

## 소형 항공기용 복합재료 인증

서장원\* · 박종혁\*\* · 이종희\*\*

### Qualification of Composite Materials for Small Aircraft

Jang-Won Suh\* · Jong-Hyuk Park\*\* · Jong-Hee Lee\*\*

#### ABSTRACT

Since the time, cost and lack of regulatory information and guidance, one of the largest regulatory obstacles for an airframe manufacturer of polymer based advanced composite materials in certified aircraft applications, is to generate design allowables that will satisfy Airworthiness Regulations. In the past two decades, the design allowables used in military aircraft had been generated and applied in Korea, however the qualification of composite materials used in certifying airframe structure was not accomplished for design and demonstration of compliance to applicable airworthiness regulation. It is the intend of this paper that provide the basis of composite material qualification for small aircraft certification to the airworthiness regulation.

Key Words: Composite material, Korean Airworthiness Standards, Material qualification, Prepreg, composite aircraft structure certification process

#### 1. 서 론

알루미늄, 강철 등과 같은 항공기 금속재 소재들의 물성치는 MIL-HDBK-5 및 MMPDS (Metallic Materials Properties Development and Standardization)에 잘 정의되어 항공기 제작 회사 등이 사용할 수 있도록 되어 있으며, 오랜 기간 동안 인증당국(Certification Authority)은 그 사용을 수락하고 있다. 물성치(Property)와 허용치(Allowables)들이 인증당국에 의하여 수락

되면, 기체 제작자들은 모든 부품들을 시험하지 않고 다양한 형태의 해석을 수행하여 항공기의 적합성을 입증하는 것을 가능하게 된다.

복합재료의 물성치는 원소재의 물성치 뿐만 아니라 복합재료 제작공정에 종속되어 있기 때문에 사용되는 재료와 제작공정에 따라 재료인증 및 물성치 데이터 획득 프로그램을 수행해야 한다.

본 논문은 240°F에서 경화된 에폭시 함침 카본 또는 유리섬유 재료에 대한 재료 성능인증 (Qualification) 방법론을 설명한다. 또한 항공기 기술기준 (Korean Airworthiness Standards, KAS) Part 23에 의하여 항공기 기체 구조물에 사용된 복합재료의 인증(Certification)에 필수적인 시험방법과 공정관리 관련사항을 제시한다. 어떤

†2011년 2월18일 접수 ~ 2011년 3월 9일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원

\*\* 종신회원, 한국항공우주연구원

연락처, E-mail: JWSUH@KARI.RE.KR

경우에는 재료시스템의 독특한 특성 또는 그 특성의 적용은 본 논문에서 기술된 시험 이외의 시험을 요구할 수 있으며 이러한 경우, 인증당국은 적용되는 항공기 기술기준에 대한 적합성을 입증하기 위한 추가적인 시험을 요구할 수 있다.

인증당국은 일반적으로 재료와 공정을 인증(Certify)하지 않으나, 재료와 공정은 특정한 항공기 제품의 인증(Certification)의 일부로서 수락될 수 있다.

## 2. 요구조건

### 2.1 적용 항공기 기술기준

복합재료의 성능인증 수행의 근거가 되는 KAS Parts 23 항공기 기술기준의 조항은 다음과 같다.

- § 23.603 재료와 공작기술
- § 23.605 제작방법
- § 23.609 구조의 보호
- § 23.613 재료의 강도 특성과 설계치

§ 23.603 및 § 23.605는 승인된 성능을 지배하는 주 파라미터를 관리하는 재료 및 공정규격에 따른 재료의 구매와 처리의 필요를 정의하며, § 23.609 및 § 23.613은 구조물을 운용중 가능한 성능저하에 대한 보호의 필요와 설계가 재료 및 공정규격에 의하여 허용된 성능의 모든 변화(예를 들면 환경적 그리고 변화성 영향)를 고려할 것을 요구하고 있다.

### 2.2 참고문서

- AC 20-107B, Composite Aircraft Structure.

