

국산 복합재료 프리프레그 통계적 특성

김진원^{1,†} · 이호성²

¹한국항공우주연구원 항공우주응용재료팀

²한국항공우주연구원 발사체구조팀

Statistical Characteristics of Domestic Composite Material Prepregs

Jinwon Kim^{1,†}, Hosung Lee²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Korea Aerospace Research Institute

Abstract : This study shows the statistical properties of the domestic composite material prepregs test result. During the last three years(2012.5~2015.6) the prepreg specimen tests have been performed by referring to NCAMP developed test procedure which was approved by FAA. The database of (1) Carbon Tape, (2) Glass Fabric, and (3) Carbon Fabric composite material prepregs' characteristics have been established for certified aircraft structures. This qualified materials can be used for aircraft structural design through proper material equivalency procedures.

Key Words : Composite, Statistical, Prepreg, Domestic, Korean, Material, Characteristics, Database

1. 서 론

최근 항공기 구조물 재료에 본격적으로 적용되는 있는 탄소섬유 복합재료는 금속과 대비하여 비강도가 우수하여 2020년까지 그 사용량이 꾸준히 증가할 것으로 예측된다[Fig. 1]. 탄소섬유는 2015년 대비 2020년까지 약 50%의 증가를 예상하고 있으며, 레저용, 자동차용, 건축용으로 활용이 꾸준히 늘어나고 있어 전망도 밝은 편이다.

국내는 항공용으로 복합재료 수요가 산업적으로 크지 않아서 소재인증에 관심이 적었으나, 최근 국토부 지원으로 항공용 프리프레그의 특성을 평가하고 그의 물성치를 데이터베이스화하는 사업을 2012.5 ~

2015.6에 걸쳐 기계적 물성시험, 경화된 프리프레그의 물리적 시험, 미경화 프리프레그의 화학적 시험, 환경 시험 등을 수행하였다.

본 사업을 위하여 참여한 업체는 한국화이바와 티비카본이며 세가지 재료, (1) 탄소섬유 테이프 (2) 유리섬유 직물 (3) 탄소섬유 직물, 를 대상으로 하였다.

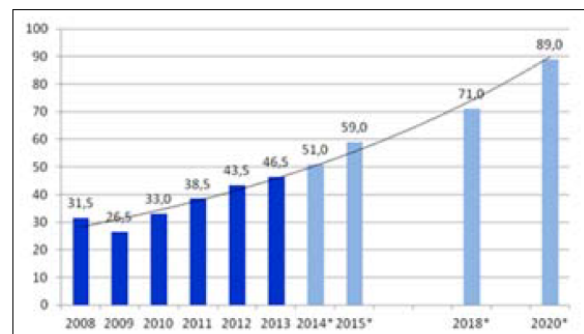


Fig. 1. 전세계 탄소섬유 소요량 예측 (단위:톤), 2008~2020, [1]

Received: Oct. 16, 2015 Revised: Dec. 10, 2015 Accepted: Dec. 17, 2015

† Corresponding Author

Tel: +82-042-860-2024, E-mail: jintting@kari.re.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

Fig. 2와 3은 전세계 생산량의 절반이상을 미국과 일본이 점유하고 있음을 보여주고 있으며, 일본의 업체(Toray, Zoltek, Toho, MRC)가 시장의 상당부분을 점유하고 있다.

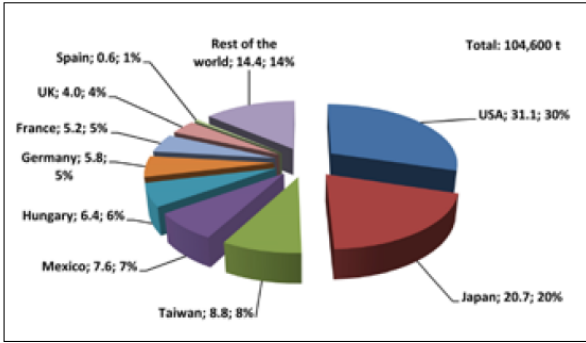


Fig. 2. 전세계 탄소섬유 국가별 생산 능력 (단위 : 천톤), [1]

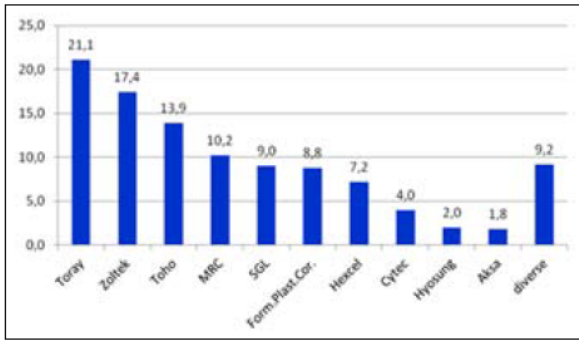


Fig. 3. 전세계 탄소섬유 업체별 생산능력 (단위 : 천톤), [1]

2. 본 론

미국은 복합재료 관련하여 기존의 군사규격인 MIL-17에서 최근 민군산업체가 CMH-17(Composite Material Handbook-17, [2])으로 규격을 통합하여 운영하고 있다. CMH-17은 복합재료 관련 여러 분야 별 위원회가 정기적으로 모여서 다음 분야의 규격의 신설 및 개정을 위한 회의를 진행해오고 있다.

