

# 복합재료 항공기의 등장과 기술적 당면과제의 검토

함 명래<sup>1</sup> 최 흥섭<sup>2†</sup> 최 원종<sup>3</sup>

## 내용목차

1. 서론
2. 복합재료 항공기의 등장
3. 기술적 과제의 검토
4. 결론

---

1 대한항공 기술연구원 원장

2† 대한항공 기술연구원 연구기획팀 부장  
(교신저자 Tel: 042-868-6151 E-mail: scheung@koreanair.com)

3 한국항공대학교 항공재료공학과 교수

논문접수일: 2009년 09월 21일 게재확정일: 2009년 12월 12일

논문수정일 (1차: 2009년 11월 23일, 2차: 2009년 12월 08일)

## A Review on the Advent of Composite Aircraft and the Relevant Technical Problems

Ham, Myung Rae<sup>1</sup> Choi, Heung Soap<sup>2†</sup> Choi, Won Jong<sup>2</sup>

### Abstract

Advanced composite materials have been used mainly for the secondary structures of the aircraft before the advent of B787 (Boeing Co. USA), a civil aircraft. In B787 aircraft, the composite materials are used for primary structures such as fuselage and main wings as well as the secondary structures such as rudders, elevators and other control surfaces. It was intended to save about 20% in weight by using composite materials which comprise more than 50% of the total structural weight, and is expected to improve the performance and efficiency of the aircraft. In this study, the advantages and disadvantages of the composite aircraft have been discussed and two R&D topics are selected and suggestions are made regarding the requirements for solutions of the future technical problems which are common to most of the composite aircraft. The two topics are : the enhancement of electrical conductivity of the carbon fiber reinforced composite, and the development of a real-time, online, automatic structural health and usage monitoring system for the aircraft applications.

<Key Words> *Composite Aircraft, Electrical Conductivity, MRO, Maintenance Cost, SHM, Structural Health/Usage Monitoring*

## 1. 서론

복합재료(composite materials)는 2가지 이상의 구성 소재를 조합하여 각각의 소재가 지닌 장점을 살려 개별 구성 소재보다 월등한 기계적 또는 기능적 물성을 갖도록 인위적으로 만들어진 소재를 의미한다. 이들 복합재료를 구성하는 개별 소재로는 하중을 주로 전달하여 보강재 역할을 하는 섬유(fiber)와 이를 외부 환경으로 보호하고 섬유를 지지하는 역할을 하는 기지(matrix)가 있으며 이들의 종류에 따라 복합재료는 다양한 종류로 분류될 수 있다. 대표적인 섬유로는 유리(glass), 탄소(carbon or graphite), 아라미드(aramid or Kevlar), 보론(boron), 실리콘 카바이드(SiC) 등의 합성섬유와 최근 환경문제에 대한 관심이 높아짐에 따라 기계적 물성은 합성섬유에 미치지 못하나 재생산이 가능하여 환경 친화적 특성이 우수한 삼(flax), 대마(hemp), 황마(jute), 사이잘삼(sisal) 등의 자연섬유(natural fiber)가 있다. 이들 섬유를 지지하거나 보호하여 복합재료를 구성하는 기지로는 한 번의 성형 경화 이후 재성형이 어려운 열경화성(thermosetting) 수지와 여러 차례 재성형이 가능한 열가소성(thermoplastic) 수지를 들 수 있다.

섬유와 기지로 구성된 각각의 복합재료는 열·기계·물리·화학적 특성에 따라 항공·우주·건축·전자·화학·수송·스포츠 분야 등 다양한 산업에서 사용되어 왔다. 기존의 금속 소재보다 가볍고 강인한 특성으로 인해 하중을 견디는 구조물의 경량화 목적으로 기존 금속구조물을 대체하여 그 이용이 점차 확산되어 가고 있다. 이러한 복합재료는 특히 비강도(specific strength) 및 비강성(specific stiffness)이 기존의 금속재료보다 우수하고, 내식성(corrosion resistance) 및 내피로(fatigue resistance) 특성이 뛰어나 경량화 적용이 필수적인 다양한 군사용 항공기뿐만 아니라 상업용 민간 항공기의 주/보조 구조물(primary/secondary structure)의 소재로서 주목 받아 왔다[7].

최근에는 에너지 위기에 따른 석유류 가격의 폭등으로 에너지 효율을 높이기 위해 거의 모든 수송기계 시스템(transportation vehicle system)의 경량화를 위한 소재로 다시 주목받기 시작하여 일부 고기능성 탄소섬유 복합재료는 품귀가 될 정도로 그 수요가 폭발적으로 증가하고 있다. 반면에 탄소섬유 복합재료의 동체 및 날개의 적용으로 전기전도도가 기존 알루미늄 동체보다 크게 저하되어 낙

뢰가격(lightening strike)에 의한 손상의 확대가 예상되는 되는 점과 저에너지 충격에 의해 육안으로 검사하기 어려운 미세 균열 및 층간분리(delamination)가 동체를 구성하는 적층판의 내부에 발생하여 이들을 검사하기 위한 비정기적 검사 비용 및 수리 및 유지 보수비용이 증가될 수 있는 단점이 예상되고 있다. 한편 이러한 검사 및 유지비용을 획기적으로 줄이고자 하는 노력의 일환으로 복합재료 항공기의 생산과 함께 결함 또는 손상이 자주 발생하는 항공기 기체의 취약 부위에 센서를 영구 내장하여 실시간으로 복합재료 구조물의 결함을 진단하고 이들 손상의 진전을 예측하여 항공기 구조물의 건전성(structural health)을 감지하려는 기술의 개발이 점차 가시화 되고 있다.

이러한 복합재료 민간항공기의 등장과 함께 나타나는 여러 배경 하에, 본 논문에서는 B787 복합재료 항공기의 등장 이후 더욱 주목 받고 있는 복합재료 항공기의 장단점을 분석하고, 단점으로 부각되어 가까운 장래에 개선 또는 해결하여야 할 당면 기술과제 등을 제시하여 이에 대한 연구의 필요성과 방향등을 기술하고자 한다. 본 논문에서는 항공기의 동체 또는 날개 등의 주 구조물이 복합재료로 제작된 경우를 복합재료 항공기라 호칭하기로 한다.

## 2. 복합재료 항공기의 등장

본 장에서는 복합재료 항공기의 구조용 소재로서 적용되고 있는 다양한 종류의 복합재료 중에서 대부분을 차지하고 있는 탄소섬유 복합재료에 국한하여 기술하고자 한다. 19세기말 토마스 에디슨이 발명한 전구의 필라멘트용으로 면섬유와 대나무 섬유를 탄화시켜 만든 최초의 탄소섬유가 만들어진 이후, 탄소섬유는 여러 가지 방법으로 만들어지면서 강도와 강성이 크게 향상되어 1960년대에 이르러 탄소섬유가 항공기 구조용으로 적용되기 시작하였다.

