

## 복합재 소형 항공기 구조 인증 고려사항에 대한 고찰

서장원\*

# A Consideration on Composite Material Certification for Small Aircraft Structure

Jang-won Suh\*

### ABSTRACT

In this paper, the technical problems or considerations which could be arisen at the certification for composite small aircraft structures per FAR Part 23 have been reviewed and the actions expected applicants should take also have been explored.

This paper focuses on the technical problems considered to be happening and describes the relation to the certification regulations and to the certification experiences. This paper is general information to composite certification activities, and presents some useful guidance materials and reference materials.

The general information described in this paper could not be applied to any composite structures and to the secondary structures which not critical to flight safety.

### 초 록

본 논문에서는 FAR Part 23에 따른 복합재 소형항공기 구조 인증시 복합재료의 인증활동에서 발생할 수 있는 기술적 문제점 또는 고려사항을 검토하고, 이에 대한 인증 신청자가 수행해야 할 것으로 예상되는 사항을 검토하였다.

본 논문은 복합재 인증시 발생하는 기술적 문제에 초점을 맞추어 규정과의 관계 및 인증 경험에 관련한 기술적 문제를 설명하였다. 복합재 인증활동에 대한 개괄적 내용과 복합재 항공기 구조물의 인증에 유용한 지침과 참고자료를 제시하고 있다.

본 논문에 소개된 일반적인 인증에 관련한 내용은 모든 복합재료 구조에 대해 적용되어지지 않을 수 있으며, 비행 안전에 치명적이지 않는 2차 구조에 대해서는 적용되어지지 않을 수 있다.

**Key Words** : Composite(복합재), Certification(인증), Structure(구조), Part 23

\* 서장원, 한국항공우주연구원 항공우주안전인증센터 항공인증팀  
jwsuh@kari.re.kr

## 1. 서론

항공기 구조에 복합재료의 사용은 시간이 지날수록 확장되어 가고 있으며 그 적용에 대한 복합재료 기술이 계속적으로 발전되어 가고 있다. 그러나 아직도 복합재료의 항공기 구조에의 적용은 금속재료에 비해 표준화 수준 측면에서는 뒤떨어지고 있는 것이 사실이다. 금속재료는 여러 경로의 공급선에 의해 국제적 규격으로 구매를 쉽게 할 수 있는 반면에 복합재료는 소수의 공급선에 의해 공급되는 한계가 있다. 일반적으로 복합재료의 표준화와 그에 관련한 기본 자료들의 부족이 복합재 항공기 구조의 인증 업무를 어렵게 하는 요인이 되고 있다.

복합재 항공기 구조 인증에서 필요로 하는 기술적 문제들에 대해 FAR Part 23에 따른 인증활동에서 발생할 수 있는 기술적 문제점 또는 고려사항을 검토하고, 이에 대한 인증 신청자가 수행해야 할 것으로 예상되는 사항을 검토하였다.

복합재 인증시 발생하는 기술적 문제에 초점을 맞추어 규정과의 관계를 설명하고자하며 인증 경험에 관련한 기술적 문제를 설명하였다. 세부사항에 대하여 개괄적 내용을 제공하고자 하며, 복합재 항공기 구조물의 인증에 유용한 지침과 참고자료를 제시하고 있다.

복합재료는 다음과 같은 몇 가지 문제가 있고, 이러한 문제들은 복합재 항공기 구조의 인증과정에서 확인되어야 한다. 이러한 문제들 중 몇 가지는 항공기 제품에 적용된 특정한 복합재료의 기술에 따라 중요성이 변화한다.

대부분의 복합재 설계와 제작 방법은 구조에 수락 가능한 경화 수준의 적합한 상태로 재료를 처리하는 항공기 부품 제작자의 공정에 관련되어 있고, 크고 매우 집적되어 있는 구조물의 반복 가능한 제작은 특별한 치공구를 필요로 한다. 구조의 본당은 서로 밀접하게 연결된 설계와 생산에 대한 추가적인 고려를 요구하고, 제작 공정은 재료의 관리, 환경에 대한 내구성 및 구조적 성능의 입증을 위한 활동에 영향을 미친다.

복합재 기체구조의 기계적 성능은 운용중의 손상 위험과 환경적 노출뿐만 아니라 부품의 설계와 생산에 밀접하게 연관되어 있다. 복합재 구조는 응력집중과 Out-of-plane 하중에 민감하기 때문에 구조적 부품

(부착물, 연결부위, 잘린 부분 등), 생산결합과 우발적인 손상 등을 포함하는 응력집중은 반드시 설계시 고려되어야 하고, 환경에 의한 효과 또한 설계시 고려되어야 한다. 두께 방향은 일반적으로 실행가능한 주요 하중 경로가 아니기 때문에, 대부분 복합재료의 기계적 특성치는 두께 방향으로 매우 낮다. 그럼에도 불구하고 Built-up 복합재료 구조의 두께 방향으로 몇몇 2차 하중이 존재할 수 있다. 이러한 문제에 관련된 사항으로 인하여 구조적 입증시 큰 규모의 시험이 중요하게 된다.

## 2. 인증시 고려사항

### 2.1. 개발과 입증

복합재 항공기 구조물의 개발과 입증은 설계, 생산 및 정비관련 인원의 밀접한 협조를 요구한다. 형식설계 및 생산 인증 과정에서 수행된 관련 업무들은 구조조립 및 부품의 생산, 신뢰성 있는 성능을 갖는 반복 가능한 제품을 보장하는 품질관리 프로세스의 수행에 사용된다. 추가적으로 생산결합, 환경에 대한 노출, 운용 중 손상 및 검사/수리 절차들은 구조적 입증시 고려되어야 한다. 몇몇 복합재 구조물의 인증시 나타나는 독특한 문제점은 가연성 및 낙뢰보호에 대한 사항이다.

