9) 및 경계조건(식 3.5.10, 3.5.11)은 아래와 같이 변환된다.

$$\frac{\partial^2 p'}{\partial \xi^2} + \frac{\partial^2 p'}{\partial \eta^2} = 0 \quad (3.5.15)$$

$$p' = 1 \quad \text{at} \quad \xi = \xi_0 = \ln \left[\frac{1 + \sqrt{a}}{\sqrt{1-a}} \right] \quad (3.5.16)$$

$$p' = 0 \quad \text{at} \quad R'_i(\xi, \eta, t) \quad (3.5.17)$$

타원좌표계에서의 Darcy 속도는

$$\bar{v}_0 = -\frac{\bar{K}\Delta P}{\mu} \nabla p' = -\frac{\bar{K}\Delta P}{\mu} \left[\frac{1}{L(\cosh^2 \xi - \cos^2 \eta)^{3/2}} \left(i_\xi \frac{\partial p'}{\partial \xi} + i_\eta \frac{\partial p'}{\partial \eta} \right) \right] \quad (3.5.18)$$

여기서 i_ξ 및 i_η 은 ξ 와 η 방향의 단위 벡터이다. 수지 전진면(flow front)의 속도는 좌표변환 규칙을 이용하여 운동학적으로 전개하면

$$\bar{v}_f = L(\cosh^2 \xi_f - \cos^2 \eta_f)^{\frac{1}{2}} (i_\xi \frac{d\xi_f}{dt} + i_\eta \frac{d\eta_f}{dt}) \quad (3.5.19)$$

시간에 따라 변하는 수지 전진면의 형상은 초기에는 ξ =상수 선군들(families of the lines)과 약간의 차이를 보이지만 시간이 경과함에 따라 일치하게 된다. 따라서 η 성분의 압력구배를 무시하면 ξ 성분만으로 압력구배 성분을 표현할 수 있으므로 식(3.5.18)은 아래와 같이 단순화할 수 있다.

$$v_0|_{\xi_f} = \frac{\bar{K}\Delta P}{\mu L(\cosh^2 \xi_f - \cos^2 \eta)^{\frac{1}{2}}} \frac{1}{(\xi_f - \xi_0)} \quad (3.5.20)$$

(3.5.19) 및 식(3.5.20)를 이용하면 최종적으로 아래와 같은 형태의 미분방정식 및 경계조건을 얻을 수 있다.

$$\frac{d\xi_f}{d\phi} = \frac{\alpha}{1-\alpha} \left[\frac{1}{(\xi_f - \xi_0)(\cosh^2 \xi_f - \cos^2 \eta)} \right] \quad (3.5.21)$$

$$\xi_f = \xi_0 \quad \text{at} \quad \phi = \frac{K_1 \Delta P}{\varepsilon \mu R_0^2} t = 0 \quad (3.5.22)$$

따라서 최종적으로 식(3.5.21),(3.5.22)의 해는

$$F(\xi_f, \eta) = (\xi_f - \xi_0) \left[\frac{\sinh(2\xi_f)}{4} + \frac{\xi_f}{2} \right] - \frac{\cos^2 \eta (\xi_f - \xi_0)^2}{2} + \frac{[\cosh(2\xi_0) - \cosh(2\xi_f)]}{8} + \frac{\xi_0^2 - \xi_f^2}{4} = \frac{\alpha}{1-\alpha} \phi = \frac{\alpha}{1-\alpha} \frac{K_1 \Delta P}{\varepsilon \mu R_0^2} t \quad (3.5.23)$$

식(3.5.23)을 이용하여 Adams가 제안한 투과성 계수 결정 과정은 다음과 같다. 먼저 실험을 통하여 시간에 따라 측정된 $R_{f1}(t)$, $R_{f2}(t)$ 와 임의의 a 에 대하여 아래 식(식 3.5.24, 3.5.25)을 이용하여 ξ_{f1} , ξ_{f2} 로 변환하고 식(3.5.23)에 적용하여 각각의 $F(\xi=\xi_{f1}, \eta=\pi/2)$, $F(\xi=\xi_{f2}, \eta=0)$ 를 구한 후 시간에 따른 F 값(t, F)을 일차함수 $y=m_x \cdot x$ 형태의 식으로 curve fitting 한다. a 를 변화시키며 오차가 최소가 되는 기울기(m_x) 및 a 를 결정한다. 이때 구해진 기울기를 이용, 식(3.5.26)으로부터 K_1 을

결정하고, $\alpha(=K_2/K_1)$ 로부터 K_2 를 결정한다.

$$\xi_{n1} = \sinh^{-1} \left[\frac{R_{n1}}{R_0} \left(\frac{1}{\alpha} - 1 \right)^{-\frac{1}{2}} \right] = \sinh^{-1} \left[\rho_{n1} \left(\frac{1}{\alpha} - 1 \right)^{-\frac{1}{2}} \right] \quad (3.5.24)$$

$$\xi_{r2} = \cosh^{-1} \left[\frac{R_{r2}}{R_0} (1 - \alpha)^{-\frac{1}{2}} \right] = \cosh^{-1} \left[\rho_{r2} (1 - \alpha)^{-\frac{1}{2}} \right] \quad (3.5.25)$$

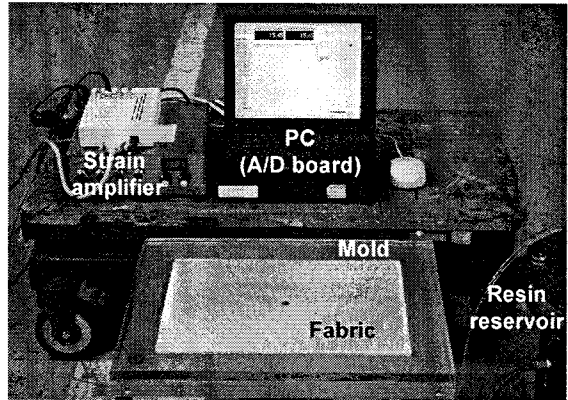
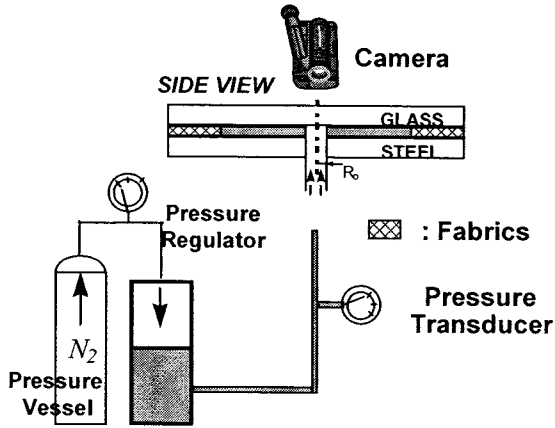
$$m_\xi = \frac{K_1 \Delta P}{\varepsilon \mu R_0^2} \left(\frac{\alpha}{1 - \alpha} \right) \quad (3.5.26)$$

위의 해 (식 3.5.23)는 수지 주입 압력이 일정할 경우에 적용 가능한 식이다. 하지만 실제 측정 중에는 주입 압력이 시간에 따라 변하는 경우가 대부분이므로 이를 고려할 수 있는 형태로 식을 수정할 필요가 있다. 유사한 전개 과정을 거치면 수정된 식의 형태는 아래와 같으며 본 연구에서는 아래 식을 이용하여 투과성 계수를 결정하였다.

$$F(\xi_f, \eta) = (\xi_f - \xi_0) \left[\frac{\sinh(2\xi_f)}{4} + \frac{\xi_f}{2} \right] - \frac{\cos^2 \eta (\xi_f - \xi_0)^2}{2} + \frac{[\cosh(2\xi_0) - \cosh(2\xi_f)]}{8} \\ + \frac{\xi_0^2 - \xi_f^2}{4} = \frac{\alpha}{1 - \alpha} \phi = \frac{\alpha}{1 - \alpha} \frac{K_1}{\varepsilon \mu R_0^2} \int_0^t (P_{inlet} - P_{flow front}) dt \quad (3.5.27)$$

Fig.3.5.3에 본 연구에서 적용한 실험 개략도 및 실제 장비 사진이 주어져 있다. 본 연구에서는 우선 본 과제에 U빔 성형에 기본 섬유 모재로 쓰이는 2종 (유리섬유 T800 UD 일방향 섬유, 유리섬유 DBLT850 MWK 다축경편)의 프리폼에 대하여 측정하였다. Fig.3.5.4의 정량화 결과를 보면 T800 UD와 DBLT850 모두 섬유 체적율이 증가함에 따라서 유동 속도가 느려지는, 다시 말해서 투과성계수가 감소함을 알 수 있다. 그 이유는 섬유 사이의 공간이 섬유 체적율이 증가하면 작아져 유동 저항이 증가하기 때문이다. 그리고 이들은 등방성이 아닌 섬유 직물의 방향에 따라 투과성 계수 값이 다른, 즉 $K_1 \neq K_2$ 인 이방성 특성을 보임을 확인하였다. 이는 직물이 직조될 때 방향에 따라 다른 양의 섬유가 사용되었기 때문이다. 그리고 같은 섬유 체적율에서도 측정 투과성 계수의 값이 편차를 보이는데 이는 직조 패턴 내부 unit cell이 제조 시에 항상 일정한 상태로 직조되지 않고 편차를 보이며, 또한 측정을 위해서 제단 및 적층을 할 때 직물 내부 cell 들이 변형되는 등 여러 가지 이유가 복합되어 나타나는 것으로 판단된다. 직

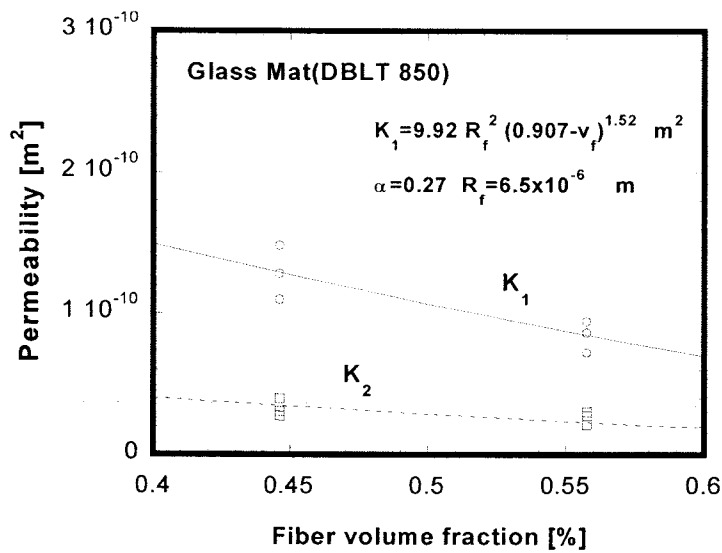
조 상태 및 보강 섬유 매트 재료의 균일성을 확인하는 한 방법으로 투과성 값의 편차를 활용할 수 있을 것으로 판단된다. 실제로 항공용 섬유 매트와 복합재료의 경우는 이 편차가 상당히 작은 것으로 확인되고 있다.



(a) 투과성계수측정 장치 개략도

(b) 장비 사진

Fig.3.5.3 투과성계수측정 장치 개략도 및 장비 사진.



(a) DBLT 850

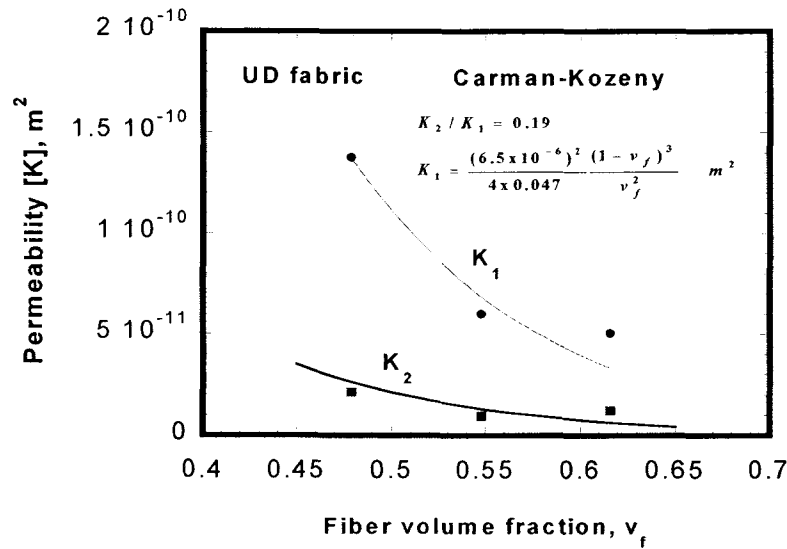


Fig.3.5.4 투과성 계수 측정 결과 (DBLT850, T800 UD).

실험 결과를 임의의 섬유 체적율에도 적용하기 위하여 측정 결과를 curve fit하여 아래와 같은 결과를 얻었다. 따라서 향후 공정 조건에 따라 섬유 체적율이 변하더라도 투과성 계수를 다시 측정할 필요 없이 아래 식의 활용이 가능하다.

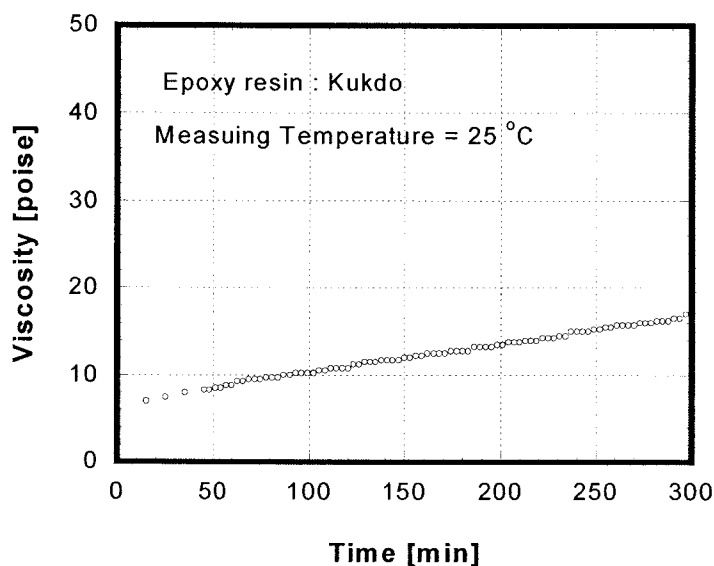
$$- \text{T800 UD} : K_1 = \frac{(6.5 \times 10^{-6})^2 (1 - v_f)^3}{4 \times 0.047 v_f^2} \text{ m}^2 \quad K_2 / K_1 = 0.19 \quad (3.5.28)$$

$$- \text{DBLT 850} : K_1 = 9.92 (6.5 \times 10^{-6})^2 (0.907 - v_f)^{1.52} \text{ m}^2 \quad K_2 / K_1 = 0.27 \quad (3.5.29)$$

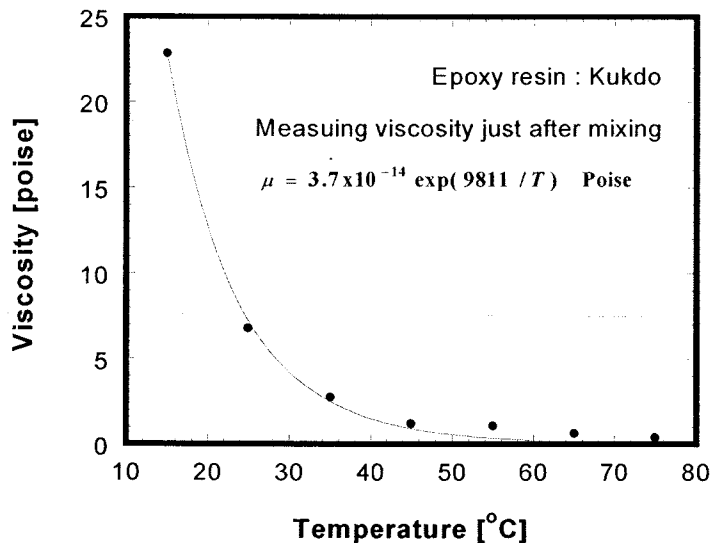
나. 수지 점도 및 경화 분석

본 연구에 필요한 수지는 공정 개발상 수지 주입 시간이 매우 길므로 pot life가 긴 수지가 필요하여 자료 조사를 수행한 결과, 국도화학 에폭시 수지(주재 KBR1729, 경화제 KBH1089, 배합 무게비 주재:경화제=100:90)를 선정하였다. 수지 유동 해석에는 수지 점도가 필요하므로 parallel plate type viscometer(Brookfield)를 이용하여 점도를 측정하였다(Fig.3.5.5). 측정 결과를 보면 국도화학 에폭시 수지는 주재와 경화제를 혼합 후 반응에 의한 점도 변화가 5시간이 지나면 약 2배 정도(Fig.3.5.5a)로 이런 추세이면 약 10시간 정도의 Pot life를 확보할 수 있을 것으로

판단되므로 수지 충전에 필요한 충분한 시간을 확보할 수 있는 것으로 판단된다. 점도의 온도에 의한 영향을 확인하기 위하여 온도에 대한 동적주사를 수행(Fig.3.5.5b)하였는데, 온도를 증가시키면 점도가 급격하게 감소함을 확인할 수 있다. 수지 충전 시간의 관점에서 보면 점도가 낮을수록 좋지만 수지 온도가 증가하면 그 만큼 반응도 급격하게 빨라져 반응이 점도 상승을 주도하게 되어 pot life를 급격하게 줄이는 상황이 발생하므로 적정 수지 온도는 보다 체계적 연구가 필요하다.



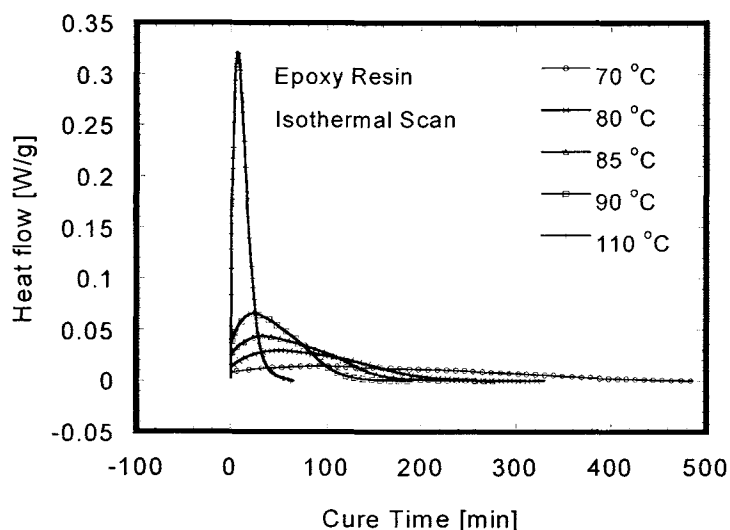
(a) 상온에서의 시간에 따른 점도 변화



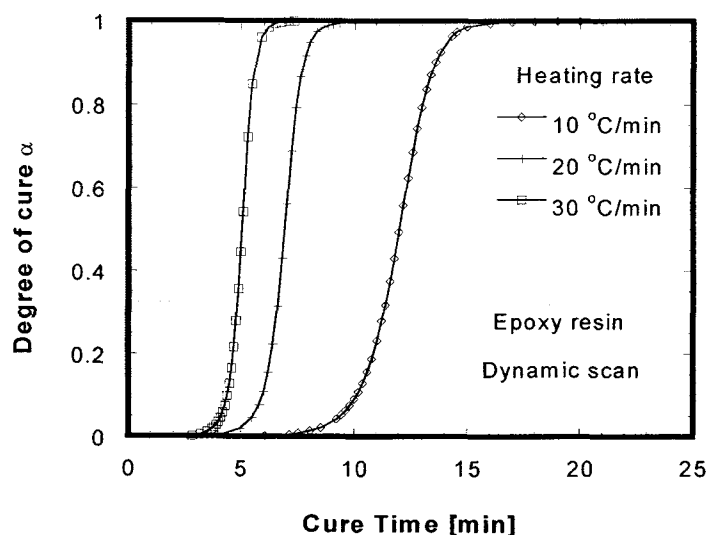
(b) 수지 혼합 후 초기 점도

Fig.3.5.5 수지 점도 측정 결과(국도화학 에폭시).

금형 충전이 완료되면 수지를 경화하여야 제품을 완성할 수 있는데, 이 경우 수지의 경화 거동을 측정하면 경화 사이클 결정에 활용할 수 있다. 경화도 분석을 위하여 우선 DSC를 이용하여 발열량을 측정하였다(Fig.3.5.6). 측정은 동적주사 등온주사를 병행하였는데, 측정 결과를 보면 동적주사의 경우 주사 속도를 증가(10- \rightarrow 30 C/min) 시키면 반응도 빨라지지만 비례적이지 않고 완화되는 현상을 발견할 수 있는데 이는 수지의 고유한 최대 반응 속도가 존재하기 때문으로 추정된다.



(a) Isothermal scan



(b) Dynamic scan

Fig.3.5.6 수지 열분석 결과.

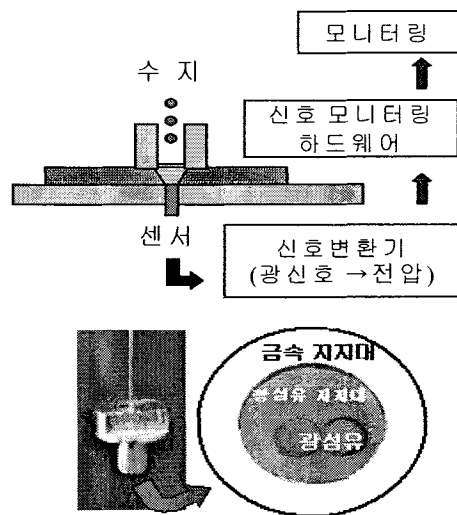
등온주사의 경우, 110℃정도에서는 반응 종료 시간이 약 1시간 정도이고 90℃ 이면 약 2시간 이상이 필요한 것을 확인할 수 있다. 따라서 수지 충전 후 경화시간과 온도는 안전성을 고려하여 110℃이상 1시간 이상이 적절한 것으로 판단된다.

3.5.2 수지 유동 해석

복합재 부품을 액상 성형으로 제조하기 위해서는 금형을 설계 제작하여야 하며 공정 조건을 설정하여야 한다. 금형은 주입구와 벤트의 위치를 결정하여야 하고, 각 주입 조건에서 수지가 dry spot 없이 완전 충전이 되며 충전 시간은 수지의 겔화 시간 이전에 완료되는지 확인하여야 한다. 따라서 금형 설계나 충전 방식이나 조건을 실험에 의한 시행 오차를 통하여 결정하는 것 보다는 대체적인 조건을 미리 예측하여 시제 성형에 활용하는 것이 바람직하며 이를 위해서는 수치 해석 기법을 활용하여 공정 조건을 선 결정하는 것이 가장 적절한 방법으로 판단된다.

가. 수지 충전 모니터링

액상 성형은 보강섬유 사이로 수지를 충전시키는 공정이 필수적으로 수반되는데, 대부분의 경우 보강 매트가 금형 내부에 장입되므로 수지의 흐름을 육안으로 확인할 수 없다. 따라서 수지 충전 여부를 별도의 센서를 이용하여 확인하면 유동 건전성의 확인 및 제어가 가능하며 공정의 최적화에 활용할 수 있다.



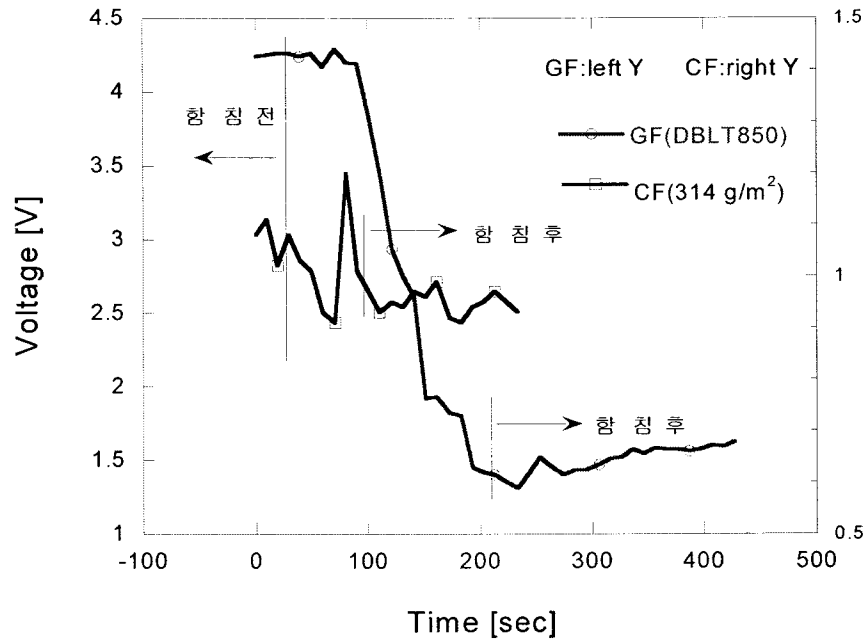


Fig.3.5.7 수지충전 감지센서 및 함침 전후의 광센서 전압 변화.

본 연구에서는 수지 함침 여부를 확인하기 위하여 손쉽게 적용할 수 있는 광학 센서를 채택하여 공정 적용 가능성을 검증하였는데, 자체 구성한 고온용 센서 및 모니터링 시스템(Fig.3.5.7)을 이용하여 함침 전후의 광신호 변화에 의한 전압 변화를 측정(Fig.3.5.7)하였다. 측정 결과에서 보는 바와 같이 전압이 함침 전후에 확연한 변화를 보인다. 유리섬유의 경우 전압차가 1.5-2 볼트 정도 남을 확인하였고, 반사율이 좋은 재질(CF)의 경우도 0.2-0.5 볼트 정도는 차이가 나므로 선단 센싱에 적용할 수 있을 것으로 판단된다. 따라서 육안으로 함침 및 유동을 관찰할 수 없는 부위에 센서를 적용하면 공정의 안정화에 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

나. 금형 충전 수치 해석

RTM 공정은 금형 내에 미리 장착된 보강 프리폼 내부로 수지를 충전시켜 복합재를 성형하는 공법이므로, 금형 내 수지 충전 패턴을 예측할 수 있으면 금형 제작에 필요한 gate 및 vent의 위치, 수지 주입의 공정 변수인 주입 압력을 결정할 수 있다. RTM 공정과 같이 수지 함침 영역이 시간에 따라 변할 경우, 유동 해석을 위한 계산 영역 또한 변하게 된다. 일반적인 유한 차분법이나 유한 요소법은 계산 영역이 변하면 그때마다 mesh를 재생성해야 하지만 CVFEM (Control Volume based FEM)에서는 고정된 격자계

를 그대로 유지한 채로 Volume of Fluid (VOF) 기법을 응용하여 매번 mesh를 재구성하지 않아도 되기 때문에, 본 연구에서는 CVFEM에 기초한 2차원 해석을 수행하였다. 아래의 유한 요소법의 형식화 및 유동 선단 전진 기법(Volume of Fluid or Flow Analysis Network)에 대하여 간단히 기술하였다.

보강 매트리는 다공성 매질로 가정할 수 있는데, 다공성 매질에서의 유동방정식은 일반적인 유체역학에서 사용되는 Navier-Stokes 방정식 대신에 Darcy 식 (식 3.5.2)을 사용한다. Darcy 법칙이 의미하는 것은, 수지 유동 중에 압력이 점성력(viscous force)과 평형을 이루는, 다시 말해서 관성력을 무시할 수 있는 낮은 Reynolds 수의 유동으로 가정할 수 있다는 것이다. 그리고 수지는 비압축성이고 뉴턴 유체로 가정한다. 결국 금형안이 수지로 차는 동안 다공성 매체를 통해 지나가는 수지유동의 지배방정식은 Darcy 속도를 수지에 대한 질량 보존식에 대입하여 얻을 수 있다.

$$\nabla \cdot \bar{u}_D = \nabla \cdot \left(-\frac{[K]}{\mu} \nabla P \right) = 0 \quad (3.5.30)$$

압력장을 풀기 위해 필요한 경계조건은 다음과 같이 요약할 수 있다.

$$\text{Injection Gate : } P = P_o(t) \quad (3.5.31)$$

$$\text{Mold Wall : } \frac{\partial P}{\partial n} = 0 \quad (3.5.32)$$

$$\text{Flow Front : } P = 0 \quad (3.5.33)$$

여기서 P는 시간의 함수인 주입압력이고, n은 금형외벽에 대하여 수직인 방향을 의미하며, 식 3.5.32는 금형외벽을 통해서는 질량이동이 없다는 것을 뜻한다. 지배 미분 방정식(식 3.5.30)에 경계 조건(식 3.5.31 - 3.5.33)을 적용하여 임의의 충전 영역에서의 압력 분포를 결정한다. 압력 분포는 해석적 방법이나 수치해석 방법으로 결정할 수 있는데 통상적으로는 수치 해석 방법이 많이 사용된다. 수치해석 방법으로는 finite difference method(FDM), boundary element method(BEM), finite element method (FEM) 등이 있는데, 유동선단이 시간에 따라 변하는 moving boundary problem에서는 상대적으로 해석이 용이하고 효율이 좋은 CVFEM(control volume based finite element method)이 널리 쓰이고 있다. CVFEM에서는 유동선단 전진에 의해 생성되는 새로운 계산영역에 대하여 새로운 mesh를 생성할 필요가 없는 fixed grid system이 널리 쓰이고 있다. 유한 요소법은 우선 지배 방정식의 weak formulation(식3.5.34)을 통해 식을 전개한다.

$$\iiint_R w \nabla \cdot \bar{u}_D dV = \iiint_R w \nabla \cdot \left(-\frac{[K]}{\mu} \nabla P \right) dV = 0 \quad (3.5.34)$$

여기서 w 는 weight function이며, R 은 수지로 채워지는 영역이고, V 는 부피이다. 식 3.5.34를 계산하여 얻은 압력 분포를 이용하여 그 때의 수지속도를 계산하고, 구해진 수지 속도만큼 유동 선단을 전진시키고, 수지 전진에 의해 생성된 새로운 영역에 대하여 다시 압력 분포를 계산하는 과정을 통하여 수지 충전 해석을 수행하게 된다.

(1) 수치해석 식의 공식화

본 연구의 후관 복합재 수지 충전시 유동은 2차원 유동 형태를 형성시키므로 본 연구에서는 2차원 해석을 가정하여 식을 전개하였다. 2차원 local 좌표계에서의 Galerkin formulation을 지배방정식(식 3.5.30)에 적용하면

$$\int_A w (\nabla \cdot \bar{u}_D) dA = 0 \quad (3.5.35)$$

여기서 A 는 면적, 혹은 local 2차원 평면에서 수지로 채워지는 계산 영역을 뜻한다. 지배방정식을 유동전도성 $S (= K/\mu)$ 을 정의하여 단순화하고, 부분적분과 divergence theorem을 이용하여 다시 정리하면

$$\int_A S (\nabla w \cdot \nabla P) dA = \int S (\bar{n} \cdot \nabla P) w d\Gamma = \int S \frac{\partial P}{\partial n} w d\Gamma \quad (3.5.36)$$

여기서 Γ 는 영역 경계이고, \bar{n} 는 경계에 수직하는 단위벡터이며, $\partial P/\partial n$ 은 경계에 수직하는 압력구배이다. 식 3.5.36에서 오른쪽 식의 $S \partial P/\partial n$ 은 penalty 방법을 적용하기 위하여 다음과 같이 natural boundary condition으로 바꿀 수 있다.

$$S \frac{\partial P}{\partial n} = s(\hat{P} - P) \quad (3.5.37)$$

여기서 s, \hat{P} 는 실제 압력장 경계에 주어진 계수이다. 식 3.5.36은 총 계산영역에 대하여

유효하기 때문에 각각의 요소에 적용할 수 있다.

$$\int_{A_e} S_e(\nabla w \cdot \nabla P) dA_e + \int_{\Gamma_e} s_e P w d\Gamma_e = \int_{\Gamma_e} s_e \hat{P} w d\Gamma_e \quad (3.5.38)$$

여기서 아래첨자 e 는 요소를 나타낸다. 압력 P 와 weight function w 를 같은 shape function으로 근사할 수 있다.

$$P^e(x, y) = \sum_{j=1}^{N_e} P_j^e \psi_j^e(x, y), \quad w^e(x, y) = \sum_{j=1}^{N_e} w_j^e \psi_j^e(x, y) \quad (3.5.39)$$

여기서 N_e 는 요소에서 절점의 숫자이고, P_j^e 는 e 요소 j 절점에서 압력값이며, ψ_j^e 는 요소의 local shape function이고, w_j^e 는 e 요소 j 절점에서 weight constant이다. 그리고 $P^e(x, y)$ 과 $w^e(x, y)$ 은 각각 요소에서 압력 및 weight 값이다.

식 3.5.38에 식 3.5.39를 대입하여 생성된 방정식은 임의의 weight constant w_j^e 에 대하여 만족해야하므로 요소의 강성행렬 A_{ij}^e 와 하중벡터 B_i^e 는 다음과 같다.

$$\sum_{j=1}^{N_e} A_{ij}^e P_j^e = B_i^e \quad i = 1, 2, \dots, N_e \quad (3.5.40)$$

$$A_{ij}^e = \int_{A_e} S_e \left(\frac{\partial \psi_i^e}{\partial x} \frac{\partial \psi_j^e}{\partial x} + \frac{\partial \psi_i^e}{\partial y} \frac{\partial \psi_j^e}{\partial y} \right) dA_e + \int_{\Gamma_e} s_e \psi_i^e \psi_j^e d\Gamma_e \quad (3.5.41)$$

$$B_i^e = \int_{A_e} \psi_i^e dA_e + \int_{\Gamma_e} s_e \hat{P} \psi_i^e d\Gamma_e \quad (3.5.42)$$

각각의 요소에 대하여 얻어진 행렬과 벡터를 더하여 global 강성 행렬과 하중 벡터를 만들고, global 강성 행렬과 하중 벡터로 만들어진 선형 시스템을 풀면 압력 장을 결정할 수 있다.

수지로 채워지는 영역 혹은 계산 영역은 유동선단이 전진하면서 변한다. 다시 말해서 움직이는 경계가 생기며, 이는 해석에 있어 주요한 어려움이 된다. 수지로 채워지는 영역에 대한 자세한 묘사는 유동선단의 정확성에 결정적인 역할을 하기 때문에 매우 중요한데, 일반적으로 moving grid와 fixed grid 방식이 있다. Moving grid 시스템에서는 계산의 정밀도는 높일 수 있으나, 계산 영역 변화에 따라 새로운 격자계가 매번 재생성해야 하는 어려움이 있다. 반면에, fixed grid 시스템의 경우 모든 시간 동안 처음에 생성된

grid를 사용한다. 이를 통해 절점 재생성의 문제를 경감할 수 있으며, 바로 이것이 고정된 grid 시스템이 널리 사용되는 이유이다. 따라서 본 연구에서도 fixed grid 시스템을 이용하였다. 해석에 사용된 각종 정의가 Fig.3.5.8에 주어져 있다. 모든 공정 변수는 control volume 내의 node에 저장되는 Flow Analysis Network 방식이 본 연구에서 이용되었다. Control volume은 수지 점유 비율 fr 에 따라 3가지 종류로 분류하며 계산에 활용된다.

- The fully filled region : $fr=1$
- The empty region : $fr=0$
- The flow front region : $0 < fr < 1$

0과 1사이에 있는 충전율의 control volume은 유동선단 control volume으로 간주하며, 수지가 특정 node를 지나가는 시간은 control volume의 fr 이 0.5일 때로 가정하였고, 각각의 control volume 충전율 fr 은 해석이 진행되면서 계속해서 갱신된다.

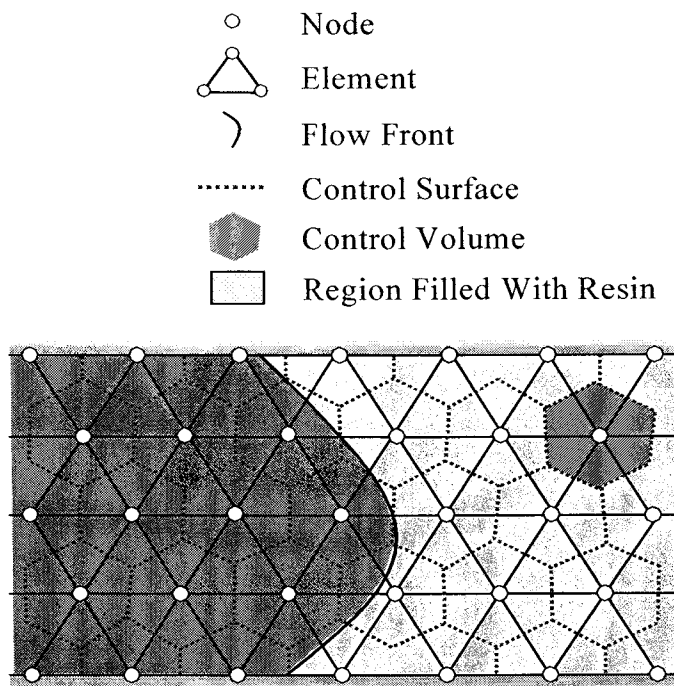


Fig.3.5.8 해석에 이용된 각종 정의.

(2) 수치 해석의 빔 유동 해석에의 적용

개발하고자 하는 U beam 부품 제원은 제품 총 길이 2400 mm, 단면 170x90 mm 이고 보강재는 유리섬유 직물(UD, DBLT, 섬유 분율 45% 이상)이고 수지는 에폭시이다. 본 절에서는 다양한 주입 방식에 따른 유동 해석을 수행하였다. 구조 해석을 통하여 결정한 U 빔의 단면 형상 치수 및 재료 적층 패턴이 Fig.3.5.9에 주어져 있다.

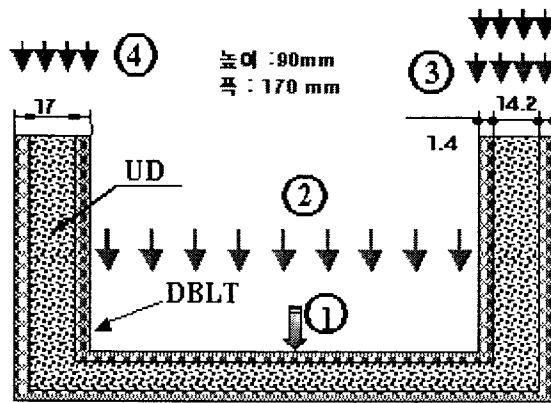


Fig.3.5.9 적층, 치수, 해석 종류.

현재까지 통상적으로 쓰이고 있는 액상 성형 공법은 closed mold RTM 공법인데, 본 연구의 개발품은 제품의 크기가 복합재 관점에서 보면 매우 큰 대형 후판 구조물이므로 금형비나 인건비 절감 방안의 일환으로 open mold RTM(SCRIMP) 공법과 closed mold RTM을 동시에 고려하였다. Closed mold 방식은 복합재의 섬유 체적율을 open mold 방식에 비해 5-10% 정도 높일 수 있어 강성 및 강도를 향상시킬 수 있지만 압수 금형이 필요하므로 금형비 부담이 배가되는 단점이 있다. 따라서 open mold 방식에 의한 시제가 요구 강성이나 강도를 만족한다면 open mold 방식이 바람직하다.

성형 방식의 결정을 위하여 몇가지 모델 case에 대한 해석을 시도하였는데, 이때 수지 점도는 측정값인 0.7 Pa·s 를 적용하였고, 수지 주입압은 5기압, 투과성 계수 K 는 $5 \times 10^{-11} \text{ m}^2$ 의 값을 사용하였다. 계산은 4가지 경우에 대해서 수행하였는데, 격자 계(node=552, element=910)와 각각의 경우에 대한 주입구의 위치 및 주입 방식 및 해석 결과를 Fig.3.5.10 및 Table 3.5.1에 나타내었다.

Fig.3.5.11과 Fig.3.5.12에 충전 시간 계산 결과 일부가 주어져 있다. 앞의 4가지 경우를 비교해 보면 충전 시간 문제는 심각하지 않으므로 금형비나 작업의 편의성의 기준으로 충전 방식을 선택함이 바람직하다.

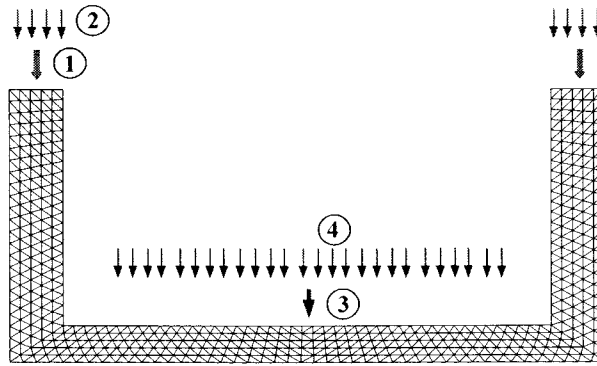


Fig.3.5.10 격자계 및 충전 해석 종류.

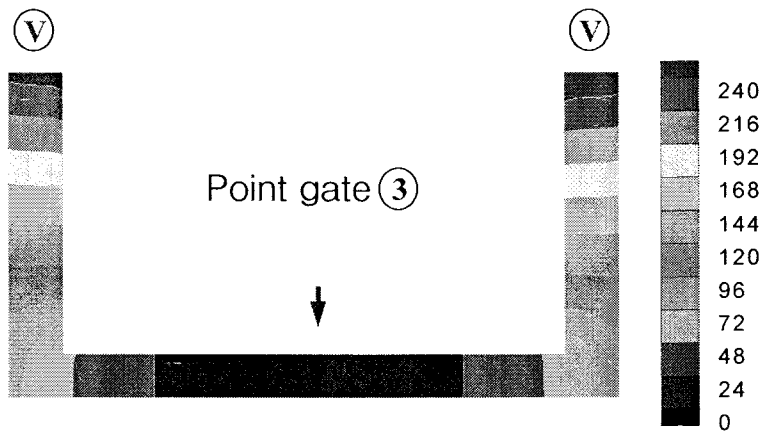


Fig.3.5.11 Case 3의 수지충전 패턴.

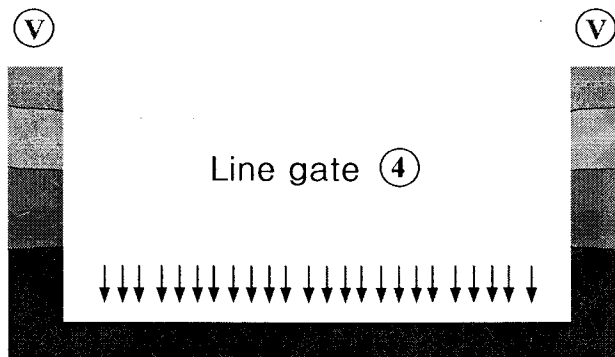


Fig.3.5.12 Case 4의 수지충전 패턴.

Table 3.5.1 해석 종류 및 결과 분석표

CASE		완전 충전시간 (min)	Gate 방식	Vent 수
Closed Mold	1	2.9	Point gate	1
	2	2.6	Line gate	1
	3	4.3	Point gate	2
Open Mold	4	1.5	Line gate	2

성형 방식을 open mold 방식으로 정하였기 때문에 이 방식에 대한 상세 해석을 수행하였다. 해석 조건은 수지 점도 0.7 Pa·s로 설정하였고, 수지 주입압은 open mold 방식의 SCRIMP 공정 특성상 진공압을 주입압으로 활용하기 때문에 주입 라인의 유동 저항을 고려하여 대기압보다 낮은 0.9기압으로 설정하였다. 투과성 계수는 UD ($K_1=K_2=1.27 \times 10^{-11} \text{ m}^2$), Stitched DBLT ($K_1=3.18 \times 10^{-13}$, $K_2=5.62 \times 10^{-11} \text{ m}^2$) 값을 사용하였고 역시 4가지 case(Fig.3.5.9)에 대한 해석을 수행하였다. 주어진 4 경우(주입구의 위치 및 주입 방식)에 대한 해석 결과, 주입 방식에 따라 충전 시간에 많은 차이를 보이며, 공정 시간 측면에서 Case 2가 가장 바람직한 것으로 판단되어 이 방식으로 시제품 성형을 시도하였다.

Table 3.5.2 해석 종류 및 결과 분석표

Case	완전충전시간 (min)	Gate 방식	Vent 수
1	152	Point	2
2	31.9	Line	2
3	Short shot	Line	1
4	96.5	Line	1

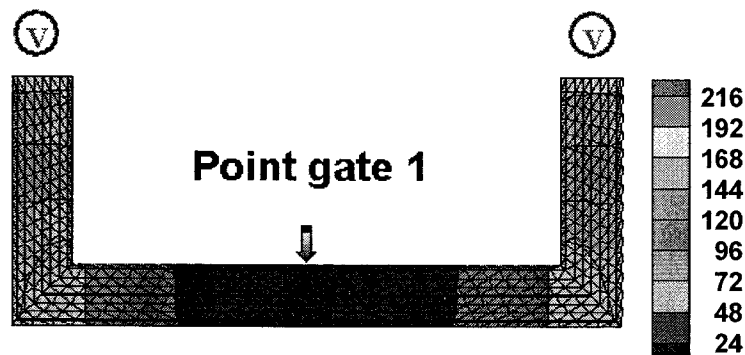


Fig.3.5.13 수지충전 패턴 (case 1).

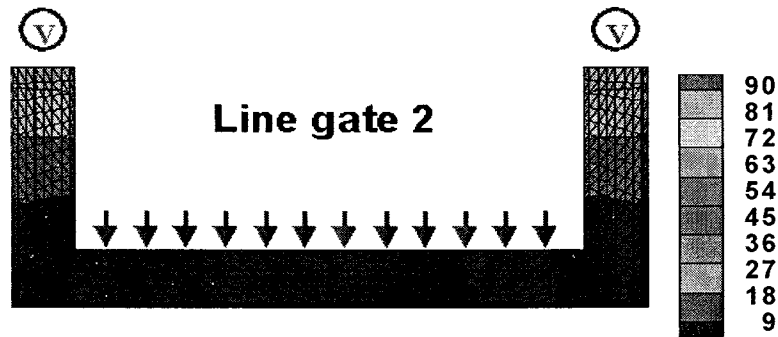


Fig.3.5.14 수지충전 패턴 (case 2).

3.5.3 시제 성형 및 분석

가. 요소단품 제작

일반적인 액상 성형 기술은 금형 내부에 진공을 적용하지 않는 closed mold(암수 금형) type 이며 대기압 이상의 사출압으로 수지를 금형 내부로 충전시키는 공정이다. 하지만 이 방법은 본과제 목표와 같이 성형품이 대형 후판 고성능 복합재 (두께 17t, 길이 2400mm) 구조물이 되면, 복합재 내부에 dry spot이나 미세 air trap이 생길 가능성이 높고 사출압을 수십 기압으로 올려야 하는 등의 단점이 있어, 전술한 바와 같이 본 연구에서는 open mold RTM (SCRIMP) 방식을 채택하였다. 일단 바로 길이 2400mm 시제를 성형하기 전에 성형 상 문제점 들을 확인하기 위하여 길이가 짧은 요소 단품(길이 200 mm, 1000mm) 성형을 시도하였다. 앞에서 언급한 수지 충전 해석을 바탕으로 프리폼 내부에 수지를 효과적으로 함침시키기 위하여 유동 저항이 낮게 설계된 유로를 한 곳에 적용(망형 유로 확보재,)하였으며, 제품의 일부 면은 금형과 접촉하고 나머지 부분은 vacuum film/bagging film과 접촉하며, 수지는 주입구를 통하여 통상적인 압입(injection) 방식이 아니라 진공력에 의해 프리폼 내부로 침투하게 되고 최종적으로 배출구(vacuum port)를 통하여 수지가 나오면 함침(Fig.3.5.15)은 종료되고 경화를 거쳐 시제를 성형하였다.

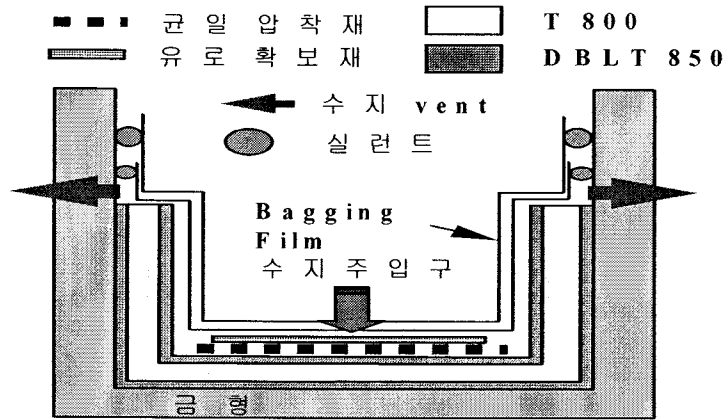
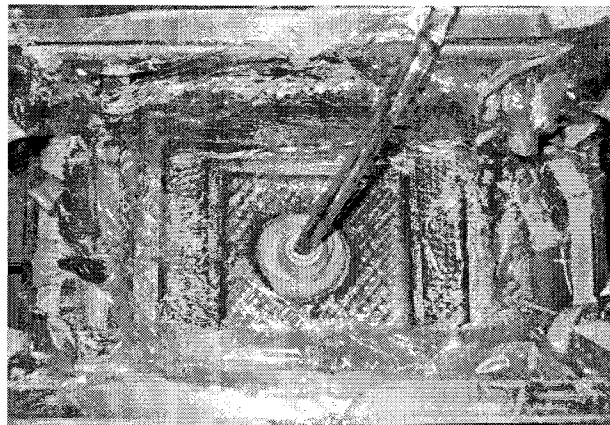


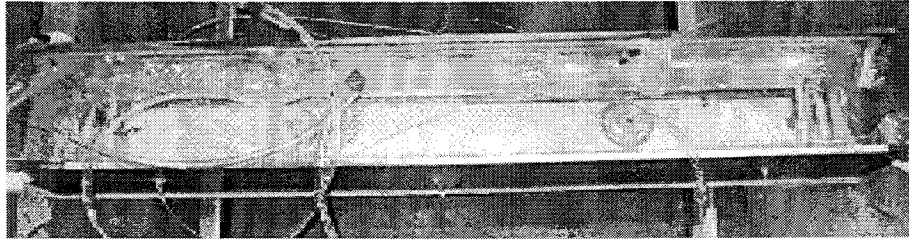
Fig.3.5.15 충전 단면 및 개념도.

Table 3.5.3 T800 UD, DBLT 850 프리폼의 적층 패턴

적층 수	Preform 특징		기본 Lay-up
밀면 24ply 옆면 30ply	360mm × 200mm 360mm × 1000mm		[DBLT/0 ₄ /DBLT]
	1	기본 Lay-up 2번 반복, 2EA 제작	
	90mm × 200mm 90mm × 1000mm		
	2	기본 Lay-up 1번 반복, 2EA 제작	



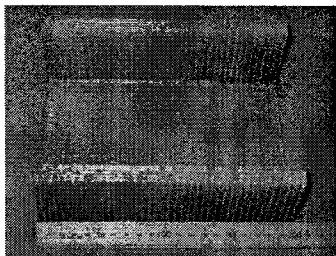
(a) 200mm 용 금형 및 적층 후 사진



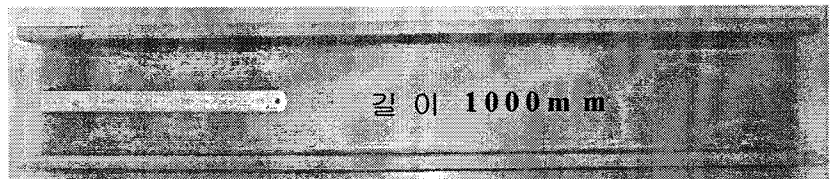
(b) 1000mm 용 금형 및 적층 후 사진

Fig.3.5.16 요소 단품 제작용 금형 및 적층후 사진.

두 종류의 보강재 직물(T800 Glass UD, DBLT Glass MWK, 동일산자)을 재단용 template로 재단하여 적층하였는데, 200mm 단품의 경우는 케블라 섬유를 이용하여 5mm 간격으로 프리폼을 스티칭하였다. 적층 및 진공 작업이 끝난 후 에폭시 수지를 프리폼 내부로 진공압을 이용하여 함침시키고 함침 완료 후 경화 사이클(승온 하강 속도 2°C/min, 80°C 2시간 유지, 120°C 2시간 유지)에 준하여 수지를 경화시켜 시제를 완성하였다 (Fig.3.5.17).



(a) 200mm 시제



(b) 1000mm 시제

Fig.3.5.17 제작된 요소 단품 시제.

성형 완료된 stitched U 빔의 단면 사진을 보면, 가운데 부분은 dry fabric (DBLT+UD+DBLT)을 스티칭한 부분의 단면 사진을 나타낸 것으로, 단면의 세로 방향으로 5mm 간격으로 스티칭된 섬유가 균일하게 배열되어 있음을 알 수 있다 (Fig.3.5.18). 미세 조직 사진을 보면, 스티칭 할 때 섬유의 굴곡이나 성형상의 결함(미 함침 영역, 기공)이 관찰되지 않았으며, densitometer를 이용하여 측정한 섬유 체적율은 59%였다. 단면 관찰 결과로부터 스티칭된 U 빔의 성형성은 우수한 것으로 판단된다. 따라서 요소 단품의 성형 방식을 대형 구조물에 그대로 적용해도 큰 무리가 없는 것으로 판단된다.

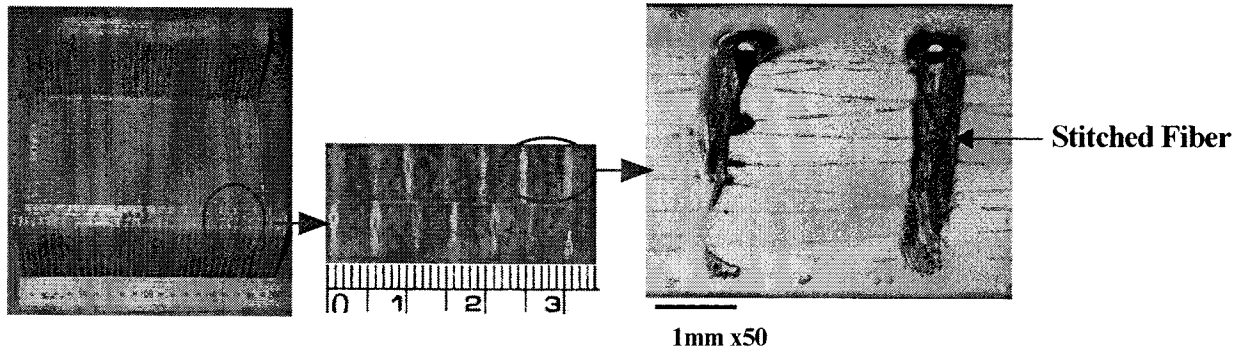


Fig.3.5.18 성형 완료된 U beam의 단면 관찰.

나. 2400mm 시제 성형

본 시제는 요소 단품 제작 공정에 준하여 성형을 시도하였다. 제작된 금형의 단면 및 치수가 Fig.3.5.19에 주어져 있다. 벤트의 위치는 Fig.3.5.19에 주어져 있고, 수지 주입구는 Fig.3.5.20에 도시되어 있다. 최종적으로 제작된 금형이 Fig.3.5.21에 주어져 있다. 프리폼을 적층하기 전에 금형의 이물질 제거하고 이형처리를 위해서 금형 표면 전체를 아세톤으로 깨끗이 세척 한 후 건조시키고 성형된 제품의 탈형을 용이하게 하기 위해 금형 표면에 이형처리를 행하였다. 각각의 진공 포트 구성은 총 18 EA이며 폴리우레탄 튜브 삽입 후 실리콘으로 밀폐하여 진공이 새지 않도록 처리하였다.

섬유 매트 템플레이트를 이용하여 재단하고 설계된 적층 순서대로 DBLT850/T800/DBLT850을 적층하였다 (Fig.3.5.22). 매트위에 시편 아랫면의 크기인 2420(L) X 138(W)mm 보다 가로 세로 길이가 20mm 작은 편평재와, 편평재 보다 가로세로 길이가 10mm 작은 유로 확보재를 깔고, 그 위에 브리드와 수지 주입구 등을 연결한 후에 1차 진공 필름을 적용하였다. 성형 및 경화 시에 실런트의 접착력 저하로 발생할 수 있는 공기 유입의 문제와 수지의 흐름을 방지하기 위하여 2차 진공을 적용하였다.

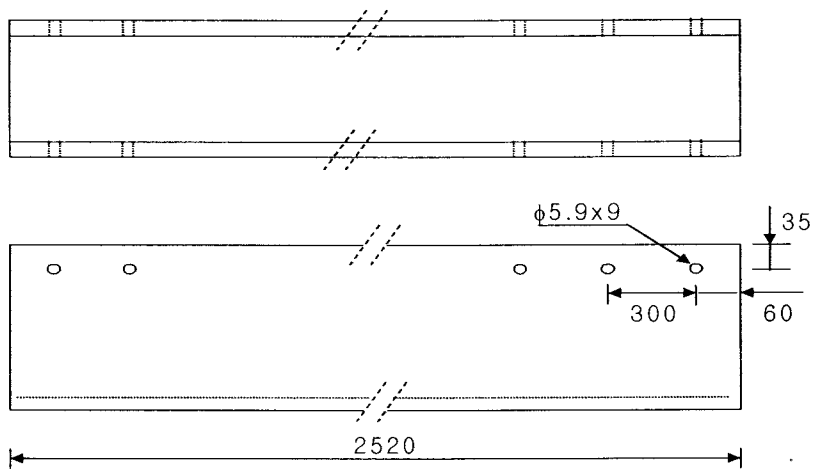
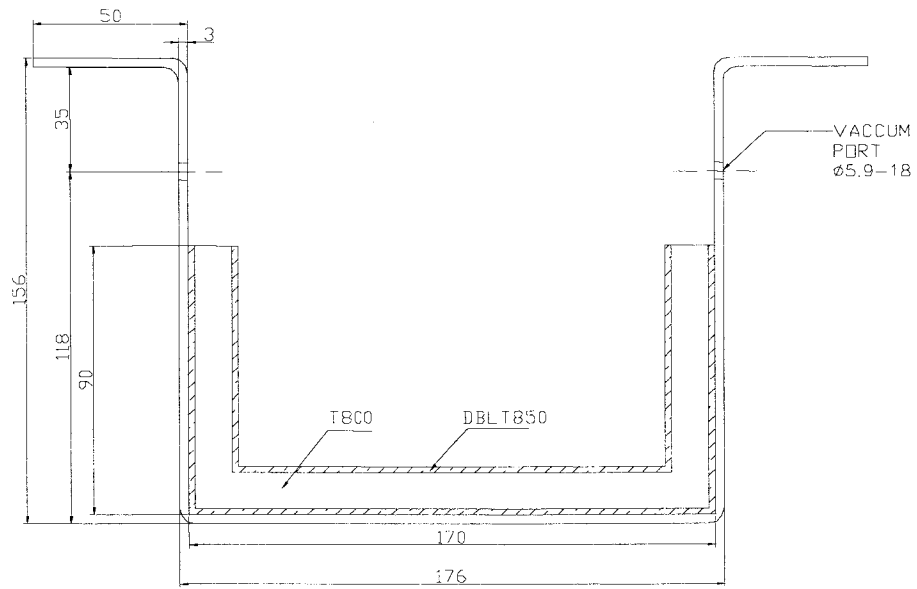


Fig.3.5.19 금형치수 및 수지 벤트 위치.

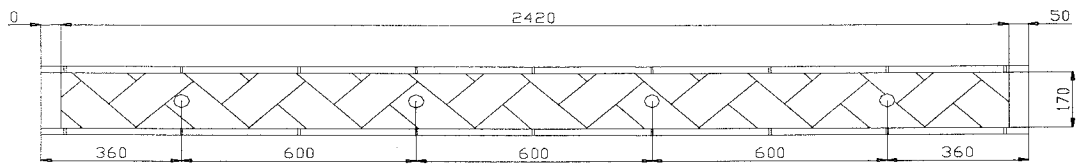


Fig.3.5.20 수지주입구 위치(위에서 본 그림).

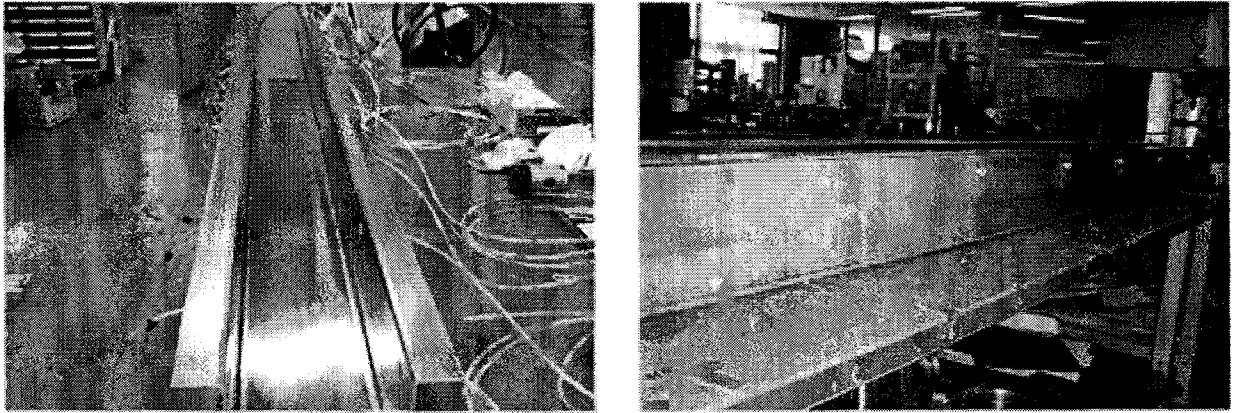


Fig.3.5.21 제작된 금형, (a) 금형의 전체 모습, (b) 외부 진공벤트.

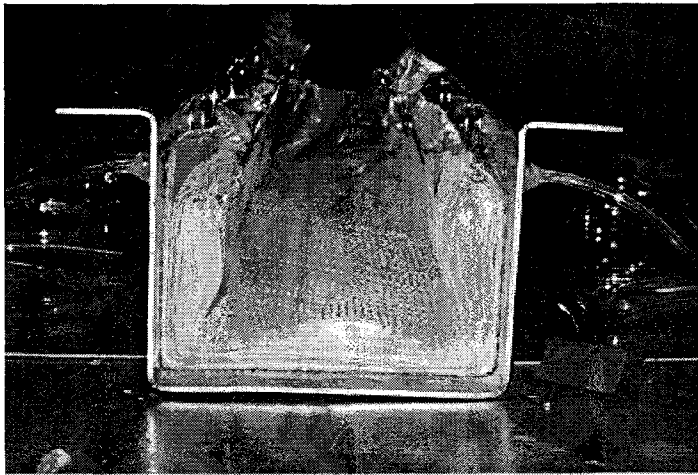


Fig.3.5.22 보강재의 적층.

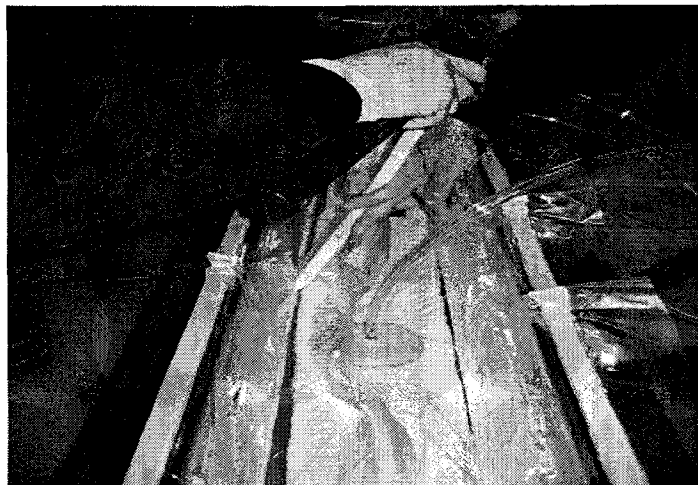


Fig.3.5.23 진공 bagging 작업.

수지는 주재, 경화재를 무게비로 10 : 9 으로 교반한 후에 압력 용기에 넣고 진공 탈포를 행하였다. 수지주입은 4개의 수지주입구를 이용하여 동시에 주입하였으며 3시간 동안 진공 압을 이용한 주입 후 모든 진공벤트를 막음 처리 후 2시간 동안 압밀하였다. 2차 진공을 계속해서 가해주면서 수지 주입된 금형을 오븐에 넣고 요소 단품 경화 사이클에 의해 경화시켰다. 완전 경화 후에 오븐에서 꺼내어 편평재와 유로 확보재를 제거하여 성형을 완료하였으며 최종 제품 사진이 Fig.3.3.25에 주어져 있다. 시체는 표면이나 함침 상태 등이 모두 양호함을 확인하였다.

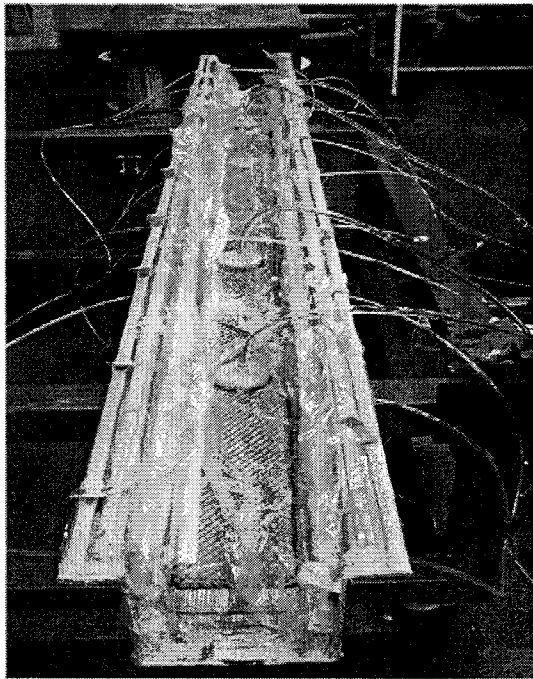


Fig.3.5.24 수지주입.

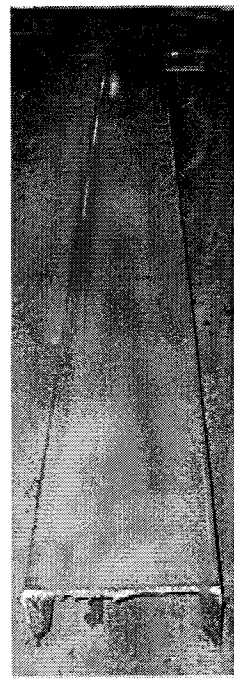
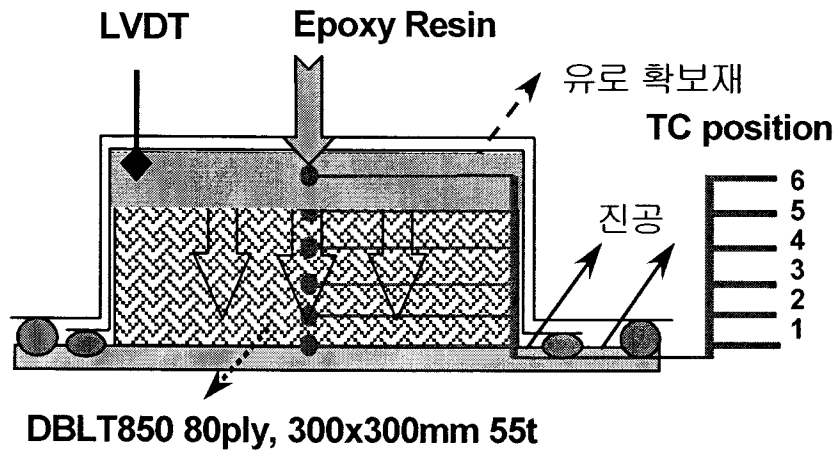


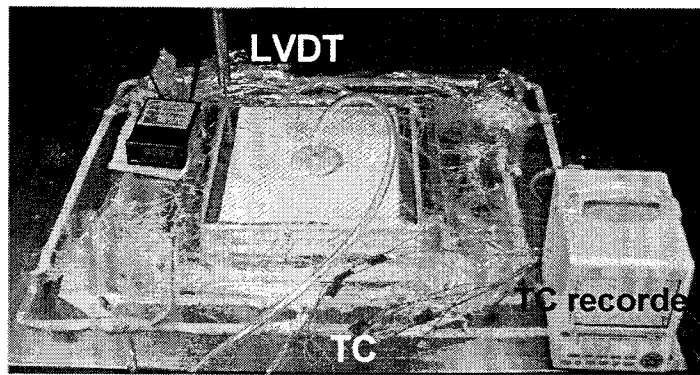
Fig.3.5.25 성형된 U Beam.

3.5.4 두꺼운 복합재 성형 연구

후판 복합재 성형 시에 나타날 수 있는 문제점들을 고찰하기 위하여 후판 복합재 수지 충전 중의 섬유 복원 시험 및 경화시 복합재 온도 변화에 대한 연구를 수행하였는데, 후판재 성형 개략도 및 성형시 공정 변수(섬유 복원, 경화시 복합재 온도 분포) 측정 장면이 Fig.3.5.26에 주어져 있다.



(a) 공정 변수 측정 개략도.



(b) 측정 장면

Fig.3.5.26 후판 복합재 공정 변수 측정.

보강재는 DBLT850 80ply(52.5t)를 사용하였고 수지는 에폭시이다. 보강 매트는 비선형 탄성 스프링 거동을 보이므로 초기 진공 상태에서 수지가 보강재 내부로 침투하면 내압이 증가하여 복원하는 현상이 나타난다(Fig.3.5.27). 복원은 충전이 완료된 이후부터 나타나는데 이는 충전 중에는 viscous drag force가 매트를 압착하고 있기 때문인 것으로 판단되며, 대체로 초기 두께의 약 7% 정도가 복원함을 확인하였다. 복합재 두께 조절을 위해서는 향후 섬유 복원 메카니즘의 규명이 필요한 것으로 판단된다. 충전 완료 후 오븐에서 120℃로 복합재를 경화하였는데 복합재 내부 온도는 두께 중심부에서 최대 175℃정도까지 상승하여 온도 편차가 55℃ 남을 확인하였다(Fig.3.5.28). 내부의 급격한 온도 상승은 열팽창계수 불일치에 의한 잔류 응력 발생 및 노화의 원인이 되어 복합재 물성을 현저히 감소시킬 수 있으므로, 후판재 성형 시에

는 복합재 내부 온도 예측을 통한 경화 사이클 최적화 연구가 필요한 것으로 판단된다

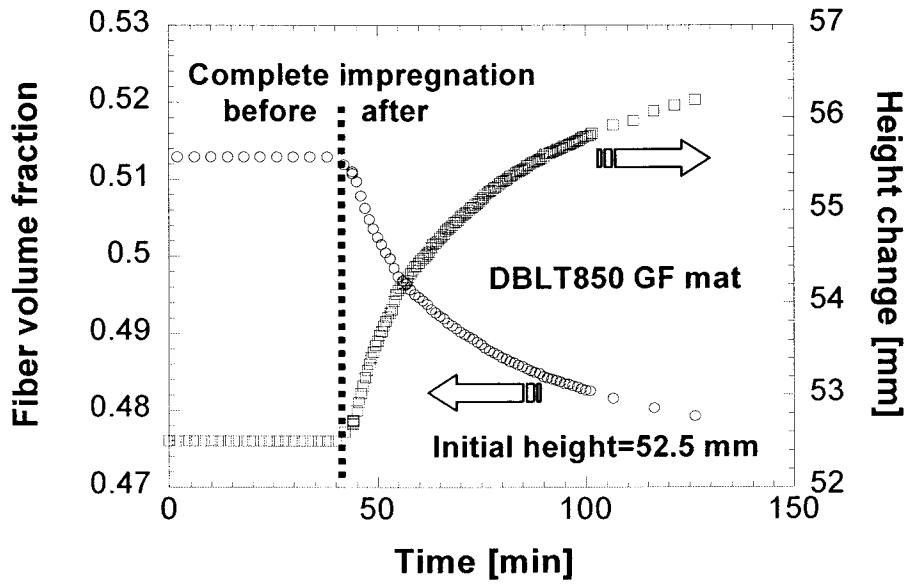


Fig.3.5.27 수지 충전시 섬유 복원.