이 문서는 항공기 기술기준 Part 23, 25, 27 및 29의 카본(그라파이트), 보론, 아라미드(케블러) 및 유리강화 플라스틱과 관련된 복합재료 항공기 구조에 대한 요구조건에 대한 적합성 입증 방법을 제시하며, 관련된 품질관리 및 수리 측면에 대한 지침정보를 제시한다.

- AC 21-26, Quality Control for the Manufacture of Composite Structures.

카본(그라파이트), 보론, 아라미드(케블러) 및 유리강화 플라스틱과 관련된 복합재료 항공기 구조에 대한 품질관리 시스템과 관련된 항공기 기술기준 Part 21의 요구조건에 대한 적합성을 입증하는 방법과 관련된 정보와 지침을 제공한다. 또한 AC 20-107B에서 언급한 복합재료에 대한 품질관리시스템의 필수적인 특징에 대한 지침을 제시한다.

- AC 23-20, Acceptance Guidance on Material Procurement and Process Specifications for Polymer Matrix Composite Systems

KAS Part 23의 감항분류가 보통(N), 실용(U), 곡기(A), 커뮤터(C)류인 비행기에 사용된 복합재료의 충분한 관리를 보장하는데 사용되는 재료 및 공정규격서 또는 다른 문서의 Part 23에 대한 적합성 입증 방법을 제시한다. 적절한 복합재료 관리를 보장하고 재료 및 공정규격서의 표준화를 장려하는 업체를 위하여 개발되었다. 인증당국의 절차에 대한 요구조건과 기술 정보를 제시한다.

## 3. 인증과정 (Certification Process)

### 3.1 Building Block Approach

복합재 항공기 구조 인증 과정(composite aircraft structure certification process)은 항공기에 적용된 형상요구조건을 항공기의 설계가 만족시키고 있음을 검증(validate)하는 과정으로서, 이 설계검증과정(Design validation process)은 사용된 재료, 공정 및 해석도구의 확인(Verification)과 성능인증(Qualification)을 통하여 수행된다.

확인(Verification)은 제안된 설계가 수락될 수 있음을 증거(시험 데이터 등)에 의하여 입증하는 과정이고, 재료성능인증(Material qualification)은 재료의 속성과 특성을 확인하는 과정으로서

일반적으로 시험을 통하여 확인된다.

복합재 항공기 업계에서 복합재 구조의 적합성 입증을 위하여 광범위하게 사용하는 검증 과정은 Building Block Approach(BBA)이다. 이 방법은 해석과 구조 복잡도가 증가하는 시험을 사용한다. BBA와 관련된 보다 세부적인 사항은 MIL-HDBK-17F, Volume 3, Chapter 4에 기술되어 있다.

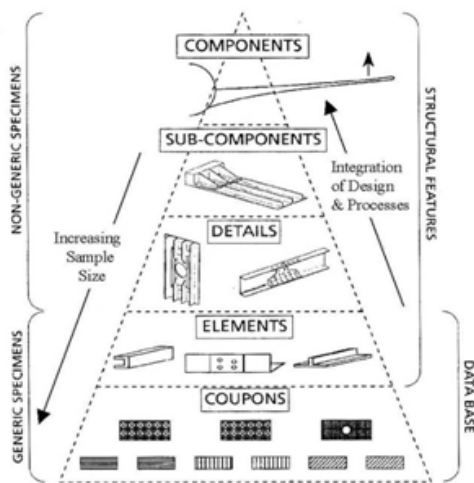


Fig. 1 Building Block Approach

BBA의 적용에서 재료 및 공정규격서의 제정이 매우 중요하다. 재료 규격서는 Building Block 시험에서 사용된 재료와 생산용 재료가 해당 재료규격서에 따라 일관성 있게 구매되도록 하여, 정의된 재료의 속성(Attribute)과 성능인증 특성화(Qualification characterization) 시험과 통계적인 공정관리를 통하여 납품된 재료의 물성이 인증검증과정에서 사용된 것과 동일한 품질 및 성능 표준을 가지며 시간에 따라 변화하지 않음을 보장하기 위하여 작성되어야 한다. 공정규격서는 프로세스 관리 문서(Process control documents)와 함께 재료 물성치의 일관성과 신뢰성을 보장하는데 필수적이며, 반복성 있게 신뢰성 있는 구조물이 생산됨을 보장하기 위하여 개발되어야 한다.