제품의 입증은 시험 및 분석의 조합으로서 나타나는데, 시험 및 분석은 쿠폰에서부터 구조부품 및 실제 크기의 항공기 구조에 걸쳐 수행된다.

중중 Building block approach가 사용되기도 한다. 이러한 접근방법은 복합재료에 대하여 독특한 방법은 아니며 재료와 공정의 변동성을 확인하기 위한 낮은 규모에서의 시험의 반복과 하중경로와 구조적 설계를 검증하기 위한 큰 규모의 시험을 수행하는 것이다.

제품의 성능 목표(중량감소 등)와 특정한 설계 및 생산 부품에 따라 특정한 구조에 사용된 Building block analysis와 시험의 양은 프로그램에 따라 다를 수 있다. 그러나 구조시험은 일반적으로 정적강도와 손상허용을 입증하기 위하여 분석을 보완하기 위하여 필요하다. 실제 설계 및 생산 부품을 이용한 시험은 낙뢰와 화재에 대한 저항을 실증하는데 결정적임이 확인되었다.

### 2.2 계속감항성

피로손상이 구조 강건성과 예기치 않은 손상(외부 물체손상 등)에 대한 주요 위협이 될 수 있는 금속재 구조와는 다르게 복합재 구조의 계속감항성에 영향을 미치는 요소는 여러 가지가 있다. 생산 공정 또는 정비/수리 절차에서 발생한 실수 또한 고려되어야 한다. 예를 들면, 표면의 오염으로 인한 낮은 강도의 분당은 검사방법으로는 검출될 수 없다. 그 결과로서 다른 품질관리 절차와 Redundant 설계 특성은 접착 구조물의 계속감항성을 보장해야할 필요가 있다.

발생할 수 있는 다른 수준의 성능저하와 손상은 정적강도, 강성, 필터 및 손상허용에 대한 구조적 입증시 반드시 고려되어야 한다. 이것은 특정한 복합재료에 대한 환경적 영향과 유체 호환성을 평가하는 것으로서 시작할 수 있다. 압축강도와 같이 Matrix가 우세한 복합재료의 특성들은 시간에 따른 습기의 침투와 고온에 대하여 매우 민감하다. 정적강도 입증에는 생산 또는 정비에서의 검사에서 검출되지 않는 비교적 작은 손상을 포함하고 손상허용은 발견되면 수리되어야 하는 보다 큰 손상에 대하여 수행된다. 정적 강도 및 손상 허용 요구조건을 만족시키는 것에 추가적으로 감항성 평가와 생산 결함 또는 생산과 운용중 발견된 손상의 수리에 대하여 시의 적절한 기술적 지원을 촉진하기 위하여 충분한 데이터 개발이 필요하다.

### 2.3 기타 요소

복합재 제품의 인증과 계속감항성 관리에 나쁜 영향을 주는 다른 요소가 있다. 복합재료에 대한 기술적 표준의 부족은 관련된 비용과 일정에 영향을 미칠 수 있다.

이러한 영향은 해당 프로젝트 또는 문제를 담당하는 기술팀의 기술에 따라 최소화 될 수 있다. 새로운 엔지니어와 작업자에 대한 교육은 성공적인 적용에 필수적이다.

복합재료의 설계, 분석, 생산 및 정비에 대한 기술적 경험의 팀 구성원 간의 훌륭한 균형은 제품의 개발과 인증 프로그램을 조절하기 위하여 필요하다. 기술팀은 또한 특정한 복합재료와 공정에 대한 전문가를 보유하여 발생하는 문제의 해결에 활용하여야 한다.

## 3. 감항규정

본 장에서는 소형 복합재 항공기의 인증시 복합재료와 밀접하게 관련된 Part 23의 감항규정을 제시한다. 이들 규정들은 해당 서브파트에 따라 제시되었으며, 현재의 개정수준과 함께 제시되었다.

일반적으로 §23.573(a)을 제외하고 이들 규정들은 사실상 포괄적이며 금속재 및 복합재 구조에 모두 적용될 수 있다. §23.573(a)은 복합재 기체구조를 설명하기 위하여 특별히 만들어진 규정이다. §23.573(a)은 1993년의 (개정번호 23-45) Part 23에서 최초로 언급되었고 1996년(개정번호 23-48)에 개정되었다.

### 3.1 Subpart C – Structure

- §23.305 Strength and deformation.
- §23.307 Proof of structure.
- §23.561 General.
- §23.573 Damage tolerance and fatigue evaluation of structure.
- §23.575 Inspections and other procedures.

### 3.2 Subpart D – Design and Construction

- §23.601 General.
- §23.603 Materials and workmanship.
- §23.605 Fabrication methods.
- §23.609 Protection of structure.
- §23.613 Material strength properties and design values.
- §23.619 Special factors.
- §23.629 Flutter.
- §23.785 Seats, Berths, litters, safety belts, and shoulder harnesses.
- §23.787 Baggage and cargo compartments.
- §23.807 Emergency exits.
- §23.853 Passenger and crew compartment interiors.
- §23.859 Combustion heater fire protection.

- §23.865 Fire Protection of flight controls, engine mounts, and other flight structure.
- §23.867 Electrical bonding and protection against lightning and static electricity.

### 3.3 Subpart E – Powerplant

- §23.967 Fuel tank installation.
- §23.1121 General.
- §23.1182 Nacelle areas behind firewalls.
- §23.1183 Lines, fittings and components.
- §23.1189 Shutoff means.
- §23.1191 Firewalls.
- §23.1193 Cowling and nacelle.

## 4. 복합재 구조 인증시 문제점

복합재 소형항공기의 인증은 “3. 감항규정”에 제시된 요구조건에 대한 적합성을 입증하는 과정이며, 본 장은 해당 요구조건에 대한 적합성 입증시 발생할 수 있는 특정한 기술적 고려사항을 각 부분으로 나누어 설명한다.

