

Fiber Placement System (FPS)에 의해 제조된 복합재료 Sleeve Extension의 성형 건전성 평가

공진우*·김진봉*·김태욱*[†]·주진**

Integrity Evaluation of Sleeve Extension Composites Manufactured by Fiber Placement System (FPS)

Jin-Woo Kong*, Jin-Bong, Kim*, Tae-Wook Kim*[†] and Jin Ju**

Key Words: Fiber placement system (FPS), Sleeve Extension, Tensile test, Thermoset prepreg

Abstract

Fiber placement system (FPS) carries out an advanced composites process which orients high strength reinforcing fibers in specific directions. The process includes wet winding, thermoset tape winding, thermoset prepreg placement and thermoplastic prepreg placement. FPS have the advantage of tape laying and filament winding with computer control and software. Using FPS can reduce costs, cycle times, structural weight, and handwork/rework when manufacturing composite parts. The sleeve extension is a part of the helicopter rotor systems. In this study, The sleeve extension composites were manufactured using FPS and tensile properties of this composites were characterized using universal testing machine(UTM).

기호설명

FPS: Fiber Placement System

UTM: Universal Testing Machine

1. 서론

항공기 부품 및 구조물에 사용되고 있는 고성능 복합재료의 대부분은 Autoclave 성형법[1-2]을 이용하여 제조되고 있는데 이러한 공정은 제조시간이 길고 제품의 균일한 물성 및 복잡한 형태를 가질 수 없으며, 생산성이 낮은 단점을 가지고 있다.

따라서 이러한 단점을 보완하기 위한 방법으로 자동화된 성형방법인 Fiber Placement System (FPS)이 대두되었다[3]. FPS 성형법은 컴퓨터로 형상을 설계하고, 성형 조건을 설정하여 로봇에

의해 자동화로 성형하는 방법으로 열경화성 및 열가소성 재료를 모두 사용 가능한 장치이며, 원가를 절감하고, 대량생산이 가능할 뿐만 아니라, 시편의 규격을 균일화 하는 장점이 있다. 특히 FPS 장비는 현재 성형공정의 가장 큰 단점인 복잡한 형상 성형의 문제점을 해결할 수 있는 방법이라 할 수 있다.

본 실험에서는 FPS 장비를 이용하여 헬리콥터 로우터 시스템의 한 부품인 Sleeve Extension의 복잡한 형상을 설계하고, 설계되어진 형상에 따라 prepreg tape로 제품을 제조하였으며, 제조된 제품의 건전성 시험을 실시하여 안전성을 평가하였다.

2. Sleeve Extension의 FPS 성형

2.1 프로그램 제작 및 Simulation

2.1.1 FPS 성형 프로그램 제작

FPS 성형을 위해서는 제품의 형상에 맞는 프

* 한국기계연구원 복합재료그룹

** 항공우주연구원 회전익기그룹

로그를 제작하여야 하는데, 표 1에서와 같이 4 단계의 프로그램이 필요하다. 먼저 Mandrel model은 성형하고자 하는 제품의 형상을 결정하고 금형의 고정 위치에 따른 FPS 장비 시작 좌표를 결정하는 단계이다. Boundary model은 제품의 적층경계를 결정하는 단계로 각 재료에 따라, 형상에 따라 적층의 시작점과 종료점을 정의한다. Ply definition의 경우 성형품의 적층각, 적층위치, 적층형태를 결정하는 단계이다. 마지막으로 Process definition은 FPS 장비의 운용에 관한 정의로 장비의 운용 속도, 헤드의 접근 시간, 길이 그리고 프리프레그 tape의 feed 길이, cutting 길이를 조절하게 된다.

제품의 형상을 결정하는 Mandrel model의 경우 CAD model이나 다른 형상 설계 프로그램을 통해 형상을 결정하여 본 FPS 성형에 맞게 재설정 가능하기 때문에 호환성이 뛰어나다 할 수 있겠다.

Table 1 FPS 구동을 위한 pattern file

프로그램	내용
Mandrel model	성형품의 형상 결정
Boundary model	성형품의 적층경계 결정
Ply definition	성형품의 적층각, 적층위치, 적층형태 결정
Process definition	FPS 장비의 운용속도 제어 및 헤드 끝 실린더의 접근 시간과 길이 결정

2.1.1 FPS 성형 Simulation

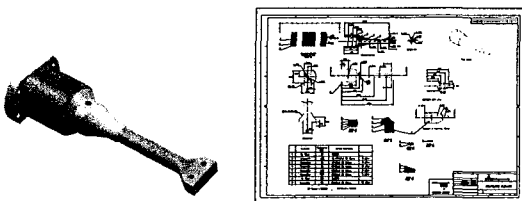


Fig. 1 Sleeve Extension의 형상 및 CAD 도면

앞서 언급한 각각의 프로그램을 통해 형성된 형상이 실제 FPS 구동에 들어가기에 앞서, 정확한 형상 설계를 확인하기 위해 Simulation이 필요하다. Mandrel file, Boundary file, Ply file등이 제대로 형성되었는지 확인하기 위해 시뮬레이션 프로그램을 통해 체크하고, 수정하게 된다.

