

論文

복합재료의 인증, 동등성 및 수락시험

이호성*

Material Qualification, Equivalency, and Acceptance Test for Aerospace Composite Materials

Ho-Sung Lee*

ABSTRACT

The civilian and military agencies require the use of statistic-based allowable to design aerospace vehicles with composite materials. In order to comply this regulation, it is necessary to establish relatively large amount of database, which increases test costs and time. Recently NASA/FAA developed the new method which can satisfy the regulation with smaller test matrix through AGATE(Advanced General Aviation Transport Experiments) program. Especially the concept of material equivalency is very useful when the material has been certified in previous program, and it allows the engineer to use the database with the addition of small test matrix. This paper summarizes the material equivalency and acceptance test methodology so that composite material database can be shared and improve the credibility of the material quality. As a demonstration, the material design allowable of the high temperature carbon/epoxy composite developed domestically was determined with this methodology.

초 록

복합재료를 사용하여 우주항공 부품을 설계할 때 국내는 물론, 미국을 비롯한 우주항공선진국의 감항규정에서 민간과 군용 모두 통계적으로 산출된 값을 사용할 것을 요구하고 있다. 그러나 이 기준을 만족하기 위해서는 방대한 데이터베이스가 필요하여 시험 비용 및 시간이 큰 문제가 되어왔다. 최근 미국 NASA/FAA에서 시험 개수를 줄이면서 동시에 통계적 기준을 만족할 수 있는 새로운 설계허용값 산출방법을 AGATE 프로그램을 통해서 개발하였다. 특히 이미 인증된 재료를 다른 사업에 사용하기 위해서 사용할 수 있는 재료동등성 시험(Material Equivalency Test)은 국내의 사업에 직접 적용할 수 있는 중요한 개념이다. 본 논문에서는 국내에서 사용하고 있는 복합재료의 특성을 공유하여 비용을 절감하고 재료특성을 정확히 관리할 목적으로 재료 동등성 및 수락시험 절차를 설명하고, 예로서 국내에서 개발한 고온용 탄소복합재료의 설계허용값을 산출하였다.

Key Words : 재료동등성 (Material Equivalency), 수락시험(Acceptance Test), 재료설계허용값(Material Design Allowable), AGATE(Advanced General Aviation Transport Experiments)

1. 서 론

복합재료는 기체 제작자의 공정에 의해 특성이 결정되므로,

우주항공용으로 사용을 승인받기 위하여 많은 시험이 요구되어 왔으나 미국 우주항공국(NASA)/연방항공청(FAA)에서 시험 내역을 줄이면서 동시에 통계적 기준을 만족할 수 있는 새로운

* 한국항공우주연구원 구조그룹, 교신저자(E-mail:hslee@kari.re.kr)

설계허용값 산출방법을 개발하였다. 이 기술은 NASA, Boeing 등 산업체, 그리고 FAA에서 협력하여 주요 재료인증 데이터베이스를 공유함으로써 복합재료시스템의 인증에 드는 비용을 절감할 수 있는 효율적인 방법이다[1]. FAA에서는 NASA의 전문가들과 긴밀히 협력하여, 이 방법이 해당 감항 기준[4]에 합치한다는 것을 확인했다. 이러한 개념은 그동안 NASA와 FAA가 공동으로 수행해 온 AGATE(Advanced General Aviation Transport Experiments) program의 결과를 바탕으로, 복합재료의 특성 데이터베이스를 공유하는 새로운 방법으로 미연방항공기에 공시되었다[2].

본 논문은 AGATE 프로그램에서 제시한 재료 동등성 시험 및 수락 시험의 절차를 정리하여 국내의 우주항공산업에 사용할 수 있도록 하였다. 국내에서 항공우주용으로 사용하고 있는 복합재료의 대부분은 이미 우주항공선진국에서 승인 받은 재료이므로, 본 방법을 사용한다면 국내에서 생산한 재료의 특성을 새롭게 인증할 필요 없이 동등성만을 검사하여 사용할 수 있다.