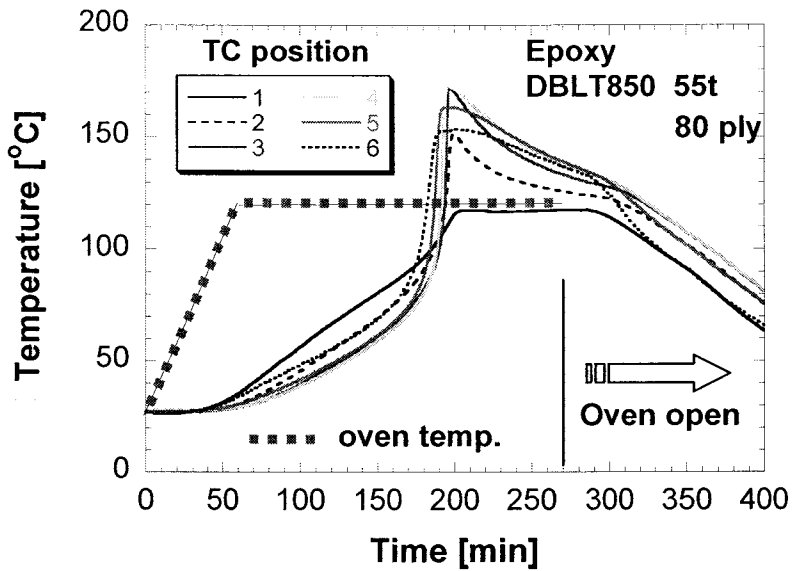


Fig.3.5.28 경화시의 복합재 내부온도 변화.

제 4 장 연구개발목표의 달성도 및 대외 기여도

4.1 목표 달성도

구분	세부연구목표	달성내용	달성도
1차 년도	○ 3D 복합재 기본물성 DB 및 물성 예측 모델 개발	· 기본물성 DB 확보 · 브리징 모델 개발	100%
	○ U 빔 구조 설계/해석	· 구조 배치설계 · 빔 단면 적층 및 치수 결정	100%
	○ 프리폼 성형 장비 제작	· Stitching 장비 제작	100%
	○ 요소단품 액상 성형기술 확립	· 성형 기초물성 정량화 · 수지유동해석, 금형설계	100%
	○ RTM 공정 모사 tool 확보	· 공정 모사 tool 개발	100%
2차 년도	○ 체결부 구조해석	· 최적 체결구조 결정	100%
	○ Stitch 프리폼 제조	· 요소 구조용 프리폼 제작	100%
	○ 금형 충전 해석	· 수지 충전 모니터링 · U 빔/두꺼운 복합재 수지충전 해석	100%
	○ 시제품 제조 평가	· SCRIMP 공정 개발 · U 빔/두꺼운 평판 (50t) 제작	100%
	○ simulator와 controller를 이용한 공정 제어 모사	· 공정 제어 모사 가능 · 제어 알고리즘 검증	100%
3차 년도	○ 프레임 구조 설계/해석	· Critical 하중조건 결정 · 결합부 체결구조 설계/해석	100%
	○ 3D 형상 stitching 기술 개발	· T 및 H 빔 프리폼 제조 · Stiffened panel 프리폼 제조	100%
	○ 대형 복합재 액상성형 기술	· U 빔 제조 (2.4 m) · 다종재료 두꺼운 복합재(50t)제조	100%
	○ 복합재 특성 평가	· 수분흡습 영향 검증 · Stitching 효과시험 결과	100%
	○ 실험실 규모의 제어장치 개발	· 제어 장치 개발	100%

4.2 관련 분야 기여도

(1) 빔 단면 설계기술 확보 및 3D 복합재 물성치 예측 모델 개발

- 유전 알고리즘 기법을 적용하여 steel 빔과 구조 강성이 등가인 복합재 빔 단면 설계 기법 확립.
- 단위 셀을 바탕으로 한 브리징 모델을 통하여 복합재의 3차원적 탄성계수를 예측.
- Twisted yarn 복합재료에 대한 탄성계수 예측 및 열전도도 예측 모델 개발

(2) Stitch 프리폼 제조 기술 확보

- Stitch 기술에 대한 우리나라의 기존 연구는 두께가 얇은 시편에 국한되어 왔으나, 본 연구에서는 20mm 이상의 대형 프리폼 stitching 기술을 확보하였음.
- Stitch된 복합재료의 물성치, 다양한 빔 단면의 stitching 기술 등은 확보하였으나, 다양한 stitching 방법, head 이동 식 기계장치에 대해서는 아직 미흡함. 그러나, 전반적으로 stitching 기술은 선진국 기술의 80% 수준에 도달한 것으로 판단됨.

(3) 액상수지성형 원천기술 확보

- 진공 bagging 기술을 접목한 수지 충전기술인 SCRIMP 공정을 개발함으로써 대형 복합재 구조물 성형이 가능함. 선진국에서는 선박 hull 전체 구조 제작에 SCRIMP 공법을 적용하고 있을 정도로 실 구조물 성형에 많은 경험이 있고, 산업화 기술은 국내 기술보다 많이 앞서 있음. 그러나 공정 자체는 제품의 크기에 큰 영향이 없으므로 본 연구에서 개발한 공정기술은 선진국 수준이라고 볼 수 있음.
- 국내 복합재 산업에서는 이루어지고 있는 대형 복합재 성형은 주로 hand layup 이나 spray-up 공정을 사용하기 때문에 다량의 기포와 낮은 섬유 체적율로 인한 제품의 성능문제, 공기 중 VOC 배출로 인한 환경 문제가 심각함. 본 연구에서 개발된 수지유동 해석을 통한 금형 설계기술과 진공 성형 공정은 조속한 기간 내에 산업화가 가능한 기술로서 국내 복합재료 제조기술 수준을 선진국 수준까지 끌어 올릴 수 있음.
- 장갑차의 방탄 성능 및 구조 성능을 요구하는 조종수 해치 제작에 적용한 다기능 이종 재료 일체 성형 기술은 프리프레그, 세라믹 타일, elastomer, dry 프리폼 등 이종 재료를 동시에 액상 성형할 수 있는 기술로서 국내에서는 시도된 바가 없

으며 선진국에서도 방위 산업에 속하여 기술 접근이 어려운 분야임.

(4) 인터넷을 이용한 원거리 제어기술

- 성형 전문가와 생산자가 다른 지역에 있더라도 원격 제어에 의해 제품 제조가 가능하므로 제품에 대한 신뢰성 및 생산성 증대가 가능한 이 기술은 선진국에서도 관심을 많이 가지는 분야임. 본 연구에서 개발한 원거리 제어 기술은 현재로서는 실험실 규모이지만 그 가능성을 충분히 입증했다고 봄. 국내에서 처음 시도되는 이 기술은 성형 변수 on-line 모니터링에 대한 연구가 진행되고 이 기술이 접목되면 산업현장에서 활발히 적용될 수 있음.

(5) 빔 구조물 체결 구조 해석 기술

- 빔 구조물을 연결하여 전체 구조물로 대형 구조물화 할 때 생기는 문제로서 기계적 볼트 체결 시 발생할 수 있는 응력 집중을 계산함으로써 원공의 배열 방법 및 원공 간의 거리를 최적화 할 수 있음.
- 해석 기술을 복합재료 구조물에 적용함으로써 볼트로 체결된 복합재의 안전성을 평가할 수 있음.

제 5 장 연구개발결과의 활용계획

구조와 방탄기능을 동시에 수행하는 통합형 조종수 해치를 대상으로 복합재 VARTM 제조공법을 개발하여 실용화 단계에 있으며, 이를 계기로 지상무기체계에서의 복합재 적용이 대폭적인 확대가 예상된다.

액상성형 기술을 이용하여 제조할 수 있는 복합재 구조물 또는 부품의 적용 가능 분야는 매우 다양함. 항공우주 분야에서는 동체 부분의 integrated stiffened panel, rib, creel, 헬기 roof 등 구조물에 적용 가능함. 토목/건축 분야에서 최근 각광을 받고 있는 교량에 적용 가능한 제품의 형태는 빔 구조물, girder, grid, rebar, 샌드위치 패널 형태의 deck 등이 있음. 선박의 경우 레저 보트 등 전체 hull 구조물을 액상성형으로 개발한 선진국의 사례 보고도 있으므로 가까운 미래에 국내 수요도 매우 높을 것이라고 봄. 본 연구에서 개발한 액상성형 기술은 여러 산업에서 단기간에 기업화가 가능한 기술임.

Stitching 기술을 방탄 구조물에 적용함으로써 방호/구조 성능이 뛰어난 것을 입증했음. 그러나 stitching 간격에 대한 최적화 연구가 추가적으로 수행될 필요가 있음. 또한, stitching에 의하면 기계적인 특성이 대체로 저하됨을 본 연구에서 확인하였는데, 그 이유는 stitching에 의해 수지 과다 지역이 생겼기 때문으로 판단됨. 따라서, 본 연구에서 실시한 lock stitching 대신 modified lock stitching에 대한 연구를 추가적으로 보강하여 이런 단점을 해소할 수 있는 방안을 도출할 필요가 있음.

향후에는, 복합재료 내부에 센서를 내장시켜 성형 중에 발생하는 다양한 물리적/화학적 변화를 실시간에 모니터링 함으로써 결함이 최소화되고 최적의 성형조건에 의하여 구조물을 제조하는 기술과 함께, 내부 센서를 통하여 실제로 복합재료가 사용되는 환경에서 발생하는 잔류응력과 변형, 손상여부, 강도 저하 등을 실시간에 모니터링 하는 지능 구조 기술을 확보하여 복합재료 성형에서부터 실구조물 사용에 이르는 전 과정을 지능화하는 기술 개발이 필요함. 또한, 1단계에서 개발한 비교적 제한적인 특성 향상을 가져주는 stitching 보다 훨씬 더 integrate 된 섬유배열 구조 연구를 통하여 복합재료의 구조적 특성뿐만 아니라 기능적 특성을 향상시키기 위한 다양한 섬유 배열 구조의 프리폼 개발에 대한 연구도 필요함.

본 연구개발의 파급 효과는 다음과 같다.

가. 기술적 측면

액상성형 관련 핵심기술인 3차원 프리폼 제조, 다양한 형태의 프리폼에 대한 수지유동 특성의 정량화, 금형충전 해석 및 경화해석, 센서를 사용한 실시간 공정 모니터링 기술 개발을 통한 복합재 최적성형 조건을 구함으로써 기존의 액상성형 기술에서는 기대할 수 없는 제품의 고성능화 및 고품질화가 가능하고, autoclave 공정에 비하여 30% 이상의 생산단가를 절감할 수 있으며 대형 구조물 제조가 가능하다. 기존의 액상성형 기술은 주로 2차원 섬유배열의 프리폼을 적층한 형태로서 두께가 비교적 얇은 쉘 구조에 국한되고 있고 섬유체적율이 20-30% 수준이기 때문에 하중을 많이 받는 1차 구조물에는 적용되기 어려웠다. 또한, 고품질, 고정도의 복합재를 제조할 수 있는 기존의 autoclave 성형법은 높은 시설 투자비, 낮은 생산성, 제품 크기의 한계 등의 단점으로 인하여 생산성이 높고 대형 구조물을 제조하는 데는 한계가 있다. 따라서, 재료설계, 구조설계 및 제품성형에 이르는 모든 과정을 통합하는 기술의 개발을 통하여 1차 구조물로서의 신뢰성 있는 복합재를 제조할 수 있다. 이러한 3차원 고분자 복합재 기술은 철도차량이나 교량과 같은 고성능, 고품질, 대형 복합재 구조물 제조에 필수적이다.

대형 복합재 구조물을 제조하는 데는 hand layup 이나 spray up 성형법에 의존하고 있는데 이 기술은 노동집약적이고, 제품 제조시간이 길며, 원재료의 낭비가 심하다. 또한, open mold 성형법이기 때문에 VOCs (Volatile Organic Compounds) 방출 등에 따른 작업환경이 나빠지며 작업자에 숙련도에 따라 제품의 품질이 좌우된다. 그러나 액상성형 기술은 진공 bagging을 사용함으로써 제품의 크기에 제한이 없으며, closed mold 성형으로서 대기 중 VOC 방출이 매우 낮고 scrap rate를 최소화 할 수 있기 때문에 환경에 대한 충격을 최소화 할 수 있으며 공정의 최적화, 표준화, 양산화가 가능하다.

2차원 프리폼을 사용한 적층 복합재료는 두께방향의 섬유가 없고 층간분리에 의한 손상이 발생하기 쉽기 때문에 하중을 직접 받는 1차 구조물에의 복합재료 응용이 제한을 받아 왔다. 그러나 섬유가 3차원적으로 배열된 구조의 복합재료를 개발함으로써 다양하고 복잡한 하중을 받는 구조물에 복합재료의 적용을 확대할 수 있다. 이러한 3차원 프리폼은 모든 방향으로의 최소 열변형을 요구하는 우주 구조물이나 미사일, 로켓 등에 사용되는 탄소/탄소 복합재의 경우에 필수적인 보강형태로서 기술적 파급효과가 크다.

RTM 공정 해석 기술은 신뢰성 있는 복합재 구조물 제조를 가능하게하며, RTM 공

정 제어 알고리즘을 통하여 실시간 제어를 통한 제품 결함을 방지할 수 있다. 또한, 인터넷을 이용한 원거리 공정 제어기술은 성형 전문과와 생산자가 반드시 한 곳에 위치할 필요가 없기 때문에 일관된 고품질의 복합재 제조가 가능하며 분산 생산의 가능성도 제시하고 있다. 따라서, 이 기술은 앞으로 다양한 산업분야에 적용이 가능하다.

나. 경제적 측면

토목/건축 분야의 경우 교량을 복합재료 대형 구조물로 교체하게 되면 내구성이 콘크리트에 비해 2배 이상이며 시공 기간이 매우 짧기 때문에 경제적 이득은 엄청나다. 그 외 pile, cable, tendon, beam, girder, truss, column, post, piling, rebar, grid 등을 포함하게 되면 그 경제적 규모는 상상을 넘는 정도이다. 우리나라의 경우, 상당수의 교량은 보수/보강을 하거나 교체해야 할 것으로 보이므로 복합재를 토목/건축 분야에 적용함으로써 얻는 경제적인 효과는 엄청나다.

대형 복합재료는 최근 철도차량이나 버스 등 대형 구조물에 활발히 적용되고 있는데 우리나라의 경우, 25년마다 교체되는 객차만 보더라도 연간 약 156억원의 규모이다. 현재, 국내의 한 업체는 홍콩의 철도차량 내장재용 복합재를 제조하여 수출하고 있는데 앞으로는 생산 단가를 낮추기 위해 액상성형으로 제품을 개발할 계획을 가지고 있다.

본 과제에서 개발한 조종수 해치 구조물은 2007년부터 생산 예정인 차세대 장갑차에 적용할 계획으로 있으며, 운송 트럭, 군용 Jeep, 경호용 차량 등의 특수차량 용 복합재 방탄 구조물에 대한 수요도 국내외적으로 꾸준히 증가하고 있기 때문에 개발된 기술을 단기간에 활용할 가능성이 높다.

제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학 기술정보

외국에서 일어나고 있는 액상 성형 관련 제품개발 동향에 대한 수집된 정보를 요약하면 다음과 같다.

미국은 NASA 주도의 Advanced Composites Technology (ACT) 프로그램으로 액상 성형 공정 (resin film infusion, pressure injection 등)을 이용하여 항공기 1차 구조물을 개발 중이며, 또 다른 Advanced Subsonic Program (ASP) 하에서 GE-90 engine용 center vent tube 부품 개발을 목표로 액상 성형 공정을 개발하고 있다. 또한, 보잉사는 수송기 날개 구조물을 제작하고 있는데, knitting 과 stitching에 의해 stiffened panel (1.8×1.2m 및 3×1.2m) 시제품을 제조하였으며 향후 3.6×2.5m semi-span wing을 제조할 예정으로 있다.

미국의 ARL (Army Research Laboratories)에서는 RTM 성형기술을 이용하여 육상 장갑차용 두꺼운 복합재 구조부품과 항공기 기체용 thin-skin 복합재료 제조기술을 개발하는 데에 주력하고 있는데, 이들의 연구는 컴퓨터 코드를 이용한 시뮬레이션과 시제품 제조 기술을 도입하여 선행연구를 수행한 다음 실 제품을 제조하는 방법을 취하고 있으며 Comanche keel beam (30m)을 대상으로 하고 있다. 일본의 기술 평가 센터 (JTEC, Japanese Technology Evaluation Center)에 의하면 소형이나 중간형태의 stitched RTM 부품이 일본 내에서 성공적으로 개발되었으며, 이 기술을 이용하여 완전한 형태의 wing skin과 box의 제조 기술을 개발 중에 있다.

미국의 토목 건축 분야에 대한 복합재료 적용 시도는 항공기에 복합재를 적용했던 절차와 비슷하게 진행되었다. 교량의 경우의 예를 들면 복합재료의 유지 및 보수에 복합재를 부분적으로 적용하여 요소 기술을 확보한 다음 위험이 비교적 적은 도보용 교량에 적용을 시도하였고 최근에는 높은 안전도가 요구되는 차량용 교량에 적용을 시도하고 있다. 일반 차량용 교량의 경우는 주로 주정부의 교통부에서 주관하고 있으며, 고속도로 교량의 경우는 미정부의 연방 고속도로 행정국 (FHWA, Federal Highway Administration)이 직접 복합재 교량 개발 프로그램을 주관하여 개발하고 있다. 개발되고 있는 제품의 형태는 beam 구조물, girder, grid, rebar, 샌드위치 패널 형태의 deck 등으로 주로 대형 구조물 이다. 대표적인 사례로는 CRAP, Creative Pultrusions, Inc., CERL에 의해 개발된 super-deck를 들 수 있다. 이 deck는 Wickwire Run Bridge, 필라델피아

동물원, Laurel Lick Bridge에 설치되었다. 그리고 Martin Marietta Materials에 의해 개발된 deck도 State Route 128 Butler County, Oh. California Kings Stormwater Canyon, Schuyler Heim bridge, Tech 21 Bridge에 설치되었다.

철도 차량의 경우는 1950년대에 영국에서 door에 처음으로 적용되기 시작하여 그 응용 분야는 점점 증가되고 있다. 지금까지는 승객에게 안전함과 편안함을 제공하기 위하여 내장재 패널, 의자 등에 적용하였으며, 최근에는 고속화를 위하여 전두부, 차체, 보 기 등의 구조물에도 적용하여 경량화를 시도하고 있다. 이 중에서 액상성형 공정을 이용하여 개발한 제품을 살펴보고자 한다. TPI Composites에서는 디즈니 월드의 monorail car를 개발하여 Al 합금 대비 40%의 경량화를 달성하였으며, 제조 원가도 9%도 절감하였다. 일본의 Tokyu Car Corp에서는 roof를 개발하여 Try-Z test car에 설치하여 차량 당 300~500kg의 경량화를 달성하였다. 이탈리아의 Italian ETR 500(300km/h)에는 전두부와 내장재 패널이 설치된 사례가 있다. 국내에서는 autoclave 성형기술을 이용하여 내장재 패널을 개발하여 홍콩 지하철에 납품한 사례가 있다.

제 7 장 참고문헌

1. Shah Khan MZ, Mouritz AP. Fatigue behaviour of stitched GRP laminates. *Composites Science and Technology* 56(1996) 695-701.
2. Mouritz AP, Leong KH, Herszberg I. A review of the effect of stitching on the in-plane mechanical properties of fibre-reinforced polymer composites. *Composites Part A* 28A(1997) 979-991.
3. Sankar BV, Sharma SK. Mode II delamination toughness of stitched graphite/epoxy textile composites. *Composites Science and Technology* 62(2002) 419-28.
4. Damage tolerance of a stitched carbon/epoxy laminate. *Composites Part A* 28A(1997) 923-934.
5. Mouritz AP, Gallagher, Goodwin AA. Flexural strength and interlaminar shear strength of stitched GRP laminates following repeated impacts. *Composites Science and Technology* 57(1997) 509-522.
6. Bathgate RG, Wang CH, Pang FY. Effects of temperature on the creep behaviour of woven and stitched composites. *Composites Structures* Vol. 38 (1997) 435-445.
7. Pang FY, WangCH, Bathgate RG. Creep response of woven-fibre composites and the effect of stitching. *Composites Science and Technology* 57(1997) 91-98.
8. Dransfield KA, Jain LK, Mai YW. On the effects of stitching in CFRPs- I. Mode I delamination toughness. *Composites Science and Technology* 58(1998) 815-827.
9. Jain LK, Dransfield KA, Mai YW. On the effects of stitching in CFRPs-II. mode II delamination toughness. *Composites Science and Technology* 58(1998) 829-837.
10. Kim JH, Lee YS, Park BJ, Kim DH. Evaluation of durability and strength of stitched form-cored sandwich structures. *Composites Structures* 47(1999) 543-550.
11. Mouritz AP, Jain LK. Further validation of the Jain and Mai models for interlaminar fracture of stitched composites. *Composites Science & Technology* 59(1999) 1653-1662.
12. Pan TS, Herrington PD. Local buckling of stitched composite laminate. *Composites Part B* 30(1999) 833-840.
13. Mouritz AP, Cox BN. A mechanistic approach to the properties of stitched laminates. *Composites Part A* 31(2000) 1-27.
14. Pang FY, Wang CH. A predictive creep model for un-stitched and stitched

- woven composites. *Composites Science & Technology* 60(2000) 255-261.
15. Mouritz AP. Ballistic impact and explosive blast resistance of stitched composites *Composites Part B* 32(2001) 431-439.
 16. Rugg KL, Cox BN, Massabo R. Mixed mode delamination of polymer composite laminates reinforced through the thickness by z-fibers. *Composites Part A* 33(2002) 177-190.
 17. Byun JH, Gillespie Jr JW, Chou TW. Mode I Delamination of a Three-Dimensional Fabric Composites. *Journal of Composite Materials*, Vol. 24, pp. 497-518, 1990.
 18. Hearle, J.W.S., The Mechanics of Twisted Yarn: The Influence of Transverse Forces on Tensile Behavior, *Journal of Textile Institute*, Vol. 49, T 389, 1958.
 19. Treloar, LRG, Riding GA. Theory of the Stress-Strain Properties of Continuous Filament Yarn. *Journal of Textile Institute*, Vol. 54, T 156, 1963.
 20. Chou TW. *Microstructural Design of Fibrous Composites*, Cambridge University Press, Cambridge, 1992.
 21. Lekhnitskii, S. G, *Theory of Elasticity of an Anisotropic Elastic Body*, Holden-Day, San Francisco, p. 35, 1963.
 22. Daniel IM, Ishai O. *Engineering Mechanics of Composite Materials*, Oxford University Press, New York, 1994.
 23. Springer GS, Tsai SW. Thermal conductivities of unidirectional materials. *Journal of Composite Materials* 1967; 1:166-173.
 24. Donea J. Thermal conductivities based on variational principles. *Journal of Composite Materials* 1972;6:262-266.
 25. Dasgupta A, Agarwal RK. Orthotropic thermal conductivity of plain-weave fabric composites using a homogenization technique. *Journal of Composite Materials* 1992;26:2736-2758.
 26. Ning QG, Chou TW. Closed-form solutions of the in-plane effective thermal conductivities of woven-fabric composites. *Composites Science and Technology* 1995;95:41-48.
 27. Advani SG. The Role of Virtual Manufacturing in Liquid Molding of Composites On-Line Sensing and Control for Liquid Molding of Composite Structures, Annapolis, MD, Apr. 14-15, 1999.
 28. Atarsia A, Boukhili R. Relationship between isothermal and dynamic cure of thermosets via the isoconversion representation. *Polym Eng Sci* 2000: 40:607-620.
 29. Batch GL, Macosko CW. Heat-transfer and cure in pultrusion - model and

- experimental-verification. *AICHE J* 1993;39:1228-1241.
30. Bickerton, S., Advani, SG. Experimental investigation and flow visualization of the resin transfer mold-filling process in a non-planar geometry. *Comp Sci Tech*, 57(1997), 23-33.
 31. Boccard A, Lee WI, Springer GS. Model for determining the vent locations and the fill time of resin transfer molds. *J Comp Mater.*, 29(1995), 306-333.
 32. Cai Z. Simplified mold filling simulation in resin transfer molding. *J Comp Mater.*, 26(1992), 2606-2630.
 33. Chiao L, Lyon RE. A fundamental approach to resin cure kinetics. *J Compo. Mater.* 1990;24:739-752.
 34. Coulter JP, Smith BF, Guceri SI. Experimental and numerical analysis of resin impregnation during the manufacturing of composite materials. *Proc Amer Soc Comp 2nd Tech Conf*, (1988), 209-217.
 35. Dusi MR, Lee WI, Ciriscioli PR, Springer GS. Cure Kinetics and Viscosity of Fiberite 976 Resin. *Journal of composite Materials*, Vol. 21(1987), pp.243-261.
 36. Dusi MR, Lee WI, Ciriscioli PR, Springer GS. Cure kinetics and viscosity of Fiberite 976 resin. *J Comp Mater* 1987;27:243-261.
 37. Gauvin R, Trochu F. Key issues in numerical simulation for liquid composite molding processes. *Polym Comp*, 19(1998), 233-240.
 38. Golestanian H, El-Gizawy AS. Physical and numerical modeling of mold filling in resin transfer molding. *Polym Comp*, 19(1998), 395-407.
 39. Gonzalezromero VM, Casillas N. Isothermal and temperature programmed kinetic-studies of thermosets. *Polym Eng Sci* 1989;29:295-301.
 40. Joshi SC, Liu XL, Lam YC. A numerical approach to the modeling of polymer curing in fibre-reinforced composites. *Comp Sci Technol* 1999;59:1003-1013.
 41. Kaviani M. *Principles of Heat Transfer in Porous Media*, Springer-Verlag, 1991.
 42. Kamal MR, Sourour S. Kinetics and Thermal Characterization of Thermoset Cure *Polym Eng Sci* 1973;13:59-64.
 43. Kang, MK, Lee, WI. A flow front refinement technique for the numerical simulation of the resin-transfer molding process. *Comp Sci Tech*, 59(1999), 1663-1674.
 44. Lam PWK, Plaumann HP, Tran T. An improved kinetic-model for the autocatalytic curing of styrene-based thermoset resins. *J Appl Polym Scim.*
 45. Lee WI, Loos A, Springer GS. Heat of Reaction, Degree of Cure and Viscosity of Hercules 3501-6 Resin. *Journal of composite Materials* Vol. 16(1987), pp.

510-520.

46. Liu B, Bickerton S, Advani SG. Modeling and simulation of resin transfer molding (RTM) – Gate control, venting and dry spot prediction. *Composites Part A*, 27A(1996), 135-141.
47. Loos AC, MacRae JD. A process simulation model for the manufacture of a blade-stiffened panel by the resin film infusion process. *Comp Sci Tech*, 56(1996), 273-289.
48. Maazouz A, Texier C, Taha M, Alglave H, Chemo-rheological study of a dicyanate ester for the simulation of the resin-transfer molding process. *Comp Sci Technol* 1998;58:627-632.
49. Motogi ST, Itoh, Fukuda T. Multi-Functional Sensor Properties and 2-D Flow Detection for RTM. Proceedings of 6th Japan International SAMPE Symposium, Edited by T. Tanimoto and T. Morii, Oct. 26-29, 1999, Tokyo Big Sight, Tokyo, Japan, pp 1033-1036.
50. Ng H, Manaszloczower I. A non-isothermal differential scanning calorimetry study of the curing kinetics of an unsaturated polyester system. *Polym Eng Sci* 1989;29:1097-1102.
51. Phelan Jr, FR. Simulation of the injection process in resin transfer molding, *Polym Comp*, 18(1997), 460-476.
52. Pillai KM, Advani SG. Numerical simulation of unsaturated flow in woven fiber preforms during the resin transfer molding process. *Polym Comp*, 19(1998), 71-80.
53. Press WH, Flannery BP, Teukolsky SA, Vetterling WT. Numerical recipes. Cambridge University Press:Kala, 1992. p.678-683.
54. Sun X, Li S, Lee LJ. Mold filling analysis in vacuum-assisted resin transfer molding. Part I: SCRIMP based on a high-permeable medium. *Polym Comp*, 19(1998), 807-816.
55. Trochu F, Gauvin R. Limitations of a boundary fitted finite difference method for the simulation of the resin transfer molding process. *J Reinf Plast Comp.*, 11(1992), 772-786.
56. Um MK, Daniel IM. A New Kinetic Model for Degree of Cure and Viscosity in Liquid Molding Application. 45th International SAMPE Symposium and Exhibition (SAMPE 2000), Long Beach, California, May 21 - 25, 2000.
57. Um MK, Lee WI. A study on the mold filing process in resin transfer molding. *Polym Eng Sci*, 31(1991), 765-771.

58. Yoo YE, Lee WI. Numerical simulation of the resin transfer mold filling process using the boundary element method. *Polym Comp*, 17(1996), 368-374.
59. Young WB, Rupel K, Han K, Lee LJ, Liou MJ. Analysis of resin injection molding in molds with preplaced fiber mats. II: Numerical simulation and experiments of mold filling. *Polym Comp*, 12(1991), 30-38.
60. Young WB. Resin flow analysis in the consolidation of multi- directional laminated composites. *Polym Comp*, 16(1995), 250-257.

위탁과제 1

서울대학교
이우일

요 약 문

I. 제 목

인터넷을 이용한 원거리 제어 액상 성형 요소 기술 개발

II. 연구개발의 목적 및 필요성

액상 성형 공정은 대개의 경우 금형 및 공정 설계상의 문제 등으로 완전한 금형 충전에 실패할 가능성이 크다. 이러한 문제가 해결 된 경우에도 실제 상황에서 섬유 예비형성품의 배치상의 문제 등 다양한 원인으로 인해 제품에 결함이 발생하게 된다. 그러므로 공정과 동시에 결함에 대해 판단하고 공정을 제어할 필요성이 있다. 또한 이러한 공정 제어를 수행할 때, 인터넷을 이용한 원거리 제어가 가능해지면 액상 성형 공정을 할 때 전문가가 있지 않아도 적절한 장치만 갖추게 되면 공정을 수행 할 수 있게 된다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

우선 대표적인 복합 재료 액상 성형 공정인 Resin Transfer Molding (RTM)의 공정 해석이 필요하다. RTM 공정 해석은 금형 충전 과정, 기공(Void)의 형성 및 이동, 경화 과정 해석을 위한 비 등은 해석을 포함하여야 한다. 또한 개발된 공정 해석 프로그램은 공정 상황을 수치적으로 모사 하여 공정 제어 상황을 모의실험 할 수 있어야 한다.

다음으로 공정 제어 알고리즘을 확립하여 이를 검증하는 것이 필요하다. 알고리즘의 검증은 개발된 공정 해석 프로그램을 이용하여 수치적으로 검증 하고 또한 실제 실험 장치를 개발하여 실험적으로도 검증하여야 한다.

공정의 원거리 제어를 위한 TCP/IP프로토콜을 사용한 원거리 송수신 프로그램이 개발되어야 하며, 또한 이를 이용한 공정장치가 개발되어 원거리 제어를 수행해야 한다.

IV. 연구개발결과

RTM 공정 해석 프로그램이 개발되었으며, 이는 금형 내의 수치 유동을 계산하여 금형 충전 과정을 해석하고 또한 경화 과정도 해석 할 수 있다. 수치 해석 코드의 활용성을

향상 하여 공정 제어 알고리즘의 검증에도 사용 할 수 있도록 하였다.

RTM 공정의 제어 알고리즘이 제안되었다. 공정 제어는 초기의 주입 압력의 조절로 유동 선단을 제어 할 수 있는 경우와 그렇지 못한 경우 두 가지에 대하여 방법이 제시되었으며

위의 공정 제어를 온라인으로 구현하기 위한 TCP/IP 프로토콜을 이용한 프로그램이 작성되었다. 우선 인터넷을 이용한 원거리 제어 방법의 가능성을 검토하기 위하여 간단한 가열 공정의 제어를 위한 프로그램이 개발되었으며 이를 발전시켜 원거리 제어 프로그램이 개발되었다.

V. 연구개발결과의 활용계획

개발된 RTM 해석 코드를 발전 시켜 두 종류 이상의 수지를 동시에 주입하는 Co-injection RTM(CIRTM) 공정을 해석 할 수 있는 수치 해석 코드를 개발 하도록 할 예정이며, CIRTM은 이상 유동 및 수지간의 계면에서의 혼합 등의 복잡한 문제를 가지는 해석하기 어려운 공정이다.

원거리 제어 기술의 개념은 액상 성형 공정뿐만 아니라 다양한 공정에 적용할 수 있으므로 다른 산업 분야에 적용할 수 있도록 발전시킬 예정이다.

S U M M A R Y

I. Title of the research

Development of online liquid molding control technology using internet

II. Purpose and necessity of the research

In case of liquid molding process, complete wet-out of the preform may become difficult for various reasons. Mold and process design can be improved using available numerical tools. These simulation tools aid in determining proper locations of injection ports and vents. However, there are other factors that need to be considered in the practical situation and these situations cannot be predicted a priori so that real time process control is required. In addition, employing the network control system in liquid molding, the process can be performed without any knowledge about the process, only the control server needs experts.

III. The contents and scope of the research

Firstly, an analysis of resin transfer molding (RTM) process is required. This numerical analysis code analyze mold filling process, formation and transportation of voids, and curing process.

Secondly, a real time RTM control strategy to prevent unfavorable effects is needed. Through numerical simulations and experiments, the validity of the proposed scheme has to be demonstrated.

Lastly, the control has to be performed through network so that a distant communication program is required.

IV. The research results and summary

A numerical simulation program of three dimensional mold filling, void formation and transportation, and curing process during RTM process was proposed. And this program was used for verification of process control algorithm.

Real time RTM control strategies of RTM process are proposed. Depending on the extent the resin front has reached, the strategies would be chosen. Through numerical simulations and experiments, the validity of the proposed scheme is demonstrated.

In addition, the control was performed via network. This network control makes optimal process condition possible despite having no knowledge about the process.

V. Possible applicability of the research

The developed code would be modified to simulate Co-injection resin transfer molding(CIRTM). CIRTM involves simultaneous injection of two or more resins into a single cavity mold and analysis of CIRTM is more complicated than ordinary RTM process. And online control resin can be applied to various processes so additional studies are required.

CONTENTS

Chapter 1 Outline of R&D Project	8
1.1 Outline of the technology and necessity	8
1.2 Purpose of the research	9
1.3 The contents and scope of the research	9
Chapter 2 Trends of the Research	10
2.1 Composites process	10
2.2 Manufacturing	10
Chapter 3 Research Results	12
3.1 RTM process analysis and application	12
3.2 RTM process control algorithm and verification	35
3.3 Online control via internet	45
Chapter 4 Achievements and Contributions	48
4.1 Achievements	48
4.2 Contributions	48
Chapter 5 Application Plan of the Developments	49
Chapter 6 References	50

목 차

제 1 장 연구개발과제의 개요	8
1.1 기술 개요 및 필요성	8
1.1.1 기술 개요	8
1.2.2 필요성	8
가. 기술적 측면	8
나. 경제·산업적 측면	9
1.2 연구개발의 목표	9
1.3 연구내용 및 범위	9
제 2 장 국내외 기술개발 현황	10
2.1 복합재료 성형 기술	10
2.2 생산 기술	10
제 3 장 연구개발 수행내용 및 결과	12
3.1 RTM 공정의 해석 및 활용	12
3.1.1 Macro-void	12
3.1.2 Micro-void	13
3.1.3 비등온 해석	22
3.1.4 수치 해석	24
가. 순서도	24
나. CVFEM	25
3.1.5 수치 해석 결과	27
가. 2차원 해석	27
나. 3차원 해석	29

다. Micro-void의 생성 및 이동	32
3.2 RTM 공정 제어 알고리즘 개발 및 검증	35
3.2.1 제어 방법 1	35
3.2.2 제어 방법 2	39
3.2.3 실험	43
3.3 인터넷을 이용한 원거리 제어	45
제 4 장 연구개발 목표 달성도 및 대외 기여도	48
4.1 연구개발의 목표 달성도	48
4.2 연구개발의 의의 및 대외 기여도	48
제 5 장 연구개발 결과의 활용 계획	49
제 6 장 참고문헌	50

제 1 장 연구개발과제의 개요

1.1. 기술 개요 및 필요성

1.1.1. 기술 개요

대표적인 복합 재료 액상 성형 공정 중의 하나인 Resin Transfer Molding (RTM)은 단순한 판재에서 복잡한 형상의 제품까지 다양한 복합 재료 제품을 빠르게 생산할 수 있는 공정이다. 복잡한 제품의 경우 금형 충전에서의 섬유 예비 형성품의 완전한 함침은 다양한 이유로 매우 어려워진다. 대개의 경우 금형 및 공정 설계상의 문제 등으로 완전한 금형 충전에 실패할 가능성이 크다. 이러한 문제점들을 해결하기 위해 먼저 수치해석을 수행하여 수지의 주입구와 공기 토출구의 위치를 개선하여 공정을 개선할 수 있다.

그러나 실제 상황에서는 섬유 예비 형성품을 금형 안에 위치시킬 때 금형의 모서리를 따라 생기는 얇은 공극으로 인해 발생하는 race-track 효과와 부분적으로 섬유 예비 형성품이 잘리거나 접혀서 국부적으로 섬유 체적 분율이 급격히 달라지는 부분 등 예측할 수 없는 다양한 요소가 있으며, 이러한 요소들로 인해 dry-spot이 생기는 등 공정의 상황을 미리 예측하여 결함을 없애는 것은 매우 어려운 일이다.

본 연구에서는 이러한 공정상의 불확실성으로 인한 결함에 공정 중에 대처하여 이를 제어하는 방법을 제안한다. 또한 이러한 제어를 인터넷을 통하여 원거리에서 수행함으로써 distributed manufacturing system을 구현하도록 한다.

1.1.2. 필요성

가. 기술적 측면

RTM 공정 해석 기술은 공정 예측을 통하여 더 나은 공정 설계가 가능해지도록 한다. 또한 개발된 공정 제어 알고리즘은 실시간으로 공정을 제어하여 공정상에서 제품의 결함을 방지할 수 있도록 한다. 이러한 제어를 인터넷을 통하여 원거리에서 수행하는 기술은 경우 분산 생산 시스템 (distributed manufacturing system)의 구현 가능성을 제시하는 기술이다. 또한 이러한 원거리 제어의 개념은 다양한 공정에도 적용할 수 있어 다양한 공정의 발전을 가져올 수 있다.

나. 경제·산업적 측면

RTM 공정 해석 기술은 실제 공정 이전에 공정 상황을 미리 예측 가능하게 하여 비용을 절감할 수 있게 된다. 그리고 공정 개선 시도에 대한 실제 실험 대신 이를 수치적으로 모의 실험할 수 있게 되므로 기업의 연구 개발이 확대될 수 있으며 이로 인한 경쟁력 강화를 도모할 수 있고 개발된 공정 제어 기술을 적용할 경우 제품의 결함을 줄일 수 있으므로 상품성이 증대된다. 또한 원거리 제어를 통해 공간의 제약을 받지 않고 제품을 생산할 수 있게 되고 전문가와 생산자가 떨어져 있어도 공정을 수행할 수 있게 되므로 생산성의 증대를 가져 올 수 있다

1.2 연구 개발의 목표

액상 성형 공정 중 하나인 RTM 공정을 해석하고 이를 수치 해석 코드로 구현하도록 한다. 또한 RTM 공정의 실시간 제어를 위한 알고리즘을 개발하고 이를 개발된 수치 해석 코드를 이용하여 검증하고 실험 장치를 구성하여 실험적으로도 검증한다. 그리고 공정의 제어는 인터넷을 이용해 원거리에서 구현한다.

1.3. 연구 내용 및 범위

RTM 성형 공정의 해석은 interactive 수치 해석 프로그램을 개발하는 것으로 이는 금형 내부의 수지 유동을 해석하고 micro/macro void의 생성 및 이동을 예측할 수 있어야 하며 수지의 경화 과정을 해석할 수 있어야 한다. 공정 제어 알고리즘은 금형 내부에 발생하는 여러 가지 돌발적인 상황들에 대처하여 수지 유동을 제어하여 금형 내부에 발생되는 void를 없애는 알고리즘으로 앞서 개발된 수치해석 코드로 검증되었으며 실험 장치를 구성하여 실험적으로도 검증되었다. 이러한 제어를 인터넷을 통해 원거리에서 구현하기 위한 프로그램이 작성되었으며 이를 이용해 공정의 제어를 수행하였다.

- RTM 성형 공정 Simulation tool의 개발
- RTM 공정 제어 알고리즘의 개발 및 검증
- 실험실 규모의 제어장치 개발

제 2 장 국내외 기술개발 현황

2.1. 복합재료의 성형 기술

근대적 의미의 복합재료는 1940년대 초에 사용되기 시작한 유리 섬유 강화 플라스틱이 그 효시이다. 강화 플라스틱의 개념은 1960년대 이후 유리 섬유보다 특성이 우수한 탄소 섬유의 출현과 이것이 플라스틱뿐만 아니라 금속이나 세라믹으로 확대 발전되면서 복합재료라는 보다 포괄적인 용어를 탄생시켰다. 복합재료는 강화재의 구조에 따라 섬유 강화 복합 재료 (fibrous composite), 입자 강화 복합 재료 (particulate composite)로 구분되고 강화하는 재료 (matrix:기지재료)에 따라 고분자복합재료(polymer matrix composite), 금속 복합재료(metal matrix composite), 세라믹복합재료(ceramic matrix composite)로 나누어진다. 섬유 강화 복합 재료에서 섬유는 주로 하중을 지탱하는 역할을 하며 기지 재료는 섬유를 의도한 방향으로 고정시키고 섬유 사이에서 하중을 전달하는 역할을 한다. 섬유 재료로는 유리섬유, 탄소섬유, 아라미드 섬유 등이 주로 사용되고 기지 재료로는 열경화성 및 열가소성의 다양한 수지가 사용되는데 이러한 재료들을 결합하여 복합재료 제품을 제조하는 방법으로는 Pultrusion, Composite Molding, Injection Molding, Tape Lay-up, Autoclave 성형법, Resin Transfer Molding(RTM) 등이 있다.

RTM은 저온 저압공정이면서도 대량 생산이 가능한 방법으로 현재까지 다양한 연구가 수행되어 왔으며 최근에는 Vacuum Assisted RTM(VARTM), Co-injection RTM(CIRTM) 등 새로운 응용 공정이 제안되고 있으며 이러한 공정들은 아주 정밀한 공정 제어를 필요로 하고 있다.

2.2. 생산 기술

FMS(Flexible Manufacturing System)는 공장자동화의 기반이 되는 시스템화 기술이다. 여기서 자동화란 전기적 명령어 시퀀스(릴레이, PLC), 마이크로프로세서 또는 컴퓨터에 의해서 제어되는 기기, 수치제어 가공기, 자동조립기, 로봇, CAD/CAM 등의 자동화기와 이를 이용하여 생산성과 유연성을 높일수 있도록 하는 생산공정의 시스템화를 의미한다. FMS의 효시는 1967년 영국 모린스에서 개발한 시스템이고 FMS라는 말을 처음으로 사용한 것은 미국 공작기계 제조회사인 카네 앤드 트레커로 다품종 소량생산에 대응하는 자동화 시스템의 상품명으로 쓰여 졌다. FMS는 부품가공 시스템을 일컫는 경우가 많은데, 부품가공 FMS는 머시닝 센터 등의 NC 공작기계, 가공 대상물의 로더 언로더,

무인 반송차, 자동창고, 제어용 컴퓨터 등의 하드웨어로 구성된다. 이러한 하드웨어는 생산 계획용 소프트웨어, 기계제어용 소프트웨어 등에 의해 관리된다. 사람이 직접 기계를 조작하는 단계를 지나 1970년대 수치제어(Numerical Control)가 가능한 가공기를 제작하면서 자동화의 가능성이 대두되었다. 이 때 수치제어 가공기는 테이프와 유사한 입력 장치에 가공기가 수행하여야 할 명령어 집합을 입력시켜 사용하는 장비였으나, 컴퓨터 기술이 발전되면서 통신망을 통해 컴퓨터로부터 직접 명령을 내려 가공기를 가동하는 일이 가능해졌다. 이러한 FMS의 개념은 함께 최근 들어 급속도로 보급되고 있는 인터넷과 결합하여 원거리 제어의 필요성을 더하고 있다.

제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과

3.1. RTM 공정의 해석

3.1.1. Macro-void

Dry spot의 생성과 이동을 해석하려면 수지의 유동뿐 아니라 공기의 유동도 해석해야 한다. 수지의 지배 방정식은 비압축성 유체의 연속 방정식과 Darcy's law로부터 유도된다.

$$\text{Darcy's law} : \vec{v} = -\frac{K}{\mu_r} \nabla p \quad (1)$$

$$\text{연속 방정식} : \nabla \cdot \vec{v} = 0 \quad (2)$$

식 (1)과 (2)를 연립하면 다음과 같은 지배 방정식을 얻을 수 있다.

$$\nabla \cdot \left(\frac{K}{\mu_r} \nabla p \right) = 0 \quad (3)$$

여기서 \vec{v} 는 속도 벡터, μ 는 점성 계수, K 는 fiber preform의 투과율 계수(permeability)이며, p 는 압력이다. 그리고 하첨자 r 은 수지를 의미한다.

이와 달리 금형 내부의 공기의 압축성 효과를 고려하여야 하므로 지배 방정식은 압축성 유체의 연속 방정식과 Darcy's law, 이상기체의 상태 방정식으로부터 다음 식 (7)과 유도된다.

$$\text{압축성 유체의 연속 방정식} : \frac{\partial \rho_a}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_a \vec{v}) = 0 \quad (4)$$

$$\text{이상 기체 상태 방정식} : p = \rho_a RT \quad (5)$$

식 (4)와 (5)를 연립하면 다음과 같은 식을 얻는다.

$$\frac{1}{RT} \frac{\partial p}{\partial t} - \nabla \cdot \left(\frac{K}{\mu_a RT} p \nabla p \right) = 0 \quad (6)$$

식 (6)을 전개하면 다음과 같다.

$$\frac{1}{RT} \frac{\partial p}{\partial t} - \frac{K}{\mu_a RT} \{ p \nabla^2 p + (\nabla p)^2 \} = 0 \quad (7)$$

여기서 R 은 기체 상수이며 T 는 온도 그리고 하첨자 a 는 공기를 의미한다. 위의 식 (7)은 다음과 같은 scale analysis를 통하여 식 (9)와 같이 간략화된다.

$$\begin{aligned} \text{scale analysis : } \quad p \nabla^2 p &= O\left(\frac{p \Delta p}{L^2}\right) \\ (\nabla p)^2 &= O\left(\frac{(\Delta p)^2}{L^2}\right) \\ \frac{(\nabla p)^2}{p \nabla^2 p} &= O\left(\frac{\Delta p}{p}\right) \ll 1 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\text{simplified equation : } \quad \frac{\partial p}{\partial t} - \frac{K}{\mu_a} p \nabla^2 p = 0 \quad (9)$$

3.1.2. Micro-void

RTM에서 사용되는 프리폼은 매우 불균일한 미세 구조를 가진 섬유 다발의 조직으로 이루어져 있다. 섬유 다발 사이사이의 통로, channel로는 수지가 빨리 흐를 수 있기 때문에 이 부분의 투과성 계수는 섬유 다발 안쪽보다 훨씬 높다. 반면 섬유 다발 안쪽은 섬유의 존재로 인해 channel에 비해 투과성 계수는 낮지만, capillary pressure는 훨씬 높다. 미시적인 수지 유동은 섬유 다발 내부와 외부의 투과성 계수와 capillary pressure의 차이에 영향을 받는다.

수지의 속도가 큰 경우에 수지는 channel의 높은 투과성 계수로 인해 섬유 다발 바깥 쪽으로 빠르게 흐른다 (Fig.3.1.1a). Channel로 빠르게 이동한 유동 선단이 역시 channel을 통과한 다른 유동 선단과 만나게 되면 섬유 다발 안쪽으로 공기가 갇히게 된다. 반대로 수지 속도가 낮을 때에는 섬유 다발 안쪽의 capillary pressure로 인한 유

동이 주로 작용하여 channel 쪽에 공기가 갇히게 된다. (Fig. 3.1.1 b)

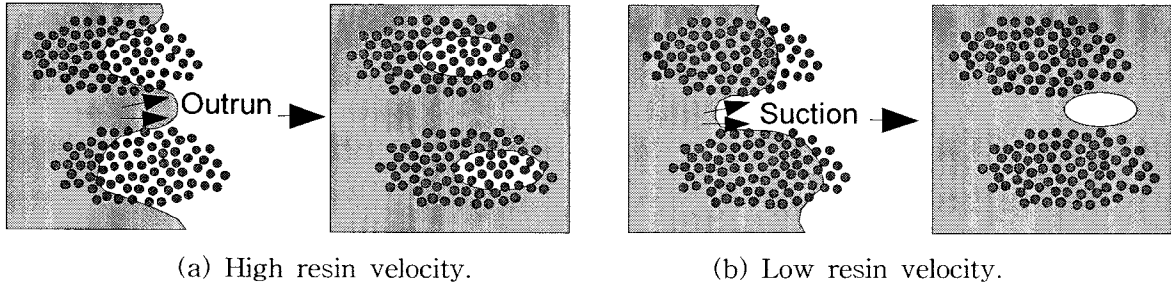


Fig. 3.1.1 Void formation within and between fiber tows.

Channel 안의 수지 속도, u_C 는 다음과 같이 근사된다.

$$u_C = -F_{K,C} \frac{d_C^2}{\mu_r} \frac{dp}{dn} \quad (10)$$

$F_{K,C}$ 는 shape factor, d_C 는 channel의 평균 폭, μ_r 은 수지의 점도이다. $\frac{dp}{dn}$ 은 압력 구배 (pressure gradient)이므로 Darcy's law에 비추어 보았을 때, $F_{K,C} d_C^2$ 은 channel에서의 투과성 계수를 나타낸다고 할 수 있다. 하첨자 C는 channel을, 하첨자 K는 투과성 계수를 상징한다. Channel의 폭은 다발 내부의 섬유간 거리에 비해 매우 크므로, channel에서의 capillary pressure의 효과는 무시할 수 있다고 가정한다.

Channel에서 유동 선단이 섬유 다발의 평균 너비, l_T (Fig.3.1.2 참조)를 이동하기 위한 시간, $\Delta t_{l_r,C}$ 는 다음 식 (11)과 같이 근사된다.

$$\Delta t_{l_r,C} \approx \frac{l_T}{F_{K,C} \frac{d_C^2}{\mu_r} \frac{dp}{dn}} \quad (11)$$

여기서 l_T 는 작은 거리이므로 압력 구배는 일정하게 유지된다고 가정한다.

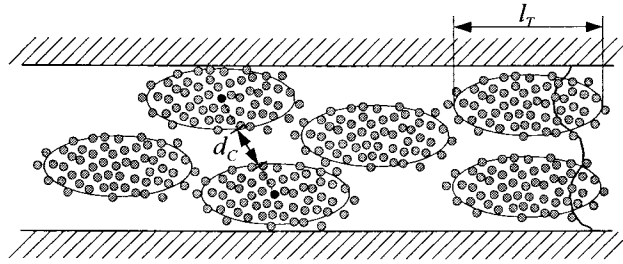


Fig. 3.1.2 Flow front of resin in the channel.

섬유간 거리, d_T 가 매우 작기 때문에 섬유 다발 안쪽의 capillary pressure는 상당히 높다 (Fig.3). Shape factor, $F_{c,T}$ 를 사용하면 capillary pressure를 나타낼 수 있다.

$$P_{c,T} = \frac{F_{c,T} \gamma \cos \theta}{d_T} \quad (12)$$

γ 는 수지의 표면장력(surface tension)이며 θ 는 접촉각(contact angle)이다. 첨자 T는 섬유 다발을 나타내며, 첨자 c는 모세관 현상(capillarity)을 나타낸다. 섬유 다발 내부의 수지 속도 u_T 는 다음과 같다.

$$u_T = \frac{dl}{dt} = -F_{K,T} \frac{d_T^2}{\mu_r} \left(\frac{dp}{dn} - \frac{P_{c,T}}{l} \right) \quad (13)$$

$F_{K,T}$ 는 섬유 다발내의 투과성 계수에 대한 shape factor이며, l 은 유동 선단까지 거리이다 (Fig. 3.1.3)

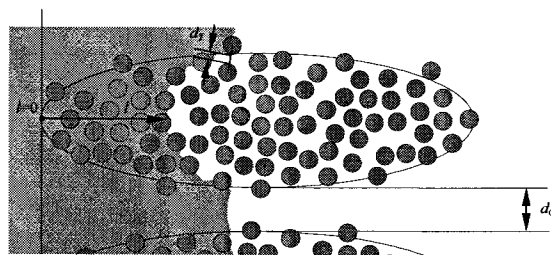


Fig. 3.1.3 Flow front of resin within a tow.

섬유 다발 내에서 유동 선단이 l_T 만큼 이동하는 데 걸리는 시간 $\Delta t_{l,T}$ 는 식 (13)을 $l=0$ 일 때 $t=0$, $l=l_T$ 일 때 $t=\Delta t_{l,T}$ 의 조건으로 적분하여 구할 수 있다.

$$\Delta t_{l,T} = -\frac{l_T}{F_{K,T} \frac{d^2}{\mu} \frac{dP}{dn}} \left\{ 1 + \frac{P_{c,T}/l_T}{dP/dn} \log \left(1 - \frac{dP/dn}{P_{c,T}/l_T} \right) \right\} \quad (14)$$

식 (14)를 식 (11)로 나누면, 시간비 $\Delta t_{l,T}/\Delta t_{l,C}$ 는 다음 식 (15)와 같이 된다.

$$\frac{\Delta t_{l,T}}{\Delta t_{l,C}} = \frac{F_{K,C} d_C^2}{F_{K,T} d_T^2} \left[1 + \frac{P_{c,T}/l_T}{dP/dn} \log \left(1 - \frac{dP/dn}{P_{c,T}/l_T} \right) \right] \quad (15)$$

한편, 점성력과 capillary force의 비로 정의되는 무차원 수인 capillary number는 다음과 같다 [19].

$$Ca = \frac{\mu v}{\gamma} \quad (16)$$

이때 v 는 거시적인 수지 속도(macroscopic resin velocity)이다. 수정된 capillary number는 섬유와 수지 사이의 접촉각의 효과를 고려한 것으로 다음과 같다 [20].

$$Ca^* = \frac{\mu v}{\gamma \cos \theta} \quad (17)$$

수지의 평균 속도는 Darcy's law를 통하여 거시적인 압력 구배와 연관된다.

$$v = -\frac{K}{\mu} \frac{dP}{dn} \quad (18)$$

식 (12)과 식 (17), 식 (18)를 식 (15)에 대입하면 시간비 $\Delta t_{l,T}/\Delta t_{l,C}$ 는 다음과 같이 capillary number의 함수로 정의된다.

$$\frac{\Delta t_{l,T}}{\Delta t_{l,C}} = \frac{F_{K,C} d_C^2}{F_{K,T} d_T^2} \left\{ 1 - \frac{K}{Ca^*} \frac{F_{c,T}}{d_T l_T} \log \left(1 + \frac{Ca^*}{K} \frac{d_T l_T}{F_{c,T}} \right) \right\} \quad (19)$$

여기에서 $F_{K,C}$, $F_{K,T}$, $F_{c,T}$, K , d_T , l_T 는 충전되는 유체의 성질과 무관한 프리폼 만의 계수이다. 즉 특정한 프리폼에서 capillary number가 일정하다면, 유체의 종류와 관계없이 시간 비는 같다. 섬유 다발 내부와 외부에서의 유동 선단의 속도 차이를 나타내는 시간비로부터 micro-void의 생성 정도를 계산할 수 있다. 위의 공식화는 micro-void 함유율을 capillary number만의 함수로 나타낸 Chen [8]과 Rhoatgi [33]의 실험 결과와 일치한다.

전술한 바와 같이 micro-void는 섬유 다발 안쪽에 생성되는 tow void와 바깥쪽에 생성되는 channel void의 두 가지 범주로 구분된다. Micro-void의 종류와 크기는 시간비를 통해 계산할 수 있다.

$$\text{범주 1 : } \Delta t_{l,T} / \Delta t_{l,C} \gg 1$$

Channel에서 유동 선단이 더 빨리 이동하는 경우로서, channel에서 유동 선단이 l_T 만큼을 통과하는 데 걸리는 시간은 $\Delta t_{l,C}$ 이다. $\Delta t_{l,C}$ 의 순간에 수지가 channel의 공간을 모두 채운다고 본다면, 섬유 다발 내에서의 유동 선단의 위치는 식 (14)에서 $\Delta t_{l,T}$, l_T 를 각각 $\Delta t_{l,C}$ 와 l_T 로 바꾸어서 구할 수 있다.

$$\Delta t_{l,C} = - \frac{l_t}{F_{K,T} \frac{d_T^2}{\mu} \frac{dP}{dn}} \left\{ 1 + \frac{P_{c,T}/l_t}{dP/dn} \log \left(1 - \frac{dP/dn}{P_{c,T}/l_t} \right) \right\} \quad (20)$$

Tow void의 단면 거리 l_v 는 다음과 같다 (Fig. 3.1.4).

$$l_v = l_T - l_t \quad (21)$$

Tow void의 aspect ratio h_v/l_v 는 실험적으로 결정되어야 한다.

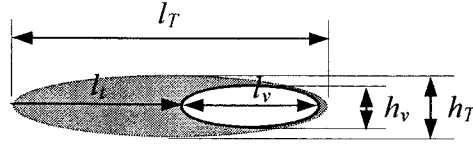


Fig. 3.1.4 Air void in a fiber tow.

범주 2 : $\Delta t_{l_T, T} / \Delta t_{l_c, C} \ll 1$

섬유 다발 내에서 유동 선단이 l_T 만큼 이동하는 데 걸린 시간, $\Delta t_{l_c, C}$ 동안 channel에서 유동 선단이 이동한 거리 l_c 는 다음 식으로 주어진다.

$$l_c = -F_{K,C}(\phi) \frac{d_C^2}{\mu} \frac{dP}{dn} \Delta t_{l_T, T} \quad (22)$$

Channel void의 단면 거리 l_v 는 다음과 같다 (Fig. 3.1.5).

$$l_v = l_T - l_c \quad (23)$$

Tow void와 마찬가지로 channel void의 aspect ratio h_v/l_v 도 실험적으로 결정된다.

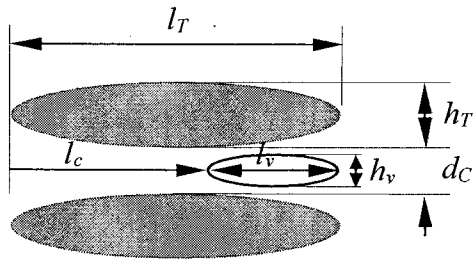


Fig. 3.1.5 Air void in a channel.

시간비가 1이면 섬유 다발 내부와 외부에서 유동 선단이 이동하는 속도는 같고 micro-void는 생성되지 않는다.

단위 체적 당 생성되는 micro-void의 최대 개수는 fiber preform의 미세 구조

로부터 결정된다. 하나의 channel 혹은 하나의 섬유 다발에 생긴 micro-void들의 집합을 하나의 동등한 크기의 micro-void로 간주할 때, 단위 체적 당 micro-void의 개수는 단위 체적 당 섬유 다발의 수 N_T , 혹은 단위 체적 당 channel의 수 N_C 를 초과하지 못한다. 다음과 같이 micro-void 밀도, N_v 도 시간비에 연관된 것으로 가정한다.

$$N_{v,C} = \Pi_C \left(\frac{\Delta t_{l,T}}{\Delta t_{l,C}} - 1 \right) N_C, \quad \frac{\Delta t_{l,T}}{\Delta t_{l,C}} < 1 \quad (24)$$

$$N_{v,T} = \Pi_T \left(\frac{\Delta t_{l,T}}{\Delta t_{l,C}} - 1 \right) N_T, \quad \frac{\Delta t_{l,T}}{\Delta t_{l,C}} > 1 \quad (25)$$

이전과 같이, 첨자 C와 T는 각각 channel과 섬유 다발을 나타낸다. Π_C 와 Π_T 는 실험적으로 결정되는 micro-void 생성에 관한 확률 계수이다.

앞에서 밝힌 바와 같이 channel void는 주위의 수지의 유동에 따라 이동할 수 있으며, 경우에 따라 주위 수지보다 빠르거나 느리게 이동한다. Channel void의 이동에 관한 지배 방정식은 다음과 같이 주어진다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\phi \bar{u}_v) = \dot{S} \quad (26)$$

$$\bar{u}_v = F_u \cdot \bar{u}_r \quad (27)$$

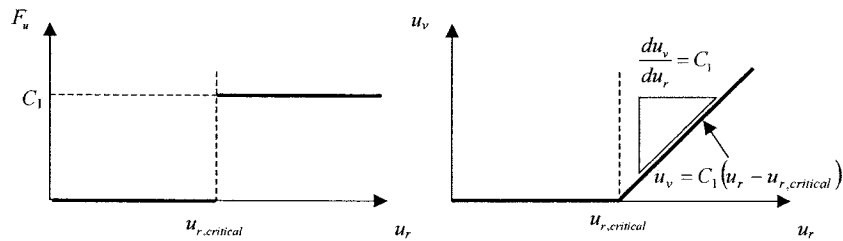
\bar{u}_v , \bar{u}_r 는 각각 micro-void와 수지의 속도이며, ϕ 는 단위 부피 당 channel void의 질량, 즉 channel void의 concentration이다. \dot{S} 은 유동 선단에서 생성되는 channel void, 섬유 다발에서 channel로 빠져 나온 void 등을 고려한 생성항이다. 확산 현상은 무시할 수 있으나, 역학에 따라 확산항을 추가할 수 있다.

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} + \nabla \cdot (\phi \bar{u}_v) + D \nabla^2 \phi = \dot{S} \quad (28)$$

여기서, D는 확산 계수이다.

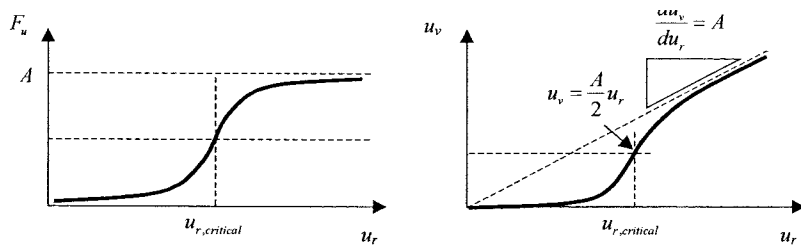
Channel void의 속도는 주위 수지의 속도와 일정한 관계를 가지는 것으로 가정된다. 주위 수지의 속도와 channel void의 속도의 비를 나타내는 slip factor인 F_u 는 다시 주위 수지 속도의 함수로 나타난다. 주위 수지 속도에 따른 slip factor와 channel void의 속도의 모델들을 Fig. 3.1.6에 나타내었다. 제작된 해석 프로그램에서는 식 (30)의 모델이 채택되었다. Channel void는 멈추어 있을 수도 있고, 수지의 몇 배 속도로 이동할 수도 있다. Channel void의 속도와 주위 수지 속도의 관계를 나타낸 함수는 특정한 임계 수지 속도 (critical resin velocity), $\bar{u}_{r,critical}$ 를 기준으로 상이한 함수로 나타내어졌다. $\bar{u}_{r,critical}$, A, k는 실험에서 적절히 결정되어야 한다.

$$F_u = \begin{cases} 0 & \text{if } u_r \leq u_{r,critical} \\ C_1 & \text{if } u_r > u_{r,critical} \end{cases} \quad (29)$$



(a) Piecewise linear relation.

$$F_u = \begin{cases} A \left(1 - \frac{1}{2} e^{k(u_{crit} - u_r)} \right), & u_r \geq u_{r,critical} \\ \frac{A}{2} e^{k(u_{crit} - u_r)}, & u_r < u_{r,critical} \end{cases} \quad (30)$$



(b) Exponential relation.

Fig. 3.1.6 Relation between the micro-void velocity and the resin velocity.

Micro-void가 수지를 따라 이동하여 dry spot에 합쳐질 경우, 공기의 지배 방정

식은 channel void로부터 더해진 공기의 양을 고려해야 한다. 식 (9)에서 주어진 공기의 지배 방정식은 생성항을 추가하여 다음과 같이 변화한다.

$$\frac{\partial p}{\partial t} - \frac{K}{\mu_a} p \nabla^2 p = \frac{m_a RT}{p_a} \quad (31)$$

여기서 \dot{m}_a 은 다음 식 (32)로 구해진다.

$$\dot{m}_a = \int_{CS} \phi \vec{u}_v \cdot \vec{n} ds \quad (\text{at the boundary of macro-voids}) \quad (32)$$

Micro-void의 유동의 모델링에서 부력 효과를 고려한다면, 일정한 부력으로 인한 micro-void의 속도, $\overline{u_{Buoy}}$ 가 높이 방향으로 더해져야 한다 (Fig. 3.1.7). 부력으로 인한 micro-void의 속도는 수지와 공기의 밀도와, micro-void의 크기와 표면장력 등에 관계될 것이다.

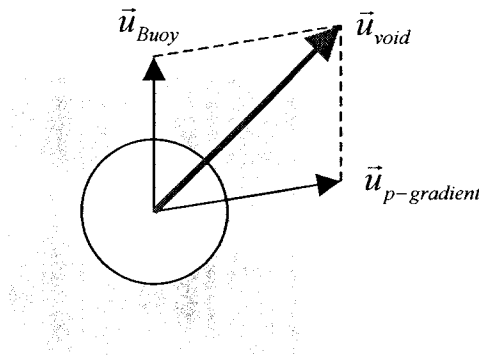


Fig. 3.1.7 Effect of Buoyancy on a Micro-void.

섬유 다발 내의 수지 유동도 다공성 매질 내의 유동이므로 Darcy's law을 이용하여 모델링할 수 있다. 섬유 다발 내부의 투과성 계수가 일정하다고 가정할 때, 섬유 다발 내부의 수지 속도는 섬유 다발과 channel의 투과성 계수의 비로 구할 수 있다.

$$u_{tow} = \frac{K_{tow}}{K_{channel}} u_{channel} \quad (33)$$

Tow void의 압력과 channel의 수지 압력은 동일하다고 볼 수 있으므로, tow void는 유동에 의해 한 쪽으로 몰려서 channel로 빠져나갈 수 있다. 빠져나간 이후의 tow void의 크기는 섬유 다발의 경계에 의해 제한된다. Void를 구형으로 가정한다면 void의 반지름, R 은

$$R = R_T - |x_o| \quad (34)$$

R_T 는 섬유 다발의 평균 반지름이며, x_0 는 void의 중심과 섬유 다발의 중심 사이의 거리이다. x_0 는 다음과 같이 구해진다.

$$x_0 = x_{0,initial} + \int_0^t 2u_{tow} dt \quad (35)$$

3.1.3. 비등온 해석

공기의 열용량은 섬유에 비해 매우 작으므로 공기의 압축 및 팽창 과정은 등온과정으로 볼 수 있다.

$$T_{f,dry} = T_a = T_{mold} \quad (36)$$

여기서 하첨자 f 는 섬유를 나타낸다.

금형 충전 과정에서는 수지와 섬유 간에 열전달이 일어나며, 수지는 발열 반응을 일으키게 된다. 수지는 고정된 fiber preform을 통과하므로 대류항이 수지에 대해 첨가된다. energy equatio은 다음과 같다.

$$\text{resin : } \phi \rho_r c_{pr} \frac{\partial T_r}{\partial t} + \rho_r c_{pr} (\vec{v} - \nabla T_r) = \phi \nabla \cdot k_r \nabla T_r + \phi h_v (T_f - T_r) + \phi \dot{G} \quad (37)$$

$$\text{fiber : } (1 - \phi) \rho_f c_{pf} \frac{\partial T_f}{\partial t} = (1 - \phi) \nabla \cdot k_f \nabla T_f - \phi h_v (T_f - T_r) \quad (38)$$

여기서 ρ 는 밀도, c_p 는 비열, k 는 열전도도이며 ϕ 는 섬유 체적 분율이다. 그리고 하첨자 r 은 수지, f 는 섬유를 의미한다. h_v 는 수지와 섬유간의 volumetric heat transfer coefficient이고 수지의 energy equation에서 k_r 는 유효 열전도율이며[34], \dot{G} 는 경화반응에서의 생성열로 다음 식 (39)와 같이 표현된다.

$$\dot{G} = \dot{m}\Delta H \quad (39)$$

위 식에서 ΔH 는 반응열이며 \dot{m} 은 curing rate이다.

fiber preform에서 섬유와 수지간의 접촉 면적이 아주 넓어 수지와 섬유 사이의 열전달은 아주 활발한 것으로 볼 수 있으므로 수지와 fiber preform의 온도는 같다고 가정할 수 있다. 이러한 가정으로 에너지 보존 식은 다음과 같이 단순화된다.

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} + \rho_r c_r \vec{V} \cdot \nabla T = k \nabla^2 T + \phi \dot{G} \quad (40)$$

여기서 ρ 는 섬유와 수지의 평균 밀도이며 c 는 비열, k 는 열전도율로 이들은 다음 식(42)와 같은 무게 분율을 이용한 식으로 주어지며 무게 분율을 다음 식(41)과 같다.

$$w_r = \frac{\phi/\rho_f}{\phi/\rho_f + (1-\phi)/\rho_r}, \quad w_f = 1 - w_r \quad (41)$$

$$\begin{aligned} \rho &= \frac{\rho_f \rho_r}{\rho_f w_r + \rho_r w_f} \\ c &= c_{pr} w_r + c_{pf} w_f \\ k &= \frac{k_f k_r}{k_f w_r + k_r w_f} \end{aligned} \quad (42)$$

또한, 화학 반응에서 화학종의 질량 보존 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \alpha}{\partial t} + \frac{1}{\phi} \vec{V} \cdot \nabla \alpha = \dot{m} \quad (43)$$

여기서 α 는 경화도이며, m 은 다음과 같은 실험식에 의해 구해지며, 다음 식에 사용된 상수들은 실험적으로 구하는 값들이다[35].

$$\begin{aligned} \dot{m} &= (k_1 + k_2\alpha^m)(1 - \alpha)^n \\ k_1 &= A_1 \exp(-E_1/RT), k_2 = A_2 \exp(-E_2/RT) \end{aligned} \quad (44)$$

3.1.4. 수치해석

가. 순서도

RTM 공정 해석을 위해 작성된 수치해석 코드의 순서도는 다음과 같다.

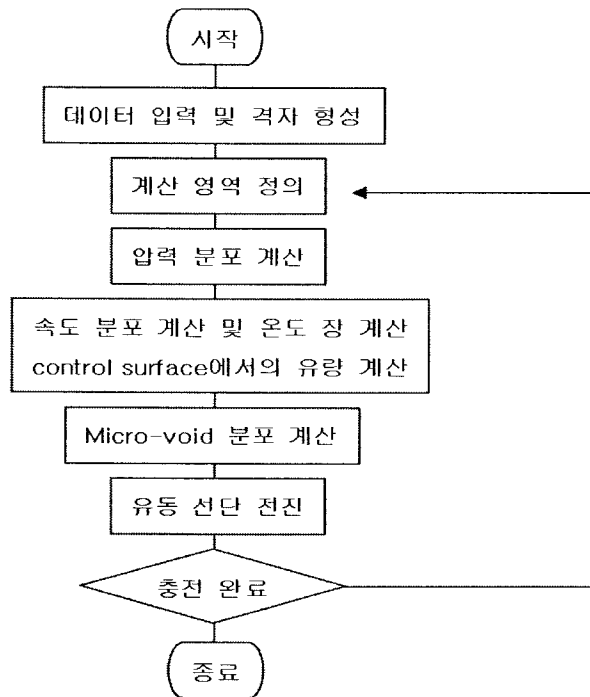
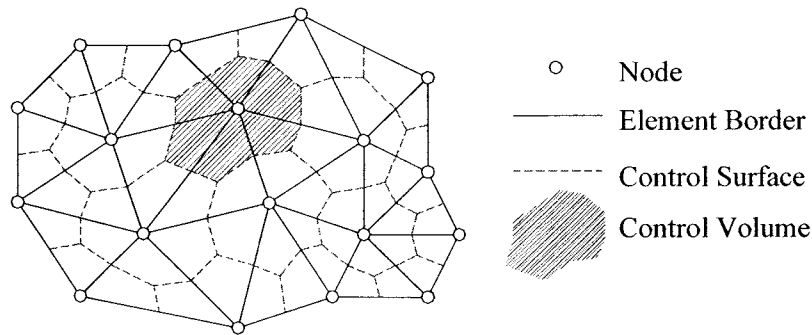


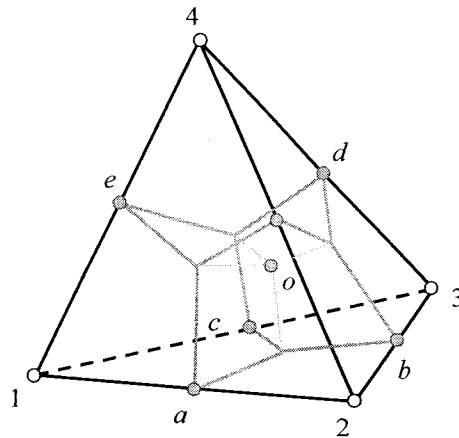
Fig.3.1.8 RTM 공정 해석 프로그램의 순서도.

