

## 항공우주용 재료의 품질평가

이 호 성

한국기계연구원 부설 항공우주연구소

### Quality Evaluation of Aerospace Materials

Ho-Sung Lee

Quality and Certification Division, Korea Aerospace Research Institute Yusong P. O. Box 113, Taejon, 305-600,  
KOREA

**초 록** 현재 계획중인 항공우주사업과 관련된 부품을 제조하여 생산하기 위해서는 사용된 재료가 설계요구조건에 적합한지가 평가되어야 하지만 국내에서는 항공기나 우주비행체를 개발한 경험이 없으므로 평가체제가 확립되어 있지 않다. 따라서 항공기 및 우주비행체의 내구성과 안전성 확보에 필요한 재료의 인정방법을 정의할 필요가 있다. 본 기고에서는 항공우주 선진국에서 수행하고 있는 재료 및 가공공정의 합치성 결정에 필요한 특성시험을 고찰하고, 우주환경에 의한 재료특성 변화와 항공기용 복합재료 평가의 예를 제시하여, 국내의 항공우주용 재료 평가체제 확립의 기초가 되도록 하였다.

**Abstract** In order to manufacture and produce the components to be used for developing aerospace products, it is essential to determine the conformity of material characteristics to the design requirements. However, since the Korean industry has no experience to develop aircraft and spacecraft, the national certification system has not been established. Hence, it is necessary to define the qualification methodology of material to establish the durability and the safety of aircraft and spacecraft. In this paper the characterization methodology which has been performed in aeronautically advanced countries for determination of conformity in materials and production process is reviewed. The change of material properties due to the space environment and the example of evaluation program of composites for the application of aircraft are presented, so that the foundation of evaluation system for aerospace materials can be initiated.

#### 1. 서 론

항공우주용 재료에 일반적으로 요구되는 것은 재료의 특성이 설계데이터와 합치해야 한다는 것인데 이것은 여러가지 응력 및 환경의 효과가 고려되어 적합성과 안전성이 보증되어야 한다는 것을 의미한다. 항공우주용 재료 시스템의 선정시에 고려되어야 할 특성들이 그림 1에 나와 있다. 높은 비강도(specific strength), 사용온도, 환경에 대한 저항성 및 내구성등은 구조설계의 기능적인 요구조건에 만족하여야 하는 특성들이다. 항공기구조의 예를 들면 전체 제조비용 중에 실제 재료가 차지하는 비율은 20% 정도 뿐이고 나머지

80%는 제작, 조립 및 검사등에 필요한 비용이다<sup>1)</sup>. 따라서 재료선정시에는 재료를 쉽게 제조·가공할 수 있는지(fabricability), 비파괴검사등으로 결함을 찾고, 손상시에 수리가 가능한지(maintainability), 그리고 관련기술이 용이하게 지원될 수 있는지(supportability) 등이 고려되어야 하고, 사용 기간동안의 경제성(life-cycle cost) 또한 중요한 요소가 된다.

적합한 재료의 선택은 항공기 및 우주비행체의 기능과 성능은 물론 경제성과도 깊은 관련이 있으므로 선진국에서는 새로운 고품질의 재료개발에 많은 투자를 하고 있다. 예를 들면, 항공기의 성능을 향상시킬 수 있는 방법은 크게 세가지로 첫째, 설계 변경을 통한 최

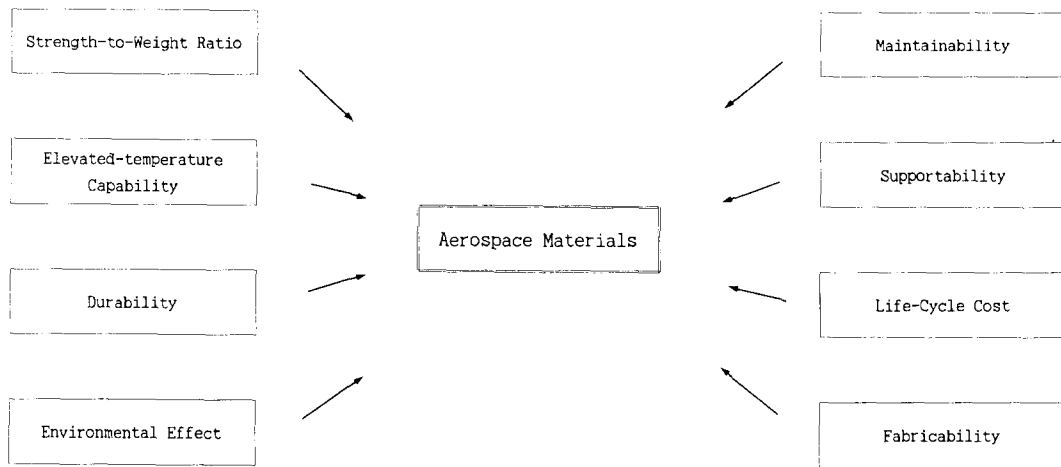


Fig. 1. Overview of Properties Considered for Aerospace Material System.

적화, 둘째, 엔진의 출력 증가, 그리고 세째, 재료의 특성개발 등으로 나눌 수 있다. 현재의 기술수준에서는 앞의 두가지 방법은 그 기술이 일정수준에 도달하여 있으므로 이것에 투자하는 것보다는 재료 성질향상을 통하여 경량화나 고온화 등으로 성능을 증가시키는 것이 훨씬 더 경제적이고 효율적이다.

항공기 및 우주비행체의 부품은 그 내구성 및 안전성이 증명되어야 하는데 이것의 기초가 되는 것이 그 부품을 구성하고 있는 재료의 적합성 증명이다. 따라서 재료, 공정, 그리고 접합방법은 강도, 손상허용 및 내구성 요구조건에 만족하는 가볍고 비용절감이 가능한 구조를 만들 수 있게끔 선택되어야 한다. 그러므로 설계자는 각 구조부품에 대해 재료인정(material qualification) 절차를 거쳐 특성을 결정하여 완성된 논리적 근거를 갖고 최종선택 하여야 한다.

재료의 특성결정은 설계자가 사용할 재료를 선택할 때에도 필요하지만 인증 기관의 승인을 받기 위해서도 필요하다. 인증기관에 의해 승인이 되지 않은 재료는 항공기 및 우주비행체에 사용이 불가능하기 때문이다. 본 연구의 목적은 항공우주용 재료의 인정방법(qualification methodology)을 정의하여 국내의 신개발 또는 국산화 재료의 인증(certification)에 사용하기 위한 것이다. 여기서 재료는 원재료(raw material)뿐만 아니라 가공과 후처리 등의 공정 기술이 포함된 넓은 의미이다<sup>2)</sup>.

