

BMS 인증기준에 따른 구조용 CFRP 개발

강병윤* · 손창석** · 문창권*** · 남기우*** · 김윤해****

*(주)도하인더스트리 기술개발연구소

**국방기술품질원

***부경대학교 신소재공학부

****한국해양대학교 조선기자재공학부

Development of Structural CFRP according to BMS Certification Standard

Byong-Yun Kang*, Chang-Suk Son**, Chang-Kwon Moon***, Ki-Woo Nam*** and Yoon Hae Kim****

*Doha Industry Research Institute, Kimhae, Korea

**Defence Agency for Technology and Quality, Busan, Korea

***Materials Science and Engineering, Pukyong National University, Busan, Korea

****Marine Equipment Engineering, Korea Maritime University, Busan, Korea

KEY WORDS: Boeing material specification 보잉 재료 규격, Tension 인장, Compression 압축, Cold temperature dry 저온건조, Room temperature dry 상온건조, Elevated temperature dry 고온건조, Elevated temperature wet 고온습기

ABSTRACT: In order to export aircraft components or substructures, it is necessary to get a certification from the main company for the components or an airworthiness certification from the FAA. In Korea, those processes are performed by a small number of private companies for aircraft components. However, airworthiness certification has never been done in the company. To export an assembled aircraft, whether small or large, it is obligatory to get a certification for the aircraft being exported. Currently, the Korean government is trying to get BASA agreement in a few years. For a mid-size company, it is easier to get the NADCAP audit process for the supply of aircraft components to the main company. In this paper, the overall process of aircraft certification is discussed and airworthiness certification is treated for export aircraft. Moreover, the NADCAP audit process is described in detail by introducing example parts made of composite material. This detailed process would be very helpful to a small or mid-size company that wants to develop and deliver aircraft components to foreign companies.

1. 서 론

복합재료는 재료의 효율적인 조합에 의하여 높은 무게비 강도 및 강성도, 우수한 내식성 등의 여러 성질 때문에 해양구조물(김윤해와 배창원, 1999), 항공우주 부품(김태욱과 홍성혁, 1999) 및 일반산업(한복규 등, 2006) 부품으로 사용범위가 매우 넓다. 최근 해양구조물은 선박, 해양플랜트, 소형어선, 요트 등 다양한 방면에서 복합재료의 사용이 증가하고 있다(한복규 등, 2006). 또한 레저용 소형선박(김윤해 등, 2002), 항공기(최홍섭, 1996) 및 우주비행체 부품의 경우는 구조물의 중량감소, 피로하중에 대한 내구성(김윤해 등, 1998, 김태수 등, 2004), 충격 특성(안석환 등, 2005) 및 고속에 대한 내열성 등의 이유로 복합재료 구성품의 응용범위가 넓어지고 있다. 특히 미국은 전투기 기체 중량의 40%까지 복합재료를 사용하는 계획이 추진되고 있다. 특히 미국 보잉사의 최신 비행기의 경우는 동체, 주날개, 꼬리날개 주구조물로서 복합재료를 사용하기로 결정하였다. 그러나 현재 항공용 복합재료 제조기술은 몇몇 선진국에 한해 개발된 상태이며, 이의 제조 및 응용기술은 각 나라마다 국가적인 차원

에서 보호하는 실정이므로, 복합재료는 일부 업체들에 의하여 독점 생산 및 고가로 판매되는 재료들이다.

이에 국내 복합소재 업체의 경우 국산화 개발을 통하여 몇몇 성공사례들을 보고하였으나, 고강도 소재로 인정받지 못하였다. 그 이유는 항공산업 특유의 감항기준을 충족하지 못하기 때문이다.

따라서 본 논문에서는 고강도를 요구하는 항공 감항 기준의 인증기준에 따라 항공기의 구조재로 사용되는 450K 경화형 탄소 수지 침투 가공재(Prepreg) 복합재료의 개발을 위하여 실험을 수행하고, 그 결과를 보고한다. 이러한 고강도 복합재료는 안정성이 요구되는 레저용 고속선 등 해양구조물에 적용할 수 있을 것이다.