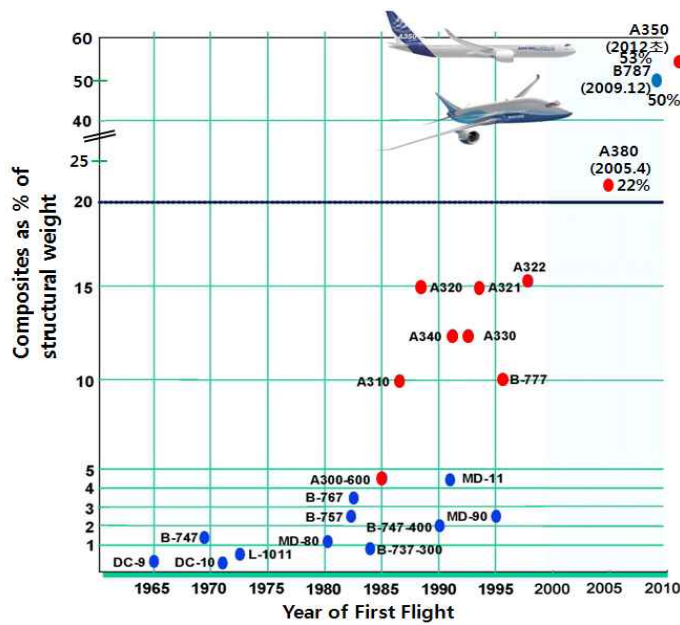
국내에서 설계/제작한 T-50 고등훈련기의 수평미익에는 T300급 탄소섬유 복합재료가 적용되었으며 복합재료 항공기인 B787에는 일본 Toray사의 T800급 탄소섬유가 적용되어 항공기의 주 구조물의 기본 소재로 활용되고 있다. 현재는 T1000급의 고강도 탄소섬유도 개발 되어 있다. 탄소섬유의 장점으로는 높은 비강도(specific strength)와 비강성(specific stiffness)으로 기존 금속 구조물의 경량화

대체소재로 유리섬유 다음으로 많이 사용되고 있는 소재로서, 알루미늄소재보다 약 40% 가볍고 티타늄보다 강성이 높으며, 거의 제한 없는 피로수명 (unlimited fatigue life)을 지니고 있을 정도로 내피로 특성 (fatigue resistance)이 우수하다. 또한 크립(creep)이 거의 없고 열팽창계수가 매우 작아 치수안정성 (dimensional stability)이 우수하여, 위성체 본체나 태양전지판 및 안테나, 우주망원경의 경통 등의 우주구조물의 소재로 사용되고 있다. 화학약품에 대한 내성이 우수하여 부식이 없으며, 마찰 계수가 작아 마모가 작고 진동감쇠 (vibrational damping) 특성 또한 우수하여 구조물의 진동을 감쇠시키는 역할을 할 수 있다[7].

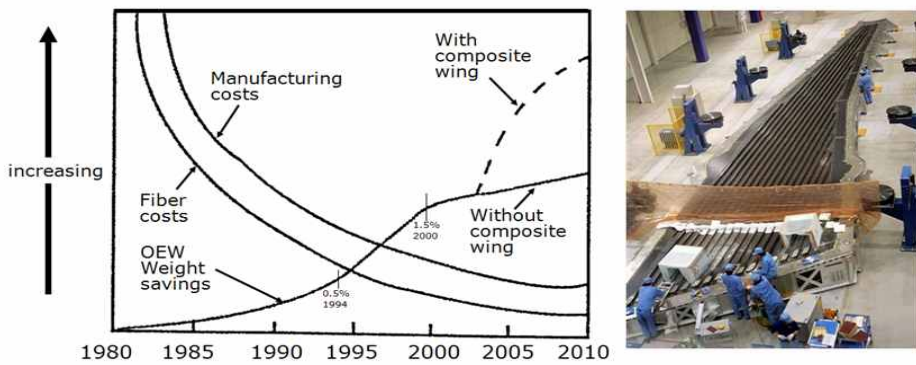
한편 기능적 측면에서는 전기전도 특성이 있어 전파를 흡수하거나 차폐하는 스텔스기능 및 안테나 소재로 사용이 되고 있다. 이와 같이 다양한 장점으로 인해 적당한 고분자 수지(polymeric matrix)와 결합하여 탄소섬유 복합재료를 구성하는 경우, 탄소섬유의 장점을 그대로 이용하여 우주용, 민·군 항공기용 구조물뿐만 아니라 재생 가능한 에너지원인 풍력발전기용 초대형 블레이드의 소재로 사용될 수 있다. 특히 항공기분야에 적용된 복합재료의 경우, 복합재료 고유의 이방성 특성 (anisotropic properties)과 다양한 생산 공정에 따른 기본 물성값의 산포도(scattering rate)가 높아 기존의 금속재료에 비해 시험편의 요구 개수가 많은 것이 일반적이다. 또한 설계에 반영하는 기본 물성값 및 설계허용치 (material properties and design allowables)를 시험적으로 얻기가 상대적으로 까다롭고, 저온/고온/습기/건조 등의 환경 조건을 반영하여야 하기 때문에 시험의 종류와 시험편 요구 개수가 많아 이로 인해 고비용이 소요되고 있는 실정이다.

기존의 금속소재에 비해 원 소재비용 (raw material cost)부터 설계/성형까지 초기 생산 비용이 많이 들어가 고가의 복합재료를 민간항공기 동체와 날개와 같은 대형 1차 또는 주구조물 (primary structure)에 까지 대량으로 적용하는 데는 경제적 이유와 많은 기술적 어려움이 있어 왔다. 이러한 이유로 복합재료의 적용이 2차 구조물 (secondary structure)로 제한되어 추가로 복합재료의 비율을 높이기 어려웠다. 대표적인 기술적인 문제점으로는, 복합재료의 결합으로서 가장 많이 알려진 외부 물질에 의한 가격 시에 복합재료 적층판의 층과 층 사이에 발생하기 쉬운 층간분리(delamination) 현상의 문제점을 들 수 있다. 복합재료를 동체나 날개와 같은 주구조물까지 적용하기에는 이러한 결함을 탐지하기 위한 검사

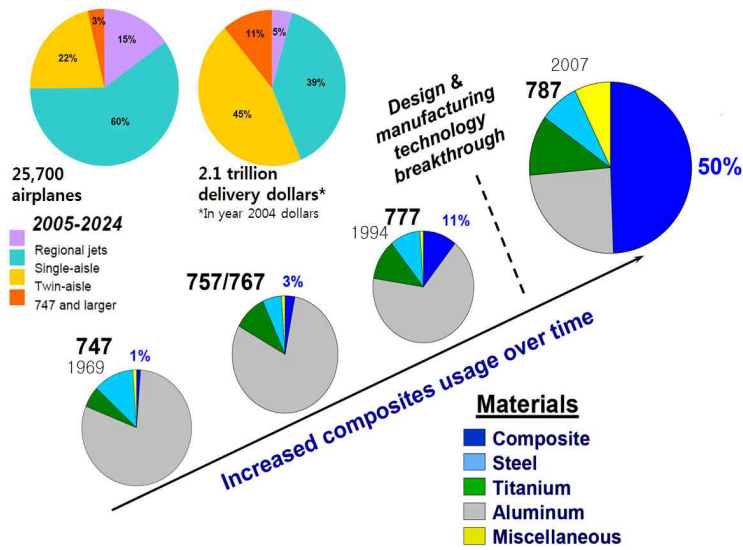
기술이 미성숙 하였고, 이로 인해 항공기의 안전성도 부족한 상태였다. 또한 경제적인 생산 공정 기술도 성숙하지 않은 단계이므로, <그림 1>과 <그림 2>에 도시한 바와 같이 2000년대 초기까지는 민간항공기의 경우 주구조물인 날개와 동체를 복합재료로 대체하지 않고는 복합재료로 인한 무게절감 효과를 크게 높일 수 없어 전체 구조물 무게의 20% 정도까지의 적용이 그 한계로 여겨질 정도였다[7,10].