- 복합재료의 박리 및 접착면 분리
- 손상허용 분야
- 복합재료 재료 공정

- 샌드위치 분야
- 복합재료 데이터 통계처리
- 복합재료 유지 보수 분야
- 시험 분야
- 내충돌성(crashworthiness)
- 감항성(airworthiness) 등

CMH-17 정기 회의체에는 SAE(Society of Automotive Engineers), ASM(American Society for Materials), FAA, 전세계 항공기 제작사 전문가 등이 참석하여 복합재료 관련하여 규격을 제정하는 회의를 해오고 있다.

FAA는 CMH-17 규격을 기본으로 하여 복합재료의 인증업무를 추진하기 위하여 2005년 NCAMP(National Center for Advanced Materials Performance)를 지정하여 향후 복합소재 인증에 관련된 역할을 수행하는 중심기관으로 육성하고 있다.

즉, NCAMP는 민간 및 군용항공기의 복합재료의 특성평가를 전문으로 수행하는 기관으로 설립되었으며, 재료공정과 재료물성치를 포함하는 데이터베이스 공유를 통하여 시편시험을 최소화할 수 있게 하였다.

항공우주연구원에서는 국내에서 최초로 NCAMP의 절차와 AGATE(Advanced General Aviation Transport Experiments) 자료를 참고하여 국토부의 지원과제로, 2012년 5월 이후 3년간 3종의 국산 복합소재의 특성시험을 수행하고, 복합재료의 인증시스템을 구축하였다.

3. 시험 결과

3.1 기계적 물성치 측정 시험 결과

Table 1은 본 연구에서 수행된 복합재료의 종류를 나타낸다.

Table 1 복합재료 종류, 3종

No	프리프레그 이름	프리프레그 설명
1	CP150NS/K.015 일방향 프리프레그 (이하 카본 테이프)	수지 재료 코드 : K.015, 원사 : T700 12K (日産) 섬유면적 중량 : 150 gsm, 수지재료 함유량: 35% 프리프레그 제조사 : 티비카본
2	HFG HG181 유리섬유 직물 프리프레그 (이하 유리섬유 직물)	수지 재료 코드 : AR1222, 원사 : DE75 1/0 (國産) 섬유면적 중량 : 299 gsm, 수지재료 함유량: 38% 프리프레그 제조사 : 한국화이버
3	HFG SCF193 카본섬유 직물 프리프레그 (이하 탄소섬유 직물)	수지 재료 코드 : K.015, 원사 : T700SC-12K-50C (日産) 섬유 면적 중량: 193gsm, 수지재료 함유량: 41% 프리프레그 제조사 : 한국화이버

위 카본테이프의 기계적 물성시험을 위한 시험의 매트릭스는 Table 2와 같으며, 5개의 시편 뱃치와 2개의 경화 사이클을 적용하였으며, 한 뱃치에서는 3개의 시편을 제작하여 시험을 수행하였다.

Table 2 기계적 물성시험 매트릭스

적층 패턴	시험 종류	시험방법	뱃치 개수 × 패널 개수 × 시험 시편 개수			
			시험 온도/습도 조건			
			CTD	RTD	ETD	ETW
[0] ₈	경사 인장 탄성률, 강도, 푸아송 비	ASTM D3039	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[90] ₁₈	위사 인장 탄성률, 강도	ASTM D3039	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[0] ₈	경사 압축 강도	SACMA SRM 1R-94	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[0] ₈	경사압축 탄성률	SACMA SRM 1R-94	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[90] ₈	위사 압축강도	SACMA SRM 1R-94	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[90] ₈	위사 압축 탄성률	SACMA SRM 1R-94	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[+45/-45] ₁₅	면내 전단 탄성률 및 강도	ASTM D3518	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3
[0] ₁₈	Short beam shear	ASTM D2344	5×2×3	5×2×3	5×2×3	5×2×3

Table 3~5는 본 연구에서 수행된 복합재료의 재료 물성치 결과를 나타내며, Table에서 사용되는 첨자는 다음과 같다.

