**Appl. Chem. Eng.,** Vol. 27, No. 3, June 2016, 252-258
http://dx.doi.org/10.14478/ace.2016.1043

Review

# 항공기용 복합소재의 개발 및 연구동향

**김득주 · 오대윤*,** · 정문기 · 남상용†**

경상대학교 나노 · 신소재융합공학과, 공학연구원, *(재) 경남테크노파크 항공우주센터, **경상대학교 항공우주시스템공학과
(2016년 4월 21일 접수, 2016년 5월 11일 심사, 2016년 5월 17일 채택)

# Recent Trends in Composite Materials for Aircrafts

**Deuk Ju Kim, Dae Youn Oh*,**, Moon Ki Jeong, and Sang Yong Nam†**

*Department of Materials Engineering and Convergence Technology, Engineering Research Institute, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea*
**Aerospace center, Gyeongnam Technopark, Sacheon 52535, Korea*
***School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju 52828, Korea*
*(Received April 21, 2016; Revised May 11, 2016; Accepted May 17, 2016)*

초 록

중량의 감소 및 향상된 기계적 특성은 항공 우주 산업으로의 적용을 위한 재료의 새로운 소재를 개발하기 위해 주요한 인자이다. 복합소재는 가벼운 무게와 탁월한 물성으로 항공기와 타 교통수단용 소재로써 주목을 받아왔다. 특히 섬유강화 복합소재의 경우 금속을 대신할 소재로 사용되어 왔는데 이는 금속과 고분자 소재보다 우수한 물성을 나타내기 때문이다. 이러한 이유로 복합소재는 비행기의 구조물로 사용되어 왔다. 본 리뷰에서는 항공기에 적용된 복합소재의 장점과 섬유강화 플라스틱 복합소재 소재에 대하여 정리하였다.

**Abstract**

The weight reduction and improved mechanical property are one of the prime factors to develop new materials for the aerospace industry. Composite materials have thus become the most attractive candidate for aircraft and other means of transportations due to their excellent property and light weight. In particular, fiber reinforced polymer (FRP) composite materials have been used as an alternative to metals in the aircraft. The composite materials have shown improved properties compared to those of metal and polymeric materials, which made the composites being used as the skin structure of the airplane. This review introduces different types of materials which have been developed from the FRP composite material and also one of the most advantageous ways to employ the composites in aircraft.

***Keywords**: Composite, aircraft, fiber reinforced polymer, nondestructive testing*

## 1. 서 론

최근 들어 신소재 기술의 개발과 더불어 환경적 측면의 문제점이 대두되고 있는 시점에서 기존의 소재들이 가지고 있는 문제점과 취약한 물리적 성능을 보완한 신규 소재에 대한 필요성이 대두되고 있으며 실제 다양한 분야에 이용하고자 하는 노력이 진행 중이다. 항공기는 지역, 국가, 대륙을 연결해주는 대표적인 교통수단으로써 최근 들어 인구의 증가에 따른 항공기 수요의 증가와 더불어 효율적인 항공기 시스템의 도입을 위해 항공기 설계 및 제작, 서비스의 향상 등 다양한 분야에 있어 기술의 발전을 도모하기 위한 연구가 진행되고 있다.

교통수단, 특히 항공기의 경우 전 세계 이산화탄소 배출량의 2%를 차지하고 있어 항공기의 중량 감소를 통한 연료의 절감과 이산화탄소와 같은 지구 온난화 가스 배출의 절감이 요구가 되고 있다[1]. 이러한 목표에 부합하기 위한 맞춤형 소재로써 고기능성 복합소재가 항공기용 부품소재로 적용되어 제작이 되고 있다. 복합재료란 성분 또는 형태가 다른 두 종류 이상의 물질이 조합되어 각각의 물질이 가지는 장점의 극대화와 상호 부족한 물성의 보완을 통하여 단일 소재보다 향상된 물성을 가진 재료를 의미한다. 복합재료는 섬유, 입자 등과 같은 충전제와 고분자, 금속, 세라믹과 같은 기지물질로 구분되며 적용되는 분야가 요구하는 물성에 따라 다양한 종류의 소재 선택과 가공조건의 변경을 통하여 소재가 개발 가능하다는 장점을 가지고 있다[2,3]. 특히 복합재료의 경우 타 소재에 비해 경량화가 가능하기 때문에 연료를 소비하게 되는 자동차, 비행기, 기차 등의 교통수단에 대한 적용과 동시에 고기능성 부품소재의 개발에도 활발히 적용이 되고 있다[4,5]. Table 1에 나타내었듯이, 다양한 종류의 복합재료가 개발이 되어 기존의 금속, 철 등을 대체할 소재로 연구가 진행되어 왔는데 기존 소재

† Corresponding Author: Gyeongsang National University,
Department of Materials Engineering and Convergence Technology, Engineering Research Institute, Jinju 52828, Korea
Tel: +82-55-772-1657 e-mail: walden@gnu.ac.kr

pISSN: 1225-0112 eISSN: 2288-4505 @ 2016 The Korean Society of Industrial and Engineering Chemistry. All rights reserved.

**Table 1. Potentials of Light Weighting Materials**

| Material replaced | Light weighting Materials | Expected Mass reduction (%) |
|---|---|---|
| Steel, Aluminium, Cast Iron | Cabon Fiber composite | 50-60 |
| Steel, Cast Iron | Aluminium Matrix composites | 40-90 |
| Steel | Glass fiber composites | 25-35 |
| Mild steel, carbon steel | Advanced high strength steel | 15-25 |
| Mild steel | High strength steel | 15-20 |

Source : Industry sources, ICICI Securities.