2. 재료 및 시험편

본 연구에 사용한 재료는 일본 토레이의 T700SC-12000-50C이다. 평직직물과 테이프 적층재는 각각의 수지 침투 가공재를 적층하여 450K 오토클레이브에서 성형하여 실험에 사용하였다. 오토클레이브는 내경 1m×2m 크기로 최고온도 673K와 28MPa의 압력을 가할 수 있다. 실험에 사용한 기지재는 인장, 압축,

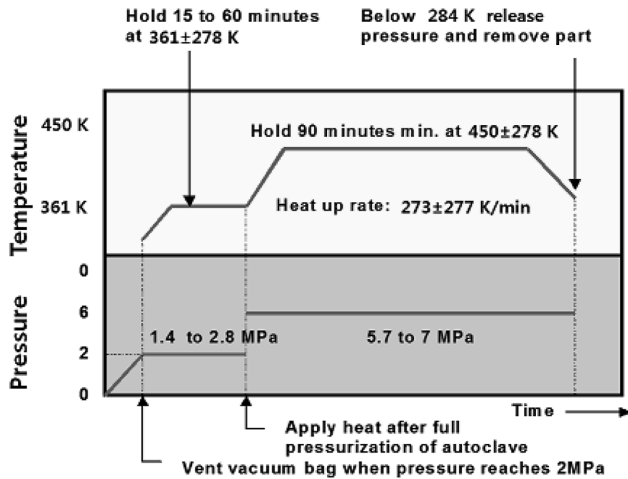


Fig. 1 Autoclave cure cycle for laminate panels

전단, 층간전단, 오픈 홀 인장, 오픈 홀 압축, 볼트 베어링 및 충격 후 압축실험을 실시하였다. 시편제작을 위한 적층재의 성형은 보잉소재규격 BMS8-276G(Boeing Material Specification, 2002)에 규정된 경화조건(Fig. 1)을 이용하여 오토클레이브에서 성형하였다. Table 1은 각 시험편의 치수를 나타내며, 대표적으로 인장 및 압축시험편의 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 평직직물과 테이프 적층재 시험편 종류와 수량은 Table 2에 나타내었다.

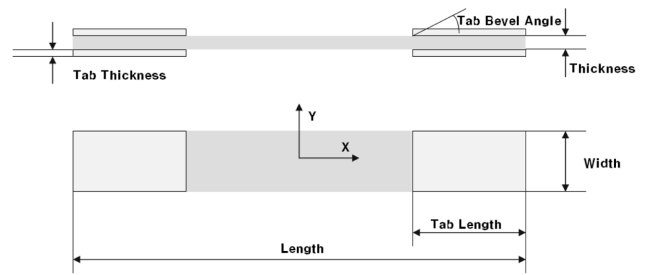


Fig. 2 Schematic of tension and compression specimen

여기서 CTD, RTD, ETD 및 ETW는 시험조건에 대한 약어로 각각 저온 건조조건(Cold temperature dry condition), 상온 건조조건(Room temperature dry condition), 고온건조조건(Elevated temperature dry condition) 및 고온습기조건(Elevated temperature wet condition)을 나타낸다.

3. 실험 방법

본 실험은 보잉사에 납품할 수 있는 수준의 수지 침투 가공재를 목표로 하고 있기 때문에 BMS(Boeing Material Specification) 기준에 따라서, 저온조건은 -297K, 상온조건은 297K, 고온조건은 405K에서 실험을 수행하였다. 그리고 일반적으로 복합재료 핸드북(MIL-HDBK-17, 2002)에서 추천하는 항공기용 설계

Table 1 Dimensions and ply number of each test specimen

Fiber orientation	Width (mm)	Length (mm)	Thickness (mm)	Tab length (mm)	Ply No.
0° Tension	15	250	1	26	8
90° Tension	25	175	2	25	16
0° Compression	10	140~155	2	65	16
90° Compression	25	140~155	3	65	25
In-plane shear	20	76	3	-	24
Open hole tension	12	40	4	hole ϕ 6.35	24
Open hole compression	38	304.8	3	"	24
Bolt bearing	38	140	3	"	24
Compression after tension	100	150	3	-	24