- CTD : Cold Temperature Dry 조건
- RTD : Room Temperature Dry 조건
- ETD : Elevated Temperature Dry 조건
- ETW : Elevated Temperature Wet 조건
- t : tension, 인장, c : compression, 압축, u : ultimate, 극한, E & G : 탄성계수
- WT : Warp tension, WC : Warp Compression, FT : Fill Tension, FC : Fill Compression, IPS : In-Plane

Shear

- SBS : Short Beam Shear 강도

항공기 설계에 사용되는 구조강도는 설계시 B-Basis 강도를 대부분 기본으로 하며 이것은 “90%의 확률과 95% 신뢰도를 갖는 재료의 강도”를 뜻한다. 또한, Modified C.V. 는 수정 변동계수를 나타내며 이것은 뱃치간 물성치의 변화가 별로 없을 경우를 대비하여 강제적으로 CMH-17에서 설정한 방식으로 변동계수를 수정하여 B-Basis 값을 구하기 위함이다.

Table 3 카본 테이프, B-Basis 재료물성치 통계값[3]

Prepreg Material (테이카본 CP150NS/K015 Unidirectional)		(테이카본 CP150NS/K015 Unidirectional Tape Lamina Properties Summary)		
Fiber :	T700 12K	Resin :	K.015	
Tg(dry) :	153.45 °C	Tg(wet) :	114.86 °C	
Processing :	공정규격서(TCPS-RD-005)	Tg METHOD :	DMA (SRM 18R)	
Date of fiber manufacture :	2013/01	Date of testing :	2014/01/23-2015/01/24	
Date of resin manufacture :	2013/03/19	Date of data submittal :	2015/5/30	
Date of prepreg manufacture :	2013/03/22	Date of analysis :	2014/03/30-2015/05/30	
Date of composite manufacture :	2013/05/27-2014/04/17			
Lamina mechanical property B-basis Summary for HFG HG181/AR1222 Glass Fabric.				
Data reported: As measured followed by normalized values in parentheses, normalizing CPT=0.253mm				
	CTD	RTD	ETD	ETW
F ₁ ^{tu} (MPa)	2310.3 (2395.2)	1947.9 (1976.9)	2204.6 (2289.7)	2187.9 (2291.9)
E ₁ ^t (GPa)	132.4 (137.3)	123.5 (127.8)	123.8 (128.3)	126.1 (129.9)
ν ₁₂ ^t	0.34	0.32	0.33	0.33
F ₂ ^{tu} (MPa)	41.9	39.5	37.9	24.0
E ₂ ^t (GPa)	9.5	8.2	6.7	6.1
F ₁ ^{cu} (MPa)	1364.8 (1377.1)	1122.4 (1211.6)	885.3 (817.4)	962.0 (1005.5)
E ₁ ^c (GPa)	114.6 (118.1)	116.1 (119.8)	115.9 (119.3)	119.3 (123.0)
F ₂ ^{cu} (MPa)	247.2	183.2	161.4	142.8
E ₂ ^c (GPa)	9.5	10.8	8.3	9.5
F ₁₂ ^{uStrain} (MPa)	-	57.3	35.3	25.5
F ₁₂ ^{0.2%} (MPa)	59.2	42.5	25.5	19.9
G ₁₂ (GPa)	4.5	3.9	2.6	2.2
SBS (GPa)	108.5	83.9	50.5	39.3

()안은 Normalized된 값임

Table 4 유리섬유 직물, B-Basis 재료물성치 통계값[3]

Prepreg Material HFG HG181/AR1222		HFG HG181/AR1222 Glass Fabric Lamina Properties Summary		
Fiber :	DE75 1/0	Resin :	AR1222	
Tg(dry) :	115.76 °C	Tg(wet) :	89.22 °C	
Processing :	공정규격서(HFPS-001_Rev 2)	Tg METHOD :	DMA (SRM 18R-94)	
Date of fiber manufacture :	2012/11/14 ~ 2013/09/	Date of testing :	2013/12/19 ~ 2015/05/04	
Date of resin manufacture :	2013/09/02 ~ 2013/09/0/	Date of data submittal :	2015/5/21	
Date of prepreg manufacture :	2013/09/02 ~ 2013/09/0/	Date of analysis :	2014/03/30-2015/05/30	
Date of composite manufacture :	2013/09/26 ~ 2013/11/			
Lamina mechanical property B-basis Summary for HFG HG181/AR1222 Glass Fabric.				
Data reported: As measured followed by normalized values in parentheses, normalizing CPT=0.253mm				
	CTD	RTD	ETD	ETW
F ₁ ^{tu} (MPa)	423.3 (428.4)	380.3 (374.8)	325.9 (345.0)	297.9 (321.5)
E ₁ ^t (GPa)	24.4	23.5	22.3	21.8
ν ₁₂ ^t	0.13	0.12	0.10	0.09
F ₂ ^{tu} (MPa)	396.2 (400.92)	349.7 (337.4)	306.1 (303.5)	276.9 (278.8)
E ₂ ^t (GPa)	24.3	23.7	21.6	20.8
F ₁ ^{cu} (MPa)	536.0 (531.2)	407.4 (420.1)	296.5 (304.9)	257.3 (265.4)
E ₁ ^c (GPa)	25.1	24.7	23.1	23.1
F ₂ ^{cu} (MPa)	495.4 (518.0)	392.9 (401.9)	293.3 (299.1)	245.6 (263.6)
E ₂ ^c (GPa)	24.4	23.8	22.3	21.6
F ₁₂ ^{uStrain} (MPa)	-	49.8	27.4	21.7
F ₁₂ ^{0.2%} (MPa)	46.2	33.0	19.9	16.3
G ₁₂ (GPa)	4.3	3.4	2.2	1.8
SBS (GPa)	64.5	49.5	30.8	24.3