재료 동등성 프로그램은 사용하려는 재료 및 공정이 원천인증(Original qualification)된 재료와 공정에 대해 물성의 동등성을 가지는가를 확인하기 위한 것이다. 수락시험(Acceptance testing)은 큰 특성 변화 또는 프리프레그 로트(lot)에서의 불필요하게 높거나 낮은 특성을 발견하기 위해 설계된 품질관리 과정이다. 국내에서 수행하고 있는 우주항공 개발 사업에 재료동등성시험 방법을 적용한다면 재료 특성 데이터베이스를 공유할 수 있으므로, 재료특성의 개발에 드는 많은 비용을 절감할 수 있으며 개발품의 국제적인 인증이 가능하게 될 것이다.

또한 재료 설계허용값 결정의 방법을 보여주기 위한 예로서 국내에서 개발한 350°F 경화 탄소/에폭시 복합재료의 설계허용값을 산출하여 미국 군사규격[3]에서 요구하는 시험방법에 비해서 적은 수의 시험으로 설계허용값이 산출될 수 있다는 것을 보여주었다.

2. 인증시험

인증에 필요한 시험의 개수는 재료 시스템의 목적에 따라 다르다. 다중의 하중 경로가 설계에 존재한다면, B-basis 수를 설계 허용값을 구체화하는데 사용할 수 있다. 만약 하나의 하중 경로가 존재하면 A-basis 수를 써야만 한다[4]. 기본 허용값 산출에 이용되는 시험의 수는 확대표본(Robust Sampling)인가 축소표본(Reduced Sampling)인가 하는 표본방법에 따라 달라진다. 두 가지의 샘플링 기술은 A-basis 허용값과 B-basis 허용값을 산출하는데 모두 유용하지만, 확대표본이 일반적으로 더 높고, 안전한 설계허용값을 산출한다.

인증 자료에 공정 변화의 영향을 반영하기 위하여 시험 패널은 여러 공정주기에서 제작해야 한다. 각 시험조건, 시험 방법, 인증시험 배치(batch)에서 제작한 패널들은 두 개의 독립된 경화공정주기에서 얻어져야 한다.

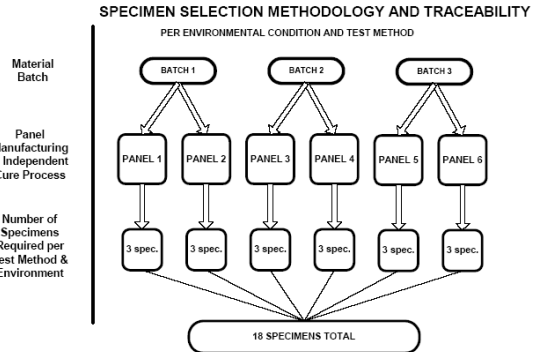


Fig. 1 축소표본의 시험제작.

Table 1 물리, 화학 특성에 대한 요구시험

Test Property	Test Method(s)		No. of Replicates
	ASTM	SACMA	
Resin Content	D 3529, C 613, D 5300	RM 23, RM 24	3
Volatile Content	D 3530	---	3
Gel Time	D 3532	RM 19	3
Resin Flow	D 3531	RM 22	3
Fiber Areal Weight	D 3776	RM 23, RM 24	3
IR (Infrared Spectroscopy)	E 1252, E 168	---	3
HPLC (High Performance Liquid Chromatography)*	---	RM 20	3
DSC (Differential Scanning Calorimetry)	E 1356	RM 25	3

Table 2 경화후 물성에 대한 요구시험

Physical Property	Test Procedure
Cured Ply Thickness	SACMA RM 10R-94
Fiber Volume	ASTM D 3171 ¹ or D 2584 ²
Resin Volume	ASTM D 3171 ¹ or D 2584 ²
Void Content	ASTM D 2734 ⁴
Cured Neat Resin Density	ASTM D 792
Glass Transition Temperature (dry ⁵)	SACMA RM 18
Glass Transition Temperature (wet ⁷)	SACMA RM 18

예를 들면, B-basis의 hot-wet 조건일 때 in-plane shear strength 시험은 3개의 batch에서 각각 6개씩 복제된 시험으로 수행된다. Fig. 1은 축소표본(Reduced Sampling)의 설계허용값을 산출하기 위해 제작할 패널과 시험선택에 이용되는 전형적인 방법을 그린 것이다. 이 방법은 통계적 분석에 필수적이며, 설계허용값 산출, 승인된 재료 시스템 고유의 프리프레그 배치와 공정 변화성 산출에 사용된다.