Table 2 Specimens for each test

Experiment type	Specimen number/environment condition				Total (piece)
	CTD	RTD	ETD	ETW	
0° tension	6	18	6	18	48
90° tension	6	18	6	18	48
0° compression	6	18	6	18	48
90° compression	6	18	6	18	48
In-plane shear	6	18	6	18	48
Open hole tensile, modulus, strain (Quasi-isotropic)	-	6	-	6	12
Open hole compression, modulus, strain (Quasi-isotropic)	-	6	-	6	12
Bolt bearing strength (Quasi-isotropic)	-	6	-	6	12
Compression after tension (Quasi-isotropic)	-	6	-	6	12

수명 상대습도는 85%이다. 고온 흡습 시험시 사용할 시편의 흡습처리는 표준시편을 이용하여 353K, 85% 환경실에서 1.5%의 흡습률을 나타내는 시간까지 처리하였다.

기계적 물성시험의 규격은 적층재 특성시험 방법의 ASTM 규격에 의하여 수행하였으며, 얻어진 기계적물성은 Table 3에 따라서 BMS 기준(Boeing Material Specification, 2004)의 만족도를 평가하였다. 그러나 충격 후 압축 시험은 ASTM에 규정이 없기 때문에 DIN규격(DIN 65375, 1989)에 의하여 수행하였다. 실험은 인장실험은 ASTM D3039, 압축실험은 ASTM D3410, 면내전단 실험은 ASTM D5379, 층간 전단 실험은 ASTM D2344에 의하여 실시하였다. 실험속도는 인장 2mm/min, 압축 1.3mm/min, 면내전단 2mm/min, 층간전단 1mm/min로 각각 실시하였다. 강도는 인장 $\sigma=P_{max}/A$, 압축 $\sigma_c=P_{max}/A$, 면내전단 $\tau=P_{max}/A$, 층간전단 $\tau_s=0.75 \times P_{max}/A$ 에 의하여 각각 평가하였다. 여기서 P_{max} : 응력-변형률 곡선에서 얻은 최대하중이고, A 는 시험편의 초기단면적이다. 인장과 압축강성은 $E^{chord}=(\Delta P/\epsilon_{ave})/A$ 에 의하여 평가하였다. 여기서 $\Delta P/\epsilon_{ave}$ 는 응력-변형률 곡선에서 1000 $\mu\epsilon$ ~3000 $\mu\epsilon$ 범위(인장), 1500 $\mu\epsilon$ ~2500 $\mu\epsilon$ 범위(압축)의 하중과 변형률의 기울기이며, $\epsilon_{ave}=(\epsilon_1+\epsilon_2)/2$ 이다.

4. 실험 결과 및 고찰

4.1 평직직물 적층재

상온 건조 실험에 대한 5가지 실험 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 상온 건조는 규격이 요구하는 90° 방향의 인장강도는 620MPa이며, 실험값은 약 2% 높은 값을 보였다. 압축강도는 기준에 대하여 2~3% 높은 값을 나타내었으며, 면전단강도 및 층간전단강도는 11~13% 향상된 값을 나타내었다. 이 결과는 Table 3의 BMS 기준을 모두 만족하고 있으며, BMS 기준보다 향상된 물성을 나타내었다. 지면관계상 각각의 탄성률 그림은 생략한다. 인장탄성률은 약 18%, 압축탄성률은 약 17%, 면전단 탄성률은 약 13% 향상된 값을 보였다. 상온 건조 조건의 시험 결과는 재료규격의 요구기준에 비하여 강도 및 탄성률이 높은

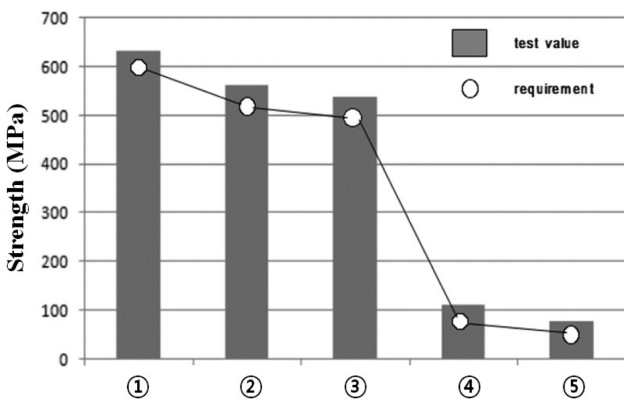


Fig. 3 Strength of each test under room temperature dry: ① Tension of fabric 90°, ② Compression of fabric 0°, ③ Compression of fabric 90°, ④ In-plane shear of fabric, ⑤ Interlaminar shear of fabric