()안은 Normalized된 값임

Table 5 탄소섬유 직물, B-Basis 재료물성치 통계값[3]

Prepreg Material HFG SCF193/K.015 Plain Weave		HFG SCF193/K.015 Plain Weave Lamina Properties Summary		
Fiber :	T7005C-12K-50C	Resin :	K.015	
Tg(dry) :	149.89 °C	Tg(wet) :	113.29 °C	
Processing :	공정규격서(HFPS-001)	Tg METHOD :	DMA (SRM 18R)	
Date of fiber manufacture :	-	Date of testing :	2014/02/18-2014/12/29	
Date of resin manufacture :	2013/07/31	Date of data submittal :	2015/5/30	
Date of prepreg manufacture :	2013/08/19	Date of analysis :	2014/03/30-2015/05/30	
Date of composit manufacture :	2013/11/27-2014/04/18			
Lamina Mechanical Property B-Basis Summary				
Data reported as Measured followed by normalized values in parentheses, normalizing by CPT= 0.214 mm				
	CTD	RTD	ETD	ETW
F ₁₁ ^{0°} (MPa)	996.1 (1022.4)	999.0 (1007.8)	1037.7 (1062.8)	991.2 (1016.4)
E ₁₁ ^{0°} (GPa)	58.3 (59.5)	57.5 (58.6)	57.3 (58.6)	57.9 (59.1)
ν ₁₂ ^{0°}	0.06	0.06	0.05	0.05
F ₁₁ ^{90°} (MPa)	860.8 (866.3)	775.6 (786.3)	801.3 (817.0)	756.7 (773.8)
E ₁₁ ^{90°} (GPa)	54.8 (55.6)	55.8 (56.5)	55.0 (55.6)	55.1 (55.6)
F ₁₁ ^{45°} (MPa)	723.3 (722.3)	676.6 (674.2)	606.4 (607.5)	557.1 (559.3)
E ₁₁ ^{45°} (GPa)	52.7 (53.5)	55.4 (56.2)	55.4 (56.2)	58.1 (58.7)
F ₁₂ ^{0°} (MPa)	698.7 (595.9)	574.7 (570.4)	459.3 (448.2)	459.0 (455.1)
E ₁₂ ^{0°} (GPa)	51.0 (51.2)	54.3 (54.6)	54.1 (54.5)	55.6 (56.0)
F ₁₂ ^{45°} (MPa)	92.9	69.7	50.7	36.1
F ₁₂ ^{90°} (MPa)	55.9	43.7	32.4	24.2
G ₁₂ (GPa)	3.9	3.7	2.9	2.5
SBS (GPa)	68.1	60.6	53.5	36.1

() 안은 Normalized된 값임

해외 유사 복합재료(Toray 사) 대비 국산 복합재료의 상대적 특성을 비교하였다[Table 6~8]. 탄소섬유 테이프의 경우에는 국산의 특성이 대부분 우수한 경향을 보이고 있다.

Table 6 카본 테이프, B-Basis 재료물성치 비교

물성치	시험온도/습도 조건			
	CTD	RTD	ETD	ETW
0° 인장 강도	162.6%	105.1%	121.0%	119.5%
0° 인장 강성	108.1%	102.4%	105.1%	106.9%
90° 인장 강도	95.1%	92.2%	98.3%	105.7%
90° 인장 강성	104.9%	97.6%	89.4%	96.9%
0° 압축 강도	111.5%	92.3%	65.9%	93.1%
90° 압축 강도	98.0%	101.6%	120.4%	135.1%
숫빔 강도(SBS)	-	109.2%	-	-

Table 7 유리섬유 직물, B-Basis 재료물성치 비교

물성치	시험온도/습도 조건			
	CTD	RTD	ETD	ETW
0° 인장 강도	81.4%	88.5%	77.5%	97.3%
0° 인장 강성	95.8%	100.8%	99.9%	102.5%
90° 인장 강도	100.8%	102.2%	82.0%	97.5%
90° 인장 강성	99.7%	102.5%	99.3%	103.4%
0° 압축 강도	95.6%	88.0%	77.5%	84.2%
0° 압축 강성	99.8%	96.8%	90.0%	97.9%
90° 압축 강도	105.1%	96.9%	88.2%	97.5%
90° 압축 강성	100.4%	99.3%	94.7%	97.9%