## 3.2 재료 및 공정규격서의 작성

### 3.2.1 공정규격서

공정 인증(Process Qualification)의 방법과 재료규격서에 정의된 모든 수락시험은 적용이 예상되는 생산 공정을 대표하는 것이어야 하고, 시험 시편 제작을 위한 공정 변수들은 실제 제작 제품의 생산에 사용된 공정 변수 값과 일치하여야 한다.

시험을 위하여 생산된 시편과 제품 그리고, 항공기용 생산제품들은 모두 재료 및 공정규격서에 대한 합치성(Conformity)이 확인되어야 한다.

제작 공정이 수립된 이후에 발생하는 공정의 변화는 변화가 미치는 영향을 평가하는 시험의 완료를 포함하는 추가적인 인증(Additional qualification)이 수행되지 않는 한 발생해서는 안 되며 이를 위하여 최소한 다음이 수립되어야 한다.

- (1) 공정 공차(Processing tolerances)
- (2) 재료 취급 및 저장 한계
- (3) 최종 제품의 주요 특성치(Key characteristics)

### 3.2.2 재료규격서

재료의 구매 규격서에 정의된 재료 요구조건은 관련된 공정규격을 사용하여 제작된 표본에 대한 성능인증시험(Qualification test) 결과에 근거해야 하고, 성능인증 데이터(Qualification data)는 재료(복합재료 및 접착제)와 치명적인 복합재 구조의 생산에 사용되는 공정의 관리에 중요한 모든 물성치를 포함해야 한다. 선정된 물리적, 화학적 그리고 기계적 성능인증시험(Qualification test)은 항공기에 적용하기 위한 재료와 공정의 조성, 강성, 강도, 내구성 및 신뢰성을 입증하는데 사용된다.

재료 규격서는 공정관리문서(Process control document, PCD)와 함께 재료의 물성치를 관리하도록 되어 있어야 한다. 공정관리문서는 재료 공급자에 의하여 개정될 수 있기 때문에 항공기 제작자는 동일한 재료 규격서를 사용하여야 하며 재료/PCD 변경관리활동에 참여하여야 한다.

그러나 복잡한 항공 부품 제작에서 흔하게 발

생할 수 있는 최초 공정규격서와의 미소한 차이 (Minor change)는 해당 차이점과 관련된 인증당국의 요구에 따라 분석 또는 시험으로서 그 영향이 반드시 검증되어야 한다.

재료 사용자들은 정기적 구매 품질관리 시험의 수행, 주기적 동등성 및 추가적 시험의 수행, 재료 변경 관리활동에 참여, 해당 규격서에 정의된 통계적 공정관리 활동의 수행 및 정기적 공급자 감사 등을 포함하는 품질관리를 최소한으로(이에 제한되지 않음) 반드시 제정하여야 한다.

구매된 프레프레그 로트에 대한 물성치의 큰 변화 또는 바람직하지 않게 크거나 작은 물성치를 검사하기 위하여 재료인수검사, 원소재품질관리시험 등과 같은 수락시험을 수행하여야 한다.

**3.3 시험계획서 작성**

항공기 제작자의 성능인증 및 설계 허용치 시험계획서가 인증당국에 의하여 승인된 이후에 발생하는 변경은 인증당국에 의하여 적용되는 항공기 기술기준 등에 대한 적합성이 검토되고 승인되어야 한다. 시험계획서에는 최소한 다음 사항이 포함되어야 한다.