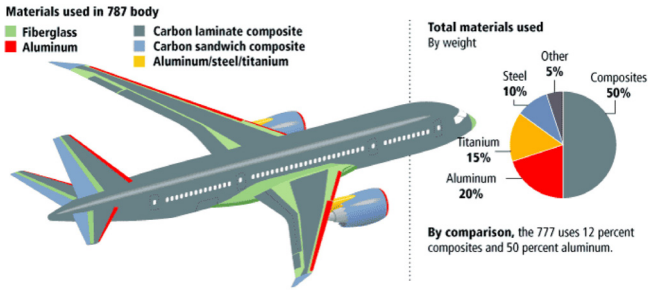


**Figure 1. A pictorial representation of the materials used to construct the Boeing 787 Dreamliner[6,7].**

**Figure 2. (좌) Korean Airlines B787 Dreamliner - Boeing社 (우) Korean Airlines A380 - Airbus社[9].**

대비 10~60% 정도의 중량 감소효과를 나타냄을 확인할 수 있다. 항공기 설계자들은 복합소재를 다양한 부품소재에 적용하여 개발 중인데 이는 무게 대비 강성비가 아주 높기 때문이며 특히 강성이 우수한 탄소섬유와 접착제를 사용한 매트릭스 복합체의 경우 기존 금속 재료보다 월등히 경량화가 가능하고 밀도의 경우 알루미늄보다 낮기 때문에 이를 이용하여 항공기의 중량을 줄일 수 있으며 대부분의 항공기 기체에 사용되고 있다(Figure 1)[6,7]. 이와 동시에 연료효율을 높여 항공권 비용절감이 가능하며 이착륙 속도 및 거리의 감소, 비행속도의 증가, 공해물질의 저감 등 다양한 장점을 가지고 있다.

### 1.1. 항공기 소재의 발전

항공기 기체는 초기에는 목재를 사용하였으나 이후 비행기 제작기술의 발전은 알루미늄의 합금인 두랄루민(duralumin)의 실용화가 이루어지면서 급진적인 발전을 이루게 된다. 두랄루민은 알루미늄에 소량의 구리, 마그네슘, 아연 등을 첨가하는 것으로서 강철과 비교하였을 시 물성은 유사하지만 비중이 강철소재의 30% 정도이므로 비행기 소재로서 적합하였고 다양한 부품에 두랄루민이 사용되어 왔다.

최근에 사용되고 있는 두랄루민의 경우 기존 두랄루민과 비교하여 1.2~1.4배의 강도를 지닌 초두랄루민 등 개량된 합금소재가 이후에 발달되어 항공기 재료의 주를 이루게 된다.

그러나 두랄루민의 경우 내식성이 약하고 특히 염분을 포함하는 수분에 약해 표면에 알루미늄을 얇게 입힌 소재가 사용되었으며 특히 고온에서 합금의 강도가 떨어지게 되므로 항공기의 속력이 증가될시 발생되는 물성저하 현상을 대체하기 위해 티타늄 합금소재(titanium alloys)가 개발되어 적용되어 왔다. 티타늄 합금은 낮은 비중과 내열성이 강하고 내식성이 우수하지만 가격이 매우 비싸며 가공이 용이하지 않은 문제점을 가지고 있으므로 제트엔진부분과 방화벽 등 내열성 또는 내식성을 요구하는 중요한 구조의 부품에만 일부 사용하고 있다. 1960년대에 금속재료보다 우수한 강도를 가지는 유리섬유, 탄소섬유, 고분자 섬유를 이용한 복합재료의 개발을 통해 경량화를 모색하였으나, 하중이 발생 되었을 시 변형이 심한 유리섬유 강화플라스틱을 대신하여 최근에는 탄소섬유강화 복합재료가 주로 쓰이고 있다[8]. 탄소섬유 복합재료는 특수강에 버금가는 강도와 비중이 철의 1/6이므로 항공기 적용 시 상당한 무게를 줄일 수 있으므로 최근 개발된 항공기인 에어버스社 A380의 경우 날개동체 등 전체 항공기의 30%를 복합소재로 제조하였고 B787기는 이 비중을 50%까지 끌어올려 사용하여 왔다(Figure 2)[9]. 실제 항공기 제조에 사용된 복합재의 함량을 Table 2에 나타내었으며 최근 개발 중인 A350 기종의 경우 50% 이상의 복합재를 사용하는 것으로 알려져 있다.

**Table 2. Percentage of Total Structural Weight**

| | | Percentage (%) |
|---|---|---|
| Boeing 787 Dreamliner | Composite Material | 50 |
| | Aluminium | 20 |
| | Other materials | 30 |
| Boeing 777 | Composite Material | 12 |
| | Aluminium | 50 |
| | Other materials | 38 |

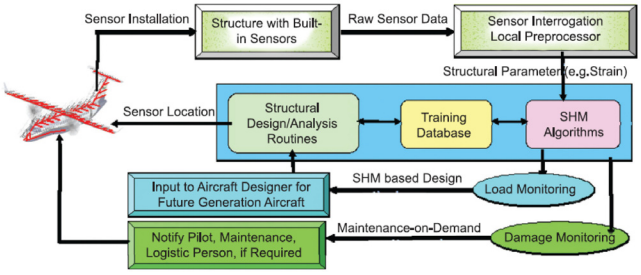


**Figure 3. Life cycle of SHM system[11].**

### 1.2. 항공기용 복합재료의 장단점

복합재료는 다양한 종류의 섬유상과 기질이 결합하여 제조하며 이를 통해 제조된 매트릭스 구조가 가지는 우수한 강성과 강도성능, 낮은 밀도 특성을 이용한다. 또한 복합재료는 피로성능에 대하여 매우 우수하며 실제 매트릭스에서 균열이 발생하더라도 빠르게 섬유로 흡