Table 8 탄소섬유 직물, B-Basis 재료물성치 비교

물성치	시험온도/습도 조건			
	CTD	RTD	ETD	ETW
0° 인장 강도	132.7%	118.0%	113.2%	99.5%
0° 인장 강성	104.2%	104.2%	104.0%	101.6%
90° 인장 강도	136.7%	121.3%	107.8%	95.7%
90° 인장 강성	99.4%	102.9%	101.4%	102.3%
0° 압축 강도	111.8%	106.7%	101.1%	136.5%
90° 압축 강도	99.6%	90.3%	86.3%	105.4%
숫빔 강도(SBS)	-	109.5%	-	-

복합재료의 특성은 금속재료에 비하여 온도나 습도에 영향을 많이 받으며 통상 온도가 높을수록 구조강도가 저하되는 경향을 보이므로 구조설계시 주의가 요구된다[Fig. 4].

Fig. 4에서는 정규화(Normalize)된 값으로 환산하여 강도를 표시하였는바, 이것은 시편의 두께가 약간씩 다르므로 평균적인 개념을 도입한 CPT(Cured Laminate Thickness)를 기준으로 물성치를 환산한 것이다.

$$\text{즉, 정규화된 값} = \text{측정된 값} \times \frac{\text{측정된 CPT}}{\text{공칭 CPT}}$$

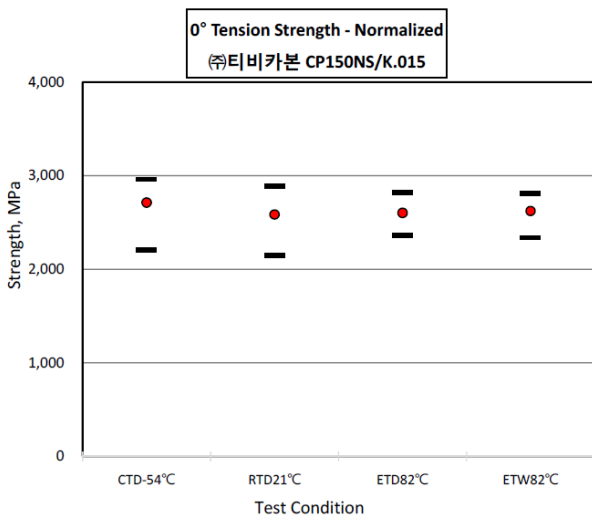


Fig. 4 환경조건 별 0° 방향 인장 강도

각 재료 형태의 최종 공칭 경화된 층의 두께는 평균 시험 적층판 두께로부터 계산된다. 대부분의 라미나 수준의 인장과 압축 강도와 강성 물성치, 그리고 모든 적층판 수준 물성치는 섬유 체적량에 따라 정규화된다. 정규화되지 않는 라미나 수준 물성치는 90° 인장 강도와 강성 (일방향만), 90° 압축 강도와 강성 (일방향만), 면내 전단 강도와 강성, 포아송비, SBS를 포함한다. 정규화 후에 자료 분산은 줄어들거나 동일해야 하는 것이 일반적이다.

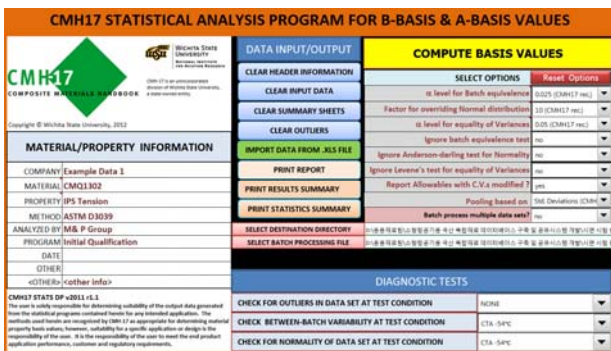


Fig. 5 CMH-17 STATS S/W 초기 실행 화면

통계처리를 위하여 개발된 CMH-17의 PC용 프로그램인 CMH-17 STATS[Fig. 5]의 흐름도는 Fig. 6과 같으며 중간에 엔지니어링 판단이 필요한 부분을 포함한다.