Table 3 Laminate mechanical properties

	Test condition	Min.avg or range	Min.ind or range
Tension			
Ultimate strength MPa	RT	620.5	586.0
Open hole tension			
Ultimate strength, MPa	RT	227.5	206.8
	-297K	206.8	193.0
Open hole compression			
Ultimate strength, MPa	RT	255.1	241.3
(Dry)	355K	220.6	206.8
(Wet)	355K	193.0	186.1
Compression			
Ultimate strength, MPa	RT	551.5	503.3
(Dry)	355K	517.1	482.6
(Wet)	355K	337.8	303.3
Compression after impact			
Ultimate strength, MPa			
135in-ib impact level	RT	296.4	282.6
270in-ib impact level	RT	234.4	220.6
360in-ib impact level	RT	193.0	172.3
450in-ib impact level	RT	172.3	158.5
545in-ib impact level	RT	159.5	144.7
Compression interlaminar shear			
Ultimate strength, MPa	RT	53.0	49.6
(Dry)	355K	51.0	48.2
(Wet)	355K	39.3	36.5
Interlaminar fracture toughness			
GIc(DCB), in-lb/in2	RT	4.50	3.00
GIc(ENF), in-lb/in2	RT	8.0	5.0

값을 나타내었다. 압축강도 및 탄성률은 섬유방향에 관계없이 거의 일정한 값을 나타내었다.

항공재료에서 저온 기준은 성층권의 온도인 -328K을 기준으로 설정하는 경우가 대부분이다. 그러나 본 연구에서는 저온 건조 실험(CTD)의 저온조건을 -333K로 설정하였다. 저온은 액체 질소를 사용하였으며, 저온실에서 시험장착 후 30분간 유지한 후 측정하였다. 실험에서 얻어진 결과를 Fig. 4에 나타내었다. 규격이 요구하는 저온 건조의 90° 방향 인장강도는 497MPa이며, 실험값은 약 4~5% 높은 값을 보였다. 압축강도는 기준에 대하여 11~13% 높은 값을 나타내었으며, 면내 전단 강도는 약 7% 향상된 값을 나타내었다. 저온 건조 실험(CTD)에서 얻어진 인장탄성률은 약 18%, 압축탄성률은 약 17%, 면 전단 탄성률은 약 13% 향상된 값을 보였다.

고온실을 이용한 고온 건조 실험(ETD)의 고온조건은 405K이며, 시편 장착 후 30분간 유지하여 시험하였다. 얻어진 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 고온 건조는 규격이 요구하는 90° 방향의

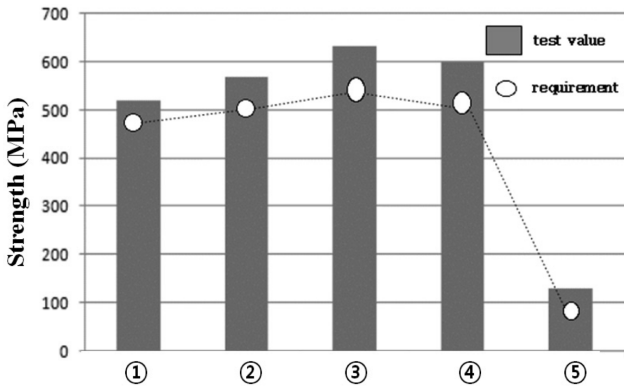


Fig. 4 Strength of each test under cold temperature dry: ① Tension of fabric 0°, ② Compression of fabric 90°, ③ Compression of fabric 0°, ④ Compression of fabric 90°, ⑤ Interlaminar shear of fabric