**Table 3. Nondestructive Testing Methods**

| Methods | Summary | Reference |
|---|---|---|
| Shearography | The shearography method measures the derivative of surface displacement through the application of controlled thermal stresses by contents of the shearing and control of the PZT mirror | [14] |
| Photoelasticity | Photoelasticity is method to measure the entire distribution of the stress field that appears in the sample image from the photoelastic. | [15] |
| Eddy current testing | Eddy current testing is nondestructive inspection technique for detecting discontinuities of the sample using the eddy current. | [16] |
| Ultrasonic inspection | By injecting ultrasound test sample, using a pass value and the reflection values of the ultrasound is used to analyze the defect. | [17] |
| C-scan | C-Scan measurement method can mesure scratch and evaluating the material of the composite material. C-scan is an ideal method to assess the reliability and effectiveness of the ultra-violet mapping technique | [17] |
| Acoustic emission | AE is an efficient method to monitor, in real time, damage growth in both structural components and specimens | [18] |
| Coin-tap | Coin tap is applied manually to the structure of interest. And operator can interpret if there is damage present by listening to sound wave difference | [19] |
| Radiographic inspection | X-ray or $\gamma$-ray are used to inspection of the internal defect detection. It is possible to estimate distribution and size of inner defect of the sample | [20] |

**Table 4. ASTM Standard Test Methods for Composite Materials**

| | Title |
|---|---|
| ASTM D 3039-95 | Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials |
| ASTM D 4255-83 | Guide for Testing In-Plane Shear Properties of Composite Laminates |
| ASTM D 3518-94 | Practice for In-Plane Shear Stress-Strain Response of Unidirectional Polymer Matrix Composite Materials |
| ASTM D 3846-94 | Test Method for In-Plane Shear Strength of Reinforced Plastics |
| ASTM D 5379-93 | Test Method for Shear Properties of Composite Materials by Vnotched Beam Method |

수가 되어 균열이 더 이상 진전되지 않게 한다. 복합재료는 센서를 항공기 표면에 설치하여 항공기의 손상 정도를 실시간으로 모니터할 수 있는데, 이를 구조건전성 관리기술(SHM, Structural Health Monitoring)이라 하며 항공기, 우주 발사체, 건축물(교각, 빌딩) 등 구조물의 구조적 상태를 연속적으로 감시하기 위해 구조물 내에 센서 내장, 비파괴 검사 등을 통해 결함을 탐지하는 기술이 이용 가능하며 그 예를 Figure 3에 나타내었다[10-12]. 또한 복합재료의 경우 금속물질을 포함하고 있지 않아 우수한 내 부식성을 가지는데, 부식을 통한 기체 손상 방지가 가능하여 비행으로 발생하는 환경적인 요인에 의한 물성저하를 방지할 수 있다. 또한 금속소재와 비교하여 운항 시 발생하는 내 · 외부 온도차에 의한 습도, 기압 변화 등의 문제를 저감하여 쾌적한 비행 환경을 제공하므로 점진적으로 항공기용 동체에 사용하는 복합재료의 비중이 점점 증가하고 있는 추세이다. 그러나 복합소재는 여러 겹의 섬유가 중첩되어 제작이 되기 때문에 사용 과정 중 하중이 복합재 표면의 수직으로 작용될 때 층이 분리되는 delamination 문제가 발생이 될 수 있으며, 재료가 내부적으로 손상되었을 시 검사하기가 매우 까다롭다는 문제점이 있다. 또한 실제 항공기용 동체로 사용될 시 금속소재와의 접합문제에서 발생되는 응력문제를 해결해야 된다. 각 소재 간 강성의 불균형으로 인해 결합부의 파손을 유발할 수 있기 때문에 금속재료 사용부분이 증가하게 되는데 이러한 문제점을 해결하여야 하는 과제를 안고 있다.

### 1.3. 자기 구조진단 시스템을 이용한 분석 방법

파괴역학의 도래와 Non-Destructive Testing (NDT), Non-Destructive Evaluation (NDE) 기술의 발전 이후 태동된 정량적 비파괴 평가기법(QNDE, Quantitative NDE)으로 인해 예측이 가능해지게 되었다. 소재의 제조 및 평가 분야에 있어서 제품완전성이나 표면상태를 변형시키지 않고 검사하는 방법으로 최근 복합재료의 평가에 있어 기지와 강화재의 평가에 있어서 적용되고 있으며 대표적으로 액체침투법, 자기탐상법, 초음파검사법, 음향방사법, 방사선투과법, 와전류탐상법 등이 이용되고 있다. 개발된 재료를 파괴하지 않고 검사할 수 있으므로 항공기 부품과 같은 고가의 부품 검사에 주로 사용되고 있으며 세부적인 내용을 Table 3에 정리하였다[13].

### 1.4. 항공기가 요구하는 소재의 물성

복합재료로 얻을 수 있는 기계적 물성의 범위는 사용한 소재의 섬유의 타입만 고려하더라도 다양하게 변경이 가능하며 또한 섬유의 방향, 길이 등의 조절을 통해 10배 정도의 차이를 나타낼 수 있다[21]. 복합소재의 물성평가를 위한 특성평가의 경우 ASTM (American Society for Testing and Materials), SACMA (Suppliers of Advanced Composite Material Association), AGATE (The Advanced General Aviation Transport Experiments consortium) 등의 표준측정법에 의거 특성평가가 진행되며 ASTM의 경우 다음과 같은 평가 항목이 이용될 수 있으며 Table 4에 대표적인 ASTM 측정법에 대하여 정리하였다. 항공기용 소재는 기본적으로 우수한 물성과 가벼운 무게를 요구하게 되는데, 항공기용 소재로 적용하기 위한 기본적인 물성은 다음과 같다.

#### 1.4.1. 비강도와 비강성도

비강도는 단위 중량당 강도를 나타내며, 비강성도는 단위중량당 탄성계수를 말한다. 단일 금속재료의 경우 가격이 저렴하고 내마모성

및 강도가 매우 우수하지만 무게가 무거워 비강도는 매우 낮은 편이므로, 이를 대신할 알루미늄, 티타늄, 베릴리움 등 경량금속 및 그 합금들이 비강도가 크게 요구되는 항공기용 소재로 많이 이용되고 있다. 복합재료는 소재의 선택과 혼합비 등의 제조공정 변화에 따라 비강도와 비강성도의 변화폭을 넓게 할 수 있으며, 특히 복합재료의 낮은 비중 때문에, 비강성도가 증가함과 동시에 비강도도 증가하는 특징을 가지고 있다.