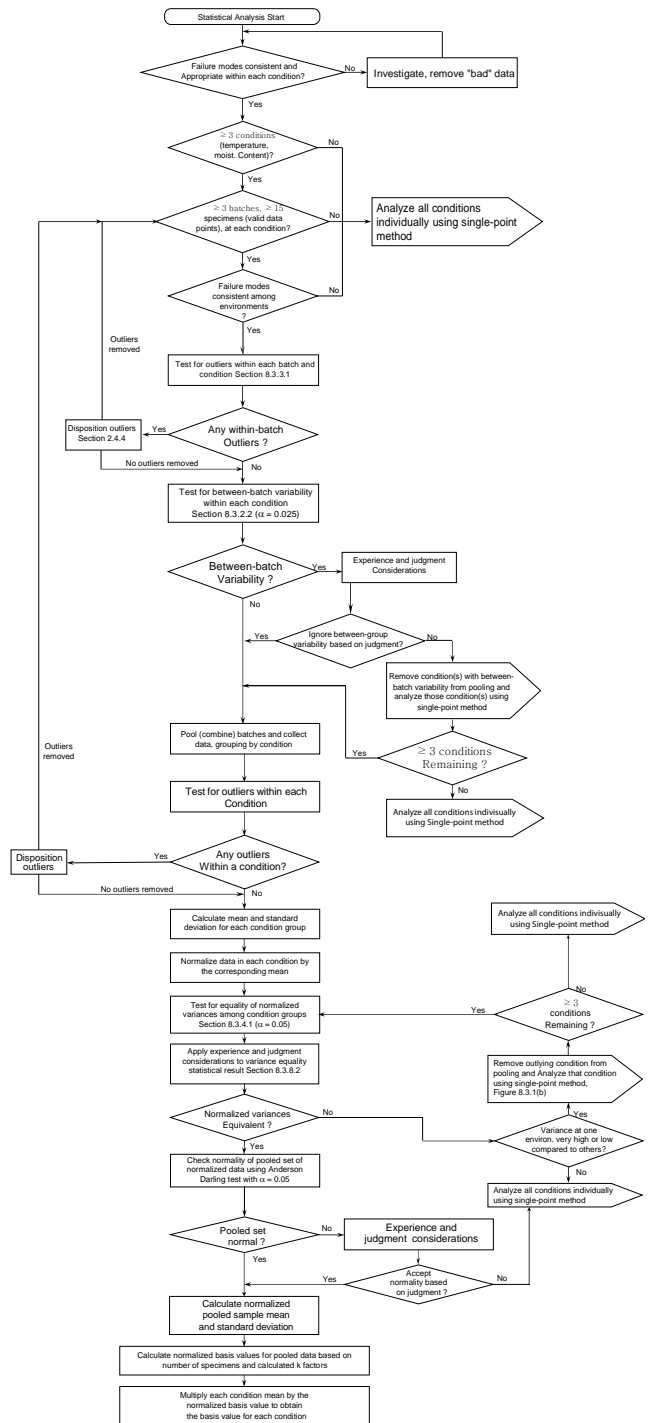


Fig. 6 CMH-17 STATS S/W 통계분석 흐름도 : 합동(Pooling) 방법 적용시

위 흐름도에서는 합동(pooling)에 의한 통계 분석이 포함되어 있으며 다음의 특징을 갖는다.

즉, “합동”은 수많은 시편 시험을 줄이이기 위하여 다른 환경에서 시험한 시편, 즉, 상온, 저온, 고온, 고온습도 조건, 을 통계처리 시 하나의 데이터 셋으로 변환하여 통계처리하는 기법이다. 이 방법을 통하여 시편의 갯수를 최소화 하면서 항공기에 사용할 수 있는 B-Basis 강도값을 구할 수 있게 되었다.

본 시험에서는 합동이 불가능한 경우가 다수 발생하였으며, 이 경우에는 Single-point 방법으로 통계 처리를 수행하였다[Fig. 7].