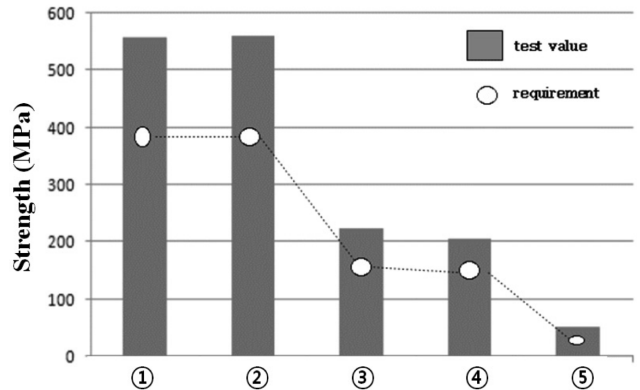


Fig. 6 Strength of each test under elevated temperature wet: ① Tension of fabric 0°, ② Tension of fabric 90°, ③ Compression of fabric 0°, ④ Compression of fabric 90°, ⑤ In-plane shear of fabric

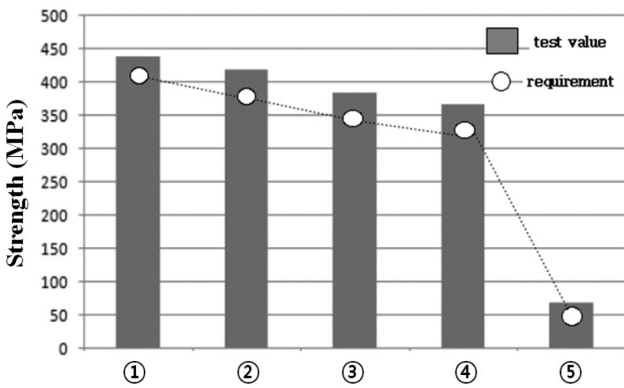


Fig. 5 Strength of each test under elevated temperature dry: ① Tension of fabric 0°, ② Tension of fabric 90°, ③ Compression of fabric 0°, ④ Compression of fabric 90°, ⑤ In-plane shear of fabric

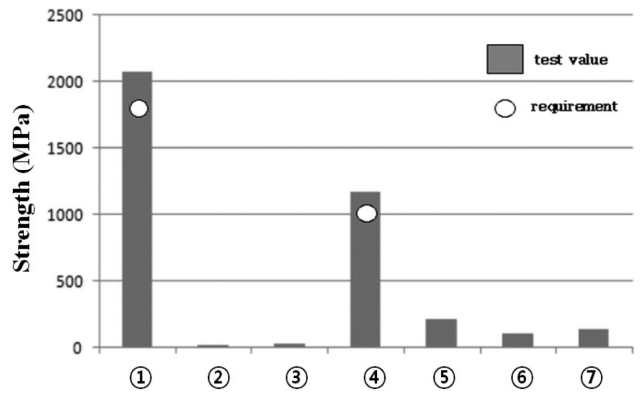


Fig. 7 Strength of each test under room temperature dry: ① Tension of Tape 0°, ② Tension ① of Tape 90°, ③ Tension ② of Tape 90°, ④ Compression of Tape 0°, ⑤ Compression of Tape 90°, ⑥ In-plane shear of Tape, ⑦ Interlaminar shear of Tape

인장강도는 420MPa이며, 시험값은 약 4~5% 높은 값을 보였다. 압축강도 값은 요구수준보다 7~9% 높은 값을 나타내었으며, 면내전단강도 역시 약 6% 향상된 값을 나타내었다. 고온 건조 실험(ETD)의 인장탄성률은 약 14%, 압축탄성률은 약 15%, 면내전단 탄성률은 약 9% 향상된 값을 보였다.

고온 흡습 실험(ETW)은 405K에서 실험을 수행하였다. 실험에서 얻어진 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 고온 흡수는 규격이 요구하는 90° 방향의 인장강도는 562MPa이며, 시험값은 약 40% 향상되었다. 압축강도는 요구수준보다 7~9% 높게 나타났으며, 면내전단강도 역시 약 6% 향상되었다. 흡습조건에서 요구수준보다 매우 높은 시험값을 나타내었는데, 이것은 내흡습 물성이 향상되었음을 의미한다. 고온 흡습 실험(ETW)의 인장탄성률은 약 12%, 압축탄성률은 약 14%, 면내전단 탄성률은 약 5% 향상된 값을 보였다. 인장탄성률은 흡습조건하에서 많은 변화를 보이지 않았다. 인장탄성률은 일장거리(Strain)로 늘어나기 위해서 필요한 응력(Stress)으로 볼 수 있으며, 섬유강화복합재료에서는 보강재의 영향이 절대적이라 할 수 있다. 보강재 자체는 수분으로 인한 영향이 미비함을 가정할 때, 인장탄성률에 대하여 흡수

가 큰 영향을 주는 요인은 아니라고 할 수 있다.