**3.3.1 Uncured Prepreg properties test**

재료 공급자가 납품한 모든 배치에 대하여 수행하며 이 시험에서 얻어진 값들은 재료 데이터의 정규화(Normalization)에 사용되는 특정한 값에 추가적으로 품질관리 목적을 갖는다.

Table 1. Recommended physical and chemical property tests to be performed by the material vendor

No.	Test Property	Test Method(s)		No. of Replicates per Batch
		ASTM	SACMA	
1	Resin Content	D 3529, C 613, D 5300, D 3171	SRM 23, SRM 24	6
2	Volatile Content	D 3530	---	6
3	Gel Time	D 3532	SRM 19	6
4	Resin Flow	D 3531	SRM 22	6
5	Fiber Areal Weight	D 3776	SRM 23, SRM 24	6
6	IR (Infrared Spectroscopy)	E 1252, E 168	---	3
7	HPLC (High Performance Liquid Chromatography)*	---	SRM 20	3
8	DSC (Differential Scanning Calorimetry)	E 1356	SRM 25	3

\*MIL-HDBK-17-1E의 5.5.1 및 5.5.2에 세부절차 참조

몇 가지 시험몇 가지 시험은 인수검사시 반드시 반복되어 재료 공급자가 항공기 제작자에게 운송도중에 재료에 문제가 발생하지 않았음을 검증 한다.

대부분의 물성치들은 재료시스템의 생산에 중대한 영향을 미치며 재료시스템의 기계적 물성치에는 영향을 미치지 않는다.[1]

**3.3.2 Cured Lamina Physical Properties test**

재료시스템의 최대 운용온도 한계와 통계적인 설계-허용치 생성시 사용될 데이터를 위한 물리적 물성치를 위한 시험으로서, 일반적으로 재료에 대한 최대 운용 한계는 유리전이온도(wet glass transition temperature) 보다 최소한 5 0°F 이하 이어야 한다.

재료구매를 위하여 완성된 재료규격서와 재료의 수락을 위한 수락한계를 개발하기 위하여 사용된다.

Table 2. Cured lamina physical property tests

Physical Property	Test Procedure	No. of Replicates per Batch
Fiber Volume	ASTM D 3171 <sup>1</sup> or D 2584 <sup>2</sup>	See note 3
Resin Content	ASTM D 3171 <sup>1</sup> or D 2584 <sup>2</sup>	See note 3
Void Content	ASTM D 2734 <sup>4</sup>	See note 3
Cured Neat Resin Density	ASTM D 792	See note 5
Glass Transition Temperature (dry) <sup>6</sup>	SACMA SRM 18	3
Glass Transition Temperature (wet) <sup>7</sup>	SACMA SRM 18	3

\*세부 Note 내용은 참고문헌 [1] 참조

**3.3.3 Specimen manufacturing**

각 시편의 외형에 대한 도면은 치수 및 공차와 함께 참고문헌 [1]에 제시되어 있으며, 모든 시편은 인증당국의 합치성 검사를 수검하여야 한다.

모든 시편은 반드시 적절한 공정규격서에 따라 정의된 외형과 인증당국의 합치성 지침에 대하여 제작되어야 한다. 재료 물성치 성능인증을 위하여 다음에 대하여 시편에 대한 기술적인 정의가 수립되어야 한다.

시험 패널의 생산은 항공기 부품의 생산에 적용되는 동일한 공정으로 수행함을 정의하고, 공정의 수행 또는 시험결과에 영향을 미치지 않는

예외사항과 패넬크기, 시편가공방법, 시편추적성, 스트레인 게이지 접착, 시편 검사 및 합부 판정기준 등이 정의되어야 한다.

3.3.4 Environmental conditioning.

기계적 물성치에 대한 습도의 영향을 확인하기 위한 시편은 환경에 대한 처리가 수행되어야 한다. 습기에 오랜 기간 노출된 시편은 일반적으로 습기가 많은 공기에 장기간 노출된 상태를 모사하고 재료에 수분을 응축시키기 위하여 가속 컨디셔닝 처리된다. 가속 컨디셔닝은 시편이 습도 균형 상태에 도달될 때까지 85±5%의 상대 습도와 145±5° F에서 수행되어야 한다.