1.4.2. 피로특성

복합재의 균열과 국부적인 파단이 발달한 이후 최종적으로 급격하게 파괴가 되는 형상을 관찰하는 것으로써 장기 수명과 연관성이 깊으므로 필수적으로 요구되는 특성이다. ISO 13001, ASTM D3479 “Improving Throughput in Composites Fatigue Tests”를 주로 이용하며 시험을 통해 잔류 강도에 의한 피로수명의 저하로부터 발생되는 피로수명에 대한 예측이 가능하다.

1.4.3. 열피로 특성

열팽창 계수가 서로 다른 섬유재료와 기지재료가 복합재료를 구성하게 되면 가열과 냉각이 반복되는 조건에서 열 응력이 발생되게 되며 이로 인하여 균열 및 이로 인한 피로현상이 발생되므로 사전에 고분자 기지와 섬유상간 열적 물성차이가 적은 소재로 복합재가 주로 이용되고 있다.

1.4.4. 부식저항특성

복합재가 적용된 항공기가 장기간 운행될 경우 자외선, 온도, 수분, 염수 등의 자연환경에 의해 복합재 차체에 노화가 발생되어 수명 및 성능이 저하될 우려가 있다. 특히 해양환경에서 고려되는 수분 및 염분 등의 환경적인 인자들이 항공기에 적용된 복합재 소재의 계면 특성을 감소시키는 역할을 하므로 내구성에 영향을 끼친다.

실제 바닷가 인근에 위치한 콘크리트 건축물의 경우 해풍에 의해 전달되는 비래염분에 의한 부식 정도가 건축 분야에서 중요한 인자이고, 또한 항공기 자체적으로 순수하게 복합재로만 구성된 것이 아니라 상대적으로 염분에 대하여 취약한 금속재가 포함되어 있어 주기적으로 세척을 해주는 실정이다. 일부 바닷가에 위치한 공항의 경우 이러한 환경적 영향으로 인하여 염수환경을 고려한 복합소재의 내구성 평가가 이루어져야 한다. 염수에 대한 저항성을 확인하기 위하여 다양한 조건의 침수환경하에서 해당 기지 소재의 팽윤 정도와 복합재에서 발생되는 잔류응력, 유리전이 온도 및 섬유와 수지 사이의 계면 특성에 대한 연구를 주로 진행하게 된다.

## 2. 복합소재의 분류

### 2.1. 기지의 종류에 따른 분류

기지는 강화재료를 둘러싸고 있는 소재로써 응력이 강화소재에 골고루 전달되도록 하며 강화재료의 표면이 손상되지 않도록 감싸주는 역할, 그리고 하중에 의한 크랙이 발생되었을 시 진전되지 않도록 하는 역할을 담당한다. 복합재료에 사용되는 기지소재들은 다음과 같은 특성이 요구가 되고 있다.

▶ 우수한 기계적 물성 ▶ 우수한 접착성능 ▶ 우수한 인성 ▶ 환경적 측면에 의한 분해거동에 대한 내저항성

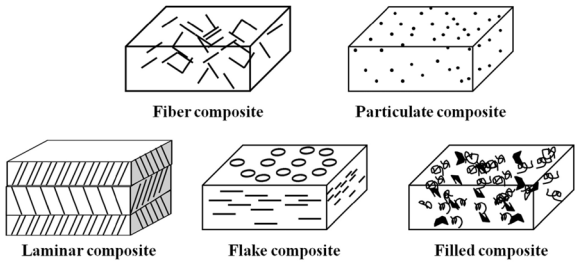


**Figure 4. Various types of composite materials.**

소재의 종류에 따라 고분자 기지 복합재료(낮은 가격, 우수한 물성, 다양한 분야에 적용가능), 금속기지 복합재료(고온에서 주로 사용하며 압축강도가 우수함), 세라믹 기지 복합재료(강화 콘크리트 형태로 사용됨), 하이브리드 복합재료로 크게 구분이 가능하다. 실제 항공기 소재용 기지재로는 고분자 기지가 많이 사용되고 있으며 에폭시, 열경화성 폴리에스테르 소재가 가장 많이 사용되고 있으며 세라믹 기지의 경우 인성을 제공하기 어렵다는 단점이 있다. 에폭시 수지는 항공기 개발 분야에 있어서 광범위하게 적용되어온 대표적인 고분자 레진 소재이다. 에폭시 소재는 수분에 민감하지만 폴리에스터 레진과 비교하였을 때 우수한 물리적 강도를 나타낸다. 대부분의 경화 에폭시레진의 경우 연신물성이 낮으나 복합재료의 기지로 사용되었을 때 다양한 물성의 조절이 가능하며 가격적인 측면에서 경쟁력이 매우 높아 많이 이용되고 있다. 현재 1970년부터 미국의 해군, 공군에서는 항공기 제조 시 이용하였을 때 실제 구동조건하에서 20년 이상 안정적인 물성을 유지하는 것으로 보고하고 있다. 미국의 록히드 마틴사의 수송기인 C-5 galaxy 수송기의 경우 carbon/epoxy, carbon/Kevlar/epoxy 등의 복합재를 사용하며 최근 Advanced Composite Cargo Aircraft (ACCA) program을 진행하여 신형 수송기를 개발 진행 중이다.

### 2.2. 강화재료의 종류에 따른 분류

사용되는 강화재료의 형상에 따라 섬유, 판, 입자 등이 이용가능하며 기지재료에 포함되어 응력을 주로 받아내는 역할을 담당하며, 이 중 섬유상 강화재료가 항공기용 소재로써 개발되고 있으며 다양한 종류의 섬유상 강화 복합재가 이용 가능하다(Figure 4).