나. Control volume finite element method (CVFEM)

금형 충전 과정은 유동 선단이 끊임없이 이동하는 과정이므로, 계산 영역을 계속적으로 경신하기 위한 해석 방법을 필요로 한다. 제작된 시뮬레이션 프로그램에서는 고정 격자계 (fixed grid system)로서 Control Volume Finite Element Method (CVFEM)을 사용하였다 [20~24]. CVFEM은 계산 영역을 유한개의 정의된 element로 나눈다. 각 element의 도심과 element 경계의 중심들을 연결함으로써 계산 영역은 다시 유한개의 control volume으로 나누어진다. Fig. 3.1.9a는 삼각형 element를 사용한 2.5차원 계산 영역이며, Fig. 3.1.9b는 본 시뮬레이션 프로그램에 사용된 control surface로 나누어진 사면체 element를 나타낸 것이다.



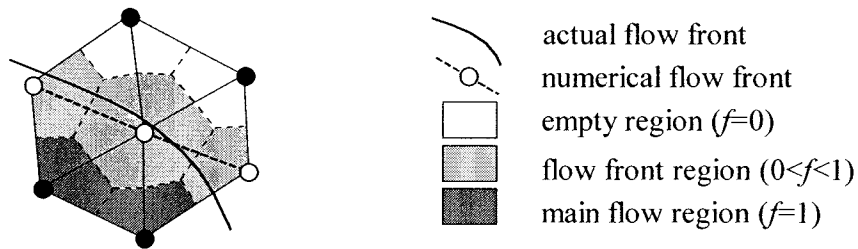
(a) 2.5-dimensional calculation domain



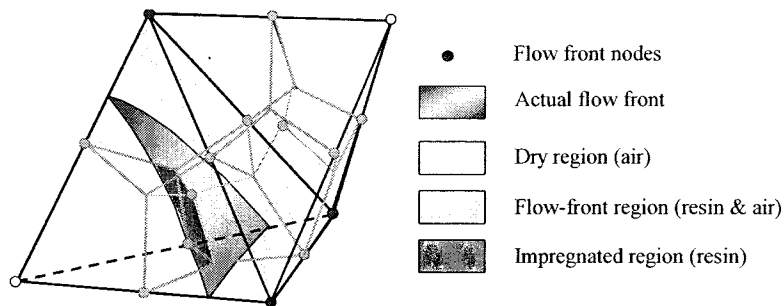
(b) 3-dimensional calculation domain

Fig.3.1.9 Discretization of calculation domain into elements. and control volumes.

각각의 control volume은 수지의 충전율(fill fraction), f 에 의해 3가지 범주로 구분된다 (Fig.3.1.10a). 만약 control volume이 수지로 가득찬 경우 ($f=1$), 그 control volume은 수지 유동 영역으로 구분된다. Control volume에 수지가 전혀 들어 있지 않다면 ($f=0$), 공기 유동 영역으로 구분된다. 부분적으로 수지가 충전된 control volume의 경우 ($0 < f < 1$), 수지와 공기의 경계를 포함한 영역으로 간주되며, 유동 선단 영역으로 구분된다. 각각의 control volume에서는 control surface를 통한 수지의 유량(mass flux)이 기록되며, 여러 질량 유량이 취합된 net mass flux를 이용하여 다음 시간 단계(time step)의 f 를 계산한다. 유동 선단 영역 control volume의 경우, f 가 1까지 증가하거나 0까지 감소하면 유동 선단 영역을 벗어나 수지 유동 영역이나 공기 유동 영역에 속하게 된다. 마찬가지로 공기 영역과 수지 영역의 control volume도 f 의 변화에 따라 다른 영역으로 변한다. 다만 이후에 설명되는 바와 같이, numerical diffusion을 막기 위하여 control surface를 통과하는 질량 유량이 모두 net mass flux에 반영되는 것은 아니며, 적절히 제한된 조건에서만 질량 유량은 유효한 것으로 가정된다.



(a) 2.5-dimensional problems



(b) 3-dimensional problems

Fig. 3.1.10 Determination of the flow front in fixed grid method.

식 (3)과 식 (9)를 각각의 control volume에 대하여 적분하면 다음과 같다.

$$-\int_{CV} \frac{1}{V_f} \frac{\partial V_f}{\partial t} d\Omega = \int_{CS} \frac{[K]}{\mu_r} \nabla p \cdot \mathbf{n} ds \quad (45)$$

$$\int_{CV} \left(-\frac{1}{V_f} \frac{\partial V_f}{\partial t} + \frac{1-V_f}{p_a} \frac{\partial p_a}{\partial t} \right) d\Omega = \int_{CS} \frac{[K]}{\mu_a} \nabla p_a \cdot \mathbf{n} ds \quad (46)$$

식 (45)와 식 (46)은 각각 수지 영역과 공기 영역에 관한 control volume에 대한 지배 방정식이다. CV는 control volume을, CS는 control surface를 나타내며, n은 control surface의 법선 벡터(normal vector)이다.

수치 해석 상의 공식화에 있어서, 식 (45)과 식 (46)의 transient term은 다음과 같이 차분화된다.

$$-\frac{1}{V_f} \frac{\partial V_f}{\partial t} = -\frac{1}{V_f^{n-1}} \left(\frac{V_f^n - V_f^{n-1}}{\Delta t} \right) \quad (47)$$

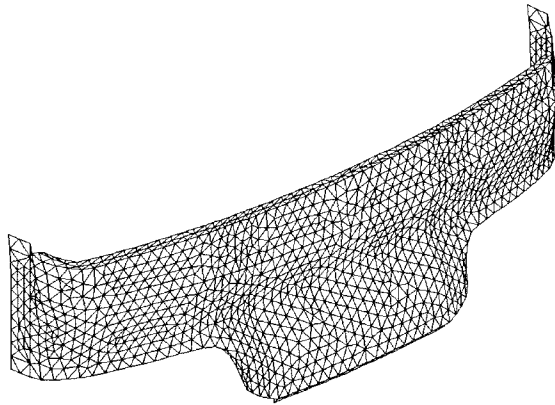
$$\frac{1-V_f^{n-1}}{p_a} \frac{\partial p_a}{\partial t} = \frac{1-V_f^{n-1}}{p_a^{n-1}} \left(\frac{p_a^n - p_a^{n-1}}{\Delta t} \right) \quad (48)$$

첨자 n은 현재 시간 단계를, n-1은 전 시간 단계를 가리킨다. t는 시간 증분(time increment)을 나타내며, 이는 minimal discretization error가없도록 충분히 작아야 한다.

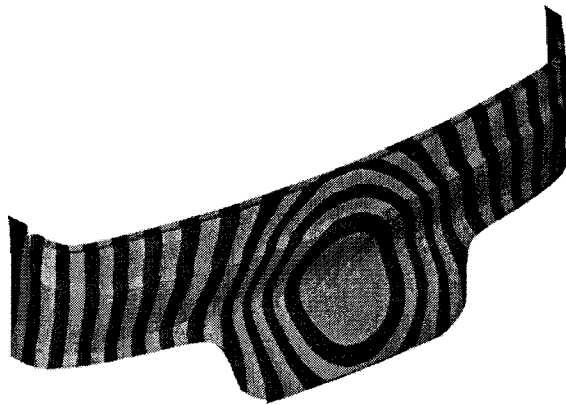
3.1.5. 수치해석 결과

가. 2차원 해석

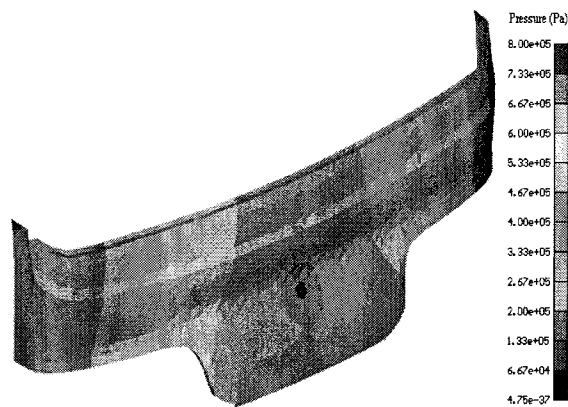
다음과 같은 형상의 이차원 구조물에 대한 수치 해석을 수행하여 수지의 유동 및 금형 충전 그리고 경화도를 계산하였다.



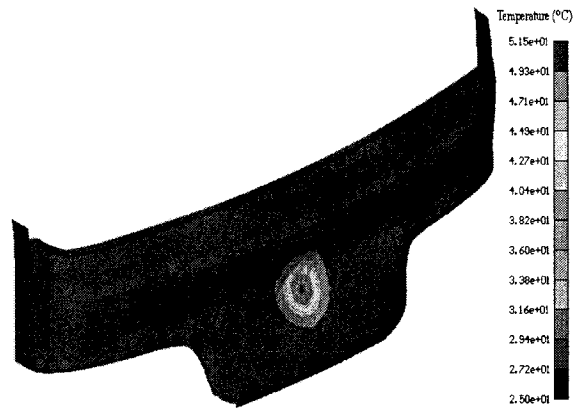
(a) Numerical mesh



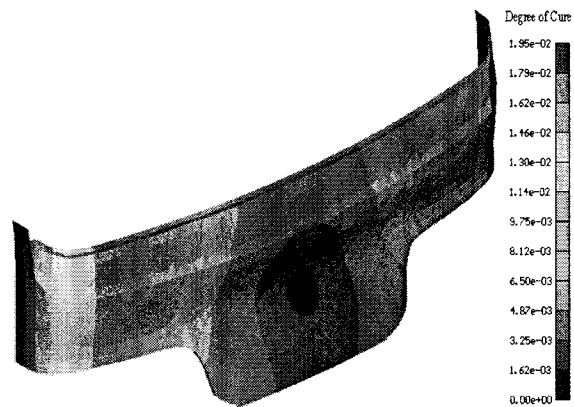
(b) Mold filling patterns



(c) Pressure distribution at the end of mold filling



(d) Temperature distribution at the end of mold filling



(e) Degree of cure distribution at the end of mold filling

Fig. 3.1.11 자동차 front pannel 형상의 구조물의 RTM 2차원 해석 결과.

나. 3차원 해석

금형내부 유동의 3차원 해석을 하여 macro-void 내의 공기의 압축성 효과를 시뮬레이션 하였다. 아래 시뮬레이션의 영역은 RTM으로 만들어진 복합 재료 제품의 모서리 부분이다. 낮은 투과성 계수(permeability)를 가진 uniform한 preform 위에 HPL 한 층이 깔려 있어 수지의 유동은 3차원적으로 되며, 주입구는 HPL의 왼쪽 끝 부분에 존재하며, 벤트는 위쪽 끝에 위치해 있다.

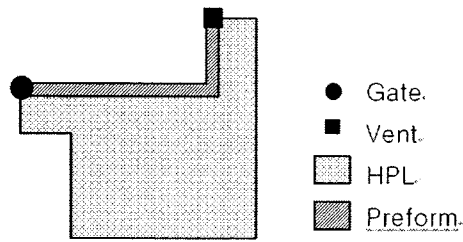
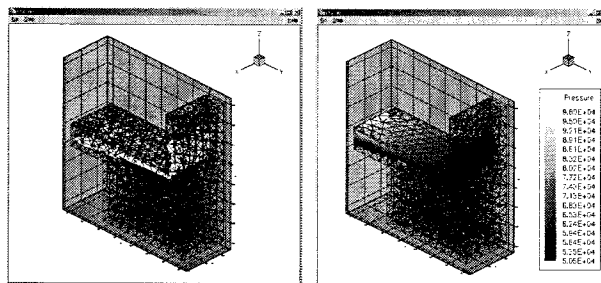


Fig. 3.1.12 Configuration of mold and preform.

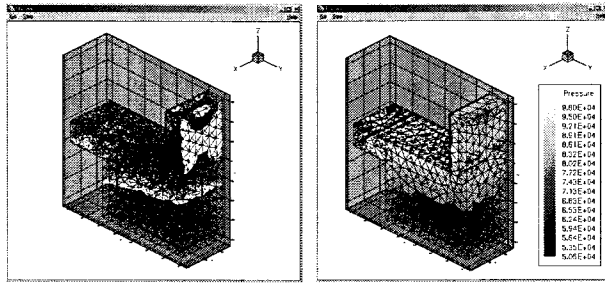
HPL과 preform을 통과하는 수지의 속도 차이 때문에 모서리에 공기가 갇혀 dry spot이 형성된다. Dry spot내의 공기는 충전이 진행됨에 따라 압축되며, dry spot의 압력이 주변 수지의 압력만큼 증가하면 수지를 뚫고 나가 벤트로 빠져나간다. 몇 번의 연속적인 압축-배출(packing and bleeding)과정을 거쳐 금형 내부는 완전히 수지로 충전되게 된다.

실제의 공정에서 HPL과 preform의 투과성 계수(permeability)의 차이로 모서리 부분에 인해 공기가 갇혀 dry spot이 형성되는 것이 관찰되었다. 뿐만 아니라 dry spot내의 공기의 연속적인 packing and bleeding현상도 실제에 잘 부합되는 결과이다. 그러나 연속적인 packing and bleeding과정을 거쳐 금형이 완전히 충전되는데 걸리는 시간은 유동 선단이 벤트에 닿는 데 걸리는 시간보다 훨씬 길기 때문에, 실제 공정의 경우 dry spot의 공기가 완전히 빠져나가지 못한 상태에서 공정이 끝난다.



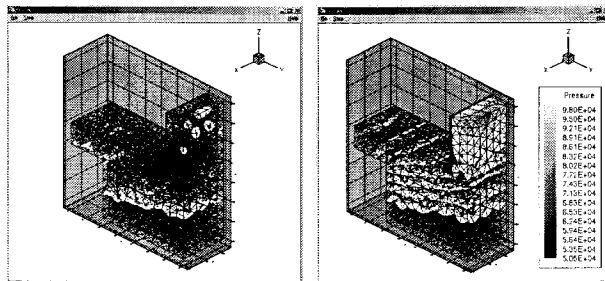
Flow Front Shape Pressure

(a) t=2.4 sec



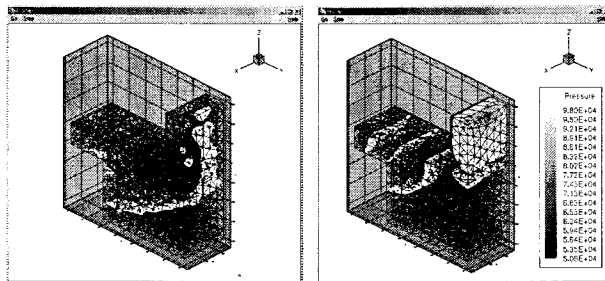
Flow Front Shape Pressure

(b) $t=23.3$ sec



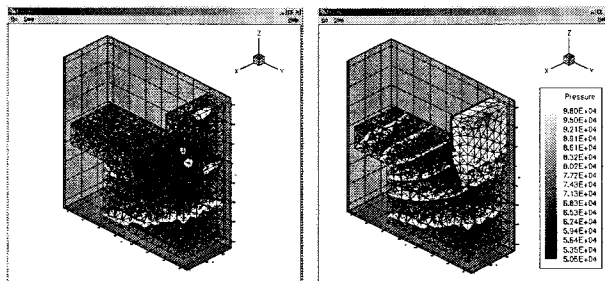
Flow Front Shape Pressure

(c) $t=128$ sec



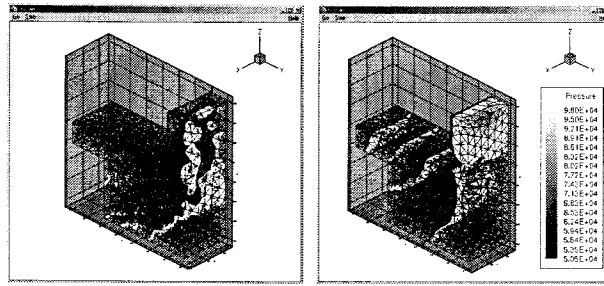
Flow Front Shape Pressure

(d) $t=1550$ sec



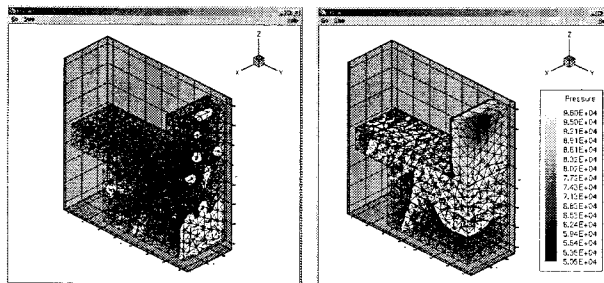
Flow Front Shape Pressure

(e) $t=2260$ sec



Flow Front Shape Pressure

(f) t=4320 sec



Flow Front Shape Pressure

(g) t=9960 sec

Fig. 3.1.13 Resin flow considering the compression of air in the dry spots.

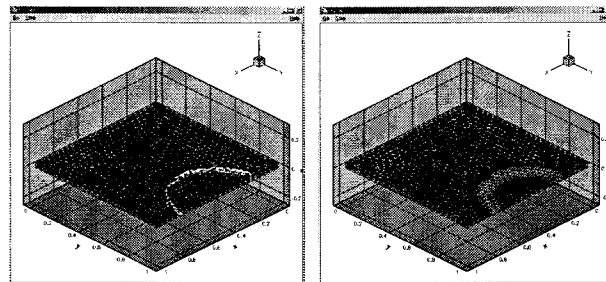
Fig. 3.1.13에서 왼쪽의 유동 선단의 그림에서 희게 나타난 경계면이 수지와 공기의 경계면, 유동선단을 뜻한다. 압력분포는 흰 부분이 1기압, 검은 부분이 진공압력 (vacuum pressure)을 나타낸다. Fig. 3.1.13(a)에서 수지가 preform 내부로 흘러 들어오는 것을 볼 수 있고, (b),(c)에서 공기가 갇힌 다음 dry spot내의 공기가 압축되어 공기의 압력이 상승하는 것을 볼 수 있다. Dry spot내의 공기는 (d)에서 처음 bleeding하고, (e)에서 packing, 그리고 (e),(f)에서 다시 bleeding한다. (g)에서 금형의 충전은 끝나는데, 그 시간은 단순히 벤트에 수지의 유동 선단에 닿은 시간의 50 배에 해당한다.

다. Micro-void의 생성 및 이동

아래의 결과는 더 간단한 금형을 사용하여 micro-void 의 분포를 시뮬레이션 한 결과이다. 금형은 평판 모양이며, 한 쪽 모서리의 중점에 점 주입구가 있고, 벤트는 반대쪽 모서리 양 끝에 있다. channel void가 유동 선단에서 생성되어 수지의 흐름을 따라 이

동하는 과정을 보여준다.

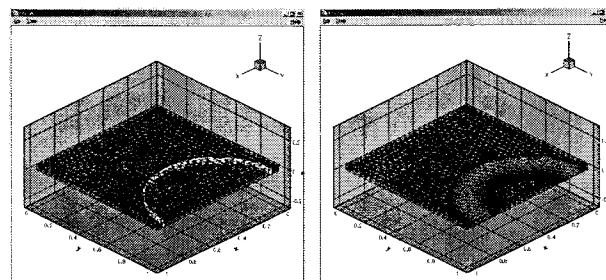
Fig. 3.1.13과 마찬가지로 왼쪽의 흰 경계면은 유동 선단을 나타내며, channel void의 질량 분율은 어두운 부분에서 밝은 부분으로 갈수록 높다.



Flow Front Shape

Channel Void

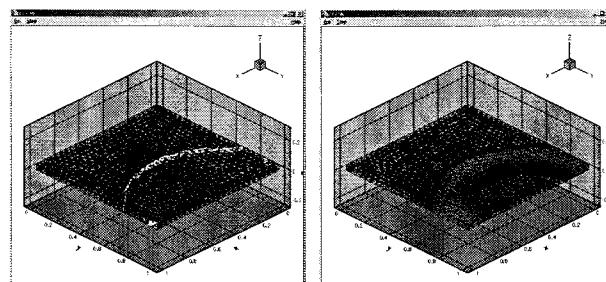
(a) $t=4.5$ sec



Flow Front Shape

Channel Void

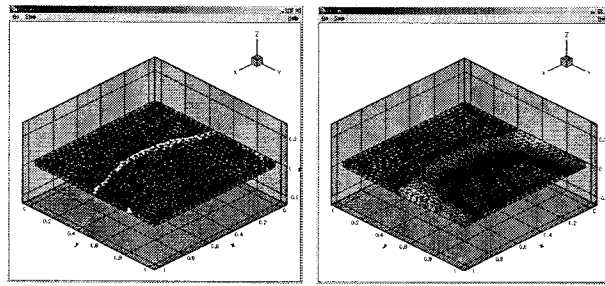
(b) $t=12.0$ sec



Flow Front Shape

Channel Void

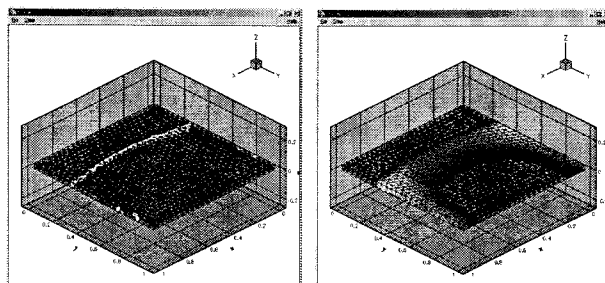
(c) $t=19.9$ sec



Flow Front Shape

Channel Void

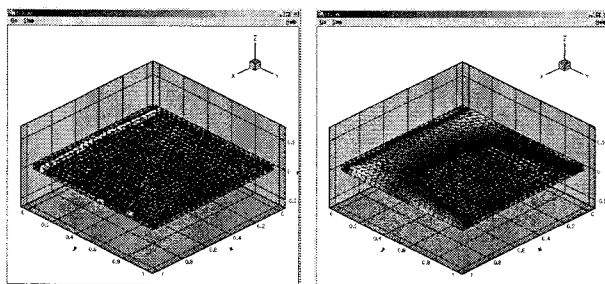
(d) $t=28.5$ sec



Flow Front Shape

Channel Void

(e) $t=37.7$ sec



Flow Front Shape

Channel Void

(f) $t=54.8$ sec

Fig. 3.1.14 Mass fraction of micro-void during impregnation.

3.2. RTM 공정 제어 알고리즘 개발 및 검증

RTM 공정에서는 fiber preform과 금형 벽면간의 얇은 틈으로 유동이 집중되는 효과인 race-track 효과와 금형에 fiber preform을 넣을 때 혹은 그 외의 과정에서 preform이 겹쳐지거나 접혀서 금형 내부의 섬유 체적분율이 비정상적으로 달라지는 등의 원인에 의해 수지 유동이 바람직하지 않게 이루어지는 경우가 있다.

RTM공정에서 이러한 불확실성에 의한 요소는 섬유 예비 형성품의 투과율계수(permeability)의 교란으로 볼 수 있다. race-track 의 경우 금형 모서리를 따라 아주 높은 투과율 계수를 가지는 부분이 존재하는 것으로 볼 수 있으며, 섬유가 접힌 부분은 그 부분의 섬유 체적 분율이 두배 혹은 섬유 층 수 만큼 증가하여 그만큼 투과율 계수가 작아지는 것이다.

이러한 공정상의 불확실성으로 인한 결함에 공정 중에 대처하여 이를 제어하는 방법을 개발하였다. 대부분의 공정에서 수지 주입구와 공기 토출구는 공정에 앞서 미리 적절한 방법으로 최적화되어 있는 상태이지만 앞서 말한 효과 등은 미리 예측될 수 없는 것이므로 본 연구에서는 공정과 동시에 실시간으로 공정 상황을 점검하여 그에 따라 주입구 압력을 조절하도록 하며 race-track 효과 등의 예기치 못한 상황에 대하여 이를 감지 할 수 있도록 하기 위하여 공정과 동시에 실시간으로 수치해석을 수행하여 이 결과와 공정에서의 수지 유동 선단 등을 비교하도록 하였다. 그러나 이러한 제어는 금형 내에서 수지 주입구와 수지 유동 선단의 거리가 멀 경우 주입구의 압력 조절만으로는 유동 선단의 제어가 불가능하므로 금형 충전 초기에만 제어의 효과가 있게 된다. 이러한 제어의 한계를 보완하기 위해서는 초기의 주입구와 먼 곳에 보조 주입구를 설치하여 그 주변에서의 dry-spot 등의 생성 여부를 감지하여 보조 주입구를 작동하도록 하는 제어가 필요하게 된다. 제안된 제어의 실효성을 검증하기 위하여 수치 해석을 통한 검증과 실험을 통한 검증을 수행하였다

3.2.1. 제어방법 1

제어 방법 1은 금형 충전 초기에 이루어지는 제어으로써, 수지 주입구의 압력 조절로 수지 유동 선단을 제어 할 수 있는 구간에서 이루어지는 제어이다. 실제 공정상에서 미리 예측하지 못한 상황이 발생하는 것은 주로 금형 내의 섬유 예비 형성품의 투과율 계수가 race-track 효과 등으로 초기에 예측된 것과 다르게 됨을 의미한다. 이러한 경우 유동 선단의 형태가 예측한 형태로부터 벗어나게 된다. 이 제어에서는 실제 공정에서의 유동 선단과 수치 해석을 통해 예측한 유동 선단을 비교하여 이에 따라 수지 주입구의 압력을 조절하여 유동을 조절하게 된다. 예를 들어, 공정의 유동 선단이 예측된 유동 선단보다 뒤에 있

을 경우, 이는 그 지역의 섬유 예비 형성품의 투과율 계수가 예측한 값보다 작은 것으로 이를 제어하기 위해 그 지역의 주입구 압력을 증가시키도록 한다. Fig. 3.2.1은 제어 방법 1의 제어 과정을 간략히 나타낸 그림이다.

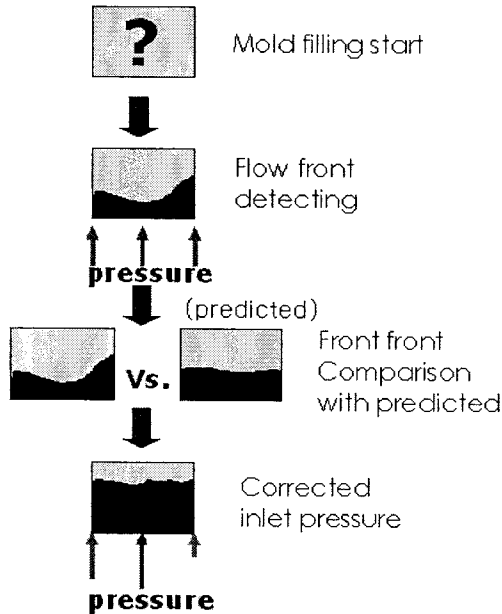


Fig. 3.2.1 제어 방법 1에 의한 제어.

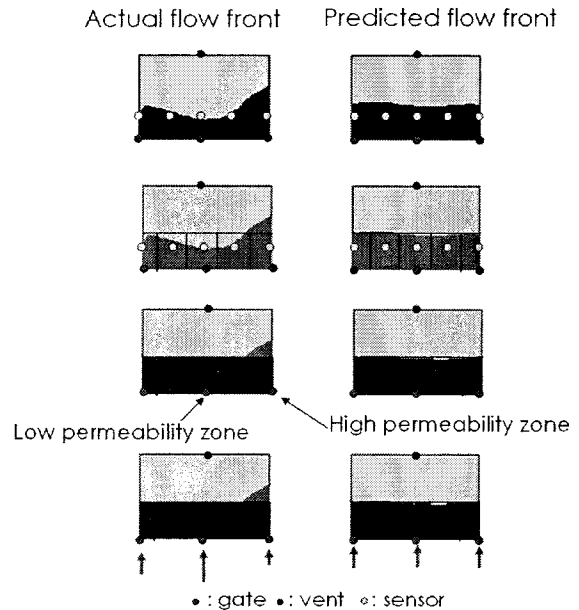


Fig. 3.2.2 제어 방법 1에서의 투과성 계수 예측.

위 Fig. 3.2.2는 제어 방법 1에서 투과성 계수의 예측을 간단히 도시한 것으로 센서는 미리 수치해석으로 예측한 유동 선단에 위치하여 유동 선단을 감지하도록 한다. 실제 공정의 유동 선단이 센서를 통과한 시간과 예측된 시간의 차이를 통해 실제 공정에서의 유동 선단의 위치를 예측 할 수 있다. 유동 선단의 위치를 통하여 대략적인 유동의 속도를 구하게 되고 Darcy's law에 의해 유동의 속도는 매체의 투과성 계수에 비례하므로 fiber preform의 투과율 계수를 계산할 수 있게 된다. 이에 따라 수치 주입구의 압력을 조절하여 예측된 유동 선단과 실제 공정의 유동 선단의 차이를 줄여나가도록 제어한다. 위 그림에서 금형 아래 부분의 화살표의 크기는 주입구에서의 수치 주입 압력을 나타내는 것으로 실제 공정 상황과 예측된 공정 상황의 비교를 통해 주입 압력이 조절됨을 나타낸다.

다음 Fig. 3.2.3은 제어 방법 1의 제어 예이다. 예측된 공정은 전체가 일정한 투과율 계수를 가진 섬유 예비 형성품이 사각형 금형에 있는 것이지만 실제 공정상황은 가운데 낮

은 투과율 계수를 가지도록 하였다. 이에 따라 예측된 공정 상황과 실제 공정 상황의 유동 선단은 달라지게 되었으며, 이를 통해 실제 상황의 fiber preform의 아래쪽 중앙에 다른 부분보다 투과성 계수가 낮은 부분이 존재함을 짐작 할 수 있게 되고 이에 따라 가운데 주입구의 주입 압력을 수정하여 유동 선단을 제어하였다.

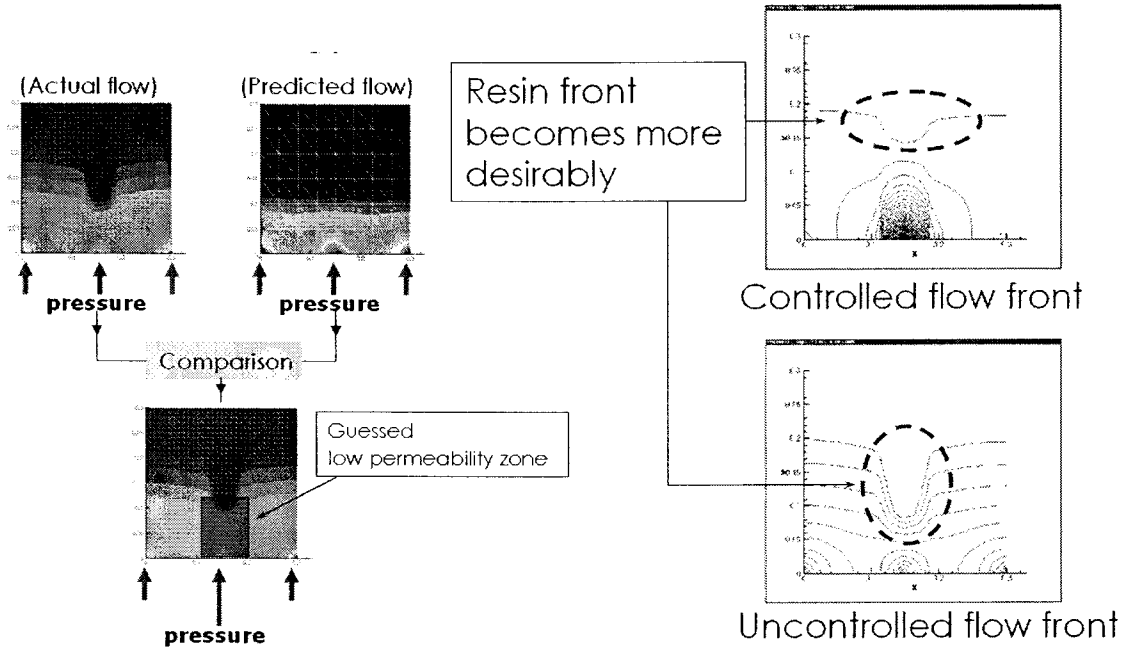
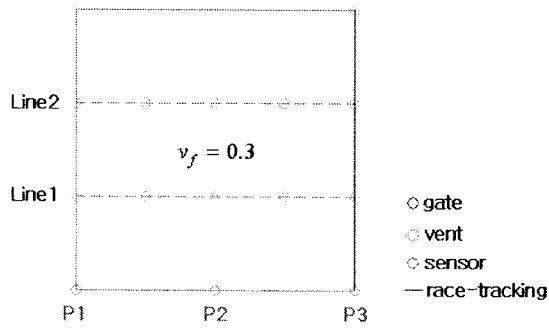
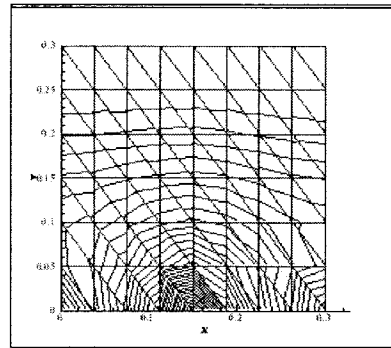


Fig. 3.2.3 제어 방법 1의 제어 예.

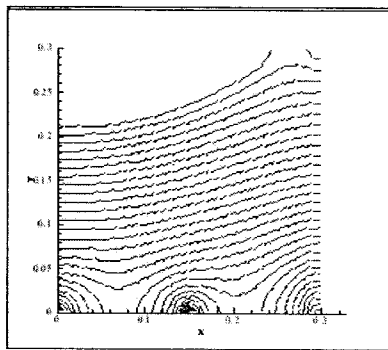
정사각형 금형에서의 유동의 제어를 수치적으로 실험하여 검증하였다. 실제 상황의 공정 모사에는 오른쪽 벽면에 race-track 효과가 있도록 하였으며 이를 위해 오른쪽 벽면의 얇은 구간의 투과성 계수를 높게 하여 계산하였다(Fig. 3.2.4a). 다음 Fig. 3.2.4는 그 제어 결과이다. Fig. 3.2.4b에서 예측된 유동선단에는 race-track 효과가 없으므로 전체적으로 평평한 유동 선단을 가지게 되지만 실제 상황에서 제어를 하지 않은 경우는 오른쪽의 유동선단이 앞서게 되었으며(Fig. 3.2.4c) 제어를 수행한 경우에는 유동선단이 거의 평평해졌다(Fig. 3.2.4d).



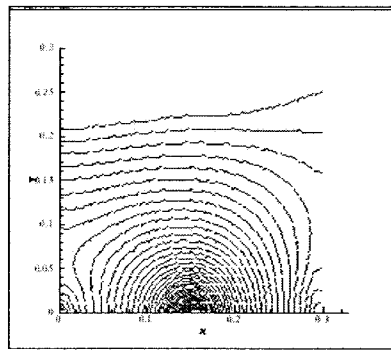
(a) Mold setup



(b) Predicted flow front pattern



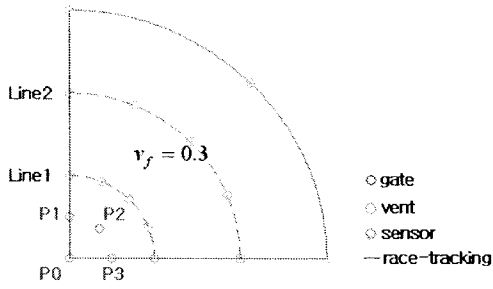
(c) Without control



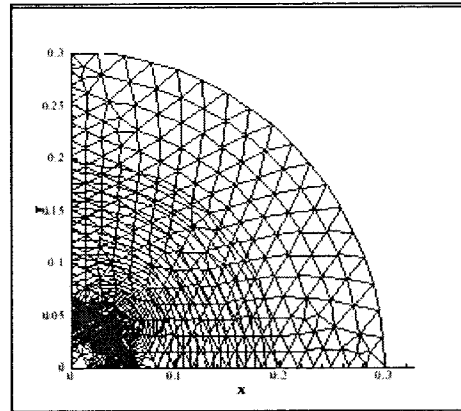
(d) With control

Fig. 3.2.4 한쪽 벽면에 race-track이 있는 경우의 제어.

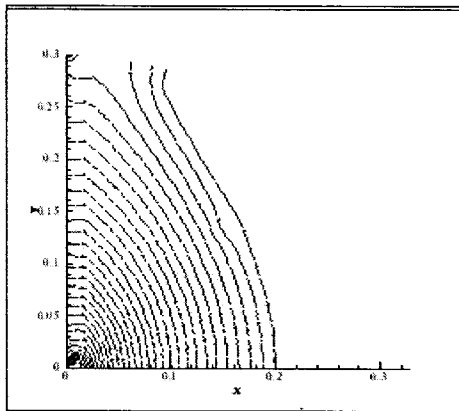
다음은 radial flow에 대한 제어로서 방사형 금형에 Fig. 3.2.5a와 같이 주입구와 벤트 그리고 센서를 위치시킨 후 제어를 수행하였다.



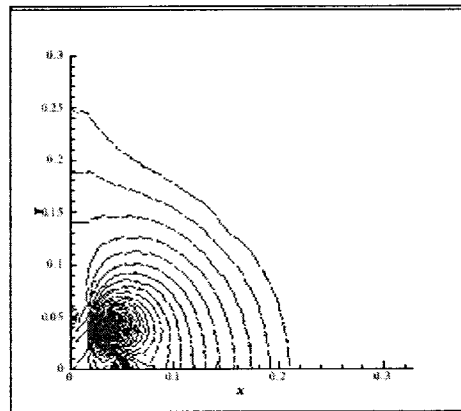
(a) Mold setup



(b) Predicted flow front pattern



(c) Without control



(d) With control

Fig. 3.2.5 원형 유동에 대한 제어.

3.2.2. 제어 방법 2

제어 방법 2는 급형 충전 후기 혹은 초기 수지 주입구로부터 먼 곳, solid insert의 뒤 혹은 병목구간 뒤 등에 적용하기 위한 제어로써, 유동 선단이 수지 주입구에서 멀어 수지 주입구의 압력 조절로 수지 유동선단을 제어 할 수 없는 구간에서 이루어지는 제어이다.

이처럼 수지 주입구의 압력의 제어로 유동 선단을 조절 할 수 없을 경우에는 유동 선단에 가까운 곳에 보조 주입구를 설치하여 센서가 dry-spot을 감지할 경우 보조 주입구를 이용하여 갇혀 있는 공기를 제거할 수 있게 된다. Fig. 3.2.6은 이러한 제어를 간략히 도시한 그림으로 유동 선단이 solid insert를 지난 후, 두 갈래의 유동이 서로 만나 dry-spot이 생성 되었다. 그러나 이 경우 주입구의 압력 제어만으로는 이를 제거할 수 없게 된다. 이 때, 센서가 dry-spot을 감지하게 되면 보조 주입구를 작동하여 갇혀 있는 공기를 제거 하도록 한다.

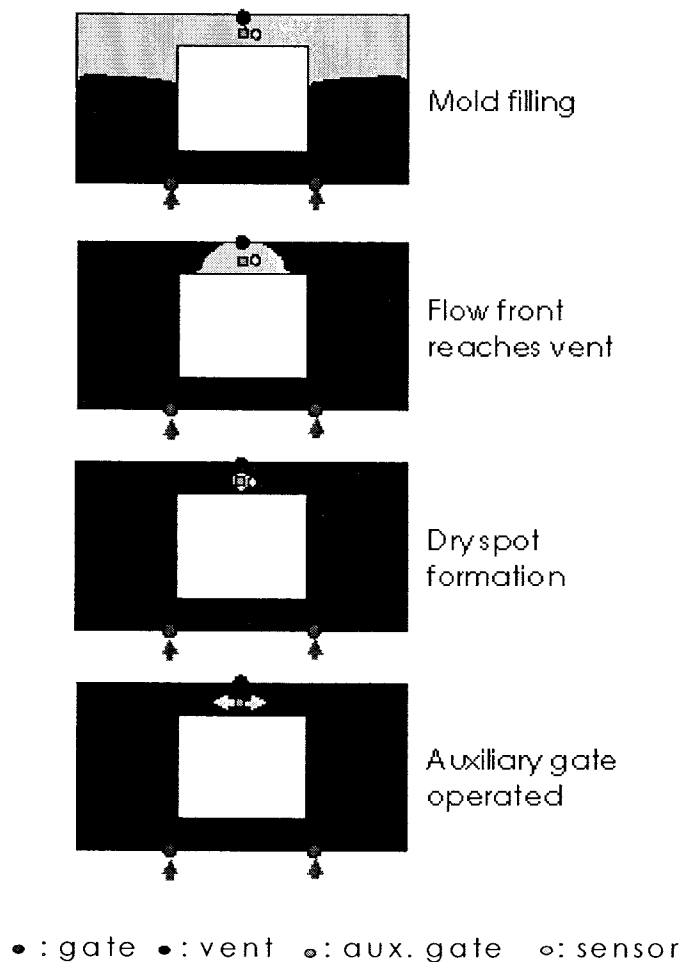
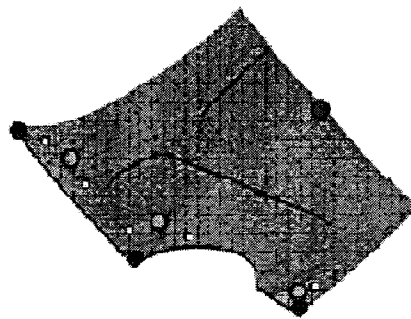


Fig. 3.2.6 제어 방법 2의 제어 예.

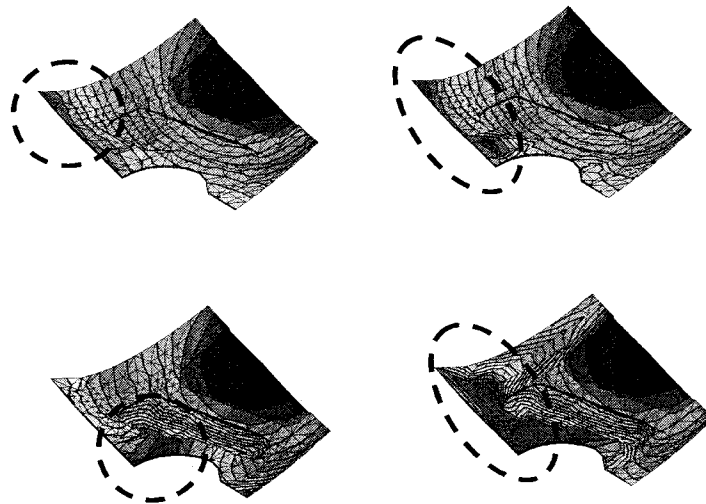
대개의 경우 dry spot 등의 결함들은 그 생성 위치를 정성적으로 추정 할 수 있다. 제어 방법 2는 dry spot이 생길 가능성이 큰 부분에 미리 그것을 감지하기 위한 센서와 보

조 주입구를 설치하여 dry spot이 감지될 경우 보조 주입구를 열어 dry spot을 없애도록 하는 것이다. 대개의 경우 dry-spot은 solid insert의 뒤 혹은 벤트 주위 그리고 주변보다 투과성 계수가 현저히 낮은 지역 뒷부분에 발생하게 된다. 다음 Fig. 3.2.7은 dry-spot의 생성 위치를 확인하기 위하여 Fig. 3.2.7a와 같은 형상의 금형에 투과성 계수를 다양하게 분포시켜 금형 충전과정을 계산하였다. Fig. 3.2.7b에서 확인 할 수 있듯이 벤트 주변에서 발생하였고 이는 dry-spot의 위치를 정성적으로 예측할 수 있음을 말한다.



●: gate ●: vent ●: aux. gate ○: sensor

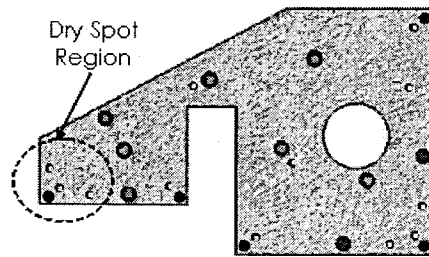
(a) 금형의 기하학적 형상



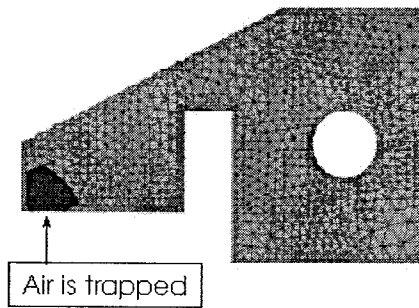
(b) 다양한 투과성 계수 분포에 따른 금형 충전 결과

Fig. 3.2.7 Dry-spot 생성 위치 예측에 대한 검증.

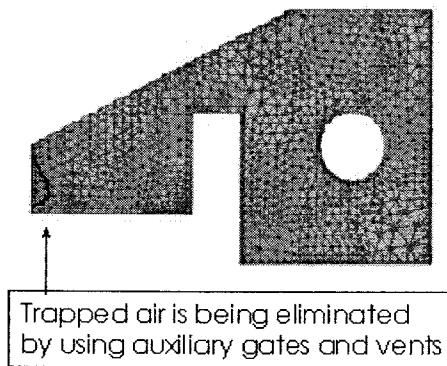
제어 방법 2를 검증하기 위하여 수치 실험이 수행되었다. 금형에 주입구와 벤트를 설치하고 센서와 보조 주입구, 그리고 센서를 Fig. 3.2.8a와 같이 설치하여 수지의 유동을 계산하여 검증하였다. Fig. 3.2.8b에서 race-track에 의해 벤트에 수지가 먼저 도달하여 공기가 금형 내부에 갇히게 되었으나 보조 주입구를 사용하지 않고 초기의 주입구의 제어만으로는 이를 제거 할 수 없게 된다. 이러한 경우에 보조주입구를 사용할 경우 갇혀 있는 공기를 제거할 수 있다(Fig. 3.2.8c).



(a) Mold setup



(b) Without control



(c) With control

Fig. 3.2.8 제어방법 2에 의한 제어.

3.2.3. 실험

RTM 공정의 제어를 위해 Fig. 3.2.9와 같은 공정 장치를 제작하여 실험을 하였다. 실험에 사용된 금형은 Fig. 3.2.8a와 같다. 그림에서 resin reservoir는 수지를 저장하고 있으며 공정에서의 압력은 진공 펌프를 이용하여 얻도록 하였다. 공정의 제어는 수지 주입을 solenoid valve를 이용해 주입구를 개폐하도록 하였다. 또한 인터넷을 이용한 제어를 위해 제어 방법에 따른 제어 명령은 인터넷으로 연결된 server 컴퓨터에서 내리도록 하고 공정 장치에 연결된 client 컴퓨터는 센서 신호를 읽고 이에 따른 공정 상황에 대한 정보를 서버에 전달해주며 서버로부터 받은 명령에 따라 공정 장치를 제어한다. 여기서 사용된 센서는 SG-2BC (Kodenshi AUK, <http://www.kodenshiauk.com>) 인 반사형 포토 인터럽터이며 프리폼에 수지가 함침되어 감에 따라 빛의 투과율이 달라지는 것을 감지하여 수지의 유동 선단을 파악할 수 있다(Fig. 3.2.10). 다음 Fig. 3.2.11은 공정 제어 실험의 결과로 공정 제어를 하지 않은 경우, race-track 등의 원인에 의해 유동 선단이 vent에 먼저 도달하여 금형 내부에 dry-spot이 생성 되었으나 공정이 끝날 때까지 공기가 밖으로 빠져 나오지 못하고 갇혀 있었으나 공정 제어를 할 경우 보조 주입구의 작동으로 갇혀 있던 공기를 배출 할 수 있었음을 볼 수 있다.

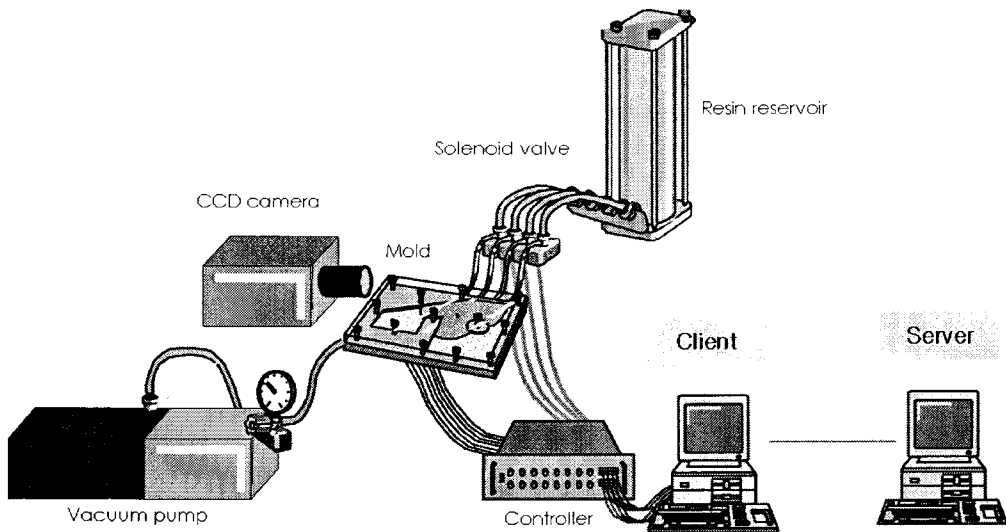
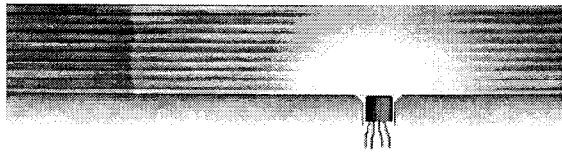
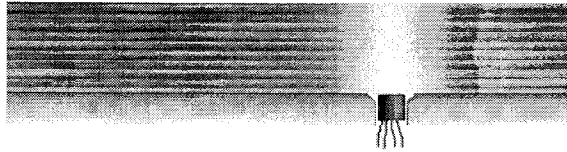


Fig. 3.2.9 실험 장치.

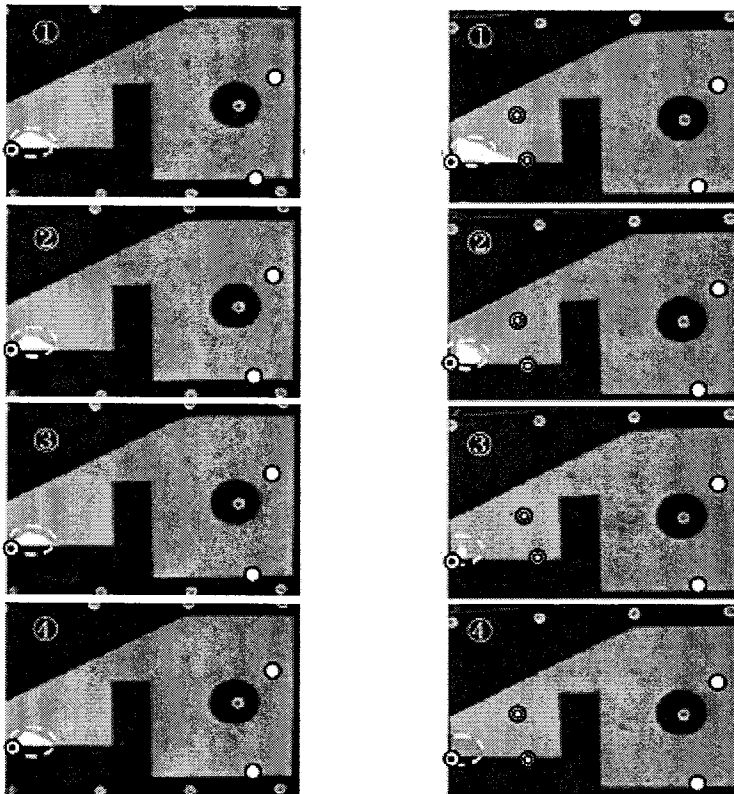


(a) 유동 선단 도달 전



(a) 유동 선단 도달 후

Fig. 3.2.10 유동 선단 감지 원리.



(a) Without control

(b) With control

○ : initial gates ● : auxiliary gates ⊙ : vents

Fig. 3.2.11 공정 제어 실험 결과.

3.3. 인터넷을 이용한 원거리 제어

원거리 제어는 크게 제어 규칙을 가지고 있는 서버와 공정 장치와 연결되어 있는 클라이언트의 두 부분으로 이루어진다. 서버에서는 클라이언트에서 전송하는 공정 상황에 대한 정보들을 수집하여 적절한 제어 명령을 내리게 되며 클라이언트는 그 명령을 받아 공정 장치를 제어하게 된다. 다음 Fig. 3.3.1은 원거리 제어의 개념도이다.

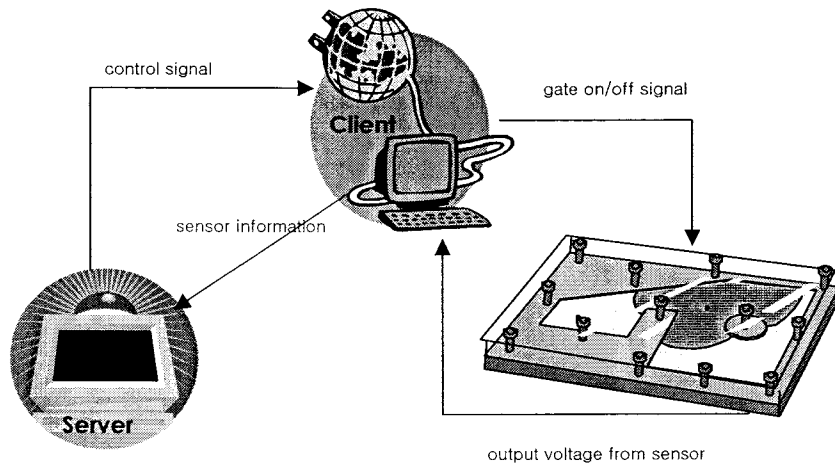


Fig. 3.3.1 원거리 제어 개념도.

여기서 Server 는 RTM 공정에 적용될 제어 알고리즘을 가지고 있는 부분으로 센서로부터 신호를 받는 부분과 그 신호로부터 얻은 정보를 바탕으로 제어 알고리즘에 맞춰 제어를 결정하여 이를 다시 RTM이 진행되고 있는 금형으로 전송하여 공정을 제어하는 부분으로 되어있다. 센서로부터 전달되는 신호는 유동 선단의 위치 등이며, 제어 신호는 게이트 및 벤트의 개폐여부 등이다. 이를 도식화하면 다음과 같다

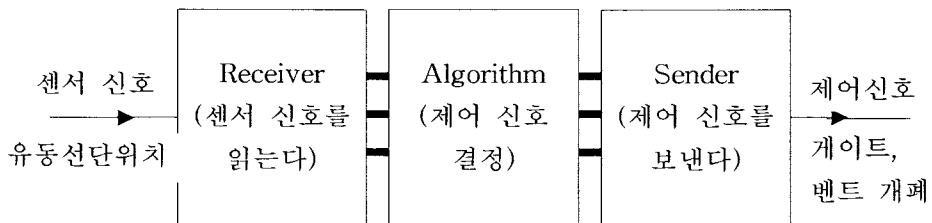


Fig. 3.3.2 서버의 구성.

원거리 제어를 위한 통신은 인터넷을 통하여 이루어지며 TCP/IP 프로토콜을 이용하였다. 으며, TCP/IP 응용프로그램을 위해 Microsoft Winsock을 이용하였다. 서버는 소켓을 생성하고 그 소켓에 IP주소와 포트를 설정한 후 클라이언트의 연결 상태를 기다리는 대기 상태가 된다. 이 대기 중에 클라이언트가 연결을 시도하면 서버는 새로운 소켓을 생성하여 클라이언트의 연결을 받아들이고 기존의 소켓은 다른 클라이언트와의 연결을 위해 대기 상태로 돌아간다. 클라이언트와 연결이 된 후 데이터의 송수신을 시작하고 송수신이 끝나면 소켓을 닫게된다. 한 편, 클라이언트는 소켓을 생성하고 접속할 서버의 IP주소와 포트 번호를 지정하여 대기 상태의 서버에 접속한다. 연결이 설정되면 서버와 데이터를 송수신하고 송수신이 완료되면 소켓을 닫는다. 이를 도식화하면 Fig. 3.3.3과 같다.

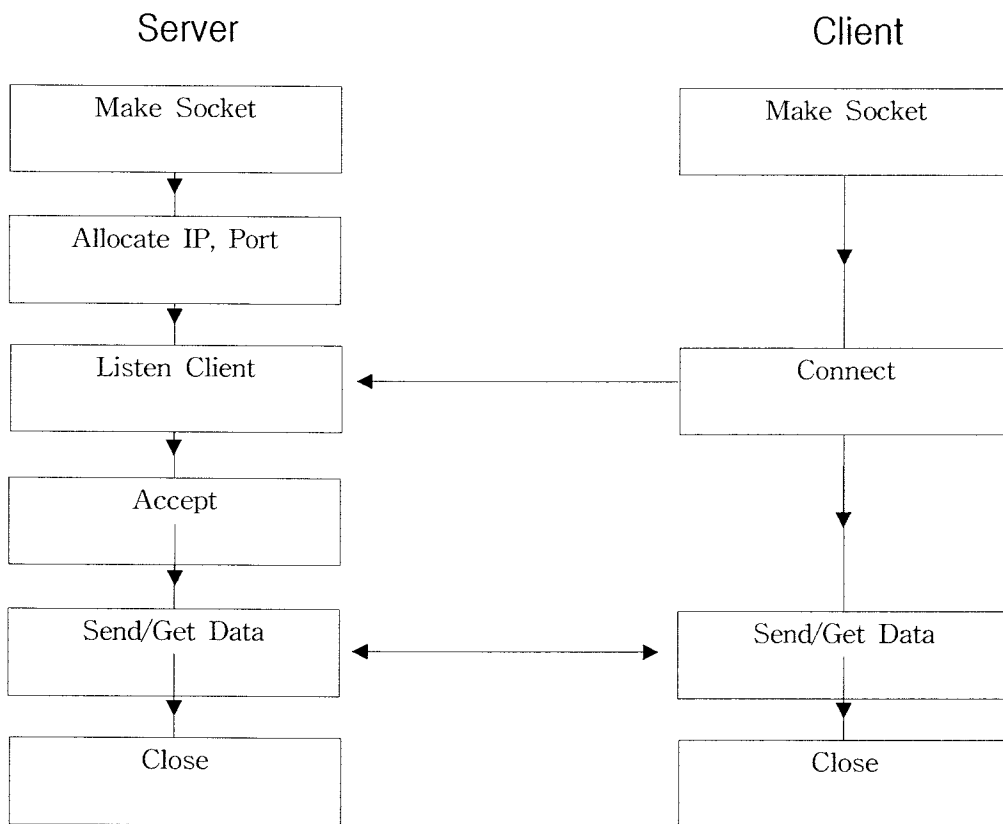
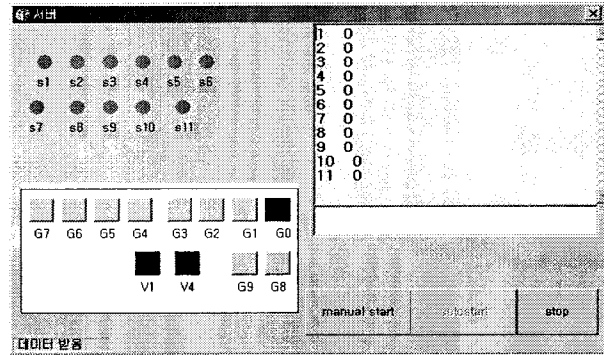
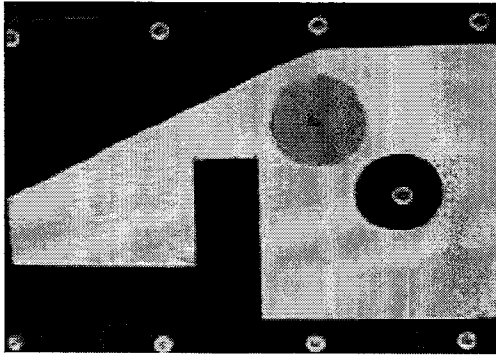
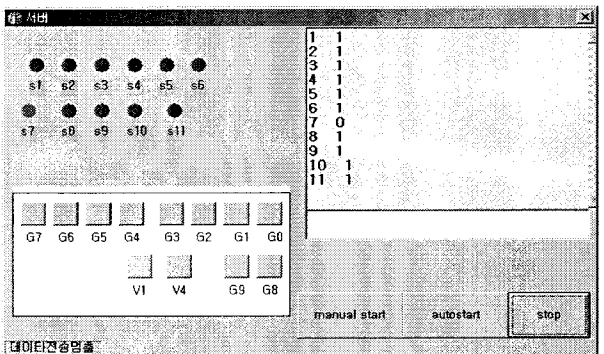
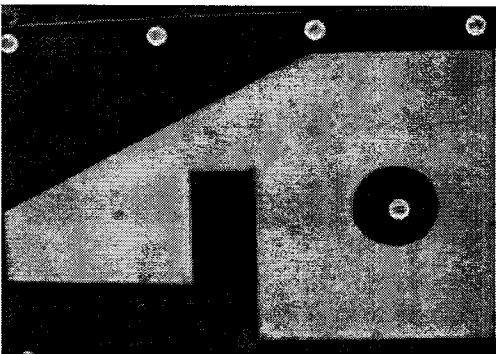


Fig. 3.3.3 Winsock을 이용한 서버와 클라이언트간의 통신.

다음은 인터넷을 이용한 제어 및 이를 모니터링하는 서버의 화면과 공정 상황이다.



(a) Mold filling start



(b) Mold filling finish

Fig. 3.3.4 원거리 제어 화면.

제 4 장 연구 개발 목표 달성도 및 대외기여도

4.1. 연구 개발 목표 달성도

1차년도의 연구 개발 목표인 RTM 공정의 simulation tool의 확보는 현재 개발된 수치 해석 코드로서 충분히 달성 되었으며 2차년도의 인터넷을 이용한 공정 제어 방법의 연구 및 simulator와 controller를 이용한 공정 제어 simulation 역시 TCP/IP프로토콜을 이용한 원거리 제어 방법이 확보되었고 공정 제어를 수치적으로 검증 하는 과정에서 공정 제어 상황을 simulation 하는 데 성공하였다. 마지막으로 실험실 규모의 공정 장치도 개발되었다.

Table 4.1.1 세부연구 목표 및 달성도

구분	세부연구목표	달성내용	달성도(%)
1차년도	RTM 공정의 simulation tool 확보	simulation tool의 개발	100
2차년도	인터넷을 이용한 공정 제어 방법 연구	인터넷을 이용한 공정제어 방법 확보	100
	simulator와 controller를 이용한 공정 제어 simulation	공정 제어 simulation가능	100
3차년도	실험실 규모의 제어장치 개발	실험실 규모의 제어 장치 개발	100

4.2. 연구 개발의 의의 및 대외 기여도

RTM 공정에 대한 체계적인 해석을 통한 공정 최적화 및 제어 알고리즘 개발에 기여할 수 있게 되었다. 또한 수치 실험을 통하여 제어 알고리즘을 검증 할 수 있으므로 효율적으로 공정을 개선 할 수 있게 되었다.

또한 현재 세계적으로 이슈가 되고 있는 분산 생산 시스템의 개발에 대한 기술을 확보하게 되어 원거리 제어를 통해 전문가와 생산자가 각각 따로 떨어진 상태에서 공정이 가능하게 되었고 국내에 구축된 유/무선 인프라를 활용할 수 있는 새로운 컨트롤러의 가능성을 제시하였으며 RTM 공정 이외의 다양한 공정에 적용할 수 있을 것이다.

제 5 장 연구개발결과의 활용계획

개발된 공정 해석 코드를 활용, 발전시켜 2가지 이상의 수지를 동시에 주입하는 Co-injection RTM 공정의 해석 코드를 개발하여 좀 더 다양한 액상 성형 공정의 해석에 활용할 수 있도록 후속 연구를 추진할 예정이며 이는 현재의 단일 수지 유동을 푸는 코드에 이상 유동 및 혼합 등에 대한 알고리즘의 추가로 구현될 것이다.

인터넷을 이용한 원거리 제어 방법은 다른 공정에도 적용할 수 있도록 발전시켜야 하며 이는 다양한 산업에 영향을 미칠 수 있을 것이다.

제 6 장 참고문헌

1. Lundstrom, T.S. and B.R.Gebart, "Influence from Process Parameters on Void Formation in Resin Transfer Molding," *Polymer Composites*, Vol.15, No. 1, 1994, pp. 25-33.
2. Greszczuk, L.B., "Effect of Voids on Strength Properties of Filamentary Composites," *Proceedings of 22nd Annual Meeting of the Reinforced Plastics Division of The Society of the Plastics Industry*, 1967, pp. 20.A-1-20.A-10.
3. Judd,N.C.W. and W.W.Wright, "Voids and Their Effects on the Mechanical Properties of Composites - An Appraisal," *SAMPE Journal*, Vol. 14, 1978, pp. 10-14.
4. K.J.Bowles and S.Frimpong, "Void Effects on the Interlaminar Shear Strength of Unidirectional Graphite-Fiber-Reinforced Composites," *J. of Composite Materials*, Vol. 26, No. 10, 1992, pp. 1487-1509.
5. Parnas, R.S. and F.R. Phelan Jr., "The Effect of Heterogeneous Porous Media on Mold Filling in Resin Transfer Molding," *SAMPE Quarterly*, 53-60, January 1991.
6. Patel, N., V. Rohatgi and L.J. Lee, "Influence of Processing and Material Variables on Resin-Fiber Interface in Liquid Composite Molding," *Polymer Composites*, Vol.14, No.2, 161-172, 1993.
7. Chan, A.W., and R.J. Morgan, "Modeling Preform Impregnation and Void Formation in Resin Transfer Molding of Unidirectional Composites," *SAMPE Quarterly*, 48-52, April 1992.
8. Chen, Y.T., H.T. Davis and C.W. Macosko, "Wetting of Fiber Mats for Composites Manufacturing: II. Air Entrapment Model," *AIChE Journal*, Vol. 41, No. 10, 2274-2281, 1995.
9. Judd, N.C.W. and W.W. Wright, "Voids and Their Effects on the Mechanical Properties of Composites - An Appraisal," *SAMPE Journal*, 14, 10-14, 1978.
10. K.J. Bowles and S. Frimpong, "Void Effects on the Interlaminar Shear Strength of Unidirectional Graphite-Fiber-Reinforced Composites," *J. of Composite Materials*, Vol. 26, No. 10, 1487-1509, 1992.

11. Mahale, A.D., R.K. Prud'homme, and L. Rebenfeld, "Quantitative Measurement of Voids Formed During Liquid Impregnation of Nonwoven Multifilament Glass Networks Using an Optical Visualization Technique," *Polymer Engineering and Science*, Vol. 32, 319-326, 1992.
12. Chen, Y.T., H.T. Davis and C.W. Macosko, "Wetting of Fiber Mats for Composites Manufacturing : I. Visualization Experiments," *AIChE Journal*, Vol. 41, 2261-2273, 1995.
13. Kang, M.K., Lee, W.I., and Hahn, H.T., "Formation of Microvoids during Resin Transfer Molding Process," *Composites Science and Technology*, Vol.60, pp2427~2434, 2000.
14. Rohatgi, V., N. Patel and L.J. Lee, "Experimental Investigation of Flow Induced Microvoids During Impregnation of Unidirectional Stitched Fiberglass Mat," *Polymer Composites*, Vol. 17, No. 2, 161-170, 1996.
15. N. Patel and L.J. Lee, "Modeling of Void Formation and Removal in Liquid Composite Molding. Part II: Model Development and Implementation," *Polymer Composites*, Vol. 17, No. 1, 104-114, 1996.
16. Moon Koo Kang and H. Thomas Hahn, "Resin Transfer Molding for Naval Structures," *US-Pacific Rim Workshop on Composite Materials for Ships and Offshore Structures*, April 6-11, 1998.
17. Dave, R., "A Unified Approach to Modeling Resin Flow During Composite Processing," *Journal of Composite Materials*, Vol.24, 1990, pp. 22-411.
18. Kempner, E.A., *Process Simulation for Manufacturing of Thick Composites*, Ph.D. Thesis, Univ. of California, Los Angeles, 1997.
19. Dullien, F.A.L., *Porous Media - Fluid Transport and Pore Structure*, Academic Press, New York, 1979.
20. Brusckhe, M.V. and Advani,S.G., "A Finite Element/Control Volume Approach to Mold Gilling in Anisotropic Porous Media," *Polymer Composites*, Vol. 11, 1990, pp. 398-405.
21. Fracchia, C.A., J. Castro and C.L. Tucker, "A Finite Element/Control Volume Simulation of Resin Transfer Mold Filling," *Proceedings of the American Society for*

- Composites, 4th Technical Conference, 1989, pp. 157-166.
22. Advani, S.G., *Flow and Rheology in Polymer Composites Manufacturing*, Composite Materials Series 10, 1994.
 23. Lin, R., L.J. Lee and M. Liou, "Non-isothermal Mold Filling and Curing Simulation in Thin Cavities with Preplaced Fiber Mats," *Intern. Polymer Processing*, Vol. 6, No. 4, 1991, pp. 356-369.
 24. Lee, L.J., W.B. Young and R.J. Lin, "Mold Filling and Cure Modeling of RTM and SRIM processes," *Composite Structures*, 27, Elsevier Science Publishers, 1994, pp. 109-120.
 25. Kang, M.K., W.I. Lee, T.W. Kim, B.S. Kim and E.-J. Jun, "Numerical Simulation of Resin Transfer Molding Process," *Proceedings of ICCM-10*, Vol. 3, 1995, pp. 253-260.
 26. Kang, M.K., *A Numerical and Experimental Study on Mold filling and Void Formation During Resin Transfer Molding*, Ph.D. Thesis, Seoul National University, Korea, 1997.
 27. Kang, M.K., 1999, "A Flow Front Refinement Technique for the Numerical Simulation of Resin Transfer Molding Process", *Composites Science and Technology*, Vol. 59, pp. 1663-1674, 1999.
 28. Sheno, R.A. and J.F. Wellicome, *Composites Materials in Maritime Structures*, Volume II: Practical Considerations, 1993.
 29. Williams, C.D., S.M. Groove and J. Summerscales, "The compression response of fibre-reinforced plastic plates during manufacture by resin infusion under flexible tooling method", *Composites Part A*, 29, 1998, pp. 111-114.
 30. Moon Koo Kang, Jae Joon Jung, Woo and Il Lee, 2000. "Analysis of resin transfer moulding process with controlled multiple gates resin injection," *Composites: Part A*, 31:407-422.
 31. S. Bickerton, Suresh G. Advani, 1999, "Characterization and modeling of race-tracking in liquid composite molding process," *Composite Science and Technology* 59:2215-2229.
 32. S. Bickerton, E.M. Sozer, P.J. Graham, 2000, S.G. Advani, "Fabric structure and mold

- curvature effects on perform permeability and mold filling in the RTM process, Part I. Experiments," Composite Part A, pp. 423~ 4.
33. Rohatgi, V., N. Patel and L.J. Lee, "Experimental Investigation of Flow Induced Microvoids During Impregnation of Unidirectional Stitched Fiberglass Mat," Polymer Composites, Vol. 17, No. 2, 161-170, 1996.
 34. Dessenberger, R.B. and C.L. Tucker, "Thermal Dispersion in Resin Transfer Molding," Advances in Computer-Aided Engineering (CAE) of Polymer Processing, Vol. 283, ASME, 21-40, 1994.
 35. Stolin, A.M., A.G. Merzhanov and A.Y. Malkin, "Non-Isothermal Phenomena in Polymer Engineering and Science : A review, Part II: Non-Isothermal Phenomena in polymer Deformation," Polymer Engineering and Science, Vol.19, 1074-1080, 1979.
 35. 정영수, "A study on the Internet-Based Monitoring and Teleoperation of a Machining Center", 서울대학교, 공학석사학위논문,2000.
 36. 김상엽, "A Study on the Resin Transfer Molding Process with Processive Opening of Multiple Resin Injection Ports", 서울대학교, 공학석사 학위 논문, 1996.
 37. 이윤표, 오병주, "인터넷 환경에서 원격 로봇 제어 시스템 개발," Proceeding of 14th KACC, 1999, B 180~183.
 38. Igor A. Goncharendo, Kazuo Mori and N. Kasashima, "Strategies to Develop a Tele-monitoring Technology for Machine Tools via the World Wide Web," PIISM '96, 1996, pp.14.1~14.12.

