

特輯

항공기 복합재료 개발 현황 및 동향

(주) 대한항공, 항공우주사업본부
본부장 서상욱

1. 서 론

국내 항공산업의 발전에 견인차 역할을 수행해 오고 있는 대한항공의 항공우주사업은 김해공장의 항공우주사업본부와 대전에 위치한 항공기술연구원에 의해 추진되고 있다. 김해국제공항과 접하고 있는 21만평의 광활한 대지위에 세워진 항공우주사업본부는 1982년 출시한 국산 전투기 1호인 제공호를 비롯한 수 많은 비행기 및 헬기들의 제작 및 수출에 관련된 활동을, 기술개발에 동반되는 많은 연구 활동은 항공기술연구원에서 수행하여 왔다.

대한항공은 60년대부터 시작된 비행기 및 헬기들의 정비를 시작으로 항공산업의 불모지에서 조립, 정비기술, 항공기 제작, 설계 및 해석등에 관련된 각종 노하우를 축적해 왔다. 이렇게 축적된 기술을 인정 받아 1975년 방위산업체로 지정 받으면서 항공기 제조업에 진출, 항공우주사업본부를 설립하였으며, 1978년에는 한국항공기술연구원이 항공분야 연구소로는 국내에 처음으로 설립되어 1982년 정부로부터 공식 연구기관으로 지정 받게 되었다.

대한항공은 항공우주분야의 세부분야에서 많은 일을 수행하고 있으나 본기사의 특성상 복합재료와 관련된 내용을 중심으로 대한항공의 복합재료 부품생산 및 연구 개발 현황에 대해 논하고자 한다. 본문에서 복합재료 부품 생산시설, 항공우주사업본부 및 항공기술연구원의 복합재료 관련 생산 실적, 연구개발 실적 등을 논한 후, 앞으로의 기술 동향에 대해 언급하면서 본 기사를 맺고자 한다.

2. 적용 사례

오늘날 세계의 복합소재 관련 기술을 보면, 미래의 항공기산업분야 뿐만 아니라 모든 공업분야에 복합재료 관련 기술은 널리 보급될 것으로 보여진다. 서서히 고갈되어가는 화석연료를 절약하고 심각한 상태에 놓인 지구 대기환경을 보호하기 위한 자동차, 철도차량 및 항공기 등의 운송수단의 경량화추세는 현재 선진국에서 강력하게 추진되고 있으며 이를 해결하는 데는 복합재료의 사용이 필수적

인 것으로 생각된다.

복합재료는 서로 다른 두가지 이상의 물질로 구성되어 각각의 물질에서는 볼 수 없는 또는 각각의 특성이 크게 향상된 우수한 기계적 특성을 보이며 미시적보다는 거시적 구조단위로 구성된 것을 지칭한다. 복합재료는 보통 고인장성을 갖는 미세한 섬유를 이보다는 약하나 섬유를 지지하고 외부 환경으로부터 보호하는 역할의 기지재료에 함침시켜 만들어진다. 이러한 복합재료는 사실 매우 오랜 세월 동안 진흙 담을 보강하기 위한 짚이나, 도자기의 균열을 방지하기 위한 섬유를 넣거나 오늘날의 콘크리트를 보강하기 위한 철근 등등 알게 모르게 인류에게 가까이 사용되었으나 그 중요성이 대두된 것은 전후 냉전으로 인한 군수산업이 크게 발전하기 시작한 수 십년 전에 불과하다.

항공기의 기본 구조재로서 복합재료의 적용은 현재 급격히 증가하고 있는 추세이며 재료의 요건으로는 경량성, 고강도/고강성, 내피로성/내부식성이 중요시 되며, 최근에는 가격 및 제작기간에 대해서도 중요시 되고 있다. (그림 1 참조)

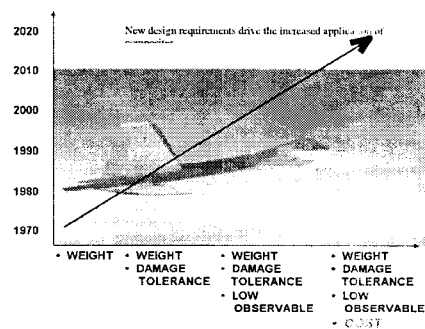


그림 1 항공산업 재료 요건.

에폭시(epoxy), 폴리에스터(polyester) 등의 다양한 고분자 화합물에 탄소(carbon), 케블라(kevlar), 유리(glass), 보론(boron) 섬유 등을 사용특성에 맞게 함침시켜 만든 고분자 복합재료가 가장 많이 항공기의 주 구조물(primary structure)이나 2차 구조물(secondary structure)에 적용되고 있으며(그

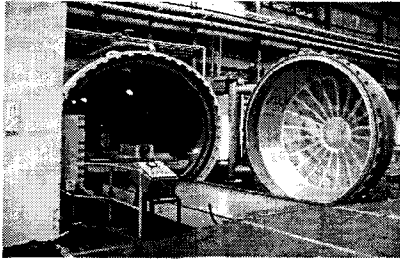


그림 5 One of 4 Autoclaves at Kimhae.