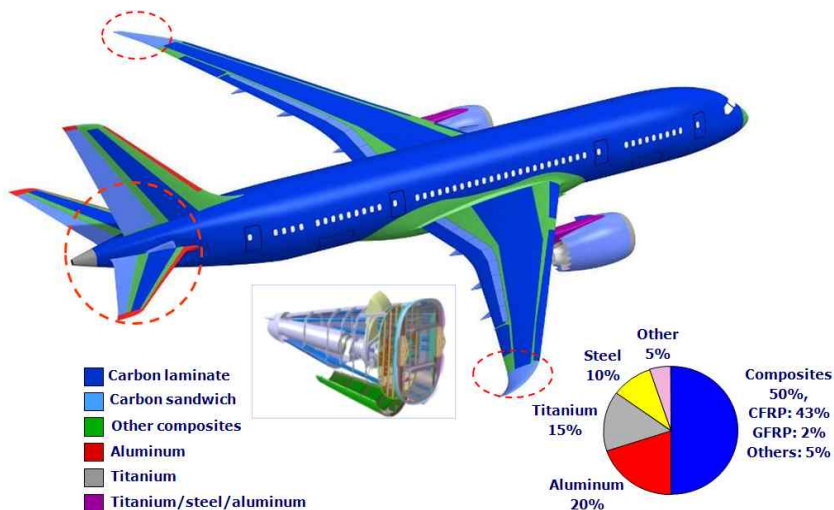
<그림 1> 민간항공기 구조물의 복합재료 적용 비율[10]



<그림 2> 복합재료 적용 및 생산비의 추세와 B787의 날개성형 장면[10]



<그림 3> 보잉사 제조항공기의 복합재료 적용추세

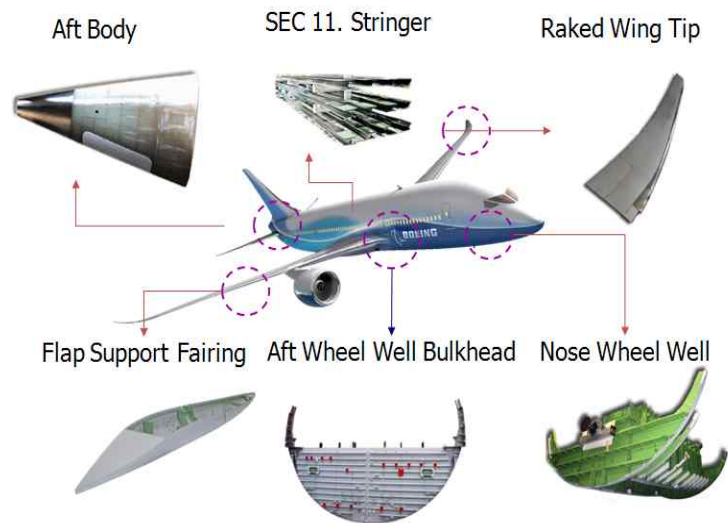


<그림 4> 보잉 B787 구조물의 재료별 구성도

그러나 최근에는 고효율의 ATL (Automatic Tape Lay-up)과 AFP (Automatic Fiber Placement) 등의 자동적층 생산 장비의 개발 및 복합재료 날개에 적용된 RFI (Resin Film Infusion) 기술 등의 복합재료 생산/공정 기술의 발전과 함께 고인성 수지 (high toughness resin) 기술, 외부 충격에 의한 복합재료

적층판의 층간박리(delamination)를 예방할 수 있는 재봉(stitching)기술[9] 등과  
 의 융합기술로 발전되어 기존에 불가능하다고 여겨졌던 민간항공기의 대형 동체  
 및 날개 등의 주구조물까지 복합재료 구조물로 생산하기에 이르렀다. 이러한 결  
 실이 최근 2009년 12월에 첫 초도비행에 성공한 보잉사(Boeing Co., USA)의 복  
 합재료 항공기인 B787의 출현으로 이루어 졌다고 할 수 있다.<sup>(1)</sup> <그림 3>과  
 <그림 4>와 같이 복합재료 항공기인 B787기는 전체구조물 무게의 50% (탄소섬  
 유 복합재료는 약 45%)까지 복합재료를 적용하여 약 5톤의 무게가 감소되었다.

<그림 5>는 국내 항공기 제조사인 대한항공이 참여하고 있는 B787 사업의  
 구조물을 보여주고 있다.

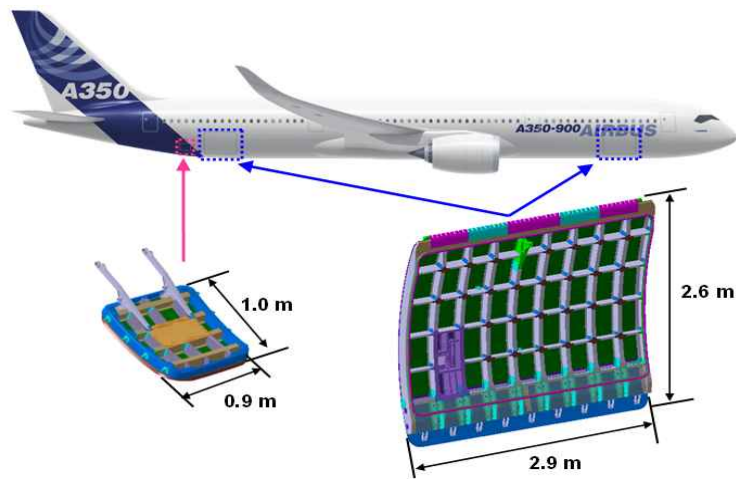


※ 대한항공(항공우주사업본부) 참여

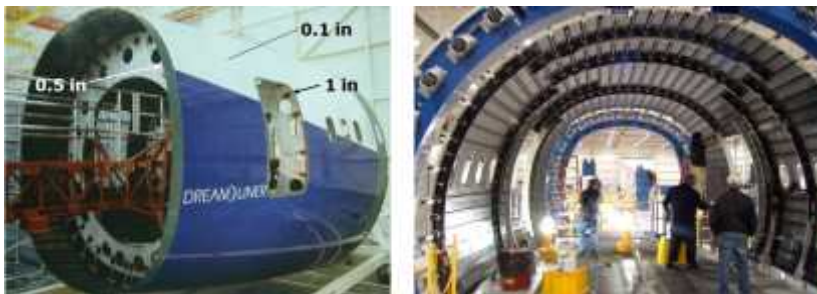
<그림 5> 보잉 B787 구조물의 구성도

한편 보잉사의 경쟁사인 Airbus사가 B787기의 경쟁기종으로 개발하고 있는  
 복합재료 항공기인 A350의 경우, 전체 총구조물 무게총량의 약 53%까지 복합재  
 료를 적용하여 개발 중에 있는 것으로 알려져 있다. 국내 항공기 제작업체인 대  
 한항공은 B787사업 참여뿐만 아니라 <그림 6>과 같이 A350 화물기의 Door를  
 탄소섬유 복합재료로 설계/제작하여 수출하는 계약을 최근에 체결한 바 있다.

(1) Homepage of Boeing Co., www.boeing.com



<그림 6> 대한항공이 납품할 A350 화물기의 복합재료 문짝



(a)중양동체 부위

(b)내부동체 구조

<그림 7> B787의 복합재료 동체

2007년에 첫 지상조립 출시 발표 이후 각종 지상 하중 시험 중이며 비행시험 중인 B787의 경우, 탄소섬유 복합재료를 적용하여 얻어지는 항공기 이용자 측면과 항공기 운항사측면에서의 장점은 기존의 Al 합금 적용 항공기와는 달리 매우 다양하게 열거 될 수 있다. 복합재료 항공기 구조물의 생산 공정 측면에서도 기본 알루미늄 합금 항공기와 비교 시에도 생산 치공구 (tooling) 비용이 절감되고, 항공기의 부품수가 축소되어 <그림 7>에서 보는바와 같이 통합된 일체성형 공정 (integrated cocure process) 적용으로 인한 원가절감 효과 및 표면가공이 필요하지 않은 Net shape 생산이 가능한 여러 가지 장점이 있다. 복합재료 동체를

적용한 B787은 여압에 의한 동체 둘레방향 하중을 둘레 방향으로 배열된 탄소섬유에 의해 충분히 전달 할 수 있어 운항고도에서도 대기압 가까이 기내 압력을 높일 수 있어 귀머머임이 최소화 되고, 내부 창문도 기존보다 크게 만들어 전망이 좋아지며, 부식이 없는 고분자 플라스틱 동체이므로 습도도 승객들이 쾌적하게 장거리를 여행할 수 있도록 높여줄 수 있는 장점이 있다.