위탁과제 2

연세대학교
전흥재

요 약 문

I. 제 목

3차원 복합재 빔 구조물에 대한 구조해석 및 설계

II. 연구개발의 목적 및 필요성

일반적으로 구조물의 구조해석의 과정은 어느 정도의 시행착오를 거쳐서 행해지게 되므로 상당한 시간과 노력이 수반된다. 특히 대형 복합재료 구조물의 경우, 기존의 구조해석기법 및 경험에 준하여서는 구조 시스템이나 재료의 능력을 충분히 발휘하게 할 수 없는 실정이므로, 대부분 새로운 구조해석기법의 도입이 필요하다. 대형구조물의 형상에 관한 기존의 연구는 크게 불안정구조물로부터 안정된 구조물의 형상을 구하는 형상탐색의 문제와 주어진 제약조건을 만족하는 구조물의 형상을 구하는 형상해석의 문제이다. 일반적으로 기본적인 형상의 설계조건과 하중조건이 주어지므로, 이것을 만족시키는 구조물의 형상 즉 부재의 수치, 요소단면의 형상 등을 구한다. 이를 위해 먼저 수행하는 것이 구조물의 해석인데, 복잡한 구조물을 이론적으로 해석하는 것은 절대적으로 불가능하며 실제 구조물을 대상으로 한 실험 분석 또한 시간과 경비 측면에서 다량으로 수행할 수 없는 분석방법이다. 따라서 구조물의 재료특성 실험과 컴퓨터를 이용한 해석이 병행되어야 한다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

3차원 복합재 빔 구조물의 구조해석과 요구조건 확립을 위한 기법 개발 및 기본설계를 한다. 이를 기반으로 한 복합재 구조물의 요소 단품과 기계적 체결부의 구조설계와 해석을 시행하였고, 두꺼운 복합재의 설계 및 해석기술의 축적과 최적형상 및 적층과정 도출을 통한 시제품의 개발을 목적으로 하였다.

IV. 연구개발결과

이번 1단계 프론티어 사업을 통하여 3차원 복합재 빔 구조물의 구조해석 기법 개발 및 설계를 위한 요구조건을 확립하고 기본 설계 및 해석을 시행하였다. 이를 토대로 체결구조에 따른 체결부의 응력해석과 정적 강도 시험 및 파손평가를 통하여 얻어진 기계적 특성을 확립하였다. 시제품 제작 및 개발을 위한 상세설계 및 해석을 위하여 전체구조물 구조해석과 최종 배치 형상 및 치수를 결정하였으며, 3차원 복합재로의 이론적 해석 모델의 적립과 두꺼운 빔 구조물의 해석 기술 개발을 통하여 3차원 빔 구조물의 설계기술을 확립할 수 있었다.

V. 연구개발결과의 활용계획

스티칭 된 다축경편 복합재료 구조물의 설계요구조건을 확립하기 위해 스티칭 효과를 분석할 수 있는 물성예측 모델의 개발과 실험을 통한 물성 측정 및 최적의 단면치수와 적층순서의 결정, 또한 단품요소의 체결 방식 결정과 구조물의 안전성을 평가하기 위한 구조해석을 실시하였다. 하지만, 생산성 및 환경에 대한 안정성을 향상시키기 위한 수지에 대한 연구는 미비한 상태이므로 2단계에서는 적용 가능한 최적의 수지에 대한 연구를 수행한다. 더불어, 구조물의 손상을 감지하기 위한 Health Monitoring 기술도 함께 연구를 한다. 이러한 연구는 구조재료에 쓰이는 수지의 적용과 관련된 모든 분야에 적용이 가능하며 Health monitoring 기술을 이용하여 복합소재 구조물뿐만 아니라 다양한 공학소재로 구성된 1차구조물에 적용이 기대된다.

S U M M A R Y

I. Title of the research

Structural analysis and design of multi-axial warp knitted thick composite beams

II. Purpose and necessity of the research

The low through thickness mechanical properties of two dimensional composites have restricted their applications in many light weight structures used to support out-of-plane loads. The related problem with these composites is they suffer extensive damage by delamination cracking because of their low interlaminar fracture resistance. The stitching process is unique in that the stitched perform is not an integral structure because the through-the-thickness yarn is inserted into traditional two dimensional perform as a secondary process following lay-up. Despite this difference, stitched laminate processes greatly improved translaminar properties which are comparable with Three dimensional composites produced by weaving. The purpose of this research is to establish the skills of structural analysis of large structures consisting of composite beam incorporating stitching effect and to set guidelines for the design of large structures consisting of composite beam by using the obtained skills.

III. The contents and scope of the research

In order to achieve the objective of this research, various aspects of study were conducted to understand the effect of stitching on analysis and design. Micromechanical models were developed to study the effect of stitching on mechanical behavior of the composites. The sectional shape and dimensions of beams having equivalent rigidities to those of replacing conventional material beams were obtained using genetic algorithm. A novel theory on open section thick composite beams was developed which incorporated secondary warping. Structural analysis based on predetermined dimensions was conducted

using finite element method on the entire structures in order to check the requirements of structural tolerances. Effects of various parameters associated with mechanically fastened joints composite beams were investigated. The optimal way to fasten the beam elements was also investigated

IV. The research results and summary

The elastic properties were predicted incorporating effect of stitching. The sectional dimensions and optimal lay-up for the thick multi-axial warp knitted thick composite beams. The open section thick composite theory was developed which is crucial for thick beam design. Static and dynamic analysis was conducted on entire beam structures to show the integrity and stability of structures. The stress concentration factors were obtained for multi-pin and single pin mechanically fastened joints to conclude that the double column arrangement was most effective way to join the beams. Based on the developed analytical skills, the detail design of the structures was conducted.

V. Possible applicability of the research

The results of this research can be applied to any design and analysis of primary structures made of composite materials with stitching.

C O N T E N T S

Chap. 1. Abstract	9
Chap. 2. Current Research Trends	11
Chap. 3. Research Progress and Results	12
3.1 Design and structural analysis	12
3.1.1 Modeling	12
3.1.2 Finite element analysis	16
3.2 Mechanical properties of 3D composites	17
3.3 Micro-mechanical model knitted fabric composites	23
3.3.1 Unit cell	23
3.3.2 Averaging model	24
3.3.3 Expanded Bridging model	25
3.3.4 Model prediction	28
3.4 Beam theory of open section thick composite	40
3.4.1 Theory	40
3.4.2 Verification of the new theory	47
3.4.3 Discussion	53
3.5 Cross sectional optimization	54
3.5.1 Genetic Algorithm	54
3.5.2 Formulation of design problems	55
3.5.3 Optimized results	58
3.5.4 Discussion	60
3.6 Analysis of mechanically fastened joints	60
3.6.1 Modeling and analysis of joints	60

3.6.2 Stress distributions around a pin hole with various parameters	63
3.6.3 Stress distributions around pin hole arrangements	66
3.6.4 Stress concentration factors for multi-pin loaded joints	73
3.6.5 Characteristic length evaluation	73
3.7 Stress distributions around pin holes with different joint methods	75
3.7.1 Structural modeling of beam structure	75
3.7.2 Discussion	77
Chap. 4 Attainments and Contributions	83
Chap. 5 Plans for Practical Usage	84
Chap. 6 Acquired Overseas Technological Information	84
Chap. 7 Reference	85

목 차

제 1 장 연구개발과제의 개요	9
제 2 장 국내외 기술개발 현황	11
제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과	12
3.1 복합재 빔의 구조해석 및 요구조건 확립	12
3.1.1 전체구조물 모델링	12
3.1.2 단위 셀 미소구조 해석	16
3.2 기계적 물성평가	17
3.3 물성예측의 이론적 모델	23
3.3.1 단위 셀	23
3.3.2 평균화 기법을 통한 물성예측	24
3.3.3 브리징 모델을 통한 물성예측	25
3.3.4 물성 예측결과 분석	28
3.4 두꺼운 개단면 복합재 빔의 이론	40
3.4.1 두꺼운 개단면 복합재 빔의 이론	40
3.4.2 이론적 해석값과 유한요소 해석법과의 비교	47
3.4.3 이론적 해석값 고찰	53
3.5 최적단면 형상결정	54
3.5.1 유전알고리즘	54
3.5.2 설계문제의 정식화	55
3.5.3 최적형상 결과	58
3.5.4 최적형상 결과분석	60
3.6 기계적 체결구조 분석	60

3.6.1 기계적 체결구조 해석	60
3.6.2 각 영향요소의 체결구조에 대한 경향성파악	63
3.6.3 다양한 원공배치 패턴에 따른 응력분포	66
3.6.4 기계적 체결구조에 대한 영향인자 분석	73
3.6.5 체결부의 파손강도 예측시험	73
3.7 체결방식에 따른 체결부의 응력 분석	75
3.7.1 유한요소 모델링	75
3.7.2 수치해석 결과	77
제 4 장 연구개발목표의 달성도 및 대외기여도	83
제 5 장 연구개발결과의 활용계획	84
제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보	84
제 7 장 참고문헌	85

제 1 장 연구개발과제의 개요

1.1 기술개요 및 필요성

대형구조물의 형상에 관한 기존의 연구는 크게 불안정 구조물로부터 안정된 구조물의 형상을 구하는 형상탐색의 문제와 주어진 제약조건을 만족하는 구조물의 형상을 구하는 형상해석의 문제이다. 일반적으로 기본적인 형상의 설계조건과 하중조건이 주어지므로, 이것을 만족시키는 구조물의 형상 즉 부재의 수치, 요소단면의 형상 등을 구한다. 이를 위해 먼저 수행하는 것이 구조물의 해석인데, 복잡한 구조물을 이론적으로 해석하는 것은 절대적으로 불가능하며 실제 구조물을 대상으로 한 실험 분석 또한 시간과 경비 측면에서 다량으로 수행할 수 없는 분석방법이다. 따라서 구조물의 재료특성 실험과 컴퓨터를 이용한 해석이 병행되어야 한다.

1.2 연구개발의 목표

3차원 복합재 빔 구조물의 개발을 위해 본 연구에서는 설계 요구조건을 정리하고, 복합재료 빔 구조물에 대한 구조해석을 시행하여 전체 구조물의 배열, 부재의 단면 형상 및 수치를 결정한다. 이를 통해 전체 구조물의 구조해석을 통한 기본설계 및 배치설계 기술을 확보할 수 있다. 또한, 빔 구조물의 구성을 위해 반드시 필요한 결합부의 결합방법 결정을 위해 복합재료 부재의 여러 가지 결합 방법에 대한 특성을 평가하여, 최적의 체결방법을 결정하고, 체결구조 설계 및 응력/파손해석을 실시한다. 이러한 일련의 연구를 통하여 설계를 위한 기본 자료를 구축하며, 축적된 기술을 바탕으로 복합재료 빔 구조물 시제품의 상세 설계 및 해석을 실시하고, 구조 시험평가를 실시하여, 최종적으로는 최적 형상의 3차원 복합재 빔 구조물을 개발한다.

1.3 연구내용 및 범위

(1) 3차원 복합재로 빔 구조물에 대한 구조해석을 통한 수치 시험체계 구축

- 구조물의 설계 요구조건을 정립
- 전체 구조물을 모델링하여, 정적 및 동적 해석을 수행
- 복합재 빔 3차원 물성 예측 모델 개발, 기초 물성시험을 통한 예측모델 검증

- 구조물설계에 필요한 부재의 수치 및 요소단품의 단면형상을 결정
- (2) 복합재료 접합부의 해석 및 특성실험을 통한 해석결과의 타당성 검토 및 빔 요소 단품의 형상 및 치수 최적화
- 실험적 특성 평가에 의한 적합한 체결방법 도출
 - 빔 단면 해석 모델 개발에 의한 요소단품 최적 적층설계 및 형상/치수 결정
- (3) 3차원 복합재 빔 구조를 이용한 시제품 제작 및 개발
- 안전율을 고려한 상세 설계요구조건(critical하중 조건 및 내부하중 등) 재정립
 - FEM에 의한 전체 구조물의 응력해석으로 최적의 형상과 치수 결정
 - 시제품에 대한 구조기능 및 강도 입증을 위한 구조 시험평가

제 2 장 국내외 기술개발 현황

대형구조물의 형상에 대하여 크게 불안정구조물로부터 안정된 구조물의 형상을 구하는 형상탐색의 문제와 주어진 제약조건을 만족하는 구조물의 형상을 구하는 형상해석에 대한 연구가 진행되어왔다. 이러한 연구는 구조해석적인 접근의 어려움으로 대형구조물에 적용은 아직 어려움이 있다.

제 3 장 연구개발수행 내용 및 결과

3.1 복합재 빔의 구조해석 및 요구조건 확립

3.1.1 전체 구조물 모델링 및 해석

3차원 복합재 빔 구조물 설계요구조건 확립/기본 설계 구조 해석을 위해 3차원 복합재 U-빔을 이용한 전체 구조물의 기본 설계도 (Fig. 3.1.1)를 바탕으로 Fig 3.1.2와 같이 모델링을 실시하였다. 이때 구조물의 자체 하중 및 부속 중량은 Table 3.1.1과 같다.

Table 3.1.1 냉각탑의 자체 및 부속 중량

	Component	Weight(kg)	총계(kg)
상부	motor, blade, stack, frame	1537	13283
Eliminator	eliminator, frame	993	
살수층	살수장치, 물, frame	2163	
Filer층	filter, frame	1263	
수조층	하부수조, 물, frame	7327	

이때, 전체구조물의 frame은 U-channel로 구성되어있으며, 각각의 초기 빔 단면 형상은 steel 125 channel과 등가 굽힘 강성을 가지는 복합재 section으로 결정하였다. 또한, 각 channel은 구조물의 안쪽 방향을 향하게 조립되었으며, 전체는 9개의 기둥으로 구성된 프레임 구조이다. 이러한 모델을 FEA에 의한 정적 및 동적 해석을 실시하였다. 먼저 Fig. 3.1.3 - 6은 정적 및 동적 해석을 실시한 결과이다.

해석결과에서와 같이 최대 응력은 중앙기둥에서 집중되어 나타나며, 최대값은 5.20MPa로서 이는 3D 복합재의 허용 응력에 비해 매우 작으므로 앞으로 3D 복합재 단면형상 최적화의 필요성을 가지고 있다. 또한 고유진동수는(1st Modal Frequency) 9.942Hz로서 팬 (=4.867Hz)이나 모터 (=30Hz)에 의한 공명은 거의 일어나지 않음을 알 수 있다.

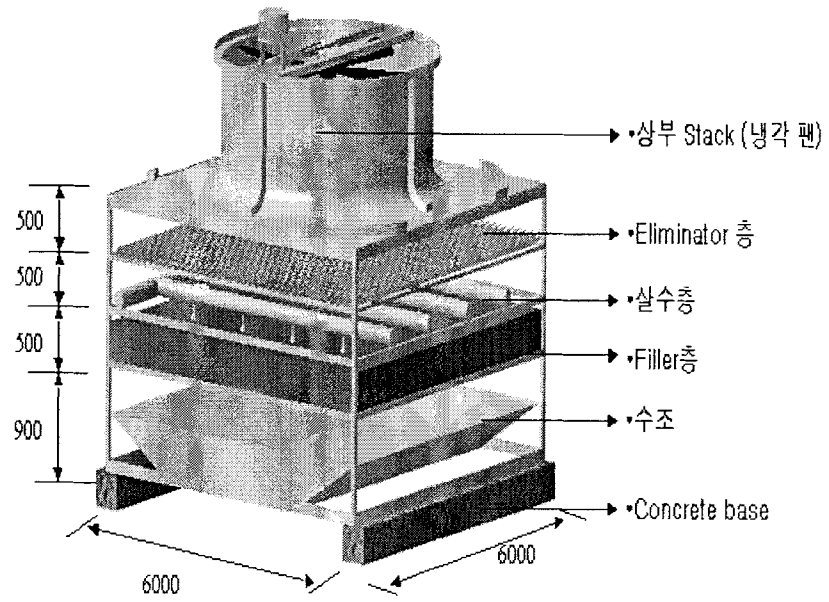


Fig. 3.1.1 냉각탑 전체 구조물.

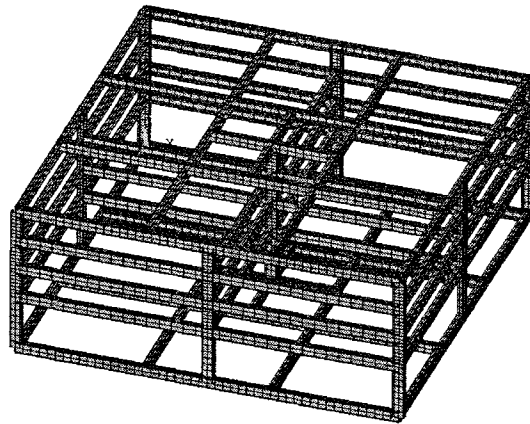


Fig. 3.1.2 유한요소 해석을 위한 냉각탑 모델링.

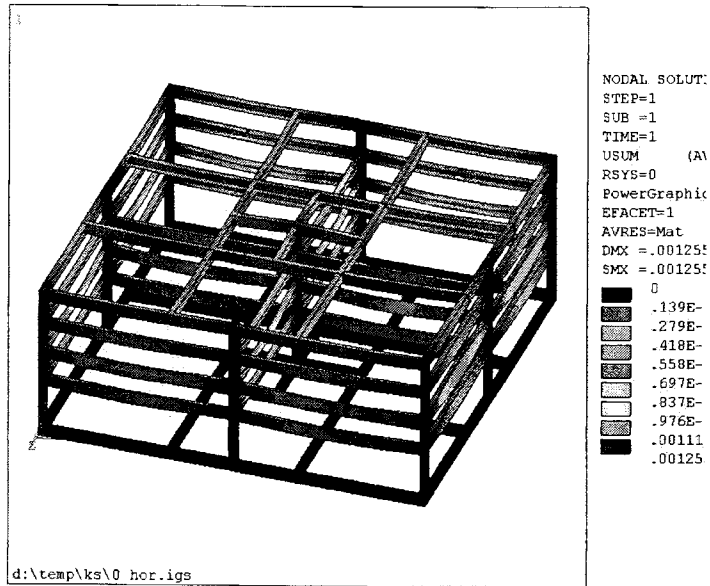


Fig. 3.1.3 냉각탑에서의 하중에 의한 변위.

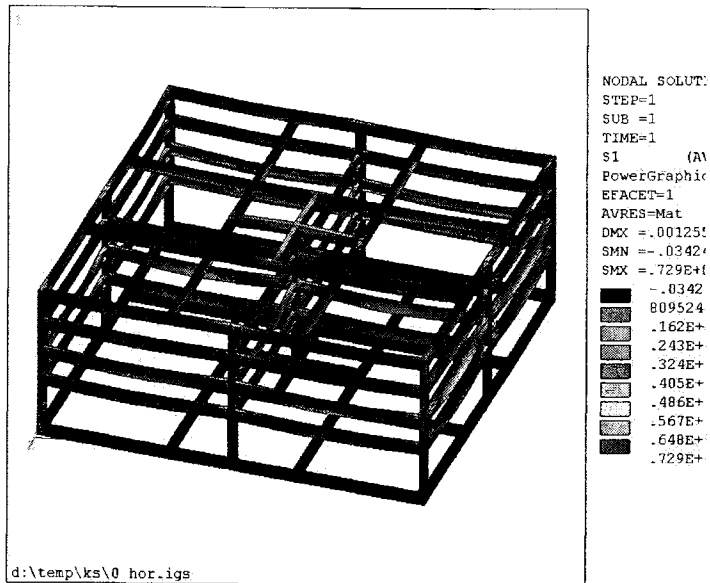


Fig 3.1.4 냉각탑에서의 하중에 의한 주응력.

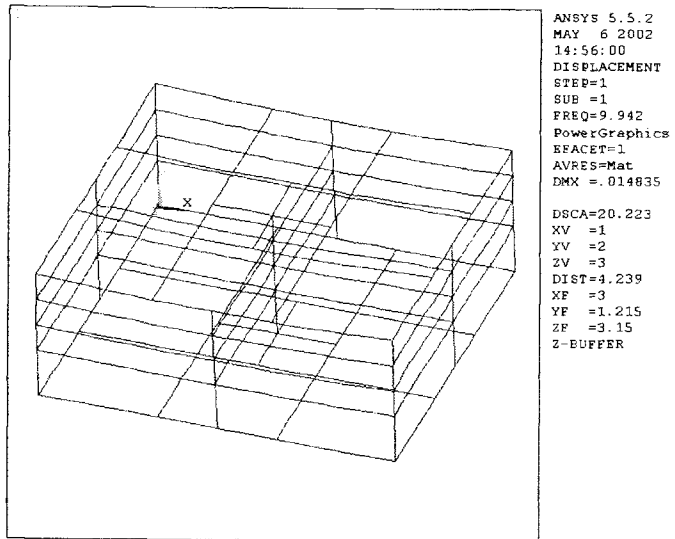


Fig 3.1.5 동적 해석에 의한 고유진동수.

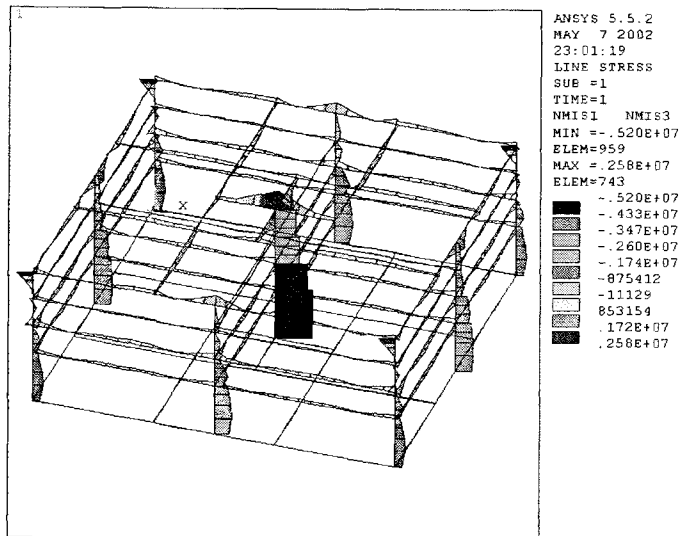


Fig. 3.1.6 냉각탑 하중에 의한 최대응력.

3.1.2 단위 셀 미소구조 해석

3차원 복합재 빔의 3D 물성 예측 모델 개발 및 기초 물성 평가를 위해 3차원 복합재 구조를 관찰하여 Fig.3.1.7과 같이 단위 셀 (unit cell)을 설정하였다. 이렇게 설정한 단위 셀을 모델링하여 FEA방법으로 미소구조 해석을 실시하였다.

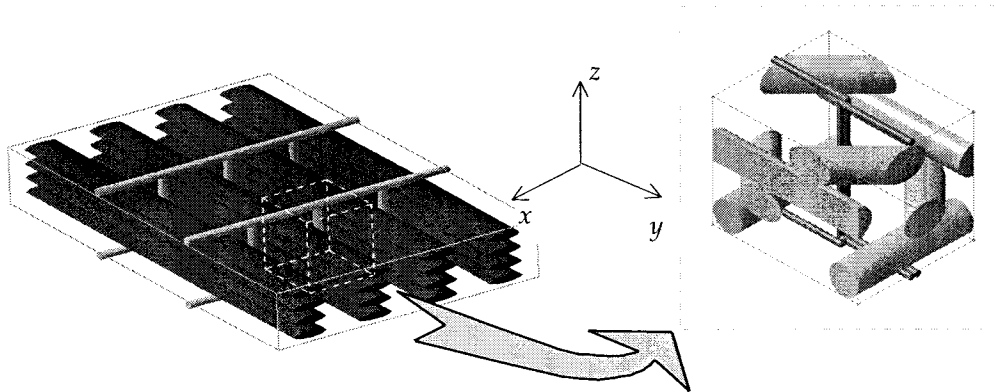


Fig.3.1.7 Stitched된 3D 복합재 빔의 단위 셀 설정.

단위구조의 미소구조 해석 결과는 stitch yarn에 응력이 집중되는 것을 알 수 있다. 따라서 stitch 밀도의 증가는 재료의 물성 향상 효과보다는 insertion yarn의 misalignment을 증가시키고, 또한 응력 집중에 의한 fracture의 가능성이 높아짐을 알 수 있다.

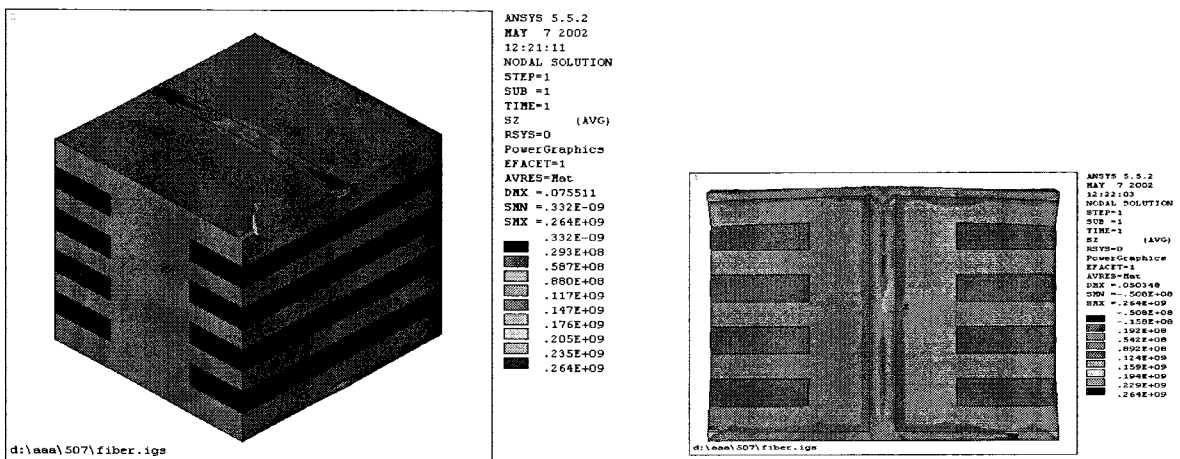


Fig. 3.1.8 Longitudinal 응력 분포.

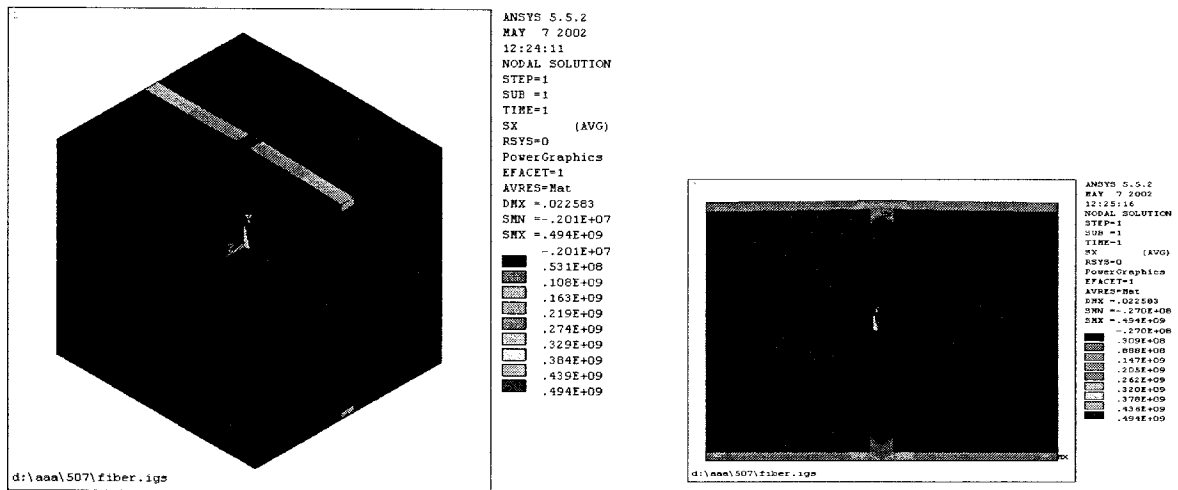


Fig. 3.1.9 Transverse 응력 분포.

3.2 기계적 물성평가

복합재료와 같은 이방성 재료에서는 각 방향에 대한 재료의 특성 값이 다르기 때문에 시험의 종류가 많고 정확한 특성 값을 구하기 위한 시편의 형태 및 지그의 설계가 필요하다. Fig. 3.2.1은 각 시험의 치구를 보인 것이며, Fig. 3.2.2 - Fig. 3.2.5는 시편 형상을 보인 것이다.

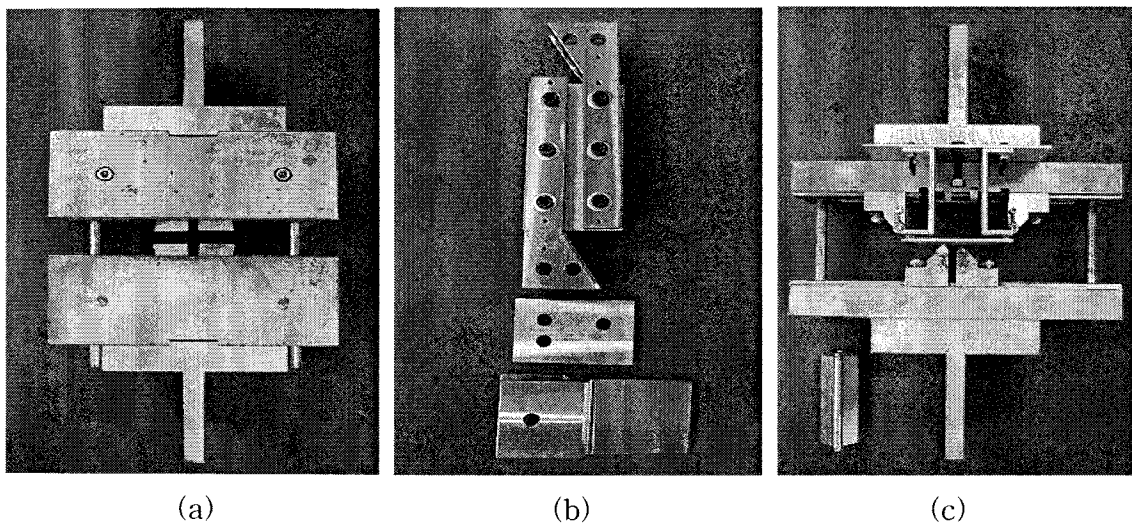


Fig. 3.2.1 시험 치구: (a)IITRI 압축시험; (b)전단시험; (c)굽힘 시험.

가. 시편의 형상

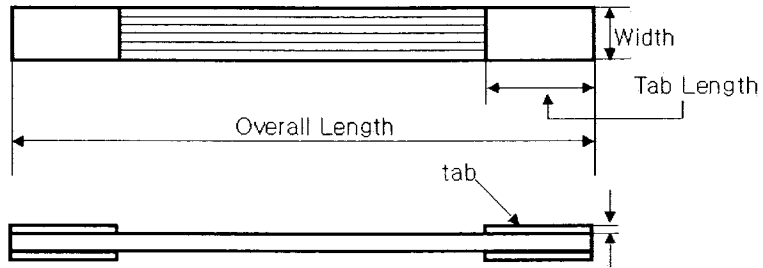


Fig. 3.2.2 압축시험 시편

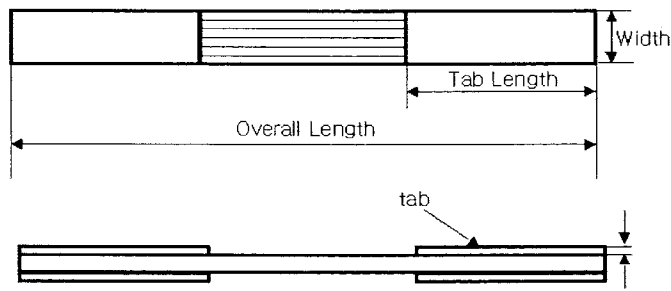


Fig. 3.2.3 인장시험 시편

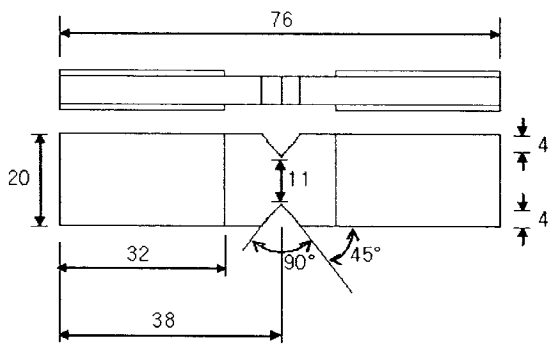


Fig. 3.2.4 전단시험 시편

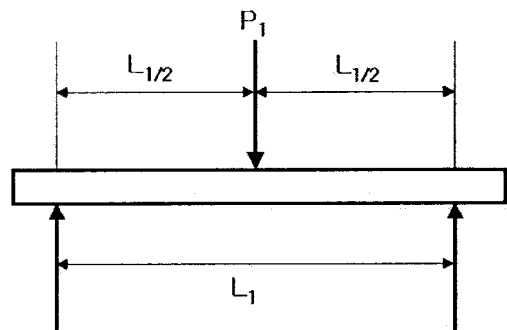


Fig. 3.2.5 굽힘시험 시편

나. 시험결과

두께의 증가에 따른 스티칭 섬유율의 효과보다는 스티칭 간격의 변화에 따른 스티칭 섬유율의 효과가 더 크게 나타났는데, 그것은 단위 셀 내에서의 스티칭 섬유 밀도가 두께 보다는 스티칭 간격에 더 큰 영향을 받는다는 것을 의미한다. 전체적으로 MWK 복합재료의 면내 물성에 대해서는, 스티칭 밀도의 증가에 따라 물성이 약간 향상되나 일방향 복합재의 경우 오히려 길이방향 강성이 감소하였다.

Table 3.2.1 Mechanical properties of T800 MWK fabric composites

Property	Thickness (3mm)			Thickness (6mm)
	un-stitched	stitching spacing (3mm)	stitching spacing (5mm)	stitching spacing (5mm)
Tensile longitudinal modulus (E_{1t} , GPa)	42.6	38.6	39.7	39.4
Tensile transverse modulus (E_{2t} , GPa)	11.6	13.8	12.0	11.1
Tensile normal modulus (E_{3t} , GPa)	10.8	-	-	13.5
Compressive longitudinal modulus (E_{1c} , GPa)	42.7	41.2	42.3	41.0
Compressive transverse modulus (E_{2c} , GPa)	11.0	13.9	12.6	13.0
In-plane shear modulus (G_{12} , GPa)	5.0	5.5	5.1	5.0
Out-of-plane shear modulus (G_{13} , GPa)	4.5	-	-	-
Major Poisson's ratio (ν_{12})	0.28	0.23	0.25	0.25
Tensile longitudinal strength (F_{1t} , MPa)	850.7	750.9	825.3	824.8
Tensile transverse strength (F_{2t} , MPa)	45.1	49.2	44.3	44.4
Tensile normal strength (F_{3t} , MPa)	11.2	-	-	21.6
Compressive longitudinal strength (F_{1c} , MPa)	451	425	350	420
Compressive transverse strength (F_{2c} , MPa)	119.9	130.3	128.2	118.1
In-plane shear strength (F_6 , MPa)	38.1	38.2	44.2	42.0
Out-of-plane shear strength (F_5 , MPa)	58.9	-	-	-

또한, 면외 인장 강도는 스티칭 되지 않은 시편보다 스티칭 된 시편이 2배 정도 향상하였다. 그 이유는 스티칭 되지 않은 MWK 복합재료에 있어서 두께방향으로 각 보강 섬유층을 연결하는 것은 기지재와 보강섬유간의 계면 결합력이지만, 스티칭 된 MWK 복합재료는 스티칭 섬유에 의한 계면 결합력의 증가뿐만 아니라 스티칭 구조에 의한 기계적인 체결에 의한 보강효과까지 포함되기 때문이다.

Table 3.2.2 Mechanical properties of DBLT MWK fabric composites

Property	Thickness (3mm)			Thickness (6mm)
	un-stitched	stitching spacing (3mm)	stitching spacing (5mm)	stitching spacing (5mm)
Tensile longitudinal modulus (E_{xt} , GPa)	16.8	19.3	18.1	17.5
Tensile transverse modulus (E_{yt} , GPa)	16.8	21.4	19.8	18.3
Tensile normal modulus (E_{zt} , GPa)	11.7	-	-	14.4
Compressive longitudinal modulus (E_{xc} , GPa)	19.7	21.3	20.5	20.3
Compressive transverse modulus (E_{yc} , GPa)	19.7	23.8	22.7	21.5
Out-of-plane shear modulus (G_{xz} , GPa)	3.5	-	-	-
Out-of-plane shear modulus (G_{yz} , GPa)	3.4	-	-	-
Major Poisson's ratio (ν_{xy})	0.32	0.29	0.31	0.32
Tensile longitudinal strength (F_{xt} , MPa)	257.3	276.5	265.7	257.7
Tensile transverse strength (F_{yt} , MPa)	257.3	318.9	299.9	287.4
Tensile normal strength (F_{zt} , MPa)	12.8	-	-	23.1
Compressive longitudinal strength (F_{xc} , MPa)	212	208	204	203
Compressive transverse strength (F_{yc} , MPa)	271	288	282	283
Out-of-plane shear strength (F_{xz} , MPa)	66.3	-	-	-

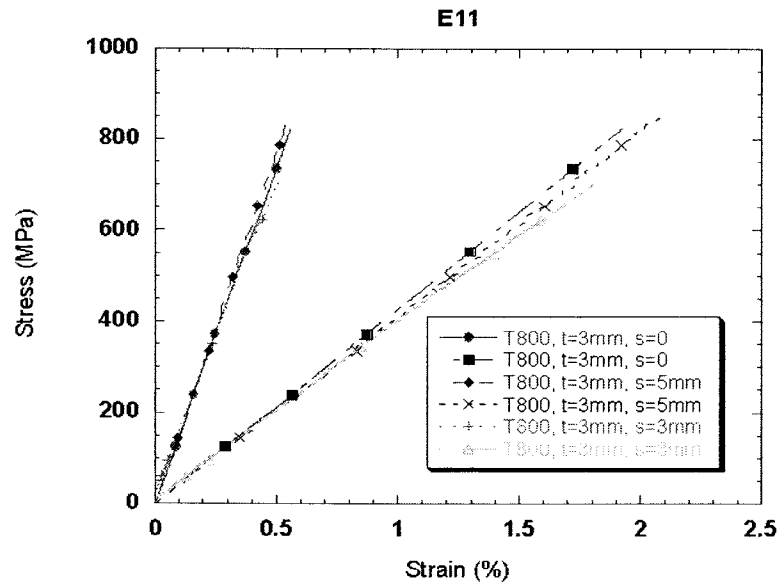


Fig.3.2.6 Strain-stress curve for T800 longitudinal direction

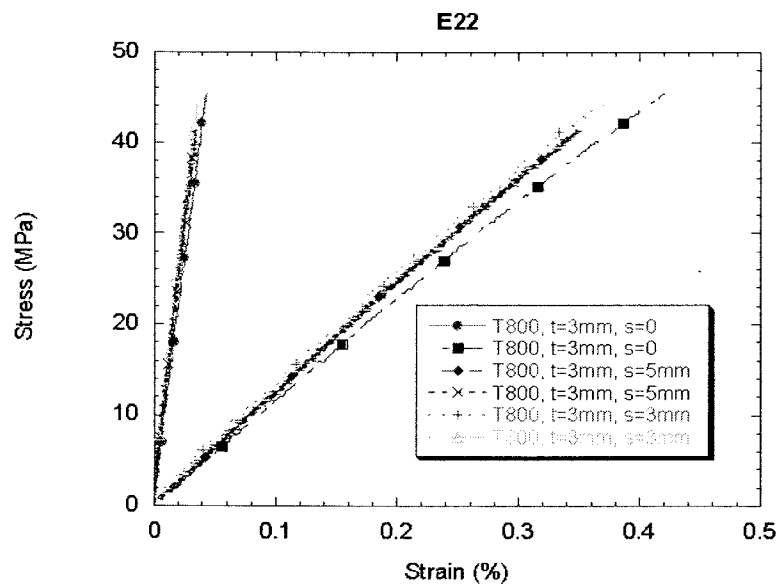


Fig.3.2.7 Strain-stress curve for T800 transverse direction.

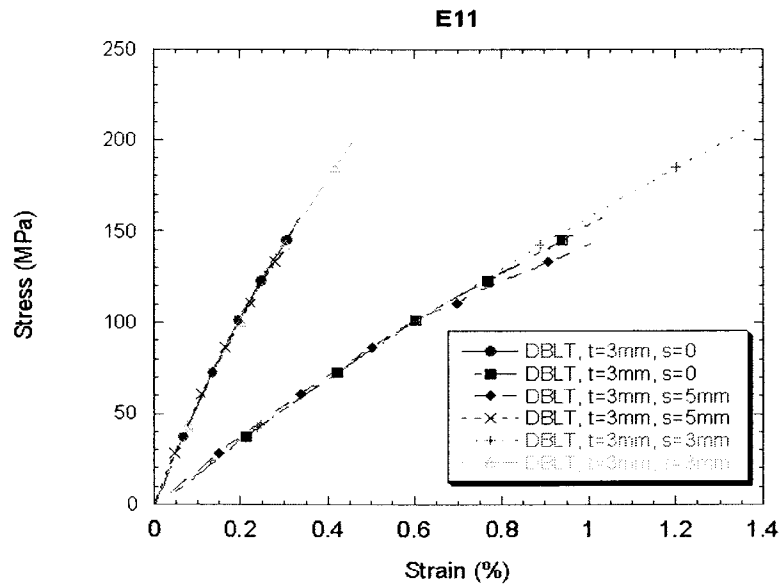


Fig.3.2.8 Strain-stress curve for DBLT850 longitudinal direction

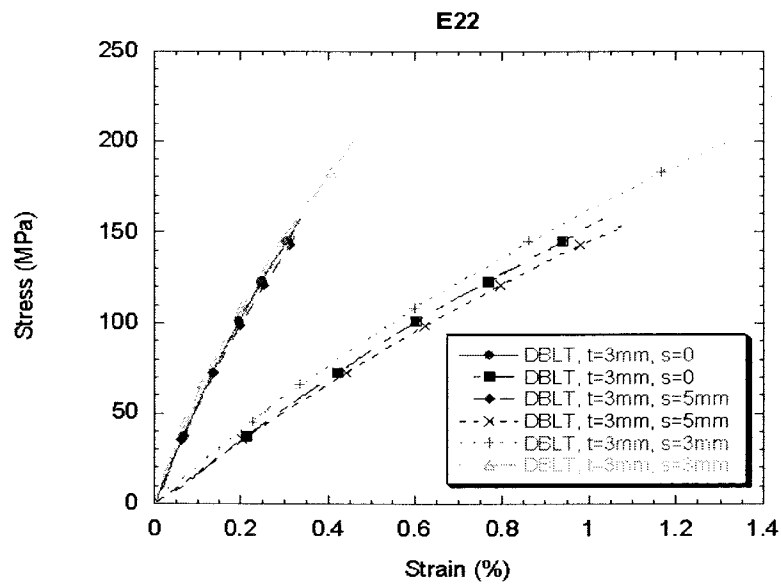


Fig.3.2.9 Strain-stress curve for DBLT850 transverse direction.

3.3 물성예측의 이론적 모델

전통적인 물성 평가 방법은 실용적 차원에서 시험에 의해 물성을 평가하는 것이다. 이러한 접근방법은, 단일축 인장시험만으로 특성평가가 가능한 등방성 물질에 관해서는 매우 효과적이다. 그러나, 방향에 따라 물성이 변화하는 이방성 물질의 경우에는 시험을 통한 재료의 물성 평가 방법은 많은 비용과 수고를 필요하게 된다. 통상, 편성물 복합재료의 두께는 얇은 경우가 많은데, 이때 두께방향의 물성 평가를 위한 시편의 준비가 어렵다. 따라서 편성물 복합재료의 경우에는 시험에 의한 물성 평가가 더욱 어려워지기 때문에, 완전한 3차원의 구성방정식을 구성하기 위해 시험 값만을 사용하는 것은 비실용적으로 사료된다. 이러한 이유로 인하여, 편성물 복합재료의 기계적 물성을 위한 이론적 모델이 필요하게 된다.

3.3.1 단위 셀

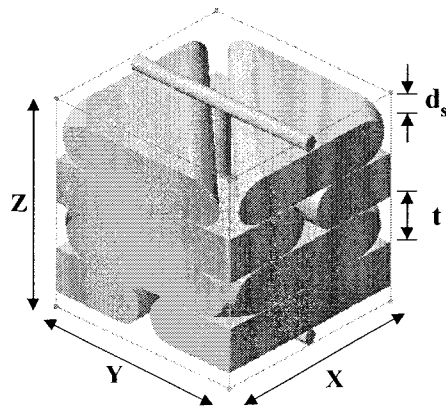


Fig. 3.3.1 단위 셀의 기하학적 구조.

먼저 insertion yarn의 두께(t)와 폭(w)은 단위 셀의 기하학적 구조와 관찰된 결과를 토대로 단위 셀의 크기 X, Y, Z 와 스티칭 섬유(stitching yarn)의 직경 d_s 로부터 다음과 같이 구할 수 있다.

$$w_x = X - d_s \quad (3.3.1.a)$$

$$w_y = Y - d_s \quad (3.3.1.b)$$

$$w_{\pm\theta} = (\sqrt{(X^2 + Y^2)} - d_s) / 2 \quad (3.3.1.c)$$

$$t = (Z - 2d_s) / 4 \quad (3.3.1.d)$$

이때 침자로 쓰인 x , y , $\pm\theta$ 와 s 는 각각 warp, weft, bias insertion yarn과 스티칭 섬유를 가리킨다. 따라서 단위 셀 내에서의 각 yarn의 단면적(S)과 부피(V)는 다음과 같다.

$$S_x = \left(\frac{\pi}{4} + w_x/t - 1\right)t^2 \quad (3.3.2.a)$$

$$S_y = \left(\frac{\pi}{4} + w_y/t - 1\right)t^2 \quad (3.3.2.b)$$

$$S_{\pm\theta} = \left(\frac{\pi}{4} + w_{\pm\theta}/t - 1\right)t^2 \quad (3.3.2.c)$$

$$S_s = \frac{\pi}{4} d_s^2 \quad (3.3.2.d)$$

$$V_{ix} = S_x X \quad (3.3.3.a)$$

$$V_{iy} = S_y Y \quad (3.3.3.b)$$

$$V_{i\pm\theta} = 2S_{\pm\theta} \sqrt{X^2 + Y^2} \quad (3.3.3.c)$$

$$V_{sy} = 2S_s Y \quad (3.3.3.d)$$

$$V_{sz} = 2S_s(Z - 2d_s) \quad (3.3.3.e)$$

또한 fiber packing fraction(κ)은 전체 fiber volume fraction과 yarn의 부피를 이용하여 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\kappa = \frac{\text{insertion yarn 내부의 fiber volume}}{\text{insertion yarn의 volume}} = \frac{v_f V_c - V_s}{V_i} \quad (3.3.4)$$

여기서 v_f , V_c , V_s , V_i 은 각각 단위 셀의 섬유 체적율, 단위 셀의 부피, 스티칭 섬유의 부피, 내부 보강섬유의 부피를 의미한다.

3.3.2 평균화 기법을 통한 물성예측

3D 복합재료의 물성을 예측하기 위하여 평균화 기법(averaging technique)을 이용할 수 있다. 이러한 평균화 기법과 함께 좌표변환을 이용하면 단위구조의 물성을 예측할 수 있게 된다. 즉, 연성행렬 (compliance matrix) $[S]$ 와 강성행렬 (stiffness matrix) $[C]$ 의 국부 좌표계에서 전체좌표계로의 변환은 각 축으로부터의

방향 여현 행렬을 이용한 변환행렬을 이용한다. 이때 섬유와 모재로 이루어진 부분을 yarn이라 한다면 yarn은 횡등방 복합재료이므로 섬유와 모재의 물성치를 이용하여 yarn의 물성치를 계산하고 이를 이용하여 단위 셀의 강성을 계산한다.

- Effective stiffness matrix for infinitesimal segment

$$[C_{xyz}^*] = \sum_{i=1}^n V_r^i [C_{xyz}]_r^i + V_m [C]_m$$

- Effective compliance matrix for infinitesimal segment

$$[S^*] = [C_{xyz}^*]^{-1}, [S] = \frac{1}{Y} \int_0^Y [S^*] dy$$

3.3.3 브리징 모델을 통한 물성예측

Bridging 모델은 Z. M. Huang[1-7]이 제안한 모델로서 이는 보강섬유와 기지재의 응력간에 일정한 관계가 있다고 가정하여, 단섬유 복합재료의 물성을 예측할 수 있는 미소역학적 모델이다. 본 논문에서는 이러한 bridging 모델을 다축 다방향 복합재료에 대한 모델로 확장하여, 3차원구조를 가지는 MWK 복합재료에 대한 물성을 예측하고자 한다.

전체 단위 셀의 상당 응력은 다음과 같다.

$$\sigma = v_f \left(\frac{1}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i \sigma^{fi} \right) + v_m \sigma^m = \sum_{i=1}^M v_f^i \sigma^{fi} + v_m \sigma^m \quad (3.3.5)$$

기지재에 작용하는 응력은 다음과 같다.

$$\sigma^m = \frac{1}{v_m} \sum_{i=1}^M v_m^i \sigma^{mi} = \frac{1}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i \sigma^{fi} \quad (3.3.6)$$

식(3.3.6)을 행렬형태로 바꾸어 쓰면 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx}^m \\ \sigma_{yy}^m \\ \vdots \\ \tau_{xy}^m \end{Bmatrix} = \frac{1}{v_f} \begin{bmatrix} A_{11}^1 & \cdots & A_{16}^1 & A_{11}^2 & \cdots & A_{16}^2 & \cdots & A_{11}^M & \cdots & A_{16}^M \\ A_{21}^1 & \cdots & A_{26}^1 & A_{21}^2 & \cdots & A_{26}^2 & \cdots & A_{21}^M & \cdots & A_{26}^M \\ \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \cdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ A_{61}^1 & \cdots & A_{66}^1 & A_{61}^2 & \cdots & A_{66}^2 & \cdots & A_{61}^M & \cdots & A_{66}^M \end{bmatrix}$$

$$\cdot \{ v_f^1 \sigma_{xx}^1 \cdots v_f^1 \tau_{xy}^1 \quad v_f^2 \sigma_{xx}^2 \cdots v_f^2 \tau_{xy}^2 \cdots \cdots v_f^M \sigma_{xx}^M \cdots v_f^M \tau_{xy}^M \}^T \quad (3.3.7)$$

여기서 σ_{ij}^f , σ_{ij}^m 는 각 섬유와 모재의 응력 성분과 모재의 응력 성분을 의미하며, A_{ij}^k 는 섬유와 모재의 응력간 관계를 나타내는 bridging 행렬 계수이다.

식(3.3.6)을 식(3.3.5)에 대입하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \sigma &= v_f \sigma^f + v_m \sigma^m \\ &= \sum_{i=1}^M v_f^i \sigma^{fi} + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i \sigma^f \end{aligned} \quad (3.4.14)$$

또한 각각의 섬유에서의 응력은 전체 섬유의 응력에 비례하므로 $\sigma^{fi} = a^i \sigma^f$ 라 가정할 수 있다. 따라서 식(3.3.8)은 다음과 같이 정리된다.

$$\sigma = \sum_{i=1}^M v_f^i a^i \sigma^f + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i a^i \sigma^f \quad (3.3.9)$$

σ^f 에 대해 정리하고 역행렬을 취하면 다음 식과 같다.

$$\sigma = \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i a^i + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i a^i \right\} \sigma^f \quad (3.3.10.a)$$

$$\sigma^f = \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i a^i + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i a^i \right\}^{-1} \sigma \quad (3.3.10.b)$$

또한 식(3.4.12)와 식(3.3.9)에서, σ^m 에 대해 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \sigma^m &= \frac{1}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i \sigma^{fi} = \frac{1}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i a^i \sigma^f \\ &= \left\{ \frac{1}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i a^i \right\} \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i a^i + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i A^i a^i \right\}^{-1} \sigma \end{aligned} \quad (3.3.10.c)$$

다시 평균값 이론과 후크의 법칙에 의하여 다음과 같이 정리된다.

$$\begin{aligned}
\boldsymbol{\varepsilon} &= \sum_{i=1}^M v_f^i \boldsymbol{\varepsilon}^{fi} + v_m \boldsymbol{\varepsilon}^m = \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{S}^{fi} \boldsymbol{\sigma}^{fi} + v_m \mathbf{S}^m \boldsymbol{\sigma}^m \\
&= \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{S}^{fi} \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^f + v_m \mathbf{S}^m \boldsymbol{\sigma}^m = \mathbf{S} \boldsymbol{\sigma}
\end{aligned} \tag{3.3.11}$$

식(3.3.9), (3.3.10)을 식(3.3.11)에 대입하여 단위 셀의 연성행렬(\mathbf{S})에 대해 정리하면, 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
\mathbf{S} \boldsymbol{\sigma} &= \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{S}^{fi} \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^f + v_m \mathbf{S}^m \boldsymbol{\sigma}^m \\
&= \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{S}^{fi} \mathbf{A}^i \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^f + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^m \right\}^{-1} \boldsymbol{\sigma} \\
&\quad + \frac{v_m}{v_f} \mathbf{S}^m \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^f \right\} \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^f + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^m \right\}^{-1} \boldsymbol{\sigma} \\
\mathbf{S} &= \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{S}^{fi} \mathbf{A}^i + \frac{v_m}{v_f} \mathbf{S}^m \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^m \right\} \cdot \\
&\quad \left\{ \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^f + \frac{v_m}{v_f} \sum_{i=1}^M v_f^i \mathbf{A}^i \boldsymbol{\sigma}^m \right\}^{-1}
\end{aligned} \tag{3.3.12}$$

이 때 섬유 방향의 강성행렬, \mathbf{C}^f 은 섬유 방향에 따라 정해지는 변환행렬, \mathbf{T} 에 의해 지역 좌표계, \mathbf{C}_{123} 에서 전체 좌표계, \mathbf{C}_{xyz} 로 변환하여, 다음과 같이 구해진다.

$$\mathbf{C}^f = \frac{1}{V_f} \sum_{i=1}^M V_f^i \mathbf{C}_{xyz}^{fi} \tag{3.3.13}$$

$$\mathbf{C}_{xyz} = \mathbf{T}_\sigma^{-1} \mathbf{C}_{123} \mathbf{T}_\varepsilon \tag{3.3.14}$$

따라서, 식(3.3.12)로부터 단위 셀의 유연성행렬은 각 구성 재료의 연성행렬 (\mathbf{S}^{fi} , \mathbf{S}^m)과 부피 체적을 (v_f^i , v_m) 그리고, bridging 행렬(\mathbf{A}^i)에 의해 결정됨을 알 수 있다. 이때, v_f^i , v_m 은 단위 셀의 기하학적 구조를 통해 얻을 수 있다. 따라서, 각 섬유의 bridging 행렬 (\mathbf{A}^i)를 결정하면, 단위 셀의 유연성행렬(\mathbf{S})을 구할 수 있고, 이로부터 단위 셀의 물성을 예측할 수 있다.

3.3.4 물성 예측 결과 분석

가. 평균화 기법을 통한 물성 예측값

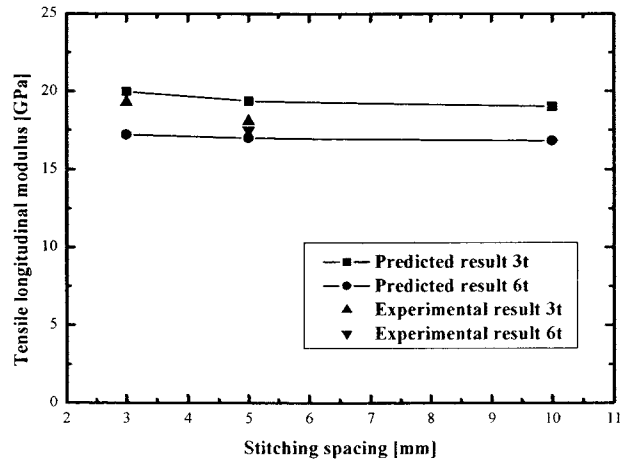


Fig.3.3.2 Tensile longitudinal modulus(E_{xx}) as a function of stitching spacing for DBLT.

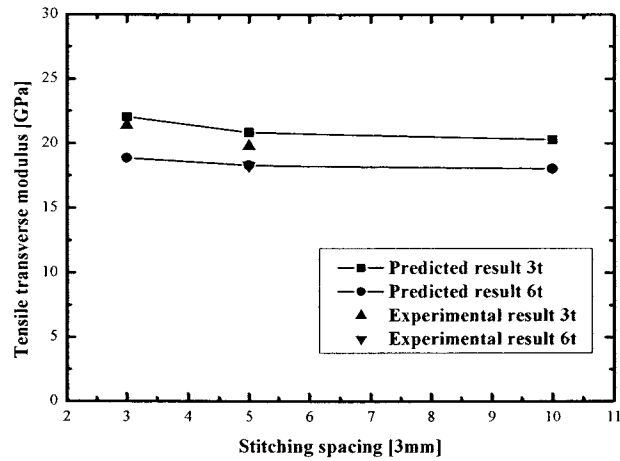


Fig.3.3.3 Transverse tensile modulus(E_{yy}) as a function of stitching spacing for DBLT

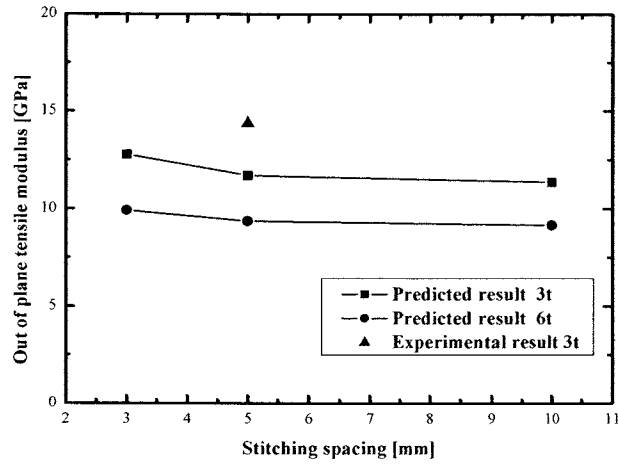


Fig.3.3.4 Out of plane transverse tensile modulus(E_{zz}) as a function of stitching spacing for DBLT.

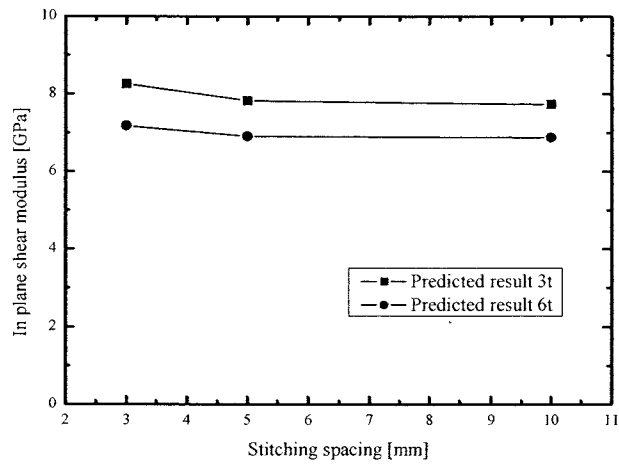


Fig.3.3.5 In plane shear modulus(G_{xy}) as a function of stitching spacing for DBLT.

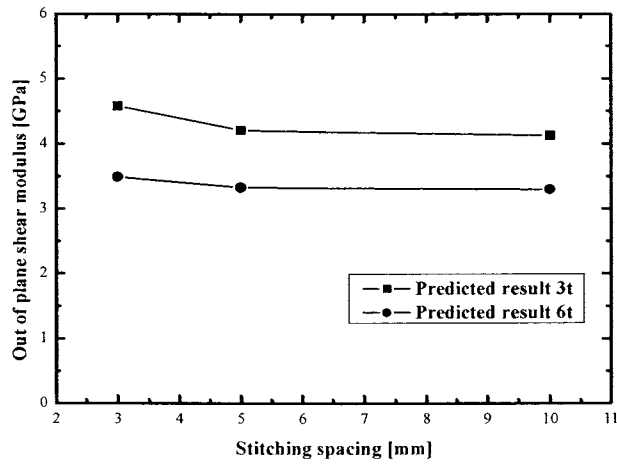


Fig.3.3.6 Out of plane transverse tensile modulus(G_{xz}) as a function of stitching spacing for DBLT.

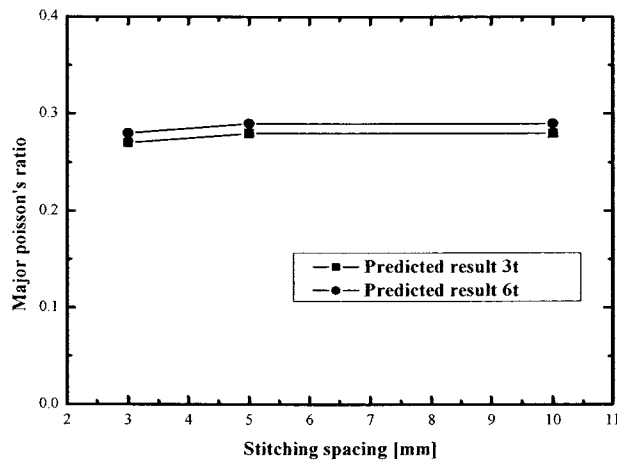


Fig.3.3.7 Major poisson's ratio(ν_{xy}) as a function of stitching spacing for DBLT.

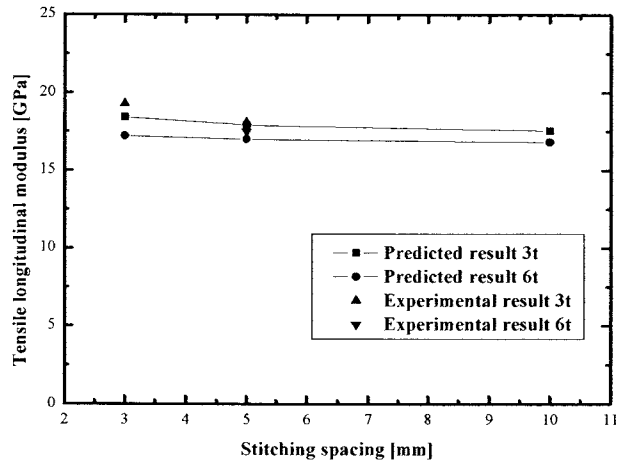


Fig.3.3.8 Tensile longitudinal modulus(E_{xx}) as a function of stitching spacing for UD.

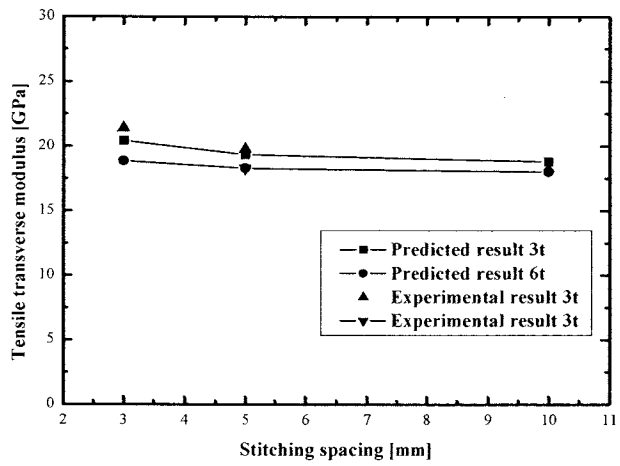


Fig.3.3.9 Transverse tensile modulus(E_{yy}) as a function of stitching spacing for UD.

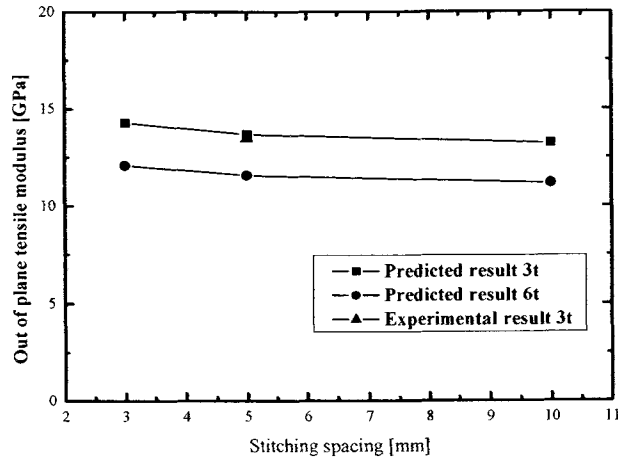


Fig.3.3.10 Out of plane tensile modulus(E_{zz})as a function of stitching spacing for UD.

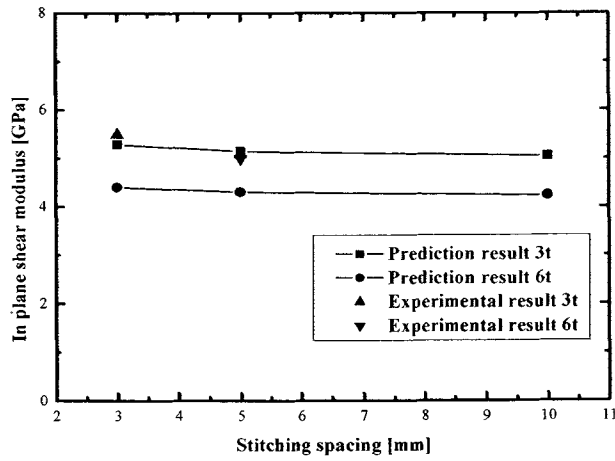


Fig.3.3.11 In plane shear modulus(G_{xy})as a function of stitching spacing for UD.

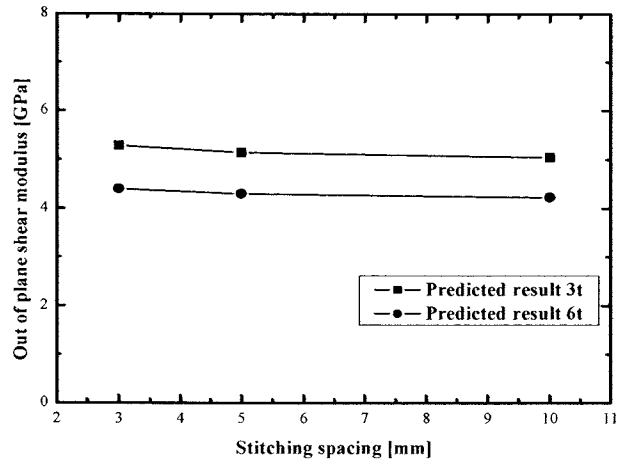


Fig.3.3.12 Out of plane shear modulus(G_{xz})as a function of stitching spacing for UD.

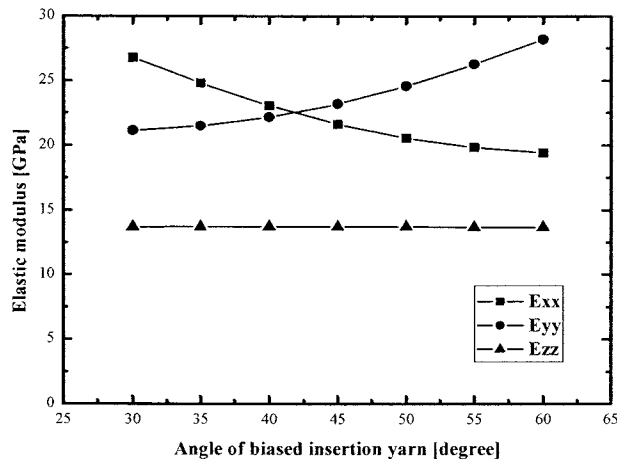


Fig.3.3.13 Elastic modulus as a function of angle of biased insertion yarn.

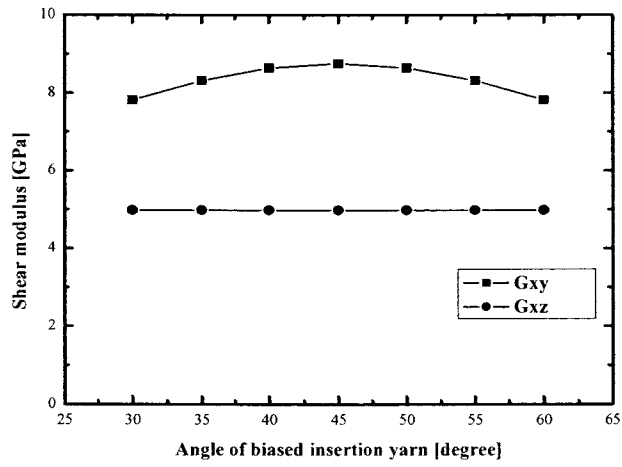


Fig.3.3.14 Shear modulus and Poisson's ratio elastic modulus as a function of angle of biased insertion yarn.

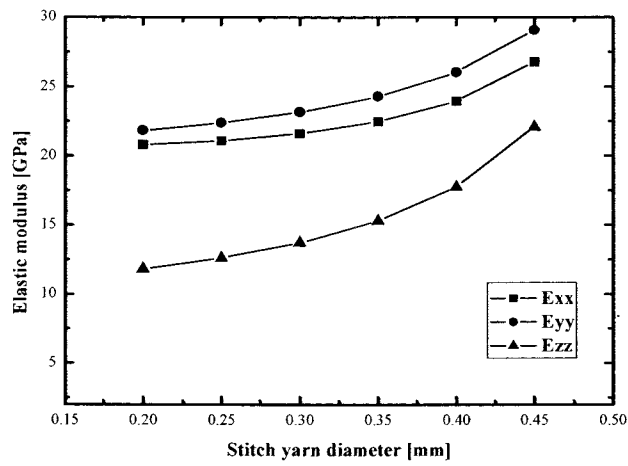


Fig.3.3.15 Elastic modulus as a function of stitch yarn diameter.

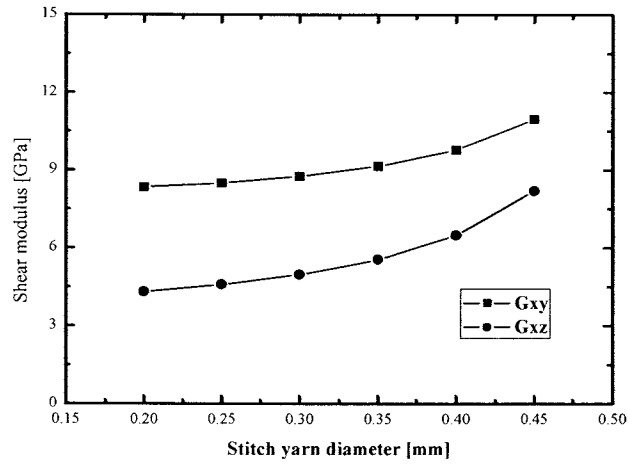


Fig.3.3.16 Shear modulus and Poisson's ratio elastic modulus as a function of Stitch yarn diameter.