각 부분은 기술적 고려사항, 인증시 설명되는 관련 사항의 요약 그리고, 각 부분에 적용되는 규정, 지침 및 참고문헌을 제시한다.

### 4.1 재료/접착제 인증

#### 가. 고려사항

- (1) 재료시스템과 구성요소의 검증
  - 복합재료의 관리와 반복 가능한 공정의 관리를 보장
  - 최초검증(Original qualification)
    - Key property의 표본 데이터 모집단 형성
    - 재료와 공정의 연속적인 관리과정에서 비교 기준으로 사용.
  - 동등성
    - 재료와 공정의 후속되는 사소한 변경

- 최초검증 데이터와의 동등성
  - 추가적인 시험 요구됨
  - 새로운 검증
    - 재료/공정의 증대한 변경/대체소재의 사용
- (2) 재료검증 및 허용치 개발 이전 재료선정
    - 재료 선정, 공급자와의 업무수행방법 수립 및 기초 제작 공정 정의
    - 복합재료의 유체 저항성 확인
      - 운용환경에서 노출될 가능성이 있는 모든 유체를 대상
    - 항공기 부품들의 Tgwet와 MOT 사이에 여유
    - Screening test에 대한 지침 제시
  - (3) 항공기 부품 제작자
    - 복합재의 원소재가 구조에 적용되는 경화된 상태로 만들어지는 과정에서 중요한 역할을 수행함.
      - 기본제작공정은 재료 물성치와 허용치에 직접적인 영향을 미침.
      - 제작공정 정의
      - 광범위한 시험 이전에 적당한 관리방법 수립
    - 재료 및 공정 규격서의 예비초안 작성
    - 쿠폰 시험
      - 작은 규모 (Small-scale)로 수행
      - 인증업무에서의 사용을 위한 재료의 A & B basis 허용 강도값
      - 다른 기초 재료 물성치
    - 온도와 습도의 영향 고려
      - 선정된 모든 재료 시스템으로부터 제작
      - 사전에 조건이 조절된 시험시편을 사용하여 공통적으로 고려.
    - 승인된 재료 및 공정규격에 의하여 구매되고, 공정이 수행된 재료를 사용하여 수락할 수 있는 재료 및 구조 허용치 개발
    - 재료에 대한 재료 및 공정규격에 대한 지침과 기술적 기준은 DOT/FAA/AR-02-109와 DOT/FAA/AR-02-110 참조
- 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항
- 재료선정 기준 및 지침
  - 기초제작공정 정의 (경화 사이클 등)
  - 재료의 중요 물성치의 쿠폰시험 결과
  - 재료의 동등성 및 품질시험에 대한 수락기준

- 최초 재료 검증 또는 기존 데이터 중에서 사용자의 선택
  - 해당 인증프로그램에 대한 허용치 개발
  - 공정 및 재료의 변경에 대한 처리
- 다. 관련 규정 : §23.603, §23.605, §23.609, §23.613
- 라. 적용분야 : 복합재 항공기 부품에 사용된 재료
- 마. 지침 및 참고자료
- AC 20-107A
  - AC 21-26
  - PS-ACE100-2-18-1999
  - PS-ACE100-2001-006
  - DOT/FAA/AR-03/19
  - DOT/FAA/AR-02/109
  - DOT/FAA/AR-02/110.

## 4.2 구조 본딩

### 가. 고려사항

- (1) 2차 본딩(Secondary bonding)
- 접착 본딩 과정을 통하여 2개 이상의 이미 경화된 복합재료 부품을 함께 결합하는 것
  - 항공기 구조에서 접착, 부착 및 수리를 위함.
  - 2차 본딩의 성공적인 적용은 재료, 공정 및 설계에서 고려된 수에 종속됨.
    - 모든 부위에 적절한 수준의 주의를 기울여야 하고 연관관계 이해.
    - 접착제, 접합재 및 접착과정의 특정 조합에 대한 검증: 고유한 물성치 규정 목적.
    - 본딩에 대한 엄격한 공정관리가 필수적.
- (2) 구조 본딩 재료와 공정에 대한 검증
- 모든 중요 물성치(Key properties)의 평가
  - 장기간의 내구력의 신뢰성 있는 측정치 증명
  - 정적강도에 대한 구조의 설계와 입증
- (3) 접합재 표면의 준비
- 적절하지 않은 표면조도, 사전접착습도, 화학적 오염, 결빙방지유체 및 기계적/화학적 기타요소는 복합재료에 대한 접착제의 적절한 접합을 방지.
    - 표면 준비가 부적절할 경우, 계면 불량 발생
    - 환경에 노출된 시간에 의하여 발생
  - 전통적 검사절차(초음파 등)는 적절하지 않은

표면준비에 의하여 발생하는 Weak bond를 검출하지 못함.

- 엄격한 제작 공정 및 적절한 표면 준비를 보장하는 품질관리를 포함하는 강건한 공정이 검증되어야 함.
- 과거의 경험에 의하면 본드라인 cleavage test가 본딩 재료와 공정의 검증과 품질관리에 유용함

### (4) 본딩구조에서 중요한 사항

- 본드라인
    - a. 두께는 본드라인의 apparent strength에 대하여 Key role을 하고,
    - b. 본드라인두께는 변화가 다양함.
    - c. 일반적으로 강도를 약하게 함.
  - Shimming과 Spacer
    - a. 본드라인두께의 변화를 조절하기 위하여 사용
    - b. 간섭을 피하기 위한 연결부품의 경화된 상태의 외형과 설계허용치에 따라 사용됨.
  - 페이스트 또는 필름접착제의 재료에 적용하는 절차 및 본드라인을 조절하는 절차
  - 접착제의 충분한 경화
- 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항
- 접착제, 접착물 및 공정의 특정조합에 대한 검증
  - 내구성 및 구조 입증
  - 외부제작사에서의 본딩 또는 수리를 위한 표면 준비 절차
  - 운용 중 수리를 위한 표면 세척 방법
  - 상승된 온도에서의 경화 방법으로 운용중 수리를 위한 폼 및 허니콤 코어 등 복합재 구조의 건조
  - 본드라인 두께 검증
  - 본딩환경 및 공정관리
  - 본딩구조물의 설계세부사항 및 redundancy
  - 페인트 색 제한 등과 같은 본드라인 서비스 온도
- 다. 관련규정 : §23.573, §23.601, §23.603, §23.605, §23.613

라. 적용분야 : 항공기 구조의 2차 본딩

마. 지침 및 참고자료

- AC 20-107A
- AC 21-26
- DOT/FAA/AR-02/109

- DOT/FAA/AR-02/110
- DOT/FAA/AR-03/53.