- 유리섬유 강화 소재(가장 널리 사용되는 강화제로 다양한 산화물 유리로 제조)
- 탄소섬유 강화 소재(예비체, 또는 전구체라고 불리는 섬유를 탄화시켜 제조하며 폴리아크릴로니이트릴의 열분해 또는 피치로부터 제조가능)
- 고분자 소재 섬유(나일론, 폴리에스터, 케블라, 아라미드 등이 대표적이며 분자의 배열이 잘되어 있어 높은 탄성계수, 강도를 나타냄)
- 세라믹 섬유(알루미나 섬유, 탄화규소 섬유, 탄화규소 휘스커 등을 이용하여 제조하며 제조방법에 따라 물성이 달라지고 취성이 높아 섬유의 직경을 작게 제작하는 것이 중요함, 세라믹 섬유의 경우 고온용 터빈엔진에 적용하기 위하여 광범위하게 개발이 진행 중임)
- 보론섬유(알루미늄 강화재로 사용하며 표면에 탄화 규소층을 코팅하면 파괴강도를 향상시킬 수 있음)

실제 기지재료 내에서 강화재료의 중앙부는 순수 인장응력이 걸리며 말단부는 전단응력이 발생하는데 최적의 강화 효과를 내기 위해서

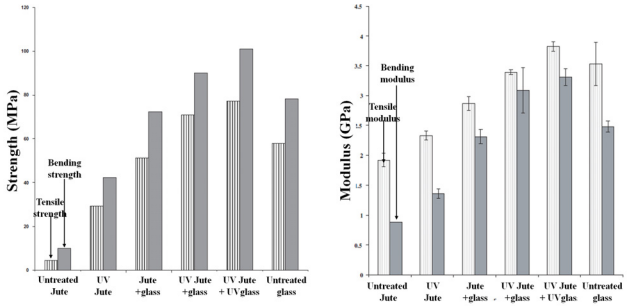


**Figure 5. Comparison of tensile strength and modulus of jute-based, glass-based and jute/glass-based hybrid composite[23].**

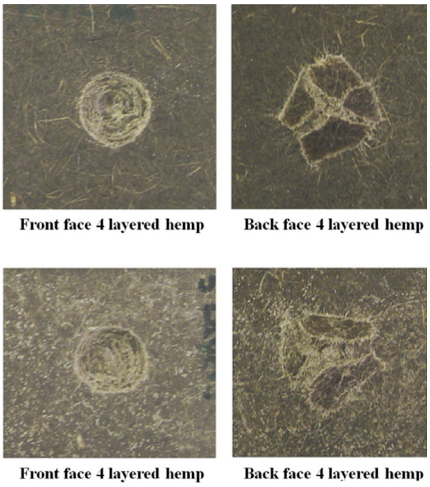


**Figure 6. Fragmentation characteristics of 4 and 5 layered hemp specimens[25].**

보강재료 전체에 걸리는 응력보다 강화재료에 걸리는 응력이 높도록 하기 위하여 섬유강화 복합재료의 경우 섬유의 길이가 길어야 하며 단섬유를 사용하였을 때는 최소 길이가 보장되어야 복합소재로써 성능을 구현할 수 있다. 또한 고분자 기지의 종류에 따라 적용할 수 있는 강화제의 종류도 달라지게 되는데 금속기지(세라믹 재료-보론, SiC 등), 고분자 기지(유리섬유, 탄소섬유 등), 세라믹기지(SiC, 탄소섬유 등) 등이 각기 다른 강화제를 사용하는데 이는 각각이 상이한 물성을 가지므로 최대한 유사한 물성을 가지는 매체를 사용함으로 인해 발생되는 기지재-강화제간 이탈이나 파괴현상을 방지한다.

## 3. 항공기용 복합소재의 연구개발 동향

항공기용 복합 소재는 Figure 1에 나타내었듯이, 부품이 도입되는 위치와, 그 용도에 따라 다양하게 적용될 수 있으나, 대표적으로 섬유강화 플라스틱형태의 복합소재가 주로 이용되고 있다. 복합소재에 도입된 수지의 종류와 섬유의 종류, 배향, 충진 밀도 등 다양한 인자에 의해 물성조절이 가능하기 때문에 주로 다양한 소재를 활용하여 비강도와 비탄성도를 증가시키기 위한 연구가 활발히 진행되었다.

하이브리드 타입의 복합소재는 1상의 기지/ 강화제 복합소재가 가지는 물성을 증가시키기 위한 방안으로 그동안 광범위하게 연구가 되어 왔다[22]. 특히 상대적으로 가격이 저렴한 천연섬유를 이용한 복합소재의 특성평가에 대한 연구가 활발히 진행되어 왔으며 대표적으로 셀룰로오스 섬유/유리섬유/고분자 복합체에 대한 연구를 진행해왔다

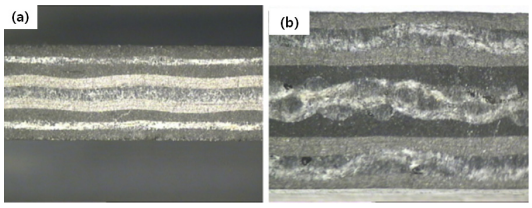


**Figure 7. Cross-sections of: (a) FlaxUD carbon and (b) FlaxCP carbon[26].**

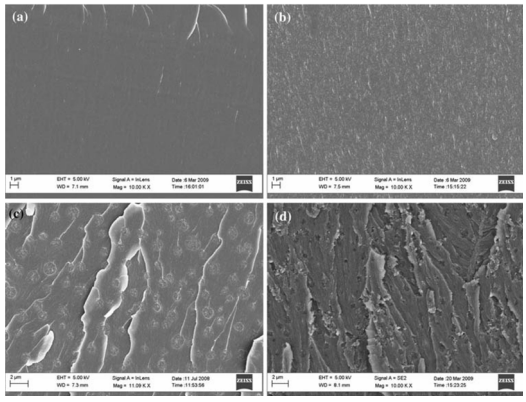


**Figure 8. Scanning electron micrographs of fracture surfaces of epoxy polymers: (a) unmodified, (b) with 15 wt% silica nanoparticles, (c) with 9 wt% CTBN, and d with 4.5 wt% silica nanoparticles and 9 wt% CTBN (Crack propagation is from bottom to top)[28].**