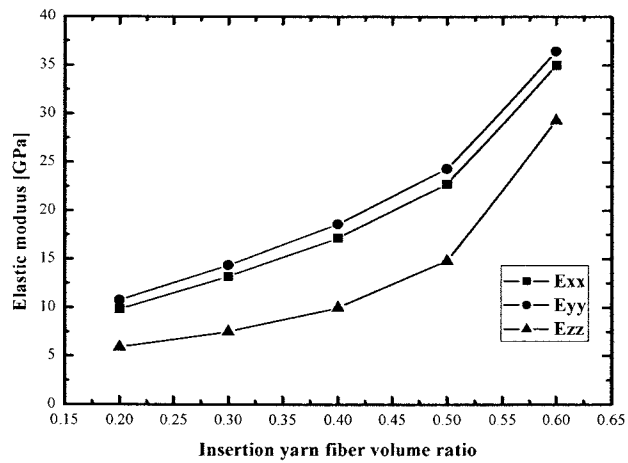


Fig.3.3.17 Elastic modulus as a function of insertion yarn fiber volume ratio.

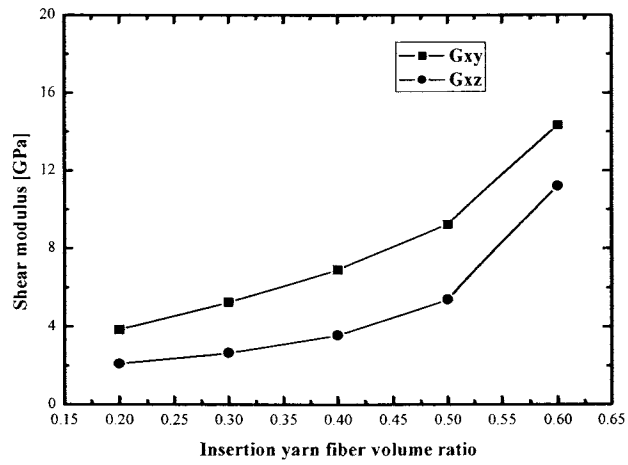


Fig.3.3.18 Elastic modulus as a function of insertion yarn fiber volume ratio.

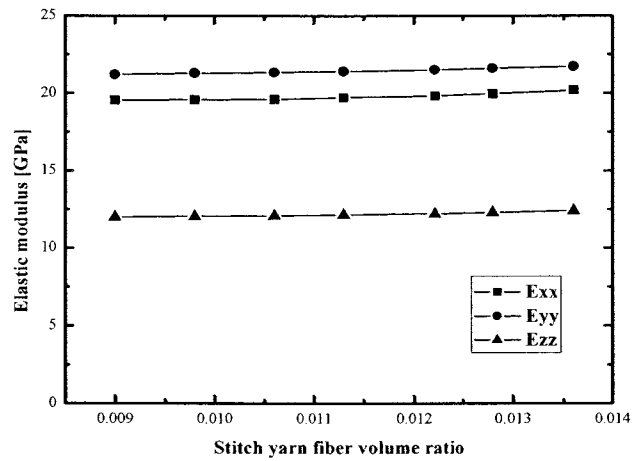


Fig. 3.3.19 Elastic modulus as a function of stitch yarn fiber volume ratio.

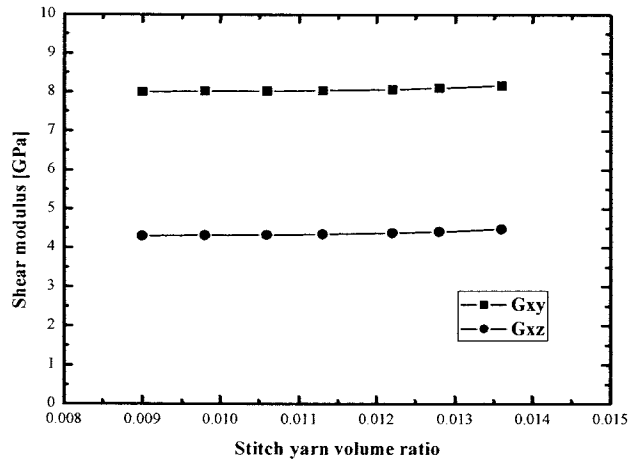


Fig. 3.3.20 Material properties modulus as a function of Stitch yarn fiber volume ratio.

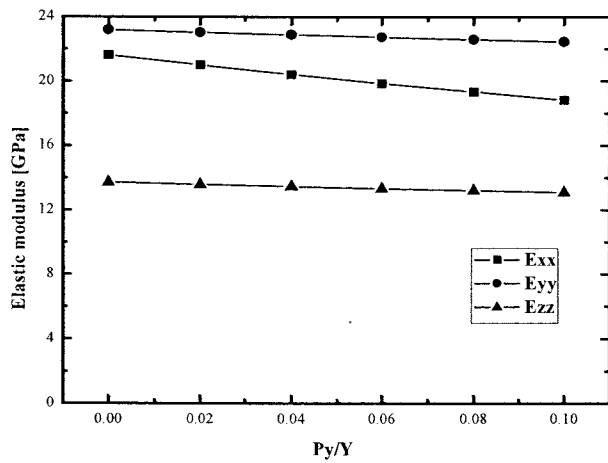


Fig. 3.3.21 Elastic modulus as a function of ratio of y-direction space between stitch and inserting rovings to unit cell width.

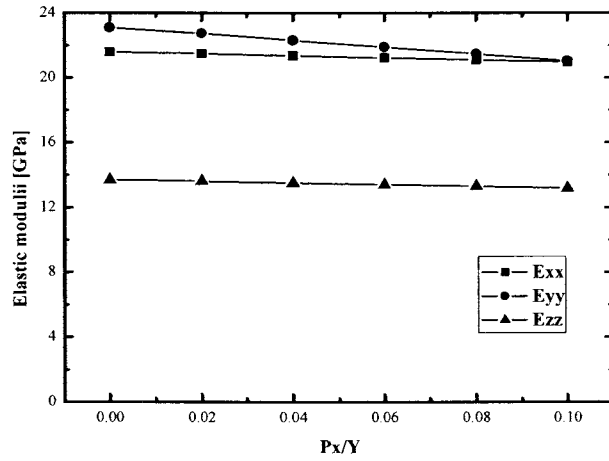


Fig. 3.3.22 Elastic modulus as a function of ratio of x-direction space between stitch and inserting rovings to unit cell width

나. Bridging 모델을 통한 물성예측 값

Table 3.3.1 Predicted material properties of DBLT850

Property	Thickness : 3mm			Thickness : 6mm		
	Stitching spacing 3mm	Stitching spacing 5mm	Stitching spacing 10mm	Stitching spacing 3mm	Stitching spacing 5mm	Stitching spacing 10mm
Tensile longitudinal modulus	20.26 (19.3)	19.90 (18.1)	19.58	19.42	19.03 (17.5)	18.71
Tensile transverse modulus	21.15 (21.4)	20.78 (19.8)	20.47	19.89	19.65 (18.3)	19.44
out of plane tensile modulus	11.13	10.71	10.38	10.34	10.00 (14.4)	9.74
inplane shear modulus	6.05	6.09	6.12	6.05	6.13	6.19
out of plane shear modulus	4.09	3.98	3.89	3.82	3.75	3.68
Major poisson's ratio	0.33 (0.29)	0.34 (0.31)	0.36	0.36	0.38 (0.32)	0.39

() Experimental results

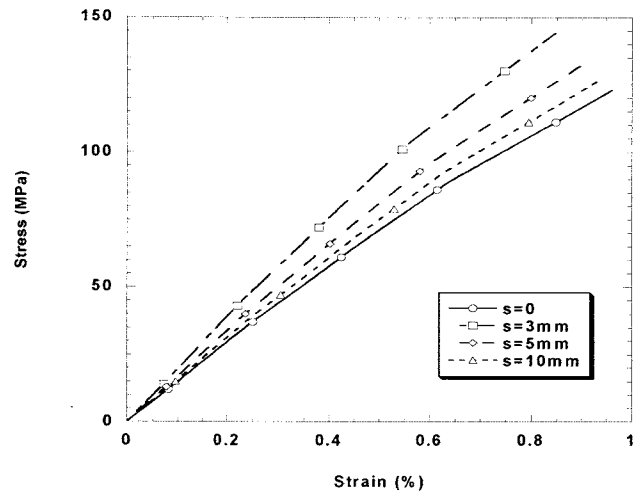


Fig. 3.3.23 Stress-strain curves of T800(thickness = 3mm) with various stitching spacing under transverse.

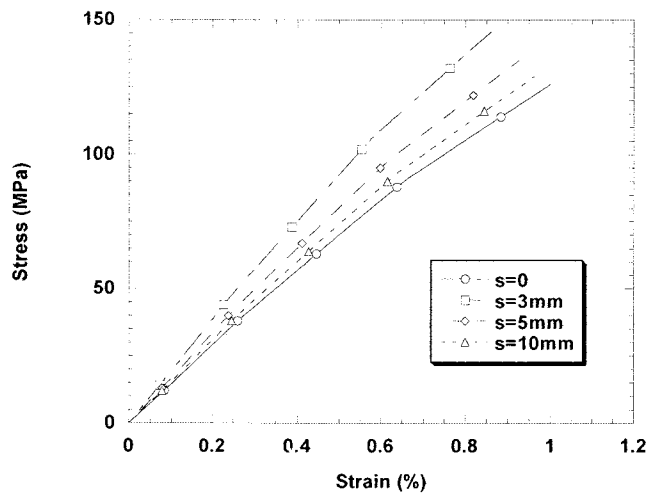


Fig. 3.3.24 Stress-strain curves of DBLT(thickness : 3mm) with various stitching spacing under y-axis direction.

3.4 두꺼운 개단면 복합재 빔의 이론

3.4.1 두꺼운 개단면 복합재 빔의 이론

가. 개 단면 복합재료 빔의 구성방정식

두꺼운 복합재료 개단면 빔의 경우 이방성 특성을 갖게 되고, 일반적인 직교이방 적층에 대한 구성 방정식은 다음과 같은 행렬 형태로 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} & 0 & 0 & 0 \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & Q_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \gamma_4 \\ \gamma_5 \\ \gamma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.4.1)$$

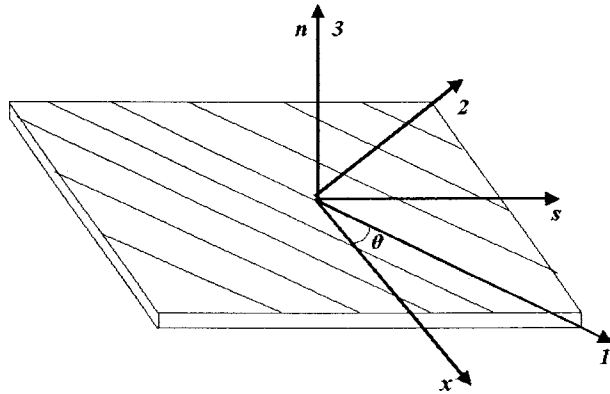


Fig. 3.4.1 One layer of the shell segment showing principal material and structural coordinate directions.

이를 다시 복합재료 개단면 빔에 대한 국부좌표계 (x, s, n) 의 경우로 변환시키게 되면 일반적인 직교이방 적층을 가지는 k 번째 적층에 대한 구성방정식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{ss} \\ \sigma_{nn} \\ \tau_{sn} \\ \tau_{nx} \\ \tau_{xs} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{Q_{11}} & \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{13}} & 0 & 0 & \overline{Q_{16}} \\ \overline{Q_{12}} & \overline{Q_{22}} & \overline{Q_{23}} & 0 & 0 & \overline{Q_{26}} \\ \overline{Q_{13}} & \overline{Q_{23}} & \overline{Q_{33}} & 0 & 0 & \overline{Q_{36}} \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q_{44}} & \overline{Q_{45}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \overline{Q_{45}} & \overline{Q_{55}} & 0 \\ \overline{Q_{16}} & \overline{Q_{26}} & \overline{Q_{36}} & 0 & 0 & \overline{Q_{66}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{ss} \\ \epsilon_{nn} \\ \gamma_{sn} \\ \gamma_{nx} \\ \gamma_{xs} \end{Bmatrix} \quad (3.4.2)$$

여기서, $\overline{Q_{ij}}$ 는 다음의 식과 같이 표현할 수 있다.

$$\overline{Q_{11}} = Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4 \quad (3.4.3)$$

$$\overline{Q_{12}} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4) \quad (3.4.4)$$

$$\overline{Q_{13}} = Q_{13}m^2 = Q_{23}n^2 \quad (3.4.5)$$

$$\overline{Q_{16}} = Q_{11}m^3n + Q_{22}mn^3 - (Q_{12} + 2Q_{66})mn(m^2 - n^2) \quad (3.4.6)$$

$$\overline{Q_{22}} = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4 \quad (3.4.7)$$

$$\overline{Q_{23}} = Q_{13}n^2 + Q_{23}m^2 \quad (3.4.8)$$

$$\overline{Q_{33}} = Q_{33} \quad (3.4.9)$$

$$\overline{Q_{26}} = Q_{11}mn^2 - Q_{22}m^3n + (Q_{12} + 2Q_{66})mn(m^2 - n^2) \quad (3.4.10)$$

$$\overline{Q_{36}} = (Q_{13} - Q_{23})mn \quad (3.4.11)$$

$$\overline{Q_{44}} = Q_{44}m^2 + Q_{55}n^2 \quad (3.4.12)$$

$$\overline{Q_{45}} = (Q_{55} - Q_{44})mn \quad (3.4.13)$$

$$\overline{Q_{55}} = Q_{55}m^2 + Q_{44}n^2 \quad (3.4.14)$$

$$\overline{Q_{66}} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12})m^2n^2 + Q_{66}(m^2 - n^2)^2 \quad (3.4.15)$$

여기서, $m = \cos \alpha$, $n = \sin \alpha$ 이고, α 는 각 일방향 적층의 적층각 이다.

앞에서 구한 직교이방 적층의 응력-변형을 관계에서 응력성분 σ_{nn} , σ_{ss} , τ_{sn} 은 면의 응력 성분으로서, 이외의 응력성분에 비교하여 무시할 수 있을 만큼 작은 값이지만, 이러한 면의 응력성분에 따르는 변형을 성분인 ϵ_{nn} , ϵ_{ss} , γ_{sn} 은 빔의 두께가 증가함에 따라 무시할 없는 항이 된다. 응력성분에 따라 변형을 성분을 나타내면 다음과 같고,

$$\sigma_{nn} = \epsilon_{xx} Q_{12} + \epsilon_{ss} Q_{22} + \epsilon_{nn} Q_{23} + \gamma_{xs} Q_{26} = 0 \quad (3.4.16)$$

$$\sigma_{ss} = \epsilon_{xx} \overline{Q_{13}} + \epsilon_{ss} \overline{Q_{23}} + \epsilon_{nn} \overline{Q_{33}} + \gamma_{xs} \overline{Q_{36}} = 0 \quad (3.4.17)$$

$$\tau_{sn} = \gamma_{ss} \overline{Q_{44}} + \gamma_{nx} \overline{Q_{45}} = 0 \quad (3.4.18)$$

각각의 변형률 성분을 ϵ_{xx} , γ_{xs} , γ_{nx} 의 경우로 표현하게 되면 다음과 같다.

$$\epsilon_{ss} = B_1 \epsilon_{xx} + B_2 \gamma_{xs} \quad (3.4.19)$$

$$\epsilon_{nn} = B_3 \epsilon_{xx} + B_4 \gamma_{xs} \quad (3.4.20)$$

$$\gamma_{sn} = B_5 \gamma_{nx} \quad (3.4.21)$$

여기서, B_1 , B_2 , B_3 , B_4 , B_5 은 다음과 같다.

$$B_1 = \frac{\overline{Q_{13} Q_{23}} - \overline{Q_{12} Q_{33}}}{\overline{Q_{22} Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.22)$$

$$B_2 = \frac{\overline{Q_{23} Q_{36}} - \overline{Q_{26} Q_{33}}}{\overline{Q_{22} Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.23)$$

$$B_3 = \frac{\overline{Q_{12} Q_{23}} - \overline{Q_{22} Q_{13}}}{\overline{Q_{22} Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.24)$$

$$B_4 = \frac{\overline{Q_{26} Q_{23}} - \overline{Q_{22} Q_{36}}}{\overline{Q_{22} Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.25)$$

$$B_5 = -\frac{\overline{Q_{45}}}{\overline{Q_{44}}} \quad (3.4.26)$$

따라서, 앞에서 구한 면외 응력성분을 제외하고, 그에 따르는 면외 변형률 성분을 적용하여 다음과 같은 축약된 구성방정식을 얻게 된다.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \tau_{xs} \\ \tau_{nx} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{xx} \\ \gamma_{xs} \\ \gamma_{nx} \end{Bmatrix}_k \quad (3.4.27)$$

여기서, 축약된 구성방정식을 구성하는 각 요소 C_{ij} 는 다음과 같이 표현된다.

$$C_{11} = \overline{Q_{11}} + \frac{2\overline{Q_{12}Q_{13}Q_{23}} - \overline{Q_{12}^2Q_{33}} - \overline{Q_{13}^2Q_{22}}}{\overline{Q_{22}Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.28)$$

$$C_{12} = \overline{Q_{16}} + \frac{\overline{Q_{12}Q_{23}Q_{36}} - \overline{Q_{12}Q_{26}Q_{33}} + \overline{Q_{13}Q_{23}Q_{36}} - \overline{Q_{13}Q_{22}Q_{36}}}{\overline{Q_{22}Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.29)$$

$$C_{22} = \overline{Q_{66}} + \frac{2\overline{Q_{23}Q_{26}Q_{36}} - \overline{Q_{26}^2Q_{33}} - \overline{Q_{36}^2Q_{22}}}{\overline{Q_{22}Q_{33}} - \overline{Q_{23}^2}} \quad (3.4.30)$$

$$C_{33} = \overline{Q_{55}} - \frac{\overline{Q_{45}^2}}{\overline{Q_{44}}} \quad (3.4.31)$$

나. 뒤틀림함수의 정의

개단면 복합재료 빔은 두 가지 형태의 뒤틀림 변형을 정의할 수 있다. 첫째로, 주 뒤틀림 (primary warping)과 두 번째로 두께 방향의 뒤틀림 (thickness warping)을 나타내는 변위 뒤틀림 (secondary warping)이다. 주 뒤틀림은 빔의 단면 형상이 y - z 평면 내에서 변화하고, 빔의 길이 방향인 x 축으로는 변화하지 않는 뒤틀림을 나타낸다. 평판의 형상을 가진 빔에 대해서는 비틀림 하중이 작용하였을 때, 면내 뒤틀림 변형은 곡률을 가지며 나타나게 된다. 그러나, 빔 단면의 두께가 증가하게 되면 면내 뒤틀림 변형과 두께방향 뒤틀림 변형이 현저하게 나타나게 된다.

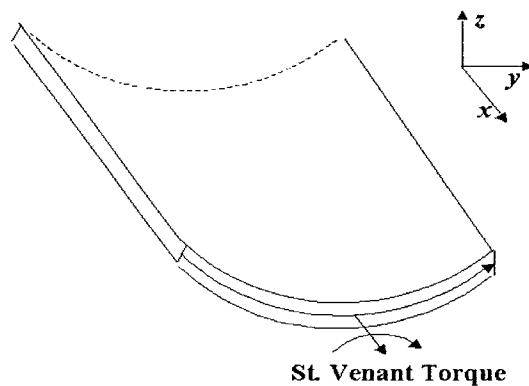


Fig. 3.4.2 Primary warping of a flat plate cross-section.

두 번째로 변의 뒤틀림 변형은 두께방향 뒤틀림 변형으로써, 면 외 뒤틀림 변형 다시 말해 두께가 두꺼운 평판 형상의 빔에 나타나는 변형이다.

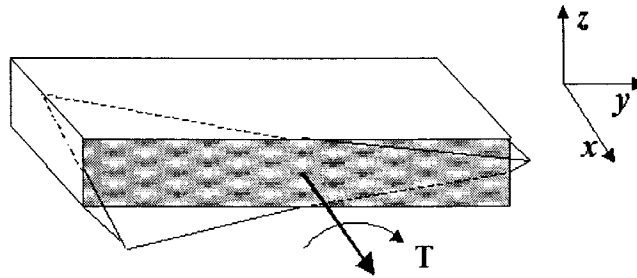


Fig. 3.4.3 Secondary warping of a solid rectangular section.

다. 대칭적층을 따르는 채널 빔의 힘 및 변위 관계식

대칭으로 적층된 복합재료 빔의 경우 빔의 끝단에 비틀림이 작용하게 되면 빔에 작용하는 비틀림 하중은 St. Venant 성분 (T_s)와 Restrained 성분 (T_v)으로 나누어 고려할 수 있다. 먼저 빔의 끝단에 작용하는 전체 비틀림 하중은 St. Venant 성분 (T_s)와 Restrained 성분 (T_v)을 합한 값으로 고려할 수 있으며, 다음의 식 (3.9.60)의 관계를 적용하게 되면 빔의 끝단에 작용하는 전체 비틀림 하중의 상관관계식은 식 (3.9.61)로 나타낼 수 있다.[8]

$$T_v = -\frac{\partial M_w}{\partial x} \quad (3.4.32)$$

$$\bar{T} = T_s + T_v = T_s - \frac{\partial M_w}{\partial x} \quad (3.4.33)$$

그리고, 전체 비틀림에 관계된 식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$T = K_{44}\theta'(x) + K_{45}\phi_z'(x) - K_{77}\theta''(x) = \bar{T} \quad (3.4.34)$$

여기서, \bar{T} 는 빔의 끝단에 작용하는 비틀림 하중이다.

한편, 비틀림 이외에 작용하는 하중은 없으므로, 빔의 $\phi_z'(x)$ 성분은 식 (3.4.34)에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$M_y(x) = K_{45}\theta'(x) + K_{55}\phi_z'(x) \quad (3.4.35)$$

$$\phi_z'(x) = -\frac{K_{45}}{K_{55}}\theta'(x) \quad (3.4.36)$$

위의 식을 식 (3.4.34) 에 대입하여 정리하면 전체 비틀림 하중에 대한 비틀림 변위에 대한 식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\bar{T} = \beta\theta(x) - K_{77}\theta''(x) \quad (3.4.37)$$

여기서, β 는 다음과 같이 표현되어 진다.

$$\beta = K_{44} - \frac{K_{45}^2}{K_{55}} \quad (3.4.38)$$

따라서, 비틀림 하중에 대한 비틀림 변위의 식 (3.4.37)은 비틀림 변위에 대하여 나타낼 수 있으며, 이에 대한 미분방정식의 해는 다음과 같이 표현되어 진다.[8]

$$\theta(x) = \frac{\bar{T}}{\beta}x + C_1 + C_2\sinh(x/\delta) + C_3\cosh(x/\delta) \quad (3.4.39)$$

여기서, C_1, C_2, C_3 는 미분상수 이며, 이들은 빔의 기하학적 경계조건으로부터 구하여 지고, δ 는 다음과 같이 정의되어 진다.

$$\delta = \sqrt{\frac{K_{77}}{\beta}} \quad (3.4.40)$$

따라서, 비틀림 변위 $\theta(x)$ 에 대한 해는 다음과 같이 나타낼 수 있다

$$\theta(x) = \frac{\delta\bar{T}}{\beta} \left[x/\delta - \sinh(x/\delta) + \frac{\cosh\mu - 1}{\sinh\mu} \cosh(x/\delta - 1) \right] \quad (3.4.41)$$

여기서, $\mu(=l/\delta)$ 는 무차원 변수로써, 감쇠계수 (Decay Parameter)로 정의되며, 구속경계의 영향을 알 수 있는 척도로 이용된다.[9]

한편, 식 (3.4.41)를 식 (3.4.36) 에 대입하면, 비틀림 하중에 따르는 연계강성인

수직방향 굽힘 기울기에 대한 식을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$w_0'(x) = \frac{K_{45}}{K_{55}} \frac{\delta \bar{T}}{\beta} \left[x/\delta - \sinh(x/\delta) + \frac{\cosh\mu - 1}{\sinh\mu} \cosh(x/\delta - 1) \right] \quad (3.4.42)$$

그리고, 끝단에 전단하중 P 가 작용하는 경우 ($V_z = P, M_y = -P(l-x)$), 힘-변위 관계에 따르는 강성행렬 식으로부터 회전각 성분 $\phi_z'(x)$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있으며,

$$\phi_z'(x) = -\frac{K_{45}}{K_{55}} \theta(x) - \frac{P(l-x)}{K_{55}} \quad (3.4.43)$$

위의 식 (3.4.43)을 힘-변위 관계에 따르는 강성행렬식에 대입하고, 빔의 양단의 기하학적 구속조건을 고려하면, 굽힘 하중에 따르는 비틀림 연계강성에 의하여 비틀림 변형에 대한 해석적 해는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\theta(x) = \frac{Pl\delta}{\beta} \frac{K_{45}}{K_{55}} \left[\frac{lx - x^2/2}{\delta l} + \coth\mu \cdot \cosh(x/\delta - 1) - \sinh(x/\delta) \right] \quad (3.4.44)$$

그리고, 빔의 굽힘 변형에 대한 식은 강성행렬 식과 식 (3.4.31)로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$w_0'(x) = \frac{K_{11}K_{33} - K_{13}^2}{\Delta_{ES}} - \frac{P(lx - \frac{x^2}{2})}{K_{33}} + \frac{K_{45}}{K_{55}} \theta(x) \quad (3.4.45)$$

여기서, Δ_{ES} 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\Delta_{ES} = K_{11}K_{22}K_{33} \left(1 - \frac{K_{12}^2}{K_{11}K_{22}} - \frac{K_{13}^2}{K_{11}K_{33}} \right) \quad (3.4.46)$$

3.4.2 이론적 해석값과 유한요소 해석법과의 비교

가. 유한요소 해석

빔의 전단중심에 굽힘 하중 $P = 1\text{kN}$ 을 작용하고 끝단에 비틀림 모멘트 $T = 1\text{kN} \cdot \text{mm}$ 가 작용하는 외팔보의 경계조건을 적용하였다. 그리고, 이러한 대칭 적층 복합재료 채널 빔에 대한 굽힘, 비틀림 해석을 수행하였다. 복합재료 빔의 단면은 일축 대칭 채널 단면을 고려하였으며, 빔의 단면을 구성하는 플랜지와 웹은 중립면을 중심으로 $[0^\circ/45^\circ/90^\circ/-45^\circ]_{ns}$ 의 적층순서로 대칭 적층된 것으로 구성을 하였다. 그리고, 복합재료 빔을 구성하는 재료로는 S-Glass Epoxy로 적층된 것으로 적용을 하였으며, 재료의 물성치는 Table 3.4.1에 나타낸 바와 같다.

Table 3.4.1 Mechanical properties of S-Glass Epoxy

Parameter	Value
E_{11} (Longitudinal Modulus)	43 GPa
E_{22} (Transverse Modulus)	8.9 GPa
G_{12} (In-Plane Shear Modulus)	4.5 GPa
ν_{12} (Poisson's Ration)	0.27

유한요소 해석은 상용 유한요소 구조해석 프로그램인 ANSYS 7.0을 사용하였고, 해석을 위한 요소는 8-절점 Solid 46 Layer요소를 적용하였으며, 총 3246개의 유한요소와 4110개의 계산절점을 사용하여 모델링 및 해석을 수행하였다. Fig 2. 11 은 해석을 위한 유한 요소 모델링 및 빔의 형상을 나타내고 있다.

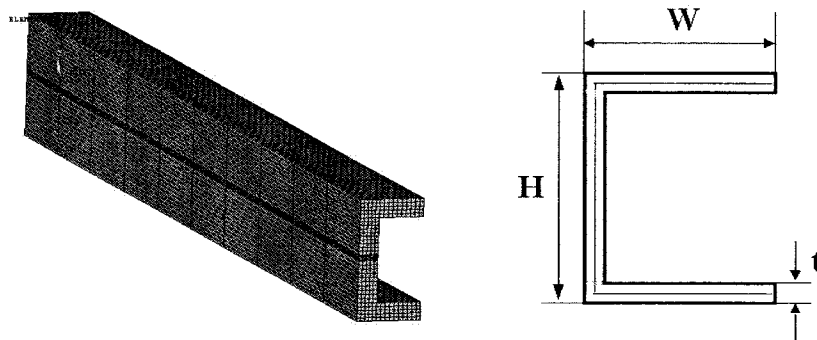
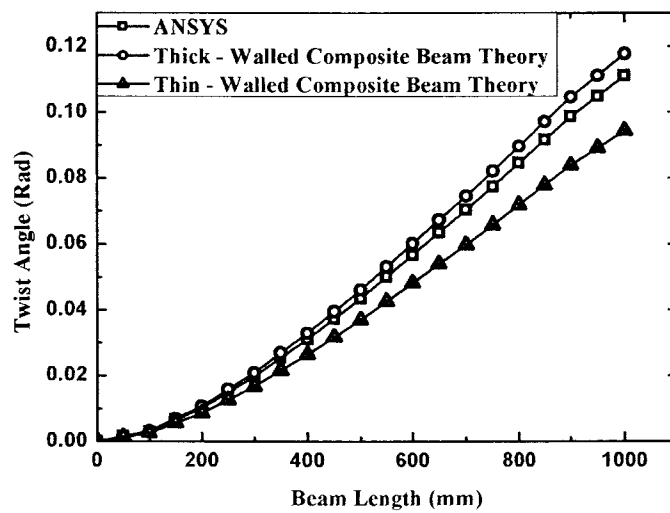


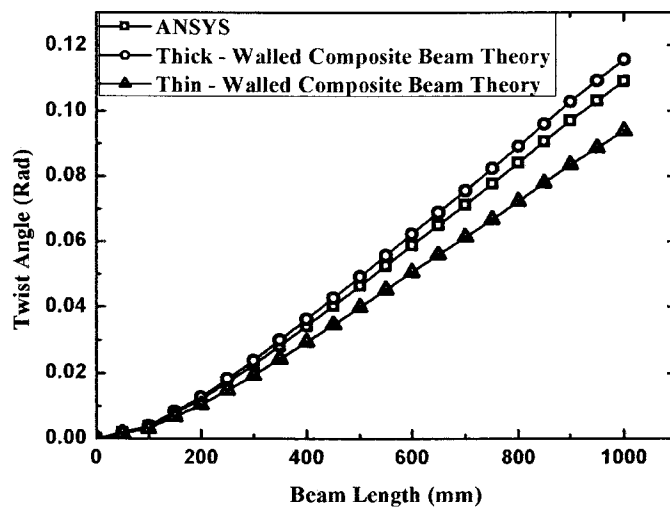
Fig. 3.4.5 Meshed shapes of thick Walled composite channel beam and geometry of beam cross-section.

나. 이론적 해석값과 유한요소 해석법과의 비교

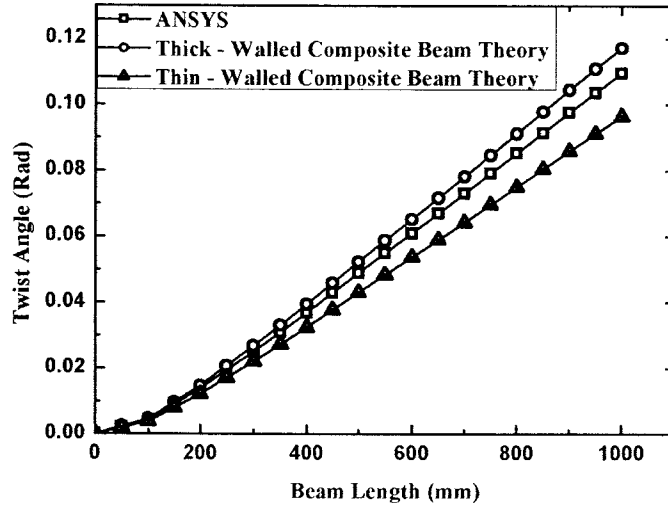
- (1) 복합재료 빔 구조물의 웹의 높이와 상하플랜지의 폭, 두께를 설계변수로 설정
- (2) 두꺼운 복합재료 빔 구조물의 이론적 해석 모델의 설계변수 변화의 영향을 고려하여 빔 구조물의 웹의 높이를 고정하고 플랜지의 폭을 구조물의 유한요소 해석에 의한 거동의 결과값과 이론적 해석 모델에 따르는 거동의 예측값 비교



(a) H: 60mm, W: 60mm



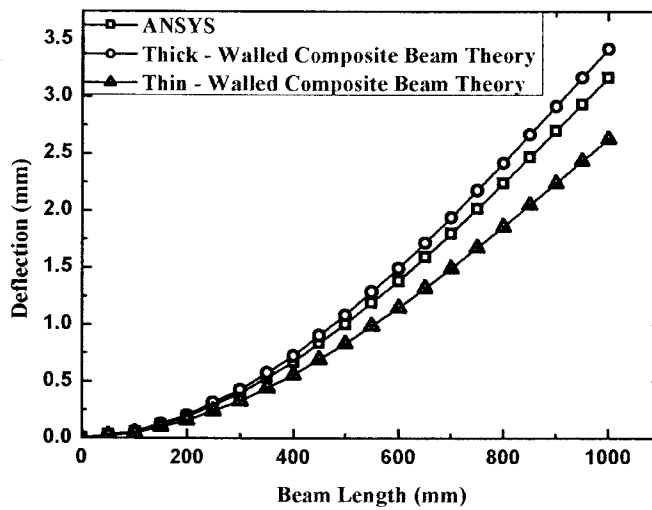
(b) H: 60mm, W: 40mm



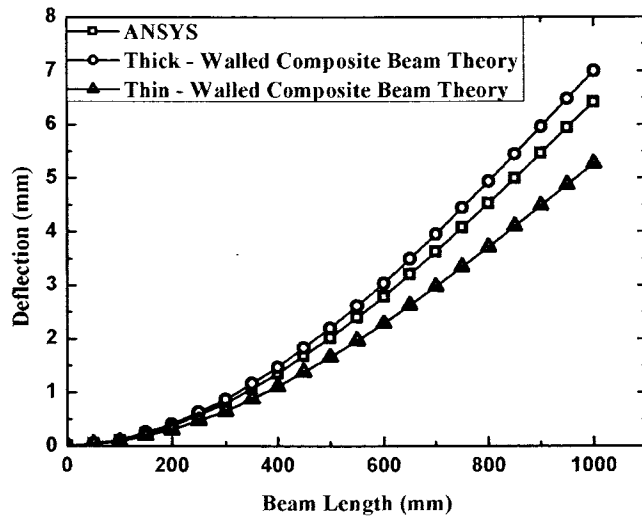
(c) H: 60mm, W: 30mm

Fig. 3.4.6 빔 상하 플랜지 폭의 변화에 따르는 빔의 비틀림거동 예측값과 유한요소 해석 결과값의 비교.

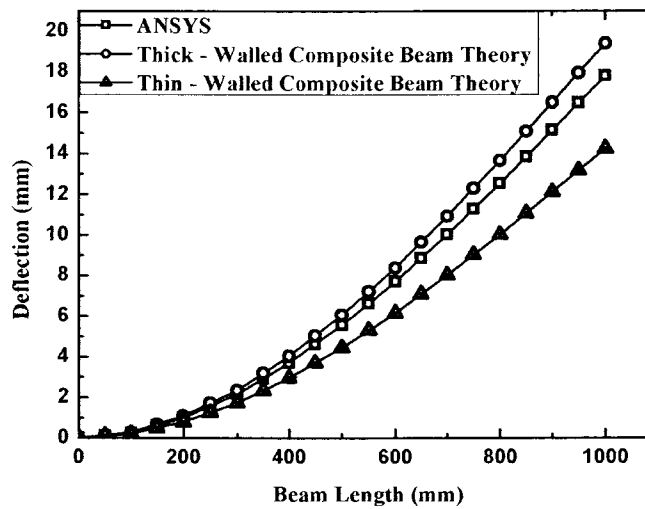
(3) 빔 구조물의 플랜지의 폭을 고정하고 웹의 높이를 변화시킨 후 빔구조물의 유한요소 해석에 의한 거동의 결과값과 이론적 해석모델에 따르는 거동의 예측값 비교



(a) H: 120mm, W: 60mm



(b) H: 90mm, W: 60mm

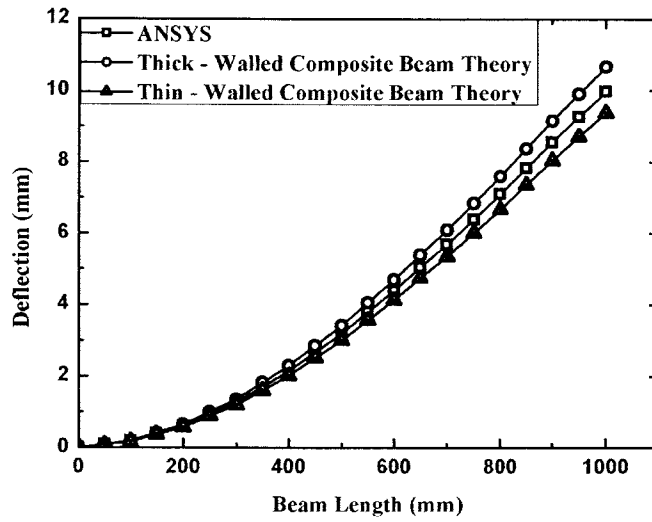


(c) H: 60mm, W: 60mm

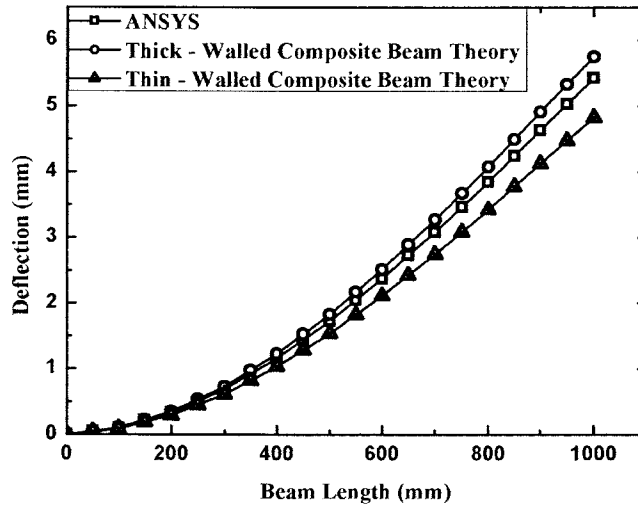
Fig. 3.4.7 웹의 높이 변화에 따르는 빔의 굽힘거동 예측값과 유한요소 해석 결과값의 비교.

- (4) 실제 빔 구조물의 거동을 예측하기 위한 이론적 해석 모델 제시
- 각각의 빔단면 모델의 형상에 따라 두께를 변화시키면서 얇은 복합재료 빔이론과 두꺼운 복합재료 빔 이론을 적용한 거동 예측값을 유한요소해석 결과값과 비교하여 두

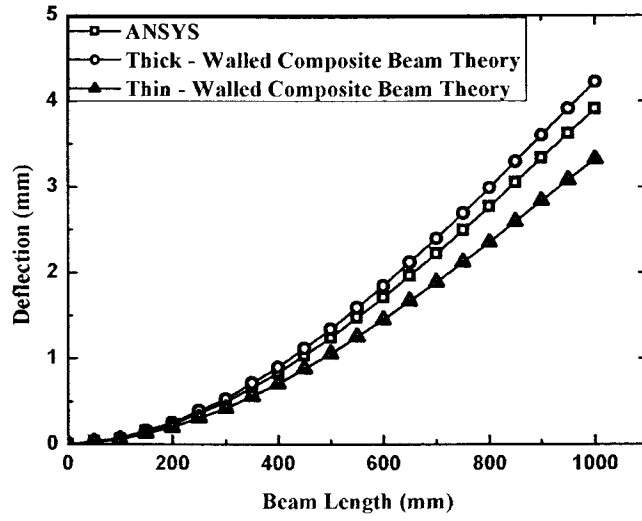
꺼운 복합재료 빔이론과 얇은 복합재료 빔 이론의 차이가 나타나는 임계두께를 설정



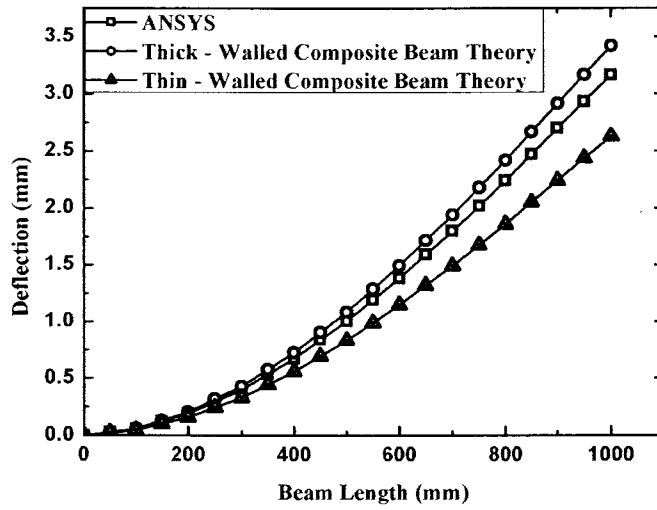
(a) Thickness: 3mm



(b) Thickness: 6mm



(c) Thickness: 9mm



(d) Thickness: 12mm

Fig. 3.4.8 빔의 두께 변화에 따르는 빔의 굽힘거동 예측값과 유한요소 해석 결과 값의 비교.
(H : 120, W : 60)

3.4.3 이론적 해석 값 고찰

복합재료 빔의 단면을 구성하는 단면의 두께가 비교적 얇은 $3mm$ 의 경우에 있어서는 두꺼운 복합재료 빔 이론과 얇은 복합재료 빔 이론을 적용한 굽힘 및 비틀림 거동 예측값이 유한요소 해석 결과 값과 비교할 때 모두 10% 이내의 오차를 보이며, 잘 일치함을 알 수 있었다. 그러나 두꺼운 복합재료 빔 이론과 얇은 복합재료 빔 이론의 굽힘 및 비틀림 거동의 차이점이 발생하는 임계두께인 $6mm$ 부터는 두꺼운 복합재료 빔 이론을 적용한 굽힘 및 비틀림 거동 예측 값은 유한 요소 해석 결과와 비교할 때 10% 이내의 오차 값을 보이면서 잘 일치함을 알 수 있으나, 얇은 복합재료 빔 이론을 적용한 굽힘 및 비틀림 거동 예측 값은 10%이상의 오차 값을 보이면서 두꺼운 복합재료 빔 이론의 거동 예측 값에 비하여 상대적으로 큰 오차 값을 가지는 것을 알 수 있었다. 이는 얇은 복합재료 빔 이론에서는 고려하지 않는 면 외 응력에 대한 변형율과 3차 항으로 구성되어 지는 전단 변형효과, 그리고 두께방향의 뒤틀림 변형을 두꺼운 복합재료 빔 이론의 경우 고려하고 있기 때문으로 예상된다.

마지막으로, 복합재료의 이방성 특성을 고려할 때 복합재료 빔 구조물의 끝단에 굽힘 하중을 작용하였을 경우 빔 구조물은 구조적 탄성 연성 효과인 굽힘에 따르는 비틀림 거동을 고찰할 수 있었다.

앞서 언급한 연구 결과를 고려할 때, 두께가 두꺼운 복합재료 빔 및 다양한 단면 형상을 가지는 개 단면 복합재료 빔을 구조물에 적용할 경우 이전에 개발된 얇은 복합재료 빔 이론을 적용한 경우 보다 두꺼운 복합재료 빔 이론을 적용하였을 때 빔 구조물의 거동에 대하여 더욱 정확한 결과값을 예측할 수 있을 것으로 예상된다.

3.5 최적단면 형상결정

Channel section steel beam(125×65)과 등가의 강성을 갖는 복합재료를 설계하기 위해 복합재료의 이방성 특성을 반영한 복합재료 보 이론을 적용하여 최적화 문제를 정식화하고 이를 유전 알고리즘을 이용하여 복합재료 보의 단면 치수 최적화를 실시하였다. 최적화를 수행하기 위해 6가지의 기본 적층 구조를 설정하고 보의 web 길이와 flange 폭, 그리고 두께를 설계변수로 정하고, 각각의 적층 구조에 대해서 x 축과 y 축에 대한 복합재료 보와 steel 보의 굽힘 강성 차이를 최소화하고 비틀림 강성 차이를 최소화하는 것을 목적함수로 하여 주어진 제약조건들을 만족하는 단면 치수를 결정할 수 있었다. 또한 유전알고리즘을 통해 얻어진 결과 값을 이용해 하나의 값을 고정하고 두 개의 설계변수 값을 변화시키면서 목적함수 값을 그래프로 나타내 보았을 때 유전알고리즘을 통해 구해진 값이 타당성을 가짐을 확인하였다.

Steel 보와 등가의 강성을 갖는 복합재료 보의 단면치수는 steel 보의 단면치수보다 큰 값을 갖지만 복합재료의 밀도가 강철보다 낮으므로 steel 보와 등가의 강성을 가지는 복합재료 보의 전체 중량은 상대적으로 낮은 값을 갖는다.

3.5.1 유전 알고리즘

유전알고리즘은 생물 진화의 원리로부터 착안된 알고리즘으로 확률적 탐색이나 학습 및 최적화를 위한 한 가지 기법이라고 할 수 있다. 자연계에서 우수한 형질을 가진 개체가 환경에 잘 적응하여 큰 생존 확률을 갖고 그러한 두 개체가 교배를 통해 더욱 우수한 자손을 생성하며, 돌연변이에 의해 생성된 우수한 성질이 자손에게 유전됨으로서 진화가 진행되는 시스템에 착안하여 동일한 과정을 인위적인 조작으로 목적함수의 최적의 해를 찾아내는 모의 진화형 탐색 알고리즘이다. 이것은 1950년대 초, 몇몇의 생물학자들이 생물학적 시스템의 시뮬레이션을 위해 컴퓨터를 사용하는 것으로부터 시작되었으며,[10] 현재 알려진 유전알고리즘은 1960년대 초 미시간 대학에서 Holland의 지도하에 이루어진 업적들에 기초하고 있으며 1975년에 처음으로 소개되었다.[10,11] 이러한 시스템들은 해가 될 가능성이 있는 개체 집단을 유지하고 개체의 적합도와 몇 가지 유전 연산자에 기초한 선택 과정을 가지고 있다. 이러한 진화 기반 시스템의 한 형태가 유전알고리즘이다.[11]

이 알고리즘은 확률적인 알고리즘의 부류에 속하고 있지만 방향성 있는 탐색과 확률 탐색의 요소를 결합하여 균형 있게 사용하는 일반성 있는 부류의 탐색 방법이다. 다윈의 적자생존 이론을 바탕으로 실제의 개체집단이 자연 환경에 적응해 나가는 것과 같이 설계 변수들의 값으로 이루어진 설계 공간 내의 개체집단은 상호간의 재생산과 교배 그리

고 돌연변이를 통해서 가장 적합한 설계 변수 값을 가지는 개체를 찾아내게 된다. 선택된 부모 염색체의 결합에 의해서 좋은 특징들을 물려받은 자손 염색체는 일반적으로 부모 세대의 적합도 보다 높은 적합도를 갖게 되는 세대를 구성하게 된다. 각 세대에서 비교적 좋은 해들이 재생산되고 비교적 나쁜 해들이 소멸되게 되어 여러 번의 세대를 거치면서 얻어내고자 하는 해에 근사적으로 가까워지는 결과를 얻을 수 있다. 자연선택과 유전학에 기초한 유전알고리즘은 전통적으로 이진코딩 염색체에서 동작해 왔고, 아직도 많은 유전알고리즘에서는 이진코딩을 사용하고 있다. 그러나 사용자가 탐색공간에 대한 사전지식이 없어 큰 정의 영역을 택하거나 해의 정밀도를 높이게 되면 염색체 길이는 길어진다. 긴 염색체는 큰 탐색공간을 만들게 되어 계산시간을 증가시키고 경우에 따라서는 탐색을 불가능하게 한다. 그리고 복잡한 제약조건이 수반되는 문제에 기존의 이진 연산자들을 적용하면 부적합한 해가 발생한다. 이에 대한 해결책으로 변수표현을 문제공간에 접근시키는 코딩법의 개선, 연산자의 개선, 부적합한 해의 발생과 연관된 복구전략과 별점전략 등에 대한 연구가 많은 연구가 수행되고 있다.[10,12] 본 연구에서는 제약조건이 포함되는 최적화 문제를 해결하는데 적합한 실수형 코딩 GA(real number coded GA)을 적용하여 처리하였다.[10]

실수코딩을 채용함으로써 염색체의 유전자와 벡터 요소는 정확히 일대일 대치하는 관계를 가지며 염색체의 길이는 벡터의 차원과 같게된다. 실수코딩 유전알고리즘의 장점은 변수(표현형)와 유전자(유전자형)간에 일대일 일치로 프로그래밍이 간편해지고 이진형 유전알고리즘에서 요구되는 부호화, 복호화 과정이 필요 없게 되어 탐색속도를 높일 수 있다. 그리고 문제영역과 가까우므로 복잡한 제약조건을 다루기 위한 도구를 설계하는 것이 쉬워진다.

3.5.2 설계문제의 정식화

기존의 최적화 기법들은 수치적인 방법으로 최적화를 수행하기 위해서는 대부분의 알고리즘들이 설계변수가 연속이고 목적함수와 구속조건이 연속이며 설계변수에 의한 미분값 역시 연속이라는 가정 하에서 경계조건을 포함한 함수의 형태가 볼록(convex), 즉, 단봉의 문제를 주로 다루어 왔다. 이러한 문제에서는 최적값이 하나만이 존재하게 되는데 실제적으로는 여러 곳에 상대적인 최적값을 갖는 문제 즉, 다봉의 특징을 가지는 문제가 많으며 이러한 탐색환경에서 기존의 최적화 기법들은 국부해에 빠질 수 있는 경우가 많았다. 따라서 일반적인 최적화 문제에서는 여러 곳에서 시작점을 두어 그 중에서 상대적 최소값을 구하는 것이 일반적이었고 여기서의 시작점의 설정은 설계자의 감각이 많이 포함되었으며 이를 보완하기 위해서는 별도의 유한요소해석을 해야했다. 또한 구배에 기초하므로 도함수를 얻기 위하여 불연속의 함수를 연속이라고 가정하였으므로 약간

의 오차가 불가피했다.

일반적인 최적화 수행방법은 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 & \text{Minimize} && F(X) \\
 & \text{Subject to} && g_j(X) < 0 \quad j=1, k \\
 & && X_i^L \leq X_i \leq X_i^U \quad i=1, n
 \end{aligned}$$

여기서 $F(X)$ 는 최적화의 기준이 되는 목적함수이고 $g_j(X)$ 는 부등호 제약조건으로 설계 변수의 경계를 나타내며 X 는 설계변수이다. 본 논문에서는 Steel channel beam(125×65)과 보의 x 축과 y 축에 대한 굽힘 강성의 차이를 최적화하는 것과 비틀림 강성의 차이를 최소화하는 복합재료 channel beam의 단면 치수를 결정하기 위해 실수형 유전알고리즘을 사용하여 4가지 주어진 구조($[0/45/90/-45]_n$, $[0_4]_n$, $[90_4]_n$, $[0/90/0/90]_n$)를 갖는 경우의 복합재료 보에 대해 최적화를 수행하였다. 설계에 적용한 복합재료의 물성은 Table 3.3.1과 같다.

Table 3.5.1 Material properties

Generic Glass/Epoxy Pre-preg	
- Elastic moduli(GPa)-	
Tensile Modulus	43
Compressive Modulus	8.9
In-Plane Shear Modulus	4.5

복합재료 보의 단면 구조는 Fig. 3.5.1과 같이 4 ply의 적층을 기본구조로 하고 있으며 최적화 수행 시 설계변수는 보의 Web의 길이(H), Flange의 폭(B), 그리고 보의 두께(t)를 설계변수로 설정하였다. 각 단위구조의 최적화 문제에 대한 3 가지 경우의 정식화는 다음과 같다.

가. x 축에 대한 굽힘 강성 차이 최소화

$$\begin{aligned}
& \text{Minimize} && \left[\frac{(EI_x)_c - (EI_x)_s}{(EI_x)_s} \right]^2 \\
& \text{Subject to} && (EI_y)_c \geq (EI_y)_s \\
& && (GJ)_c \geq (GJ)_s \\
& && H \geq \frac{3}{2} B \\
& && H \geq 10t \\
& && H, B, t \geq 0
\end{aligned}$$

나. y축에 대한 굽힘 강성 차이 최소화

$$\begin{aligned}
& \text{Minimize} && \left[\frac{(EI_y)_c - (EI_y)_s}{(EI_y)_s} \right]^2 \\
& \text{Subject to} && (EI_x)_c \geq (EI_x)_s \\
& && (GJ)_c \geq (GJ)_s \\
& && H \geq \frac{3}{2} B \\
& && H \geq 10t \\
& && H, B, t \geq 0
\end{aligned}$$

다. 비틀림 강성 차이 최소화

$$\begin{aligned}
& \text{Minimize} && \left[\frac{(GJ)_c - (GJ)_s}{(GJ)_s} \right]^2 \\
& \text{Subject to} && (EI_x)_c \geq (EI_x)_s \\
& && (EI_y)_c \geq (EI_y)_s \\
& && H \geq \frac{3}{2} B \\
& && H \geq 10t \\
& && H, B, t \geq 0
\end{aligned}$$

여기서, EI_x : x축에 대한 굽힘 강성

EI_y : y축에 대한 굽힘 강성

GJ : 비틀림 강성

c : composite

s : steel

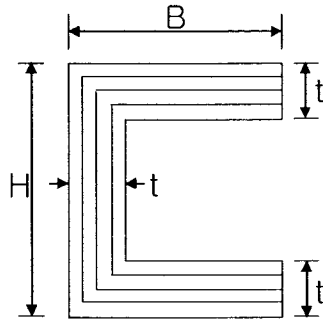


Fig. 3.5.1 Cross section of the laminated composite channel beam.

3.5.3 최적형상의 결과

적층 구조별로 각각의 강성차이에 대한 최적화 결과를 표로 나타내었으며 이때 얻어진 단면 치수를 이용하여 강성 값을 계산하였다.

가. x축에 대한 굽힘 강성 차이 최소화 :

$$\text{Minimize } \left[\frac{(EI_x)_c - (EI_x)_s}{(EI_x)_s} \right]^2$$

Table 3.5.2 The results of composite beam rigidities after conducting the optimization(GA) for the minimization of error of EI_x between steel and composite beams

	$EI_x(Nmm^2)$	$EI_y(Nmm^2)$	$GJ(Nmm^2)$	치수 [H×B×t(mm)]
Steel	7.94×10^8	1.35×10^8	3.69×10^6	125×65×8
[0/45/90/-45] _n	8.45×10^8	1.52×10^8	5.01×10^6	210×110×13
[0] _{4n}	8.06×10^8	4.35×10^8	1.52×10^7	133×119×25
[90] _{4n}	7.94×10^8	1.54×10^8	1.84×10^6	241×133×24
[0/90/0/90] _n	8.01×10^8	2.39×10^8	1.19×10^7	168×114×22

나. y축에 대한 굽힘 강성 차이 최소화 :

$$\text{Minimize } \left[\frac{(EI_y)_c - (EI_y)_s}{(EI_y)_s} \right]^2$$

Table 3.5.3 The results of composite beam rigidities after conducting the optimization(GA) for the minimization of error of EI_y between steel and composite beams

	$EI_x(Nmm^2)$	$EI_y(Nmm^2)$	$GJ(Nmm^2)$	치수 [H×B×t(mm)]
Steel	7.94×10^8	1.35×10^8	3.69×10^6	125×65×8
[0/45/90/-45] _n	1.33×10^9	1.36×10^8	5.66×10^6	264×106×13
[0 ₄] _n	1.44×10^9	1.36×10^8	7.51×10^6	201×81×20
[90 ₄] _n	1.01×10^9	1.37×10^8	1.64×10^7	274×127×22
[0/90/0/90] _n	1.45×10^9	1.36×10^8	8.91×10^6	236×93×20

다. 비틀림 강성 차이 최소화 :

$$\text{Minimize } \left[\frac{(GJ)_c - (GJ)_s}{(GJ)_s} \right]^2$$

Table 3.5.4 The results of composite beam rigidities after conducting the optimization(GA) for the minimization of error of GJ between steel and composite beams

	$EI_x(Nmm^2)$	$EI_y(Nmm^2)$	$GJ(Nmm^2)$	치수 [H×B×t(mm)]
Steel	7.94×10^8	1.35×10^8	3.69×10^6	125×65×8
[0/45/90/-45] _n	1.87×10^9	3.15×10^8	3.69×10^6	297×148×11
[0 ₄] _n	3.65×10^9	6.18×10^8	3.69×10^6	279×141×13
[90 ₄] _n	8.59×10^8	1.47×10^8	4.97×10^6	283×144×15
[0/90/0/90] _n	1.04×10^9	1.69×10^8	3.70×10^6	216×108×15

3.5.4 최적형상의 결과 분석

각 단위구조별 단면 치수 최적화 결과 x 축에 대한 굽힘 강성 차이 최소화 문제에서는 $[0/45/90/-45]_n$ 을 기본 적층 구조로 갖는 복합재료 보가 가장 작은 단면적을 갖고 y 축에 대해서도 $[0/45/90/-45]_n$ 구조를 갖는 복합재료가 유리한 것으로 나타났으며 비틀림 강성을 기준으로 할 경우에는 $[0/90/0/90]_n$ 구조의 복합재료 보가 다른 구조에 비해 상대적으로 작은 단면적을 갖는다는 것을 알 수 있다. 또한 최적화 기법을 이용해 구한 변수 값 중 하나의 값을 고정하고 무차원화 된 목적함수를 나머지 두 변수의 함수로 하여 3차원 그래프로 나타냈을 때 최적화를 통해 구한 결과 값이 해가 존재하는 구간(계곡)에 존재함을 알 수 있어 유전알고리즘을 통해 구한 값이 타당함을 확인할 수 있다.

3.6 기계적 체결구조 분석

구조재로 다축경편(MWK) 복합재료가 사용될 경우 기계적 체결은 접착제를 이용한 체결에 비해 장점이 많지만 기계적 체결부의 응력집중 현상은 구조물 전체의 파손을 가져올 수 있기 때문에 기계적 체결부의 응력분포에 관한 연구는 필수적이다.

3.6.1 기계적 체결구조 해석

가. 유한요소 모델링

요소의 종류는 복합재료의 적층을 표현하기 위하여 3차원 적층 구조를 구현하는 SOLID46을 사용하였으며, 접촉현상을 적용하기 위하여, 체결 핀과 복합재료의 원공주변에 각각 CONTACT174와 TARGET170의 요소를 이용하여 복합재료와 핀의 접촉 현상을 이용한 구속조건을 적용하였다.

나. 무차원 응력집중 계수

응력집중계수를 이용하여 평균 베어링 스트레스의 몇 배정도의 응력집중현상이 원공 주위에 발생하는지 효과적으로 파악할 수 있다. 따라서, 무차원화된 값의 최대값을 이용하여 무차원화된 응력집중계수를 정의할 수 있으며, 원공 주위의 응력분포를 확인하기 위해서

부과된 하중의 크기와 상관없는 무차원화된 값이 필요하다. 이를 위해 먼저 식(3.2.1)의 평균 베어링 스트레스를 계산한다. 이것은 복합재료에 부과된 전체하중에 대하여 원공에서 받는 평균응력을 구한 것이다.

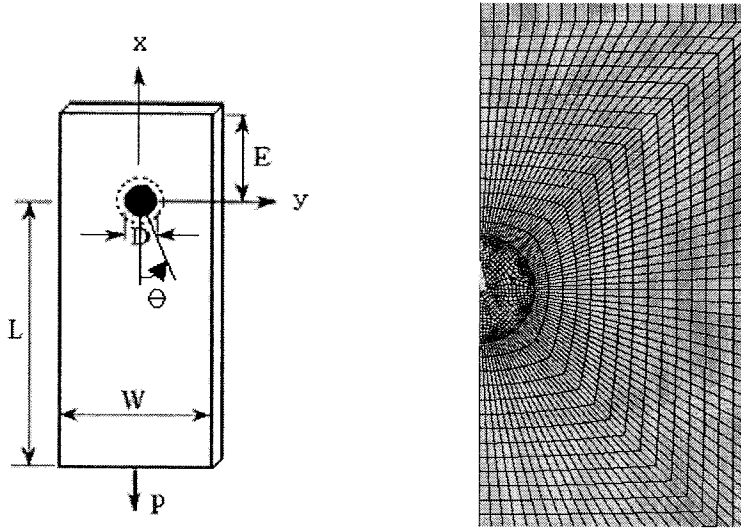


Fig. 3.6.1 체결구조 해석을 위한 유한요소 모델링.

$$\sigma_{rr} = \frac{\text{Load}}{Dt} \quad (3.6.1)$$

여기서 D와 t는 각각 원공의 지름 및 복합재료의 두께이다. 부과된 하중에 대한 원공 주위의 radial stress(σ_r), tangential stress($\sigma_{\theta\theta}$), shear stress($\sigma_{r\theta}$)를 평균 베어링 스트레스로 나눈 값을 제시하였으며[13], 그 결과로 식(3.2.2)의 무차원화된 값을 얻을 수 있다.

$$\sigma_{rr} = \frac{\sigma_r}{\sigma_b}, \quad \sigma_{\theta\theta} = \frac{\sigma_r}{\sigma_b}, \quad \sigma_{r\theta} = \frac{\sigma_r}{\sigma_b} \quad (3.6.2)$$

식(3.6.3)은 식(3.6.2)로부터 구한 무차원화된 값의 최대값을 이용하여 응력집중계수를 정의한 것이다. 여기서, 파손모드의 관점에서 보면, K_{rb} 값은 shear out 파손모드에 영향을 미치는 변수이며, K_b 값은 net tension 파손 모드에 영향을 미친다.

$$K_{r\theta} = \frac{(\sigma_{rr})_{max}}{\sigma_b}, \quad K_{tb} = \frac{(\sigma_{\theta\theta})_{max}}{\sigma_b}, \quad K_{sb} = \frac{(\sigma_{r\theta})_{max}}{\sigma_b} \quad (3.6.3)$$

다. 기하학적 형상 및 요소

구조물의 기계적 체결시에 비교적 안정적인 체결형상을 알아내기 위하여, 먼저 하중에 따라 응력분포에 영향을 많이 미치는 요소를 알아낼 필요가 있다. 영향인자에 대한 해석을 수행하여 응력값에 많은 영향을 미치는 요소를 알아내면, 그 결과를 이용하여 다시 다중 편하중을 받는 경우에 적용을 하여, 최종적으로 체결시 비교적 응력집중의 발생이 적게 일어나는 체결부의 배치형상을 알아낼 수 있다.

Table 3.6.1 Effective parameters in single-pin loaded MWK composite laminate

Effective Parameter	Value
Friction Coefficient	$\mu=0, 0.2, 0.5$
Stacking Sequence	UD, MWK, Hybrid(I),(II)
Clamping Force	pressure=0, 21MPa
E/D ratio	2, 5, 10
W/D ratio	2, 5, 10
L/D ratio	20

Table 3.6.2 Number of holes and loading conditions for DBLT MWK Composite laminate

Type	Number of Hole	Load Condition
Single row	$n=1,2,3,4 (1 \times n)$	Tension Compression Shear
Single column	$n=1,2,3,4(n \times 1)$	
Double row	$n=2,4,6 (2 \times n/2)$	
Double column	$n=2,4,6 (n/2 \times 2)$	
Pattern A	$n=5,7$	
Pattern B	$n=5,7$	

3.6.2 각 영향요소의 체결구조에 대한 경향성 파악

가. W/D비의 변화에 따른 응력분포

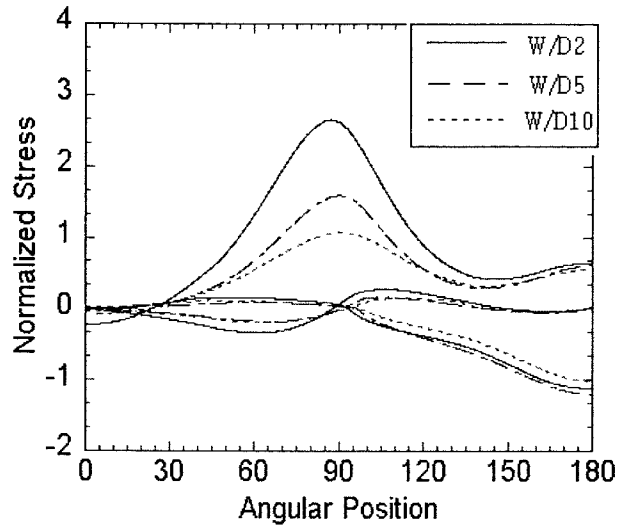


Fig. 3.6.2 W/D비에 따른 홀 주위의 응력분포

나. E/D비의 변화에 따른 응력분포

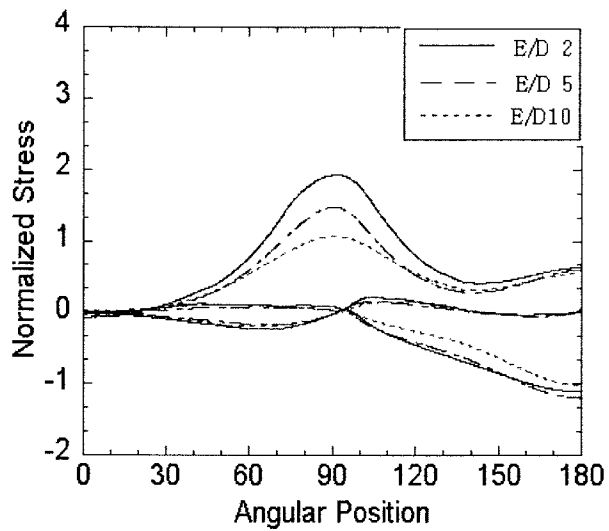


Fig. 3.6.3 E/D 비에 따른 홀 주위의 응력분포.