### 4.3 환경노출 및 유체 호환성

가. 고려사항 : 구조적 성능을 변화시키는 환경노출의 영향

- 복합재 정적강도의 저하는 오랜 시간에 걸쳐 발생할 수 있음.
- 고온과 대기습도조건에 대한 장기간의 노출
  - Hot/Wet condition
  - 압축강도 등과 같은 물성치 감소
  - 운용 시간에 따라 변화
  - 온도의 영향은 고온에 노출되는 빈도에 관계
  - 습도의 영향은 흡수에 필요한 시간에 관계
- 정적강도와 손상허용 평가시 환경 영향 고려
  - 재료 검증과 허용치 시험에서 고려
  - 몇몇 환경 고려사항은 재료 선정시 필요
- 세부부품과 서브구성품에 대한 구조적 시험: 보다 복잡한 고장모드에 대한 환경 영향 평가
- 과부하계수
  - 정적 및 손상허용시험 수행시 포함시켜 환경적 영향을 고려
  - 전기체 수준에서 환경적 영향의 평가를 위한 시험의 대체 방법
- MOT
  - 특정한 항공기의 구조적 입증을 쉽게 함.
  - 열분석, 시험 등으로 구해질 수 있음.
  - 가장 높은 온도가 허용된 페인트의 색을 고려.
- 운용 중 복합재와 접촉할 수 있는 다른 형태의 유체에 대한 노출과 강도 저하에 미치는 그들의 영향을 평가
  - 고려되는 matrix 재료에 대한 유체의 호환성에 대한 정보를 재료 선정단계에서 검토
  - 후속 재료검증 시험을 통하여 평가 완료

나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 최고운용온도(MOT)와 같은 열분석
- 과부하 계수
- 치명적 습도 한계의 수립
- 고온 고습 표준 날씨 기준(Hot wet standard day)

- 온도한계에 미치는 페인트 색 제한의 영향
- 자외선의 영향과 페인트 요구조건
- 부속 구조의 역적 부조화에 대한 고려사항
- 고려해야 하는 유체
- 본딩에 미치는 유체의 영향

다. 관련규정 : §23.573, §23.601, §23.603, §23.609

라. 적용분야 : 항공기 구조

마. 지침 및 참고자료

- AC 20-107A
- PS-ACE100-2-18-1999
- PS-ACE100-2001-006
- DOT/FAA/AR-00/47
- DOT/FAA/AR 02/109
- DOT/FAA/AR-02/110

### 4.4 구조 적합성 확인

가. 고려사항 : 복합재 부품의 적합성 검사

- 제작공정 완료시 적합성을 검사할 수 없음.
  - 복합재 부품 제작은 공정에 종속
  - 공정중 적합성 검증 수행
  - 재료의 인수검사 수준에서 시작하여 쿠폰 수준에서부터 완전한 크기의 구성품의 시험으로 지속.
- 제작공정이 적합성 검사 이전에 구조적 설계 Detail을 대표하도록 적절하게 Scale되지 않았을 경우, 치공구, 공정 및 설계의 변경이 고려되어야 함.
  - 검증시험의 완료시에 일반적으로 규격서의 요구조건 정의가 완료되어야 함.
- 예비 허용치는 설계 허용치 수립에 충분한 데이터가 존재할 때까지 설계의 개발에 사용될 수 있음.
- 검사방법
  - 사용된 재료에 따라 적용하고 생산 결함을 관리하는데 필요한 적절한 검사 방법을 준비
- 모든 제안된 허용 가능한 결함 한계는 적합한 제품을 사용한 시험으로 검증됨.

나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 구성품 수준의 쿠폰
- 공정중 일치성

- 규격서의 예비 허용치와 미정사항에 대한 확정 계획
- 설계/제작의 종합과 확장
- 시제품 개발시의 MRB 활동 계획
- 비파괴검사 개념의 검증

다. 관련규정 : §21.33.

라. 적용분야 : 항공기 구조

마. 지침 및 참고자료

- PS-ACE100-2001-006
- DOT/FAA/AR-00/47
- DOT/FAA/AR-02/109
- DOT/FAA/AR-02/110

#### 4.5 구조입증 (정적강도/손상허용)

가. 고려사항

(1) 복합재 설계의 정적구조강도 입증시 고려사항

- 치명적인 하중 케이스와 관련된 고장 모드
- 환경의 영향
- 반복하중
- 생산 허용오차
- 재료 및 공정의 변동성

(2) Building block tests & analyses

- 쿠폰, 구성품 또는 서브구성품 수준에서 수행.
- 다음과 관련된 문제점을 설명

- a. 변동성
- b. 환경
- c. 구조적 불연속성
- d. 손상
- e. 생산 결함

• 시험물

- 생산결함, 사용될 검사방법에 의하여 검출되지 않는 운영시 손상과 품질관리 또는 제품의 정비문서에 의하여 허용되는 결함이나 손상 포함
- 결함과 손상은 시험물의 가장 변형이 큰 부분에 추가되어야 함.
- 요구되는 수리 시나리오를 포함해야 함.