물리화학 특성 및 경화후 물성은 Table 1과 Table 2에 나와 있는 시험이 수행되어야 한다. 시험방법은 ASTM(American Society for Testing and Materials) 이나 SACMA(Suppliers of Advanced Composite Materials Association)규격을 사용한다.

축소표본과 확대표본의 경우 요구되는 시험이 Table 3과 Table 4에 제시되었다.

Table 3과 Table 4의 시험수는 (배치 x 배치당 시험수)를 나타내며, CTD는 저온건조, RTD는 상온건조, ETW는 고온습식, 그리고 ETD는 고온 건조조건을 나타낸다.

Table 3 축소표본의 요구시험

Test	Method Reference	No. of Specimens Per Test Condition			
		CTD ¹	RTD ²	ETW ³	ETD ⁴
0° (warp) Tensile Strength	ASTM D 3039	1 x 4	3 x 4	3 x 4	1 x 4
0° (warp) Tensile Modulus, Strength and Poisson's Ratio	ASTM D 3039	1 x 2	3 x 2	3 x 2	1 x 2
90° (fill) Tensile Strength	ASTM D 3039	1 x 4	3 x 4	3 x 4	1 x 4
90° (fill) Tensile Modulus and Strength	ASTM D 3039	1 x 2	3 x 2	3 x 2	1 x 2
0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	1 x 6	3 x 6	3 x 6	1 x 6
0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	1 x 2	3 x 2	3 x 2	1 x 2
90° (fill) Compressive Strength	SACMA SRM 1	1 x 6	3 x 6	3 x 6	1 x 6
90° (fill) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	1 x 2	3 x 2	3 x 2	1 x 2
In-Plane Shear Strength	ASTM D 5379	1 x 4	3 x 4	3 x 4	1 x 4
IN-PLANE SHEAR MODULUS AND STRENGTH	ASTM D 5379	1 x 2	3 x 2	3 x 2	1 x 2
Short-Beam Shear	ASTM D 2344	--	3 x 6	--	--

Table 4 확대표본의 요구시험

Test	Method Reference	No. of Specimens Per Test Condition			
		CTD ¹	RTD ²	ETW ³	ETD ⁴
0° (warp) Tensile Strength	ASTM D 3039	1 x 7	5 x 7	5 x 7	1 x 7
0° (warp) Tensile Modulus, Strength and Poisson's Ratio	ASTM D 3039	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
90° (fill) Tensile Strength	ASTM D 3039	1 x 7	5 x 7	5 x 7	1 x 7
90° (fill) Tensile Modulus and Strength	ASTM D 3039	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	1 x 11	5 x 11	5 x 11	1 x 11
0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
90° (fill) Compressive Strength	SACMA SRM 1	1 x 11	5 x 11	5 x 11	1 x 11
90° (fill) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
In-Plane Shear Strength	ASTM D 5379	1 x 7	5 x 7	5 x 7	1 x 7
In-Plane Shear Modulus and Strength	ASTM D 5379	1 x 4	5 x 4	5 x 4	1 x 4
Short-Beam Shear	ASTM D 2344	--	5 x 11	--	--

시험후 설계허용값을 통계적으로 산출하기 위해서 어떤 분포형태를 가질 것인지 결정해야 한다[3]. 우선 2-모수 와이블, 정규, 그리고 대수정규분포의 순서로 적합도 검정이 되어야 하는데, 이 검정들은 기초가 되는 모집단이 이 분포들 중 하나에 의해 적합 되어질 수 있는 정도를 판단한다. 2-모수 와이블분포가 제일 먼저 검정되어야 하는데 만약 관측유의 수준(OSL, Observed significance level)이 0.05보다 크면, 와이블분포 방법이 B-basis값을 계산하는데 사용되어야 한다. 이때에 만약 OSL이 0.05보다 작거나 같다면, 자료가 정규분포로부터의 표본이라는 가정을 검정 하여야 한다. 만약 정규성에 대한 이 검정이 0.05보다 큰 OSL를 준다면, 정규분포 방법이 설계허용값을 계산하는데 사용된다. 만약 정규 OSL이 0.05보다 작거나 같다면, 그 다음에 대수정규분포가 검정된다. 만약 이것이 0.05보다 더 큰 OSL의 결과에 이르면, 대수정규분포 방법이 사용되어야 하고, 만약 이 OSL이 0.05보다 작거나 같다면, 자료는 이러한 비모수적(Nonparametric) 분포들의 집합중 어떤 하나로부터 나온 표본이 아닌 것으로 결론짓고 표본크기가 29이상이면, 비모수적 절차가 설계허용값을 계산하