Table 2 Sleeve Extension의 각 part 적층 pattern

Part	Material	Thickness (mm)	Detail Contents	
1	AL Alloy	1.0	AL 7075	
2	Composite	0.75	[0 _z /(±45) _z]UD Glass	6 plies
3	Composite	1.0	[(±45) _z]UD Carbon	8 plies
4	Composite	2.0	[(±45) _z]UD Carbon	16 plies
5	Composite	0.25	[(±45) _z]UD Carbon	2 plies
6	Composite	0.25	[(±45) _z]UD Carbon	2 plies
7	AL Alloy	8.17	AL 7075	
8	Composite	7.0	[(±45) _z]UD Carbon	56 plies

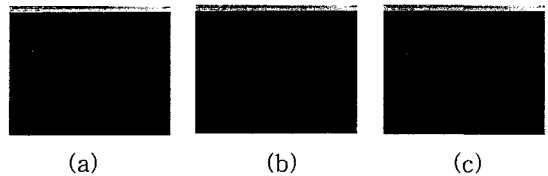


Fig. 2 시뮬레이션 프로그램을 통해 확인된 Part 2의 적층 pattern; (a) 0°, (b) +45° and (c) -45°

그림 1은 Sleeve extension의 3차원 형상과 CAD를 이용하여 설계된 단면도이며, 표 2는 각 Part의 적층 재료와 적층각을 나타낸 것이다. 그림 2는 세가지 프로그램을 통해 형성된 파일을 시뮬레이션 프로그램을 통해 확인한 결과이다.

2.2 FPS 성형

Table 3 The specifications of prepreg tape

SPEC	USN125	UGN100
Material	Caron/Epoxy UD	Glass/Epoxy UD
Fiber	MITSUBISHI TR50	PFG E-GLASS
Resin	bisphenol A Type + dicy base	bisphenol A Type + dicy base
Thickness	0.125 mm	0.100 mm

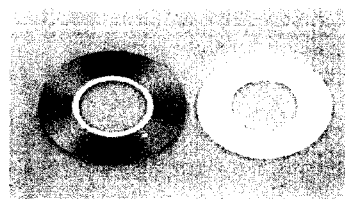


Fig. 3 Carbon/epoxy and E-glass/epoxy UD tape made by SK chemicals

본 연구에서는 재료를 FPS 장비에 적용 가능토록 하기 위해서 특별히 제작된 5 mm 너비의 Carbon/epoxy UD prepreg tape 및 E-glass/epoxy prepreg UD tape을 사용하였다. 원 재료는 (주)SK케미칼에서 공급하였으며, 표 1은 사용된 prepreg tape의 특성을 나타내었다. 그림 3은 제품의 사진을 나타낸 것이다.

FPS의 실제 구동을 위해서는 앞서 설명한 FPS 성형 프로그램을 통해, 실제 장비를 구동하기 위한 파일을 형성하고, 제작된 파일을 이용해 FPS 장비에 구축된 컴퓨터를 통해 구동하게 된다. FPS는 구동 프로그램과 성형될 환경 변수를 제어하기 위한 프로그램으로 나누는데, 실제 구동 프로그램에서는 7축의 위치 및 각각의 속도와 각 단계별로 적층 수를 확인할 수 있다. 성형 환경 변수는 가열 및 냉각 온도조절, 헤드의 압착력, 질소 가스의 배출량, 진공 등을 설정 및 조정하여 다양한 조건에서의 성형 변수를 고려한다.

Table 4 복합재료 tube를 제작하기 위한 FPS parameters

Parameters	Values
Layup Speed	40 mm/sec ~ 80 mm/sec
Compaction Pressure	4 kgf
Heat Temperature	90 °C
Nitrogen Gas	N/A

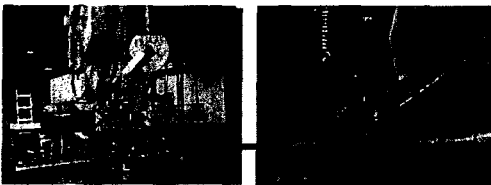


Fig. 4 FPS 장비를 이용한 Sleeve Extension의 성형

표 2는 본 연구에서 사용된 최적 processing parameter를 나타낸 것이며 그림 4는 Sleeve Extension 복합재료를 성형하기 위한 FPS 실제 장비를 나타낸 것이다.

FPS로 인해 성형된 Sleeve extension을 최적화된 경화 조건을 통해 경화를 실시하여 최종 성형품을 완성하였다. 그림 5는 성형 과정을 거쳐 형성된 Sleeve extension을 접착제를 이용하여 접착하기 전 후를 나타낸 것이다.