B787 항공기의 경우 비강도 및 비강성이 우수한 T800급 탄소섬유 복합재료를 사용하여 얻어진 1대당 약 10,000 lbs의 무게 절감으로 인해 항공기의 운항 수명 동안 약 1M\$ ~ 3M\$ (\$, USD)에 해당하는 비용절감을 이룰 수 있어 항공기 이용자뿐만 아니라 운항사에도 많은 경제적 이득을 제공할 수 있다.



<그림 8> B787용 엔진 GE90의 복합재료 팬 블레이드

B787에는 동체 및 날개구조물에 복합재료를 적용한 것 외에 항공기의 전기체 가격의 상당부분을 차지하는 엔진을 경량화 하고 고효율 엔진으로 만들기 위해 탄소섬유 복합재료 팬 블레이드(fan blade)가 적용된 <그림 8>과 같은 GE90 (GE, USA) 엔진을 2대 장착하고 있다. 고속 회전하는 엔진의 부품을 복합재료로 대체하는 경우 부수적으로 얻어지는 경량화 효과는 생각보다 상당히 높아진다. 기존의 2,500 rpm으로 고속회전 하는 금속 합금형 팬 블레이드는 자체 무게에 비례하는 상당한 원심력을 받아 파손된 블레이드 조각이 원심력에 의해 엔진덮개(engine cowl)를 뚫고 승객이 있는 동체까지 파손하지 않도록 엔진덮개를 튼튼히 설계해야 하기 때문에 무게 증가 요인 중의 하나였다. 복합재료 블레이드로

대체한 엔진의 경우 블레이드의 무게가 크게 감소하여 상대적으로 원심력도 크게 감소하게 되므로 복합재료 블레이드가 파손되는 경우에도 관성에 의한 충격력이 크게 감소하게 되어 엔진덜개등도 크게 경량화 시킬 수 있게 되었다. 부수적으로는, 상당한 연료절감에 따른 엔진 효율의 증가, 낮은 유지보수비 뿐만 아니라 항공기 무게 절감에도 크게 기여를 하게 된 사례이다.

현재 뜨거운 이슈가 되고 있는 지구 온난화의 주범인 CO2감축에도 17% 연료 절감에 해당하는 절감효과가 있고, 대기오염 유해가스인 NOX배출량도 2008년도 기준치보다 28% 감소되는 것으로 알려져 있다. 또한 공항부근에서 민원이 대상이 되고 있는 소음문제도 기존보다 60% 소음이 줄어들어 미래지향의 친환경적인 항공기임을 알 수 있다. 항공기는 감소된 무게절감 양 만큼 탑재량 (payload)을 증가시키거나 연료를 더 실을 수 있어 운항거리를 늘릴 수 있거나 또는 속도 등의 비행기 성능이 좋아지는 장점이 있다. 또한 B787같은 복합재료 항공기는 내피로 특성이 매우 우수하기 때문에 기존의 동급 A1 합금 동체 항공기인 B767이나 A330에 비해서 <표 1>에 제시하는 바와 같이 정기적인 유지 검사주기가 상대적으로 길어 정기적인 유지비용은 최소 30%이상 감소하는 것으로 제시되어 있다. 하지만 전술한 바와 같이 육안검사로 보이지 않는 손상 발생 가능성이 높아 이를 전 기체에 걸쳐 수시로 검사하기 위한 비정기적인 검사비용은 크게 증대될 것으로 예상되고 있다.

<표 1> 항공기의 유지비 비교

Maintenance interval	B767	A330	B787
Line Maintenance Interval	500 hours	700 hours	1,000 hours
Base Maintenance Interval	18 months	18 months	36 months
Heavy Structural Inspection	6 years	6 years	12 years

※ 출처: Boeing Co.

한편 복합재료 항공기의 등장으로 나타난 시장적 측면에서의 단점으로는 복합재료 항공기의 등장과 함께 풍력발전용 블레이드 시장의 확대에 의해 탄소섬유가 대량으로 소비됨에 따라 초기에 탄소섬유 원재료의 품귀가 발생하여 구매자

시장에서 판매자 우선시장으로 전환되었으며, 이로 인해 국내에서 복합재료 항공기를 설계/제작시 원재료의 확보에 어려움이 발생하고 있는 점을 들 수 있다. 실질적으로 T800급등의 고품질 복합재료는 수출제한 (Export License, EL)로 통제되어 있어 더욱 재료의 유통이 어려운 점을 들 수 있지만 이러한 품귀현상은 탄소섬유 생산 공장이 최근 해외에서 크게 증설 중에 있어 점차 해소 되어가고 있는 단계이다.

기술적 측면에서도 탄소섬유 복합재료의 기본 물성 및 설계허용치 등의 설계용 기술 자료의 산출에 많은 고비용이 드는 점을 들 수 있다. 제작된 복합재료 항공기의 유지 보수에 대해서도 충분한 결함의 발생원인과 수리방법에 대한 기본 축적 데이터가 부족하여 상대적으로 기존 금속합금 항공기에 비해 어려움이 크다고 할 수 있다. 하지만 이러한 단점들은 후발 주자인 한국에 적용되는 문제점이라 할 수 있으며 복합재료 항공기의 선진국에서는 거의 해결되고 있는 문제라 생각할 수 있다.

### 3. 기술적 과제의 검토

본 장에서는 앞에서 언급한 복합재료 항공기의 등장이후 선진 항공기 제작사에서 기술적 당면 해결과제로 언급되고 있는 복합재료의 전기전도도 향상으로 낙뢰의 손상을 최소화 하는 기술과 기존의 비파괴 검사 적용방법에서 벗어나 획기적으로 항공기 비파괴 검사 및 유지 보수비용을 크게는 50%이상 절감[17]할 수 있는 복합재료 항공기의 실시간 온라인 구조건전성 진단/예측 기술에 대해 기술하고자 한다.

#### 3.1 낙뢰손상방지 전기전도도의 향상

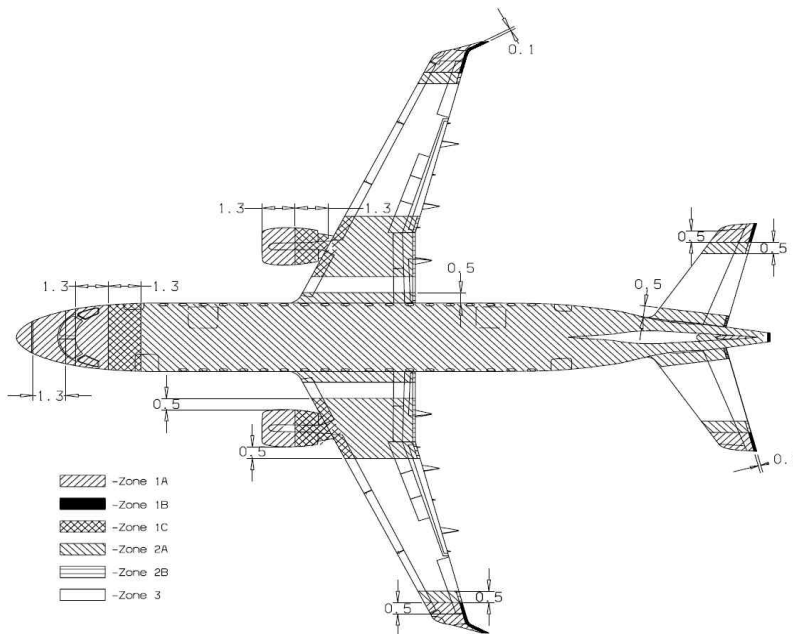
민간 항공기의 경우 운항 중 연간 평균 1~2회 정도 낙뢰가격을 경험하는 것으로 알려져 있다. 낙뢰가격시 항공기 동체는 번개에 의해 동체가 받는 물리적인 손상을 야기하는 직접 효과 (direct effect)로서 <그림 9>와 같이 점화의 전파 (spark propagation), 국부적인 발열에 의한 연소, 폭발 (blast), 구조물의 변형 및

침식 (eroding)등이 발생하게 된다[8,15]. 또한 초고압의 낙뢰에 의해 유도된 전류 및 전자기장(electromagnetic fields)에 의해 고가 전자 통신 장비 및 기타 제어 장비가 손상되거나 기능이상 발생 하는 등의 간접적인 효과 (indirect effect)에 의해 피해를 입게 된다[8]. <그림 10>은 민간 항공기에 대해 낙뢰가격 부위를 분석하여 제시된 것으로서 민간 항공기 제작시 낙뢰방지 장치 등을 부가 설치하는데 참조하여야 하는 낙뢰가격 구역 (lightning strike zone) 분류도이다.