다. 적층순서의 변화에 따른 응력분포

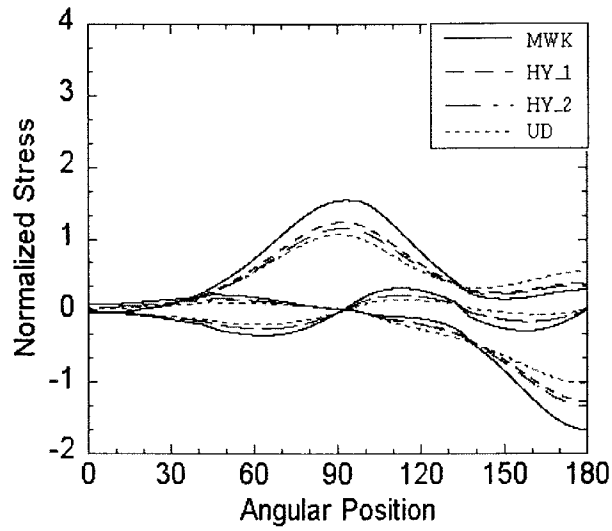


Fig. 3.6.4 적층순서에 따른 홀주위의 응력분포

라. 마찰계수의 변화에 따른 응력분포

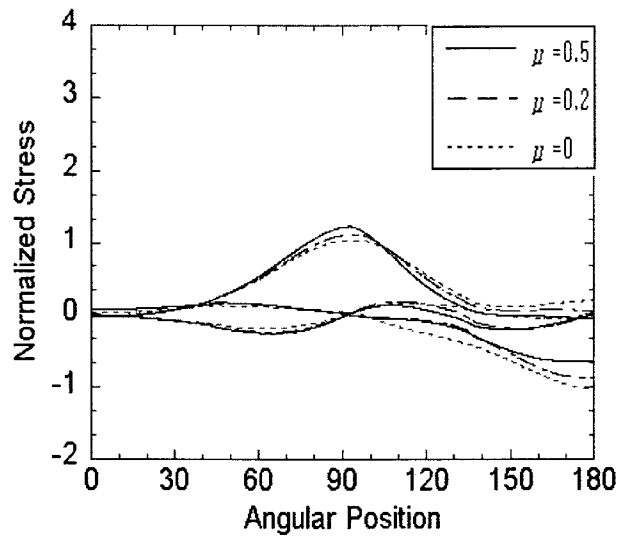


Fig. 3.6.5 마찰계수에 따른 홀주위의 응력분포

바. 와셔의 조임력에 따른 응력분포

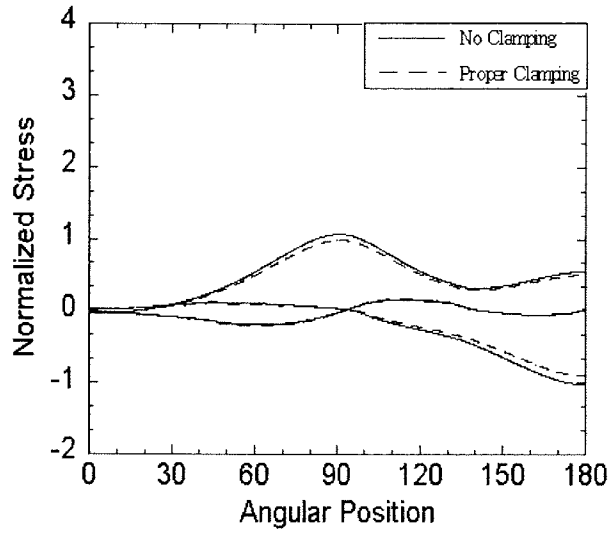


Fig. 3.6.6 와셔의 조임력에 따른 홀주위의 응력분포

사. 핀의 종류에 따른 홀주위의 응력분포

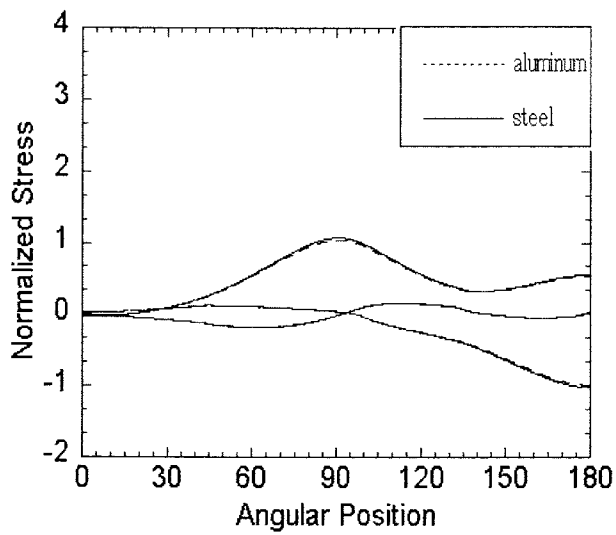


Fig. 3.6.7 핀의 종류에 따른 홀주위의 응력분포

3.6.3 다양한 원공배치 패턴에 따른 응력분포

가. 1행 배치의 경우 원공에서의 응력분포

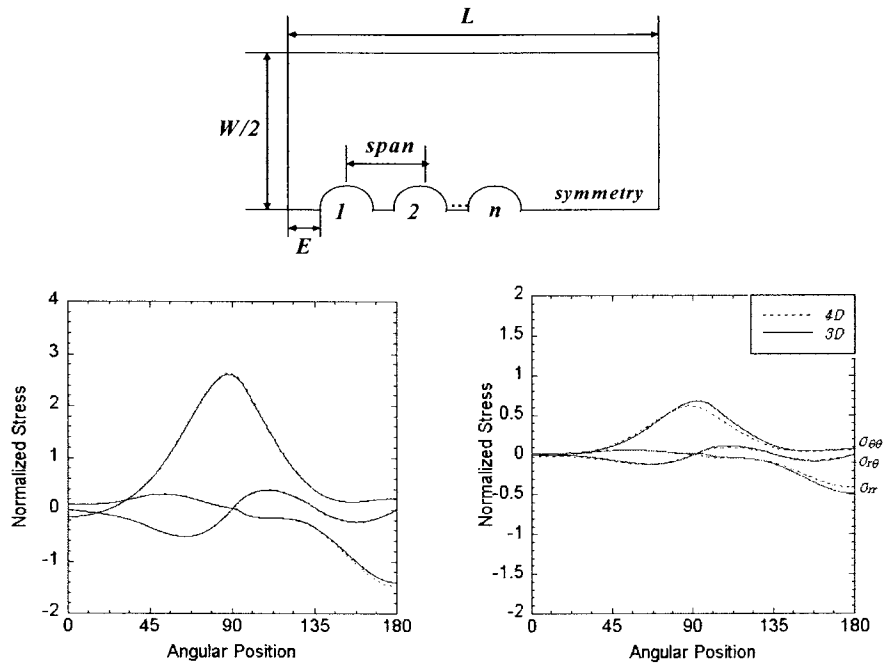


Fig. 3.6.8 원공이 2개인 경우, 2번, 1번에서의 응력분포

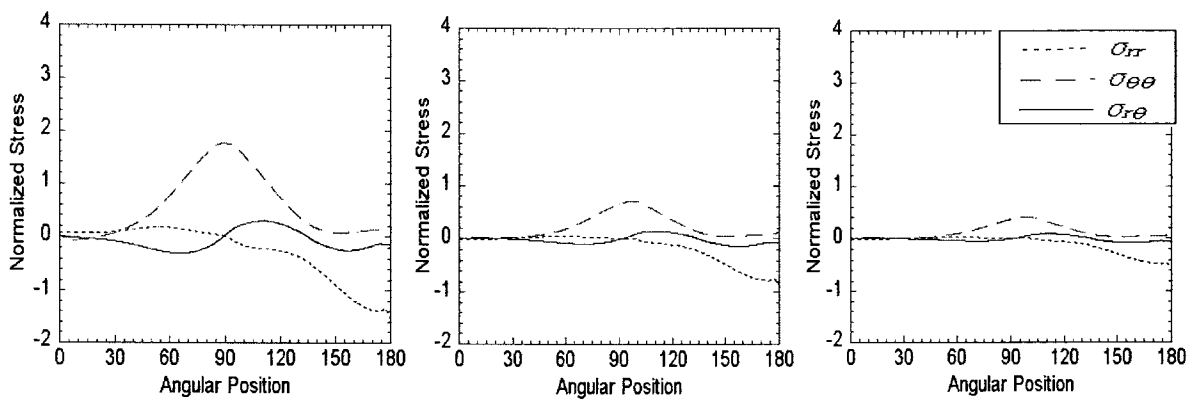


Fig. 3.6.9 원공이 3개인 경우, 3번, 2번, 1번에서의 응력분포

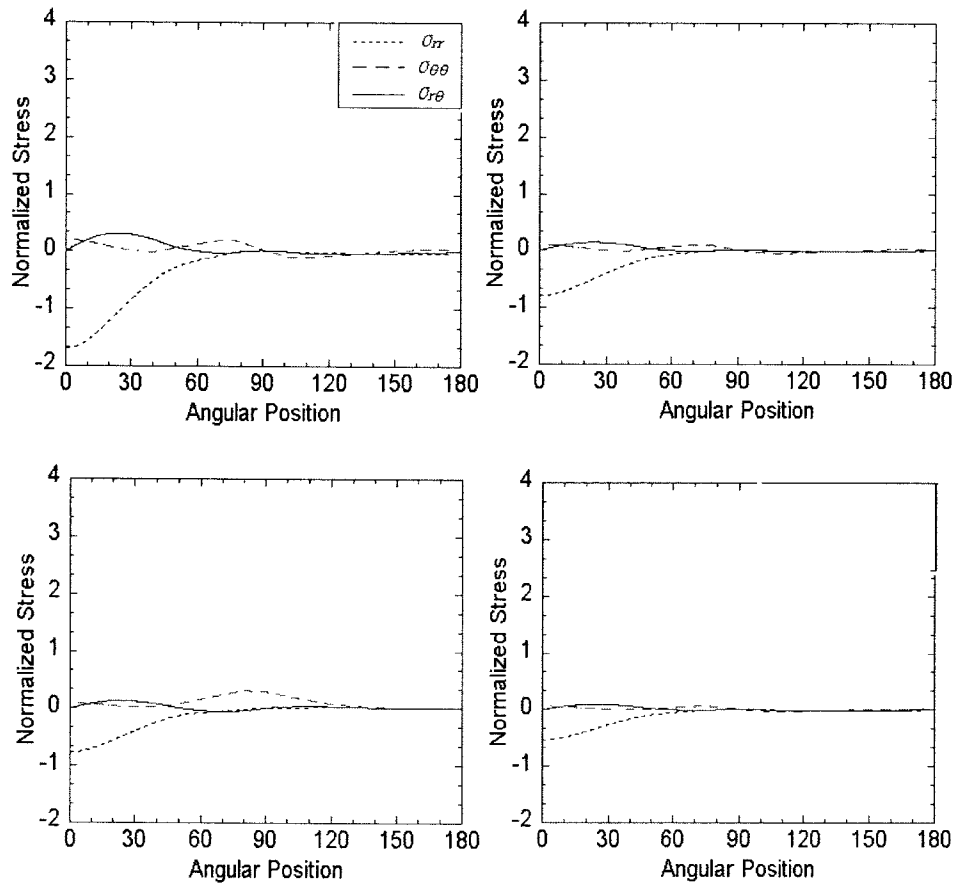


Fig. 3.6.10 원공이 4개인 경우, 4번, 3번, 2번, 1번에서의 응력분포

나. 1열 배치의 경우 원공에서의 응력분포

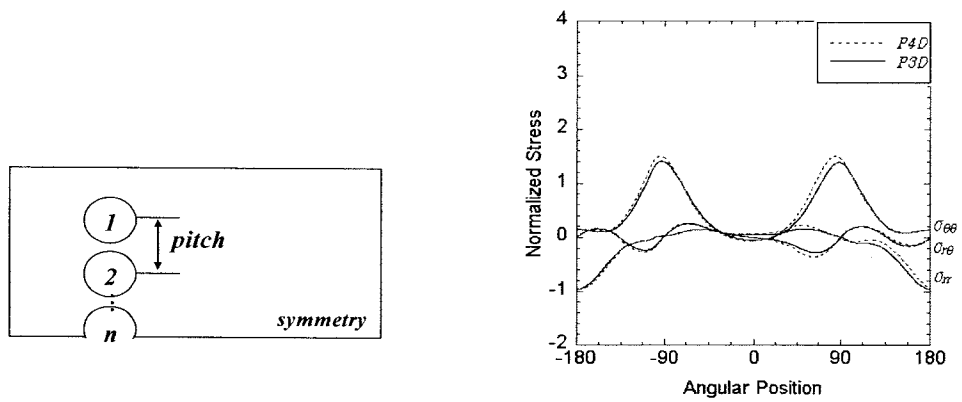


Fig. 3.6.11. 원공이 2개인 경우, 응력분포

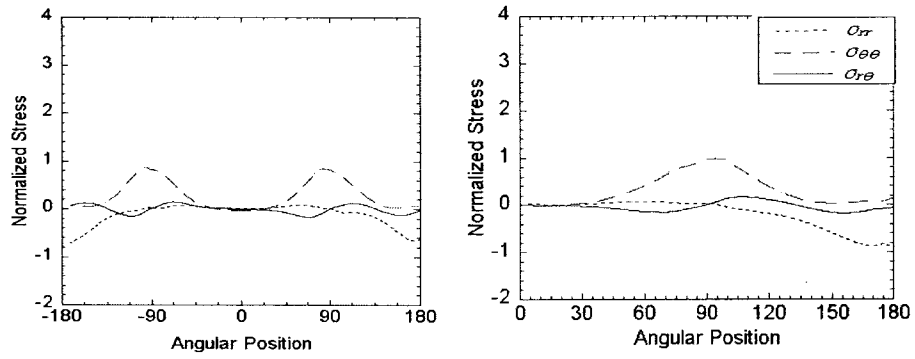


Fig. 3.6.12 원공이 3개인 경우, 2번, 1번에서의 응력분포

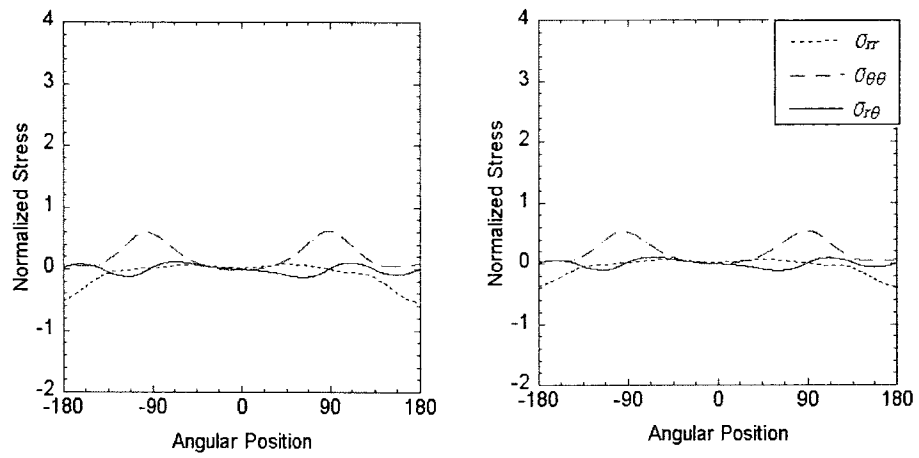
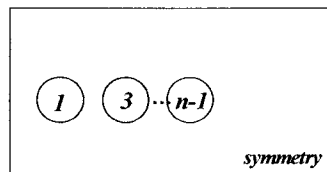


Fig. 3.6.13 원공이 4개인 경우, 2번, 1번에서의 응력분포

다. 2행 배치의 경우 원공에서의 응력분포



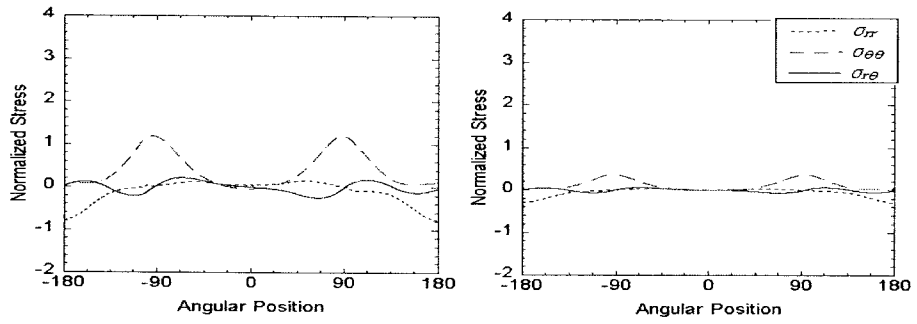


Fig. 3.6.14. 원공이 4개인 경우, 3번, 1번에서의 응력분포

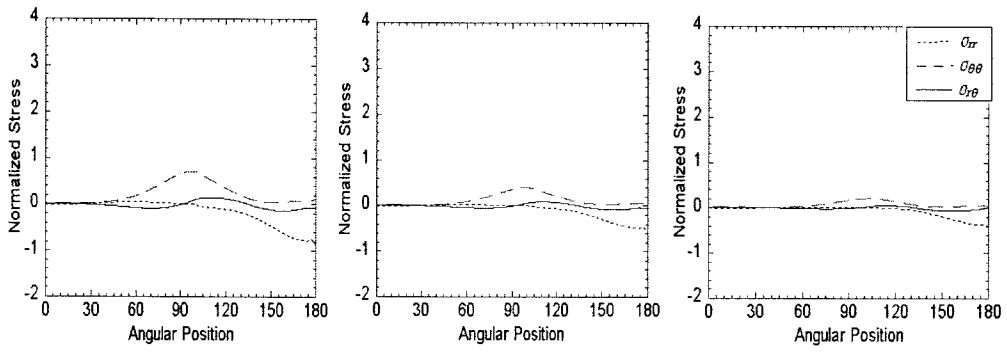


Fig. 3.6.15 원공이 6개인 경우, 5번, 3번, 1번에서의 응력분포

라. 2열 배치의 경우 원공에서의 응력분포

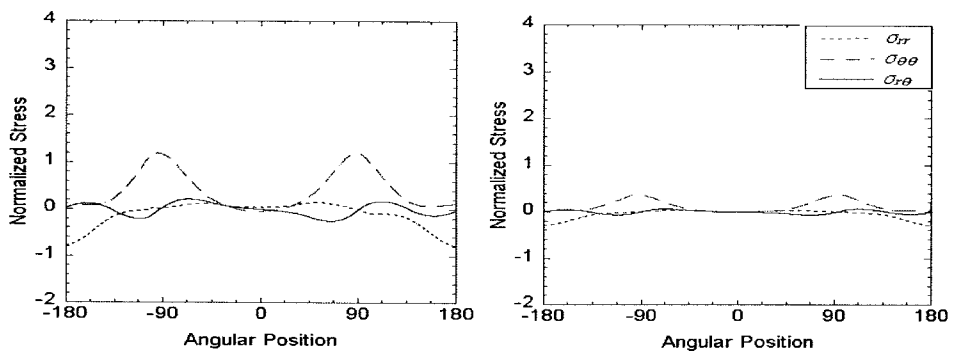
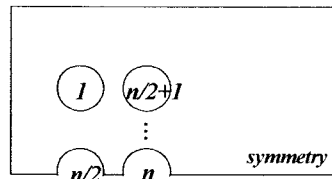


Fig. 3.6.16 원공이 4개인 경우, 3번, 1번에서의 응력분포

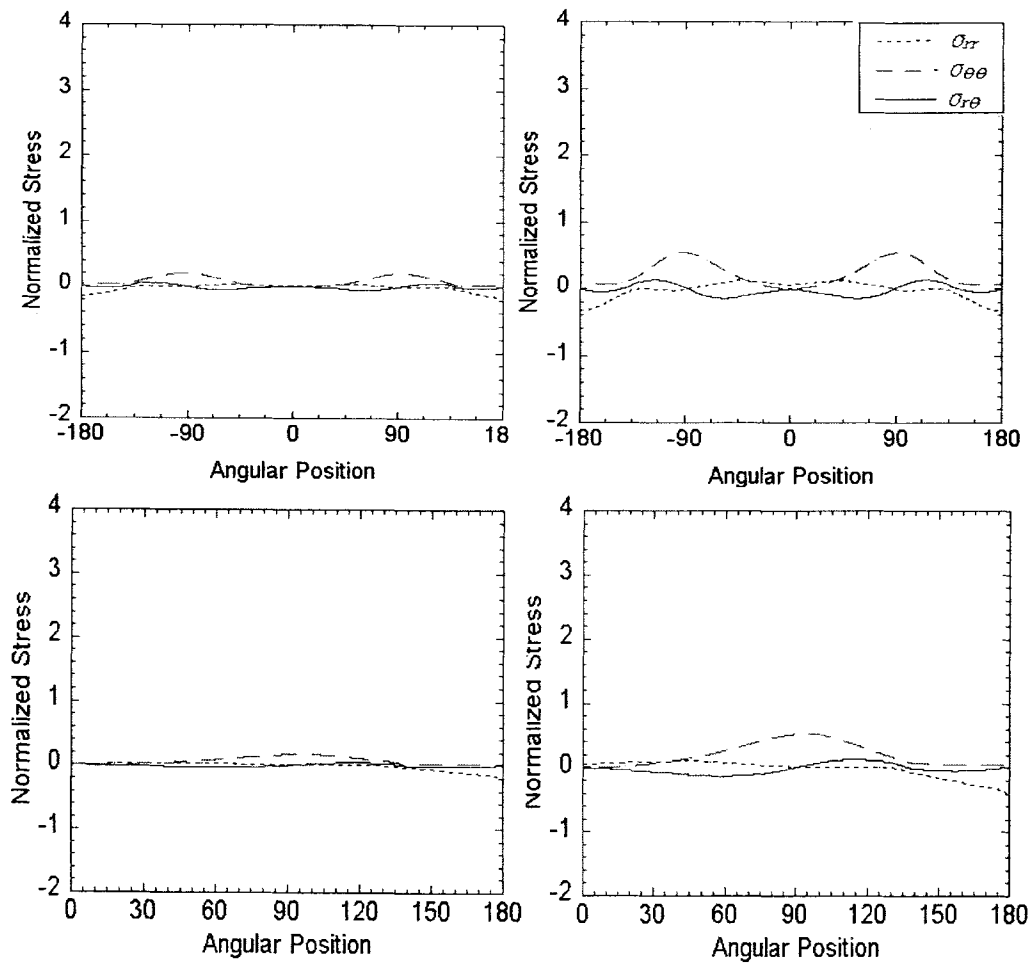
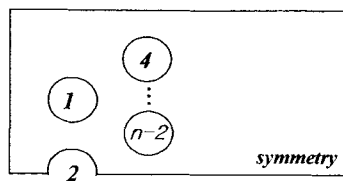


Fig. 3.6.17 원공이 6개인 경우, 7번, 5번, 3번, 1번에서의 응력분포

마. 엇각배치 중 패턴 A의 경우 원공에서의 응력분포



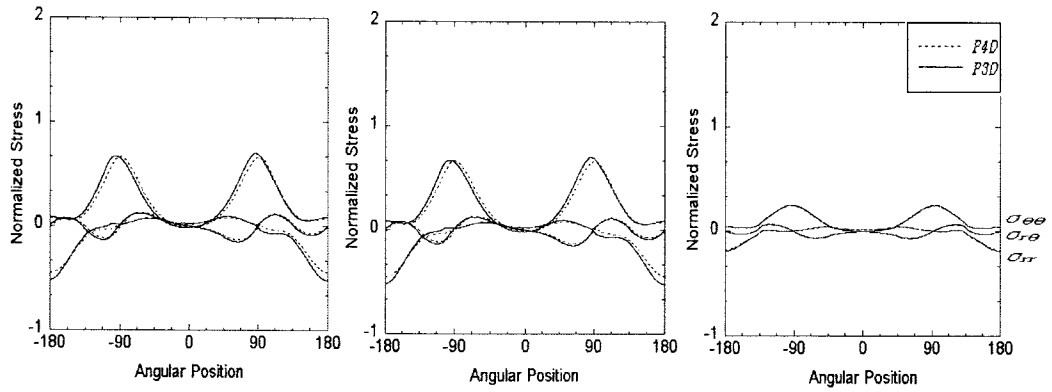


Fig. 3.6.18 원공이 5개인 경우, 3번, 4번, 1번에서의 응력분포

바. 엇각배치 중 패턴 B의 경우 원공에서의 응력분포

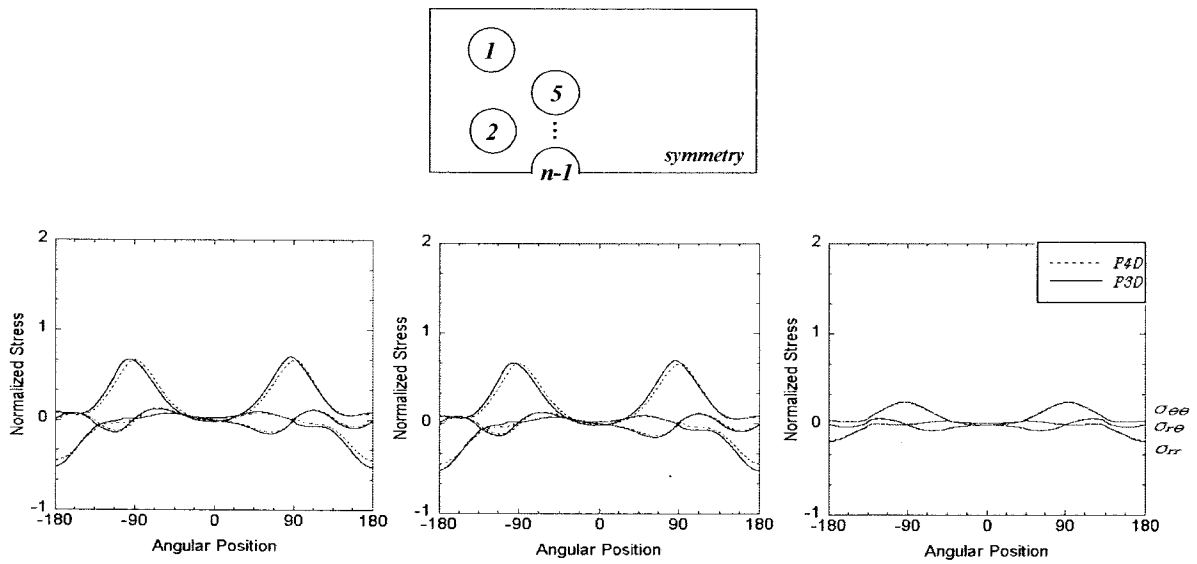


Fig. 3.6.19 원공이 5개인 경우, 4번, 1번, 2번에서의 응력분포

사. 원공의 형상 및 개수에 따른 응력집중계수의 비교

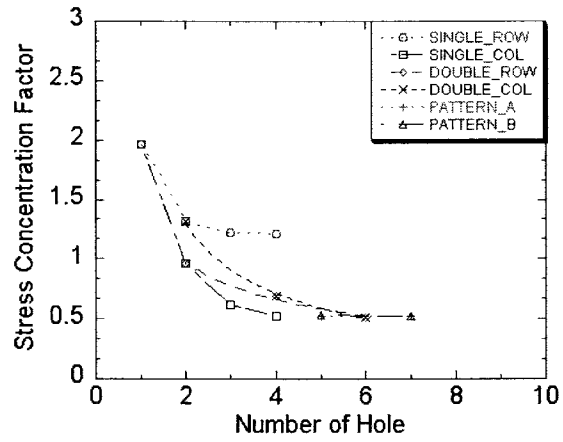


Fig. 3.6.20 응력집중계수 Krb

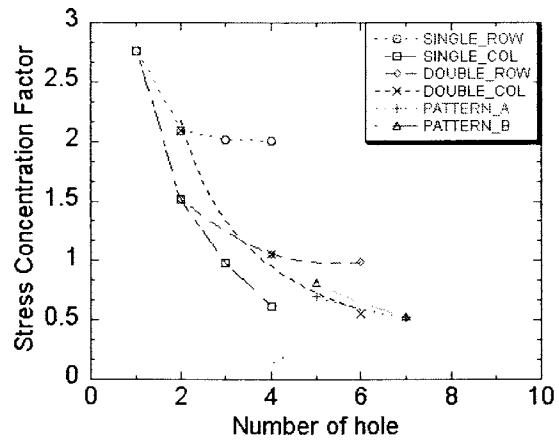


Fig. 3.6.21 응력집중계수 Ktb

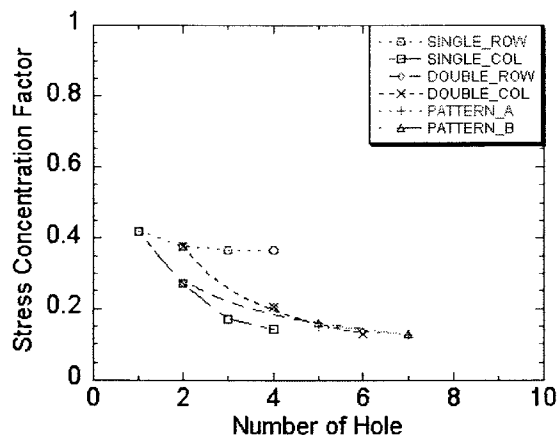


Fig. 3.6.22 응력집중계수 Ksb

3.6.4 기계적 체결구조에 대한 영향인자 분석

단일 핀 하중을 받는 경우 적층순서, W/D ratio, 마찰계수, 와셔의 조임력 순으로 응력분포에 영향이 있음을 확인하였고, 이를 이용하여 다중 핀 하중을 받는 경우의 응력분포의 변화를 확인하였다.

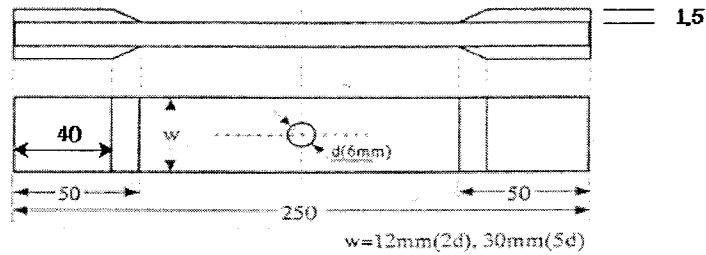
적층순서의 경우, 하중의 방향과 섬유방향이 일치하는 일방향 복합재료의 경우 가장 완만한 응력분포를 나타냈으며, MWK 복합재료가 가장 큰 응력분포를 나타냈다. 따라서, MWK 복합재료에서 고정인자를 설정하고 변환인자에 따라 각 인자의 영향력을 분석하였고, W/D, E/D의 값이 감소하면 응력이 증가하며 W/D값의 변화에 비해 E/D값의 변화는 결과에 영향을 적게 미치는 것을 알았다. 또한, W/D, E/D값이 2 이하인 경우 응력이 급격히 증가하는 경향을 나타내었다. 마찰계수의 변화에 따른 응력은 radial stress의 감소효과를 유발하며, 미소한 tangential stress의 증가효과를 나타낸다. 또한 와셔의 조임력은 볼트에 가해진 토크가 복합재료 적층판에 가하는 압력으로 산정하였으며, 적당한 체결력은 미소한 radial stress의 감소효과를 나타내었다. 이러한 단일 핀 하중을 받는 경우의 결과를 토대로 다중 핀 하중을 받는 경우에 대한 해석을 수행하였으며, Fig 3.2.8, Fig 3.2.9, Fig 3.2.10은 다중 핀 하중을 받는 경우 인장하중을 받는 복합재료 평판에서 원공의 배치형상 및 개수 변화에 따른 응력을 무차원 응력집중계수를 이용하여 비교한 것이다. 먼저 radial stress를 살펴보면, 1행 배치(Single row case)의 경우 최초 원공의 증가에 따라 감소하나 원공의 개수가 3, 4개로 증가함에 따라 응력집중계수가 급격히 감소하는 것을 확인할 수 있다. 나머지 경우에는 원공의 개수가 증가함에 따라 응력집중계수가 미소하게 감소하며, 2열 배치(Double column case)의 원공의 개수가 6개일 때 최소값이 나타남을 알 수 있다. Tangential stress의 경우에는 radial stress의 경우에 비해 보다 높은 응력집중이 일어나는 것을 알 수 있으며, 1열 배치의 경우 원공의 개수가 증가하면서 응력집중이 급격히 감소한다. 또한 모든 경우에 대하여 원공의 개수가 6개인 2열 배치와 원공의 개수가 7개인 Pattern A의 경우가 최소의 응력집중계수를 나타내고 있다. 결국, 같은 원공을 이용한 결합의 경우에 1열 배치나 2열배치로 원공을 배치하는 것이 가장 응력을 잘 분산시키며, Pattern A의 경우와 비교했을 때에도 응력집중이 미소하게 작은 것을 알 수 있다.

3.6.5 체결부의 파손강도 예측시험

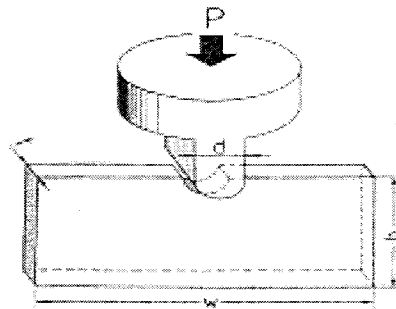
: 특성길이 방법을 이용한 체결부의 파손강도 예측시험

- (1) 임의의 개단면 형상과 적층형태를 가지는 복합재료빔에 대한 이론적모델 확립
- (2) 최적의 단면치수를 가지는 복합재 빔 구조물의 전체 구조물에 대한 구조해석

- (3) 특성길이를 결정하기 위한 강도시험 및 유한요소 해석을 이용한 인장특성길이 (Roc), 압축특성길이(Rot)의 결정
 (4) 특성 길이결정을 위한 인장 및 압축시험 시편 형상



(a)인장시험



(b)압축시험

Fig. 3.6.23 인장 압축 시편형상

Table 3.6.3 특성길이 시편을 이용한 압축 및 인장시험 결과
 (Type 1: 원공이 Stitching 에 겹침, Type 2: 원공이 Stitching 사이에 위치)

시편종류		Failure Strength [MPa]	
0°	Type 1	Width = 15mm	324.41
		Width = 30mm	299.50
	Type 2	Width = 15mm	283.99
		Width = 30mm	329.56
90°	Type 1	Width = 15mm	299.77
		Width = 30mm	284.44
	Type 2	Width = 15mm	274.03
		Width = 30mm	262.17

(a) 인장 시험 결과

시편종류		Failure Strength [MPa]	
0°	Type 1	302.42	
	Type 2	293.59	
90°	Type 1	305.50	
	Type 2	285.31	

(b) 압축 시험 결과

3.7 체결방식에 따른 구조물 체결부의 응력분석

3.7.1 유한요소 모델링

복합재료 빔은 Column에 T형으로 체결되며, 체결판은 Single-column 배열과 Double-column인 경우로 나누어 응력해석을 수행하였다. 또한, 적층순서는 DBLT (0/45/90/-45) MWK를 적층하였다. 복합재료의 경우 각 요소의 방향성이 중요하기 때문에 방향을 고려하여 모델링 하였다. 또한 MWK 복합재료를 3차원 형상으로 구현할 수 있지만 모델링 과정과 메쉬 과정이 너무 복잡하기 때문에 실험결과를 이용하여 재료의 평균화된 물성을 입력하였다. 표1은 본 연구에 사용된 재료의 물성치 이다.

Table 3.7.1 Laminate stiffnesses of UD.

Material Properties of UD	E_x	E_y	G_{xy}	ν_{xy}
	42.4(GPa)	12.76(GPa)	5.35(GPa)	0.269

아래 그림은 모델의 기하학적 형상과 메쉬된 상태를 나타내는 것이다.

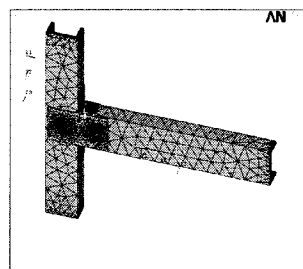
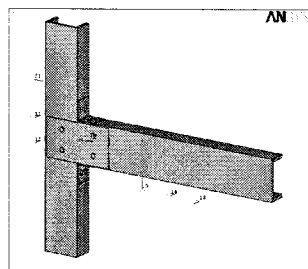


Fig. 3.7.1 체결된 모델의 기하학적 형상 Fig 3.7.2 체결된 모델의 메쉬된 상태

Table 3.7.2 는 체결을 위한 체결판의 형상을 나타낸다. 하중조건은 Fig.3.7.3에 나타내었다. 하중은 복합재료 빔에서, web의 수직방향으로 1680N을, flange의 수직 방향으로 52.5N의 집중하중을 각각 가하였다. 또한 체결에 의한 하중을 모사하기 위한 구속조건으로 contact element를 이용하여 3차원 복합재료와 고정된 편을 이용하는 방법을 사용하였다.

Table 3.7.2 체결판의 기하학적 형상

2hole 배치		case1(홀간격 3d)	d=20mm e=50mm, p=60mm v=s=80mm
		case2(홀간격 4d)	d=20mm e=40mm, p=80mm v=s=80mm
		case1(균등분할)	d=20mm e=p=40mm v=s=40/3mm
		case2(홀간격 1.5d)	d=20mm e=p=40mm, v=25mm, s=30mm
4hole 배치		case1(홀간격 3d)	d=20mm e=50mm, p=60mm v=50mm, s=80mm
		case2(홀간격 4d)	d=20mm e=40mm, p=80mm v=40mm, s=80mm
		case1(균등분할)	d=20mm e=p=40/3mm w=s=40/3mm
		case2(홀간격 1.5d)	d=20mm e=25mm, p=30mm w=25mm, s=30mm

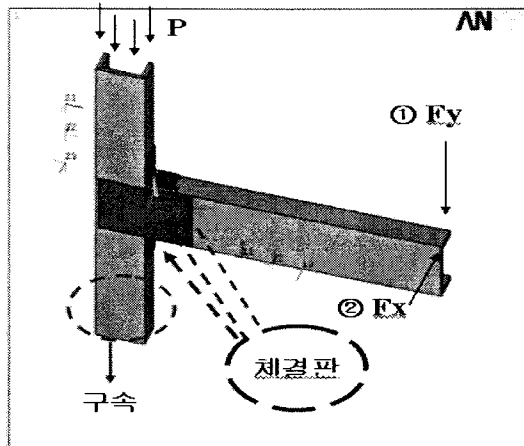


Fig 3.7.3 하중 및 경계조건.

3.7.2 수치해석 결과

등방성 구조를 갖는 체결판의 결과는 등가응력으로 표현하였으며, 복합재료 빔과 column은 각각의 방향에 대하여 응력분포를 나타내었다. 또한 원공 간의 간격을 3D를 갖는 일자형 체결판과 균등간격을 갖는 L형 체결판의 경우와 원공간의 간격을 4D를 갖는 일자형 체결판과 1.5D를 갖는 L형 체결판의 경우에 대하여 column에 압축응력이 가해진 채로 각각 수직 및 수평하중을 가한 결과를 나타내었다.

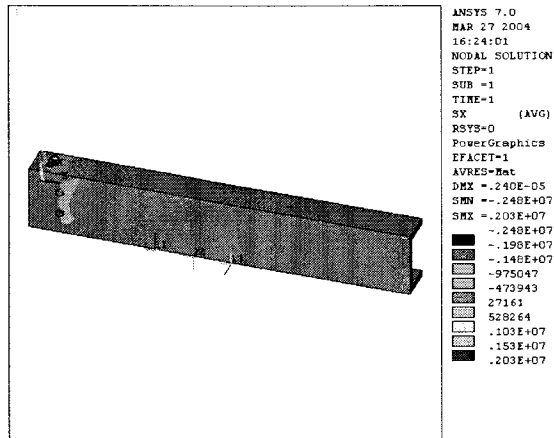
Fig.3.7.4 및 Fig.3.7.5는 원공간의 간격이 3D인 일자형 체결판과 균등간격을 갖는 L형 체결판의 빔 및 column구조의 경우에 대한 해석 결과를 각각 보인 것이며, 또한, Fig.3.7.6 및 Fig.3.7.7은 원공간의 간격이 4D인 일자형 체결판과 1.5D를 갖는 L형 체결판의 빔 및 column구조의 경우에 대한 해석 결과를 각각 보인 것이다. 한편, Table 3.7.3 및 Table 3.7.4는 수직 하중 및 수직 하중에 따라 발생하는 최대 응력을 정리한 것이다.

Table 3.7.3 수직 하중에 따른 빔과 기둥에서의 응력값

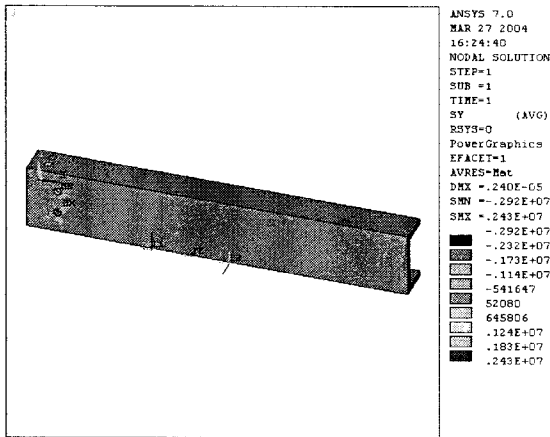
수직	빔 [MPa]			Column [MPa]		
	길이방향	높이방향	폭방향	길이방향	높이방향	폭방향
case1	2.03	2.43	2.68	11.0	6.68	12.6
case2	5.48	25.4	4.29	10.8	6.79	6.68

Table 3.7.4 수평 하중에 따른 빔과 기둥에서의 응력값

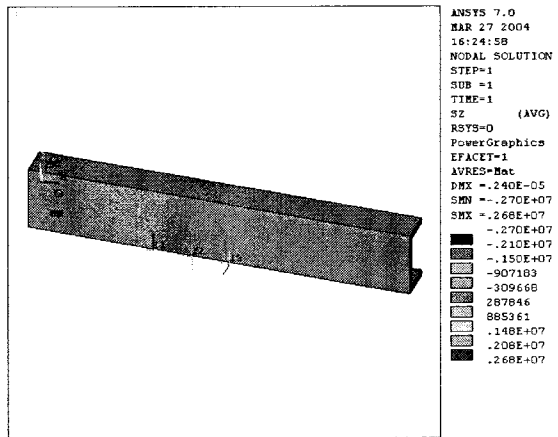
수평	빔 [MPa]			Column [MPa]		
	길이방향	높이방향	폭방향	길이방향	높이방향	폭방향
case1	2.03	25.4	4.29	6.68	11.0	12.6
case2	5.49	25.4	4.32	6.20	10.8	6.79



(a) 빔의 길이방향

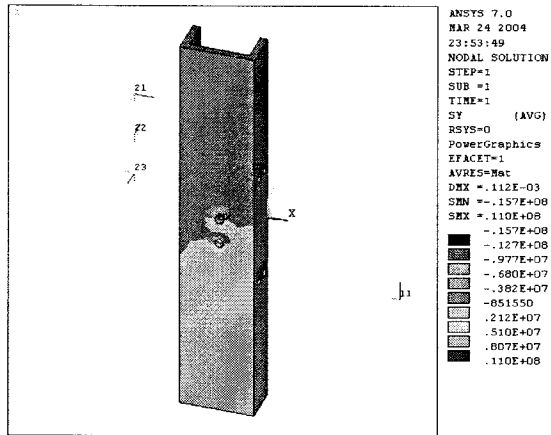


(b) 빔의 높이방향

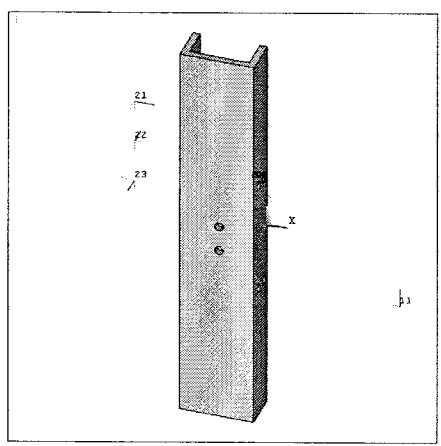


(c) 빔의 폭방향

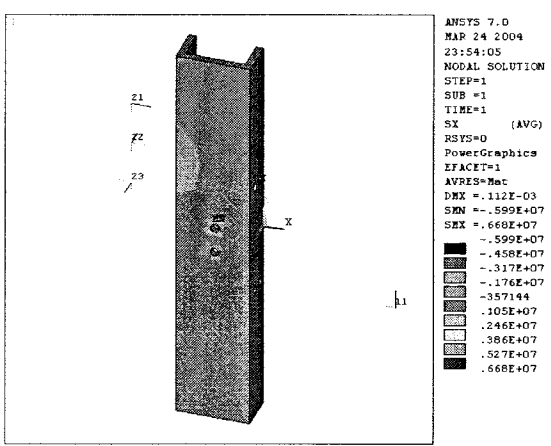
Fig. 3.7.4 원공의 간격이 3D인 빔의 수치해석 결과.



(a) 기둥의 길이방향.

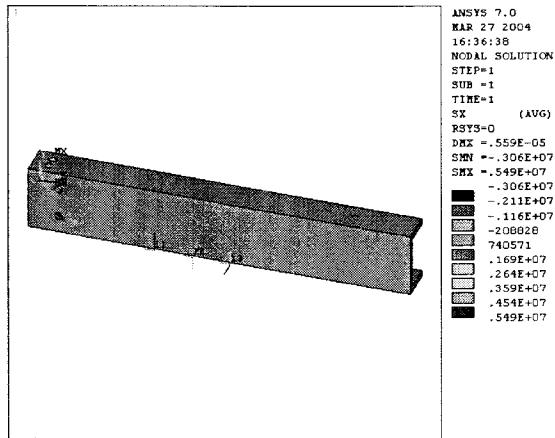


(b) 기둥의 높이방향

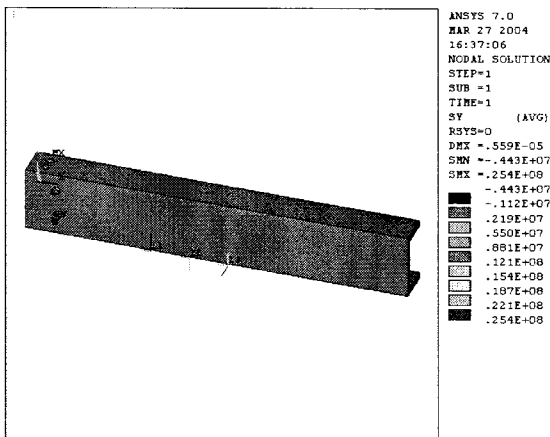


(c) 기둥의 폭방향

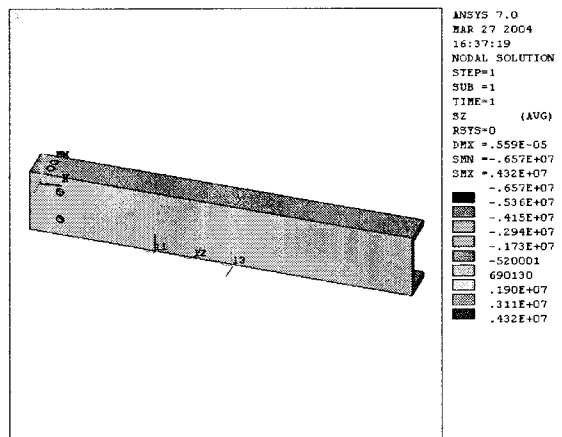
Fig. 3.7.5 원공의 간격이 3D인 기둥의 수치해석 결과.



(a) 빔의 길이방향.

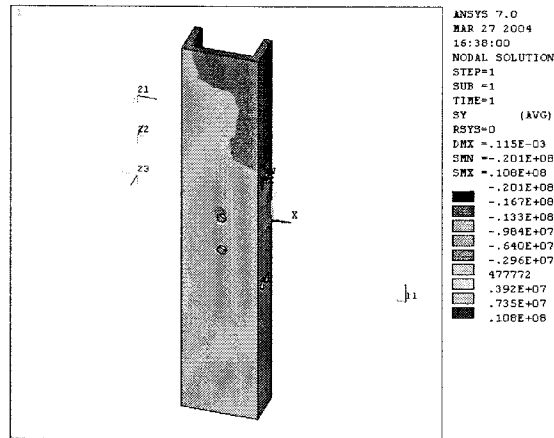


(b) 빔의 높이방향

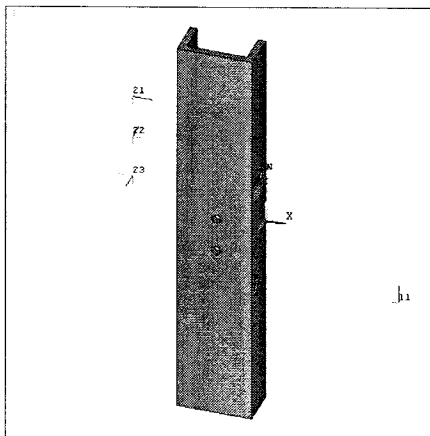


(c) 빔의 폭방향

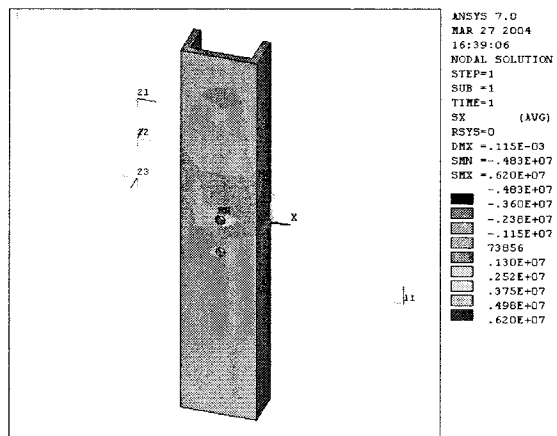
Fig. 3.7.6 원공의 간격이 4D인 빔의 수치해석 결과.



(a) 기둥의 길이방향



(b) 기둥의 높이방향



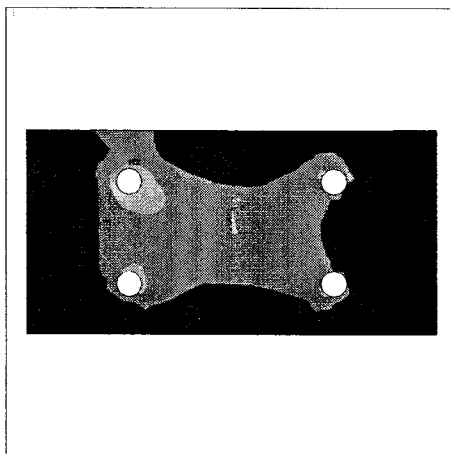
(c) 기둥의 폭방향

Fig. 3.7.7 원공의 간격이 4D인 기둥의 수치해석 결과.

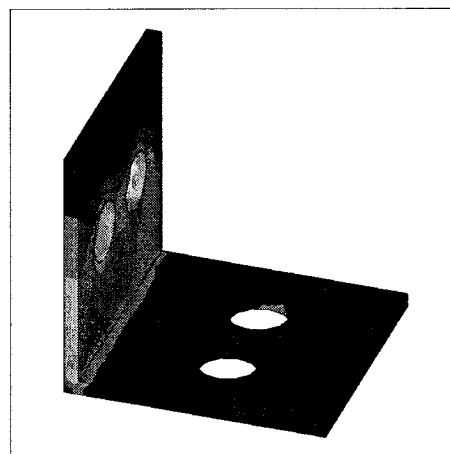
원공 간의 간격이 3D인 일자형 체결판과 균등 간격을 갖는 L형 체결판의 경우와 원공 간의 간격을 4D를 갖는 일자형 체결판과 1.5D를 갖는 L형 체결판의 경우에 대한 수직 하중을 가한 경우의 체결판과 볼트에 발생하는 등가응력분포를 계산하였다. 그 중, 원공 간의 간격을 4D를 갖는 일자형 체결판과 1.5D를 갖는 L형 체결판의 경우에 대한 수직 하중 결과를 Fig.3.7.8에 나타내었다. 또한, 수직하중에 따라 발생하는 체결판 및 볼트에 발생하는 최대등가응력은 Table 3.4.5와 같으며, 수평하중의 경우에서도 거의 같은 수치를 나타낸다.

Table 3.7.5 수직하중에 따라 발생하는 체결판 및 볼트에 발생하는 최대등가 응력

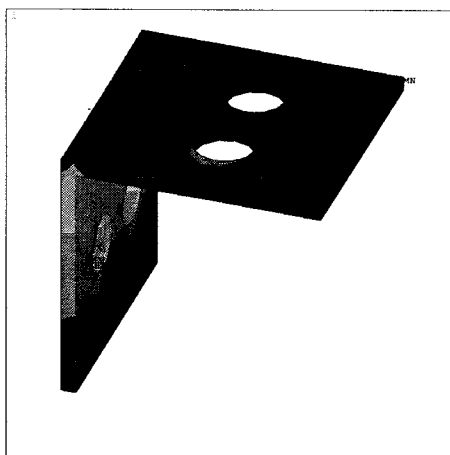
	Case 1 [MPa]	Case 2 [MPa]
일자형 체결판	43.9	21.8
L자형 체결판 (하부)	12.1	28.2
L자형 체결판(상부)	58.4	61.2
볼트	21.7	23.1



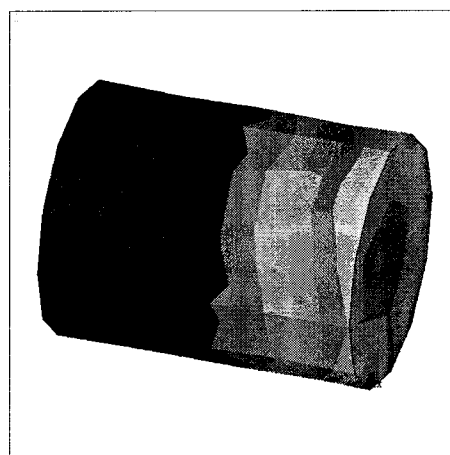
(a)



(b)



(c)



(d)

Fig. 3.7.8 원공 간의 간격이 4D인 일자형 체결판과 1.5D인 L형 체결판에 대한 수직하중 상태에서의 체결판과 볼트에 발생하는 등가응력분포.

제 4장 연구개발목표 달성도 및 대외기여도

가. 1차년도

1. 연구개발 목표

3차원 복합재로 이루어진 빔 구조물에 대한 구조해석을 통한 수치 시험체계를 구축

2. 연구개발 달성도

구조물의 설계 요구조건을 정립하고, 전체 구조물을 모델링하여, 정적 및 동적 해석을 수행하였다. 또한, 복합재 빔의 3차원 물성 예측 모델을 개발하고, 기초 물성시험을 통해 예측모델의 타당성을 조사한다. 이러한 결과를 토대로 하여 구조물설계에 필요한 부재의 수치 및 요소단품의 단면형상을 결정했다.

나. 2차년도

1. 연구개발 목표

복합재료 접합부의 해석 및 특성시험을 통한 해석결과의 타당성 검토 및 빔 요소단품의 형상 및 치수 최적화

2. 연구개발 달성도

복합재료의 체결방법 별로 시편을 제작하여 각각의 체결방법이 구조물에 사용되었을 때의 특성을 실험적으로 평가하여, 가장 적합한 체결방법을 도출하고, 해석모델과의 비교를 실시한다. 또한 빔 단면의 해석 모델을 개발하여 이를 통한 요소단품의 최적 적층설계 및 형상/치수를 결정하고 이를 기존의 결과와 비교

다. 3차년도

1. 연구개발 목표

3차원 복합재 빔 구조를 이용한 시제품 제작 및 개발

2. 연구개발 달성도

안전률을 고려한 critical하중 조건 및 내부하중 등의 상세 설계요구조건 을 재정립하고, 전체 구조물의 F.E.M.에 의한 응력해석을 실시하며, 기존결과에 따른 비교 분석을 실시하여 최적의 형상과 치수를 최종적으로 결정하였다. 또한 시제품에 대한 구조기능 및 강도 입증을 위한 구조 시험평가를 위하여 시험 요구조건을 결정하고, 시험계획을 수립하며, 이에 따른 치구의 개념설계를 실시하였다.

제 5 장 연구개발결과의 활용계획

1단계에서 수행되었던 연구에서는 스티칭 된 다축경편 복합재료 구조물의 설계요구조건을 확립하기 위해 스티칭 효과를 분석할 수 있는 물성예측 모델의 개발과 실험을 통한 물성 측정 및 실제 구조물의 구조해석을 위한 최적의 단면치수 결정 및 적층순서결정 그리고 단품요소의 체결을 위한 체결 방식 결정과 상세설계를 위한 최적의 단면치수 결정과 적층순서결정 그리고 요소의 단품체결을 위한 체결방식 결정과 상세 설계를 위한 최적의 단면치수 결정과 적층순서결정 그리고 요소의 단품체결을 위한 체결 방식 결정과 상세설계에 의한 구조물의 안전성을 평가하기 위한 구조해석을 실시하였다 하지만 생산성 및 환경에 대한 안정성을 향상시키기 위한 수지에 대한 연구는 미비한 상태이므로 2 단계에서는 적용 가능한 다양한 수지에 대한 분석과 최적의 수지 선정 및 필요하다면 요구조건에 적합한 수지의 개발에 대해 연구를 수행한다. 또한 구조물이 운행이 되면서 발생할 수 있는 손상을 감지하며 대형사고가 나기 전에 보수 또는 보강하기 위한 Health Monitoring 기술도 함께 연구를 한다. 수지에 대한 연구는 결과 구조재료에 쓰이는 수지의 적용과 관련된 모든 분야에 적용이 가능하며 Health monitoring 기술은 복합소재 구조물 뿐만 아니라 다양한 공학소재로 구성된 1차구조물에도 응용이 가능하다.

제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보

- 해당 없음.

제 7 장 참고문헌

- [1] Z. M. Huang, "A Unified Micromechanical Model for the Mechanical Properties of Two Constituent Composite Materials. Part I: Elastic Behavior", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2000, Vol. 13, pp. 252-271.
- [2] Z. M. Huang, "A Unified Micromechanical Model for the Mechanical Properties of Two Constituent Composite Materials. Part II: Plastic Behavior", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2000, Vol. 13, pp. 344-362.
- [3] Z. M. Huang, "A Unified Micromechanical Model for the Mechanical Properties of Two Constituent Composite Materials. Part III: Strength Behavior", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2001, Vol. 14, pp. 54-69.
- [4] Z. M. Huang, "A Unified Micromechanical Model for the Mechanical Properties of Two Constituent Composite Materials. Part IV: Rubber-Elastic Behavior", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2000, Vol. 13, pp. 119-139.
- [5] Z. M. Huang, "A Unified Micromechanical Model for the Mechanical Properties of Two Constituent Composite Materials. Part IV: Laminate Strength", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2000, Vol. 13, pp. 190-206.
- [6] Z. M. Huang, "Micromechanical Prediction of Ultimate Strength of Transversely Isotropic Fibrous Composites", *International Journal of Solids and Structures*, 2000, Vol. 38, pp. 4147-4172.
- [7] Z. M. Huang, S. Ramakrishna, "Modeling Inelastic and Strength Properties of Textile Laminates: a Unified Approach", *Composites Science and Technology*, 2003, Vol. 63, pp. 445-466.
- [8] Jung, S. N. and Lee, J. Y., "Closed-Form Analysis of Thin-Walled Composite I-Beams Considering Non-Classical Effects", *Composite Structures*, Vol. 60, 2003, pp. 9-17.
- [9] Jung, S. N., Nagaraj, V. V., and Chopra, I., "Assessment of Composite Rotor Modeling Techniques", *Journal of American Helicopter Society*, Vol. 44, No. 3, 1999, pp. 188-205.

- [10] M. Gen and R. Cheng, 1997, "Genetic algorithms and engineering design", John Willey & Sons.
- [11] J. H. Holland, 1975, "Adaptation in Natural and Artificial Systems", University of Michigan Press.
- [12] Z. Michalewicz, 1996, "Genetic algorithm + data structures = evolution programs", Springer-Verlag, Inc., Heidelberg, Berlin.
- [13] Crews, J.H., Hong, C.S. and Raju, I.S, "Stress-concentration factors for finite orthotropic laminates with a pin-loaded hole, " NASA Tech. Paper 1862, 1981, 1-40.
- [14] C.M.S. Wong And F.L. Matthews, "A Finite Element Analysis of Single and Two-Hole Bolted Joints in Fibre Reinforced Plastic", Journal of composite material, 1981.
- [15] J. R. Kaufmann, "Industrial Applications of Multiaxial Warp Knit Composites", High-Tech Fibrous Materials, ACS Symposium Series 457, American Chemical Society, 1991, pp. 81-89.
- [16] Guang-Wu Du, Frank Ko, "Analysis of Multiaxial Warp-knit Preforms for Composite Reinforcement", Composites Science and Technology, 1996, Vol. 56, pp. 253-260.
- [17] S. V. Lomov, G. Huysmans, Y. Luo, R. S. Parnas, A. Prodromou, I. Verpoest, F. R. Phelan, "Textile Composites: Modelling Strategies". Composites: Part A, 2001, Vol. 32, pp. 1379-1394.
- [18] Brian N. Cox, Gerry Flanagan, "Handbook of Analytical Methods for Textile Composites", NASA CR-4750, 1997.
- [19] Clarence C. Poe, Jr., R. Reeder, F. G. Yuan, "Fracture Behavior of a Stitched Warp-Knit Carbon Fabric Composite", NASA/TM-2001-210868, 2001.
- [20] M. B. Dow, B. Dexter, "Development of Stitched, Braided and Woven Composite Structures in the ACT Program and at Langley Research Center (1985 to 1997): Summary and Bibliography", NASA/TP-97-206234, 1997.
- [21] S. Ramakrishna, "Analytical and finite element modeling of elastic behavior of plain-weft knitted fabric reinforced composites", Key Engng. Mater., 1998, Vol. 137, pp. 71-78.

- [22] X. P. Ruan, T. W. Chou, "Experimental and theoretical studies of the elastic behavior of knitted-fabric composites", *Compos. Sci. Technol.*, 1996, Vol. 56, pp. 1391-1403.
- [23] X. Ruan, T. S. Chou, "Experimental and Theoretical Studies of the Elastic Behavior of Knitted-Fabric Composites", *Composites Science and Technology*, 1996, Vol. 56, pp. 1391-1403.
- [24] S. Ramakrishna, "Characterization and Modeling of the Tensile Properties of Plain Weft-Knit Fabric-Reinforced Composites", *Composites Science and Technology*, 1997, Vol. 57, pp. 1-22.
- [25] N. K. Naik, R. Kuchibhotla, "Analytical Study of Strength and Failure Behaviour of Plain Weave Fabric Composites Made of Twisted Yarns", *Composites: Part A*, 2002, Vol. 33, pp. 697-708.
- [26] A. P. Mouritz, B. N. Cox, "A Mechanistic Approach to the Properties of Stitched Laminates", *Composites: Part A*, 2000, Vol. 31, pp. 1-27.
- [27] Z. M. Huang, S. Ramakrishna, A. A. O. Tay, "Modeling the Stress/Strain Behavior of a Knitted Fabric-Reinforced Elastomer Composite", *Composites Science and Technology*, 2000, Vol. 60, pp. 671-691.
- [28] X. Ruan, T. W. Chou, "Experimental and Theoretical Studies of the Elastic Behavior of Knitted-Fabric Composites", *Composites Science and Technology*, 1996, Vol. 56, pp. 1391-1403.
- [29] Colby C. Swan, HyungJoo Kim, "Multi-Scale Unit Cell Analyses of Textile Composites", 15th z Engineering Mechanics Conference, 2002.
- [30] T. Ishikawa, T. W. Chou, "One-Dimensional Micromechanical Analysis of Woven Fabric Composites", *AIAA Journal*, 1983, Vol. 21, pp. 1714-1721.
- [31] S. V. Lomov, E. B. Belov, T. Bishoff, S. B. Ghosh, T. Truong Chi, I. Verpoest, "Carbon Composites Based, on Multiaxial, Multiply Stitched Preforms. Part I: Geometry of the Preform", *Composites: Part A*, 2002, Vol. 33, pp. 1171-1183.
- [32] 우경식, "섬유다발의 굴곡도와 수자직의 매 수가 평면 직조 복합재료의 등가 탄성계수에 미치는 영향", *한국복합재료학회지*, 1995, Vol. 8, pp. 60-73.
- [33] Tae Jin Kang, Cheol Kim, "Energy-Absorption Mechanisms in Kevlar Multiaxial Warp-Knit Fabric Composites under Impact Loading", *Composites Science and Technology*, 2000, Vol. 60, pp. 773-784.

- [34] Chen Zuorong, Zhu Dechao, Meng Lu, Lin Ye, "A homogenization Scheme and its Applications to Evaluation of Elastic Properties of Three-Dimensional Braided Composites", *Composites: Part B*, 2001, Vol. 32, pp. 67-86.
- [35] M. B. Fuchs, M. Paley, E. Miroshny, "The Aboudi Micromechanical Model for Topology Design of Structures", *Computers and Structures*, 1999, Vol. 73, pp. 355-362.
- [36] N. J. Pagano, F. G. Yuan, "The Significance of Effective Modulus Theory (Homogenization) in Composite Laminate Mechanics", *Composites Science and Technology*, 2000, Vol. 60, pp. 2471-2488.
- [37] B. Lamy, C. Baley, "Stiffness Prediction of Flax Fibers-Epoxy Composite Materials", *Journal of Materials Science Letters*, 2000, Vol. 19, pp. 979-980.
- [38] J. Schjødt-Thomsen, R. Pyrz, "The Mori-Tanaka Stiffness Tensor: Diagonal Symmetry, Complex Fibre Orientations and non-Dilute Volume Fractions", *Mechanics of Materials*, 2001, Vol. 33, pp. 531-544.
- [39] Ph. Vandeurzen, J. Ivens, "A Three-Dimensional Micromechanical Analysis of Woven-Fabric Composites. Part II: Elastic Analysis", *Composites Science and Technology*, 1996, Vol. 56, pp. 1317-1327.
- [40] P. Lu, K. H. Lee, "A Modified Model for the Prediction of Effective Elastic Moduli of Composite Materials", *International Journal of Solids and Structures*, 2002, Vol. 39, pp. 649-657.
- [41] S. Ramakrishna, H. Hamada, K. B. Cheng, "Analytical Procedure for the Prediction of Elastic Properties of Plain Knitted Fabric-Reinforced Composites", *Composites: Part A*, 1997, Vol. 28A, pp. 25-37.
- [42] B. Gommers, I. Verpoest, P. Van Houtte, "The Mori-Tanaka Method Applied to Textile Composite Materials", *Acta Materialia*, 1998, Vol. 46, pp. 2223-2235.
- [43] John T. Wang, Jonathan B. Ransom, "Application of Interface Technology in Nonlinear Analysis of a Stitched/RFI Composite Wing Stub Box", 38th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference.
- [44] Y.J. Wang, "Mechanical Properties of Stitched Multiaxial Fabric Reinforced Composites from Manual Layup Process", *Applied Composite Materials*, 2002, Vol. 9, pp. 81-97.

- [45] E. H. Glaessgen, I. S. Raju, C. C. Poe, Jr., "Modeling the Influence of Stitching on Delamination Growth in Stitched Warp-Knit Composite Lap Joints", 12th International Conference on Composite Materials.
- [46] P. B. Stickler, M. Ramulu, "Investigation of Mechanical Behavior of Transverse Stitched T-Joints with PR520 Resin in Flexure and Tension", *Composite Structures*, 2001, Vol. 52, 307-314.
- [47] F. G. Yuan, S. Yang, "Fracture Behavior of Stitched Warp-Knit Fabric Composites", *International Journal of Fracture*, 2001, Vol. 108, pp. 73-94.
- [48] S. S. Suh, J. H. Park, H. Thomas Hahn, "Stitching Effect on Textile Composites", *Proceedings of 2nd Asian-Australians Conference on Composite Materials*, 2000, Vol. 2, pp. 1199-1204.
- [49] E. H. Glaessgen, I. S. Raju, C. C. Poe, Jr., "Debond Analyses for Stitched Composite Structures", 1998 International Conference on Computational Engineering Sciences.
- [50] Lalit K. Jain, Yiu-Wing Mai, "Determination of Mode II Delamination Toughness of Stitched Laminated Composites", *Composites Science and Technology*, 1995, Vol. 55, pp. 241-253.
- [51] Jae Hoon Kim, Young ShinLee, Byoung Jun Park, Duck Hoi Kim, "Evaluation of Durability and Strength of Stitched Foam-Cored Sandwich Structures", *Composites Structures*, 1999, Vol. 47, pp. 543-550.
- [52] 유용문, 윤의박, 윤여성, 이순홍, "Stiffness Comparison with Design of GFRP Roof Panels Prepared by RTM Method", *한국자동차공학회논문집*, 2001, Vol. 6, pp. 32-38.
- [53] C. Sickinger, A. Herrmann, "Structural Stitching as a Method to Design High-Performance Composites in Future", Institute of Structural Mechanics, German Aerospace Center.
- [54] Samy E. Shalaby, Sabit Adanur, "Design and Manufacture of Stitch Bonded Textile Composites", NSF International MAN2-002-98.
- [55] P. Mattheij, K. Gliesche, D. Feltin, "3D Reinforced Stitched Carbon/Epoxy Laminates Made by Tailored Fibre Placement", *Composites: Part A*, 2000, Vol. 31, pp. 571-581.
- [56] Dade Huang, Levon Minnetyan, "Progressive Fracture of Stitched Stiffened Composite Shear Panels in the Postbuckling Range", *Journal of Reinforced Pastics*

- and Composites, 2001, Vol. 20, pp. 1617-1632.
- [57] Liangjin Gui, Zhengneng Li, "Delamination Buckling of Stitched Laminates", Composites Science and Technology, 2001, Vol. 61, pp. 629-636.
- [58] L. P. Khoroshun, E. N. Shikula, "Nonlinear Deformational Properties of Dispersely Strengthened Materials", Mechanics of Composite Materials, 2002, Vol. 38, pp. 311-320.
- [59] V. B. Akhundov, "Analysis of Elastomeric Composites Based on Fiber Systems", Mechanics of Composite Materials, 2001, Vol. 37, pp. 223-236.
- [60] Youjiang Wang, "Effect of Consolidation Method on the Mechanical Properties of Nonwoven Fabric Reinforced", Applied Composite Materials, 1999, Vol. 6, pp. 19-34.
- [61] T. Okumura, A. Yokoyama, K. Nagai, Z. Maekawa, "Optimum Design of Weaving Structure of 3-D Woven Fabric Composites by using Genetic Algorithms", Composite Structures, 1995, Vol. 35, pp. 417-426.
- [62] Ivelin Ivanov, Ala tabiei, "Three-Dimensional Computational Micro-Mechanical Model for Woven Fabric Composites", Composite Structures, 2001, Vol. 54, pp. 489-496.
- [63] X. Ruan, A. Safari, T. -W. Chou, "Effective Elastic, Piezoelectric and Dielectric Properties of Braided Fabric Composites", Composites: Part A, 1999, Vol. 30, pp. 1435-1444.
- [64] B. J. Thuruthimattam, N. K. Naik, "Mechanical Characterization of Hybridized 3D Orthogonally Woven Composites", in the Proceedings of the 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Part 2, AIAA-98-1809, pp 953-961.
- [65] S. N. Chatterjee, J. J. Kibler, "An Analytical for Three-Dimensionally Reinforced Graphite Composites", Report of N60921-75-C-0041 and N60921-75-C-0055 for the STAR Program of The Naval Surface Weapons Center.
- [66] C. C. Chamis, J. H. Sinclair, "Micromechanics of Intraply Hybrid Composites: Elastic and Thermal Properties", NASA TM-79253.
- [67] Edward H. Glaessgen, Christopher M. Pastore, O. Hayden Griffint, Alexander Birger, "Geometrical and Finite Element Modelling of Textile Composites", Composites: Part B, 1996, Vol. 27B, pp. 43-50.

- [68] A. M. Korsunsky, "Elastic Behavior of Materials: Continuum Aspects", Encyclopedia of Materials: Science and Technology, 2001, pp. 2398-240.
- [69] Sylvain Drapier, Micael R. Wisnom, "Finite-Element Investigation of the Compressive Strength of Non-Crimp-Fabric-Based Composites", Composites Science and Technology, 1999, Vol. 59, pp. 1287-1297.
- [70] Sylvain Drapier, Micael R. Wisnom, "A Finite-Element Investigation of the Interlaminar Shear Behaviour of Non-Crimp-Fabric-Based Composites", Composites Science and Technology, 1999, Vol. 59, pp. 2351-2362.
- [71] J. W. Eischen, S. Torquato, "Determining Elastic Behavior of Composites by the Boundary Element Method", Journal of Applied Physics, 1993, Vol. 74, pp. 159-170.
- [72] T. Nishiwaki, A. Yokoyama, Z. Maekawa, "A New Numerical Modeling for Laminated Composites", Compos. Structures, 1995, Vol. 32, pp. 641-647.
- [73] 최진우, 강태진, "Structural Mechanics of 3D Braided Composite Using FEM", 한국복합재료학회 춘계학술발표회, 1996.
- [74] X. L. Gao, R. E. Rowlands, "Hybrid Method for Stress Analysis of Finite Three-Dimensional Elastic Components", International Journal of Solids and Structures, 2000, Vol. 37, pp. 2727-2751.
- [75] M. M. Aghdam, M. J. Pavier, D. J. Smith, "Micro-Mechanics of Off-Axis Loading of Metal Matrix Composites Using Finite Element Analysis", International Journal of Solids and Structures, 2001, Vol. 38, pp. 3905-3925.
- [76] H. E. Pettermann, H. J. Böhm, F. G. Rammerstorfer, "Some Direction-Dependent Properties of Matrix-Inclusion Type Composites with Given Reinforcement Orientation Distributions", Composites: Part B, 1997, Vol. 28B, pp. 253-265.
- [77] M. Grassi, X. Zhang, M. Meo, "Prediction of Stiffness and Stresses in Z-Fibre Reinforced Composite Laminates", Composites: Part A, 2002, Vol. 33, pp. 1653-1664.
- [78] J. Lamon, B. Thommeret, C. Percevault, "Probabilistic-Statistical Approach to Matrix Damage and Stress-Strain Behavior of 2-D Woven SiC/SiC Ceramic Matrix Composites", Journal of the European Ceramic Society, 1998, Vol.18, pp. 1797-1808.
- [79] S. Y. Luo, T. W. Chou, "Finite Deformation and Nonlinear Elastic Behavior of Flexible Composites", Journal of Applied Mechanics, 1998, Vol. 55, pp. 149-155.

- [80] R. M. Jones, H. S. Morgan, "Analysis of Nonlinear Stress-Strain Behavior of Fiber-Reinforced Composite Materials", AIAA, 1977, 15, pp. 1669-1676.
- [81] Z. M. Huang, "Simulation of the Mechanical Properties of Fibrous Composites by the Bridging MicroMechanics Model", Composites: Part A, 2001, Vol. 32, pp. 143-172.
- [82] G. R. Liu, "A Step-by-Step Method of Rule-of-Mixture of Fiber- and Particle-Reinforced Composite Materials", Composite Structures, 1998, Vol. 40, pp. 313-322.
- [83] Clarence C. Poe, Jr., "Mechanics Methodology for Textile Preform Composite Materials", Proceedings of the 28th International SAMPE Technical Conference, pp. 324-338.
- [84] 이승호, 강태진, 김종섭, "Mechanical Properties of Textile Composite(I) -Impact Behavior of Stitched Woven Laminate Composite-", 한국복합재료학회지, 1995, Vol. 8, pp. 58-89.
- [85] L. Dagli, Y. Redmond, "Identification of the Non-Linear Behaviour a 4D Carbon-Carbon Material Designed for Aeronautic Application", Applied Composite Materials, 2002, Vol. 9, pp. 1-15.
- [86] Jar-Seok Yoo, Sang-Eui Lee, Chun-Gon Kim, "Prediction of Mechanical Behavior of Spatially reinforced Composites for Kick Motor Nozzle", Composite Structures, 2001, Vol. 54, pp. 57-65.
- [87] Z. M. Huang, "The Mechanical Properties of Composites Reinforced with Woven and Braided Fabrics", Composites Science and Technology, 2000, Vol. 60, pp. 479-498.
- [88] B. Gommers, I. Verpoest, P. Houtte, "Analysis of Knitted Fabric Reinforced Composites. Part II: Stiffness and Strength", Composites: Part A, 1998, Vol. 29A, pp. 1589-1601.
- [89] T. Ishikawa, T. W. Chou, "Elastic Behavior of Woven Hybrid Composites", Journal of Composite Materials, 1982, Vol. 16, pp. 2-19.
- [90] S. Li, "General Unit Cells for Micromechanical Analyses of Unidirectional Composites", Composites: Part A, 2000, Vol. 32, pp. 815-826.
- [91] R. Haj-Ali, H. Kilic, Abdul-Hamid Zureick, "A 3D Micromechanics-Based Nonlinear Constitutive Model for Pultruded Composites", Proceedings of EM2000 Fourteenth Engineering Mechanics Conference, ASCE, 2000.