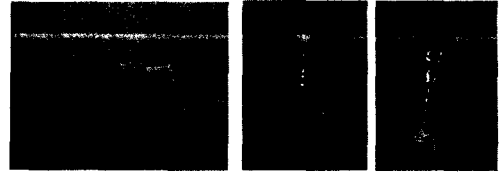


Fig. 5. 성형된 Sleeve Extension

3. Sleeve Extension의 건전성 평가

3.1 Sleeve Extension의 허용하중

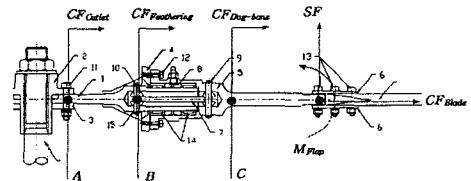


Fig. 6 로터 시스템의 하중 작용 위치 및 종류

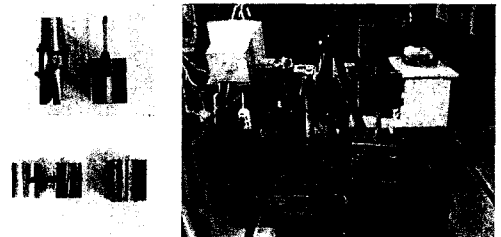


Fig. 7 하중 시험을 위한 시험 치구 및 실제 시험 공정

허브 시스템에 가해지는 하중 작용은 그림 6에서 보는 바와 같으며, 허용하중은 KARI의 회전익기그룹에서 수행한 연구를 바탕으로 하였으며, 로터 회전 성능 및 안전성을 고려하여 780 rpm 고속으로 회전할 때 받는 원심력을 기준으로 계산된 허용 하중값을 토대로 건전성 평가 시험을 실시하였다.

그림 7은 하중 시험을 실시하기 위하여 Sleeve Extension을 고정하기 위한 고정 치구와 실제 시험 장면을 나타낸 것이다. 고정 치구는 인장과 전단 힘을 모두 받을 수 있도록 설계, 제작하였으며, Sleeve Extension의 허용하중 및 최대 하중 시험은 MTS사의 만능시험기(UTM, Max Load: 10ton)를 이용하여 시험을 실시하였다.

해석을 통해 구해진 최대 원심력의 인장하중은 약 106kgf이며, 전단 하중은 약 15kgf이다. 본 실험에서는 전단 허용하중을 가한 상태에서 인장 하중 시험을 실시하였다.

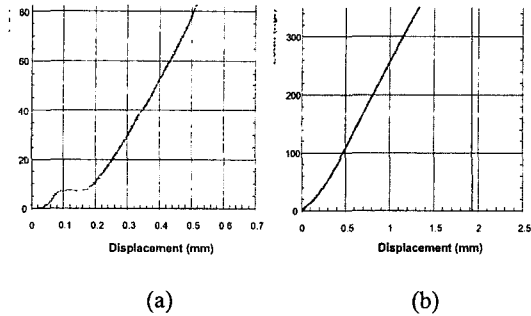


Fig. 8 허용하중 및 최대하중의 시험 결과

Sleeve Extension의 허용하중 및 최대하중을 실시한 결과를 그림 8에 나타내었는데 그림에서 보는 바와 같이 최대하중이 493 kgf로 허용하중에 비해 4.5배 이상의 높은 강도를 나타내었다. 따라서 로우터의 회전에 따른 원심력에 대해 안전하다고 할 수 있다.

4. 결론

축소형 로우터 시스템의 Sleeve Extension의 성형을 위해 성형 모델링을 구축하고 이를 바탕으로 FPS를 이용하여 제품을 성형하였다. FPS 공정에서 적층각, 위치, 형태 등을 고려하고, 장비 운용속도제어 등을 최적화 하였으며, 가열, 냉각 온도, 헤드의 압착력, 질소가스의 배출량 진공 등의 성형환경변수를 설정하여 최적화된 성형조건을 확립하였다. 성형된 Sleeve Extension의 건전성 시험을 통해 안전성을 평가하였다. 시험 결과 허용하중의 4.5배 이상의 강도를 가지므로 로우터 시스템의 회전에 의한 하중을 충분히 견딜 수 있을 것으로 판단한다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원 항공우주기술평개발 사업의 “헬리콥터용 힌지없는 허브시스템 핵심기술 선행연구”의 일환으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) A. Kelly and C. Zweben, "Comprehensive Composite Materials," Elsevier Science Ltd., Vol 2, 2000, pp. 853-872.
- (2) N. Klein, H. Nuriel and G. Marom, "The effect of transcrystalline interface on the mechanical properties of composite material", Proc. of ECCM-8, 1998.
- (3) H. C. Y. Cartledge, C. A. Baillie and Y. W. Mai, "Influence of cooling rate on morphological and mechanical properties of thermoplastic composites," Proc. of ICCM-11, 1997.
- (4) Wen-Bin Young, "Compacting pressure and cure cycle for processing of thick composite laminates", Comp. Sci. & Tech., 1995, pp. 299-306.
- (5) 김덕관, 주진, "헬리콥터용 축소 복합재료 힌지없는 허브부품 제작 및 구조시험", 추계 복합재료 학술대회논문집, 2003, 119-122.