(a) 레이돔 부근 낙뢰가격 (b) 복합재료 조종면의 낙뢰가격

<그림 9> 러시아 Antonov 항공기의 낙뢰 손상사진



<그림 10> 민간항공기의 낙뢰가격 구역 (Lightning strike zone)

여기서 각 zone은 아래와 같이 정의 될 수 있다[6].

- ① Zone 1A: First return stroke zone (initial attach)
- ② Zone 1B: First return stroke zone with long hang on (discharge region)
- ③ Zone 1C: Transition zone for first return stroke
- ④ Zone 2A: Swept stroke zone to initial attach
- ⑤ Zone 2B: Swept stroke zone with long hang on (discharge region)
- ⑥ Zone 3: Current conduct region material aircraft.

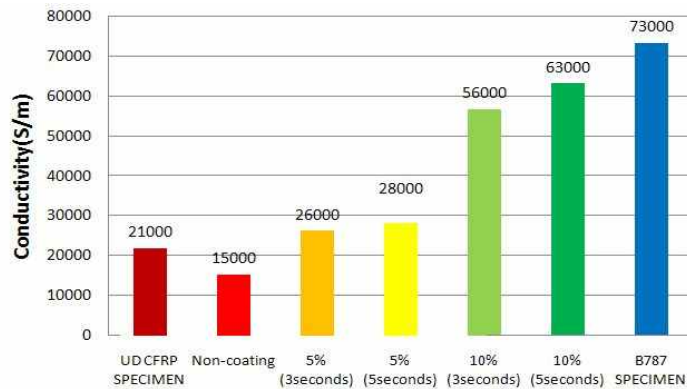
기체를 낙뢰로부터 보호(lightning strike protection)하고자 하는 첫 번째 목표는 항공기 주구조물에 발생할 수 있는 손상을 예방하고 낙뢰가 항공기의 전력(electrical power), 통신(communication), 항법장치(avionics equipment)에 영향을 미치지 않도록 조치하는데 있다. 동체 및 날개가 복합재료로 적용된 복합재료 항공기의 경우 낙뢰가격시 고전류에 의한 국부 연소(local burning), 부식(erosion), 고온 및 복합재료 구조물 내에 침투/축적된 수분의 증기 팽창 압력(vaporization pressure)에 의한 손상이 발생할 수 있다. 또한 낙뢰시 유도된 전류(lightning peak current)가 항공기의 날카로운 부분을 따라 흐르는 동안 자장의 상호작용이 발생하여 리벳, 나사 등의 체결구(fastener)들이 자기력(magnetic force)에 의해 구조물과 분리되어 변형(twist, rip, distort, tear)등이 발생할 수도 있다. 복합재료 구조물과 같이 전기전도도가 기존 금속 구조물에 비해 떨어지는 경우 일반적으로 항공기의 낙뢰방지의 이상적인 개념은 전체 구조물의 외부 표면이 높은 전도성을 갖도록 하고 전기적으로 연속성을 갖게 하는 데 있다고 할 수 있다. 탄소섬유 강화 복합재료(Carbon-Fiber Reinforced Plastics, CFRP) 구조물은 절연특성을 지닌 기지에 전도성을 지닌 탄소섬유들이 함침되어 있는 구조이므로 소재 특성상 전도체도 절연체도 아니며, 전자장의 차폐 효과도 크지 않다. 그러므로 이들 소재가 항공기의 동체나 날개 등의 주구조물에 적용되는 경우 요구되는 규격에 따라 낙뢰에 의한 손상을 최소화하기 위한 낙뢰방지 조치를 수행하여 주어야 한다.

이들 방법으로는 Woven wire fabrics, Diverter straps/foil strips, Aluminum

foils, Flame sprayed aluminum, Dielectric coating 등이 있다. Woven wire fabric 방법은 알루미늄, 구리, 스테인레스강 wire 등으로 구성된 망사 층을 항공기의 외피에 <그림 10>에 도시된 구역에 따라 1장 (zone 3)에서 1~2장 (zone 1, 2)을 적층하는 방식으로 도장(coating)방법 보다 손상예방에 효과적이나 망사(wire mesh)의 구멍을 통하여 낙뢰시 불꽃(arc)에 의해 발생된 가스가 방출되는 경우가 발생 할 수 있다. Diverter straps/foil strips 방법은 레이돔(radome)이나 안테나와 같이 기능성 구조물의 경우 기능성에 영향을 최소화 하고 낙뢰방지를 최대화 할 수 있도록 strip을 깔아 낙뢰로 발생한 고전류를 지정한 방향으로 유도하여 대기 중으로 방전될 수 있도록 하는 장치로서 일렬로 배치된 얇은 전도성 조각으로 장착이 상대적으로 쉽다.

Aluminum foil 방법은 약 0.002 ~ 0.008 in (0.05 ~ 0.2 mm) 두께의 알루미늄 박판을 복합재료 외피에 한 장 적층하는 구조로서 Woven wire fabric과 유사한 낙뢰방지 능력이 있으나 무게가 증가하고 박판과 외피사이에 전도성 접착제가 필요하여 비교적 관심이 떨어지는 방법이다. 또한 가급적 전류를 전도성 물체에 접지를 시켜야 하기 때문에 필요시 Electrical bonding/grounding을 설치하여 전도성이 떨어지는 탄소섬유 복합재료의 특성을 보완하여 주어야 한다. 기존 알루미늄 합금 항공기를 대체하여 복합재료를 동체 및 날개에 적용한 복합재료 항공기의 경우, 적용된 탄소섬유/에폭시 복합재료 적층판 자체의 전기전도도를 향상시키려는 연구가 활발히 이루어지고 있다[2,3,11,12]. 즉 고분자 기지에 흑연입자, 카본블랙, 탄소나노튜브(carbon nano tube) 등의 다양한 충전재(filler)를 첨가하여 전기적 특성을 향상시키는 연구가 국내에서도 진행되고 있다. 고비율로 충전된 흑연 보강 전도성 복합재료는 전기전도도가 향상되지만 충전 비율이 크게 증가하면 기계적인 강도가 감소한다는 단점이 있다. 이러한 측면에서 CFRP의 기계적인 강도는 저하되지 않으면서 전기전도도는 유지할 수 있는 연구가 요구되고 있다. 국내에서도 흑연입자/탄소섬유 혼합 보강 전도성 복합재료를 제조하고 이에 대한 미세구조 관찰과 밀도 측정을 통해 제조 상태를 분석하고 전기적, 기계적 특성의 변화에 대한 연구가 이루어지고 있다[11]. 이처럼 CFRP의 전기전도도 향상에 많은 연구가 이루어지는 상황에서 본 절에서는 높은 전기전도도를 갖는 은나노 입자(silver nano particle)를 탄소섬유에 일정 농도로 도포(coating)하

여 Hybrid화된 새로운 CFRP를 제작하여 전기전도도의 향상을 시키는 방법을 살펴보고자 한다. 하민석등은 탄소섬유 표면에 전기전도성이 우수한 은나노 입자를 도포시키고 에폭시 수지를 함침 함으로써 일반 CFRP에 비해 전기전도도를 크게 향상시킬 수 있음을 제시하였다[2,3,11]. 또한 은나노 입자의 농도가 증가함에 따라 전기전도도도 증가하며 은나노 입자의 농도가 증가하더라도 복합재료 항공기 구조물의 무게를 추가적으로 증가시키는 것은 매우 적다는 점에서 기존의 알루미늄 망사형 박판 (aluminum wire mesh expanded foil)을 이용한 B787 시편에 비해 유리하다고 판단하여 전도성 나노입자가 도포된 하이브리드 CFRP제작을 Pre-preg 제조단계에서부터 적용한다면 현재 사용되는 항공기 동체구조 복합재료의 대체 재료로 사용될 수 있는 가능성이 있음을 제시하였다.