4.2 테이프 적층재

상온 건조 실험(RTD)에 대한 인장실험 결과를 Fig. 7에 나타낸다. 상온 건조는 규격이 요구하는 0° 방향의 인장강도 값은 1,880MPa이며, 시험값은 약 10% 높은 값을 보였다. 일방향성 테이프 수지 칩투 가공재의 경우 90° 방향 강도에 대한 요구수준이 없다. 이것은 보강재 섬유 연결이 없는 상태가 되어 인장 및 압축에 취약한 구조가 되므로 강도에 대한 의미가 없을 것으로 사료된다. 0° 방향의 압축강도 값은 요구수준에 대하여 약 5% 높은 값을 나타내었으며, 면내전단강도 및 층간전단강도 역시 약 2% 향상된 값을 나타내었다. 상온 건조 실험(RTD)에 대한 0° 방향의 인장탄성률 및 압축탄성률은 약 10% 높은 값을 나타내었다. 90° 방향으로 탄성률에 대한 요구수준은 없다.

저온 건조 실험(CRT)의 저온조건은 -297K로 설정하였다. 저온은 액체질소를 사용하였으며, 저온실에서 시편장착 후 30분간 유지한 후 측정하였다. 저온건조시험의 결과를 Fig. 8에 나타

낸다. 시험결과는 BMS 기준을 모두 만족하고 있으며, 보다 향상된 물성을 나타내었다. 저온 건조는 규격이 요구하는 0° 방향의 인장강도는 1,800MPa이며, 시험값은 약 20% 높은 값을 보였다. 이것으로부터 개발품의 저온특성이 향상되었음을 알 수 있으며, 앞에서 설명한 것과 같이 90° 방향의 강도값에 대한 요구수준은 없다. 0° 방향의 압축강도는 요구수준에 대하여 약 15% 높은 값을 나타내었으며, 면내전단강도 및 층간전단강도 역시 약 2% 향상된 값을 나타내었다. 저온 건조 실험(CRT)의 0° 방향의 인장탄성률 및 압축탄성률은 약 12% 높은 값을 나타내었다. 90° 방향으로 탄성률에 대한 요구수준은 없다.

고온 건조 실험(ETD)은 405K에서 실시하였으며, 고온실에서 시편 장착 후 30분간 유지하여 시험하였다. Fig. 9에 고온건조시험 결과를 나타낸다. 고온시험은 규격이 요구하는 0° 방향의 인장강도는 2,010MPa이며, 시험값은 약 10% 높은 값을 보였다. 0° 방향의 압축강도는 요구수준에 대하여 약 7% 높은 값을 나타내었으며, 면내전단강도 및 층간전단강도 역시 약 2% 향상된 값을 나타내었다. 고온 건조 실험(ETD)의 0° 방향의 인장탄성률 및 압축탄성률은 약 9% 높은 값을 나타내었다. 90° 방향으로

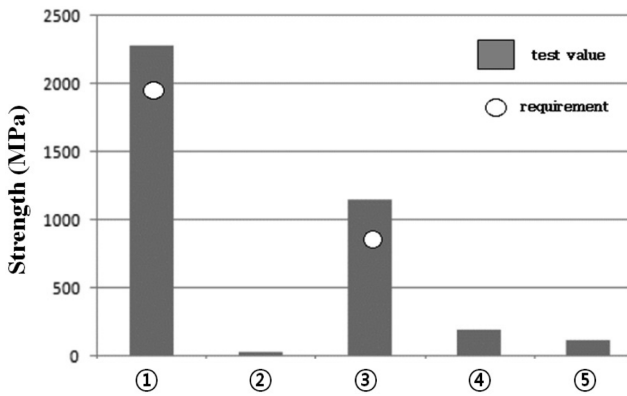


Fig. 8 Strength of each test under cold room temperature: ① Tension of Tape 0°, ② Tension of Tape 90°, ③ Compression of Tape 0°, ④ Compression of Tape 90°, ⑤ In-plane shear of Tape