는데 사용되어야 한다. 만약 표본크기가 29보다 작다면, Hanson- Koopmans 방법이 사용될 수 있다. 그러나 이 방법은 작은 표본크기 때문에 공인된 B-basis 설계허용값으로 인정받을 수 없다. 이 비모수적 절차들은 बै치대 बै치의 변동이 작을 때만 사용된다.

3. 재료동등성

이 장에서는 재료 동등성을 증명하기 위한 방법을 설명하고, 적절한 시험기준을 제시한다. 원천인증(Original qualification)에서 표준화(Normalizing)한 특성은 통계적 시험에 사용되는 대상재료의 표준화 특성과 비교해야 하는데, 두 개의 데이터 군을 표준화하는 방법은 동일해야 한다. 데이터 분포도를 표준화한 이후에 원천재료 또는 대상재료의 특성이 현저하게 높다면, 그 이유를 조사해야한다.

원천인증에서 표준화하지 않은 특성은 대상재료의 특성을 표준화하지 않고 비교해야 한다. 이러한 특성에 미치는 섬유 부피분율(fiber volume fraction)의 영향이 관찰되었지만, 어떠한 모델도 수지의 성질에 따라 결정되는 특성을 정확하게 표준화하기는 힘들다. 이런 문제를 해결하기 위하여 통계적 특성을 사용하는 것이다. 통계적 시험을 통해 이런 특성을 배제시키는 것은 경화 후 두께(cured-ply thickness), 섬유부피분율 및 기공함량(void content)의 현저한 차이를 고려하기 위한 것이다. 보통 공학적인 판단(engineering judgement)으로 승인 기준에 위배되는 이러한 특성의 중요성을 판단해야 하며, 통계적 시험을 무시할 수도 있다. 그러나 대부분 기준은 가정을 통한 통계적 시험을 기본으로 한다. 예를 들면, 강도 특성에서, 평균과 최소값 모두가 고려되고 강성은 평균만이 고려된다. Table 5에 적절한 기준과 시험 통계가 사용되어야 할 특성의 목록이 나와 있다..

동등성을 증명하는 과정으로 들어서면, 공학적인 판단이 중요한 역할을 한다. 하나의 온도에서 몇 개의 기계적 특성이 통계적 동등성을 보이지 않는다면, 그 재료가 동일하지 않거나 동등성을 가지고 있지 않다고 공표하기 전에 그 특성의 중요성과 불일치의 정도를 조사해야 한다. 보통 인장강도와 강성, ETW(Elevated Temperature Wet) 압축강도와 강성이 설계시에 중요시 되는 특성이다. 더욱 중요한 것은 통계적 시험의 결과이다.

아래에서 설명되는 기준은 बै치(batch)사이의 변차(variability)가 무의미하다고 가정되었을 때만 적용 가능하다. बै치간 변차가 중요하다고 여겨지면 MIL-HDBK- 17-1F, 8.4.2 장의 절차를 사용한다.

3.1 재료동등성 적용

재료 동등성 과정은 다음의 경우에만 적용해야 한다 :

Table 5 통계적으로 비교되어야 하는 특성

Test Property
Resin Content
Volatile Content
Gel Time
Resin Flow
Fiber Areal Weight
IR (Infrared Spectroscopy)
HPLC (High Performance Liquid Chromatography)
DSC (Differential Scanning Calorimetry)
Cured Ply Thickness
Fiber Volume
Resin Volume
Void Content
Cured Neat Resin Density
Glass Transition Temperature (dry)
Glass Transition Temperature (wet)
0° (warp) Tensile Strength
0° (warp) Tensile Modulus
90° (fill) Tensile Strength
90° (fill) Tensile Modulus
0° (warp) Compressive Strength
0° (warp) Compressive Modulus
90° (fill) Compressive Strength
90° (fill) Compressive Modulus
In-Plane Shear Strength
In-Plane Shear Modulus
Short-Beam Shear