(3) 정적 강도 입증

- 정적 강도 입증

- 모든 주요 구조 구성품에 대한 극한하중시험
- 또는, 분석은 적절 수준의 하중에 대한 서브 구성품시험 또는 구성품시험에 의하여 입증.

• 시험물

- 분석결과검증을 위하여 시험물의 모든 치명적인 위치에 스트레인게이지가 장착되어야 함.
- 분석결과와 검증은 유사한 설계, 재료 시스템 및 하중 케이스를 갖는 이전 구성품 시험을 포함할 수 있음.
- 시험은 특정한 분석적 방법을 검증하는데 도움을 줄 수 있음.

(4) 손상허용 및 피로 평가

• 손상허용 및 피로 평가

- 가능한 손상 시나리오와 운용수명동안 예상되는 피로하중에 노출되었을 때 복합재 구조물이 의도되는 극한하중 능력을 유지하는 것을 허용하는 절차수립에 사용됨.
- 손상허용 및 피로평가에 의하여 수립된 절차에는 구성품 교환 시간, 검사간격 또는 파국적인 결함을 피하기 위하여 필수적인 다른 절차를 포함.
- 기준 극한 강도 능력이 피로, 환경영향, 내재되고 불연속적인 흠집, 생산 실수 또는 우발적 손상으로 인하여 발생하는 손상에 의하여 위태롭게 되는 것을 가정함.

• 잔류강도평가

- 단기간의 비행시간 동안은 탐지되지 않을 수 있는 분명한 손상에 대하여 필요.

• BVID, Barely Visible Impact Damage

- 손상이 생산 또는 정비에서 발행하여 선정된 검사기법에 의하여 검출되지 않은 흠집 또는 결함을 포함할 경우

• VID, Visible Impact Damage

- 선정된 검사기법에 의하여 검출되는 손상

• 손상 허용 및 피로 평가에서의 시험, 분석 및 손상 시나리오에 대한 고려사항

- 정비 검사에 의하여 발견될 수 있는 손상(VID)에 대한 최소잔류강도는 제한하중 임.
- 전략적으로 강도를 제한하중까지 감소시키는 모든 VID는 반드시 단기간의 비행시간 내에 분명하고 충분히 검출되어야만 함.

- 시험물
  - 수리품을 포함
  - 손상허용 및 정적강도시험 중에 입증되어야 함.
- 충격손상
  - 샌드위치 구조는 다른 보강된 복합재 구조와는 다르게 반응함.
  - 샌드위치 패널에 대한 모든 손상은, 크기가 작더라도, 수분의 침투를 방지하기 위하여 표면을 수리함.
  - 몽푁한 물체에 의한 상대적으로 낮은 충격 에너지 수준의 충격손상 시나리오에 의하여 심각한 손상이 발생하고 잔류강도가 낮아졌다 하더라도 육안으로 확인할 수 없을 수 있음
  - 설계 또는 검사절차를 개발시 언급되어야 함.
  - 충격손상의 치명도가 압축하중과 관련되어 있다 할지라도, 강도 여유는 인장하중 하에서 또한 확인해야 함.
  - 압축하중 하의 샌드위치 구조에 대한 시험, 검사 및 해석에 대한 지침은 DOT/FAA/AR-02/121에 주어짐.
- Tap 검사
  - 육안검사의 보완을 위하여 동전을 사용한 Tap 또는 그와 동등한 방법의 검사로 손상의 범위를 확인.
  - 숨겨진 손상을 실제보다 낮게 평가함.
- 이전 데이터 사용
  - 구조 전체 및 1차 구조에 대하여 요구되는 분석 또는 시험의 특성과 범위는 적용 가능한 유사한 구조에 대한 이전 피로/손상 허용 설계, 제작, 시험 및 운용 경험에 근거할 수 있음.
  - 유사한 설계에 대한 경험이 없을 경우, 구성품, 서브구성품 및 요소에 대한 시험은 완전하게 수행되어야만 함.
- 반복하중
  - 항공기의 고려된 운용방법을 대표하는 수락 가능한 피로스펙트럼에 근거하여 적용.
  - 피로손상에 기여하지 않는 것으로 보이는 낮은 진폭의 하중 수준은 제거될 수 있음.
  - 복합재에 대하여 Clipping은 수락되지 않음.
  - 복합재의 반복하중에 대한 거동의 분산은 피로 및 손상허용 평가시 고려되어 함.
- 수명 또는 하중향상계수
  - 특정 재료시스템에 대하여 존재하지 않을 경우 구제해야 함.
  - 수명 또는 하중향상계수의 유도와 사용 방법은 DOT/FAA/CT-86/39와 DOT/FAA/AR-96/111에 설명됨
    - a. 문서화된 계수가 주어진 상황에 적절함과 계수가 쿠폰에 대한 일정 진폭의 피로 시험에 의하여 수립되었음을 확인
    - b. 이러한 계수를 구하는 방법이 DOT/FAA/CT-86/39에 주어져 있음.
- 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항
  - 일반적인 정적시험 절차
  - 정적시험의 계측체계 관련사항
  - 과부하계수(환경 및 재료변동성)
  - 해석적 방법
  - 해석적 방법의 검증결과
  - 치명적 하중 위치 확인
  - 치명적 하중 케이스 및 Out-of-plane 하중
  - 실물크기 시험
  - 설계값을 구하기 위한 점설계 시험
  - 2차 본딩의 입증
  - Building block approach
  - 손상허용 및 피로 관련 일반적인 시험절차
  - 손상허용 및 피로 시험의 계측시스템 관련사항
  - 환경적 고려사항
  - 스펙트럼 개발
  - 수명 알파(수명 및 하중 향상 계수)
  - 절사/절삭 수준 검증
  - 잔류강도 평가
  - 라미네이트/본드라인 손상 및 결합 정의
  - 심각한 우발적 손상 및 큰 박리
  - 불연속적인 손상
  - 손상의 증가/정지
  - 검사 요구조건
  - BVID, VID 및 생산 손상 기준
  - BVID, VID 및 생산 손상의 검출을 위한 검사법
  - 수리에 대한 입증
- 다. 관련규정 : §23.305, §23.307, §23.573, §23.601, §23.603, §23.605, §23.609, §23.613, §23.619
- 라. 적용분야 : 항공기 구조