[23,24]. Kafi 연구그룹의 경우 복합소재 내의 Jute 섬유 함량이 25wt%까지 첨가되었을 때 점진적으로 단일상의 유리섬유 복합소재와 비교하여 물리적 성능이 향상됨을 확인할 수 있었다(Figure 5)[23]. Dhakal 연구팀은 hemp섬유를 적층하여 제조된 polyester 복합막을 제조하였으며 제조된 복합소재에 대한 특성평가를 진행하였으며 특히 파단테스트 진행 시 적층된 hemp섬유의 적층수 및 밀도가 증가될수록 물리적 강도 및 충돌탄성도가 증가되어 Figure 6에서 확인할 수 있듯이 충격 테스트 결과 균열이 줄어드는 것을 확인할 수 있었다[25]. Dhakal 연구그룹은 Uni-directional (UD), cross-ply (CP) 타입의 flax 섬유를 함침시킨 카본/에폭시 복합체를 제조(Figure 7)하였으며 섬유의 배향에 따른 복합소재의 물성평가에 대한 연구를 진행하였으며 cross-ply 타입의 복합소재의 경우 물성증가 폭이 매우 컸음을 확인하였다. 탄소 프리 프레그와의 혼화를 통해 인장물성의 증가와 동시에 특히 신장물성이 단일 복합소재와 비교하여 UD타입, CP타입 모두 월등히 향상되는 것을 확인하였다[26]. 복합소재의 물성향상을 위한 다른 대안으로 다양한 종류의 나노사이즈 규격의 입자를 첨가하여 입자들이 가지는 특유의 물성을 부가함으로써 향상된 물성을 얻을 수 있다. 대표적으로 silica, $TiO_2$, $Al_2O_3$, carbon nanotubes, fibres (CNTs/CNFs) 등이 사용되었으며 도입된 입자들은 다양한 물성들을 가질 수 있도록 전처리 과정을 통해 최적화 작업이 이루어졌다[7,27]. Silica 나노입자는 졸겔법, 수화반응 등을 통하여 개질이 가능하며 복합소재뿐만 아니라 다양한 소재에 적용이 되어 특히 열적 안정성이 증가되는 효과를 얻을 수 있다. Hsieh 연구팀은 에폭시 기지에 silica와 butadiene-acrylonitrile rubber 마이크로 입자를 첨가하여 발생되는 파괴에너지 변화 및 전단 밴딩효과에 대한 연구를 진행하였으며 제조된 복합소재의 모폴로지를 Figure 8에 나타내었다[28]. 층상구조를 가지는 clay류의 입자들의 경우 고분자 기지 내에 도입되었을 경우 휨탄성계수는 증가되지

**Figure 9. Digital photographs of three samples after fire testing (a) Uncoated composite (b) composite with unfilled coating (c) Composite with nanofilled coating[38].**

만 강도는 상대적으로 감소되는 연구결과를 보고하였다[29]. 복합재료의 경우 기존 금속소재에 비하여 낮은 전도성을 가지므로 항공기 운행 시 낙뢰에 의한 사고를 방지하기 위하여 구조물의 외부 표면에 전도성을 가지게 하는 연구가 진행 중이다. 이를 위해 카본 블랙[30,31], CNT[32-34] 등이 고분자 기지 내에 첨가되어 복합재료의 강도를 증가와 동시에 전기적 특성을 향상시키는 연구가 진행되고 있다. 나노섬유는 부피에 비해 큰 표면적, 높은 기공도를 가지고 있으며 다른 소재를 이용하여 간단하게 나노섬유의 표면개질이 가능하므로 복합재료 분야에 적용되어 물성을 증가시키고자 한 연구가 진행되었다[9,35,36]. 전기 방사법을 이용하여 제조된 나노섬유의 경우 특히 delamination 저항, 충격저항, 휨강도, 내피로도 등 복합재료에 적용 시 전반적으로 전 분야에 대하여 물성증가에 기여하는 역할을 한다. 그러나 나노섬유의 표면물성에 의해 기저와의 접착력이 감소가 될 수 있으므로 나노섬유와 복합재료 계면 결합력을 향상시키기 위해 다양한 표면처리 방법에 대하여 연구가 병행되고 있다 항공기의 엔진 주변은 고온환경이며 이를 견디는 복합재료를 개발하고자 하는 연구가 진행 중인데 기존의 세라믹 재료는 고온에서 우수한 안정성을 나타내지만 쉬운 파괴거동을 나타냄으로써 소재의 용도가 제한적이다. 따라서 세라믹 장섬유로 강화된 복합재료 CMC (Ceramic Matrix Composites)가 사용되는데 응력변형거동이 금속과 유사한 특성을 나타내어 다양한 분야에 적용될 수 있을 것으로 기대한다. 또한 폴리벤지이미다졸과 같은 고내열성 고분자 소재는 불에 타지 않으며, 대부분의 용매에 용해되지 않아 환경적인 측면에서도 우수한 안정성을 가진다. 또한 섬유상으로 제조가 가능하기 때문에 섬유형으로 제조되었을 시 유연하며, 동시에 치수 안정성을 가지는 특성을 가지고 있다. 또한 다른 종류의 섬유상 고분자와 복합화가 가능하기 때문에 우수한 물성을 가지는 복합소재의 후보군으로 각광을 받고 있다[37]. 폴리벤지이미다졸 소재는 섬유로의 활용뿐만 아니라 기존 소재의 코팅을 통해 불연성을 가지는 복합 소재의 개발에도 활용되고 있다. Figure 9에 나타내었듯이 기존에 복합소재를 제조하기 위해 기지로 사용되는 에폭시 소재에 폴리벤지이미다졸 코팅을 한 결과 내 화염성이 월등히 증가가 됨을 확인할 수 있었으며 이를 통하여 항공기용 내장재 소재로써의 활용 가능성을 확인할 수 있었다.