- [92] Thomas A. Godfrey, John N. Rossettos, "A Micromechanical Model for Blended Yarns with Fragmented Low-Elongation Fibers", *Journal of Textile and Apparel, Technology and Management*, 2001, Vol. 2, pp. 1-9.
- [93] J. J. Mcgrath, J. M. Wille, "Determination of 3D Fiber Orientation Distribution in Thermoplastic Injection Molding", *Composites Science and Technology*, 1995, Vol. 53, pp. 133-143.
- [94] H. J. Böhm, A. Eckschlager, W. Han, "Multi-Inclusion Unit Cell Models for Metal Matrix Composites with Randomly Oriented Discontinuous Reinforcements", *Computational Materials Science*, 2002, Vol. 25, pp. 42-53.
- [95] T. O. Williams, M. -J. Pindera, "An Analytical Model for the Inelastic Axial Shear Response of Unidirectional Metal Matrix Composites", *International Journal of Plasticity*, 1997, Vol. 13, pp. 261-289.
- [96] M. Kawai, Y. Masuko, Y. Kawase, R. Negishi, "Micromechanical Analysis of The Off-Axis Rate-Dependent Inelastic Behavior of Unidirectional AS4/PEEK at High Temperature", *International Journal of Mechanical Sciences*, 2001, Vol. 43, pp. 2069-2090.
- [97] I. Doghri, A. Ouair, "Homogenization of Two-Phase Elasto-Plastic Composite Materials and Structures Study of Tangent Operators, Cyclic Plasticity and Numerical Algorithms", *International Journal of Solids and Structures*, 2003, Vol. 40, pp. 1681-1712.
- [98] G. Huysmans, I. Verpoest, P. Van Houtte, "A Poly-Inclusion Approach for the Elastic Modelling of Knitted Fabric Composites", *Acta Materialia*, 1998, Vol. 46, pp. 3003-3013.
- [99] N. Svensson, M. D. Gilchrist, "Modelling of Failure of Structural Textile Composites", *Computational Mechanics*, 2000, Vol. 26, pp. 223-228.
- [100] J. Chen, M. F. Thorpe, L. C. Davis, "Elastic Properties of Rigid Fiber-Reinforced Composites", *Journal of Applied Physics*, 1995, Vol. 77, pp. 4349-4360.
- [101] R. M. J. S. Sidhu, R. C. Averill, M. Riaz, F. Pourboghrat, "Finite Element Analysis of Textile Composite Preform Stamping", *Composite Structures*, 2001, Vol.52, pp. 483-497.
- [102] Joon-Hyung Byun, "The Analytical Characterization of 2-D Braided Textile Composites", *Composites Science and Technology*, 2000, Vol. 60, pp. 705-716.

- [103] V. R. Aitharaju, R. C. Averill, "Three-Dimensional Properties of Woven-Fabric Composites", *Composites Science and Technology*, 1999, Vol. 59, pp. 1901-1911.
- [104] Kunigal Shivakumar, Adrian Pora, Felix Abali, "Interlaminar Shear Test for Laminated Textile Fabric Composites", *ICCM* 13.
- [105] V. M. Akhundov, "Analysis of Elastomeric Composites Based on Fiber Systems 4.3D Composites", *Mechanics of Composite Materials*, 2001, Vol. 37, pp. 223-236.
- [106] Jacob Aboudi, Todd O. Williams, "A Coupled Micro-Macromechanical Analysis of Hygrothermoelastic Composites", *International Journal of Solids and Structures*, 2000, Vol. 37, pp. 4149-4179.
- [107] Colby C. Swan, "Design of 3-D Reinforcing in Structural FRP Composites", *Proceedings of the 12th ASCE Engineering Mechanics Conference*, 1998.
- [108] V. A. Buryachenko, "Internal Residual Stresses in Elastically homogeneous Solids. Part I: Statistically Homogeneous Stress Fluctuations", *International Journal of Solids and Structures*, 2000, Vol. 37, pp. 4185-4210.
- [109] Jacob Aboudi, "Micromechanical Modelling of Finite Viscoelastic MultiPhase Composites", *Zeitschrift Für angewandte Mathematik und Physik*, 2000, Vol. 51, pp. 114-134.
- [110] Ala Tabiei, Ivelin Ivanov, "Materially and Geometrically Non-Linear Woven Composite Micro-Mechanical Model with Failure for Finite Element Simulations", *International Journal of Non-linear Mechanics*, 2004, Vol. 39, pp. 175-188.
- [111] X. Q. Peng, J. Cao, "Numerical Determination of Mechanical Elastic Constants of Textile Composites", *15th Annual Technical Conference of the American Society for Composite*, 2000.
- [112] S. Chou, H.-C. Chen, C.-C. Lai, "The Fatigue Properties of Weft-Knit Fabric Reinforced Epoxy Resin Composites", *Composite Science and Technology*, 1992, Vol. 45, pp. 283-291.
- [113] B. N. Cox., "Delamination and Buckling in 3D Composites", *Journal of Composite Materials*, 1994, Vol. 28(12), pp. 1115-1126.
- [114] A. P. Mouritz, K. H. Leong, I. Herszberg, "A Review of the Effect of Stitching on the In-Plane Mechanical Properties of Fibre-Reinforced Polymer Composites", *Composites: Part A*, 1997, Vol. 28A, pp. 979-991.
- [115] R. N. Naik, P. Shembeker, "Analysis of woven and braided fabric reinforced composites", 1994, NASA CR-194930.

- [116] Z. M. Huang, "A Unified Micromechanical Model for the Mechanical Properties of Two Constituent Composite Materials. Part IV: Laminate Strength", *Journal of Thermoplastic Composite Materials*, 2000, Vol. 13, pp. 190-206.
- [117] 김병선, 황병선, "섬유강화 복합재료의 가공", *Polymer Science and Technology*, 1999, Vol. 10, pp. 20-34.
- [118] Tsu-Wei Chou, "Microstructural Design of Fiber Composites", Cambridge University Press, 1992.
- [119] Youjiang Wang, Jian Li, Pete B. Do, "Properties of Composite Laminates Reinforced with E-Glass Multiaxial Non-Crimp Fabrics", *Journal of Composite Materials*, 1995, Vol. 29, pp. 2317-2333.
- [120] S. Y. Zhang, "A Simple Approach to the Evaluation of Fiber/Matrix Interfacial Shear Strength and Fracture Toughness", *Composites Science and Technology*, 2000, Vol 60, pp.145-148.
- [121] V. Carvelli, C. Poggi, "A Homogenization Procedure for the Numerical Analysis of Woven Fabric Composites", *Composites: Part A*, 2001, Vol. 32, pp.1425-1432.
- [122] David W. Sleight, "Progressive Failure Analysis Methodology for Laminated Composite Structures", NASA/TP-1999-209107, 1999.
- [123] Alfredo Balacõ de Morais, "Transverse Moduli of Continuous-Fibre-Reinforced Polymers", *Composites Science and Technology*, Vol. 60, pp. 997-1002, 1999.
- [124] Z. M. Huang, Y. Zhang, S. Ramakrishna, "Modeling of the Progressive Failure Behavior of Multilayer Knitted Fabric-Reinforced Composite Laminates", *Composites Science and Technology*, 2001, Vol. 61, pp. 2033-2046.
- [125] M. Dong, S. Schmauder, T. Bidlingmaier, A. Wanner, "Prediction of the Mechanical Behaviour of Short Fiber Reinforced MMCs by Combined Cell Models", *Computational Materials Science*, 1997, Vol. 9, pp. 121-133.
- [126] John Summerscales, "Microstructural Characterization of Fibre-Reinforced Composites", Woodhead Publishing, 1998.
- [127] Y. M. Haddad, "Advanced Multilayered and Fibre-Reinforced Composites", Kluwer Academic Publishers, 1998.
- [128] Albert S. Kobayashi, "Handbook on Experimental Mechanics", Society for Experimental Mechanics, 1993.
- [129] Stephen W. Tsai, H. Thomas Hahn, "Introduction to Composite Materials", Technomic Publishing, 1980.

- [130] Jacob Aboudi, "Mechanics of Composite Materials: a Unified Micromechanical Approach", Elsevier Science Publishers, 1991.
- [131] I. M. Daniel, O. Ishai, "Engineering Mechanics of Composite Materials", Oxford University Press, 1994.
- [132] M.W. Hyer and E.C.Klang, "Contact Stresses In Pin-Loaded Oorthotropic Plate", International Journal of Solids Structrues, vol.21, NO.9 , pp.957-975, 1985.
- [133] De Jong, T, "Stress in pin-loaded holes in elastically orthotropic or isotropic plates", J. composite material, vol. 11, pp.313-331, 1977.
- [134] L.Ingvar Eriksson, "Contact Stresses in Bolted Joints of Composite Laminates", Composite Structures, vol.6, pp.57-75, 1986.
- [135] C. D. Rudd, M. J. Owen, V. Middleton, "Mechanical Properties of Weft Knit Glass Fiber/Polyester Laminates", Composite Science and Technology, 1990, Vol. 39, pp. 261-277.
- [136] Wen-Hwa Chen, Shyh-Shiaw Lee & Jyi-Tyan Yeh, "Three-dimensional contact stress analysis of a composite laminate with bolted joint", Composite Structures, vol.30, pp287-297, 1995.
- [137] Tomas Ireman, "Three-dimensional stress analysis of bolted single-lap composite joints", Composite Structures, vol.43, pp195-216, 1998.
- [138] M. Y. Tsai and J. Mortan, "Stress and Failure Analysis of a Pin-Loaded Composite Plates : An Experimental Study", Journal of Composite Materials, Vol.24, 1990, pp.1101-1121.
- [139] H. Benson Dexter, Gregory H. Hasko, "Mechanical Properties and Damage Tolerance of Multiaxial Warp-Knit Composites", Composites Science and Technology, 1996, Vol. 56, pp. 367-380.
- [140] Alvin P.Blackie & Surachate Chutima, "Stress distributions in multi-fastened composite plates", Composite Structures, vol.34, pp427-436, 1996.
- [141] E. Madenci, S.Shkarayev, B.Sergeev, D.W. Oplinger and P. Shyprykevich, "Analysis Of Composite Laminates With Multiple Fasteners", International Journal of Solids Structures, vol.35, NO.15, pp.1793-1811, 1998.
- [142] Daniel, I. M. and Ishai O., "Engineering Mechanics of Composite Materials", Oxford University Press. 1994.
- [143] Vlasov, V. Z., "Thin-Walled Elastic Beams", Naional Science Foundation and U.S. Dept. of Commerce, Washington, DC, 1961.

- [144]. Gjelsvik, A., "The Theory of Thin Walled Beams", Wiley, New York. 1981.
- [145] Timoshenko, S. P. and Goodier, J. N., "Theory of Elasticity", Second Edition, McGraw-Hill Book Company INC., New York, 1970.
- [146] Bencoster, S. U., "A Theory of Torsion Bending for Multicell Beams", Journal of Aeronautical Sciences, Vol. 21, No. 1, 1954, pp. 25-34.
- [147] Gere, J. M., "Torsional Vibrations of Beams of Thin-Walled Open Section", Journal of Applied Mechanics, Vol. 21, 1954, pp. 381-387.
- [148]. Agyris, J. H. and Dunne, P. C., "The General Theory of Cylindrical and Conical Tubes under Torsion and Bending Loads", Journal of the Royal Aeronautical Society, Parts I-IV, Feb. 1947, pp. 199-269.
- [149] Mansfield, E. H. and Sobey, A. J., "The Fiber Composite Helicopter Blade", Aeronautical Quarterly, Vol. 30, 1979, pp. 413-449.
- [150] Bauchau, O. A., "A Beam Theory for Anisotropic Materials", Journal of Applied Mechanics, Vol. 52, 1985, pp. 416-422.
- [151] Bauld, V. R. and Tzeng, L., "A Vlasov Theory for Fiber-Reinforced Beams with Thin-Walled Open Cross Sections", International Journal of Solids and Structures, Vol. 20, No. 3, 1984, pp. 277-297.
- [152]. Bauchau, O. A., Coffenberry, B. S., and Rehfield, L. W., "Composite Box Beam Analysis : Theory and Experiments", Journal of Reinforced Plastics and Composites, Vol. 6, 1987, pp. 25-35.
- [153]. Rehfield, L. W., "Design Analysis Methodology for Composite Rotor Blades", Proceedings of the 7th DoD/NASA Conference on Fibrous Composites in Structural Design, June 1985, Denver, CO., 1985.
- [154] Bank, L. C. and Melehan, T. P., "Shear Coefficients for Multicelled Thin-Walled Composite Beams", Composite Structures, Vol. 11, No. 4, 1989, pp. 259-276.
- [155] Rehfield, L. W., Atilgan, A. R., and Hodges, D. H., "Some Considerations on the Nonclassical Behavior of Thin-Walled Composite Beams", Proceedings of the American Helicopter Society National Specialists' Meeting on Advanced Rotorcraft Structures, Williamsburg, Virginia, Oct. 25-27, 1988.
- [156] Hodges, D. H. and Nixon, M. W., "Comparison of Composite Rotor Blade Analysis : A Coupled Beam Analysis and MSC/NASTRAN Finite Element Model", NASA TM 89024, 1987.

- [157]. Soler, A. I., "Pretwisted Curved Beams of Thin-Walled Open Section", Journal of Applied Mechanics, Vol. 39, 1972, pp. 779-785.
- [158]. Rosen, A., "Theoretical and Experimental Investigation of the Nonlinear Torsion and Extension of Initially Twisted Bars", Journal of Applied Mechanics, Vol. 50, 1983, pp. 321-326.
- [159] Hodges, D. H. and Dowell, E. H., "Nonlinear Equations of Motions for Elastic Bending and Torsion of Twisted Nonuniform Blades", NASA TN D7818, 1974.
- [160]. Chandra, R. and Chopra, I., "Experimental and Theoretical Analysis of Composite I-Beams with Elastic Couplings", AIAA Journal, Vol. 29, No. 12, 1991, pp. 2197-2206.
- [161]. Wu, X. X. and Sun, C. T., "Simplified Theory for Composite Thin-Walled Beams", AIAA Journal, Vol. 30, No. 12, 1992, pp. 2945-2951.
- [162] Chandra, R. and Chopra, I., "Structural Response of Composite Beams and Blades with Elastic Couplings", Composite Engineering, Vol. 2, 1992, pp. 347-374.
- [163]. Kim, c. and White, S. R., "Analysis of Thick Hollow Composite Beams under General Loadings", Composite Structures, Vol 34, 1996, pp.263-277.
- [164]. Kim, c. and White, S. R., "Thick-Walled Composite Beam Theory Including 3-D Elastic Effects and Torsional Warping", International Journal of Solid and Structures, Vol. 34, 1997, pp.4237-4259.
- [165]. Reddy. J. N., "Mechanics of Laminated Composite Plates", CRC Press, New York. 1997.
- [166] Maddur. S. S. and Chaturvedi, S. K., "Laminated Composite Open Profile Sections : First Order Shear Deformation Theory", Composite Structures, Vol. 45, 1999, pp. 105-114.
- [167] Floros, M. W. and Smith, E. C., "Finite Element Modeling of Open-Section Composite Beams with Warping Restraint Effects", AIAA Journal, Vol. 35, No. 8, 1996, pp. 1341-1347.
- [168] Smith, E. C. and Chopra, I., "Formulations and Evaluation of an Analytical Model for Composite Box-Beams", Journal of American Helicopter Society, Vol. 36, No. 3, 1991, pp. 33-38.
- [169] Loughlan, J. and Ata, M., "The Behaviour of Open and Closed Section Carbon Fibre Composite Beams Subjected to Constrained Torsion", Composite Structures, Vol. 38, 1997, pp. 631-647.

- [170] Z. M. Huang, S. Ramakrishna, "Micromechanical modeling approaches for the stiffness and strength of knitted fabric composites: a review and comparative study", *Composites: Part A*, 2000, Vol. 31, pp. 479-501.
- [171] F. Ko, C. M. Pastore, J. M. Yang, T. W. Chou, "Structure and properties of multilayer, multidirectional warp knit fabric reinforced composites", *Composites '86: Recent Advances in Japan and the United States*, Japan Society for Composite Materials, Tokyo, 1986.
- [172] Lee, J., "Center of gravity and shear center of thin-walled open-section composite beams", *Composite Structures*, Vol. 52, 2001, pp. 255-260.
- [173]. N. R. Bauld, L. S. Tzeng, 1984, "A Vlasov theory for fiber reinforced beams with thin walled open cross sections", *Int. J. Solid Struct.*, Vol. 20, pp. 227-297.
- [174]. K. Bhaskar and L. Librescu, 1995, "A geometrically non-linear theory for laminated anisotropic thin-walled beams", *Int. J. Engng. Sci.*, Vol. 33(9), pp. 1331-1344.
- [175]. V. Savic, M. E. Tuttle and Z. B. Zabinsky, 2001, "Optimization of I-section using fiber angles as design variables", *Composite Structures*, Vol. 53, pp. 265-277.
- [176]. J. H. Lee and S. E. Kim, 2002, "Lateral buckling analysis of thin-walled laminated channel section beams", *Composite Structures*, Vol. 56, pp. 391-399.
- [177]. I. M. Daniel and O. Ishai, 1994. "Engineering mechanics of composite materials", Oxford University Press.
- [178]. M. Gen and R. Cheng, 1997, "Genetic algorithms and engineering design", John Willey & Sons.
- [179]. S. Ramakrishna, D. Hull, "Tensile Behavior of Knitted Carbon - Fiber - Fabric /Epoxy Laminates. Part I: Experimental", *Composite Science and Technology*, 1994, Vol. 50, pp. 249-258.
- [180] J. H. Holland, 1975, "Adaptation in Natural and Artificial Systems", University of Michigan Press.
- [181]. K. A. De Jong, 1975, "An analysis of the behavior of a class of genetic adaptation systems", PhD. Dissertation, The University of Michigan, Ann Arbor, Michigan.
- [182]. R. Courant, 1943, "Variational methods for the solution of problems of equilibrium and vibrations", *Bull. Am. Math. Soc.* 49.

- [183]. C. W. Carroll, 1961, "The created response surface technique for optimizing nonlinear restrained systems", Operations Research 9.
- [184]. A. V. Fiacco, G. P. McCormick, 1968, "Extensions of SUMT for nonlinear programming: Equality constraints and extrapolation", Manage. Sci. 12(11), 816-828.

공동연구 과제

(주)테크
김광수

요 약 문

I. 제 목

액상 성형에 의한 3차원 복합재 빔 구조물 개발

II. 연구개발의 목적 및 필요성

산업 전반에 걸쳐 복합재료 시장이 점차적으로 확대되고 있으며, 고성능이 요구되는 응용분야에 다양한 복합재 제품이 널리 사용되고 있다. 특히 3차원 복합재는 구조 일체화로 인하여 조립부품의 수를 감소시켜 경량화 및 생산 단가의 감소가 가능하며, 보강재를 3차원적으로 보강하기 때문에 성능 면에서도 우수한 장점을 가지고 있다. 그리고 형상이 복잡하고 대형 구조물을 제조하기 위해서는 기존의 복합재 제작 공법인 Autoclave, Hand Lay-up방법으로는 제품의 제작이 거의 불가능하다. 또한, 철도차량이나 버스, 선박 등은 연비 향상을 통한 에너지 절감을 위해 구조물의 경량화가 필수적이며 이와 같은 교통수단이나 교량과 같은 구조물은 공공의 안전을 위하여 성능과 신뢰도가 확보되어야 하므로 기존의 2차원 평면상의 섬유보강 개념이 아닌 두께 방향으로도 보강이 되는 3차원 복합재 개발이 필요하다. 따라서 본 연구의 목적은 생산시간의 단축을 위해 새로운 성형기술의 개발과 함께 대형 부품의 구조 일체화를 위한 3차원 형상의 복합재를 개발하는 것이다.

III. 연구개발의 내용 및 범위

1차 년도에서는 3D 복합재 성형 기초기술을 확립하기 위하여 수송기계용 J 빔 스킨 구조 기본설계 및 구조해석을 수행하였으며, 요소구조(J 빔) 시제품을 제작하였다. 2차 년도에는 지상 차량용 조종수 해치의 설계 및 물성시험, 방탄 성능 시험을 수행하였으며, 3차 년도에는 조종수 해치 시제품을 제작하고 성형 건전성을 평가하였다.

IV. 연구개발결과

요소구조(J 빔) 시제품의 공정시편에 대한 섬유체적을 측정 결과, $V_f=47\%$ 로 나타나 연구목표인 45%를 초과하였다. 한편, 기본 물성시험 결과, 인장 및

압축 강성 평균치는 $E_{ave}=52.5$ MPa로 나타나 연구목표인 52.0 MPa을 달성하였다. 조종수 해치 시제품을 제작한 결과로 액상성형공정 기술을 적용하면 기존의 복합재 제조공정에 비해 50%이상의 원가를 절감하는 효과가 있다고 평가된다. 성형품에 대한 품질분석결과, 섬유체적율 $V_f = 50\%$ 로 나타나 연구목표인 45%를 초과 달성하였고, 기공률은 1.2%로 측정되어 양호한 수준으로 판단되었다.

V. 연구개발결과의 활용계획

구조와 방탄기능을 동시에 수행하는 통합형 조종수 해치를 대상으로 복합재 VARTM 제조공법을 개발하여 실용화 단계에 있으며, 이를 계기로 지상무기체계에의 복합재 적용의 대폭적인 확대가 예상된다.

S U M M A R Y

I. Title of the research

Development of 3 Dimensional Composite Beam Structure with Liquid molding process

II. Purpose and necessity of the research

The market for the composite materials is getting large all over the industrial fields and the various products of composite material are used where high effectiveness is mainly required. Specially, structural integration of 3-dimensional composites provides the lightweight of the products and reduce of unit cost. 3D composites also have an excellent property in the thickness direction due to the 3-dimensional fiber architectures. The current manufacturing method such as autoclave and hand lay-up processes have the limitation in manufacturing the composite parts with complex shapes and large scales. In the case of public transportation and bridge, lightweight and high performance of structure is indispensable with regard to the energy saving and safety. Therefore, the purpose of this research is to develop processing technology with reduced production cost and to manufacture the integrated composites structures of large scale.

III. The contents and scope of the research

The basic design of skin structure of the vehicle has been carried out. The J beam structure was also analyzed in the first year in order to consolidate the fundamental processing technology of 3D composites. Design work, physical property test and bulletproof test for a driver hatch of the ground vehicle were carried out in the second year and the last year. In the 3rd year, the first article was produced and evaluated in terms of processing and structural criteria.

IV. The research results and summary

Measurement of the fiber volume fraction of the J beam resulted in $V_f=47\%$, which exceeded our research target (45 %).

The results of the basic mechanical property test showed that the stiffness average value of tension and compression were 52.5 MPa, which was higher than our target, 52.0 MPa. In the production of first article of a driver hatch, the liquid molding process reduced the unit cost by 50% or more. The quality analysis for the product showed that the fiber volume fraction was 50%, which exceeded our target (45%), and the void content was 1.2 % which is also satisfactory for the structural application.

V. Possible applicability of the research

VARTM is a viable manufacturing method for the driver hatch in integrated shape, which requires both the structural function and bulletproof performance, simultaneously. It can also reduce the production cost more than 50% compared to the traditional fabrication methods. Under the high potential of practical use of composites in the field of ground weapons, VARTM is expected to be utilized in the fabrication of complex and large-scaled composite parts.

C O N T E N T S

Chapter 1. Introduction	1
1.1 Scientific and economical importance	1
1.2 Technical importance	1
1.3 Industrial importance	2
1.4 Cultural importance	2
Chapter 2. Technical Status	3
Chapter 3. Research Contents and Result	4
3.1 Manufacturing of J beam	4
3.2 Development of the driver hatch	14
Chapter 4. Achievement and Contribution	33
Chapter 5. Application Plan	34
Chapter 6. Oversea Technology Information	34
Chapter.7 References	34

목 차

제 1 장 연구개발과제의 개요	1
1.1 연구개발의 과학기술, 사회경제적 중요성	1
1.2 기술적 중요성	1
1.3 경제·산업적 중요성	2
1.4 사회·문화적 중요성	2
제 2 장 국내외 기술개발 현황	3
제 3 장 연구개발 수행내용 및 결과	4
3.1 요소구조(J 빔) 시제품 제작	4
3.2 조종수 해치 시제품 개발	14
제 4 장 연구개발목표의 달성도 및 대외기여도	33
4.1 연구목표의 달성도	33
4.2 연구결과의 대외기여도	33
제 5 장 연구개발결과의 활용계획	34
제 6 장 연구개발과정에서 수집한 해외과학기술정보	34
제 7 장 참고문헌	34

제 1 장 연구개발과제의 개요

1.1 연구개발의 과학기술, 사회경제적 중요성

고분자 복합재료는 최소한의 무게로 높은 강도를 얻을 수 있기 때문에 경량화가 가능하고, 제품 설계에 대한 유연성이 높고 부품의 개수를 줄임으로써 부품일체화를 통한 생산성 향상이 가능하며 치수 안정성도 좋다. 또한, 피로 수명이 길고 내식성 및 전기절연성에서도 뛰어난 장점이 있으므로 응용 분야가 점점 확대되고 있다. 즉, 항공 우주 분야, 수송기기 분야, 스포츠 레저 분야 등 전 산업 분야에 걸쳐 활용되고 있으며, 향후 그 동향은 더욱 증가할 것이 예상된다. 그러나 본 연구 개발 기술은 전문적인 지식과 know-how가 요구되는 기술이므로 대부분의 국가에서는 독자적인 기술을 개발하기 위하여 집중적인 투자를 하고 있는 실정이므로 과학 기술의 관점에서 아주 중요한 역할을 차지하고 있다. 그리고 복합재료가 담당하고 있는 기능들이 대부분 인간의 삶의 질을 윤택하게 하고, 한정적인 국가자원을 절약하는 데에 매우 중요한 역할을 하고 있다. 예를 들면, 복합재료가 수송기기용 차량에 적용되면 경량화로 인한 에너지 절감 효과, 소음 감소로 인한 안락감, 쾌적함 등을 제공하고 있으므로 사회 경제적으로 매우 중요하다.

1.2 기술적 중요성

고성능이 요구되는 응용 분야에서 주로 사용되고 있는 복합재 제품의 형상은 프리폼 기술과 복합재 제조기술의 제약으로 인하여 주로 2차원 셀 형태의 부품이며, 이러한 2차원 적층복합재료는 두께방향의 섬유가 없어 층간분리 (delamination)에 의한 손상이 발생하기 쉽기 때문에 다양하고 복잡한 하중을 많이 받는 1차 구조물에는 제한적으로 적용되고 있다. 또한, 대형 부품인 경우 이러한 2차원 부품을 접착을 하거나 기계적 체결을 통하여 해결하고 있기 때문에 조립공정에 의한 제조시간이 길고 노동집약적이며 볼트, fastener 등의 사용으로 인하여 부품의 무게가 증가하는 단점이 있다. 3차원 복합재는 큰 의미로는 3차원 구조의 대형 혹은 복잡한 형상의 복합재 부품으로 정의되며, 좁은 의미로는 보강섬유를 3차원적으로 배열하여 (3D fiber architecture) 두께 방향의 성능을 향상시킨 복합재 부품으로 정의할 수 있다. 즉, 3차원 복합재는 구조 일체화로 인하여 조립부품의 수를 감소시켜 경량화 및 생산 단가의 감소가 가능하며, 보강재를 3차원적으로 보강하기 때문에 성능 면에서도 우수한 장점이 있다.

금속재료의 경우에는 재료특성에 대한 database가 풍부하고 대부분의 경우 제조법에 따라 그 특성이 크게 변하지 않지만 복합재료의 경우에는 특성이나 성능이 원재료뿐만 아니라 어떻게 복합재가 제조되느냐에 따라 크게 바뀐다. 특히, 3차원 복합재 기술은 기존의 2차원 셀 구조에 비하여 구조설계 및 성형 관점에서 고려해야 할 점이 많다. 보강섬유의 방향에 따라 특성이 달라지는 평면상의 이방성뿐만 아니라 두께방향으로의 재료 이방성을 고려해야 하므로 응력분포, 수지유동, 함침 및 경화 특성 등의 관점에서 최적설계 및 최적 성형 조건을 결정해야 한다. 즉, 하중을 직접 받는 구조물로서의 신뢰성

있는 복합재료를 제조하기 위해서는 재료설계, 구조설계 및 제품 성형에 이르는 모든 과정을 통합하는 동시공학적인 설계가 요구된다. 3차원 복합재료 기술은 기존의 2차원 셀 구조에 국한되었던 모든 기술들을 기본기술로 요구하고 있으므로 이에 대한 기술 개발은 복합재 전반에 대한 통합기술이라고 볼 수 있다.

1.3 경제 · 산업적 중요성

복합재료의 개발은 성능, 생산속도, 생산비 등을 포함하는 여러 요인을 서로 균형있게 조절해야 하는데, 항공/우주용 부품과 같은 고성능 재료에서는 생산성 보다 성능 향상이 중요한 요구조건이지만 여러 다른 산업계에서는, 성능 향상과 더불어 부품의 생산속도가 빠르고 생산비가 낮아서 가격 면에서도 유리해야 한다는 것이다. 더욱이 고성능이 요구되는 항공/우주/국방 산업에서도 생산비 절감의 압력이 최근 들어 증가하고 있는 추세이므로 생산성을 향상시킬 수 있는 복합재 신성형 기술의 개발이 필요하다.

특히, 복합재료 전체 시장의 60% 이상을 차지하고 있는 육상교통, 토목/건축, 선박/해양 분야의 산업계를 보면 복합재료 대형 구조물에 대한 요구가 증가하고 있으나 기존의 복합재 제조 방법인 autoclave 성형법이나 hand lay-up 성형방법으로는 이러한 대형구조물을 빠른 시간 내에 제조한다는 것은 불가능하다. 또한, 형상이 복잡하고 대형인 구조물을 제조하기 위해 조립, 체결 공정을 거치게 되면 생산 시간 뿐 아니라 성능이나 경량화 면에서 매우 불리하다. 따라서 생산시간의 단축을 위해 새로운 성형기술의 개발과 함께 대형 부품의 구조 일체화를 위한 3차원 형상의 복합재 개발이 필요하다.

또한, 철도차량이나 버스, 선박 등은 연비향상을 통한 에너지 절감을 위해 구조물의 경량화가 필수적이며 이와 같은 교통수단이나 교량과 같은 구조물은 공공의 안전을 위하여 성능과 신뢰도가 확보되어야 하므로 기존의 2차원 평면상의 섬유보강 개념이 아닌 두께 방향으로도 보강이 되는 3차원 복합재 개발이 요구되고 있다.

1.4 사회 · 문화적 중요성

복합재료 산업에도 이러한 규제가 매우 강화되어 환경에 큰 충격을 주지 않는 성형법에 대한 필요성이 시급히 요청되고 있으므로 환경 친화적인 액상성형공정 개발 및 열가소성 복합재 개발의 필요성이 어느 때보다 절실하다. 복합재료가 담당하고 있는 기능들이 대부분 인간의 삶의 질을 윤택하게 하고, 한정적인 국가자원을 절약하는 데에 매우 중요한 역할을 하고 있다. 예를 들면, 복합재료가 수송기기용 차량에 적용되면 경량화로 인한 에너지 절감 효과, 소음 감소로 인한 안락감, 쾌적함 등을 제공하고 있으므로 사회경제적으로 매우 중요하다. 대형의 복합재 구조물 제조에는 hand lay-up 이나 spray up 성형방법을 사용해 왔는데 이 성형방법은 금형 외부에 수지와 보강재를 적층하여 경화시키는 과정에 다량의 휘발성 화학성분(VOCs, Volatile Organic Compounds)을 발생시키므로 환경에 해롭다. 특히, 최근 들어 환경 보호에 대한 전세계적인 관심이 증가하면서 엄격한 규제들이 생겨서 이러한 작업장에는 고가의 시설물을 의무적으로 설치하도록 하고 있다.

제 2 장 국내외 기술개발 현황

국내에서의 스티칭에 의한 프리폼 제조는 기존의 공업용 재봉틀을 이용하여 시도한 적이 있으나 스티칭 두께가 3-4mm 이고 폭 간격도 100mm 정도로 제한되기 때문에 복합재료 프리폼 용으로는 그 활용이 매우 뒤떨어지고 있다.

3D 프리폼의 경우 weaving 및 braiding 기술은 국내 연구기관에서 자체 장비 제작에 의한 실험실 규모로 프리폼을 제조하고 있으며 주로 직조 메카니즘 확인, 프리폼 성형 인자 연구 및 기본 물성치 확보 등의 연구를 수행하고 있으며 실 제품에는 적용하지 못하고 있다. 그러나, 다축경편의 경우에는 1995년도에 국내 기업에서 장비를 도입하여 현재 양산을 하고 있으며 꾸준히 생산량을 증가하고 있다.

섬유 체적을 50% 이상 고성능 부품 (길이 1.0m 이하)의 액상성형 기술에 대한 기초기술을 한국기계연구원에서 특정 연구 개발 사업을 통하여 확보하였으며 또한 G7 과제로서 고속전철의 변압기 권선 지지 구조물용 복합재 (0.65m, 두께 47mm)를 액상성형 공정을 이용하여 성공적으로 개발하였음. 이러한 연구/개발을 통하여 유동해석, 금형설계, 수지주입 방법, 수지 주입장비 등 많은 경험과 know-how를 축적하였으나 성형공정을 최적화하기 위해서는 센싱 및 모니터링 관련 기술을 확보해야 할 필요가 있다. 서울대학교에서는 수지유동 해석에 관련한 연구를 주로 해오고 있으며, 한국과학기술원 (KAIST) 등에서도 액상성형을 모사하기 위한 기초 연구와 구조물 건전성 평가를 위하여 광섬유 센서 및 진단 계측 관련 연구를 했으나 복합재 성형 관련한 센싱/모니터링 기술은 아직 국내에서 시도되지 않고 있다.

제 3 장 연구개발 수행내용 및 결과

3.1 요소구조 (J 빔) 제작

3.1.1 요소구조 (J 빔) 전구조 요구조건

가. 전 구조 요구조건

Table 3.1.1 전구조 요구조건

항목	요구조건
하중조건	· 주행하중 : 90ton(F/D), 41ton(IDLER)
	· 사격하중 : 9.2ton
	· 관성하중 : 상하 10g, 전후 8g, 좌우 5g
	· 수송하중 : 25톤 기준 철도수송 가능
	· 견인하중 : 체계하중 30톤
환경조건	· 사용온도 : -32℃~43℃, 저장온도 : -57℃ ~ 72℃
내열조건	· 엔진실 내부온도 : 105℃, 배기덕트 주위온도 : 130℃
내유조건	· 연료 : JP8, 유압오일 : MIL-H-5606, 엔진오일 : SAE40
수명조건	· 6,400Km 주행거리

나. 전 구조 배치설계

기존의 장갑차는 동체 판재가 굽힘하중을 담당하도록 설계되어 있었으나 굽힘하중에는 단순한 판재 구조물 보다는 판재와 빔이 결합된 세미-모노코크 구조가 중량측면에서 보다 효율적이다. 차기보병 전투장갑차에는 이러한 판재-빔 구조 개념을 도입하여 복합재 상부동체, AI 하부동체 및 8개의 보강빔으로 장갑차를 구성하였다. 상부동체의 해석 결과 응력이 집중하는 것으로 확인된 포탑 주위의 조인트 부위에 격자형으로 4개의 보강빔을 배치하였다. 또한, 보강빔의 하중을 하부동체로 전달하기 위하여 4개의 수직빔을 보강빔 조인트 부위에 배치하였다.

다. 소재선정 및 적층설계

후방상부 지지용 J 빔은 방호성능이나 기타 요구조건보다 우수한 구조성능이 최우선시 되기 때문에, 항공기용 고강도/고강성 부품에 사용되던 탄소섬유 및 에폭시를 주자재로 선정하였다. 또한, 빔 구조물의 주 하중전달 경로인 길이 방향으로 탄소섬유를 상대적으로 많이 배치하여 길이방향 구조성능을 보강하였으며, 최 외각 층은 ±45°로 적층하여 적층판의 표면손상을 방지하고자 하였다. 후방상부동체 보강 빔의 적층 각은

$[(\pm 45)/(0,90)/(0,90)]_{ns}$ 이다.

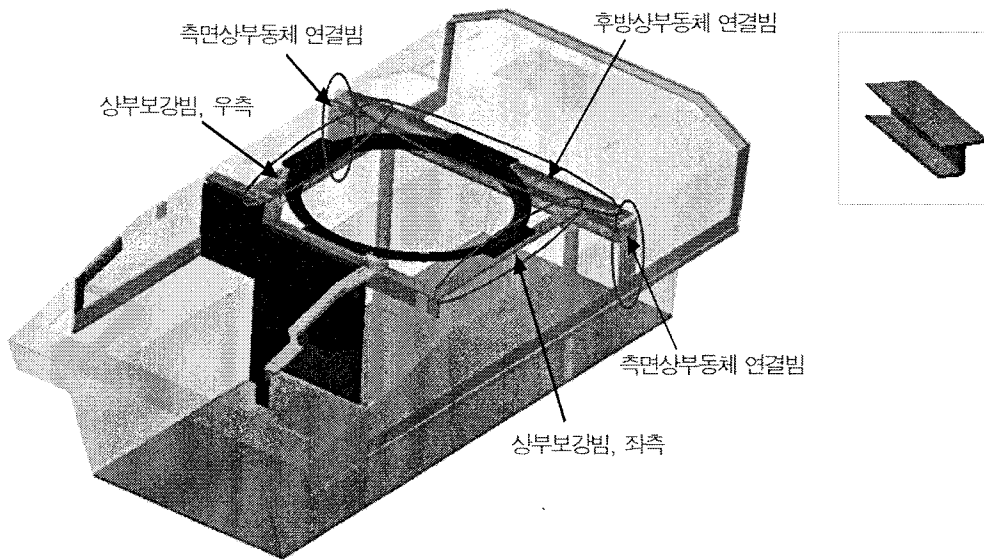


Fig.3.1.1 차기보병 전투장갑차 동체 및 빔 lay-out.

3.1.2 요소구조(J빔) 구조해석

가. 유한요소모델링

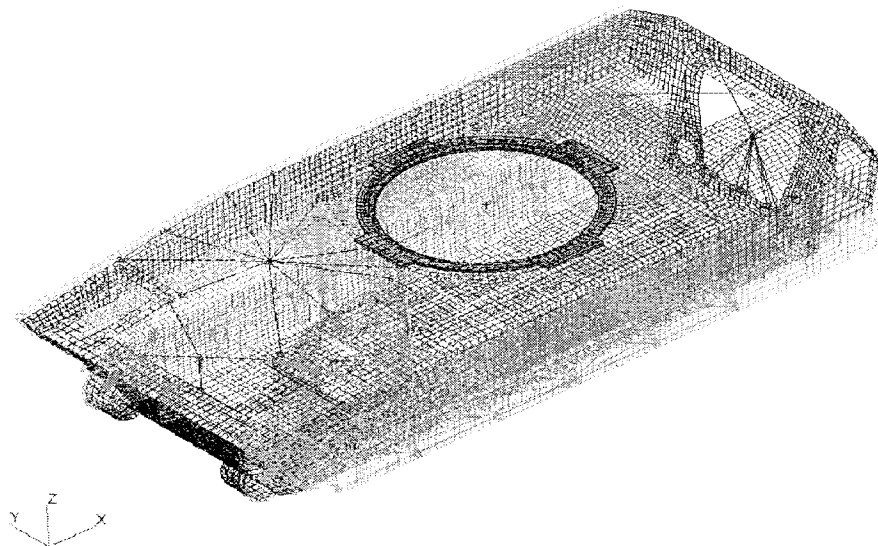


Fig.3.1.2 전 구조 global analysis model.

Table 3.1.2 FEM 해석 개요

구분	DOF	Node	Elements	Properties
개수	104,739	22,571	23,223	68

나. 하중 및 경계조건

Table 3.1.3 Global 해석 하중 및 경계조건

하중조건		하중상태	경계조건
관성 하중	구속 해석	상하방향 10g , 전후방향 8g 좌우방향 5g	R/W #1 ~#6 Clam
	Inertia Relief 해석	구속조건 해석 결과 반력을 R/W #1~#6에 하중으로 부가	구속조건 없음
차체 비틀림 하중		R/W #1 좌측 수직 18톤	R/W #1 우측 Clamp R/W #6 Clamp
		R/W #6 좌측 수직 12톤	R/W #1 Clamp R/W #6 우측 Clamp
사격 하중	고각: -8°,0°,55° 방위각: 0°,90°,180°	9.2톤	R/W #1 ~#6 Clam

다. 해석결과 및 sizing

장갑차 동체에 대한 해석을 수행하여 J 빔에 대한 처짐량을 예측하고, 굽힘응력을 추출하였다. ($\sigma_{max} = 8.32 \text{ kgf/mm}^2$) 먼저, 처짐량을 6.0mm 이내로 제한하기 위하여 Table 3.1.4와 같이 J 빔의 형상 및 두께를 결정하였다. 이 형상에 대한 굽힘응력의 안전율(Margin of Safety)을 계산한 결과 최소 2.0이므로 강도 측면에서는 안전함을 알 수 있었다.

Table 3.1.4 상부동체 J 빔 형상설계 및 안전율

비고	터렛 후방빔
단면형상	J
단면 면적 관성모멘트	A = 9,820 mm ² Ixx = 3.472*10 ⁷ Iyy = 3.417*10 ⁷ x = -15.045 y = -77.103
최대응력(kgf)	8.32
재료강도(kgf)	25
M.S.	2.0

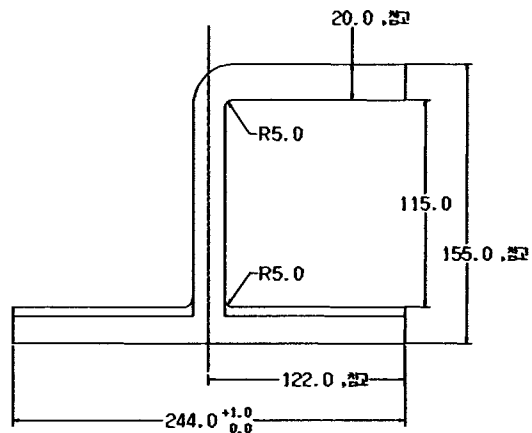


Table 3.1.5 J 빔 프리폼 적층 패턴

두께	각 ply의 size		기본 적층배열
전체두께 : 54ply	200mm × 255mm		[45°/0°/0°] 총 3ply
	①	4번 기본 Lay-up 반복 : 1EA	
		5번 기본 Lay-up 반복 : 1EA	
	200mm × 385mm		
	②	4번 기본 Lay-up 반복 : 2EA	
		5번 기본 Lay-up 반복 : 2EA	

3.1.3 요소구조 J 빔의 수치충전해석

RTM 공정은 금형 내에 미리 장착된 보강 프리폼 내부로 수지를 충전시켜 복합재를 성형하는 공법이므로 금형내 수치 충전 패턴을 알아야 금형 제작에 필요한 gate 및 vent의 위치를 결정할 수 있으며, 수치 주입의 공정 변수인 주입 압력을 결정할 수 있다. 따라서 본 절에서는 다양한 주입 방식에 따른 유동 해석을 수행하였다. RTM 공정과 같이 자유 표면(수지 함침 영역)이 시간에 따라 변할 경우, 일반적인 유한 차분법이나 유한 요소법에서는 계산 영역 전체에 대하여 mesh를 재생성해야 하지만 CVFEM(Control Volume based FEM)에서는 고정된 격자계를 그대로 유지한 채로 Volume of Fluid (VOF) 기법을 응용하여 효율적으로 이 문제를 해결할 수 있으므로 CVFEM에 기초한 2차원 해석을 수행하였다.

개발하고자 하는 J 빔 부품 제원은 제품 총 길이 3080mm, 두께 20mm, 단면 244x155mm 정도로, 형상이 Fig. 3.1.3에 있다. 요구 강성을 만족시키기 위하여 적용한 보강재는 탄소섬유 직물 (평직, 섬유분율 50%)이고 수지는 에폭시이다.

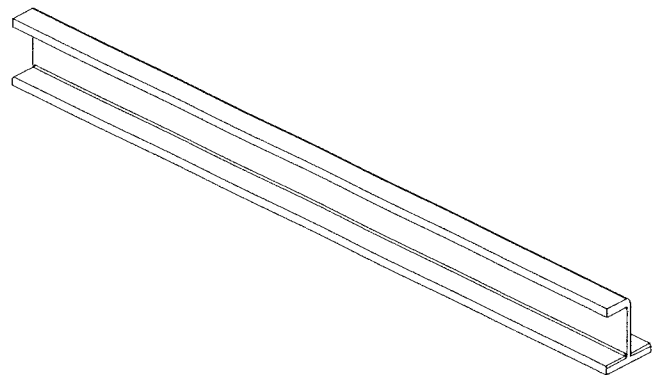


Fig. 3.1.3 해석하고자 하는 J 빔 형상.

요소 단품 시제품을 제작함에 있어, 수치 충전 해석을 통하여 주입구/벤트 결정, 완전 충전 시간 확인, dry spot 생성 여부 등에 대하여

성형 전에 선 검토하여 성형에 반영하고자 한다. 현재까지 통상적으로 쓰이고 있는 액상 성형 공법은 closed mold RTM 공법인데, 본 연구의 개발품은 제품의 크기가 복합재 관점에서 보면 매우 큰 대형 후판 구조물이므로 금형비나 인건비 절감 방안의 일환으로 open mold RTM (SCRIMP) 공법도 closed mold RTM과 함께 동시에 고려하였다. Closed mold 방식은 복합재의 섬유 체적율을 open mold 방식에 비해

5-10% 정도 높일 수 있어 강성 및 강도를 향상시킬 수 있지만 압수 금형이 필요하므로 금형비 부담이 배가되는 단점이 있다. 따라서 open mold 방식에 의한 시제가 요구 강성이나 강도를 만족한다면 open mold 방식이 바람직하다.

본 계산에 사용된 물성치들은 다음과 같다. 섬유 체적율은 open mold 방식을 채택할 경우 일반적으로 얻을 수 있는 약 50% 정도를 감안하여 50%로 하였다. 따라서 투과성 계수도 섬유 체적율에 준하여 결정하였다. 수지 점도는 통상적으로 많은 RTM용 수지가 보여주고 있는 일반적인 값을 적용하였다.

- 주입압 = 5기압
- 점도 = 0.7 Pa·s
- 투과성 계수 $K = 5 \times 10^{-11} \text{ m}^2$ at 섬유 체적율=50%

계산은 5가지 경우에 대해서 수행하였는데 각각의 경우에 대한 주입구의 위치 및 주입 방식을 Fig. 3.1.4 및 Table 3.1.6에 나타내었다.

Table 3.1.6 해석 종류 및 결과 분석표

CASE		완전 충전 시간 (min)	Gate 방식	Vent 수
Closed Mold	1	31.6	Point gate	2
	2	30.2	Line gate	2
	3	7.3	"	2
	4	11.8	"	1
Open Mold	5	0.25	"	3

본 계산에 사용된 격자계는 Fig. 3.1.4와 같다. 모든 요소는 세 개의 node로 구성된 삼각 요소이며 모두 537 개의 node와 855 개의 요소로 구성되었다.

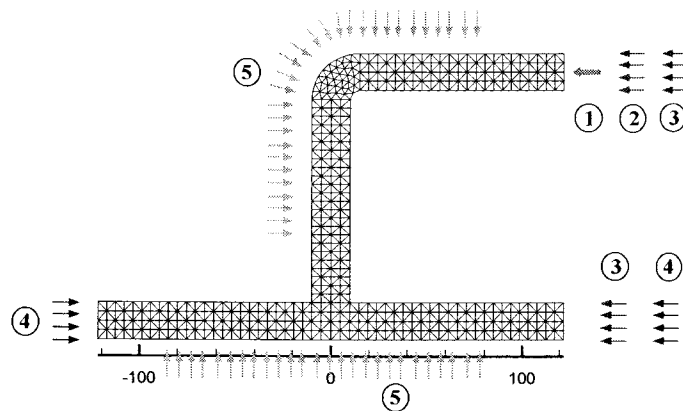


Fig. 3.1.4 계산에 사용된 격자계 및 충전 해석 시 주입구 위치 및 방식.

각각의 경우에 대한 계산 결과가 Fig. 3.1.5 - 9에 주어져 있다. Fig.3.1.5와 Fig.3.1.6의 수지 충전 해석 결과를 보면 두 방식 모두 충전 시간은 유사하지만, 충전 시간 단축이 요구되며, dry spot 생성 문제는 심각하지 않고, 벤트(Ⓟ)는 2곳 설치해야 함을 알 수 있다. Fig. 3.1.7과 8의 수지 충전 해석 결과를 보면 case 3의 경우 충전 시간은 매우 짧지만 벤트를 2곳 설치해야 하고, case 4의 경우는 충전 시간 및 벤트(1개)가 모두 적절한 것으로 판단된다. 두 경우 모두 dry spot 생성 문제는 심각하지 않은 것으로 판단된다.

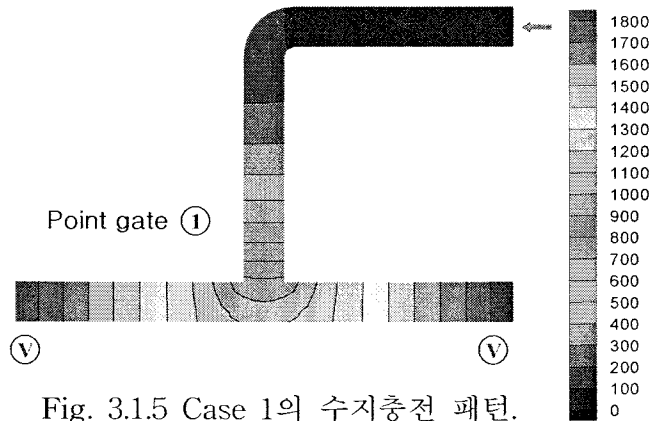


Fig. 3.1.5 Case 1의 수지충전 패턴.

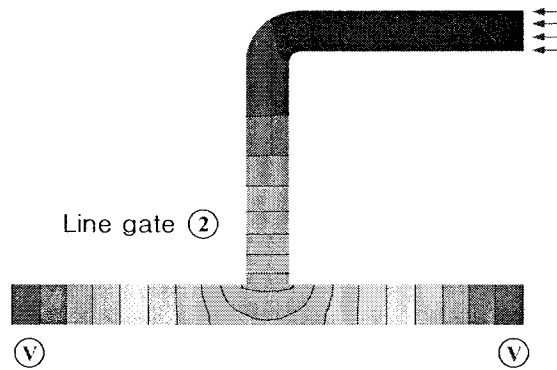


Fig. 3.1.6 Case 2의 수지충전 패턴.

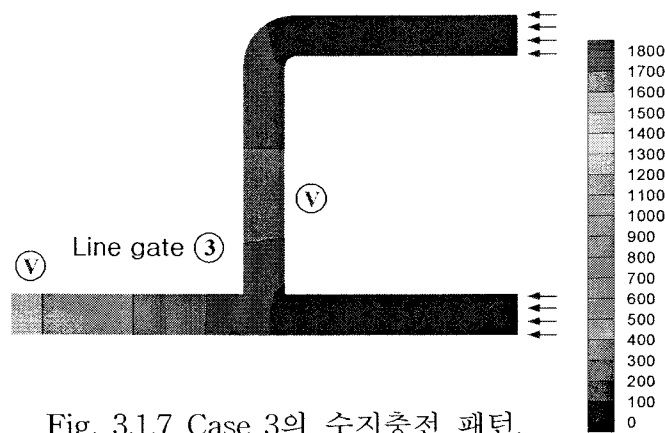


Fig. 3.1.7 Case 3의 수지충전 패턴.

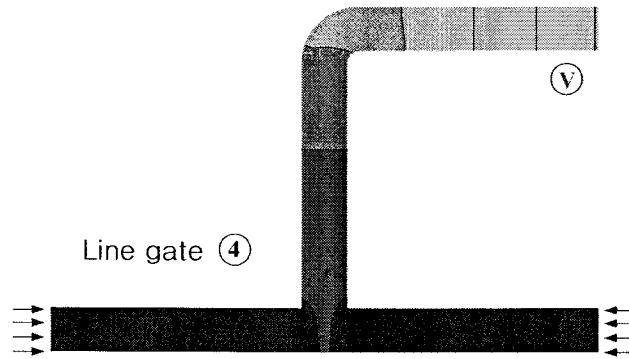


Fig. 3.1.8 Case 4의 수지충전 패턴.

Fig. 3.1.9의 수지 충전 해석 결과를 보면 앞의 4가지 경우에 비하여 충전 시간이 극히 짧고, 벤트는 3곳 설치해야 함을 확인할 수 있다. 이 경우 역시 dry spot 생성 문제는 심각하지 않은 것으로 판단된다. 실제 case 5의 경우는 open mold 방식이기 때문에 주입 압력을 1기압 밖에 올릴 수 없다. 이 경우 충전 시간은 5배(1.25분)로 늘어나지만 그래도 충전 시간은 나머지 4경우에 비해서 월등히 낮은 상태를 보인다. 따라서, 위의 결과를 종합해 볼 때 충전 시간이나 금형비나 인건비 절감 등을 고려할 때 case 5가 가장 바람직한 것으로 판단되어 본 연구에서는 이 방식으로 시제품 성형을 시도하였다.

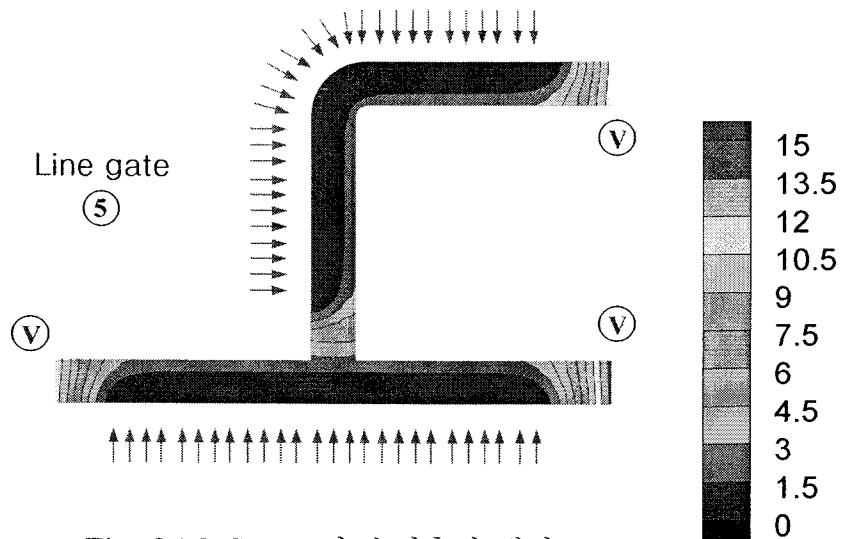


Fig. 3.1.9 Case 5의 수지충전 패턴.

3.1.4 J 빔 요소 단품 성형

가. 공정개요

본 절에서는 J 빔 구조물 요소 단품 시제 제작을 통하여 성형성을 고찰하였다. Fig. 3.1.10은 J 빔을 성형하기 위한 성형 공정의 개략도이다. 수지 충전 유동 해석을 바탕으로 전통적 압수 금형 형태의 VARTM 공법 대신에 금형 단가 및 생산성을 향상시킬 수 있는 open mold RTM 공법(SCRIMP)을 채택하여 시제 성형을 시도하였다. Preform 내부에 수지를 효과적으로 함침시키기 위하여 유동 저항이 낮게 설계된 유로를 2곳에 적용(망형 유로 확보재, 홈형 확보재)하였다. 제품의 일부 면은 금형과 접촉하고 나머지 부분은 vacuum film/bagging film과 접촉한다. 수지는 주입구를 통하여 통상적인 압입(injection) 방식이 아니라 진공력에 의해 프리폼 내부로 침투하게 되고 최종적으로 배출구(vacuum port)를 통하여 수지가 나오면 함침은 종료된다. 금형은 평판형 하판과 ㄷ자형 상판 및 다수의 dam용 블록으로 구성되어 있으며, 보강재를 균일하게 압착하기 위하여 금속재 타공판을 적용하였다.

RTM용 수지의 선택 시에는 점도, pot life, 유리전이온도(T_g), 수분흡수 정도 등을 고려하여야 한다. 본 연구의 open mold 공법은 수지 충전 시간이 매우 길기 때문에 상대적으로 pot life가 중요한 선정 기준이다. 따라서 pot life가 상온에서 10시간 정도로 충분히 긴 에폭시 수지를 선정하였다.

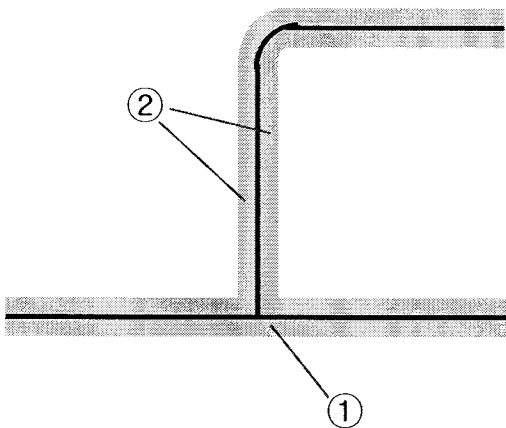


Fig. 3.1.10 J 빔 적층 구조.

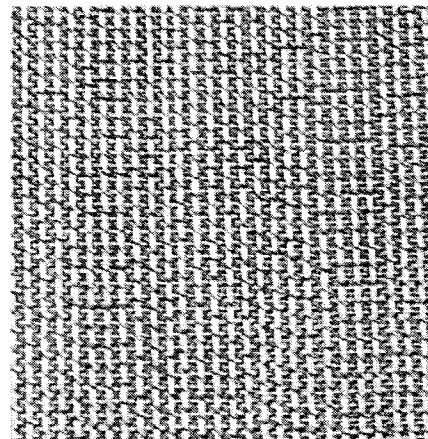


Fig.3.1.11 Stitched fabric.

나. 금형 전처리

성형 공정의 전처리 단계로서, 성형용 몰드(Fig. 3.1.12)에 이형 처리하였는데, 사용된 이형제는 미국 DEXTER사의 FREKOTE NC-44이다. 이형처리는 아세톤으로 깨끗이 세척하여 건조시킨 후 3 ~ 4회 걸쳐서 행하였다.

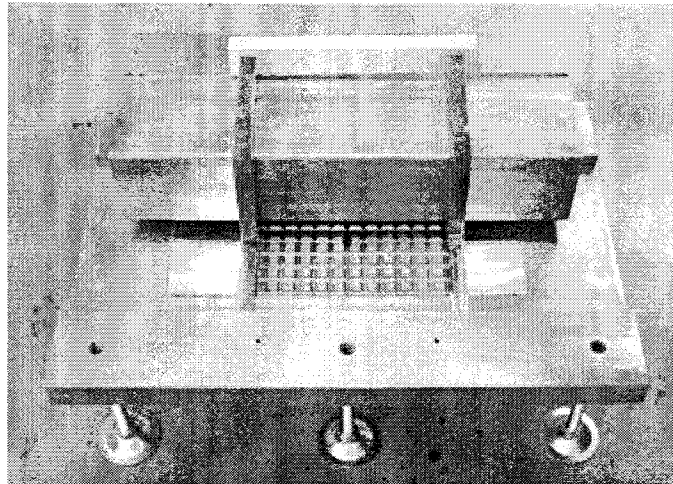


Fig. 3.1.12 이형 처리된 성형용 몰드.

다. 프리폼 준비 및 진공작업

Carbon 평직 mat(CF6638)를 2개의 재단용 template(200x255, 200, 385 mm)를 이용하여 재단하였다. 재단한 carbon 평직 mat를 J빔의 각 부분 적층 ply수(Fig. 3.1.10, Table 3.1.5 참조)에 준하여 빔의 길이 방향으로 스티칭하였다. 스티칭 섬유는 Kevlar(Du Pont)를 사용하였으며, 스티칭 간격은 10mm로 하였다(Fig. 3.1.11).

Table 3.1.5에 명시된 기본 lay-up의 적층 순서로 carbon 평직을 Fig. 3.1.10과 같이 J빔의 ①번 부분과 ②번 부분에 적층한 후 금형 면에 완벽히 밀착시키기 위해 1차 진공 bagging을 하였다. 실제 공정에서 수지 충전을 하면 1차 진공 bagging 한 내부에 수지가 충전되는데 이 경우 1차 진공의 실런트와 bagging film이 분리되어 기밀 유지에 문제가 생길 수 있으므로 성형의 안전성 확보를 위하여 2차 진공 bagging을 추가로 적용하였다. Fig. 3.1.13은 J빔의 ①번, ②번 부분의 적층 및 bagging 작업 사진이다.

라. 수지충전, 경화 및 탈형

보강재 프리폼의 적층과 진공작업이 끝난 후 에폭시 수지를 혼합하고 진공 탈포를 수행하여 혼합 중에 생긴 기포를 제거하고 수지를 프리폼에 충전하였다. 이때 수지는 순수한 진공압만을 사용하여 보강재 내부로 충전시켰으며, 수지 주입이 완료된 후에 경화사이클에 준해서 오븐으로 경화시켰으며, 성형된 시체가 Fig. 3.1.14에 주어져 있다.

공정시편에 대한 섬유체적을 측정 결과, $V_f = 47\%$ 로 나타나 연구목표인 45%를 초과하였다. 한편, 기본 물성시험 결과, 인장 및 압축 강성 평균치는 $E_{ave} = 52.5 \text{ MPa}$ 로 나타나 연구목표인 52.0 MPa를 달성하였다.

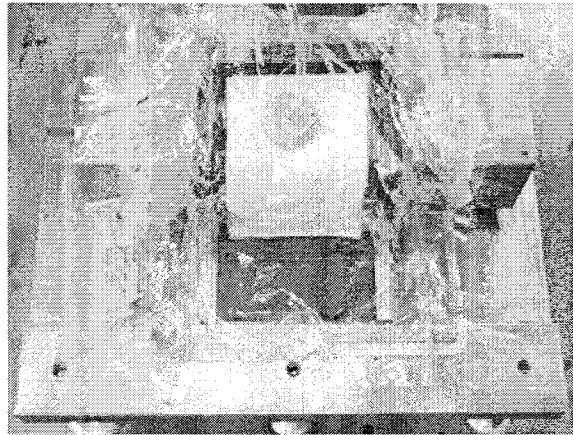
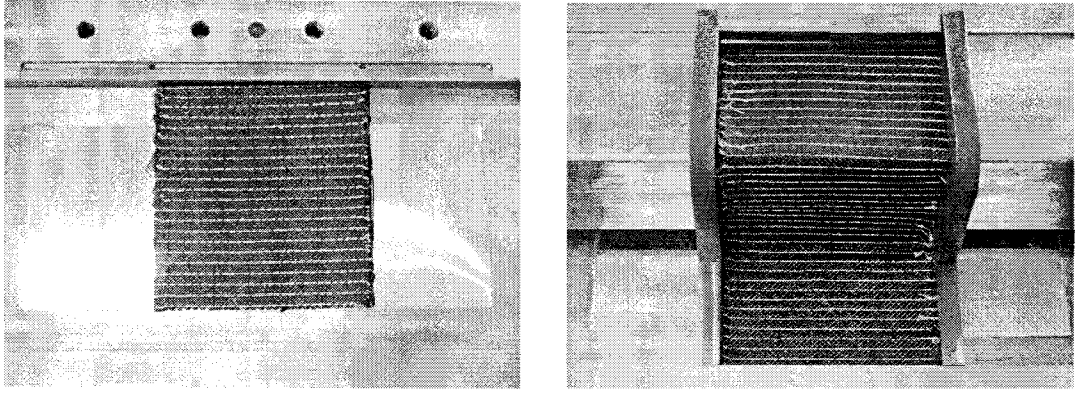


Fig. 3.1.13 보강재 적층 및 진공 bagging.

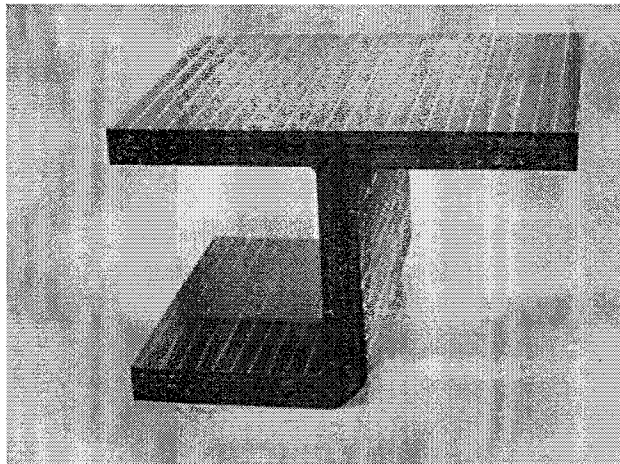


Fig. 3.1.14 J 빔 성형품 시제.

3.2 조종수 해치 시제품 개발

3.2.1 설계 요구조건 수립

Table. 3.2.1 조종수 해치 설계요구조건

항목	요구조건
형상 조건	· Size : 790mm(L) x 710mm(W) x 50mm(H)
	· Surface : 3차원 자유곡면
	· Joint : 잠금장치 조인트, 힌지조인트
하중 조건	· 관성하중 : 상하 10g, 전후 8g, 좌우 5g
방탄 조건	· 20mm FSP탄 방호
환경 조건	· 사용온도 : -32℃ ~ 43℃
	· 저장온도 : -57℃ ~ 72℃
	· 내유조건 : JP8, MIL-H-5606, SAE40
	· 내화염 성능
수명 조건	· 6,400Km 주행거리
EMI 조건	· 전자파 차폐율 : 40 dB 이상

3.2.2 조종수 해치 기본설계

장갑차의 조종수 상부에 있는 조종수 해치는 힌지-잠금장치 조인트를 통하여 개폐식으로 설계되어 있고, 외부의 사격 위협으로부터 조종수를 보호하기 위한 방호기능을 겸비하고 있다. 외부형상은 반사경을 통하여 전방시야를 확보하기 위해 계단식 3차원 곡면으로 구성되어 있다.

전자파차폐를 위하여 외부표면에 전도성 소재를 적용하였으며, 효과적인 방호성능을 구현하기 위하여 세라믹 타일 및 방탄소재를 적용하였다.

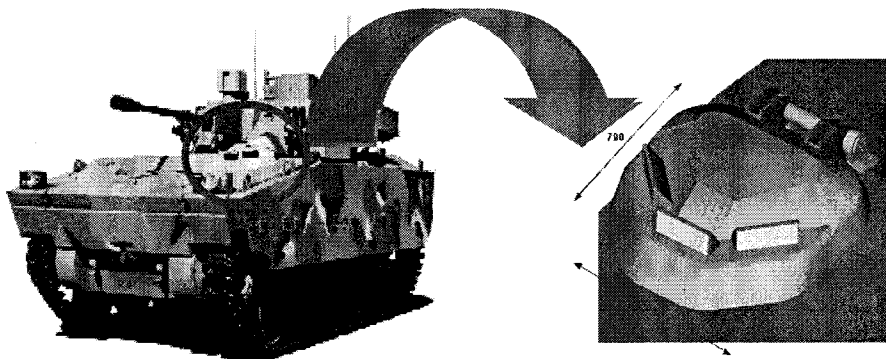


Fig. 3.2.1 차세대전투보병장갑차 및 조종수 해치.

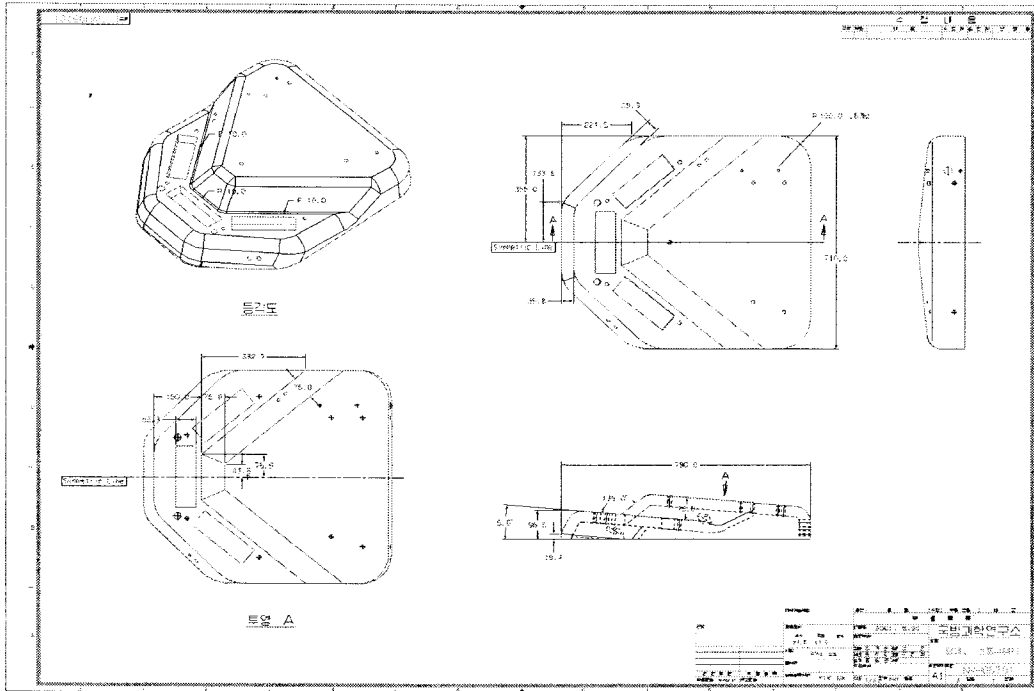


Fig. 3.2.2 조종수 해치 설계도.

3.2.3 방탄 시험

방탄성을 만족시키는 소재를 선정하기 위하여 20mm FSP탄 방호시험을 수행하였다. S2-Glass, E-Glass 및 Carbon/Kevlar Hybrid 소재를 대상으로 방탄시험을 수행한 결과, S2-Glass가 조종수 해치의 방호성을 가장 효율적으로 만족시키는 것으로 판명되었다.

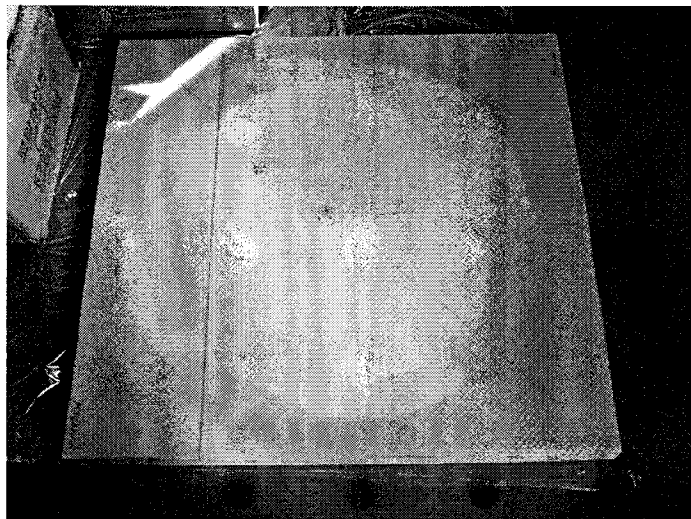


Fig. 3.2.3 피탄 후 후판 손상 영역.

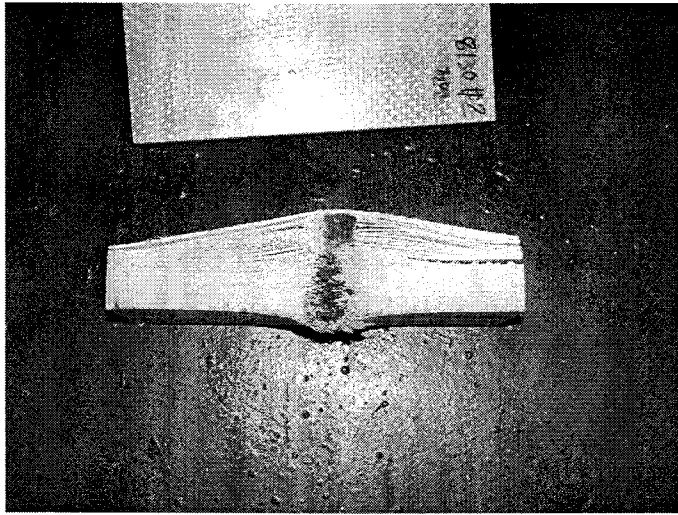


Fig. 3.2.4 피탄 후 단면형상(Delamination).

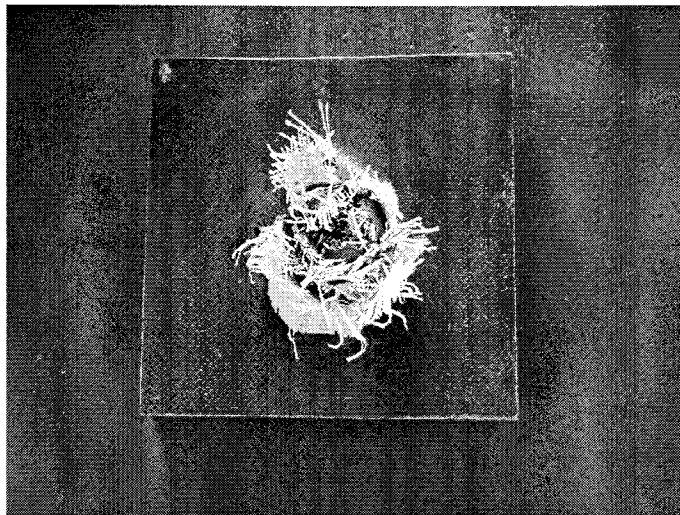


Fig. 3.2.5 피탄 후 전면 형상.