<그림 11> CFRP 복합재료의 전기전도도 특성비교[12]

### 3.2. 자기구조진단 시스템기술의 향상

B787과 같은 복합재료 항공기의 전격적인 출현과 더불어 대두된 문제점중의 하나로는 복합재료 동체나 날개의 생산시점에 발생하거나 내재된 결함의 검출기법인 비파괴 시험(NDT, Non-Destructive Test) 또는 비파괴 평가 (NDE, Non-Destructive Evaluation) 기술에 대한 급격한 요구 증대라 할 수 있다[5].

복합재료 항공기는 기존의 금속 구조 항공기와는 다른 특성이 있는데 이는 저에너지 충격(low energy impact) 시에 찌그러진 부분이 다시 탄성에 의해 복원되어 겉으로는 정상적으로 보이나 안으로는 미세 층간 분리 및 미세 균열 등의

BVID (Barely Visible Impact Damage) 결함이 발생할 수 있는 점을 예로 들 수 있다. 이들 BVID 결함 등이 운항 중에 결함의 확대나 성장으로 이어지고, 이들 결함에 심한 하중이 작용할 때 구조물의 갑작스런 파국적 항복 (catastrophic failure)을 초래 할 수 있다. 그러므로 항공기의 안전을 위해서는 반드시 이들 손상부위의 위치를 초기에 감지하여 구조물 수리지침서 (SRM, Structural Repair Manual)의 수리 절차를 수행하여 원상으로 복구하여야 한다.

1960년대 파괴역학 (fracture mechanics)의 도래와 NDT, NDE기술의 발전 이후 태동된 정량적 비파괴 평가기법 (QNDE, Quantitative NDE)으로 인해 균열 결함 등의 진단(diagnosis)과 균열성장의 예측(prognosis)이 가능해 지게 되었다. 즉, 기존의 알루미늄 합금항공기의 경우에는 우박, 조류 및 공구낙하 등의 외부 물체에 의한 충돌 (impact)등에 의해 가격 부위에 소성변위가 발생하여 함몰부위가 육안검사 (visual inspection)에 의해 용이하게 발견 될 수 있을 뿐만 아니라, 발달된 QNDE 기술에 의해 미세균열 등의 결함도 탐지(detection)뿐만 아니라 균열로 인한 구조물의 잔여 수명까지 예측/관리 될 수 있게 되었다[5].

반면에 복합재료 구조물의 경우에는, 수명 예측 시험 데이터의 상대적인 미비와 적층 각도 및 순서에 따른 다양하고 상이한 생산 공정, 기계적 거동, 항복 모드 및 수리 기법 등등으로 인해 보다 진보된 NDT/NDI/NDE/QNDE 기술이 요구되고 있다. 최근 이들 분야에 대한 연구가 활발히 진행되고 있어 최근 출현한 복합재료 항공기의 경우, 성숙한 비파괴 검사/평가 기법이 아직은 미비 하나 관련 기술의 발전이 급속히 이루어지고 있다. 복합재료 항공기의 적용에 있어서는 잔류수명 예측 측면과 함께 소성의 발생 없이 파국적 선형 항복 모드(mode)를 보이는 복합재료의 특성상, 이들 항복의 초기 근원이 되는 BVID 결함 등을 초기에 발견하여 수리 등의 조치를 취하는 방면의 기술개발도 활발히 이루어지고 있다. 이러한 배경 하에서, 복합재료 항공기의 등장이후 구조건강성진단 (Structural Health Monitoring, 이하 'SHM') 적용 기술의 개발이 촉진되고 있다고 볼 수 있다[16].

표 2는 다양한 비파괴 검사 종류에 대해 금속 및 복합재료 구조물의 복잡성에 따른 기술 적용 수준(TRL, Technical Readiness Level)을 분류한 것으로서 기본형상의 복합재료 구조물에 대해서 살펴보면 conventional thermography,

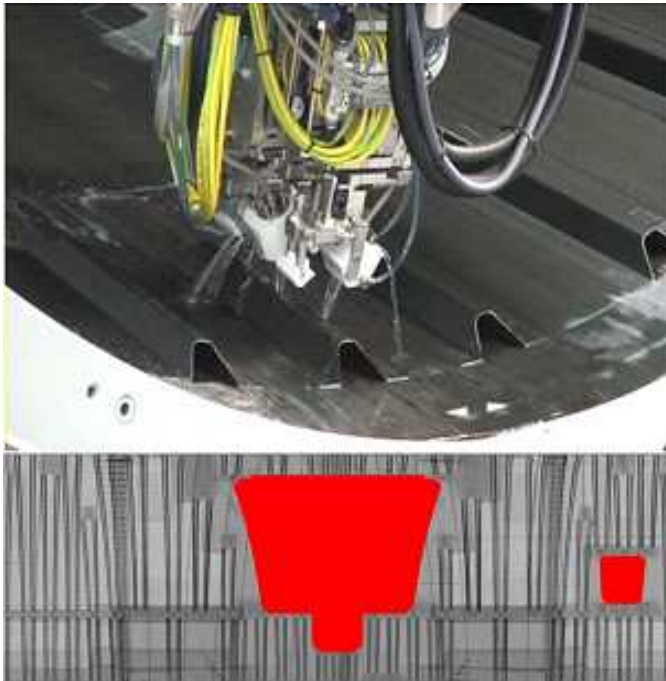
advanced ultrasonics와 computed tomography 등이 성숙화 된 기술 수준에 도달해 있음을 알 수 있다[10]. 특히 항공기 복합재료 구조물의 내부 품질 보증을 위한 가장 효과적인 평가 기술로서 알려진 초음파 이용 비파괴 평가기술은 구멍이나 함유물 등의 경계면에서 반사 또는 산란되는 초음파의 특성을 이용하여 결함의 유무 및 크기를 판단하는 기술이다.

<표 2> NDE 기술수준비교[10]

NDE TECHNOLOGY	BASIC METAL STRUCTURES	BASIC COMPOSITE STRUCTURES	COMPLEX METAL STRUCTURES	COMPLEX COMPOSITE STRUCTURES
	Planar, slight curvature	Planar, slight curvature B-2, B-777	Irregular, curved, hybrid, bonded, honeycomb, built-up structure	Irregular, curved, hybrid, bonded, honeycomb, built-up structure, X-33, X-34
Conventional thermography	9			
Advanced thermography	9	9	4	4
Conventional ultrasonics	9			
Advanced ultrasonics	9	9	3	3
Conventional X-radiography	9	9		
Reverse geometry X-ray	6	5	4	3
Computed tomography	9	9	9	6
Backscattered X-ray	5			
Conventional eddy current	9			
Advanced eddy current	9		4	3
Optical shearography	6	4	3	3
Microwave	3	4	3	3
Conventional acoustic emissions	9	6		
Advanced acoustic emissions	9	6	3	3
Visual	9			
Penetrants (surface defects)	9		9	
Magnetic particle (surface defects)	9		9	
In-Situ vehicle health monitoring			3	3

<그림 12>에 도시한 바와 같이 B787 항공기의 대형 3차원 복합재료 구조물의 검사에 적용될 만큼 발전되어, 향후 10여년 후에 복합재료 항공기의 구조조건

성 진단에 적용될 것으로 예상되고 있는 SHM기술의 핵심 기술 중 하나로 판단되고 있다[16].