그림 6 Automated CNC Composite Ply Cutter.



그림 7 Automated Ultrasonic Scanning System.



그림 8 Clean Room for Lay-up of Composite.

4. 부품 제작 및 개발

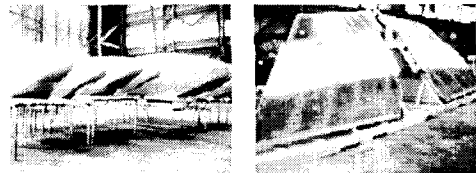
대한항공은 미국 MD사와 500MD 헬리콥터(복합재료 적용 예, 표 2 참조)를 공동 생산해 군.민수용으로 국내 수요

와 해외에 수출한 바 있으며, 1982년에는 F-51/F를 자체 생산해 국제 항공 산업 도약의 기틀을 마련하였다. 그리고 초경량 복합재료 항공기인 창공 1, 2, 3 호기의 제작 경험을 토대로 1991년에는 국내 관련기업과 공동으로 창공91을 개발하였다. 1991년부터 1999년까지 공군의 주계약 업체로 Sikorsky사의 UH60을 면허 생산하였으며, 동기간 KTF (Lockheed Martin사) 사업의 부계약 업체로서 KF16의 주익과 후방 동체를 생산하였으며 후방동체의 수평 미익은 탄소섬유 복합재료를 외피에 적용한 것이다. 복합재료 부품 생산으로는 MD-11기에 장착된 엔진(P&W 4000)의 Mid Fan Cowl(그림 9 참조), 보잉사(Boeing Co, USA)의 B747-400의 Flap Track Fairing(그림 10 (a) 참조)과 Wing Tip Extension(그림 10 (b) 참조), B737-700/800/900의 Flap Support Fairing, 그리고 B777-200/300의 Flap Support Fairing(그림 11 (a) 참조), Wing Tip Assembly(그림 11 (b) 참조) 등을 생산하여 선진 항공사로부터 제작기술을 인정받은 토대가 마련되었다.

전술한 복합재료 부품들은 대부분 nomex 코어에 유리섬유 외피 재질로 구성되어 있으며, 보잉사에 납품하는 부품의 경우에는 보잉사가 요구하는 자체 품질 규격 등의 까다로운 요구사항 및 인증조건을 충족시킬 수 있도록 concurrent engineering과 CATIA등의 첨단 설계 프로그램 및 네트워크 시스템을 도입하여 선진국에 버금가는 우수한 품질의 복합재료 구조물을 생산하였다.



그림 9 MD-11 P&W 4000 Mid Fan Cowl.



(a) (b)

그림 10 (a) B747-400 Flap Track Fairing (FTF) and (b) B747-400 Wing Tip Extension (WTE).

표 2 복합재료 적용 예

Year	Customer & Plane	Component	Mats	H/C
'78-	Douglas, MD-500	Duct, Interior Panel, Landing Gear, Fairing, Fuel Cell Liner	GF/Ep	-
'85-	Northrop, F-5 E/F	Dorsal Curver	GF/Ep	Al' core
'87-	Boeing, B747	Flap Track Fairing	GF/Ep	Nomex
'87-	Boeing, B747	Wing Tip Extension	GF/Pe GF/Ep	Nomex
'87-	Douglas, MD-11	Fillet	AF/Ep	Nomex
'89-	Douglas, MD-11	Spoiler	CF/Ep	Nomex
'89-	Rohr, P&W 4000	Mid-Fan Cowl	CF/Ep	
'90-	Boeing, B777	Flap Support Fairing	CF & GF/Ep	Nomex
'91-	Boeing, B777	Wing Tip Assembly	GF/Ep	Nomex
'91-	L.M., KF-16	Horizontal Stabilizer	CF/Ep	Al' core
'92-	M.M., Koreasat-1&2	Body, Solar Panel	CF & AF/Ep	Al' core
'92-	M.M., PW-4168	Blocker Door	CF/Ep	Glass
'94-	Boeing, B737	Flap Support Fairing	GF/Ep	Nomex
'98-	Boeing, B717-200	Nose Radome	GF/Ep	Foam
'96-	L.M., Koreasat-3	Solar Panel	CF & AF/Pe	Al' core
'01-	ETRI, Satellite Antenna Structure	Ka & Ku Band Antenna Tower Panel	CF/Ep	Al' core

M.M. : Martin Marietta, L.M. : Lockheed Martin
 CF : Carbon Fiber, GF : Glass Fiber, KF : Aramid Fiber
 Ep : Epoxy Resin, Pe : Polyester Resin, Pc : Ploycyanate Resin

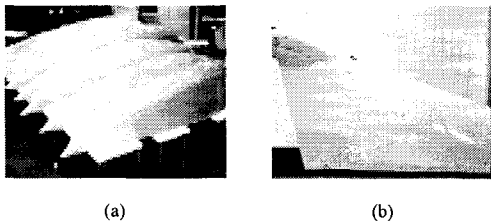


그림 11 (a) B777 Flap Support Fairing (FSF) and (b) B777 Wing Tip Assembly (WTA).