#### 마. 지침 및 참고자료

- AC 20-66
- AC 20-107A
- AC 35.37-1
- ACE-100-01 (Feb 1994)
- PS-ACE100-2001-006
- AFS-120-73-2
- DOT/FAA/CT-86/39
- DOT/FAA/AR-96/111
- DOT/FAA/CT-91/20
- DOT/FAA/AR-02/121

### 4.6 치공구 및 제품 경화

#### 가. 고려사항 : 치공구

- 치공구 또는 몰드는 제작시 복합재 제품의 형상 정의를 위하여 사용.
  - 사용기간 동안에 각 제작 주기의 종료 시점에서 제품의 요구되는 형상을 만들어 내는 반복 가능한 결과를 산출해야 함.
  - 적층 및 경화를 위한 치공구는 검증 절차를 통하여, 도면과 규격서의 요구사항에 일치하는 제품을 생산할 능력이 있음을 실증
- 치공구의 형상
  - 일반적으로 특정한 기술도면의 주기 또는 다른 적절한 문서에 나타나는 데이터 셋에 의하여 결정되며, 데이터 셋은 형식설계 데이터의 일부임.
  - 반드시 정기적으로 검증되어 치공구의 형상이 형식설계에 따라 유지됨을 보증
  - 제품의 형상과 품질은 다른 치공구와 관련된 문제뿐만 아니라 제품의 적층과 배깅에 따라 달라짐.
- 치공구의 제작 및 품질관리
  - 치공구를 제조하기 위해 사용된 재료형태에 따라, 치공구 재료와 복합재 제품 사이의 열팽창 계수 차이는 제품 치수 및 외형 윤곽에 영향을 미칠 수 있음.
  - 적층과 배깅을 수행한 제작단계에서도 다른 제품의 치수 및 허용오차(두께, 플라이 방향,

구김성) 제품과 도구 사이의 마찰에 영향을 받을 수 있음.

- 품질관리 단계에 적층 및 배깅 절차가 반복 가능하고 일치함을 확인하여야 함.
- 템플릿, 측정장치 등은 제품 외형 윤곽 및 치수 유지를 증명하기 위해 사용.
- 제조 절차 상 경화 주기 내내 온도, 진공, 압력을 모니터링 하여야 함.
- 오븐/오토클레이브 내의 적정 온도가 유지되고 균일하게 작업되는지를 확인하기 위한 열전대를 필히 사용하여야 함.
- 열전대 와이어, 진공 호스 연결부는 자동 조절 및 기록 장비와 연결.
- 오토클레이브 경화 작업 시 압력도 감시

#### 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 치공구 설계
- 치공구 데이터 셋
- 치공구 형상 검증 및 지속적인 품질관리
- 뒤틀림 문제 및 공기역학적 외형 관리
- 치공구 표면 처리 및 지속적 품질관리
- 라미네이트 적층 및 배깅 절차와 품질관리
- 제품 경화 사이클 관리 및 모니터링 방법

다. 관련규정 : §23.603, §23.605, §43.13

라. 적용분야 : 항공기 구조

#### 마. 지침 및 참고자료

- AC 21-26
- DOT/FAA/AR-96/75

### 4.7 생산 발생 결함

#### 가. 고려사항 : 생산 결함

- 심각한 정도와 설계세부사항에 따라 복합재 부품의 생산 중에 일반적으로 발생하는 결함의 구조 강건성에 영향을 줄 수 있음
- 검사 및 품질관리
  - 적절한 검사방법과 조치를 위한 기술적 절차를 통한 모든 심각한 결함을 탐지하는 수단이 있어야 함.
  - 기술, 제조, 품질 각 담당자는 결함의 영향에 대해 함께 분석하고 특정한 재료시스템, 구성품, 라미네이트 설계, 세부제품 및 조립에 대해

- 허용 가능한 결합의 한계를 수립하여야 함.
- 결합 탐지와 관련된 품질관리 및 검사 절차가 수립되어 검증되고, 승인되어야 함.
- 각 치명적 설계는 최악의 경우에 대한 영향을 결정하기 위해서 제조 공정의 가변성 고려
- 형식증명 진행 중에 이 부분에 대한 계획이 없을 경우, 생산하는 동안 공학적 분석 및 데이터 개발을 수행하여야 함으로 인하여 제작은 지연 될 수 있음.

나. 복합재 생산 결합 : 구조 강건성에 영향

- 다공성/공간
- 레진 결핍/과다 또는 섬유결핍 영역
- 박리
- 방향불량적층
- 주름 및 국부적 섬유 웨이브
- 적층 중복 또는 틈
- 오염 및 외부삽입물질
- 외부물체에 의한 충격 손상
- 부적절한 경화
- 경화된 제품 치수 및 흰 정도의 불량
- 구멍, 절단부위 및 끝단의 가공 결합
- 부적절한 결합구 장착
- 취급과정에서 발생한 굽힘, 섬유절단, 손상
- 생산결합에 대한 규격서의 허용치

다. 관련규정 : §23.603, §23.605, §23.573

라. 적용분야 : 항공기 구조

마. 지침 및 참고자료

- AC 21-26
- PS-ACE100-2001-006
- DOT/FAA/AR-02/109
- DOT/FAA/AR-02/110

### 4.8 플러터 입증(공탄성 안정성)

가. 고려사항

(1) 플러터 입증

- 진동 및 공진주파수 측정이 수행되어야 하며 공탄성 안정성과 동적으로 치명적인 비행기 구조에 대한 안정성의 분리 수행.
- 치명부품, 위치, 여기모드 및 분리를 확인/입증
- 입증은 시험/시험에 근거한 분석에 의해 수행

- 복합재 구조물 평가시에는 강성, 질량, 댐핑 같은 치명적 속성에 대하여 반복 하중, 환경 노출, 운용 손상 시나리오를 고려하여야 함.