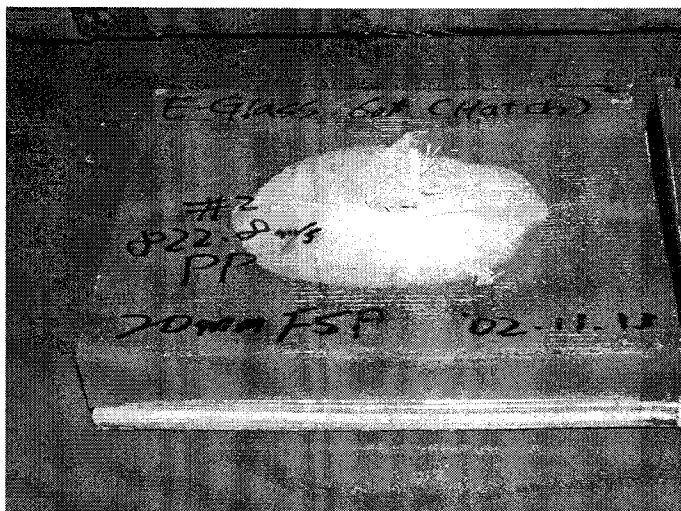


Fig. 3.2.6 피탄 후 전면 형상(20mm FSP탄).

3.2.4 물성 시험

방탄시험 결과, 방호소재로 선정된 S2-Glass를 대상으로 물성시험을 수행하였다. 기본물성은 인장, 압축, 전단, 층간전단 시험이며, 조인트강도 시험은 single lap 조인트 형상으로 하였다.

가. 인장시험 - 0° 방향

인장시험은 S2-Glass/Polyester의 인장강도, 인장강성 및 포와송 비를 측정하기 위한 시험이다. 시편형상 및 시험방법은 ASTM D3039M-93을 준수하였다. 시편의 형상은 Fig. 3.2.7과 같다. 하중부가 부위에 시험기 그림으로 인한 응력집중을 완화하기 위하여 탭을 부착하였다.

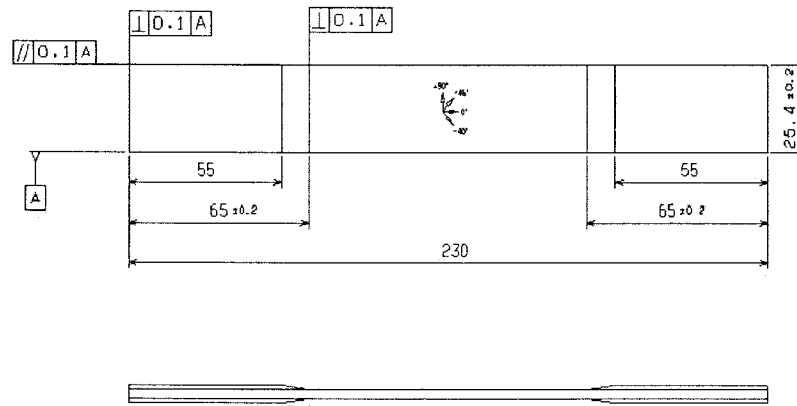


Fig. 3.2.7 인장시험 시편형상.

시편의 중앙부위에 사포를 이용하여 표면처리를 한 다음, MM bond를 이용하여 스트레인 게이지를 시편 길이방향으로 부착하였다. 또한, 포와송 비를 구하기 위하여 시편 후면에 시편 너비방향으로 추가적인 스트레인 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지는 gauge length가 8mm 인 UD 를 사용하였다. 인장시험에서는 특정한 시험치구를 사용하지 않고, 시편의 탭 부위를 정하중 시험기의 기계식 그림으로 고정하여 하중을 부가하였다. 시험기에 인장시편을 장착한 모습을 Fig. 3.2.8에 나타내었다.

인장하중이 부가됨에 따라, 시편의 양쪽 모서리에서부터 층간분리가 발생하기 시작하였다. 층간분리가 점점 증가하다가, 최종적으로 모서리 양쪽의 층간분리가 합쳐져서 파단이 발생하였다. 최초의 층간분리 발생시점을 항복강도(yield strength)로 정의하였고, 최종파괴 시점을 극한강도(ultimate strength)라고 정의하였다. 시편의 파손형태를 Fig. 3.2.9 에 나타내었다.

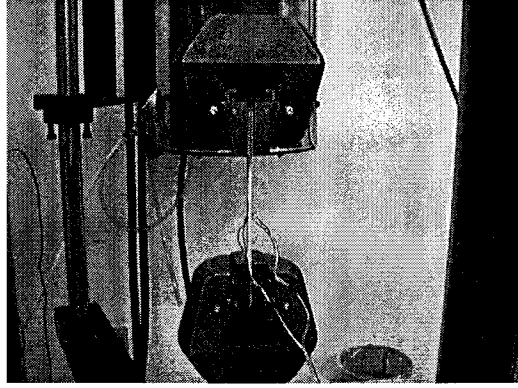


Fig. 3.2.8 인장시험 장면.

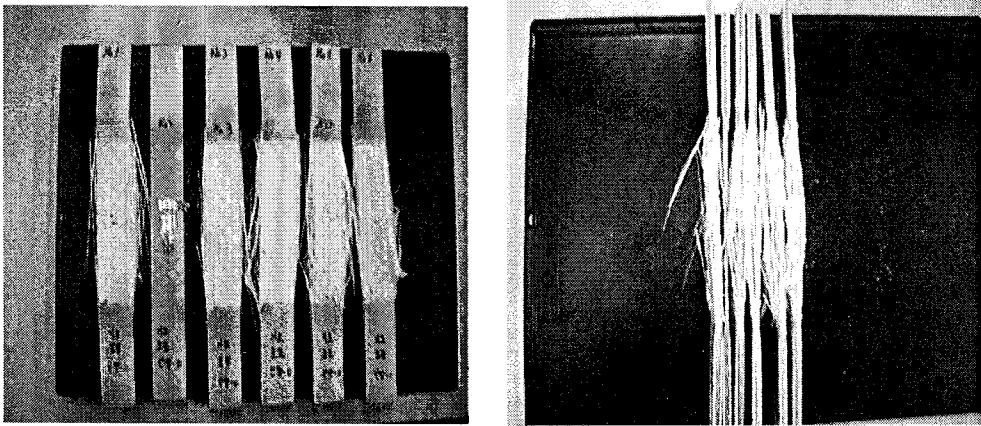


Fig. 3.2.9 인장시험 파괴모드.

인장시험 결과는 Table 3.2.2에 정리하였다. 각 시편의 응력-변형률 선도를 Fig 3.2.10에 나타내었다. 또한, 인장강성을 계산하기 위한 응력-변형률 선도를 Fig 3.2.11에 나타내었다.

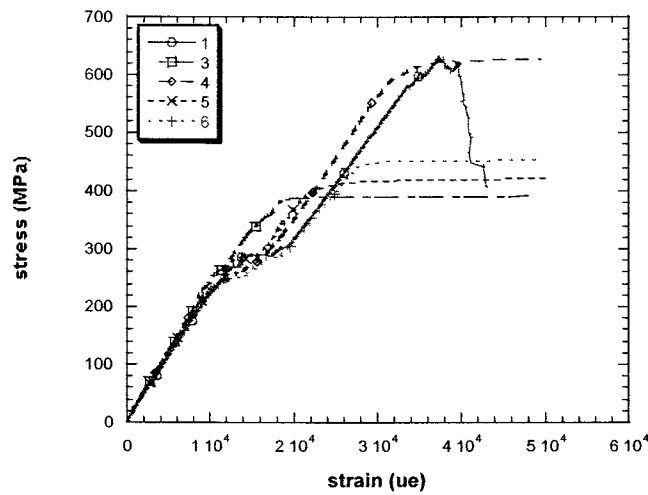


Fig. 3.2.10 응력-변형률 선도 (인장시험).

Table. 3.2.2 인장시험 결과

시편번호	시편 너비 (mm)	시편 두께 (mm)	최대하중 (kgf)	인장강도 (Mpa)		인장강성 (Gpa)	포와송비	비고
				Yield	Ultimate			
No.1	25.471	2.377	3909	227.5	633.2	22.4	0.019	
No.2	25.470	2.358	-	-	-	23.5	0.079	시편 슬립
No.3	25.528	2.453	4093	249.3	640.9	24.5	0.070	
No.4	25.505	2.229	3824	221.1	659.7	24.5	0.067	
No.5	25.513	2.136	3583	234.0	644.9	24.5	0.035	
No.6	25.519	2.355	4103	232.3	669.4	23.0	0.039	
평균				233.0	649.6	23.7	0.052	
표준편차				10.5	14.7			
B-Basis				197.1	599.6			
R.C. (%)	27.61							무개비
밀도	2.05							
ply thick. (mm)	0.594							

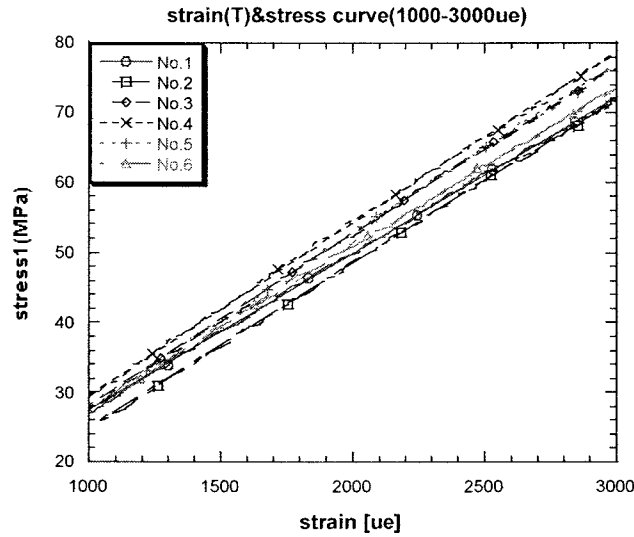


Fig. 3.2.11 응력-변형률 선도(인장강성 계산).

나. 압축시험 - 0° 방향

0° 방향 압축시험은 S2-Glass/Polyester의 압축강도 및 압축강성을 구하기 위한 시험이다. 또한, 인장시험과 비교하기 위하여 2개의 시편에서 포와송 비를 측정하였다. 시편형상 및 시험방법은 ASTM D3410M-95를 준수하였다. 시편의 형상은 Fig.

3.2.12와 같다. 하중부가 부위에 시험기 그림으로 인한 응력집중을 완화하기 위하여 탭을 부착하였다.

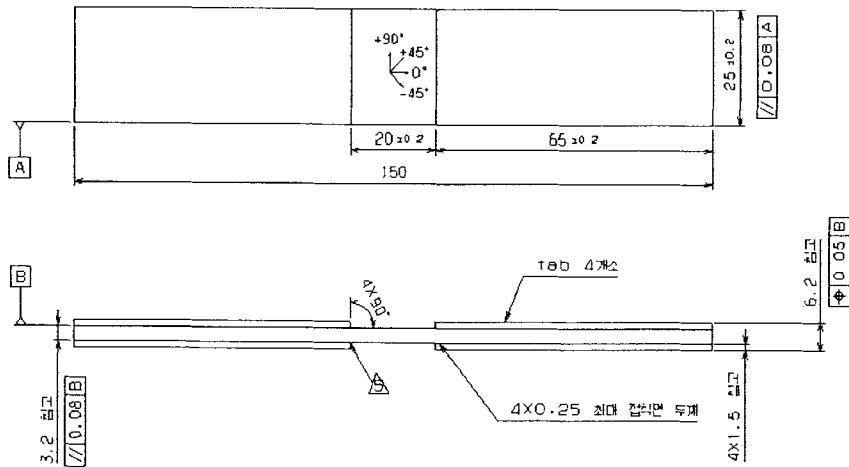


Fig. 3.2.12 0° 방향 압축시험 시편형상.

시편의 중앙부위에 사포를 이용하여 표면처리를 한 다음, MM bond를 이용하여 스트레인 게이지를 시편 길이방향으로 부착하였다. 또한, 포와송비를 구하기 위하여 시편 후면에 시편 너비방향으로 추가적인 스트레인 게이지를 부착하였다. 스트레인 게이지는 Gauge Length가 8mm 인 UD 를 사용하였다. 0° 방향 압축시험은 ASTM D 3410의 method B의 시험치구를 사용하였다. 시험기에 압축시편을 장착한 모습을 Fig. 3.2.13에 나타내었다.

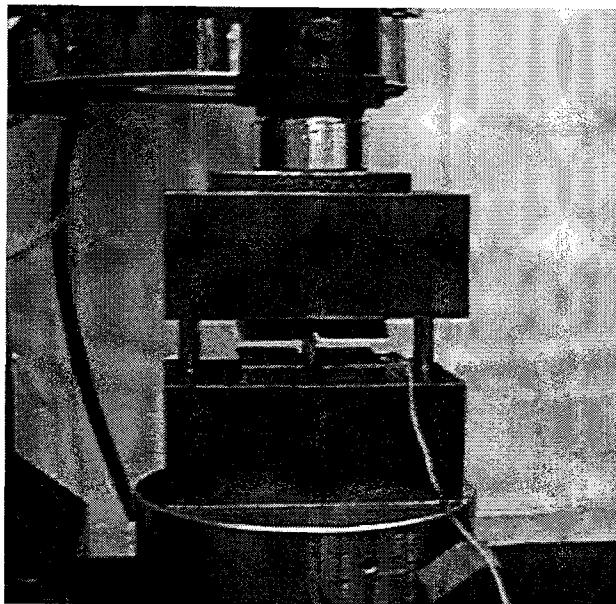


Fig. 3.2.13 0° 방향 압축시험 장면.

압축하중이 부가됨에 따라, 압축시편은 층간분리와 함께 두께방향의 횡전단으로 파손되었다. 일부 시편은 탭 부위에서 횡전단으로 파손되었다. 시편의 파손 형태를 Fig. 3.2.14에 나타내었다. 0° 방향 압축시험 결과는 Table 3.2.3에 정리하였다. 각 시편의 응력-변형률 선도를 Fig. 3.2.15에 나타내었다. 또한, 압축강성을 계산하기 위한 응력-변형률 선도를 Fig. 3.2.16에 나타내었다.

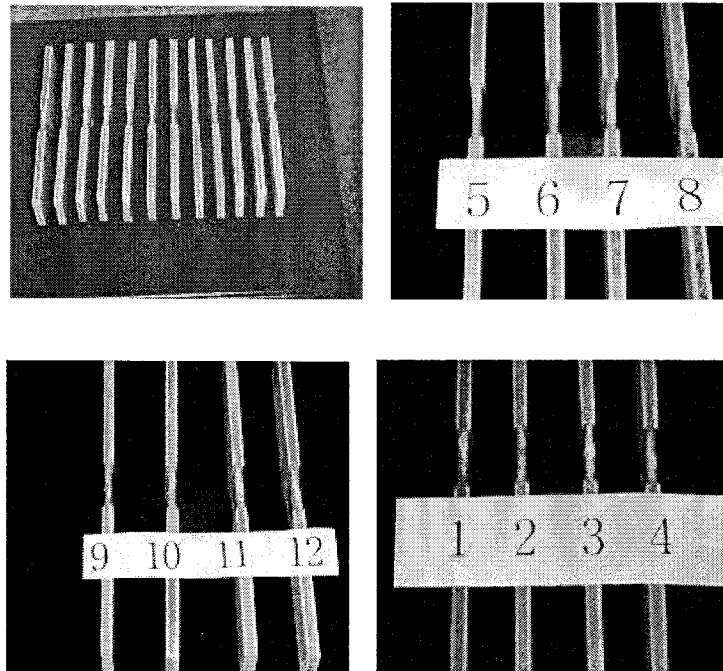


Fig. 3.2.14 0° 방향 압축시편 파괴모드.

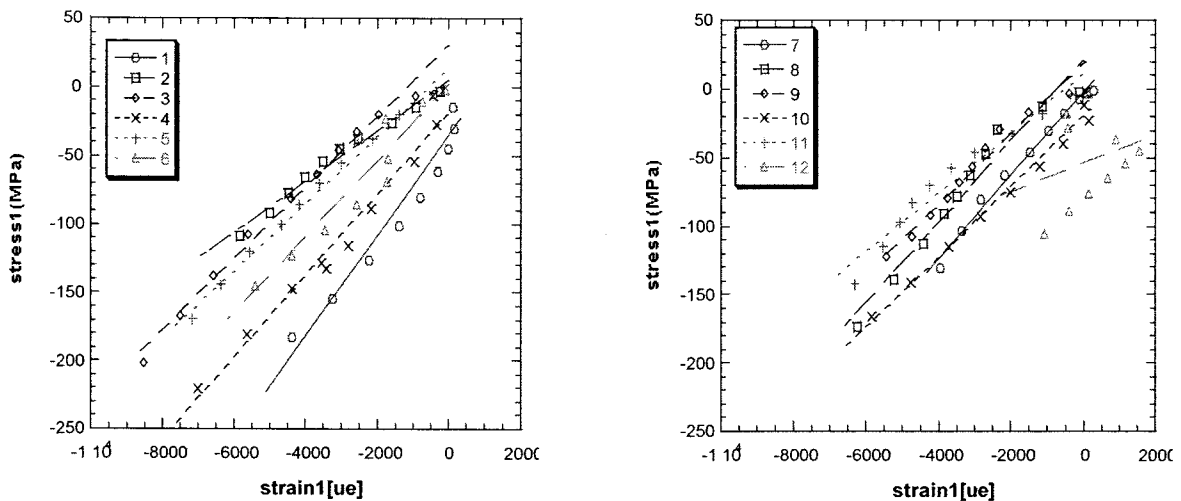


Fig. 3.2.15 응력-변형률 선도 (0° 방향 압축시험).

Table 3.2.3 0° 방향 압축시험 결과

시편번호	시편 너비 (mm)	시편 두께 (mm)	최대하중 (kgf)	압축강도 (Mpa)	압축강성 (Gpa)	포와송비	비고
No.1	24.993	3.172	1593	197.2	30.9		
No.2	25.011	3.054	918	117.9	13.5		탭부위 파괴
No.3	25.024	3.009	1666	217.2	20.8		
No.4	24.920	3.140	1884	236.3	34.1		
No.5	25.008	3.065	1461	187.0	22.5		
No.6	25.056	3.067	1205	153.9	20.0		
No.7	25.018	3.158	1219	151.4	26.3	0.117	
No.8	25.037	3.122	1529	192.0	26.4	0.146	
No.9	25.058	2.688	920	134.1	21.5		탭 부위 파괴
No.10	25.020	3.103	1427	180.4	22.6		
No.11	25.037	2.938	1181	157.5	15.4		
No.12	25.066	3.122	906	113.6	3.9		탭부위 파괴
평균				185.9	21.5	0.132	
표준편차				29.0			
B-Basis				114.7			
R.C.(%)	28.432						무게비
밀도	2.042						
ply thick. (mm)	0.6344						

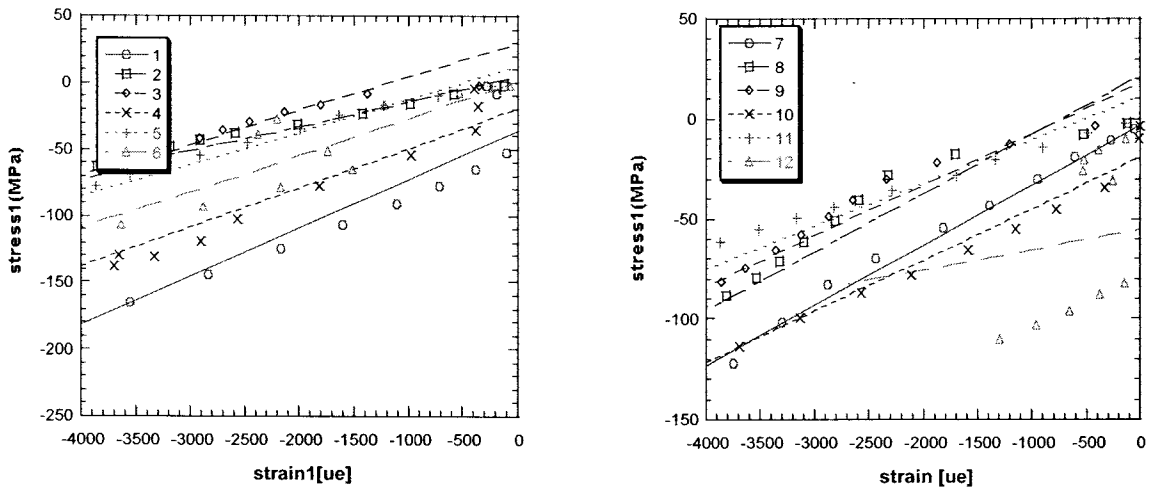


Fig. 3.2.16 응력-변형률 선도 (압축강성 계산).

다. 전단시험 - 0° 방향 (In-plane Shear Test)

0° 방향 전단시험은 S2-Glass/Polyester의 전단강도 및 전단강성을 구하기 위한 시험이다. 시편형상 및 시험방법은 ASTM D5379M-93을 준수하였다. 시편의 형상은 Fig. 3.2.17과 같다.

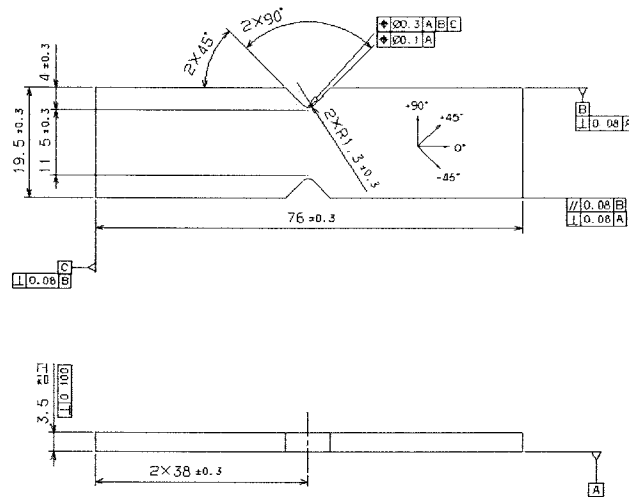


Fig. 3.2.17 0° 방향 전단시험 시편형상.

시편의 중앙부위에 사포를 이용하여 표면처리를 한 다음, MM bond를 이용하여 Biaxial 스트레인 게이지를 45° 로 부착하였다. 시험기에 전단시편을 장착한 모습을 Fig. 3.2.18에 나타내었다.

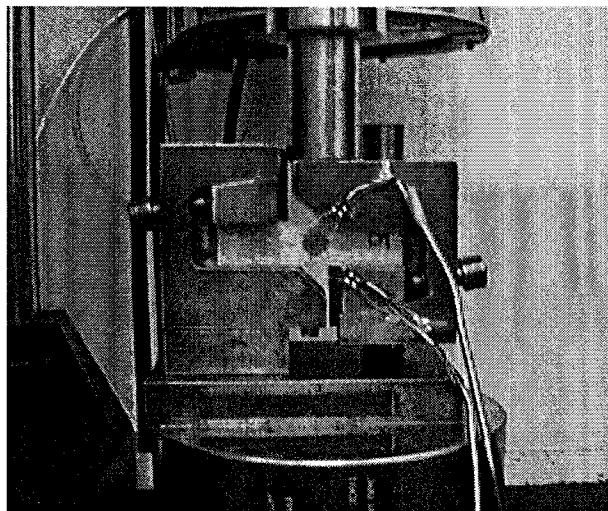


Fig. 3.2.18 0° 방향 전단시험 장면.

전단하중을 부가함에 따라, 시편 노치 부위부터 층간분리가 발생되어 중앙으로 퍼져 나간다. 층간 분리된 부위는 Fig. 3.2.19에서 보듯이 하얗게 변색되었다. 0° 방향 전

단시험 결과는 Table 3.2.4에 정리하였다. 각 시편의 응력-변형률 선도를 Fig 3.2.20에 나타내었다. 또한, 전단강성을 계산하기 위한 응력-변형률 선도를 Fig 3.2.21에 나타내었다.

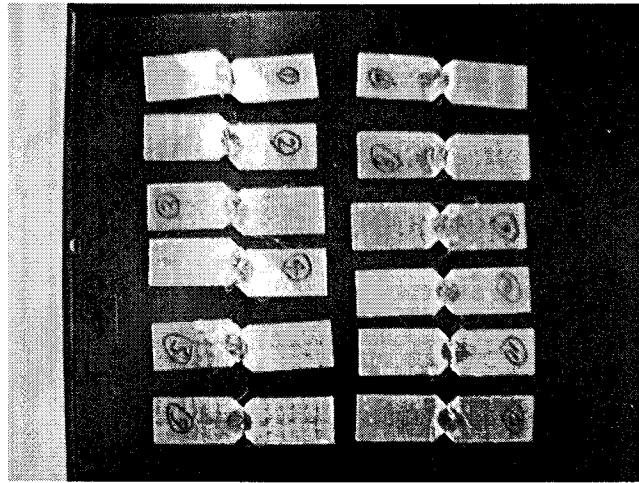


Fig. 3.2.19 0° 방향 전단시편 파괴모드.

Table 3.2.4 0° 방향 전단시험 결과

시편번호	시편 너비 (mm)	시편 두께 (mm)	최대하중 (kgf)	전단강도 (Mpa)		전단강성 (Gpa)	비고
				Yield	Ultimate		
No.1	11.660	2.900	283.7	49.0	82.3	4.2	
No.2	11.385	2.730	262.2	47.0	82.8	3.7	
No.3	11.685	2.943	253.6	52.6	72.4	4.2	
No.4	11.715	2.767	270.4	51.0	81.9	4.5	
No.5	11.715	2.957	250.9	52.1	71.0	4.1	
No.6	11.735	2.933	293.5	50.8	83.7	4.3	
No.7	11.530	2.970	297.0	54.5	85.1	4.1	
No.8	11.515	3.090	295.8	51.7	81.6	4.3	
No.9	11.430	3.060	288.4	52.9	80.9	4.5	
No.10	11.180	2.803	245.4	56.6	76.8	4.2	
No.11	11.540	2.843	268.4	54.6	80.3	4.1	
No.12	11.590	3.093	299.3	52.0	81.9	4.2	
평균				52.1	80.1	4.2	
표준편차				2.6	4.4		
B-Basis				46.4	70.3		
R.C.(%)	33.1						
밀도	1.986						
ply 두께 (mm)	0.585						

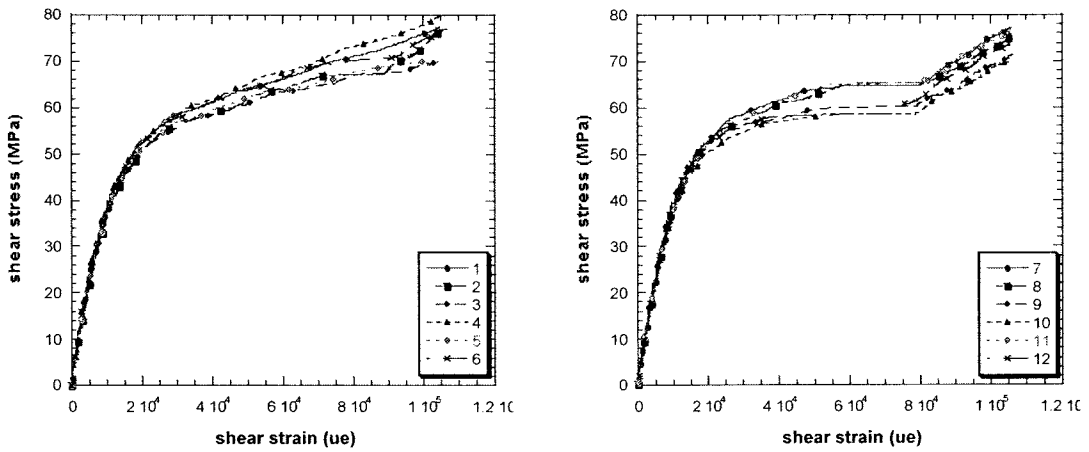


Fig. 3.2.20 응력-변형률 선도 (0^0 방향 전단시험).

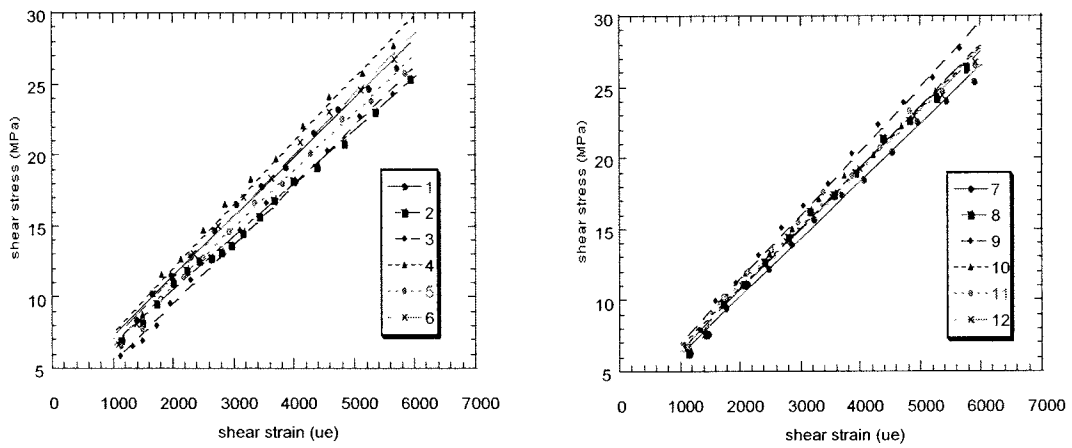


Fig. 3.2.21 응력-변형률 선도 (전단강성 계산).

라. 전단시험 - 두께방향

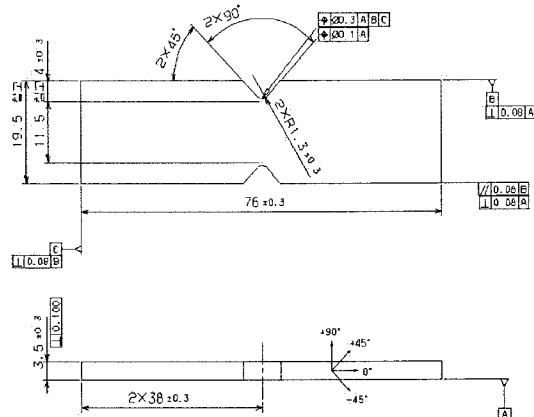


Fig. 3.2.22 두께방향 전단시험 시편형상.

두께방향 전단시험은 S2-Glass/Polyester의 전단강도 및 전단강성을 측정하기 위한 시험이다. 시편형상 및 시험방법은 ASTM D5379M-93을 준수하였다. 두께방향 전단시험 시편의 형상은 Fig. 3.2.22와 같다. 강성을 측정하기 위하여 시편의 중앙부위에 사포를 이용하여 표면처리를 한 다음, MM bond를 이용하여 두 축 스트레인 게이지를 $\pm 45^\circ$ 로 부착하였다. 전단하중을 부가함에 따라, 시편 노치 부위부터 층간분리가 발생되어 중앙으로 퍼져 나간다. 층간 분리된 부위는 Fig. 3.2.23에서 보듯이 하얗게 변색되었다. 두께방향 전단시험 결과는 Table 3.2.5에 정리하였고, 각 시편의 응력-변형률 선도를 Fig. 3.2.25에 나타내었다. 또한, 전단강성을 계산하기 위한 응력-변형률 선도를 Fig. 3.2.26에 나타내었다.

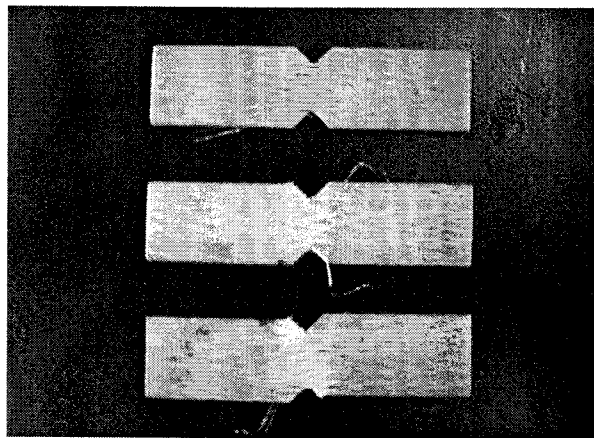


Fig. 3.2.23 두께방향 전단시험 파괴모드.

Table 3.2.5 두께방향 전단시험 결과

시편번호	시편 두께 (mm)	시편 너비 (mm)	항복하중 (kgf)	항복전단강도 (Mpa)	전단강성 (Gpa)	비고
No.1	11.440	3.367	247.3	63.0	3.72	
No.2	11.795	3.407	246.5	60.2	4.03	
No.3	11.435	3.490	261.5	64.3	3.66	
No.4	11.665	3.437	248.1	60.7	3.64	
No.5	12.065	3.443	233.2	55.1	3.28	
No.6	11.385	3.437	244.6	61.3	3.42	
평균				60.8	3.6	
표준편차				3.2		
B-Basis				51.2		
R.C. (%)	33.772					
밀도	1.98					

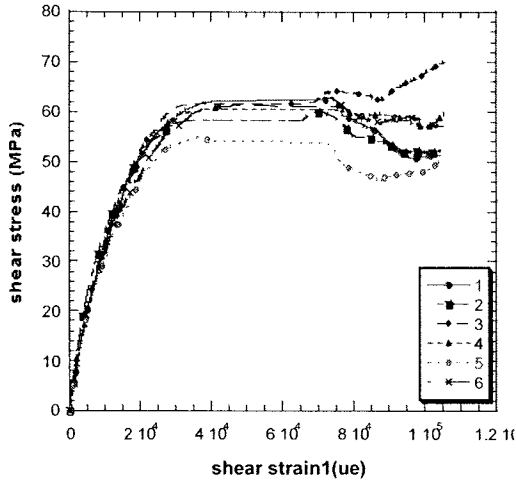


Fig. 3.2.25 응력-변형률 선도
(두께방향 전단시험).

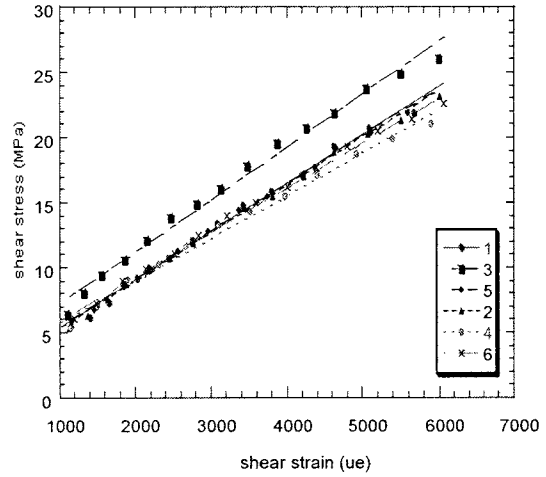


Fig. 3.2.26 응력-변형률 선도
(전단강성 계산).

마. 단일 겹치기 조인트 시험(Protrude)

본 시험은 단일 겹치기 조인트 했을 경우의 베어링 강도를 측정하기 위한 시험이다. 시편형상 및 시험방법은 MIL-HDBK-17E를 준수하였다. 특히 부가하중의 편심을 방지하기 위하여 시편의 양쪽 끝에 더블러를 부착하였다. 프리프레그는 $[(\pm 45)(0/90)]_s$ 로 적층하였고 볼트는 $\phi 6.34$ mm 인 Hi-Lok과 Collar를 사용하였다. 시편의 width margin (w/d)은 6.0 이고, edge margin (e/d) 은 3.0 이다. 그리고 볼트가 있는 시편 모서리에 변위게이지를 부착하였다. 본 조인트시험에서는 특정한 시험 치구를 사용하지 않고, 시편의 탭 부위를 정하중 시험기의 기계식 그림으로 고정하여 하중을 부가하였다. 시험기에 조인트시편을 장착한 모습을 Fig. 3.2.27에 나타내었다.

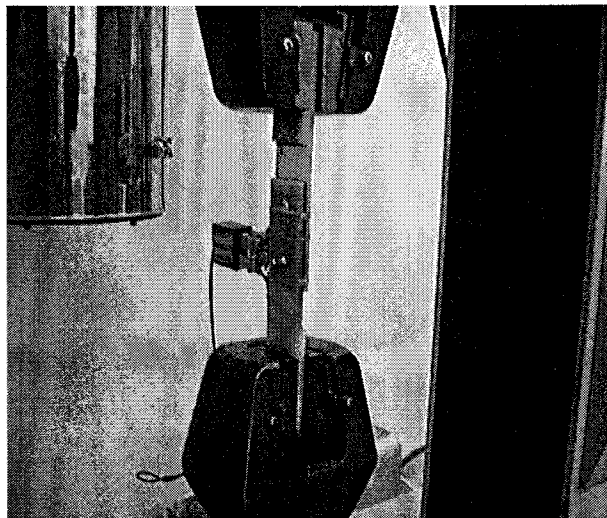


Fig. 3.2.27 단일겹치기 조인트 시험 장면.

하중을 부가함에 따라 조인트시편은 볼트 부위에서 층간분리가 발생하였다. 파괴하중 근처에 도달하면 볼트가 서서히 뽑히고 동시에 회전하였다. Fig. 3.2.28에 파괴모드를 나타내었다. 조인트시험 결과는 Table 3.2.6에 정리하였으며 각 시편의 하중-변위 선도를 Fig. 3.2.29에 나타내었다.

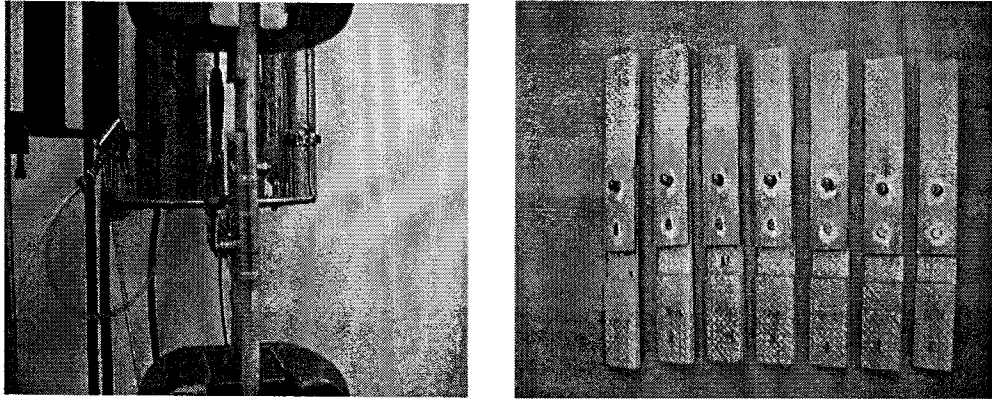


Fig. 3.2.28 단일겹치기조인트 시편 파괴모드.

Table 3.2.6 단일겹치기 조인트 시험 결과 (GI-GI, Protrude)

시편번호	시편너비 (mm)	두께 1 (mm)	두께 2 (mm)	시편두께 (mm)	볼트직경 (mm)	최대하중 (kgf)	베어링강도 (Mpa)	비고
No.1	37.988	4.961	4.847	4.904	6.34	2355.0	371.4	
No.2	38.258	4.925	4.983	4.954	6.34	2323.4	362.7	
No.3	38.006	4.978	4.827	4.902	6.34	2357.3	371.9	
No.4	38.120	4.964	4.846	4.905	6.34	2225.6	350.9	
No.5	37.992	4.901	4.861	4.881	6.34	2384.4	377.8	
No.6	38.378	4.985	4.501	4.743	6.34	2235.3	364.5	
평균							366.5	
표준편차							9.4	
B-Basis							338.2	
R.C.(%)	31.503							
밀도	2.003							
nominal ply thick. (mm)	0.610							

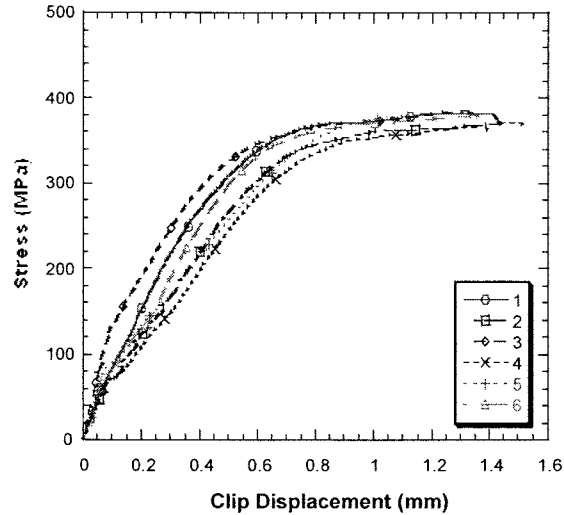


Fig. 3.2.29 단일겹치기 조인트 하중-변위선도 (G1-G1, Protrude).

바. 단일 겹치기 조인트 시험(CSK)

본 시험은 단일 겹치기 조인트 했을 경우의 베어링 강도를 측정하기 위한 시험이다. 시편형상 및 시험방법은 MIL-HDBK-17E를 준수하였다. 부가하중의 편심을 방지하기 위하여 시편의 양쪽 끝에 더블러를 부착하였다. 프리프레그는 $[(\pm 45)(0/90/90/0)]_n$ s 으로 적층하였고 볼트는 $\phi 11.34$ mm 인 Hi-Lok과 collar를 사용하였다. 시편의 width margin(w/d)은 8.0 이고, edge margin (e/d) 은 4.0 이다.

볼트가 있는 시편 모서리에 변위게이지를 부착하였다. 조인트시험에서는 특정한 시험 치구를 사용하지 않고, 시편의 탭 부위를 정하중 시험기의 기계식 그립으로 고정하여 하중을 부가하였다. 시험기에 조인트시편을 장착한 모습을 Fig. 3.2.30에 나타내었다.

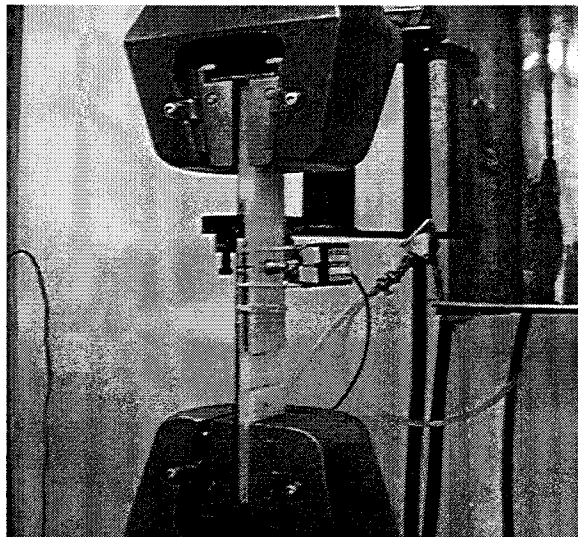


Fig. 3.2.30 단일겹치기 조인트시험 장면.

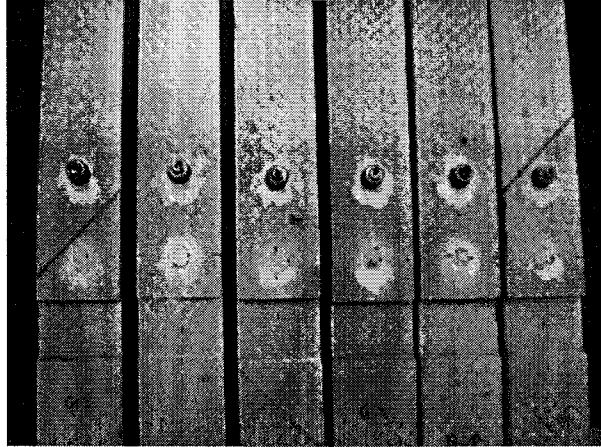


Fig. 3.2.31 단일겹치기 조인트 시편 파괴모드(GI-GI, CSK).

하중을 부가함에 따라 조인트시편은 볼트 부위에서 층간분리가 발생하였다. 파괴하중 근처에 도달하면 볼트가 서서히 뽑히고 동시에 회전하였다. Fig. 3.2.31에 파괴모드를 나타내었다. 조인트시험 결과는 Table 3.2.7에 정리하였다. 각 시편의 하중-변위 선도를 Fig. 3.2.32에 나타내었다.

Table 3.2.7 단일겹치기 조인트시험 결과

시편번호	시편너비 (mm)	시편 총 두께 (mm)	시편두께 (mm)	볼트직경 (mm)	최대하중 (kgf)	베어링강도 (Mpa)	비고
No.1	38.144	9.672	4.843	6.34	1930.2	308.2	
No.2	38.124	9.916	4.961	6.34	2147.6	334.8	
No.3	38.306	9.883	4.967	6.34	2049.7	319.2	
No.4	38.282	9.755	4.917	6.34	2006.7	315.6	
No.5	38.174	9.897	4.994	6.34	2040.3	316.0	
No.6	38.142	9.331	4.765	6.34	2024.2	328.6	
평균						320.4	
표준편차						9.7	
B-Basis						291.3	
R.C.(%)	31.503						
밀도	2.003						
ply thick. (mm)	0.613						

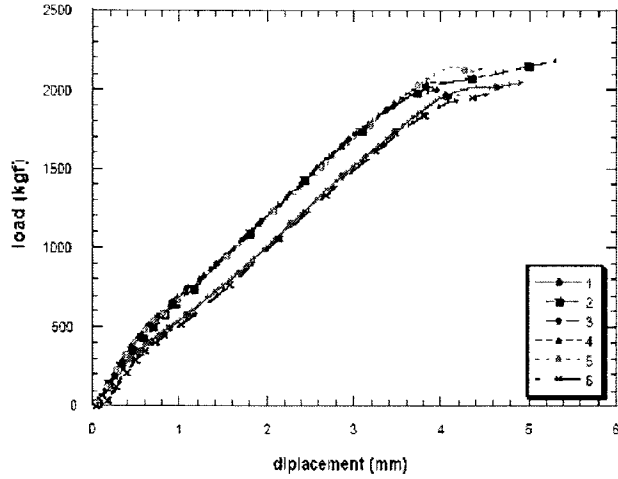


Fig. 3.2.32 하중-변위선도 (조인트시험).

3.2.5 시제품 제작

조종수 해치에 대한 일체형 액상성형공정을 개발하기 위하여 아래의 순서로 시제품을 성형하였다. 먼저 이형 처리된 steel plate와 충분한 높이의 guide dam용 steel 을 준비한 다음 spall cover용 프리프레그를 적층하고 FM73 접착제를 적층한다. 이것은 프리프레그와 elastomer와의 접착성을 좋게 하기 위한 것이다. Elastomer를 적층한 후 tile을 적층하고 유연하게 결합될 수 있도록 tile 사이는 elastomer를 끼워 넣는다. 이후 elastomer를 적층한 다음, FM73와 방호판을 적층한 후 균일 압착재와 유로 확보재를 적층한 다음 진공 bagging한다. 진공기밀이 확인되면 진공압을 이용하여 수지를 주입한 후 경화하였다. Fig.3.2.33 및 Fig.3.2.34 은 액상성형 공정 개략도와 제작된 조종수 해치 시제품 모습을 보인 것이다.

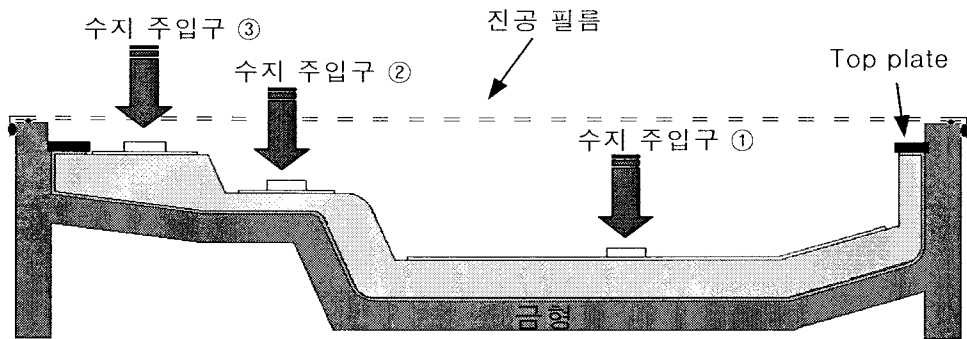


Fig.3.2.33 액상성형공정 개략도.

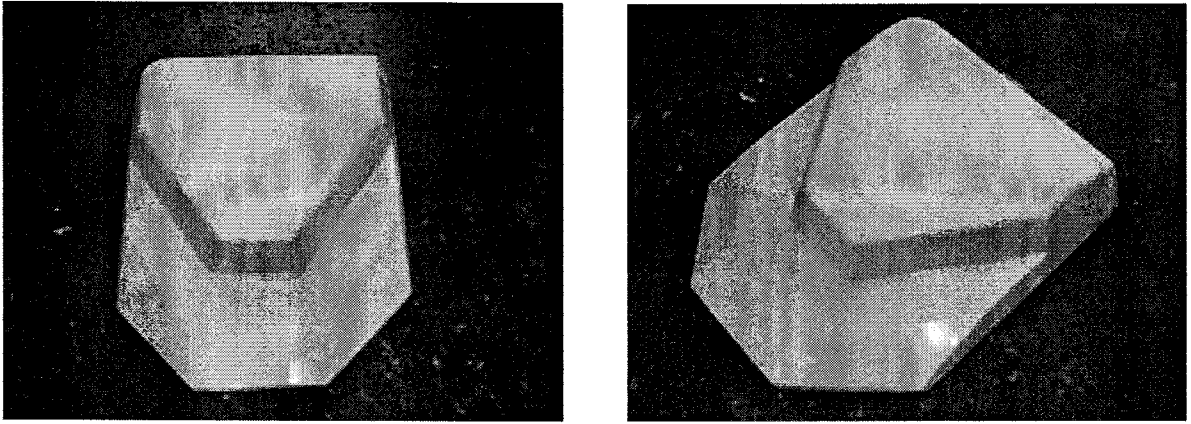


Fig.3.2.34 조중수 해치 시제품.

3.2.6 시제품 성형결과

조중수 해치 시제품 성형 결과, 액상성형공정 기술을 적용하면 기존의 복합재 제조공정에 비해 50%이상의 원가를 절감하는 효과가 있다고 평가된다. 성형품에 대한 품질분석결과, 섬유체적율 $V_f = 50\%$ 로 나타나 연구목표인 45%를 초과 달성하였고, 기공율은 1.2%로 측정되어 양호한 수준으로 판단되었다.

제 4장 연구개발 목표 달성도 및 대외기여도

4.1 연구목표의 달성도

구분	세부연구목표	달성내용	달성도 (%)
1차 년도	○ 전구조 요구조건 확립	· 항목별 요구조건 정량화	100
	○ 전구조 배치설계	· Lay-out 설계도 제작	100
	○ 요소구조 구조해석 및 사이징	· 구조해석 및 상세도면 제작	100
	○ 요소구조 프리폼 제작	· 스티칭 프리폼 개발	100
	○ 요소구조 시제작 (J빔 단면)	· 금형 및 시제작 완료	100
	○ 성형건전성 검사/평가	· 섬유체적율 : 47% · 강성 : 52.5 GPa	100
2차 년도	○ 조종수해치 설계요구조건 수립	· 항목별 요구조건 정량화	100
	○ 조종수해치 기본설계	· 개념도면 작성	100
	○ 물성 시험	· 층간전단강도 : 51 MPa · 조인트 강도 : 338 MPa	100
	○ 방탄성능 시험	· 20mm FSP탄 방탄시험 통과	100
	○ 요소단품 성형성 평가	· 섬유체적율 50% 달성	100
3차 년도	○ EMI 및 조인트 설계	· EMI/조인트 설계도면 제작	100
	○ 성능시험	· EMI 및 내화염시험 성능 충족	100
	○ 조종수 해치 시제작	· 일체형 액상수지공정을 적용한 시제작 완료	100
	○ 성형 건전성 평가	· 섬유체적율 50% 달성 · Void Content 1.2% 달성	100

4.2 연구결과의 대외기여도

액상 성형에 의한 3차원 복합재 빔 구조물 개발 연구의 결과로 액상수지 성형의 원천 기술이 확보 되었다. 그리고 수지유동해석을 통한 금형설계기술과 다기능 이종 재질 일체 성형기술의 개발을 이루었다.

기술적인 측면에서 보면, 기존 복합재 제조공정 대비 50% 원가 절감을 이루었고 액상수지성형공정의 품질에 대한 신뢰성을 입증하였다. 또한 대형 구조물 생산에 기존 복합재 제조공정 대체 효과를 볼 수 있다.

경제적인 측면에서 살펴보면, 2007년부터 생산 예정인 차세대 장갑차에 적용이 되고 특수차량용 복합재 방탄 구조물에 개발기술을 활용하는 방안도 검토 중이다.

제 5 장 연구개발결과의 활용계획

3차원 고분자 복합재의 주요 핵심 기술은 성능 향상으로 인한 안전도 향상, 환경 친화적 공정으로 인한 환경오염 최소화, 구조 일체화를 통한 생산 단가 감소 등의 많은 장점이 있으며, 제품화 대상 부품들도 삶의 질 향상에 기여할 뿐만 아니라 부가 가치가 높다. 핵심 기술의 실용화를 위해서 사회적인 필요성의 대두와 개발 기술의 효과적인 이전이 있어야 한다. 개발 기술의 이전을 위하여 1단계에서는 관심 기술별로 연구팀을 구성하여 연구소와 학계의 지원 하에 핵심 기술의 습득을 유도하고, 업체 중심으로 연구소가 참여하여 관련 핵심 기술을 적용하여 제품화를 시도함과 동시에 경제적 가치도 검증하여 핵심 기술을 보유하도록 한다.

구조와 방탄기능을 동시에 수행하는 통합형 조종수 해치를 대상으로 복합재 VARTM 제조공법을 개발하여 실용화 단계에 있으며, 이를 계기로 지상무기체계에의 복합재 적용의 대폭적인 확대가 예상된다.

제 6 장 해외과학기술정보

- 해당사항 없음.

제 7 장 참고문헌

-해당사항 없음.

특정연구개발사업 연구결과 활용계획서

사업명	중사업명	21세기 프론티어연구개발사업			
	세부사업명	차세대소재성형기술개발사업			
과 제 명		액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발			
주관연구기관		한국기계연구원	연구책임자	변준형	
총연구기간		2001. 10. 1. ~ 2004. 6. 30. (33개월)			
총 연구비 (단위:천원)		정부출연금	민간부담금	합계	
		1,365,000	587,000	1,952,000	
기술분야		소재			
참여기업		(주)테크, (주)성도			
협동(공동) 연구기관		(주)테크	연구책임자	김광수	
위탁연구기관1		서울대학교	연구책임자1	이우일	
위탁연구기관2		연세대학교	연구책임자2	전홍재	
위탁연구기관3		연구책임자3			
연구결과활용 (해당항목에(√) 표시)		1.기업화 ()	2.기술이전(√)	3.후속연구추진(√)	4.타사업에 활용 ()
		5.선행 및 기초 연구()	6.기타 목적 활용 (교육,연구)()	7.활용중단(미활용) ()	8.기타()

특정연구개발사업 처리규정 제 31조(연구개발결과의 보고) 제 2항에 의거 연구결과 활용계획서를 제출합니다.

첨부 : 1. 연구결과 활용계획서 1부.
2. 기술요약서 1부.

2004 년 7 월 20일

주관연구책임자 : 변 준 형 (인)
주관연구기관장 : 황 해 응 (직인)

과학기술부 장관 귀하

연구결과 활용계획서

1. 연구목표 및 내용

복합재료 전체 시장의 60% 이상을 차지하고 있는 육상교통, 토목/건축, 선박/해양 분야의 산업계에서는 대형 구조물에 대한 필요성이 증가하고 있고 공공의 안전을 위한 구조물의 고성능화 및 높은 신뢰도의 확보를 요구하고 있다. 따라서 생산시간의 단축을 위한 신 성형기술의 개발과 함께 기존의 2차원 평면뿐만 아니라 두께 방향으로도 보강이 되는 3차원 섬유 보강구조의 복합재 개발이 필요하다. 본 연구의 목표는 액상성형에 의한 3차원 복합재 설계 및 성형 기술개발을 통하여 지상차량용 조종수 해치구조물 및 냉각탑용 U-빔 프레임 구조물 제조이다. 연구개발 내용은 다음과 같다.

- 지상차량 및 냉각탑 구조 기본설계 및 해석, 빔 단면 적층 및 치수 결정
- 3D 복합재 단위구조 시험 및 물성예측
- Textile 프리폼 제조장비 (stitching machine) 제작 및 성형기술 개발
- 액상 성형기술 (SCRIMP)개발 및 두꺼운 복합재 성형연구
- 조종수 해치 및 빔 (U, T 단면)시제품 제작
- U 빔 체결부 응력해석
- 복합재 특성 및 구조시험 (EMI/방탄/화염시험, 구조강도시험, 환경시험)
- RTM 공정 제어 및 원거리 제어

2. 연구수행결과 현황

가. 특허(실용신안) 등 자료목록

발명명칭	특허공고번호 출원(등록)번호	공고일자 출원(등록)일자	발명자 (출원인)	출원국	비고
니들핀칭을 이용한 고온 복합재용 프리폼 제조방법	10-2002-00865 29	2002-12-30	변준형 외	대한민국	

나. 프로그램 등록목록

다. 노하우 내역

라. 발생품 및 시작품 내역

- Stitching M/C
- J 빔: 244(W) x 155(H) x 20(T) x 300(L) mm
- 조종수 해치: 710(W) x 50(T) x 790(L) mm
- J 빔 및 조종수 해치 성형용 금형
- U 빔: 170(W) x 90(H) x 17(T) x 300(L) mm

- U 빔: 170(W) x 90(H) x 17(T) x 1200(L) mm
- U 빔: 170(W) x 90(H) x 17(T) x 2400(L) mm
- U 빔 성형용 금형

마. 논문게재 및 발표 실적

○ 논문게재 실적

[국내논문]

학술지 명칭	제목	게재연월	호 (NO.)	발행기관	발행국 명	SCI게재 여부(O/X)
한국복합재료 학회지	Twisted Yarn 복합 재료의 물성치 시험 및 탄성계수 예측	2002/12	6	한국복합재료 학회	한국	x
한국복합재료 학회지	3차원 직조형 열가소성 수지 복합재료 제조 및 특성화	2003/4	2	한국복합재료 학회	한국	x
한국복합재료 학회지	복합재료의 액상성형 공정의 현황과 전망	2003/2	1	한국복합재료 학회	한국	x
한국복합재료 학회지	VARTM 공정에서의 금형충전 및 기공 형성에 관한 3차원 수치해석	투고중	4	한국복합재료 학회	한국	x
대한기계학회지	삼입된 장주기 광섬유 격자를 이용한 VARTM 공정에서의 수지이동 및 변형과정 예측 시스템 설계에 관한 연구	투고중	10	대한기계학회	한국	x
계: 5 건						

[국제논문]

학술지 명칭	제목	게재연월	호 (NO.)	발행기관	발행국 명	SCI게재 여부(O/X)
Materials Science and Eng.	Effect of Fiber Geometry on the Elastic Constants of the Plain Woven Fabric Reinforced Aluminum Matrix Composites	2003/1	1	Elsevier Science	네델란드	o
Polymer Composites	Prediction of Flow-Induced Process Variables Based on Similarity Analysis in the Liquid Molding Process	2003/5	5	Society of Plastics Engineers	미국	o
Key Engineerin g Materials	Predictions of Elastic Properties of Multi-axial Warp Knitted Fabric Composites	2004/5	5	Trans Tech Publicatio ns, Inc.	스위스	o
C o m p o s i t e Structures	Effects of Through-the-thick ness Stitches on Elastic Behaviors of Multi-axial Warp Knits	투고중	6	Elsevier Science	네델란드	o
Composites Science and Technology	Modeling of Multi-axial Warp Knitted Fabric Composites for Elastic Property Prediction	투고중	3	Elsevier Science	미국	o
Polymer Composites	A Dual Scale Analysis of Macroscopic Resin Flow in Vacuum Assisted Resin Transfer Molding	투고중	3	Society of Plastics Engineers	미국	o
Advanced Composites Letters	Study on a Measurement Technique of Resin Flow and Cure During the Vacuum Assisted Resin Transfer Molding	투고중	10	Adcotec Ltd.	영국	o
계: 7 건						

○ 학술회의 발표 실적

[국내발표]

학술회의 명칭	제목	게재연월일 (0000/00/00)	호 (NO.)	발행기관	발행 국명
한국복합재료 학회	3차원 직조형 금속복합 재료의 제조와 특성분석	2002/5/17	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	Twisted Yarn 복합 재료의 탄성계수 예측모델	2002/10/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	Stitched 다축경편 복합재료의 기계적 특성 및 U 빔 성형	2002/10/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	RTM 공정에서의 수지유동과 기공 생성의 3차원 수치해석	2002/10/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	3D 복합재료의 구조해석 및 기계적 물성 예측	2002/10/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	최적단면 치수를 가지는 복합재료 U 빔의 설계	2002/10/18	-	한국복합 재료학회	한국
대한금속 재료학회	직조형 탄소섬유 강화 AI 기지 금속복합재료의 특성해석	2002/11/8	-	대한금속 재료학회	한국
한국군사과학기술 학회	항공기용 열가소성 수지 3차원 복합재료의 특성	2002/5/31	-	한국군사과 학기술학회	한국
한국복합재료 학회	선형해석을 이용한 복합 재료 기계적 체결부의 강도 평가에 관한연구	2003/4/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	굽힘 하중을 받는 두꺼운 채널 빔의 해석	2003/4/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	다중 편 하중을 받는 MWK 복합재료의 응력해석	2003/4/18	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	2D 및 3D 직조형 복합 재료의 충격 특성	2003/10/17	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	끈 섬유 복합재료의 열전도도 예측 모델	2003/10/17	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	RTM 공정의 실시간 제어에 관한 연구	2003/10/17	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	CFRP의 섬유강화재 배향성에 따른 레이저유도 초음파 신호 특성 평가	2004/4/9	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	다축경편 복합재료 평판의 기계적 체결 시 기하학적 형상 및 하중조건에 따른 응력해석	2004/4/9	-	한국복합 재료학회	한국
한국복합재료 학회	RTM 공정에서 기공 최소화를 위한 공정제어에 관한 연구	2004/4/9	-	한국복합 재료학회	한국
한국정밀공학회	다축경편 복합재 평판에서 기계적 체결시 발생하는 원공주위의 응력분포	2004/5/21	-	한국정밀 공학회	한국
한국정밀공학회	두꺼운 복합재료 채널 빔의 거동에 관한 연구	2004/5/21	-	한국정밀 공학회	한국
계: 19건					

[국외발표]

학술회의 명칭	제목	게재연월일 (0000/00/00)	호 (NO.)	발행기관	발행국명
ICCE-8	Effect of Cooling Rate on the Mechanical Property of Co-braided Carbon/polyamide composites	2001/8/5	-	ICCE	미국
Korea-Japan Joint Symposium	Nondestructive Evaluation of Internal Detectors for Composite Using Shearography	2001/10/18	-	한국복합재료학회	한국
SAMPE Symposium	Thermoplastic Composites from Co-Braided Yarns	2002/5/12	-	SAMPE	미국
ASC-17	A Study on Similarity Analysis of Resin Flow in Liquid Molding Process	2002/10/21	-	미국복합재료학회 (ASC)	미국
Japan-Korea Joint Symposium	Analytical Characterization of Al Matrix Composites Reinforced with 3D Orthogonal Carbon Textile Preforms	2002/10/10	-	일본복합재료학회	일본
Japan-Korea Joint Symposium	Effect of Yarn Twist on the Thermal Conductivity of Twisted Yarn Composites	2002/10/10	-	일본복합재료학회	일본
AIST-ISEM and KIMM Joint Symposium	Impact Properties of 2D and 3D Textile Composites	2003/6/25	-	AIST	일본
ICCE-10	Thermal Conductivity Model of Twisted Yarn Composites	2003/7/20	-	ICCE	미국
ICCE-10	Analysis of MWK Composites with Multi-Pin Holes	2003/7/20	-	ICCE	미국
ICCM-14	An Experimental Study on the Formation and Transport of Microvoids in VARTM Process	2003/7/14	-	ICCM	미국
계: 건					

[국외발표] - 계속

학술회의 명칭	제목	게재연월일 (0000/00/00)	호 (NO.)	발행기관	발행국명
FEOFS	Predictions of Elastic Properties of Multi-Axial Warp Knitted Fabric Composites	2003/10/20	-	FEOFS	한국
ACCM-4	Impact Performance of 3D Interlock Textile Composites	2004/7/6	-	ACCM	호주
ACCM-4	A Study on the Control Strategy to Minimize Voids in Resin Transfer Mold Filling Process	2004/7/6	-	ACCM	호주
ECCM-11	Similarity Relations of Process Variables in Resin Flow of RTM Process	2004/5/31	-	ECCM	그리스
계: 14건					

3. 연구성과

- 1) 스티칭 기술 이전 추진 중
 - 기술료 계약 : 266,400 천원, (주)테크
- 2) 액상성형 기술 이전 추진 중
 - 기술료 계약 : 48,000 천원, (주)성도

4. 기술이전 및 연구결과 활용계획

가. 당해연도 활용계획

(주)테크에서는 방탄용 복합재료 시편을 stitching에 의한 수지충전 기술을 적용하여 제작 중에 있음. 당해연도에는 유리섬유 직조물을 적층한 20mm 두께의 판에 stitching하는 기술을 (주)테크에 이전할 계획으로 있음. 본 과제에서 개발한 stitching 기계에 프리폼 이송을 자동화 할 수 있는 장치를 부가함으로써 생산성과 제품의 정밀도를 향상시킬 계획임.

나. 활용방법

다양한 stitching 방법 (예를 들어, modified stitching 등)과 stitching 밀도를 적용하여 최적의 stitching 변수 결정

다. 차년도이후 활용계획

2005년도 이후에는 최적화된 stitching 변수에 따라 실제 복합재 구조물용 프리폼 제작 계획.

5. 기대효과

- 기간: 2005년 - 2010년
- 예상매출액 (년 100 억), 수입대체효과 (년 30억), 수출증대효과 (년 80억)
- 원가절감 (기존대비 30%), 생산성 향상 (기존대비 20%)

6. 문제점 및 건의사항

- 없음

기술 요약서

■ 기술의 명칭

Stitching에 의한 두꺼운 복합재 수지충전 (RTM) 기술

■ 기술을 도출한 과제현황

과제관리번호	CO001-3-00-00		
과 제 명	액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발		
사 업 명	21세기 프론티어연구개발사업		
세부사업명	차세대소재성형기술개발사업		
연구기관	한국기계연구원	기관유형	출연연구소
참여기관/기업	(즈)테크, (주)성도		
총연구기간	2001. 10. 1. ~ 2004. 6. 30. (33개월)		
총연구비	정부(1,365,000)천원, 민간(587,000)천원, 합계(1,952,000)천원		
연구책임자	성명	변준형	주민번호
	근무기관/부서	한국기계연구원 공정연구부	E-mail bjh1673@kmail.kimm.re.kr
	직위/직급	책임연구원	전화번호 055-280-3312
실무책임자	성명	엄문광	소속/부서 복합재료그룹 공정연구부
	직위/직급	선임연구원	E-mail umk1693@kmail.kimm.re.kr
	전화번호	055-280-3315	FAX 055-280-3498
	주소	(641-010)경남 창원시 상남동 66	

■ 기술의 주요내용

[기술의 개요]

스티칭(stitching) 기술은 여러 장의 직물을 바늘 관통에 의하여 한꺼번에 두께 방향으로 결속시켜 두께방향 섬유 보강을 하는 기술로서 기계적인 강도 향상과 생산성 (적층 작업성)을 향상시킬 수 있는 기술이다. 액상성형의 대표적인 기술로서 수지충전 (RTM, Resin Transfer Molding) 성형법은 보강 프리폼 (본 기술에 의하면 스티치된 다층 직물)을 금형에 넣고 프리폼 내부로 수지를 압력을 가하여 충전시킨 후 열을 가하여 복합재료 제품을 성형하는 공정으로 핵심 공정 단계로는 프리폼 제조, 금형충전 및 경화공정 등이 있다.

<기술적 특징>

- (1) 여러 층의 직조물을 전체 두께로 결속시키는 두께방향의 스티칭 섬유 보강으로 인하여 층간분리가 억제됨.
- (2) 3차원 섬유 구조를 구현할 수 있는 다양한 직조 방법 중 가장 생산성이 우수.
- (3) 두께 8mm부터 25mm까지 스티칭 가능하며 평면 및 곡면 부위도 가능.
- (4) RTM 기술은 자동화가 용이하고 대량생산이 가능하여 생산성이 뛰어난 공정이며 또한, 투자설비비가 저렴하고, closed mold 성형법으로서 휘발성화합물 (VOC) 방출이 최소화되는 친환경 공정임.
- (5) 특히, 본 과제에서 개발한 RTM 기술은 SCRIMP 라고 알려진 성형법으로서 압수금형이 필요 없으며, 진공 bag을 사용하고 프리폼 위에 다공질의 수지유동층을 하나 더 배치시켜 두께방향의 수지유동을 가능케 함으로써 대형부품 성형에 매우 유리함.

[용도 · 이용분야]

- (1) 항공 · 우주 산업 분야: 항공기 및 우주용 비행 구조물의 복합재료 대형 구조물 및 복잡한 형상 부품의 제작에 활용. 항공기 동체 스킨, 엔진 카울, inlet duct, fan blade, spars, nozzle cones, tapered casing 등의 부품과 우주 구조물 (그리드, iso-grid 패넬).
- (2) 수송기 산업 분야: 자동차 body, drive shaft, engine head cover, 범퍼, 철도차량 및 버스 roof 혹은 차체 등
- (3) 토목 · 건축 분야: grid, rebar, deck, 도보 및 차량용 교량 girder 등.
- (4) 선박분야: deck/floor 구조물, cabin unit, suspended ceiling 등.
- (5) 국방 분야: 다연장 로켓, 장갑차 body, sabot, 잠수정, 미사일 레이돔, mortar case 등.

■ 본 기술과 관련하여 추가로 확보되었거나 개발중인 기술

[기술개요]

기술명	원격 제어에 의한 액상성형 기술
개발단계	<input type="checkbox"/> 연구개발 계획 <input checked="" type="checkbox"/> 연구개발 중 <input type="checkbox"/> 연구개발 완료
기술개요	성형 전문가와 생산자가 다른 지역에 있더라도 원격 제어에 의해 제품 제조가 가능하므로 제품에 대한 신뢰성 및 생산성 증대가 가능한 이 기술은 선진국에서도 관심을 많이 가지는 분야임.

[기술을 도출한 과제현황]

과제관리번호	CO001-3-00-00			
과제명	액상성형에 의한 3차원 복합재 구조물 개발			
사업명	21세기 프론티어연구개발사업			
세부사업명	차세대소재성형기술개발사업			
연구기관	한국기계연구원	기관유형	출연연구소	
참여기관/기업	(주)테크, (주)성도			
총연구기간	2001. 10. 1. ~ 2004. 6. 30. (33개월)			
총연구비	- 합계 : (1,952,000)천원 - 정부 : (1,365,000)천원 - 민간 : (587,000)천원			
연구책임자	소속	한국기계연구원	성명	변준형
	전화번호	055-280-3312	E-mail	bjh1673@kmail. kimm.re.kr
연구개발 주요내용				
<ul style="list-style-type: none"> - 원격 제어를 위해 통신은 TCP/IP 프로토콜을 사용했으며, TCP/IP 응용프로그램으로 Microsoft Winsock을 이용하였다. 이는 제어를 위한 서버와 실제 공정 장치에 연결된 컴퓨터간의 통신을 담당하게 된다. - 공정제어를 무선인터넷을 통한 mobile제어를 시도한 결과 실험실 규모에서의 원격 제어가 가능함을 확인하였다. 				