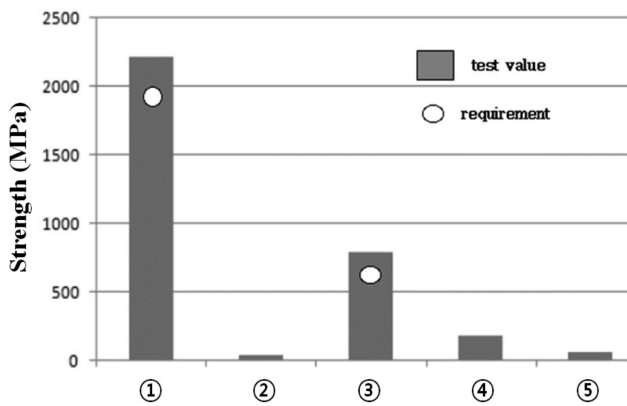


Fig. 9 Strength of each test under elevated temperature dry: ① Tension of Tape 0°, ② Tension of Tape 90°, ③ Compression of Tape 0°, ④ Compression of Tape 90°, ⑤ In-plane shear of Tape

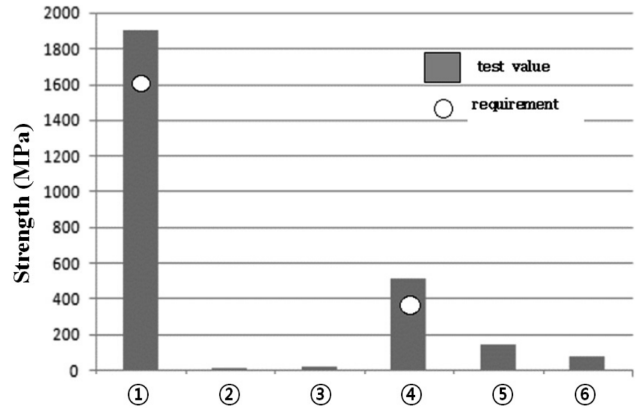


Fig. 10 Strength of each test under elevated temperature wet: ① Tension of Tape 0°, ② Tension ① of Tape 90°, ③ Tension ② of Tape 90°, ④ Compression of Tape 0°, ⑤ Compression of Tape 90°, ⑥ In-plane shear of Tape

탄성률에 대한 요구수준은 없다.

고온 흡습 실험(ETW)은 405K에서 실험을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 10에 나타낸다. 고온 흡습은 규격이 요구하는 90° 방향의 인장강도는 1,600MPa이며, 시험값은 약 20% 매우 향상된 값을 보였다. 압축강도는 요구수준에 대하여 약 5% 높은 값을 나타내었으며, 면전단강도 역시 약 6% 향상된 값을 나타내었다. 압축강도의 증가가 인장강도의 증가량에 비해 상대적으로 낮은 값을 보였다. 이것은 흡습이 보강재 섬유에 비해 수지에 미치는 영향이 크고, 압축강도 역시 수지의 강성에 영향이 큰 결과라 할 수 있다. 고온 흡습 실험(ETW)의 인장탄성률은 약 12%, 압축탄성률은 약 14%, 면내 전단 탄성률은 약 5% 향상된 값을 보였다. 인장탄성률은 흡습조건하에서 많은 변화를 보이지 않음을 알 수 있다. 이는 보강재를 평직직물로 사용한 적층재의 흡습 후 인장탄성률의 경우와 같다. 보강재 자체는 수분으로 인한 영향이 미비함을 가정할 때 인장탄성률에 대해서는 흡수가 큰 영향을 주는 요인은 아니라고 할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 복합재료에 관한 인증체계를 위하여 항공선진국의 인증 규정에 적합한 재료를 개발하여, 재료특성을 평가한 결과 각각 다음과 같이 BMS 요구 기준을 만족하였다.