## 4. 맺음말

복합재료는 기존의 비중이 높은 금속 등의 소재를 대체할 핵심 소재로 항공, 우주, 해양, 자동차, 조선 등 국가산업을 좌지우지할 핵심 소재로 관련 기술 및 재료에 대한 연구가 활발히 진행 중이다. 특히 항공분야의 경우 민간 수송기 외에 군용 전투기 등 다양한 분야에 있어 복합재료가 적용이 되어 운용 중이다. 현재 대부분의 복합재료 기술은 우수한 비강도를 가지는 탄소섬유를 기반으로 발전 중이며 실제 대부분의 항공기용 부품으로 탄소섬유 복합재료가 적용되고 있다. 현 시점에서 탄소섬유의 뛰어난 성형성과 고온에서의 높은 강도를 조합하여 목적에 맞게 설계한 고기능성 재료를 이용하여 항공기의 1차 구조재, 우주 왕복선 등 첨단산업의 기능성 핵심소재로 이용되고 있다. 그러나 새로운 시대에 요구되는 특성에 대해 어떻게 대응을 할 것이냐에 하는 의문점에 대해 고기능성 재료의 확보에 의해 미래가 결정된다고 말할 수 있을 것으로 사료된다. 탄소섬유 주도하의 시장에서 탄소섬유의 가격상승을 초래하게 될 경우 이를 대체하기 위한 미래지향적 소재의 확보를 위한 연구를 지속적으로 진행하여야 할 것이다. 이러한 대안으로 신규한 세라믹, 고분자, 금속 소재 등의 확보와 동시에 기존의 확보된 탄소섬유의 계면접착력 향상 등 기존 탄소섬유가 지니는 특성을 최대한 이용하는 것으로 탄소섬유 복합재료에 기능성을 부여함을 통해 적은 양의 탄소섬유를 사용하여 고강도의 복합재료를 확보하는 것도 하나의 대안이 될 것이다. 항공기 산업의 발전과 더불어 지속적으로 이용 가능한 고기능성 복합소재의 확보를 위한 노력이 지속적으로 진행되어야 할 것으로 기대한다.

## 감 사

본 연구는 산업통상자원부 소재부품기술개발사업(과제번호 : 10050348)의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

## References

1. E. C. Botelho, R. A. Silva, L. C. Pardini, and M. C. Rezende, A review on the development and properties of continuous fiber/epoxy/aluminum hybrid composites for aircraft structures, *Mater. Res.*, **9**, 247-256 (2006).
2. Y. Xu and S. Van Hoa, Mechanical properties of carbon fiber reinforced epoxy/clay nanocomposites, *Compos. Sci. Technol.*, **68**, 854-861 (2008).
3. P. D. Mangalgiri, Composite materials for aerospace applications, *Bull. Mater. Sci.*, **22**, 657-664 (1999).
4. C. Soutis, Fibre reinforced composites in aircraft construction, *Prog. Aerosp. Sci.*, **41**, 143-151 (2005).
5. R. Hosseinzadeh, M. M. Shokrieh, and L. Lessard, Damage behavior of fiber reinforced composite plates subjected to drop weight impacts, *Compos. Sci. Technol.*, **66**, 61-68 (2006).
6. J. Gustin, A. Joneson, M. Mahinfalah, and J. Stone, Low velocity impact of combination Kevlar/carbon fiber sandwich composites, *Compos. Struct.*, **69**, 396-406 (2005).
7. D. C. Davis, J. W. Wilkerson, J. Zhu, and D. O. O. Ayewah, Improvements in mechanical properties of a carbon fiber epoxy composite using nanotube science and technology, *Compos. Struct.*, **92**, 2653-2662 (2010).
8. C. Soutis, Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction, *Mater. Sci. Eng. A-Struct. Mater. Prop. Microstruct.*, **412**, 171-176 (2005).
9. X. F. Wu, A. Rahman, Z. Zhou, D. D. Pelot, S. Sinha-Ray, B. Chen, S. Payne, and A. L. Yarin, Electrospinning core-shell nanofibers for interfacial toughening and self-healing of carbon-fiber/epoxy composites, *J. Appl. Polym. Sci.*, **129**, 1383-1393 (2013).
10. K. Diamanti and C. Soutis, Structural health monitoring techniques for aircraft composite structures, *Prog. Aerosp. Sci.*, **46**, 342-352 (2010).