- (a) 동일한 제조공정을 사용하는 동일한 제조자가 동일한 재료를 다른 장소에서 제조할 경우
- (b) 동일한 재료를 다른 제조자가 기승인된 공정과 동등한 공정을 사용하여 제조할 경우
- (c) 동일한 재료를 다른 제조자가 기승인된 공정과 약간 다른 공정을 사용하여 제조할 경우
- (d) 프리프레그 성분 및 성분 제조공정에서 약간의 차이가 있는 경우
- (e) 위의 경우가 중첩될 경우

위에서 언급한 변화들은 다음의 제한들이 있다.

- ㉠ 모든 주요 프리프레그 성분 및 성분 제조공정은 변화가 없어야 한다.
- ㉡ 기승인된 재료와 시험할 재료 시스템을 제작하는데 사용되는 공정 설명서에 나와있는 모든 중요한 단계들은 동등해야 한다. 시험할 재료 시스템의 공정 설명서에는 원래 인증된 시스템보다 시험 재료 시스템의 성능이 뒤쳐질 수 있다는 정보가 없어야 한다.
- ㉢ 시험할 재료의 제작은 다음의 CFR(Code of Federal Regulation)[4]의 조건을 포함해야 한다.
 - §23.603 (a) and (b)
 - §23.605 (a) and (b)

재료 동등성의 모든 경우에서, 기승인된 원천재료 시스템의 재료 특성을 나타내는 원천 데이터베이스가 확립되어 있어야 한다.

재료 동등성에서 다루지 않는, 중요한 것으로 생각되는 시험 재료 변화의 유형은 다음과 같다.

- (a) 섬유의 변화 (예, AS4에서 T300 fiber로의 변화)
- (b) 수지의 변화 (예, 3501-6에서 E7K8 resin으로의 변화)
- (c) 패브릭 직조모드, fabric weave style (예, 8-harness 수자직에서 평직으로의 변화)
- (d) 토우 크기, Tow size of fabric (예, 6K에서 3K로의 변화)

사소하다고 생각되는 시험재료 및 공정 변화의 유형은 다음과 같다.

- (a) 시험공정의 경화 압력 또는 진공 수준의 증대.
예를 들면 오븐경화 (vacuum only)에서 오토클레이브 경화로의 변화를 포함한다. 시험공정의 압력 또는 진공 수준의 감소는 일반적으로 허용되지 않는다.
- (b) 프리프레그의 수지 함량.
수지함량에 의한 표준화과정은 패브릭에서 보다는 일방향 재료에 더 유용하다.
- (c) 가열속도와 같은 변수
- (d) 프리프레그 점도(tackiness)

시험이나 평가는 변화의 정도에 따라 달라진다. 예를 들어 프리프레그 점도가 증가하면 휘발 함량이 더 높게 나타난다. 높은 휘발함량은 경화한 라미네이트가 기공함량을 증가시키고 유리전이온도, T_g가 낮아지게 된다. MIL-HDBK- 17-1F에 설명되어 있기는 하지만, 특별한 경우, 공학적 판단으로 다른 재료들 간의 유사성 정도 혹은 제작공정의 변화와 이 변화들의 중요성을 평가해야 한다.

재료공급자가 재료를 변경하기로 결정한 경우, 그것이 재료 특성을 향상시킨다는 목적일지라도, 그 재료를 사용하기로 결정한 기체 제작자들은 그 변화가 개별적인 제작자의 공정 변수에 대해 호환성이 있는지를 증명할 재료 동등성 시험을 요구할 수 있다.

재료 동등성이 증명되었다고 하더라도 재료 및 공정이 라미네이트(laminate), 단품(element), 부품(subcomponent) 수준에서도 동등한 특성을 나타낼 것이라는 것을 의미하지는 않는다. 각 부분의 제작상의 복잡성은 서로 다른 특성을 초래할 수 있다. 이러한 수준에서의 시험은 일반적으로 구조적 실증조건의 나머지 부분까지 충족시켜야 한다.