습도 함유율을 판단하기 위하여 시편의 크기와 Tab의 영향으로 인하여 개별 시편을 측정하지 않기 때문에 약 1인치 x 1인치 크기의 시편(두께는 시험용 시편 두께)을 사용하여 증가된 중량을 측정한다. 중량 측정용 시편은 기계적 시험 시편을 만드는 패넬로부터 만들어져야 한다. 재료 배치 별 패넬당 1개씩의 중량 측정용 시편이 권장된다. 중량 측정용 쿠폰의 평균 습도 함유량 변화가 7±0.5일 범위 내에서 연속적으로 2회 측정했을 때 0.05% 보다 작은 경우에 습도 균형과정이 완료되고, 시험용 시편은 습도 조절용 종이 수건과 함께 봉인된 주머니에 옮겨져 시험 시까지 최대 14일 동안 보관될 수 있다.

3.3.5 Sampling methodology and Number of Specimens

공정변동성의 영향을 성능인증 데이터에 포함시키기 위하여, 시험 패넬을 생산하기 위한 생산공정은 다중 프로세스 사이클을 대표하여야 한다. 각 하중조건, 시험방법 및 성능인증 시험들을 위하여 생산된 패넬은 최소 2개의 독립적인 경화공정사이클을 대표해야 한다.

예를 들어, B-basis 고온-흡습 조건에서의 In-plane shear strength 시험은 3개의 재료 배치에서 제작된 각 Batch에서 6개의 패넬로 수행된다. 패넬들은 시험 수행중 최소 2개의 독립적인 공정사이클에 대하여 추적가능해야 한다.

■ Robust Sampling (for A or B Basis)

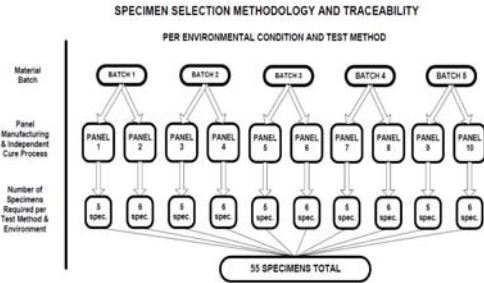


Fig. 2 Robust Sampling

Table 3. Robust sampling requirements for cured lamina main properties

Figure No.	Test	Method Reference	No. of Specimens Per Test Condition			
			CTD <sup>1</sup>	RTD <sup>2</sup>	ETW <sup>3</sup>	ETD <sup>4</sup>
9* or 10*	0° (warp) Tensile Modulus, Strength and Poisson's Ratio	ASTM D 3039	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
11*	90° (fill) Tensile Modulus and Strength	ASTM D 3039	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
12	0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
13*	0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
14	90° (fill) Compressive Strength	SACMA SRM 1	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
15*	90° (fill) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
16*	In-Plane Shear Modulus and Strength	ASTM D 5379	5 x 11	5 x 11	5 x 11	5 x 11
17	Short-Beam Shear	ASTM D 2344	--	5 x 11	--	--

\*세부 Note 내용은 참고문헌 [1] 참조

■ Reduced Sampling (for B Basis)