나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 가능한 강성의 변화에 대한 설명
- 가능한 무게 변화에 대한 설명
- 생산결합과 조종면 간격 사이의 관계
- 심각한 손상 시나리오 사이의 관계

다. 관련규정 : §23.251, §23.629

라. 적용분야 : 항공기 구조

마. 지침 및 참고자료

- AC 20-107A
- AC 23.629-1A

### 4.9 가연성 문제

가. 고려사항

(1) 인화성 시험

- 가연성 유체 또는 증기의 점화가 발생하는 경우 탑승자의 위험을 최소화하도록 설계된 내장재에 대하여 수행

(2) 복합재 구조의 인화성 입증

- 열, 화염, 스파크 노출을 견딜 수 있어야 함.
- 알루미늄 구조물만큼의 화재위험에 대한 보호 성능
- 기존의 안전 수준을 감소시키지 말아야 함.
- 시험/시험에 근거한 해석으로 적합성 입증

(3) 특별 고려사항

- 방화벽은 Part23의 인화성 요구조건을 만족하도록 설계함.

나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 내장재 내연성 시험이 요구되는 제품 결정
- 시험 쿠폰의 형상 결정
- 엔진 마운트의 내연성 입증
- 방화벽 내연성 입증

다. 관련규정 : §23.853, §23.855, §23.863, §23.865, §23.1182, §23.1191, §23.1365, §23.1359

라. 적용분야 : 내장재, 방화벽, 엔진실, 전장품

마. 지침 및 참고자료

- AC 20-107A
- AC 20-135

- AC 23-2A
- DOT/FAA/AR-00/12.

### 4.10 낙뢰보호

#### 가. 고려사항

##### (1) 복합재의 낙뢰보호

- 낙뢰 보호를 위한 설계
  - 설계에 대하여 다음을 시험 또는 시험에 근거한 해석으로 입증.
  - 구조물은 전자기 보호가 필요한 곳에 낙뢰에 대한 적절한 보호를 포함
  - 낙뢰시 항공기 운용에 위협하지 않도록 전류를 변환시키는 수락 가능한 수단을 구비함
- 낙뢰의 영향
  - 직접낙뢰 : 모든 주 구조물에 영향을 미침
  - 간접낙뢰 : 모든 내부 구성품에 영향을 미침
- 복합재의 낙뢰 시험 결과는 설계 및 공정의 세부적인 것에 의존함.

#### 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 직접 및 간접 낙뢰 보호
- 구조의 보호
- 연료시스템의 보호
- 승무원 및 승객의 보호
- 전자 장비의 보호

다. 관련규정 : §23.867, §23.954

라. 적용분야 : 항공기 구조, 전자 장비, 전장배선, 연료시스템

#### 마. 지침 및 참고자료

- AC 20-53A
- AC 20-107A
- AC 20-136
- AC 23-2A
- DOT/FAA/CT-86-8

### 4.11 생산 및 품질보증

#### 가. 고려사항

##### (1) 품질시스템

- 복합재 제작을 위한 품질시스템은 기본적으로

FAR 21을 충족하는 품질시스템과 유사

- 입고자재, 제작방법 및 최종제품의 설계요건에 대한 합치성 평가를 위한 시험의 품질을 보증할 수 있는 절차 포함
- 파괴/비파괴 시험, 제작 공정중의 육안 검사 및 최종 제품 수락 검사에 적용할 표준 포함
- 결함 및 기타 품질 불일치 사항을 처리하기 위한 절차 포함

##### (2) 제작

- 필요 제작정보
  - 재료 및 공정 규격과 복합재 구조를 생산하는데 이용되는 기타 문서들에는 중요 제작 파라미터에 관한 충분한 정보가 반드시 제시되어야 함.
  - 복합재 구조의 재료 물성치는 제작시 제작 공정의 일부로서 구조에 반영되기 때문.
  - 중요 제작 파라미터는 품질관리를 통해 감시되어 제품의 반복적인 생산을 원활하게 함
- 복합재 제작 방법에서는 일반적으로 공정간 점검과 최종 검사 사이의 균형을 맞추는 것을 필요
- 공정 중 엄격한 관리가 필요한 중요 제작 단계는 다음과 같음
  - a. 라미네이트 적층
  - b. 작업장 청정도 및 환경 관리
  - c. 파트 배깅(bagging) 및 경화
  - d. Mating part 사이 간격 제어

#### 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 인수 재료 및 제품 검사
- 공급자/협력업체/자체 품질관리
- 재료 및 공정 규격서
- 생산 공정에 대한 문서화된 지침
- 통계적 공정관리 (주요 관리 파라미터 확인)
- 비파괴검사 절차, 공정중 및 최종 검사방법
- 검사주기의 축소
- 물자심의위원회