항공우주용 부품을 적합하게 설계하기 위하여 여러가지 요구조건 등을 정의할 필요가 있다. 설계와 재료 및 제조공정 선택의 관계가 그림 2에 도식화 되었다. 처음 단계에서는 설계한계의 설정으로 공간제한, 최대무게 그리고 부품의 복잡성 등이 확립되어야 한다(1단계). 예를 들면, 금속부품을 대체할 복합재료 부품의 최적형상은 금속부품과는 다른 크기가

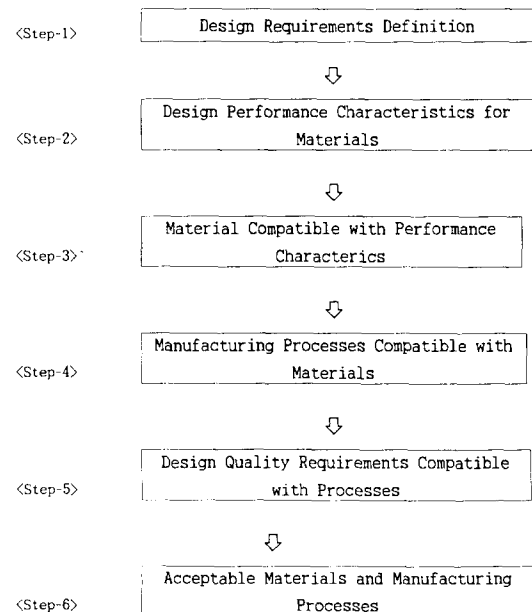


Fig. 2. General Flow Showing the Interrelationship of Design, Material Selection and Manufacturing Process Selection.

므로 공간제한 등이 다시 정의되어야 한다. 설계자는 또한 기능상의 요구조건을 정의해야 하는데 그 부품이 주위의 다른 구조물과 어떻게 서로 작용하는지를 명확히 해야 하며 설계의 성능 및 요구조건을 검토하고 그 설계에 사용될 재료의 특성을 결정한다(2단계). 강도, 강성 등의 요구조건이 얻어지면 재료를 검토하여(3단계) 어느 재료가 설계 성능특성을 만족할 수 있는지를 결정한다. 설계자는 언제나 최적의 구조 부품을 형상화하려 하고, 적합한 재료를 선택할 때 매우 보수적인 경향이 있다. 다음 단계에서는 결정된 재료목록을 검토하여 어떤 제조공정이 각 재료와 적합한지를 결정한다(4단계). 이러한 공정들은 공차, 끝내기, 형상, 수량, 계획 등과 같은 설계의 정성, 정량적인 요구사항에 대하여 검토되어 어느 제조공정이 이들 요구사항을 만족하는지가 결정된다(5단계). 제조공정의 우선 순위를 정할때 고려해야 할 점은 비용, 가용성, 그리고 시간 등이다. 이러한 방법으로 설계자는 특정설계 요구조건에 만족하는 재료 및 제조공정을 선정한다(6단계).

만약 그 재료가 선진국의 항공기나 우주비행체에 사용된다는 사실 때문에 이러한 절차를 거치지 않고 동일 재료 및 제조공정을 사용한다면, 재료선정에 대한 논리적 근거가 없으므로 설계상의 안정성 및 성능을 증명할 수가 없다. 또한 재료의 특성분석 결과가 없으므로 계속감항(continuous airworthiness)<sup>4)</sup> 증명을 위한 정비나 시험 계획을 수립하지 못할 뿐아니라 사고나 고장시의 원인조사가 불가능하다. 따라서 항공기나 우주비행체의 개발시에 재료의 특성 분석은 필수적이고, 또한 법에 의한 증명을 위해서도 요구되고 있다.

본 기고에서는 항공우주 선진국에서 수행하고 있는 재료의 적합성 결정에 필요한 특성시험, 가공공정의 평가방법을 고찰하고, 우주환경에 의한 재료특성 변화와 항공기용 복합재료 평가의 예를 제시하여, 국내의 항공우주용 재료 평가체제 확립의 기초가 되도록 하였다.

## 2. 재료 특성평가

항공기 부품은 보통 수십만개 이상이고 부품의 설계 요구조건이 서로 다르지만, 그 부품을 구성하고 있는 재료와 단품의 강도에 대

해 요구되는 설계값과 재료특성은 비슷하다. 항공기의 감항기준에 만족하기 위한 재료강도는 통계적으로 얻어져야 하므로<sup>4)</sup> 재료 특성 데이터베이스가 확립되어 일관된 방법으로 평가되어야 한다. 통계분석의 목적은 만약 특정 부품이 같은 종류중 가장 약하다고 할지라도 파괴가 일어나지 않는다는 보장아래 견딜 수 있는 하중을 예측하기 위한 것이다. 이러한 통계적인 기반으로 재료설계 허용값(materials design allowables)을 산출하기 위해서는 많은 시험 데이터가 요구된다.

재료인정은 항공기나 우주비행체에 사용하고자 하는 재료의 특성이 그 재료로 구성된 부품의 설계 안전성 및 운용범위에 벗어나지 않는다는 것을 시험과 분석으로 보여주는 것이다. 이때에는 파괴나 손상이 단지 통계적 무작위로만 발생이 가능하다고 가정한다. 재료의 인정시험은 그 재료가 사용에 적합한지를 확인하기 위하여 재료의 공학적 특성을 결정하기 위한 시험으로서 많은 비용과 시간이 든다. 새로 개발된 항공기용 경량합금을 항공기에 사용하기 위해 평가하는 데 걸리는 시간은 많은 경험이 있는 미국의 경우에도 10년이 걸리고<sup>5)</sup>, 또한 새로운 복합재료를 하나의 프로그램에 사용하기 위해 인정시험을 하는 비용은 10만불 정도가 든다<sup>6)</sup>. 만약 10개의 회사가 같은 복합재료를 사용하려 한다면, 각 회사는 서로 다른 규격에 따라 완전한 인정시험을 수행해야 하는데, 이 경우 인정시험에서 얻어진 많은 기술자료가 중복되게 된다. 한 재료가 같은 계약자에 의해 사용된다고 하더라도 적용부위가 다른 경우라면 다시 인정시험을 수행해야 한다. 표 1에 새로운 재료에 대한 인정시험 비용이 요약되어 있다<sup>7)</sup>. 따라서 재료인정의 경험이 없는 우리나라에서 가장 효율적으로 항공우주용 재료를 평가하기 위해서는 독자적인 시험평가 절차를 개발하기 보다는 경험이 많은 선진국에서 사용하고 있는 방법론을 이용하는 것이 바람직하다.