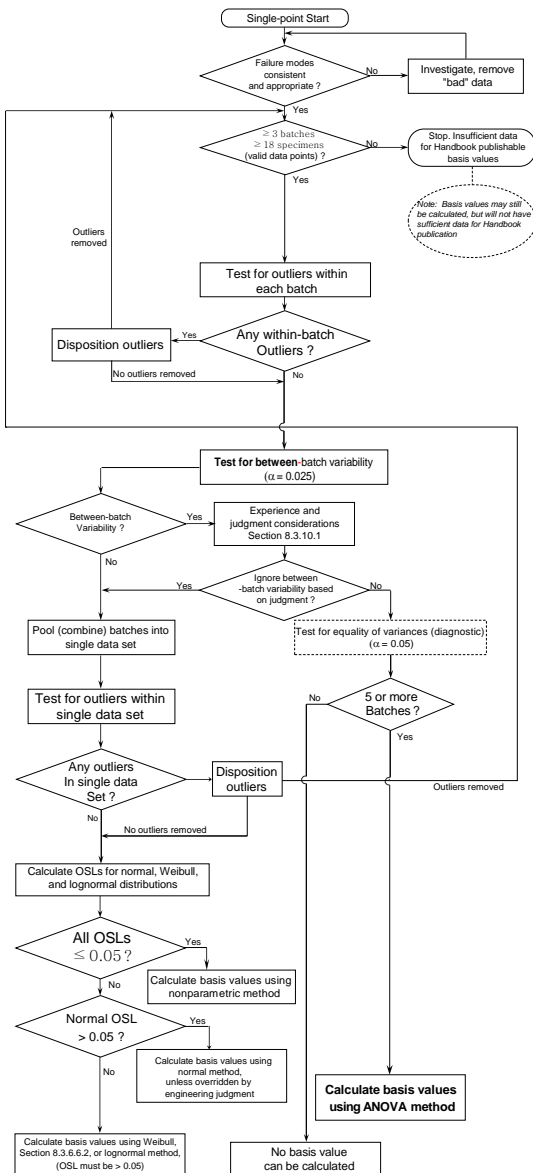


Fig. 7 CMH-17 STATS 통계분석 흐름도 : Single-Point 방법 적용시

3.2 미경화 프리프레그와 수지 시험 결과

Table 9는 미경화 프리프레그 물성과 관련하여 बै치 별로 측정하는 방법(또는 규격)을 나타낸다. 모든 시험은 시험기기의 교정 여부를 점검하고, 시험방법 절차서 확인 및 제반 절차 준수 여부를 심사하면서 실시하였다.

Table 9 미경화 프리프레그와 수지 시험

물성	방법
점착성 (Tack)	KTP-CMQ1301 7.1절
유연성 (Drape)	KTP-CMQ1301 7.2절
단위면적 당 섬유중량	ASTM D3776 Option C or SACMA SRM 23R-94
수지 재료함유량	ASTM D3529/D3529M
휘발분 함유량	ASTM D3530/D3530M
수지 흐름성(Resin Flow)	ASTM D3531
고화시간 (Gel time)	ASTM D3532
HPLC	SACMA SRM 20R-94
FTIR	ASTM E1252
DSC에 의한 화학반응과 진행정도	ASTM D3418

Table 10은 미경화 프리프레그와 관련하여 측정된 값을 평균하여 요약한 시험 성적서이다.

Table 10 미경화 프리프레그와 성적서, 탄소테이프 (實例)

TEST RESULT			
ITEM	REQUIREMENT	RESULT	TEST Method
점착성(Tack)	-	IV	KTP-CMQ1302 7.1절
유연성(Drape)	Pass	Pass	KTP-CMQ1302 7.2절
단위면적 당 섬유중량 (g/m ²)	294±18	298	SACMA SRM 23R-94
수지재료 함유량 (wt%)	38±3 (wt%)	36.6	ASTM D 3529/3529M
휘발분 함유량 (wt%)	2.5 max	0.39	ASTM D 3530/3530M
수지 흐름성 (wt%)	5 ~ 35	13.4	ASTM D 3531
고화시간 (minutes)	3-12	6' 26"	ASTM D 3532
HPLC	-	Attached report	SACMA SRM 20R-94
FT-IR	-		ASTM E 1252
DSC 반응성	-		ASTM D 3418

3.3 경화된 라미나의 물리적 물성 시험 결과

Table 11은 경화된 라미나의 물성시험 종류와 방법을 나타낸다.

Table 11 경화된 라미나의 물리적 물성 시험 매트릭스

물성치	조건/방법
성형된 낱장 두께 (Cured ply thickness)	ASTM D3171
패널밀도 (Laminate density)	ASTM D792
섬유부피 (Fiber volume), % 부피	ASTM D3171
수지함유량 (Resin Content), % 중량	ASTM D3171
기포함유율 (Void content), % 부피	ASTM D2734
Transmission, C-Scan을 통한 초음파 검사	MIL-HDBK-787A
유리 전이온도, DMA 굽힘하중에 의한 Tg	건조, 습윤 조건 - SACMA 18R-94

Fig. 8은 실제 탄소섬유 테이프 재료에서 수지의 유리전이 온도를 DMA (Dynamic Mechanical Analysis, 동적기계 분석) 장비로 측정한 데이터 그래프이며 151.5°C로 측정되었음을 나타낸다.

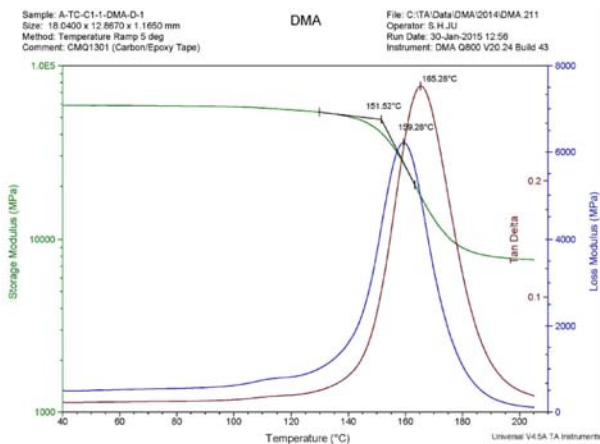


Fig. 8 탄소테이프 DMA 측정 결과 (實例)

Table 12는 경화된 라미네이트의 실제 시험성적서를 나타내며 배치 별로 시험하여 평균값을 요약하여 나타내었다.