또한, B717-200 전방동체 개발과 아울러 현재까지 생산(그림 12 (a) 참조) 이 진행되고 있는데, 특히 항공기의 운항에 중요한 통신레이더 기능성이 요구되는 기능성 부품인 고부가 가치 복합재료 레이돔(그림 12 (b) 참조) 을 미국 보잉사와 함께 새로운 개념의 소재와 제작공정을 적용하여 1999년 공동 개발하였다. 이 것은 기존의 유리섬유 fluted honeycomb을 사용하는 레이돔의 수분 축적 문제 등을 개선하기 위해 처음으로 foam core를 적용한 제품이다. 본 레이돔은 전파투과성시험, side lobe 시험, 파괴시험 및 비행 시험 등의 FAA의 승인요구조건을 모두 만족하여 대한항공 김해공항에서 제작하여 납품하고 있는 B717-200 전방동체

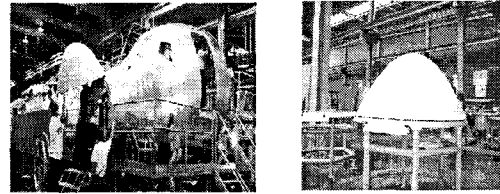


그림 12 (a) B717 Front Fuselage with Radome assembled in Kimhae and (b) Its Foam Cored Composite Radome.

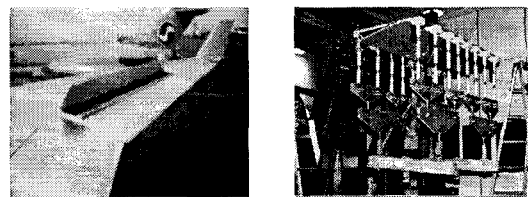


그림 13 (a) MD-11 Spoiler and (b) Its Spoiler under FAA Certification Test.

에 장착되어 현재 보잉사에 전량 수출되고 있다.

대한항공이 자체 설계 제작한 국내 최초의 다목적 경량 공기인 창공-91 의 engine cowl, wheel pants, door, wing tip, tail cone, rudder, stabilizer 등을 복합재료로 시험 제작한 경험과, 1970년대 중반부터 대한항공을 중심으로 시작한 복합재료 부품의 해외 수주 사업을 통해 축적된 기술을 바탕으로 1992년에는 미국 맥도넬 더글라스사(McDonnell Douglas Co., MDC, 현재 보잉사에 병합)의 대형 항공기인 MD-11 의 주요 조종면의 하나인 스포일러(spoiler)를 국내 기술로 설계 제작하고 국내 최초로 미국 FAA 의 인증을 획득하여 기술력을 인정 받게 되었다.

MD-11 복합재 스포일러(그림 13 참조)는 MDC에서 수행하고 있는 무게감소 프로그램의 일환으로 기존의 알루미늄 구조물을 탄소섬유 복합재 구조물로 대체시켜 50 lbs (14%, 354 lbs R304lbs) 의 무게를 감소시키는 프로그램이며, 실제 설계 완료 후 약 70 lbs(20%)의 무게를 감소시켰다. 본 설계/개발 프로그램은 외부하중, loft lines 등을 포함한 설계요구조건을 MDC로부터 제공 받고 기본설계 및 상세설계에서부터 최종 FAA 인증 획득까지 대한항공이 모든 책임 및 권한을 가지고 수행되었다. 설계, 해석, 시험평가는 대한항공 항공기술연구원에서, 제작은 대한항공 항공우주사업본부에서 수행하였다.

그림 14 (a)와 (b)는 무궁화 1, 2호기 위성의 복합재료를 적용한 태양 전지판(solar array substrate) 으로 아라미드(케블라) 스킨에 알루미늄 하나킴 코어를 적용한 샌드위치 패널이다. 면재로는 저밀도이고, 고인장강도 및 고탄성 특성

을 가진 아라미드섬유/에폭시수지가 사용되었고 심재로는 구멍을 가진 알루미늄 하니컴 코어가 사용되었다. 그림 15 (a)와 (b)는 무궁화 3호기 위성의 태양 전지판으로 역시 아라미드 스킨에 구멍을 가진 알루미늄 하니컴 코어를 사용한 샌드위치 패널이며, 아라미드섬유에 시아네이트 에스테르 수지를 함침시킨 면재를 사용하였다.