항공선진국에서 요구하는 재료특성이 객관적으로 보증되어야만 국산재료로 제작된 항공기, 우주비행체, 또는 항공우주용 부품의 수출이 가능하게 되고 고부가가치 재료가 되는 것이다. 항공우주용 재료특성을 객관적으로 보증하기 위하여 미국 연방항공법(FAR, Federal

Table 1. Qualification Cost of Composites for Aerospace Application.

Material/Vendor	Cost (U.S. \$ )	Time to Qualify
Same Material System; New Vendor	\$300,000	6months
Equivalent Resin; Same Fiber	\$1.5million	one year
Same Resin; New Fiber	\$6-8million	18months
New Resin; New Fiber	\$10million	2years

Aviation Regulations)의 감항기준에 만족하는 방법이 다음절에 요약되었다.

## 2.1. 금속재료의 특성결정

### 2.1.1. 정적 특성

물리적 특성은 밀도, 비열, 열전도도, 그리고 열팽창계수 등이 산출되어야 하는데 ASTM의 절차에 따라 평균값으로 나타낸다. 기계적인 특성을 얻기 위해서는 각 생산 형상과 열처리 조건에 대해 적어도 2개의 용탕 (production heat)으로부터 10개의 로트(lot)에서 시편이 채취되어 원하는 기계적 성질을 결정하기 위한 시험이 되어야 한다. 용탕은 주입되기전에 하나의 로나 도가니의 같은 용해물로부터 또는 같은 로나 도가니에서 혼합된 몇개의 용해물로부터의 금속을 칭한다. 만약 연속 용해공정의 경우라면, 용해물에 다른 것을 첨가하기 전에 로에서 취해진 금속으로 정의된다<sup>8)</sup>. 같은 용탕에서 나왔더라도 크기나 형상이 다르다면 다른 로트로 취급되어야 한다. 같은 모양과 두께에 대해서는 단지 하나의 열처리 로트만이 10-로트 요구조건을 만족하는 데 사용될 수 있다. 시험될 10개 로트의 두께는 재료사양이나 설계값이 확립되어야 하는 두께범위에 고르게 구성되어 있어야 한다. 인장, 압축, 전단, 그리고 베어링 시험은 각 입자방향과 각 로트에 대해 상온에서 수행되어 인장항복, 극한강도, 연신률, 압축항복, 전단극한강도 그리고 베어링 항복과 극한강도가 얻어져야 한다.

데이터는 생산품의 사용온도 범위에 대해 출제되어야 하므로 가스터빈이나 발사체 엔진과 같이 고온에서 사용되는 재료에 대해서는 압축, 전단 그리고 베어링 강도에 대한 설계값 대신에 탄성계수, 인장항복, 그리고 인장강도에 대해 충분한 고온 결과가 제출되어 고온 곡선이 제작되어야 한다.

설계허용값을 계산하는 절차는 각 표본에 따라 다른데 일반적으로 먼저 허용값이 적용

되는 집단을 선정하고, 허용값 계산을 위한 절차를 결정후, 그 값을 계산한다. 통계분석 방법은 우선적으로 바이불(Weibull) 분석절차가 선호되나, 정규분포나 미지분포에서의 계산도 가능하다. 어떠한 경우에도 절차선정은 분석능력, 표본크기, 데이터 지식 그리고 앤더슨-다링(Anderson-Darling) 시험의 결과를 기초로 하여 선택되어야 하며, 설계허용값을 여러 절차를 사용하여 계산한 후 가장 큰 값을 선택할 수는 없다. 미지분포의 경우, A-값의 결정을 위해서는 최소한 299개의 시험결과가 요구되나 실제적으로는 더 많은 데이터를 사용하여야 한다.

온도와 열노출이 상온과 고온의 특성에 미치는 영향은 보통 도식적으로 표현된다. 고온 곡선을 위한 표본은 각 온도에서 적어도 2개의 용탕으로 구성된 최소한 5개의 로트에서 얻어져야 한다. 온도의 선택은 금속적 특성뿐 아니라 예상되는 사용가능온도의 범위에 따라 선택되어야 한다. 이때에 시험결과에 의해 적용되는 온도범위 외의 외삽은 사용할 수 없다.

열노출이 특성에 미치는 영향은 단순노출과 복합노출로 나누어 고려할 수 있는데 단순노출은 노출온도와 시험온도가 같은 경우이고 복합노출은 두 온도가 같지 않은 경우이다. 결과는 0.5, 10, 100, 1000시간의 노출시간을 사용하여 도식화 한다. 복합노출 곡선은 열노출 변수인 시간과 온도를 하나의 노출 함수로 종합하여 횡좌표로서 나타내고 종좌표는 온도 효과 곡선과 같은 방법으로 나타내고, 노출시간과 온도를 노출변수로 변환하기 위한 노모그램을 포함한다.

### 2.1.2. 손상허용 및 피로 특성

FAR Part 25.571에 따르면 강도, 세부설계 및 제작의 평가는 피로, 부식이나 우발손상 등에 의한 대규모의 파괴가 항공기의 운용수명 동안 피할 수 있다는 것을 보여주어야 한

다. 이 평가는 기본적으로 피로나 손상-허용 평가 절차에 따라 실행되어야 한다. 평가 대상은 대규모의 파괴를 유발할 수 있는 구조의 각 부위로서 예를 들면 날개, 꼬리부분, 조정면과 관련 기기, 동체, 엔진 접합부위, 랜딩기어, 그리고 관련된 1차 부착물 등이다. 미국 연방항공국의 AC 25.571-1<sup>9)</sup>에는 항공기 구조의 손상허용 및 피로평가의 요구사항에 대한 합치성을 증명하는 방법이 나와있다.

손상허용 평가는 피로, 부식 및 우발손상에 의한 손상의 예상되는 위치와 모드를 결정하여야 한다. 이 결정은 시험증명과(만약 가능하면) 운항경험에 따른 분석에 의해야 한다. 이전의 피로노출에 의한 여러 부위에서의 손상이 예상될 수 있는 설계에 대해서는 이러한 손상이 포함되어야 한다. 평가는 시험증명에 의한 반복하중과 정적분석을 병합하여야 한다. 운항수명내의 어느 시간에서 잔류강도 평가에 대한 손상의 크기는 초지 탐지가능성과 반복하중하에서의 지속적인 성장과 일치하여야 한다. 잔류응력평가는 나머지 구조가 FAR Part 25.571의 여섯가지 조건에 해당하는 하중(정적극한하중)을 지탱할 수 있다는 것을 보여야 한다(fail-safe). 만약 구조적인 파괴, 또는 부분파괴 후에 구조적인 강성이나 기하학적인 변화가 있다면, 손상허용에 대한 효과가 더 조사되어야 한다.