(1) 평직직물; ① 상온 건조 조건에서 인장강도는 약 2%, 압축강도는 2~3%, 면전단강도 및 층간전단강도는 11~13% 증가된 값을 얻었다. ② 저온 건조 조건하에서 인장강도는 약 4~5%, 압축강도는 11~13%, 면내 전단 강도는 약 7% 증가된 값을 얻었다. ③ 고온 건조 조건하에서 인장강도는 약 4~5%, 압축강도는 7~9%, 면내전단강도는 약 6% 증가된 값을 얻었다. ④ 고온 흡습 조건하에서 인장강도는 약 40%, 압축강도는 7~9%, 면내전단강도는 약 6% 증가된 값을 얻었다.

(2) 테이프 적층재; ① 상온 건조 조건에서 인장강도는 약 10%, 압축강도는 약 5%, 면내전단강도 및 층간전단강도는 약 2% 증가된 값을 얻었다. ② 저온 건조 조건에서 인장강도는 약

20%, 압축강도는 약 15%, 면내전단강도 및 층간전단강도는 약 2% 증가된 값을 얻었다. ③ 고온 건조 조건에서 인장강도는 약 10%, 압축강도는 약 7%, 면내전단강도 및 층간전단강도는 약 2% 증가된 값을 얻었다. ④ 고온 흡습 조건에서 인장강도는 약 20%, 압축강도는 약 5%, 면전단강도는 약 6% 증가된 값을 얻었다.

(3) 항공용 복합재 부품 개발 및 생산을 위하여 필수적인 BMS 인정 기준을 만족하는 고온 경화형 수지 침투 가공재를 개발하였다. 그리고 항공용에 사용할 수 있는 고강도의 재료는 안전성 및 신뢰성을 확보하였으므로, 해양구조물에 적용하면 현재보다도 나은 안전성이 확보되리라 판단한다.

참 고 문 헌

- 김윤해, 배창원 (1999). "복합재료를 이용한 조선기자재의 개발", 기계저널, 제39권, 제2호, pp 54-59.
- 김윤해, 왕지석, 배창원 (1998). "선박용 프로펠러축 방식처리용 복합재료의 제조와 그 정적 및 피로특성 평가에 관한 연구", 한국해양공학회지, 제12권, 제1호, pp 23-31.
- 김윤해, 임철문, 배창원, 왕지석 (2002). "소형 선박용 복합재료 축 설계를 위한 응력해석에 관한 연구", 대한기계학회논문집 A권, 제26권, 제2호, pp 308-313.
- 김태수, 송삼홍, 김철웅 (2004). "항공기용 하이브리드 복합재료의 섬유배향각에 따른 피로균열전파와 층간분리 거동", 한국정밀공학회 2004년도 춘계학술대회 논문집, pp 76-76.
- 김태욱, 홍성혁 (1999). "항공기용 복합재료", 기계저널, 제39권, 제2호, pp 37-42.
- 안석환, 김진욱, 도재운, 김현수, 남기우 (2005). "저속충격에 의한 복합재료 적층판의 손상", 한국해양공학회지, 제19권, 제1호, pp 39-43.
- 최홍섭 (1996). "항공기용 복합재료의 이해와 응용", 전산구조공학, 제9권, 제 4호, pp 15-26.
- 한복규, 홍건호, 김기수 (2006). "섬유복합재료(FRP)의 건설 적용 사례 연구(교량편)", 한국복합재료학회지, Vol 19, No 2, pp 35-41.
- Boeing Material Specification (2002). Advanced Composites-350F Cure Toughened - Epoxy Preimpregnated Carbon Fiber Tapes and Fabrics, BMS 8-276G.
- Boeing Material Specification (2004). Carbon Fiber Reinforcements, Yarn and Fabric, BMS 9-8J.
- DIN 65375 (1989). Aerospace; Fiber Reinforced Plastics; Testing of Unidirectional Laminates; Compression Test Transverse to Fiber Direction.
- Handbook for Composite Materials (MIL-HDBK-17) (2002). The Composite Materials, vol 1, Guidelines for Characterization of Structural Materials.

2009년 1월 5일 원고 접수

2009년 3월 30일 최종 수정본 채택