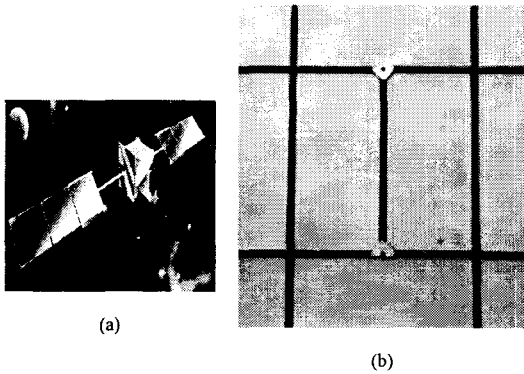


그림 14 (a) 무궁화 1 & 2 호기 (b) 태양 전지판.

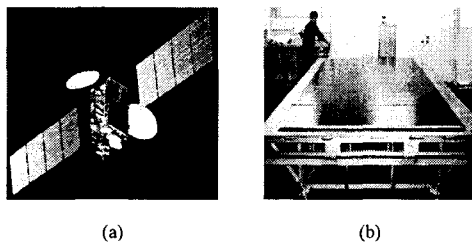


그림 15 (a) 무궁화 3 호기 (b) 태양 전지판.

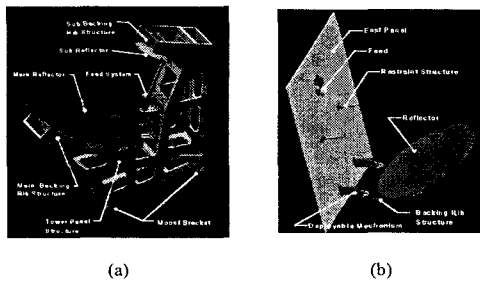


그림 16 (a) Ka-band Antenna and (b) Ku-band Antenna.

그림 16. (a)와 (b)는 Ka 및 Ku 밴드용 한국형 위성체의 복합재료 안테나 반사판 모듈로서, 고 정밀성 및 제작기술을 요구하는 부품으로 항공기 복합재료 부품사업에서 축적

된 기술을 바탕으로 현재 대한항공에서 개발 중에 있다. 안테나 시스템을 구성하는 지지대 및 주반사판/부반사판 (main and sub reflector)의 소재로는 열변형 특성이 매우 우수한 탄소섬유/에폭시수지와 심재로는 구멍을 가진 알루미늄 하니컴 코어를 사용한다.

5. 기술동향

5.1 항공기 적용 추세

현재 전세계적으로 군용기나 소형 민항기의 경우에는 미익, 주익, 및 동체 등 주요 구조물을 복합재료를 사용하여 제작하는 것이 일반화되어 있으며, Beech Starship 과 같이 전체 기체 구조물을 복합재료로 제작한 all-composite airplane 도 이미 오래 전에 선보인 바 있다. 따라서 소형 항공기 부품의 경우에는 복합재료 관련 설계 제작 기술이 이미 확보되어 있는 상태이며, 현재는 경제성을 고려한 최적화 기술개발이 활발하게 진행되고 있다. 반면에 대형항공기의 경우에는 최근까지 그림 2에서 보는 바와 같이 fairing, fillet, engine cowl, radome, door, interior 등의 비구조용 부품, 미익의 vertical stabilizer, 주익의 spoiler, aileron, flap 등과 같은 2차 구조물에 제한적으로 복합재료가 사용되어 왔으며, floor panel beam 이나 torque fin box와 같은 1차 구조물에 복합재료가 사용되기 시작한 것은 아주 최근의 일이다. 따라서 현재까지도 대형항공기의 경우 복합재료의 사용은 전체 구조물의 10-20%에 머물고 있는 실정이다. 이와 같은 추세로 볼 때 향후 예상되는 개발분야는 주익 전체, unpressurized & pressurized fuselage 이며 이것이 현실화 되면 전체 구조물의 약 절반 정도를 복합재료가 차지하게 될 것으로 예상된다. 표 3은 보잉(Boeing) 및 에어버스(Airbus)에서 제작한 항공기에 적용된 복합재료의 총량 및 이에 따른 무게 절감량을 표시한 것으로 새로운 모델이 나올수록 복합재료의 사용량 및 적용 범위가 점차 확대되는 경향을 보이고 있으며 유럽의 Airbus사가 미국의 보잉사에 비해 복합재료의 적용에 보다 적극적인 것을 유추할 수 있다.

2000년 이후 GLARE, TiGr, Automatic Fiber Placement, RTM, VARTM, SCRIMP, UVRTM, E-beam cure, UV-cure, Compression Mold, Resin Infusion, Pultrusion, P4A Technology, High volume lamination technology등의 복합재료 성형공정/제작관련 최첨단 기술이 성숙화하여 본격적으로 생산에 적용되기 시작하면서 기존 ('80-'90년대)의 Hand lay-up 후 Autoclave로 경화하던 고비용의 생산방법에서 벗어나 최신 기술의 적용으로 인한 비용개선 및 제품품질 향상을 추구하기 시작하였다.