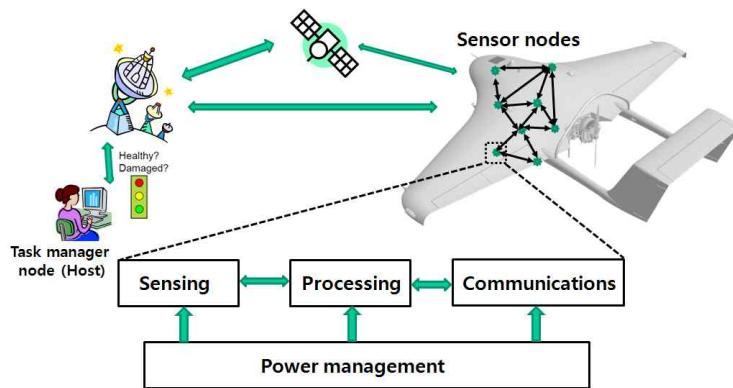


<그림 12> B787용 구조물의 NDI 초음파 검사(위) 및 영상(아래)

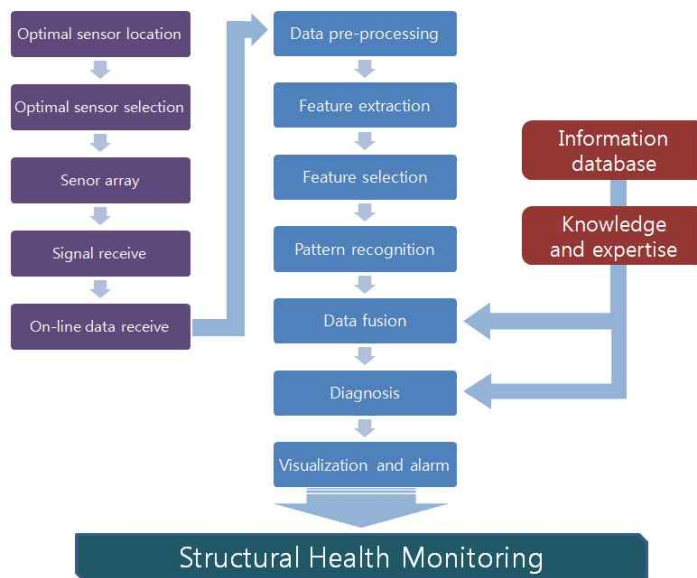
복합재료구조물에 작은 에너지 수준의 충격이 가해질 때 재료의 강한 탄성으로 충격면은 탄성 복원되어 충격전과 상이해 보이지 않으나 반대면 쪽으로는 미세균열과 층간균열이 원추형으로 손상이 확산되는 손상특성이 발생한다. 비행 중 또는 유지 보수 중에 다반사로 경험할 수 있는 크고 작은 충격에너지로 인한 손상을 기존의 방법으로는 검사하는데 많은 시간과 비용이 발생하게 되는 단점이 있다. 한편 항공기의 유지 보수 및 분해정비 등의 MRO (Maintenance Repair and Overhaul)에 관련 된 세계 시장규모는 2005년 기준 연간 총 930억불 (민수: 390억불, 군수 540억불)로 형성되어 있고 매년 증가하는 추세에 있다[4].

복합재료 항공기의 도래와 함께 비파괴 검사 및 수리 유지비를 획기적으로 줄이고 항공기의 안전성을 높이려는 노력의 일환으로 복합재료 항공기 구조물의 비파괴 검사기술을 향상 적용하고, <그림 13>과 <그림 14>에 제시된 항공기 구

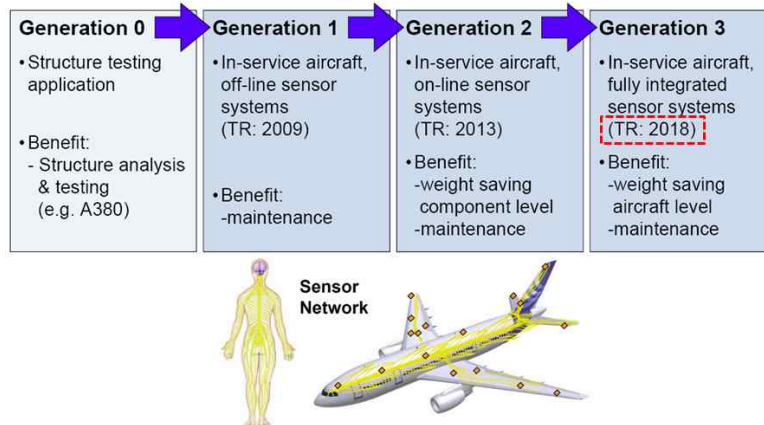
조물에 대한 구조건전성 진단 기술의 기본 개념과 같이 복합재료 항공기 구조물에 영구 내장하여 운항 중에 실시간으로 구조물에 발생하는 충격등과 이로 인해 발생한 결함의 위치와 크기 및 종류 등을 자동 탐지/평가하는 SHM기술을 개발하고자 하는 노력이 증대되고 있다. 이들 SHM기술은 <그림 15>와 같이 향후 10년 이내에 복합재료 항공기에는 필수적인 적용기술로 대두 될 것으로 판단되고 있다[14].



<그림 13> SHM system 기본개념도



<그림 14> SHM 기술의 항공기 적용절차



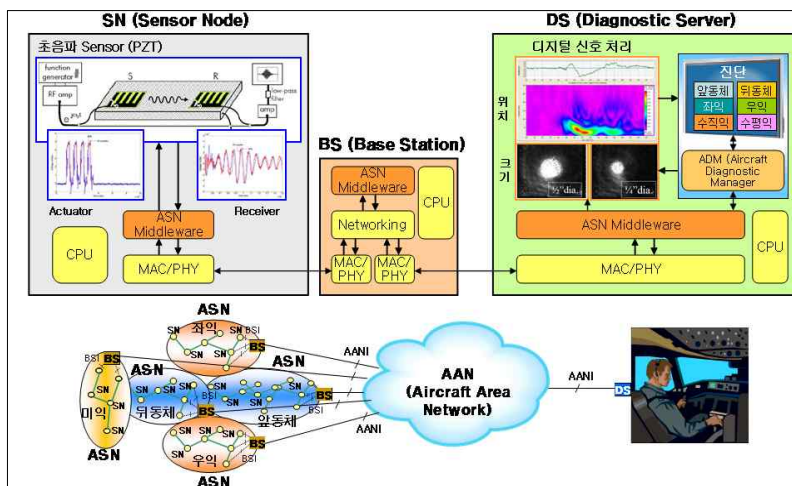
<그림 15> Airbus사의 SHM 기술개발 청사진[16]

항공기 기체의 안전성을 높이기 위해 항공기의 정비 기간 중의 진단 이외에도, 운항 중에도 실시간으로 진단하여 항공기 사고 시 대형 인명피해 및 경제적 손실을 예방할 수 있는 실시간 항공기 기체 구조 진단 기술을 개발해야 할 필요가 있다. 복합재료는 기존의 금속과는 달리 방향에 따라 진단 신호의 특성 (속도 및 가진 주파수)이 현격히 달라지는 음향학적 이방성을 띄고 있을 뿐 아니라 초음파 센서의 지향 방향과 진단 신호의 진행 방향이 일치하지 않는 빔 편향 (beam skewing) 현상 등이 나타나고 있다. 이로 인해 초음파 진단기술을 적용하는 경우에는, 진단 중의 조율 (tuning)기술과 신호분석·해석 기술의 개발이 요구되고 있다. 또한, 항공기 로의 적용 특성상, SHM system 구성 및 설계에 있어서 기존 알루미늄 합금 항공기로의 적용 사례에 비해 보다 첨단 기술의 기법과 경량박소화 기술 적용이 요구된다.