Table 12 경화된 라미나의 성적서 (實例)

TEST RESULT			
ITEM	REQUIREMENT	RESULT	TEST Method
경화된 층 두께 (mm)	-	0.25	ASTM D 3171 Method I
적층판 밀도 (g/cm ³)	-	1.84	ASTM D 792
수지재료 함유량 (wt%)	-	35.6	ASTM D 3171 Method I
섬유 부피율 (Vol%)	-	46.0	ASTM D 3171 Method I
기공함유율 (Vol%)	-	3.08	ASTM D 2734

3.4 기타 시험

기타 시험 항목에는 유체민감도 시험 및 냉동보관시험이 있으며 이것은 재료 사용자에게 정보를 주기위한 시험이다. 상온에서의 Short Beam Shear 시험 결과를 상기에서의 시험한 경우를 비교하여 재료의 열화 여부를 가리게 되며, 본 연구에서는 별다른 특이 사항이 발견되지는 않았다.

또한, 탄소섬유 테이프에 대하여는 추가로 라미네이트 시험도 일부 수행을 하였으나, 예산 문제로 인증시험 수준으로 하지 못하고 단순 참고용으로 일부의 시험만 수행하였다 [Table 13].

Table 13 라미네이트 시험 매트릭스

(%)/°/°(°/°/°) 실제 시험형식	시험형식과 적용	물성치	배치 번호×패널번호×시험시편번호		
			시험온도/습도 조건	CTD	RTD
(25/50/25) OHT1	ASTM D5766 풀린 구멍 인장 [45/0/45/90] _{2S}	강도	3×2×3	3×2×3	3×2×3
(10/80/10) OHT2	ASTM D5766 풀린 구멍 인장 [45/45/0/45/45/90/45/45/45/45] _{2S}	강도	3×2×3	3×2×3	3×2×3
(50/40/10) OHT3	ASTM D5766 풀린 구멍 인장 [0/45/0/90/0/45/0/45/0/45] _{2S}	강도	3×2×3	3×2×3	3×2×3
(25/50/25) FHT1	ASTM D6742 막힌 구멍 인장 [45/0/45/90] _{2S}	강도	3×2×3	3×2×3	3×2×3
(10/80/10) FHT2	ASTM D6742 막힌 구멍 인장 [45/45/0/45/45/90/45/45/45/45] _{2S}	강도	3×2×3	3×2×3	3×2×3
(40/20/40) FHT3	ASTM D6742 막힌 구멍 인장 [0/45/0/90/0/45/0/45/0/45] _{2S}	강도	3×2×3	3×2×3	3×2×3
(25/50/25) OHC1	ASTM D6484 풀린 구멍 압축 [45/0/45/90] _{2S}	강도		3×2×3	3×2×3
(10/80/10) OHC2	ASTM D6484 풀린 구멍 압축 [45/45/0/45/45/90/45/45/45/45] _{2S}	강도		3×2×3	3×2×3
(50/40/10) OHC3	ASTM D6484 풀린 구멍 압축 [0/45/0/90/0/45/0/45/0/45] _{2S}	강도		3×2×3	3×2×3

4. 결론

항공용 복합재료의 인증은 국내에서는 처음 시도되는 과제이며 시편 제작 절차와 시험 절차 등 모든 과정이 유효한 합치성 자료가 필요하게 된다.

이상과 같이 국산 프리프레그 재료의 시험결과를 공개하였으며, 항공기에 사용하고자 하는 경우에는 복합재료인증체계 안내서[4]의 안내에 따라 적절한 재료의 동등성 시험을 수행하여 시험결과가 동등한 수준의 재료임이 입증되어야 한다.

후 기

본 연구는 국토부의 개발사업의 지원을 받아 진행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] Reinforced Plastics Magazine, Nov./Dec., 2014.
 [2] CMH-17, Vol. 1, Polymer Matrix Composites

Guidelines for Characterization of Structural Materials.

[3] 07항공-안전02-4-3(8), “소형항공기용 국산 복합재료 데이터베이스 구축 및 공유시스템 개발” 최종보고서, 이호성 외, 2015.
 [4] 국토교통부 항공기술과 기술안내서 제12호 “복합재료인증체계 안내서”, 2013.2.20

저 자 소 개



김진원

1987년 고려대 기계공학과 졸업. 1989년 KAIST 기계공학 석사. 2017년 충남대학교 대학 박사수료. 2000년~현재 한국항공우주연구원. 관심분야 : 복합재료, 구조해석, 구조시험



이호성

1982년 한양대 재료공학과 졸업. 1987년 UC-Davis 석사. 1990년 UC-Davis 박사. 1990년~현재 한국항공우주연구원. 관심분야 : 복합재료, 알루미늄 용접, 발사체 구조