미국의 경우 민간항공기 제작시에 유럽에 비해 복합재

료의 적용에 있어 보수적인 관점을 유지하였으나 Airbus사 등의 적극적인 복합재료 적용 노력과 이에 따른 마케팅의 실적조조로 보잉사 등이 위기감을 느끼게 되었으며 이러한 배경하에 보잉사는 기존 관점에서 벗어나 복합재료를 자사 항공기 제작에 적극적으로 적용하기 시작하여 현재는 All-composite Airframe(전체 무게의 60%를 복합재료로 사용) 개념을 갖는 Sonic Cruiser의 개발 계획에 착수함으로써 위기감을 극복하려고 노력하고 있다.

현재 미국의 복합재료 산업 현황은 보잉사 등이 해외 파트너와의 Risk Sharing 개념을 도입하여 비용절감 및 해외 공동 개발을 선호하고 있어 복합재료 관련 부품제작의 해외 위탁 생산 경향이 크게 증대될 것으로 전망되고 있다. 미국 내 복합재료 관련 업체들은 이러한 추세에 위기감을 느끼고 있으며, 이를 현명히 극복하기 위해서는 눈을 밖으로 돌려 해외 업체와 활발히 교류하여야 할 것이라고 SAMPE회장이 2002년 학회에서 연설한 것은 이러한 추세를 잘 표현한 것이라 볼 수 있다.

한편 국내의 항공기용 복합재료 사용 현황은 외국과 비교하여 아주 미미한 실정이다. 또한 항공기용 복합재료 소재의 국내 현황은 선경 인더스트리에서 하니캡, 태광산업에서 탄소섬유, 한국 화이버에서 프리프레그를 개발하여 외국 항공기 제작사의 인증을 획득하였으나 국내 항공기용 복합재료 수요가 제한되어 있어 많은 어려움을 겪어 왔다.

특히 민항기의 경우에는 현재까지 국내 수요는 극히 제한적이며 국내 항공 2사(대한항공, 한국항공우주산업)를 중심으로 외국의 항공기 제작사에서 수주를 받아 항공기 부품을 제작 수출하고 있으며 선진항공기 제작사들의 경비절감차원에 의한 외주물량확대 추세에 따라 수주량이 점차 증가하는 단계에 있으며 항공기용에서 점차 비항공기용 산업일반전체에 복합재료의 응용이 점차 증가하고 있으므로 앞으로 비항공기용으로도 국내에서의 수요도 증가하리라고 예상하고 있다.

표 3 Weight savings for civil aircraft by using composite materials

Model	Total Advanced Composite (kg)	Weight Savings (kg)
B737-300	681	272
B757	1516	676
B767	1535	636
A320	-	1050
A340	-	2600

5.2 재료 기술 개발

5.2.1 하이브리드

두개 혹은 그 이상의 섬유로 구성된 라미네이트인 하이브리드 시스템 (hybrid system) 은 특수 목적의 성능 요건을 만족시키거나 복합재료의 가격을 낮추기 위해 사용된다. 조합된 두 보강재가 독립적으로 수행할 수 없는 성능을 나타내기도 하지만, 섬유하나만으로 구성된 복합재료에 비해 그 특성이 잘 알려져 있지 않기 때문에 설계시 어려운 점이 있다. 여러 가지 다른 섬유를 다양한 방법으로 조합시킬 수 있는 자료가 어느 정도 알려져 있고, 현재 개발중이다. 하이브리드 형태는 다른 층(layer) 혹은 한 구조물에서 다른 부분, 때로는 테이프나 직조형태로 혼합된 형식으로 구분이 된다. 하이브리드 구조물에서, 방향성 반응(directional response) 및 파괴변수(failure parameter)는 각 재료마다 정의되어야 하며, 보강재는 하중이 걸리는 모든 방향에서 건디도록 주의해야 한다.

5.2.2 탄소 모재 복합재료

광범위한 온도 범위에서 사용될 목적으로 개발된 탄소 모재는 탄소 섬유와 결합된 탄소 모재(carbon/carbon, C/C), 3-D 형태의 직조물과 결합된 형태 등, 그 적용물에 따라 형태가 다르다. 항공기 브레이크, 로켓의 노즐, nose cone, 제트 엔진 터빈 휠, 고속 우주선, 기타 우주 탐사선등에 사용되어 왔다.

다음은 현재 적용 중인 예이다.