만약 상기의 손상-허용 요구사항이 어느 특정구조에 대하여 적용될 수 없다는 것이 입증된다면, 이에 대한 합치성은 요구되지 않는다. 이 구조는 운항수명동안 예상되는 여러크기의 반복적인 하중을 균열 발견 없이 지탱할 수 있다는 것이 시험증명으로 입증된 분석에 의하여 보여져야 한다(safe-life). 이때에 적절한 안전-수명 산란인자가 적용되어야 한다.

항공기구조의 어느 부위에서도 음속자극에 의한 음속피로균열이 발생하지 않고 손상-허용 평가에 명시된 하중이 음속균열에 의해 영향을 받는 모든 부위에 적용될 때 이로인한 대규모의 파괴가 발생하지 않는다는 것이 시험 입증에 의한 분석이나 비슷한 항공기의 운항경험에 의해 증명되어야 한다.

특정소재의 피로성능에 대한 응력이나 변형률비의 효과를 분석적으로 평가하기 위해서 적어도 3개의 응력이나 변형률비에 대해, 또

는 대안으로 세계의 평균 응력이나 변형률비에 대해 데이터가 있어야 한다. 각 최대응력 수준이나 변형률 범위에서 요구되는 반복시험의 량이 또한 중요한 문제이다. ASTM STP 588<sup>10)</sup>에서는 설계허용 데이터에 대해 최소한 50-75%의 반복을 권하고 있다. 이것은 각 응력이나 변형률 수준에서 두개 내지는 세계의 시편에 해당한다. 만약 데이터가 변화가 몹시 크다면 통계적으로 중요한 평균 피로곡선을 수준당 네개의 시편으로도 정의할 수 없을수도 있다. 피로곡선 모양의 정의에 필요한 시편과 반복에 필요한 시편의 수를 더하면 곡선당 필요한 시편의 최소한 8-16개이다. 그러므로 세계의 응력이나 변형률비의 피로시험 결과를 보여주는 곡선은 24-48개의 시편에 기초를 두고 있고, 보통은 더 많은 시편이 사용된다. 만약 더 많은 응력에서 변형률비가 고려된다면 이보다 훨씬 많은 시험이 행하여져야 한다. 예를 들면 7050-T7651 압출재의 4개위 응력비에 대한 피로시험의 경우 179개의 시편이 사용되었다.

피로 수명 모델의 적합성은 등가 응력/변형률 모델의 적합성과 피로 수명 모델의 적합성으로 평가될 수 있다. 각 응력(변형률)비에서 표준화된 잔류 값의 평균에서의 차이는 등가 응력(변형률)비에서 표준화된 잔류 값의 평균에 통계적으로 중요한 차이가 있는지 없는지 결정하기 위하여 평방편차의 분석(analysis of variance)이 응력(변형률)비를 처리 변수로 사용하여 표준화된 잔류 값에 대해 시행되어야 한다. 등가 응력(변형률) 모델이 모든 응력(변형률) 비에 대해 일반적인 피로 데이터 경향을 모사할 수 있다고 알려지면 피로 모델의 적합성에 대한 전반적인 시험이 시행된다.

피로 크랙 전파(FCP)데이터는 FCP손상 거동을 속도 과정으로 모델하여 이 성장 곡선의 기울기에 기초를 둔 종속변수를 공식화하여 얻어진다. 데이터는 승인 기준은 두 가지인데 하나는 그 시편에 유효한 응력 강도인자의 공식화이고, 다른 하나는 재료 기본강도 개념에서 계산결과에 따른 공칭응력이 항복강도의 80%보다 더 낮다는 것이다.

## 2.2. 복합재료의 특성결정

복합재료 구조물의 감항성 승인을 위한 구조실증을 일관성있게 준비하는 방법은 시험

프로그램을 피라미드식으로 구성하여, 제일 하부의 재료 특성을 위한 시편에서부터 최상부의 전기시험(full scale test)까지 연속적으로 각단계에서 구조 계산에 사용되는 모델의 적합성을 증명하는 것이다. 이 방법은 빌딩블록 (building block) 방법이라고도 하는데, 피라미드들 구성하고 있는 요소들은 전기 구조 시험이 최종적인 것이고 이것은 차례대로 부품(component), 부분품(sub-component), 세부부품(detail)등의 시험에 의해 뒷받침되고 그 하부는 단품(element)과 많은 량의 coupon 시험 등이다. 이중에 데이터베이스화 되어야할 부분은 일반적인 시편을 사용한 피라미드 제일 하부의 단품 및 재료특성을 위한 시험등 두가지 단계로서 이들은 더 상위의 특정한 부품들과는 달리 일반적으로 다른 설계에도 쉽게 응용시킬 수 있다.

미국에서는 복합재료의 특성결정과 관련된 인정시험의 비용을 줄일 목적으로 국무성과 항공국의 공동으로 일관된 규격과 재료특성 데이터베이스를 개발하기 위한 표준화작업이

MIL-HDBK-17 위원회를 통해 진행중이다. MIL-HDBK-17에는 강화섬유, 유기기지, 경화전의 프리프렉재료, 그리고 경화된 복합 라미네이트의 재료 특성결정과 관련된 시험절차가 명시되어 있다.

#### 2.2.1. 물성분석

각 재료에 대해 5개의 프리프렉 뱃취 (prepreg batch)가 준비되어야 하고, 뱃취당 각각 3개의 시험이 수행되어야 한다. 프리프렉의 경우 요구되는 시험은 ① 수지성분 (ASTM D3529), ② 휘발성분 (ASTM D3530), ③ 겔(Gel) 시간 (ASTM D3532), ④ 수지유동 (ASTM D3531), ⑤ 섬유면적당 무게 (Fiber Areal Wt.), ⑥ 습기함량, ⑦ 접착 (Tack), ⑧ HPLC, ⑨ IR, ⑩ DMA, ⑪ DSC, 그리고 ⑫ RDS 등 12개 종류이다.

강화섬유와 기지(matrix)의 물리·화학적 특성 분석을 위한 시험이 표-2에 정리되어 있다. 라미나의 시험을 위해선 각 프리프렉 뱃취에 대해 최소한 두개의 시험시편이 두번의 오토크라이브 흐름에서 경화되어야 한다.

Table 2. List of Physical and Chemical Characterization Tests of Reinforced Fiber and Matrix.