11. G. Nitesh, M. J. Augustin, P. S. Sakthi Sathya, J. Saransh, S. R. Viswamurthy, G. M. Kotresh, and S. Ramesh, Structural health monitoring of composite aircraft structures using fiber Bragg grating sensors, *J. Indian Inst. Sci.*, **93**, 735-750 (2013).
12. W. J. Staszewski, S. Mahzan, and R. Traynor, Health monitoring of aerospace composite structures-A ctive and passive approach, *Compos. Sci. Technol.*, **69**, 1678-1685 (2009).
13. J. Degrieck, W. De Waele, and P. Verleysen, Monitoring of fibre reinforced composites with embedded optical fibre Bragg sensors, with application to filament wound pressure vessels, *NDT E Int.*, **34**, 289-296 (2001).
14. Y. Y. Hung, Shearography: a new optical method for strain measurement and nondestructive testing, *Opt. Eng.* **21**, 213391 (1982).
15. C. Boller, F.-K. Chang, and Y. Fujino, *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*, 1st ed., Wiley, NJ, USA (2009).
16. R. Grimberg, D. Premel, A. Savin, Y. Le Bihan, and D. Placko, Eddy current holography evaluation of delamination in carbon-epoxy composites, *Insight*, **43**, 260-264 (2001).
17. J. L. Rose, *Ultrasonic Waves in Solid Media*, 1st ed., Cambridge university press, Cambridge, UK (2004).
18. C. R. Ramirez-Jimenez, N. Papadakis, N. Reynolds, T. H. Gan, P. Purnell, and M. Pharaoh, Identification of failure modes in glass/polypropylene composites by means of the primary frequency content of the acoustic emission event, *Compos. Sci. Technol.*, **64**, 1819-1827 (2004).
19. P. Cawley and R. D. Adams, Sensitivity of the coin-tap method of nondestructive testing, *Mater. Eval.*, **47**, 558-563 (1989).
20. R. Halmshaw, Development of industrial radiography technique over the last fifty years, *Insight*, **37**, 684-687 (1995).
21. H. Pıhtılı and N. Tosun, Effect of load and speed on the wear behaviour of woven glass fabrics and aramid fibre-reinforced composites, *Wear*, **252**, 979-984 (2002).
22. M. J. John and S. Thomas, Biofibres and biocomposites, *Carbohydr. Polym.*, **71**, 343-364 (2008).
23. M. Z. Abedin, M. D. H. Beg, K. L. Pickering, and M. A. Khan, Study on the mechanical properties of jute/glass fiber-reinforced unsaturated polyester hybrid composites: Effect of surface modification by ultraviolet radiation, *J. Reinf. Plast. Compos.*, **25**, 575-588 (2006).
24. K. Imielinska and L. Guillaumat, The effect of water immersion ageing on low-velocity impact behaviour of woven aramid-glass fibre/epoxy composites, *Compos. Sci. Technol.*, **64**, 2271-2278 (2004).
25. H. N. Dhakal, Z. Y. Zhang, M. O. W. Richardson, and O. A. Z. Errajhi, The low velocity impact response of non-woven hemp fibre reinforced unsaturated polyester composites, *Compos. Struct.*, **81**, 559-567 (2007).
26. H. N. Dhakal, Z. Y. Zhang, R. Guthrie, J. MacMullen, and N. Bennett, Development of flax/carbon fibre hybrid composites for enhanced properties, *Carbohydr. Polym.*, **96**, 1-8 (2013).
27. S. Wang and J. Qiu, Enhancing thermal conductivity of glass fiber/polymer composites through carbon nanotubes incorporation, *Compos. B-Eng.*, **41**, 533-536 (2010).
28. T. H. Hsieh, A. J. Kinloch, K. Masania, J. S. Lee, A. C. Taylor, and S. Sprenger, The toughness of epoxy polymers and fibre composites modified with rubber microparticles and silica nanoparticles, *J. Mater. Sci.*, **45**, 1193-1210 (2010).
29. N. A. Siddiqui, R. S. C. Woo, J.-K. Kim, C. C. K. Leung, and A. Munir, Mode I interlaminar fracture behavior and mechanical properties of CFRPs with nanoclay-filled epoxy matrix, *Compos. A-Appl. Sci. Manuf.*, **38**, 449-460 (2007).
30. M. H. G. Wichmann, J. Sumfleth, F. H. Gojny, M. Quaresimin, B. Fiedler, and K. Schulte, Glass-fibre-reinforced composites with enhanced mechanical and electrical properties benefits and limitations of a nanoparticle modified matrix, *Eng. Fract. Mech.*, **73**, 2346-2359 (2006).
31. T. Ogasawara, Y. Ishida, and T. Kasai, Mechanical properties of carbon fiber/fullerene-dispersed epoxy composites, *Compos. Sci. Technol.*, **69**, 2002-2007 (2009).
32. T. Yokozeki, Y. Iwahori, M. Ishibashi, T. Yanagisawa, K. Imai, M. Arai, T. Takahashi, and K. Enomoto, Fracture toughness improvement of CFRP laminates by dispersion of cup-stacked carbon nanotubes, *Compos. Sci. Technol.*, **69**, 2268-2273 (2009).
33. A. Godara, L. Mezzo, F. Luizi, A. Warrier, S. V. Lomov, A. W. Van Vuure, L. Gorbatikh, P. Moldenaers, and I. Verpoest, Influence of carbon nanotube reinforcement on the processing and the mechanical behaviour of carbon fiber/epoxy composites, *Carbon*, **47**, 2914-2923 (2009).
34. A. Warrier, A. Godara, O. Rochez, L. Mezzo, F. Luizi, L. Gorbatikh, S. V. Lomov, A. W. VanVuure, and I. Verpoest, The effect of adding carbon nanotubes to glass/epoxy composites in the fibre sizing and/or the matrix, *Compos. A-Appl. Sci. Manuf.*, **41**, 532-538 (2010).
35. M. R. Kessler, N. R. Sottos, and S. R. White, Self-healing structural composite materials, *Compos. A-Appl. Sci. Manuf.*, **34**, 743-753 (2003).
36. A. Zucchelli, M. L. Focarete, C. Gualandi, and S. Ramakrishna, Electrospun nanofibers for enhancing structural performance of composite materials, *Polym. Adv. Technol.*, **22**, 339-349 (2011).
37. J. S. Kim and D. H. Reneker, Mechanical properties of composites using ultrafine electrospun fibers, *Polym. Compos.*, **20**, 124-131 (1999).
38. H. M. S. lqbal, A. A. Stec, P. Patel, S. Bhowmik, and R. Benedictus, Study of the fire resistant behavior of unfilled and carbon nanofibers reinforced polybenzimidazole coating for structural applications, *Polym. Adv. Technol.*, **25**, 29-35 (2014).