- 1) 항공기 브레이크 : 착륙할 때 급격한 제동으로 인해 굉장한 양의 열이 발생함. C/C 복합재료의 브레이크는 높은 온도에서 강도를 유지한다. 급속 브레이크와 달리 C/C 브레이크는 수명이 다할 때 까지 제동거리가 길어 지지 않고 그 성능을 그대로 유지한다. C/C는 높은 열 흡수 용량을 가지고 있다. 따라서 열이 많이 발생하는 사이클을 피로가 거의 없이 견딜 수 있다.
- 2) 로켓 노즐 : 뜨거운 가스가 노즐을 통해서 높은 온도로 배출되면서 노즐에 피로와 부식을 유발시킨다. C/C 복합재료는 타서 없어지는 현상이 거의 없이 부식과 연마에 대한 저항성이 높다.
- 3) 로켓 nose cone : 로켓의 노즐과 비슷하게, nose cone 과 우주선의 leading edge는 재 진입시 유발되는 극심한 온도하(3000°F) 에서의 높은 압력에 견뎌야 한다. 또한 태양 복사 에너지와 원자화된 산소 충격에서도 내성이 있어야 한다. 그런 의미에서 C/C 복합재료는 -200°F에서 3000°F까지의 급격한 온도 변화에 의한 열충격을 견디 내기에 적합하며 그 형상도 유지된다.
- 4) 제트 엔진 터빈 휠 : 제트 엔진에 필요한 재료는 원심력으로 야기되는 정적 그리고 동적인 힘에 잘 견뎌야 하고, 높은 온도를 유발하는 연소가스에 대해서도 화학적으로 안정성을 가져야 한다.

C/C 복합재료는 극심한 온도 여건에서 그 구조적 물성을 유지 혹은 증가 시키는 능력으로 인해 항공기에서 우주선에 이르기까지 그 적용분야가 다양하다.

C/C 복합재료의 특성과 장점은 아래와 같다.

높은 내열성 (3500 ~ 5000°F 이상)
 높은 강도와 강성도
 극심한 온도 변화에서의 내구성
 높은 온도에서의 치수 안정성
 구조적 물성을 유지하면서 퇴화
 켈찮은 기계적 강도
 열적 충격에 대한 저항성

5.2.3 금속 모재 복합재료(Metal Matrix Composite)

금속 모재 복합재료 (MMC) 의 사용은 보론/알루미늄 (B/Al), 흑연/알루미늄 (GR/Al), 실리콘 탄화물(silicon carbide)/알루미늄 (SC/Al) 복합재료 등으로 한정되어 있으나, 티타늄, 마그네슘 등을 포함한 다른 모재 재료도 연구중이다. 금속 모재는 고분자 재료보다 뛰어난 강도를 보여준다. 인성도 또한 뛰어나며 방향성도 무시할 수 있으며, 산화 환경에서도 높은 열 함량을 보여준다. 가장 많이 쓰이는 곳은 강성도 (stiffness)와 가벼움이 요구되는 곳이다.

다음은 금속 모재 복합재료의 특징들이다.

밀도대비 높은 강도
 금속에 비해 낮은 열팽창 계수
 일반 복합재료 보다 높은 내열성
 일반 복합재료 보다 뛰어난 전기 및 열 전도성
 모재와 섬유간 접착력 부족 (단점)

5.2.4 열가소성 복합재료

복합재료에서 수지(resin)는 복합재료의 기지(matrix)로 사용되며 복합재료에 가해진 하중을 각 보강재(reinforcement)로 전달해 주고 외부 환경으로부터 보강재를 보호하는 역할을 한다. 이러한 복합재료 내의 기지로 사용하는 수지는 열경화성(thermosetting) 수지와 열가소성(thermoplastic) 수지가 있다.

열경화성 수지란 열을 받으면 화학적 변화가 일어나 교차결합(cross Link)이 발생하고 경화(cure)하는 수지를 의미하며 가열 시 화학적 변화로 인하여 재 가열로는 가공이 안 된다. 그러나 열가소성 수지의 경우는 수지가 열을 받을 경우 단지 수지의 물리적 변화로 수지가 녹기 때문에 매번 성형 가공이 가능한 수지를 의미한다.

일반적으로 열 경화성 수지는 용매를 사용하여 흐름점성을 떨어뜨릴 수가 있고 흐름점성을 낮게 하여 성형온도

를 낮출 수 있다. 따라서 성형조건에 유리하지만 장기간 사용할 경우 수분흡수에 의해 노화 되는 것과 폐기문제 및 성형시간이 길다는 단점이 있다. 반면에 열 가소성 수지는 흐름점성이 높아서 성형온도가 높고 따라서 고온의 금형이 필요하며 높은 점성으로 인한 기포 문제가 있으나 환경오염이 적고 내충격에 강하며 성형시간이 비교적 짧은 장점이 있다.