복합재료 항공기 구조물 또한 다양한 생산 공정 (Automatic Tape Layup, Automatic Fiber Placement, Resin Transfer Molding, Hand layup, Autoclave cure, oven cure, Thermoplastic/Thermosetting Process)에 의해 생산되고, 이들의 생산 기법상 고온의 경화 (curing) 성형 공정을 거치게 된다. 그러므로 구조 건전성진단용 센서는 다양한 생산 공정과의 기계적, 물리적, 화학적 조화와 항공기 수명에 준하는 높은 내구성 및 90%이상의 높은 결함 탐지도 (POD,

Probability of Detect)등을 갖도록 요구되고 있다. IT기술 기반의 복잡한 전자회로로 구성된 구조진단용 SHM 시스템 또한 최종적으로 항공기에 장착 적용되어야 하므로, SHM 시스템의 경량화 요구 충족뿐만 아니라 이들 장비와 항공기 내부의 복잡한 전자장비와의 전자기적 간섭 및 적합성 (EMI/EMC, ElectroMagnetic Interference/ Electro Magnetic Compatibility)을 규제하는 FAA (Federal Aviation Administration) 규정[14]등을 반영할 필요가 있다.

또한 <그림 16>에 도시한 구성도와 같이, 복합재료 항공기 구조물에 내장된 유도초음파 응용 비파괴 검사 장치를 이용하여 실시간으로 기체내의 결함의 위치, 크기 및 형상 등을 탐지하고 이를 영상화하여 결함에 의한 구조물의 건전성 정도를 자동 진단하고 결과를 제시하는 경량화 된 SHM 시스템의 개발이 요구되고 있다. 유도 초음파를 이용한 복합재료의 결함 진단 기술과 이를 디지털 신호처리 하여 결함의 위치 및 크기를 탐지하여 영상으로 보여주는 실시간 온라인 구조 건전성 진단/평가를 위한 기반기술로서 항공기에 미치는 중량의 영향을 줄이기 위한 경량화 된 통합 진단 IT 시스템 개발이 향후 복합재료 항공기에 적용될 중요한 기술 개발 대상이 되리라고 예상하고 있다[13]. 이들 SHM 기술은 타 산업 분야로의 파급효과로서 민·군용 중요 구조물 (원자력 발전소, 잠수함, 항공기, 교량, 고속철도차량..등)의 건전성 평가에도 바로 활용 될 수 있으므로 이에 대한 기술 개발의 필요성이 점차 증대되고 있다[1,17].



<그림 16> SHM system의 구성개념도

## 4. 결론

복합재료는 항공기의 경량화 및 성능을 높이기 위해 오랫동안 항공기 등에 적용되어 왔으나 최근 융합기술의 발전으로 대형 민간항공기의 동체 및 날개 등의 주구조물에도 적용되기 시작되어 가까운 미래에는 복합재료 항공기가 국내개발 민간항공기 뿐만 아니라 각종 한국산 군용 고정익항공기 및 무인기의 주구조물에도 환경문제 및 에너지 효율을 높이기 위해 대세적으로 적용될 것으로 예상된다. 이러한 복합재료 항공기의 출현과 함께 나타나는 장단점을 분석하여 도출된 2개의 기술적 당면과제에 대해 다음과 같은 결론을 도출하였다.

첫째로, 복합재료 항공기는 기존의 금속 항공기에 비해서 전기전도 특성이 떨어지기 때문에 낙뢰의 피해를 최소화 하기위한 복합재료 구조물의 전기전도도 향상 연구가 요구되며 기존의 여러 방법 외에 은나노 입자를 이용한 연구에서 진전이 있음을 확인하였으나 이를 상용화 하는 추가 연구개발이 요구된다.

둘째로, 기존의 비파괴 검사/평가 방법이나 절차를 복합재료 항공기에 적용하는 경우 검사비용이 증대가 예상되므로 이를 초음파센서 등의 능동형 센서를 복합재료 항공기 구조물에 내장하여 실시간 및 자동적으로 결함이나 손상의 위치, 크기, 형상 등을 감지하고 이를 이미지화하여 관련 정보를 관리자에게 통보해서 항공기의 안전성 및 유지보수 비용을 50% 이상 절감할 수 있는 복합재료 항공기용 구조건전성 진단/예측 장비를 개발할 필요성이 증대되고 있다.

## 참고문헌

- [1] 최홍섭, 조운호, "복합재료 항공기의 구조진단 기술", 『한국비파괴검사학회 09' 추계학술대회 발표논문 및 초록집』, 2009.11, pp.104-109.
- [2] 하민석, 권오양, 최홍섭, "낙뢰손상방지를 위한 전도성 나노입자 코팅에 의한 탄소섬유 복합재료의 전기전도도 향상 연구", 『한국복합재료학회지』, 심사중, 2009.10.
- [3] 하민석, 권오양, 최홍섭, "나노입자 코팅에 의해 전기전도도가 대폭 향상된 탄소섬유강화 플라스틱복합재료", 특허청 특허출원 심사중, 2009.11.
- [4] 한국항공우주산업진흥협회, "국내외 MRO현황 및 세계시장 전망", 『항공우주』, 제104호(2009), pp.20-23.
- [5] Achenbach, J.D., "QNDE and SHM for Commercial Aircraft", Seminar at KoreanAir R&D Center, 19 May 2009.
- [6] Aircraft Lightning Zoning, SAE ARP (Aerospace Recommended Practice) 5414, SAE Publications, USA, 2000.
- [7] Backman, B., *Composite Structures, Design, Safety and Innovation*, Elsevier, 2005.
- [8] Fisher, F.A., Plumer, J.A., Perala, R.A., *Aircraft Lightning Protection Handbook*, Federal Aviation Administration, 1989.
- [9] Dow, M.B., Dexter, H.B., "Development of Stitched, Braided and Woven Composite Structures in the ACT Program and at Langley Research Center". *NASA TP-97-206234*, 1997.
- [10] Harris, C.E., Shuart, M.J., "An Assessment of the State-of-the-Art in the Design and Manufacturing of Large Composite Structures for Aerospace Vehicles", *NASA TM-2001-210844*, 2001.
- [11] Heo, S.I., Yun, J.C., Oh, K.S., Han, K.S., "Electrical and the Mechanical Properties of Graphite particle/Carbon fiber hybrid Conductive Polymer Composites", 『한국복합재료학회지』, 제19권, 제2호(2006),

pp.7-12.

- [12] Ha, M.S., Kwon, O.Y. and Choi, H.S., "Improved Electrical Conductivity of CFRP by Conductive Silver Nano-Particles Coating for Lightning Strike Protection", ICCM-17, England, Edinburgh, 27-31 July 2009.
- [13] Hillger, W., "Visualization of Guided Wave Propagation by Ultrasonic Imaging Methods", 4th Int'l Conf. on NDT, Crete-Greece, 2007.
- [14] Munns, T.E., Beard, R.E., Culp, A.M., Murphy, D.A., Kent R.M., *Analysis of Regulatory Guidance for Health Monitoring*, NASA CR-2000-210643, 2000.
- [15] Rupke, E., *Lightning Direct Effects Handbook*, AGATE-WP3.1-031027, Lightning Technologies Inc., 2002.
- [16] Speckmann, H and Brousset, C., "Structural Health Monitoring (SHM), A Future Alternative to Conventional NDT?", ATA's 49th NDT Forum, Fort Worth, 16-19 October 2006, pp.20.
- [17] Staszewski, W., Boller, C., Tomlinson, G., eds, *Health Monitoring of Aerospace Structures: Smart Sensor Technologies and Signal Processing*, John Wiley & Sons, 2004.