	Reinforced Fiber	Matrix
Chemical Properties	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Elemental Analysis</li> <li>• Titration</li> <li>• Fiber Structure</li> <li>• Fiber Surface Chemistry</li> <li>• Sizing Content</li> <li>• Moisture Content</li> <li>• Thermal Stability</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Elemental Analysis</li> <li>• Wet Chemical Analysis</li> <li>• Spectroscopic Analysis</li> <li>• Chromatographic Analysis</li> <li>• Molecular Weight Distribution</li> <li>• Resin Material Characterization</li> <li>• Moisture Content (ASTM D4019)</li> </ul>
Physical Properties	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Filament Diameter</li> <li>• Density</li> <li>• electrical Resistivity</li> <li>• Thermal Expansion</li> <li>• Thermal Conductivity</li> <li>• Specific Heat</li> <li>• Thermal Transition Temp.</li> <li>• Yield Yarn</li> <li>• Cross-sectional Area of Yarn</li> <li>• Twist of Yarn (ASTM D1423)</li> <li>• Fabric Construction (ASTM D3775, D3773, D3774, D3776)</li> <li>• Fabric Areal Density (ASTM D3776)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Thermal Analysis (ASTM D3417, D3418)</li> <li>• Rheological Analysis (ASTM D2392, D3835, D4065, D4092, D4440, D4473)</li> <li>• Morphology (ASTM D3417)</li> <li>• Density (ASTM D792, D1505, E12)</li> <li>• Volatile Content (ASTM D4526, D3530)</li> </ul>

시편제조 작업은 공정규격에 따라 행하여져야 하며 경화된 시편은 초음파검사되어 시편이 결함부위에서 얻어지지 않도록 해야 한다. 경화된 라미나의 물성은 화이버용적(ASTM D3171), 수지용적(ASTM D3171), 밀도(ASTM D792), 플라이 두께당 측정, 그리고 유리전이온도(건식, 습식)등의 시험에서 얻어진다.

### 2.2.2. 기계적 특성

라미나의 기계적 특성 시험은 뱃취당 6개의 시험이 수행되어야 하므로 5뱃취의 요구사항을 만족하기 위해서는 30개의 시험에 기초가 되어야 설계허용값 B-값을 결정할 수 있다. 0°와 90°에서의 인장(ASTM D3039) 및 압축시험(ASTM D3410), 그리고 In-Plane 전단시험(ASTM D3518) 등 5종류의 시험이 수행되어야 하는데, 건식/최저온도, 건식/상온, 그리고 습식/최고온도 등 3개의 조건에서 시험되어야 하므로 모두 450개의 시험이 준비되어야 한다. 또한 공정관리를 위하여 건식/상온 조건에서 Short beam 전단시험(ASTM D2344)이 요구되므로 30개의 시험이 추가로 요구된다. 이러한 일방향 복합재료시편의 정적시험은 재료특성, 재료비교 그리고 라미네이션 이론의 사용을 통한 응용라미네이트 특성의 예측에 사용된다.

피로시험에서는 일방향 시편의 시험결과로부터 라미네이트 거동을 예측하는 일반적인 방법이 아직 없으므로 각 응용 짜맞추기(lay-up)에서 피로설계값의 개발이 문제되고 있다. 주기하중 범위에서 특정 라미네이트의 수명예측에 관해 많은 연구가 되어 왔다. 지금 수준에서는 누적 손상 모델, 파괴 역학 분석 그리고 다른 이론적인 접근등이 부적당 하므로 실험적인 방법이 사용되고 있다. ASTM D3479는 일반적인 시편시험 방법이다. 그러나 복합재료의 피로성질은 응용에 따라 변하므로 라미네이트의 응용을 나타내고 있는 사용하중과 환경조건에 대해 시험되어야 한다. 현재 이것은 앞에서 설명된 빌딩 블록 방법에 의해 행하여진다.

크립은 일정한 하중아래에서 시간에 따른 특성의 변화인데 이러한 특성변화는 하중이 제거될 때 회복이 될 수도 있고 회복이 불가능 할 수도 있다. 크립은 사용조건이 기지우

세방향에서의 고응력, 고온, 또는 열악한 화학 환경등 기지연화의 가능성이 있을시에 고려되어야 한다. 열가소성기지 복합재료의 경우 운용온도가 유리전이온도 근처거나 더 높다면 크립이 중요하지만, 열경화기지에서는 크립은 가교(cross-linking)로 인하여 그 효과가 적다.

손상허용 특성분석을 위해선 몇가지 시험방법이 개발되었는데 충격후압축시험(CAI, Compression-After-Impact Test)과 변형에너지 방출속도 측정 시험등이 있다. 충격후압축 시험은 NASA Publication 1092, 1141이 가장 많이 쓰이고 있다. 이 방법들에서 고려되어야 할 요소중에는 충격을 주기 위해 떨어지는 물체의 실제에너지, 버팀기구의 견고성, 시편준비 기술 그리고 압축시험 정착물의 실제 배열 등이 있다. 변형 에너지 방출속도시험은 현재 많은 연구가 진행중에 있다. 혼합양식 변형에너지방출속도를 결정하는데 가장 많이 쓰이는 방법은 Edge delamination 시험이다. 이 방법은 인장시험시 특정한 짜임(lay-up)의 첫번째 탈층의 시점에서 응력과 변형을 측정한다.

## 3. 공 정 평 가

제조공정은 원자재를 최종 생산품이나 부품으로 만드는 일련의 공정으로 정의된다. 공정을 평가하는 목적은 생산공정의 관리가 그 부품의 특성 변화에 큰 영향을 미치므로 균일한 특성을 얻을 수 있게끔 신뢰성을 높이기 위한 것이다. 금속의 경우 주요공정은 성형, 기계가공, 접합 및 후처리로 분류되는데, 공정의 평가는 공정 기능과 시험/검사에 의한 합치성 평가를 포함하여야 한다. 특히 특수공정, 비파괴검사, 그리고 복합재료와 관련된 공정등 공정특성상 일반적인 평가방법으로는 그 완성도를 결정하기가 어려운 공정은 따로 분리하여 관리되어야 한다.

특수공정은<sup>11)</sup> 재료가 정밀하게 관리된 일련의 단계로 가공 또는 제조되고 물리적, 화학적 또는 금속학적으로 변환되어 파괴적인 검사 방법외에는 공정 규격과의 합치성이 증명될 수 없는 공정이다(예를 들면 열처리, 경납땜, 탄화, 용접등). 비파괴 검사는 부품에 해로운 효과를 주지 않은 수단에 의하여 설계요구조건과의 합치성을 결정하기 위해 사용되는

검사로서 예를 들면 자분탐상, 초음파, 그리고 방사선 검사등이 여기에 해당한다.