열가소성 복합재료는 그 제작공정이 저렴하고 무게가 가벼워서 그 적용범위를 점차 넓혀가고 있는 재료 중에 하나이나 아직 당사의 적용 부품은 본 자재를 채택하고 있지 않고 대형 항공사의 적용범위가 적은 관계로 당사에서의 본 자재나 자재에 적용한 기술의 적용은 아직 이른 상태이다. 하지만 향후 대형항공사나 당사 고객의 변화에 즉각적으로 대처하기 위해서는 본 자재에 대한 지속적인 관심과 기술정보를 수집하여 향후 당사 고객의 항공기 적용 시 예상되는 변화에 대처해야 될 것으로 판단된다

5.2.5 섬유-금속 적층판(Fiber-Metal-Laminate)

현대의 항공기 소재의 대부분을 차지하고 있는 알루미늄은 그 합금의 경량성, 신뢰성 및 경제성 등으로 항공기 기체 재료로 많이 사용되어 왔다. 그러나 내식성, 비강도 및 내피로 특성 향상에 한계가 있어 이를 보완하기 위하여 유리섬유/에폭시, 아라미드 섬유/에폭시, 탄소섬유/에폭시, 보론섬유/에폭시 같은 고분자 기지의 섬유강화 복합재료의 사용량이 증가하는 추세에 있다. 고분자 기지 섬유 강화 복합 소재는 섬유상의 강화재와 수지상의 기지재로 구분되며 기지재는 에폭시 계 수지가 일반적으로 널리 사용된다. 그러나 에폭시 계 수지는 경화제인 섬유에 비해 상대적으로 열에 약하고 화학적으로 불안정하며 취성을 가지고 있다. 이러한 결점은 복합재를 이용한 구조물의 파피인성이나 손상 허용성을 감소 시킨다. 이와 같이 수지를 기지재로 사용한 복합재료와 관련된 문제점을 해결하고 복합재의 강점을 가지기 위해 기존의 금속재료의 장점을 결합한 섬유-금속 적층판(Fiber-Metal-Laminate)이 관심의 초점이 되고 있다.

이들의 종류로서 ARALL(Aluminum+Aramid Fiber 적층 소재), CARALL(Aluminum+Carbon Fiber 적층 소재), GLARE (Aluminum+Glass Fiber 적층 소재) 등의 신소재가 개발되어 신형 항공기의 외피 구조물에의 적용을 서두르고 있다. GLARE는 SLC(Structural Laminates Company)와 Delft Technical University에서 20년에 걸쳐서 공동 개발한 Fiber-Metal-Laminate재료의 상품명으로 피로특성, 강도, 내충격성, 내화성, 내식성 등이 우수하여 주목 받고 있는 재료이다. 한편 내열성이 요구되는 엔진 부위 등에 사용되는 TiGr(Titanium+Graphite), 우주용 구조재로서 Aluminum+Graphite 섬유-금속 적층판 등도 개발되어 있다.

5.3 공정 기술 개발

전통적인 복합재 부품의 제조 방법인 Autoclave를 이용한 성형법은 높은 공정 안정성과 고품질의 복합재 부품 제조에 탁월한 공정으로 인정 받아 왔으나, 근래에 이르러 보다 낮은 온도에서 경화되거나 신속한 경화시간을 지닌 신소재/신공정들이 속속 개발되고 있어 그 위치를 위협 받고 있다. 특히 항공기의 복합소재 적용빈도가 주 구조물로 확대되는 경향에 따라 Part size가 거대해 지고, 물리적으로 뛰어난 고강도의 요구조건 임에도 불구하고 저렴한 비용의 부품을 요구함으로 공정비용의 획기적인 절감 없이는 향후 물량 확보가 불가능해 질 수도 있음을 Sonic Cruiser나 A380등의 예에서 확연하게 알 수 있다.

아래 언급한 신공정들은 최근 항공기 복합재료 부품 제작에 적용가능성을 가진 공정으로 그 특징을 소개함으로써 다양한 복합재 성형/가공 공정들의 관심 및 개발의 필요성 인식하기 위해 몇 가지를 소개한다.

5.3.1 Resin Transfer 응용 공정

최근 항공기 복합소재 분야에서는 Resin Transfer 응용분야로 RTM, VARTM, SCRIMP 등 여러 공정기법의 적용이 급속도로 확산되고 있는 추세에 있다.

이들중 대표적인 RTM 성형기법은 높은 생산성과 낮은 제조 단가로 경쟁력이 있으며 또한 제품의 치수 안정성이 우수하고 복잡한 형상의 구조물을 일체형으로 제작 가능하여 꾸준히 항공기용 복합재료 성형기법으로의 도입이 모색되고 있는 성형공정이다. 이 기술은 섬유체적율 20% 이하에 쉽게 적용할 수 있으나, Autoclave 성형수준(섬유체적율 60%)의 부품 제조는 기술적으로 어려움이 있으나 최근에는 이에 접근하는 수준에 이르러 항공기 복합소재 부품의 섬유체적율을 최대화 시키는 수지의 개발 등 고성능 RTM 성형기법 개발이 진전되고 있다. 그 적용사례로는 Access Doors(A340-500/600), Aileron Ribs(A320-500/600), Landing Flap Ribs(Dornier 328) 등이 있다.