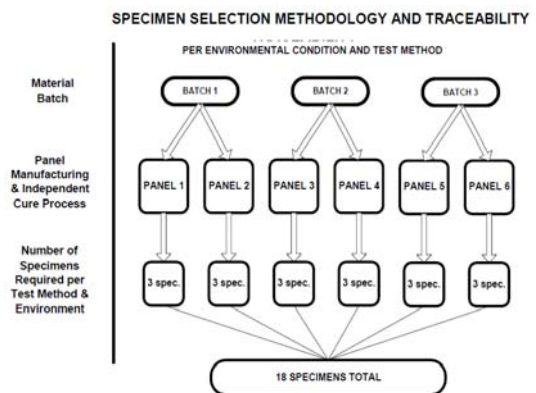


Fig. 3 Reduced Sampling

Table 4. Reduced sampling requirements for cured lamina main properties

Figure No.	Test	Method Reference	No. of Specimens Per Test Condition			
			CTD <sup>1</sup>	RTD <sup>2</sup>	ETW <sup>3</sup>	ETD <sup>4</sup>
9 or 10*	0° (warp) Tensile Modulus, Strength and Poisson's Ratio	ASTM D 3039	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
11*	90° (fill) Tensile Modulus and Strength	ASTM D 3039	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
12	0° (warp) Compressive Strength	SACMA SRM 1	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
13*	0° (warp) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
14	90° (fill) Compressive Strength	SACMA SRM 1	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
15*	90° (fill) Compressive Modulus	SACMA SRM 1	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
16*	In-Plane Shear Modulus and Strength	ASTM D 5379	3 x 6	3 x 6	3 x 6	3 x 6
17	Short-Beam Shear	ASTM D 2344	--	3 x 6	--	--

\*세부 Note 내용은 참고문헌 [1] 참조

Fig. 2와 Fig.3은 Robust 및 Reduced 표본 추출 설계 허용치를 위한 시편선정시 뿐만 아니라 패널 제작시에 사용되는 일반적인 방법을 나타낸다. 이러한 선정 과정은 설계허용치 개발에 사용된 통계분석과 성능인증이 진행되는 재료시스템에 내제된 프레프래그 배치와 공정변동성을 고려하기 위하여 필수적이다.

각 표본추출방법에 대하여 요구되는 시편의 수는 아래 Table 3과 Table4에 나타나 있다.

3.3.5 Fluid Sensitivity Screening.

물 또는 습도 이외의 다른 유체에 대한 민감도 평가는 Jet fuel (JP-4), Hydraulic Fluid, Solvent (MEK) 등 다양한 유체에 대하여 수행되어야 한다. 필요한 경우, 방빙유체(De-icing fluid)와 같은 다른 유체들에 대하여도 시험을 수행하여야 한다.

다양한 유체 형태에 의한 영향을 평가하기 위하여, 매트릭스의 성능저하에 민감한 시험방법을 사용하여야 하며, 해당 유체에 노출시키고 RTD 및 ETD 조건에서 시험한 결과를 노출되지 않은 상태의 시험결과와 비교한다.

3.3.6 Design-allowable generation process

기계적 시험 프로그램과 관련된 데이터의 정리가 완료되면, 다음 단계는 각 기계적 물성치에 대하여 통계적 설계 허용치를 생성하는 성능

인

Table 5. Material qualification program for fluid resistance

Fluid Type	Test Method	Test Temperature (°F)	Exposure <sup>1</sup>	Number of Replicates <sup>2</sup>
Jet Fuel (JP-4)	ASTM D 5379 <sup>3</sup>	180	See note 4	5
Hydraulic Fluid	ASTM D 5379 <sup>3</sup>	180	See note 4	5
Solvent	ASTM D 5379 <sup>2</sup>	Ambient	See note 5	5

\*세부 Note 내용은 참고문헌 [1] 참조

증 절차의 수행이다.

3.3.6 Design-allowable generation process

기계적 시험 프로그램과 관련된 데이터의 정리가 완료되면, 다음 단계는 각 기계적 물성치에 대하여 통계적 설계 허용치를 생성하는 성능인증 절차의 수행이다.

복합재료에 내제되어 있는 재료 물성치의 변동성으로 인하여, 각 기계적 물성치에 설계값을 할당할 때 변동성이 알려져야 한다. 비록 제시된 통계적 절차가 대부분의 공통적인 형태의 변동성을 고려한다고 하더라도 절차에 모든 변동성의 원인을 고려되어 있지 않음에 주의하여야 한다.

A-/B-basis 설계허용치들은 각 강도 물성치에 대하여 참고문헌 [1]의 통계적 절차를 사용하여 결정된다. Modulus와 Poisson's ratio 설계값의 경우, 각 환경조건에 대한 모든 상응하는 시험의 평균값을 사용하여야 한다.