복합재료는 재료와 구조물을 동시에 설계해야 하고 재료특성 자체가 조정될 수 있는 설계변수가 된다. 금속재료와는 달리 복합재료 구조물의 재료특성은 제조공정의 부분으로서 구조물로 제작될때 결정되므로 재료 및 공정규격은 제조과정중의 주요변수에 관한 충분한 정보가 포함되어 생산과 최종 검사에 사용될 수 있어야 한다. 설계요구조건에 만족하는 복합재 구조물의 제작은 제조순기동안 수행되는 공정관리의 종류에 따라 결정된다. 따라서 재료특성과 공정가능성에 영향을 미치는 사항들이 통제된 조건하에서 수행되고 있어서 각 사항, 배치나 로트가 명시된 품질기준과 합치한다는 것을 보증할 수 있는 체계가 확립되어 수행되어야 한다. 이것을 만족하기 위하여 공정절차에는 특정재료, 치공구, 장비, 경화공정 변수, 품질기준, 작업자 자격, 보관 및 취급요구사항, 추적가능한 기록, 그리고 다른 특정요구사항등이 명확히 정의되어야 한다.

복합재료의 제조는 크게 두가지 분야로 나눌 수 있는데 치공구 기술과 제작기술이다. 치공구 기술은 고품질 부품을 생산하기 위한 기본기술이므로 재료가 개발됨에 따라 이와 병행하여 치공구 기술이 개발되어 공정요구사항을 충족하여야 한다. 특히 치공구의 교정, 열전대 위치, 온도조절 속도등이 평가되어 승인되어야 한다. 경화공정이 성공적으로 수행되었는지를 확인하기 위하여 경화후의 특성을 시험하여야 하는데 굽힘시험, 상온과 고온 층간전단시험, 그리고 섬유용적비 등을 시험한다. 이때에 상기 시험의 목적은 공정이 올바르게 수행되었는지를 평가하기 위한 것이지만 생산된 부품의 품질을 나타내는 것은 아니다.

복합재료 구조물의 제작에 관한 지침서로는 미국연방항공국(FAA)에서 사용하는 AC 21-26<sup>12)</sup>이 있다. 이 지침서에는 화학특성, 시험방법, 품질 및 생산관리 시스템, 구입재료의 관리, 부품성형, 조립절차의 관리, 비파괴검사가 포함된 최종승인, 그리고 보관 및 취급 등에 관한 사항이 설명되어 있다.

#### 4. 항공기 개발시 복합재료 평가의 예

본 장에서는 지난 1984년 Saab과 Fairchild

가 공동 개발하여 FAR/JAR 동시 인증을 받은 Saab 340에 사용된 복합재료의 인증 프로그램<sup>13)</sup> 제시하였다. 이 프로그램은 복합재료의 사용이 지금처럼 많이 사용되기 전에 승인된 것이어서 보편화된 기준으로 사용할 수는 없지만 감항 당국에서 요구하는 증명 요구사항을 만족하기 위한 전반적인 시험 계획을 볼 수 있는 좋은 예이다. 이 기종은 전세계 30-40인승 터보프롭 시장의 약 35%를 차지하고 있고, 유럽시장의 60% 이상을 점유하고 있다<sup>14)</sup>. 1993년 현재 346기가 발주되었고 그중 절반 이상이 미국에서 운항되고 있다<sup>15)</sup>.

민간항공기의 조종면의 주요 구조부품으로 분류되어 있으므로 높은 수준의 품질이 요구되는데 Saab 340의 조종면은 Kevlar-Nomex 샌드위치 판재를 표피로 하여 제작되었고, 사용된 케블러는 Type 40, Fabric Styles 120과 285이다. 감항기준에 만족하기 위해 고려되어야 할 분야는 제조 및 운용중의 결함, 정적 또는 피로하중과 관련된 외부 물체로부터의 충격손상, 그리고 강도의 변화에 대한 재료와 환경의 효과 등이다.

표 3에 Saab의 케블러 조종면 주요구조를 평가하기 위한 복합재료 시험 프로그램이 요약되었다. 이 프로그램은 예상되는 운용환경과 하중 스펙트럼에 대한 케블러 라미네이트의 내구성과 손상허용을 평가하는 것인데, 정적동체 시험과 부품시험이 실험실 조건에서 수행되었으므로 재료시편/부분품의 시험에서 감소인자를 얻어 감쇄효과(knockdown effect)를 고려하여 정적 및 피로하중을 증가시켜야 한다.

활주로에 있을 수 있는 작은 이물질 조각이 택시, 이륙, 또는 착륙시에 랜딩기어나 프로펠러 등에 의해 차였을때 생길 수 있는 우발적인 손상에 대하여 이러한 손상이 복합재료의 강도에 영향을 미치지 않는다는 것이 보여져야 한다. 또한 정비나 교체작업중에 도구와 부딪혀서 생길 수 있는 손상등에 관하여서도 같은 증명이 되어야 한다. 이러한 손상들은 육안으로는 판별하기 어려운 탈층이나 내부결합등을 초래하므로 비파괴시험을 동반한 충격후압축시험(CAI)으로 시험, 분석되어야 한다. 극한 정적 변형률-충격에너지 곡선은 보통 수평의 점근선 모양을 보여주므로 관심있는



Table 3. Test Program of Composites for Saab 340

Specimen	Title	Content	Test Conditin	No. of Specimen
Coupon	Moisture Absorption	- Establish moisture weight gain on Kevlar	- Environmental exposure, hot/wet	10
	Static Test	- Establish environment & material property variability - "B" basis design allowables	- Static-shear, compression, and tension of laminates	270
	Fatigue Test	- Establish as Manufactured durability data, - Establish Environmental material variability - Determine effect of	- Constant amplitude fatigue of laminates	90
	Freezing/Thaw Cycle Test	moisture trapped in impact damaged sandwich panels	- Static under cyclic environment	10
Subcomponent	Compact damage static residual strength test	- Establish residual strength under impact	- Static-tension, impact damage on sandwich panel	2
	Sandwich static and fatigue test	- Environmental accountability factors local design details	- Static/fatigue - flexure; static/fatigue - shear; compression	50
Full Scale	Full scale airframe static test	- Contro surface static tests	- Static ultimate loads	1
	Aileron fatigue test	- Full scale aileron	- Fatigue/damage tolerance	1

부위의 변형을 수준의 제한이 설계시의 손상 허용 요구조건을 만족하기 위하여 가장 중요한 관점이다. 경험적으로 이런 최대 변형률 수준은 재료 그 자체에만 의존하는 것이 아니고 설계(라미네이트 두께, 적층, 경계조건등)에도 의존한다는 것이 알려져 있다. 그러므로 극한 변형률 대표값은 사용할 수 없고 각 재료와 설계에 대해 시험 데이터가 있어야 한다. Saab 340의 경우 활주로상에서의 손상은 1인치 직경의 알루미늄 공을 120Knot의 속도로 25° 정도 각도에서의 충격을 사용했고, 도구에 의한 손상은 3인치 직경의 알루미늄 공을 수직으로 10피트에서 떨어뜨려서 시험하였다.