5.3.2 Fiber Placement 공정

Fiber Placement 공정은 특별히 개발된 헤드 장치(lay-up head)를 사용하여 Prepreg를 자동으로 말뭉침, 절단, 재적층하고, 적층시 열을 가하여 Compaction 등을 동시 수행할 수 있는 자동화 장비를 사용하는 공정이다. 이를 이용하면 실린더형의 축대칭 구조물 성형뿐만 아니라 기존의 Filament winding 성형공정으로 성형 불가능 했던 비축대칭, 비선형 3차원 형상 구조물 성형도 가능하며 열경화성/열가소성 복합재료 적용도 가능하다. 최근의 적용 사례로는 노동비의 25%, 재료비의 28% 절감효과를 얻은 Wing Skin Panel (F-22 Raptor), JSF (Joint Strike Fighter) X-35 Inlet Duct 및 Nose Cone, External Fuel Tank, Wing Structure 등

이 있으며 최근 국내에서는 창원의 한국기계연구원 복합재료 그룹에서도 이를 설치하여 운용하고 있다.

5.3.3 Electron Beam(E-Beam) Cure 공정

본 공정의 특성은 열대신 전파의 일종인 저주파를 이용하여 경화하며, 내부로 침투하는 전파의 특성상 공정종류 및 성형 대상 부품의 크기(두께 포함)에 크게 영향을 받지 않아 최근 유럽에서는 100ton 이상의 대형 복합재료 구조물이 E-Beam으로 성형된 것으로 보고된 바 있다. 기존 오토클레이브 공정에 비해 낮은 내부 잔류응력, 수십배 짧은 경화 시간, 저 비용/저 에너지 특성 등의 여러 장점으로 향후에는 기술이 좀더 보강되면 주된 성형공정으로 그 적용이 늘 것으로 전망되고 있다. 이들 기술 보강 요구사항으로서 E-Beam 경화용 수지는 기존 열경화용 수지와는 그 특성이 다르므로 별도 개발이 필요하고 이에 관련된 물성 등의 데이터 베이스의 축적 및 확보가 요구되고 있으며, 또한 E-Beam 경화용 저가 툴(tool)의 개발 및 성형된 부품의 성능, 품질 등에 대한 검증이 필요한 점등을 거론 할 수 있다. 본 공정은 특히 복합재료 부품의 국부적인 수리에 효과적/경제적으로 적용 가능하여 군용기의 빠른 수리가 필수적인 군에서의 적극적인 관심하에 개발이 빠르게 진행되고 있는 분야이다.

6. 맺음말

최근 10여 년간 항공기 적용 복합재료 응용분야의 기술 동향은 크게 바뀌어 복합재료 기술의 선도분야에 있는 미국의 대표적 항공기 제작사인 보잉사의 경우 기존의 복합재료기술 과보호 정책에서 벗어나 자체 경쟁력 향상을 위한 해외에서의 부품 위탁 설계 및 생산을 점차 늘리는 추세로 진행 중에 있다. 이는 지나친 복합재료 기술보호 및 보수적인 적용 환경하에서 복합재료의 적용에 적극적인 정책을 펼친 유럽의 Airbus사에 미래의 중요 항공기 시장의 선점에 뒤처질 수 있다는 위기감 속의 정책수정이라고 판단 할 수 있다. 이러한 위기감 속에서 미국의 복합재료 관련 업체는 미국 내에서는 기존의 발전된 제조 기술(E-beam 성형, 수지이동 성형 공법, Resin Infusion, Preforming 기술, 직조기술, Fiber Placement 기술) 등이 조합된 고도로 자동화된 성형 장비 등을 개발하여 기술적 우위를 확보하고, 이를 바탕으로 무게감소 및 비용감소를 극대화 하는 복합재료 부품 제작 기술을 확보하려고 노력하고 있다. 또한 최근 추세로서 범용화된 기술로서 높은 압력과 온도로서 복합재료를 성형하는 고비용 구조를 갖는 오토클레이브 성형 기법에서 벗어나 E-beam cure, UV-cure, VARTM 등의 저비용의 성형 제작기술이 현장에서 직접 적용되는 단계에 이르고 있다. 이와 같이 급격히 발전되는 세계적인 추세

속에서 당사는 복합재료 기술을 선도한다는 사명감을 갖고 R&D 투자 확대와 산학협력 강화로 고 부가가치의 신기술 적용 및 개발에 매진하여 대내외적으로 경쟁력 있는 복합재료 관련 기술 확보에 노력하고자 한다.