여기에 설명되어 있는 재료 동등성 과정은 허니컴(honeycomb)이나 폼(foam)등의 중간재와 프리프레그의 경화효과를 측정하는데 사용되지 않는다.

3.2 재료동등성 결정

본 통계방법은 동등성 평가단계를 단순하게 하기 위해 결정된

Table 6 라미나 특성에 대한 재료동등성 요구시험

Test	Method Reference	No. of Specimens per Test Condition	
		RTD ¹	ETW ²
0° (warp) Tensile Strength	ASTM D3039-95	4	4
0° (warp) Tensile Modulus and Strength	ASTM D3039-95	4	4
90° (fill) Tensile Strength ⁴	ASTM D 3039	4	4
90° (fill) Tensile Modulus and Strength ⁴	ASTM D 3039	4	4
0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	8	8
0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	4	4
90° (fill) Compressive Strength ⁴	SACMA SRM 1	8	8
90° (fill) Compressive Modulus ⁴	SACMA SRM 1	4	4
In-Plane Shear Strength	ASTM D 5379	4	4
In-Plane Shear Modulus and Strength	ASTM D 5379	4	4
Short-Beam Shear	ASTM D 2344	8	—

Table 7 라미나 특성에 대한 수락시험(Recommendations only)

Test	Method Reference	No. of Specimens	
		RTD ^{1,2}	ETD ^{1,2}
0° (warp) Tensile Strength	ASTM D 3039	0-2	-
0° (warp) Tensile Modulus and Strength	ASTM D 3039	3	-
90° (fill) Tensile Strength ³	ASTM D 3039	0-2	-
90° (fill) Tensile Modulus and Strength ³	ASTM D 3039	3	-
0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	-	3-5
0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	3	-
90° (fill) Compressive Strength ³	SACMA SRM 1	-	3-5
90° (fill) Compressive Modulus ³	SACMA SRM 1	3	-
Short-Beam Shear	ASTM D 2344	3-5	-

것이다. 유사한 동등성 평가를 수행할 수 있는 다른 방법들은 MIL-HDBK-17-1F에서 찾을 수 있다. 재료 동등성 시험은 공정이나 패널간 변화(panel-to-panel variability)의 통합을 위해 수행되어야 한다. 시편 선택은 적어도 두 개의 독립된 공정이나 경화주기(cure cycle)에서 얻어져야 한다.

재료 동등성을 증명하기 위한 최소한의 경화전 및 경화후 물성시험은 인증시험의 경우와 동일히 Table 2, Table 3을 따른다. 이 시험들은 재료 동등성을 검토하는 재료가 원천인증한 재료와 동일하다는 것을 증명하기 위한 것이다. Table 6에는 원천재료의 B-basis 설계 허용값에 관한 재료 동등성을 증명하기위한 적절한 시험 방법에 따라, 각 환경조건에서 요구되는 최소의 시험횟수가 나와 있다.

4. 수락시험

수락시험(Acceptance testing)은 재료인수검사, 또는 원소재 품질관리 시험시에 수행한다. 이 시험은 프리프레그 로트(lot)의 주요 변화나, 예외적으로 높거나 낮은 특성들을 찾아내기 위해 수행된다. 여기서 설명하고 있는 과정과 승인 기준은 품질관리를 목적으로 하는 재료/공정규격서를 개발하는 길잡이가 된다. 양도검사(Receiving inspection)의 과정은 재료나 제작공정의 어떠한 변화도 허용하지 않는다. 재료와 제작공정은 원천인증(original qualification)에 사용된 것과 동일해야 하고, 또는 재료 동등성이 증명되었을 경우 재료 동등성 시험에 사용된 것과 동일한 것이어야 한다.

4.1 수락시험 방법

수락시험 조건은 기계 제작자에 따라 다양하다. 보통의 경우 물리화학적 특성을 위해서는 Table 2와 같은 수준에서 시험을 하며, 경화 라미나의 물리적 특성의 경우 두께와 유리천이온도로 충분하다.