복합재료는 온도와 습도에 민감하므로 습도 함량과 잔류 기계적 특성 사이의 관계가 확립되어야 한다. 고온습식 시효후에 측정된 정적 강도 감소는 최종 습도 함량의 지식에서 예측

된 값과 비슷할 수 있다. 따라서 기계적 특성의 감소는 습도 함량이 일정치 않을 수 있는 열습도 이력에 무관하다고 가정할 수 있는데 이 가정이 유효한가는 적어도 쿠펰 수준에서는 시험이 되어야 한다. 이 가정이 유효하다면 가장 최악의 조건에서 실제 복합재 수분함량과 온도가 결정되어야 한다. Saab 340의 운항조건에서는 160°F, 98%RH와 -65°F가 선택되었다.

FAR § 25.571에 따르면 운항 수명동안 예상되는 반복하중을 균열발견없이 지탱할 수 있다는 시험으로 입증되어야 한다. 이것을 증명하기 위한 방법은 AC 25.571-1에 나와 있다. Saab 340 프로그램에서 재료특성 수준의 피로시험은 90개의 라미네이트 시편이 사용되었는데 30개는 건조상태에서, 60개는 고온습식과 저온상태에서 시험되었다. 시편종류는 4가지로 일반시편, 중앙에 구멍이 있는 시편,

그리고 고속/저충량 충격과 저속/고충량 충격 후의 시편이다.

케블러 동결/해빙 반복시험은 10개의 Kevlar-Nomex 샌드위치 시편을 98%RH, 120°F에서 21일간 습식처리한 후 압축손상을 입힌 상태에서 고온습식/저온 주기를 반복적으로 수행한다. 이 시험의 목적은 운항중 손상된 조종면에 장시간의 환경변화가 미치는 영향을 평가하기 위한 것이다. 동결/해빙 주기는 1년간 수행되었는데, 이 주기는 실제 운항 중에 손상성장 특성과 관련하여 항공기 비행시간과 기상조건을 비교하여 얻어진 것이다. 각 시편은 충격시험후에 비파괴검사를 통하여 손상의 정도가 평가된다.

## 5. 우주비행체와 재료

### 5.1. 생산보증과 재료평가

위성체 등 우주비행체의 부품은 항공기 부품과는 달리 대량 생산되는 것이 아니므로 표준화된 평가기술에 의존하기보다 기능에 따라 제작자 자신의 생산보증(product assurance)에 의해 성능 및 안전성이 결정된다. 생산보

증을 위해서는 우주비행체의 설계, 제작, 시험, 그리고 운용의 모든면을 고려해야 하므로 조직적인 체계가 확립되어야 한다.

이러한 활동은 항공기 부품의 경우와 크게 다르지 않지만 우주비행체의 경우 더 엄격한 기준이 적용되어야 하는데 그 이유는 운용중에 수리/교환이 아주 어렵기 때문이다. 항공기의 경우는 주기적으로 검사하여 성능 및 안전성을 유지할 수 있으나 우주비행체의 경우 설계 수명까지 완전하게 기능을 계속해야 하므로 더욱 엄격한 신뢰성 분석이 요구된다. 생산보증활동을 크게 4분야로 나눌 수 있는데 재료공학이 각 생산보증 분야에서 어떠한 역할을 하는지 그림 3에 나와있다. 재료·공정 분야에서는 우주비행체 제작에 사용하기 전에 재료와 공정을 개발하고, 응용에 따라 재료를 선정하여 해당 품질보증기능을 검토한다. 구성부품 선정 분야는 상기의 재료·공정 분야와 비슷한데, 단지 그 대상이 우주사용이 승인된 전자부품과 시험에 위해 승인될 필요가 있는 비표준화 기기이다. 신뢰성과 안전성

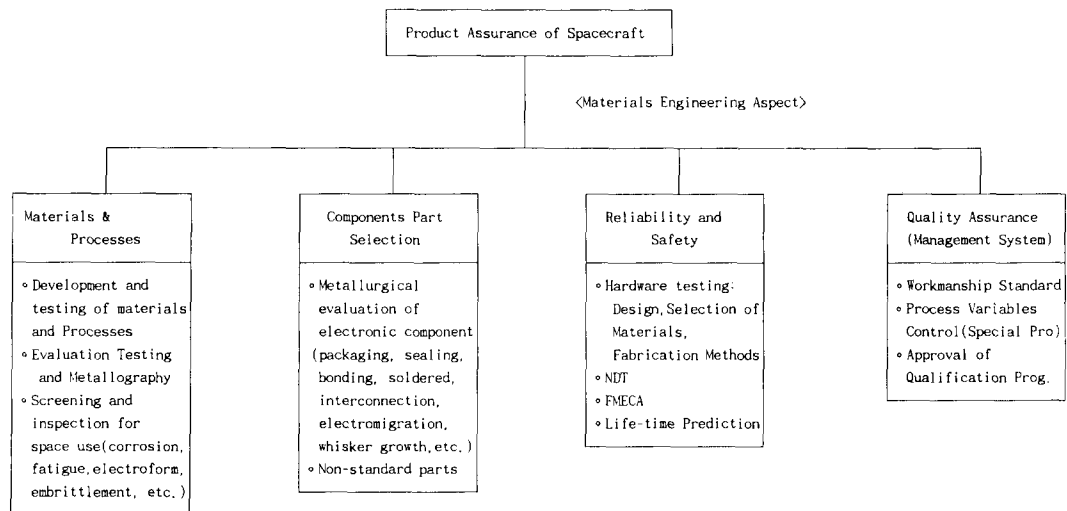


Fig. 3. Role of Materials Engineering & Metallurgy in Product Assurance of Spacecraft.

분야에서는 수명예측, 고장형태분석, 그리고 안전성 분석을 기초로 부품을 시험한다. 마지막으로 품질보증 분야에서는 용접, 열처리, 전기도금 및 비파괴시험등의 최적 공정변수를 설정하고 기준을 만들기 위한 기계·금속학적 시험을 수행한다.

우주비행체에 사용되는 재료는 항공기 재료

로서 특성이 잘 알려진 재료에서 선택된다. 새로운 우주사업의 시작에서부터 발사까지가 보통 4-5년이 걸리는데 새로운 재료를 개발하고 평가하기에는 너무 늦기 때문이다. 신소재나 신공정등 첨단 기술의 경우 우주발사체에 사용되기 위해서는 품질문서, 공정관리, 신뢰성 시험데이터, 인정시험을 수행해야 하는

데 이를 위해서는 부가적인 노력과 비용이 들고 이것이 무게절감이나 신뢰성 증가등 다른 장점으로 보상되지 않고는 사용되기 어렵다.