다. 관련규정 : §21.135, §21.139, §21.143

라. 적용분야 : 모든 재료, 항공기 부품 및 관련된 제작 공정

#### 마. 지침 및 참고자료

- AC 20-107A
- AC 21-26

- AC 21-31
- DOT/FAA/AR-96/75
- DOT/FAA/AR-02/109
- DOT/FAA/AR-02/110

#### 4.12 정비절차

가. 고려사항 : 계속감항성

- 정비교범 또는 계속감항성 유지 지침의 승인된 섹션을 포함하여 서비스 문서에 수리 및 계속감항성 유지 절차 제시
- 수리 및 정비 절차는 형식 증명을 통해 입증된 공정 표준과 구조적 성능을 계속적으로 만족시킬 수 있는 구조를 제공할 수 있는 것이어야 함
- 자재수락, 수리제작, 품질관리, 환경 저항성, 낙뢰 보호, 정적강도, 손상 허용/피로 및 강성, 중량 및 평형과 관련된 요구조건 및 입증활동 포함
- 현장에서 이루어지는 접착식 수리의 경우 복잡성과 통제된 작업시설 부족으로 인해 특별한 주의가 필요
  - 적절한 접착을 위해서는 충분한 청정도와 환경 통제를 보증할 수 있는 신뢰할 만한 절차가 요구됨
  - 현장에서 이루어지는 접착 수리의 면적 제한은 접착 구조부의 설계시 수립된 이중 구조의 필요성과 관련이 있음
  - 모든 수리는 시험 또는 시험에 의해 입증된 분석 자료에 근거한 자료에 의해 뒷받침되어야 함
- 모든 중요 검사 항목을 식별하기 위한 문서들은 정비 업무를 지원할 수 있도록 구성.
- 조종면의 중량 및 균형에 관한 정보가 문서화
- 정비 지침에는 재료 및 공정 관리, 제작 방법, 경화 부품의 공차, 비파괴 검사 및 접착 수리에 대한 품질관리 점검 등이 포함되어야 함

나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 계속감항성 지시서/제한
- 정비 문서
- 운용검사프로그램
- 수리 재료, 공정 및 절차

- 수리검사 방법
  - 검사를 위한 구조 등급
  - 페인트 제거 절차 및 입증
- 다. 관련규정 : §21.50, §21.31, §23.603, §23.1529, §43.13, §43.15, §43.16
- 라. 적용분야 : 항공기 구조
- 마. 지침 및 참고자료
- AC 20-107A
  - AC 21-26
  - AC 21-31
  - AC 145-6

#### 4.13 설계자, 엔지니어 및 작업자 인증

가. 고려사항

(1) 경험 및 교육/훈련

- 경험
  - 복합재 구조분야의 설계자, 엔지니어 및 작업자
  - 재료, 공정 및 설계 특성에 대한 경험
- 교육/훈련
  - 구조 및 제작 엔지니어 : 복합재 구조의 강건성은 공정에 종속됨과 생산가능성 문제, 생산 결함 및 운용손상 위험에 대한 교육
  - 작업자와 정비 작업자 : 작업분야(재료 시험, 분당, 적층, 경화, 표면 준비 등)에 대한 훈련

나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항

- 복합재 항공기 구조분야의 설계자, 엔지니어 및 작업자 검증
- 설계자의 기술
- 작업자 교육/훈련

다. 관련규정 : 일반

라. 적용분야 : 일반

마. 지침 및 참고자료

- DOT/FAA/AR-02/110

#### 4.14 문서화 요구조건

가. 고려사항 : 문서화 요구조건

- 도면(부품 및 치공구), 재료 규격, 공정 규격, 제조지침, 구조 수리 매뉴얼, MRB 시스템

절차, 엔지니어링 운영 절차에 대한 문서

- 도면
    - 부품 적층에 관한 모든 세부 사항 포함
    - 부품의 중요특성 표시 및 공차 명시
  - 규격서 및 지침
    - 재료 및 공정 규격과 제조지침에는 반복 생산을 촉진할 수 있는 중요 변수 및 검사에 대한 충분한 정보가 수록되어야 함.
  - 정비 매뉴얼
    - 검사 절차 및 수리 방법이 정의되어야 함
- 나. 인증시 신청자가 제시하여야 하는 사항
- 복합재에 관련된 문서 요구조건
- 다. 관련규정 : §21.31, §21.123, §21.125
- 라. 적용분야 : 모든 항공기 부품
- 마. 지침 및 참고자료
- DOT/FAA/AR-02/109
  - DOT/FAA/AR-02/110

#### 4.15 충격역학

- 가. 고려사항 : 내충격성
- 항공기 기체는 승객들에게 실제적이고 생존할 수 있을 정도의 충격조건 하에서 심각한 부상으로부터 벗어날 수 있는 합리적인 기회를 보장하도록 설계되어야 한다.
  - 평가 : 시험/시험 증거에 근거한 분석으로 수행
  - 설계 : 전통적인 금속재 기체구조물에 대한 복합재 기체 구조물의 독특한 특징 고려
- 나. 관련규정 : §23.561, §23.562
- 다. 적용분야 : 항공기 구조, 항공기 내장재
- 라. 지침 및 참고자료

- AC 20-107A
- AC 23.562-1

## 5. 결론

본 논문은 복합재 소형항공기 구조 인증시에 고려되어야 하는 사항을 개발 및 인증 분야, 항공기의 운용 단계에서 감항성을 유지하기 위한 계속감항성 분야 및 이외분야로 구분하여 각 분야에 적용되는 기술 기준에 대한 적합성을 입증하는 과정에서 발생하는 기술적 문제를 조명하였다.

각 기술적 문제들은 해당 문제에 적용되는 기술적 고려사항, 인증시 설명되는 관련 사항의 요약 그리고, 각 부분에 적용되는 기술기준, 지침 및 참고문헌을 제시하였다.

## 참고문헌

1. FAA 14CFR Part 23, "Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes"
2. FAA Technical document, "Composite Certification Roadmap"
3. DOT/FAA/AR-03/19, "Material Qualification and Equivalency for Polymer Matrix Composite Material Systems: Updated Procedure", September 2003, Final Report
4. 이호성 외, "소형항공기용 복합재료 인증시험", 한국항공우주학회지, 제35권, 제5호, 별책본
5. 이호성, "복합재료의 인증, 동등성 및 수락시험", 한국복합재료학회지, 제19권, 제2호, 2006