이러한 시험은 재료공급자나 기계 제작자 또는 둘 모두에 의해서 수행된다. 사용이 늘고 신뢰가 증가하면서 수락검사는 수정될 수 있으며 어떤 시험은 단계적으로 생략할 수 있다. 그러나 나머지 시험들은 그 재료가 공학적인 판단을 만족시킨다는 것을 보증할 만큼 충분히 수행되어야 한다. 기계 제작자가 재료 공급자에게 부분적인, 또는 전적으로 책임을 전가하려고 한다면, 선적하는 동안에 프리프레그에 해가 되는 환경에 노출되었다는 것을 증명할 적절한 절차가 있어야 한다. 이러한 책임전가가 발생할 경우, 최소한, 기계 제작자에 의한 연간검사(annual inspection audit)가 재료 공급자의 공정 관리를 확인하기 위해 이루어져야 한다.

수락시험에서 공정주기, 또는 패널간 변화를 검토할 필요는 없으며, Table 7에 나와 있는 시험들의 모든 시험패널들은 단일 경화주기에서 얻어질 수 있다.

재료/공정규격서는 눈에 보이는 결점중 승인되는 수준을 정의하고 있지만, 품질보증의 목적으로 모든 프리프레그 롤(roll)을 풀어 본다는 것은 비실용적이고 수락시험 시에는 오히려 비효율적이다. 이러한 검사과정은 때때로 프리프레그 절단과 레이업(layout)할 때 작업자의 의무로 남겨진다. 이런 책임이 있는 작업자는 프리프레그 육안검사기술에 익숙해지도록 훈련해야 한다. 결함의 일반적인 형태와 그에 따른 승인 수준이 확립되어야 한다.

시험 빈도는 들어온 프리프레그 롤 수에 따라 결정한다. 사용이 빈번해지고, 신뢰가 증대되면, 시험 빈도는 감소할 수 있다. 그러나 나머지 시험은 그 재료가 공학적 판단을 만족시킨다는 것을 보증할 만큼 충분히 이루어져야 한다.

5. 재료 설계허용값 결정

재료 설계허용값은 통계적으로 산출하여야 하는데 그 방법은 MIL-HDBK- 17-1F의 8장에 상세히 나와 있다^[3]. 본 절에서는 산출 방법의 예를 보여주기 위하여 (주)한국화이바에서 생산한 복합재료(CU145NS/SKY5)의 B-basis 재료 설계허용값을 결정하였다. 본 재료는 350°F 탄소섬유/에폭시 복합재료로서 미국 Sikorsky 항공사에서 인증받기위한 준비중에 있다. 전체적인 시험 Matrix는 Table 3의 NASA/FAA의 AGATE Methodology[1]의 축소표본을 따라서 수행하였다. 측정값과 표준 처리값(Normalized value)의 데이터 집단에 대해 이탈점(Outliers)를 요약해보면, 데이터를 통합한 후 이탈점이 현저히 감소했음을 알 수 있었다.

Table 8 앤더슨-다링 검사 결과

시험환경	CTD	RTD	ETD	ETW
AD통계값	0.1449	0.2941	0.2902	0.2301
AD*	0.1408	0.3367	0.3323	0.2614
OSL	0.7963	0.4469	0.4545	0.5816

Table 9 0°인장시험데이터의 통계적 특성 (단위:ksi)

통계변수	CTD	RTD	ETD	ETW	통합데이터
평균	258	280	274	274	274
표준편차	10.506	16.829	15.540	14.511	16.316
편차계수	4.06%	6%	5.66%	5.29%	5.94%
sample 수	6	18	18	9	51
Ka	3.1935	2.9610	2.9610	3.0873	
Kb	2.0424	1.7749	1.7749	1.9238	
Anormal	0.8272	0.8398	0.8398	0.8329	
Bnormal	0.8895	0.9040	0.9040	0.8959	

Table 10 B-basis 재료설계허용값 (단위:ksi)

TEST	B-basis value			
	CTD	RTD	ETD	ETW
0° Tensile Strength	230	253	248	245
90° Tensile Strength	5	6	3	5
0° Compressive Strength	191	182	176	172
90° Compressive Strength		37	35	
In-Plane Shear Strength	16	16	11	14
Short Beam Shear	-	15	-	-

벋취간 분산이 차이가 있는지를 탐지하기 위하여 등분산성 검증(Equality of variance test)을 수행하였다. F-test 시험 결과 F-statistic은 0.7576 이므로 $F_{critical}$ 인 2.9616 보다 작아서 Batch 간의 분산이 서로 다르지 않다고 가정되었다. 하나의 집단으로 통합하여 표준화한 데이터가 Fig. 2에 도식되었다.