변형률 설계허용치들이 필요할 경우, 상응하는 변형률 설계값을 얻기 위하여 단순 1차원 선형 응력-변형률 관계를 사용할 수 있다. 그러나 이 과정은 인장 및 압축 변형에 대하여는 잘 적용되나, 전단에 대하여는 비선형 거동으로 인하여 극단적으로 보수적인 변형률 값을 나타낸다. 라미네이트에 대한 선형 해석이 수행되는 경우에 이러한 보수적인 전단 허용치들이 적절하고, 비선형 해석이 수행되는 경우에는 비선형 전단 응력-변형률 관계가 사용될 수 있다 이때 최대 변형률 값은 전단 변형률 허용치로서 5%[2]가 사용된다.

정규화, 통계분석 등에 대한 세부적인 절차 등은 참고문헌 [1]을 참고한다.

### 3.4 성능인증시험수행

새로운 재료의 성능인증을 항공기 제작자에 의하여 작성된 재료규격서에 따라 수행하는 경우, 모든 성능인증 및 설계와 관련된 시험은 항공기 제작자에 의하여 작성된 시험계획서에 따라 수행되고 관리되어야 한다. 이 과정은 항공기 인증 프로그램에 대한 인증당국의 절차와 일관성이 있어야 한다.

재료 성능인증과정에서 재료 공급자는 다음을 수행해야 한다.

- 새로운 재료의 개발
- 함침된 재료 생산 공정(Prepreg production process)의 안정화
- 해당재료의 경화공정변수의 수립 및 문서화 (수립된 경화 공정은 항공기 제작자에 의하여 사용되어야 함)
- 재료와 관련된 데이터, 재료규격서 그리고 허용치를 항공기 제작자에게 제출

항공기 제작자는 다음을 수행해야 한다.

- 성능인증 및 설계 허용치 시험계획서 및 재료규격서 초안을 인증당국에 제출
- 최소 3개 배치의 프레프레그 재료와 항공기 제작자의 생산경화공정을 사용하여 시험 패널(Test panel)을 생산하여 성능인증 및 허용치 시험 수행
- 필요에 따라 패널의 생산과 시험은 인증당국의 입회하에 수행
- 시험완료후 신청된 재료배치수락한계(material batch acceptance limit)와 B-basis 허용치를 계산. 규격서 제한치와 허용치의 계산은 MIL-HDBK-17의 절차를 따라 수행
- 시험데이터, 재료규격서 및 경화공정문서를 인증당국에 제출

- 인증당국은 해당 데이터와 규격서의 값을 검토하여 수락 가능할 경우, 해당 재료규격서와 허용치 데이터를 항공기 제작자의 해당 항공기 인증 프로젝트에 사용하는 것을 승인함.

- 해당 항공기 구조의 특정한 형상 및 설계 세부사항을 검증하기 위한 추가적인 설계 검증(Design verification) 및 인증시험(Certification test)을 수행

- 모든 인증시험과 해석이 완료되면 인증당국은 해당 재료와 설계를 형식인증으로서 승인

해당 규격서에 의하여 허용된 부적합은 시험 증거에 의하여 입증되는 분석 또는 쿠폰, 엘리먼트 또는 서브컴포넌트 수준에서 수행되는 시험에 의하여 적합성이 입증되어야 한다.

## 4. 결 론

본 논문에서는 소형 항공기의 설계 및 항공기 기술기준에 대한 적합성 입증을 위한 복합재료 인증과정에 대한 기초적인 사항을 제시하였다. 여기에서 제시된 사항들은 항공기의 적합성을 입증하기 위한 방법으로서 활용될 수 있으나, 신청자에 의하여 대안이 제시될 경우 인증당국의 검토와 협의가 필요하다.

## 참고 문헌

- [1] DOT/FAA/AR-03/19, Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems: Updated Procedure, 2003
- [2] MIL-HDBK-17-1E