### 5.2. 우주환경에서의 재료

모든 우주비행체의 재료는 발사도중의 진동에 의한 피로손상이 없어야 한다. 궤도상에서는 우주환경에서 견디어야 하는데 윤회유지나 구조 플라스틱 등은 특히 진공에서 낮은 탈가스 성질을 갖고 있어야 한다<sup>16)</sup>. 방사선과 열순환 등으로 인하여 서로 팽창계수가 다른 재료의 연결부위나 열조점표면의 특성이 저하되어서는 안된다. 저지구궤도에 존재하는 산소원자는 대부분 재료 표면의 침식, 부식, 산화를 초래하므로 이에 대해 내구력 있는 방식처리가 요구된다.

지구궤도 위성에 대한 최소고도는 200km인데 이 고도에 도달하게 되면 금속, 플라스틱, 무기재료 등 일반재료에 상당한 변화가 생긴다. 200km에서는 진공이  $10^{-6}$ mmHg이고 6500km 이상에서는  $10^{-12}$ mmHg보다도 더 낮다. 이러한 진공에서 일부 고분자재료는 분리되고 또 일부 금속은 승화되기도 한다. 대기가 없는 상황에서 열 에너지의 교환수단은 열방사와 전도뿐이므로 우주에서의 열조건은 지구에서의 열조건과는 큰 차이가 있다. 인공위성의 어떤 부위는  $-160^{\circ}\text{C}$ 에서  $180^{\circ}\text{C}$ 까지 온도가 변하고 실제온도는 인공위성의 회전속도에 따라 결정된다. 직접 태양방사에 노출된 비회전 위성의 표면은 열에너지를 효율적으로 방출시킬 수 없으므로 회전위성보다 더 높은 온도에 노출된다. 대부분의 금속은 전술한 온도에서 승화하지 않으나 카드뮴, 아연, 그리고 주석 등은 이 온도범위에서 승화하거나 진공에서 단결정 위스커를 형성하므로 제외되어야 한다. 따라서 이들 재료가 방식이나 연결부 등에 사용되지 않도록 주의해야 한다. 마그네슘 부품 역시  $125^{\circ}\text{C}$  이상의 온도에서 장시간 진공상태에 있을 경우 승화문제가 있어서 공식(pitting)으로 인한 급속한 강도저하를 초래할 수 있다. 마그네슘 합금은 높은 비강도를 보여주므로 구조부품에 많이 사용되지만, 발사전에 부품의 부식과 궤도상에서의 승화문제를 방지하기 위하여 알맞은 도금이나 화학피복으로 후처리 되어야 한다.

승화나 증발되어 방출된 금속원자는 쉽게

이온화되어 방전이나 아아크 현상을 일으킬 수 있다. 이러한 금속이온은 전기정전의 원인이 되고, 광학 표면에 증착되어 특정 파장의 전송을 방해하기도 한다. 또한 열조점표면에 증착되어 열균형을 깨뜨려 과열현상으로 인하여 고장을 일으킨다. 절연에 사용되는 것과 같은 유기재료는 방사선, 태양방출 그리고 우주선(cosmic rays) 등으로부터의 전자와 양자로 인한 이온화에 의해 손상을 입기도 한다.

우주비행체에 있어서 중요한 재료문제 중의 하나가 온도주기와 고진공하에서 서로 접촉되어 일어나는 마찰과 마모의 문제이다. 접촉하는 금속 표면사이에 하중이 가해질 경우 마찰계수가 증가하게 되고 마모의 속도가 빨라지게 되어 대부분의 금속이 저온용접이 되기도 한다. 따라서 진공에서 분리되거나 증발하지 않는 특수한 윤활제가 사용되어야 한다<sup>17)</sup>.

## 6. 맺 음 말

고도의 안전성 및 신뢰성이 요구되는 항공기와 우주비행체에 사용되는 재료는 엄격한 특성분석을 거쳐서 선정되어야 한다. 재료가 설계 요구조건과 만족하는가를 평가하는 재료인정절차는 항공우주 부품의 자체설계·개발 경험이 없는 우리나라에서 독자적으로 확립하기는 어려우므로 항공선진국의 감항당국에서 요구하는 방법론이 분석되어 사용되어야 한다.

국내의 항공우주산업은 최근에 쌍발복합재료 항공기, 중형항공기, 그리고 다목적 인공위성 등의 사업이 시작되고 있는 초기단계이므로, 이와 병행하여 재료시스템 연구가 수행되어야 하며 가장 먼저 당면되는 문제가 사용재료의 적합성이다. 항공기 구조재료의 경우 국제적으로 받아들여질 수 있는 인정절차가 확립되어야 하고, 우주비행체의 경우 우주환경에 대한 특성변화가 연구되어 재료가 선정되어야 한다. 본 기고에서는 항공우주용 재료의 평가절차를 고찰하여 국내의 재료인증체제 확립의 기초가 되도록 하였다.

## 참 고 문 헌

1. G. H. G. Garbett, "Materials Technology", Aircraft Engineering, Bunhill Publications Lt., London, England vol. 47(1), 551

- (1975)
2. 김학민, 기계와 재료, vol. 1(1), 80(1989)
  3. Code of Federal Regulation, Title 14, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, § 25.1529, (1993)
  4. Code of federal Regulation, Title 14, Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, § 25.613, (1993)
  5. Kandebo, S. W., Aviation Week & Space Technology, vol. 134(15), 66(1991)
  6. Traceski, F. T., Specifications & Standards For Plastics & Composites, pp. 27, ASM International, U. S. A., (1990)
  7. M. Dubberly, Suppliers of Advanced Composite Materials Association Annual Meeting, May 5-8, 1987, Washington, DC.
  8. International Standard Organization, Aerospace-Wrought aluminum and aluminum alloys-Inspection, testing and supply requirements, Part 1: General requirements, ISO 8591-1, (1989)
  9. Federal Aviation Administration, Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure, AC 25.571-1, (1978)
  10. "Manual on Statistical Planning and Analysis for Fatigue Experiments", ASTM STP 588(1975)
  11. 공업진흥청고시 제 1992-52호, 항공기등의 성능 및 품질검사 합격기준(1992)
  12. Federal Aviation Administration, Quality Control for the Manufacture of Composite Structures, Advisory Circular 21-26, (1989)
  13. Levy, M. and Grube, K., Proceedings of the International Conference on Testing, Evaluation and Quality Control of Composites, Ed. by Feest, T., pp.145, Guildford, England, (1983)
  14. Kandebo, S. W. Aviation Week & Space Technology, vol. 134(15), 60(1991)
  15. Shifrin, C. A., Aviation Week & Space Technology vol. 139(15), 32(1993)
  16. Tascione, T. F., Introduction to the Space Environment, Orbit Book Co., Malabar, Florida, U. S. A., (1988)
  17. NASA SP-8021, List of NASA Recommended Lubricants.