관측유의수준(OSL)은 그 집단에 대한 정규분포의 적합도의 측도이다. 엄밀하게 말하자면, OSL은 최소한 정규분포가 실제 기초가 되는 분포인 경우에 계산된 값만큼 최대한으로 앤더슨-다링 통계량을 관측하는 확률을 측정한다. 만약 OSL이 0.05 보다 작다면 표본이 추출되었던 모집단이 정규분포를 이루지 않는 것으로(5%오류위험에서)결론지을 수 있다. 그렇지 않으면, 모집단에 정규분포를 이룬다는 가정은 기각되지 않는다. 검사결과가 Table 8에 요약되었는데, 4가지 조건에서 산출된 OSL은 모두 0.05 보다 크므로 정규분포로 가정할 수 있었다.

통계분석 결과의 예로서 재료의 0°인장시험 결과에 대해 수행된 중간(Interim) 시험의 설계허용값이 각 환경조건에 대해 Table 9에 나와 있다. Ka, Kb는 각각 A-, B-설계허용값에 대한 단측공차한계율(one-sided tolerance limits)이며, 이 값을 사용하여 표준화된 데이터의 설계허용값, A_{normal} 과 B_{normal} 이 얻어졌다.

각 시험에 대해 같은 방법으로 얻은 B_{normal} 값에서 환경조건에 해당하는 B-basis 재료 설계허용값을 결정하였다(Table 10).

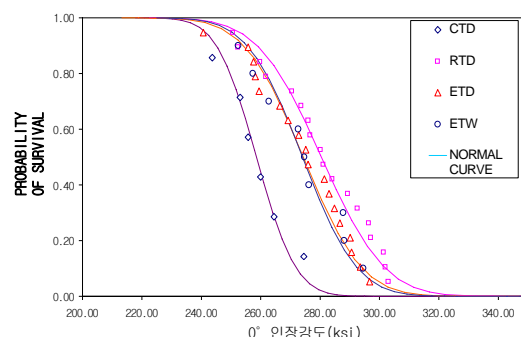


Fig. 2 0°인장시험 결과의 통합 데이터 곡선.

6. 결 론

복합재료는 국내[5,6] 및 국외[2,4]의 해당법규에 의하여 설계허용값이 승인되어야 우주항공용으로 사용할 수 있다. 본 논문에서는 국내에서 사용하고 있는 복합재료의 특성을 공유하여 비용을 절감하고 재료특성을 정확히 관리할 목적으로 재료의 사용 승인에 필요한 인증, 동등성 및 수락시험 방법을 설명하였다. 본 방법은 미국 NASA/FAA에서 공동으로 개발하여 승인한 방법[2]으로 특히 이미 인증된 재료를 다른 사업에 사용하기 위해서 사용할 수 있는 재료동등성 개념은 국내의 사업에 직접 적용할 수 있는 중요한 개념이다. 또한, 예로서 국내에서 개발한 350°F 경화 탄소/에폭시 복합재료의 설계허용값을 산출하였다. 미국군사규격[3]에서 요구하는 시험방법에 비해서 적은 수의 시험으로 설계허용값을 산출할 수 있다는 것을 보여주었으며, 국내에서 수행하는 우주항공 비행체 및 항공기 개발 사업에 직접 적용하여 재료특성 데이터베이스를 활용할 수 있을 것이다.

참고문헌

- 1) Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems, DOT/AR-00/47, U.S. Dept. of Transportation, 2002.
- 2) Federal Register, Vol. 65, No. 114, Jun. 13, 2000.
- 3) MIL-HDBK-17-1F, Polymer Matrix Composites, Vol.1 Guidelines. 2002.
- 4) Code of Federal Regulation, Title 14, Airworthiness Standards: Part 23, 2005.
- 5) 항공법, 1991.12.14 제정, 법률 제4435호.
- 6) 건설교통부 고시 1993-40 호, 1993년 8월 24일.