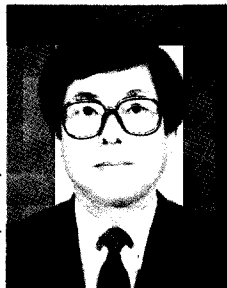
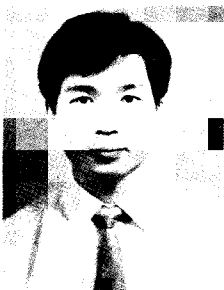


항공기용 고분자 복합재료 부품의 개발



전 의 진
(복합재료실장)

- '65-'69 서울대학교 공과대학 공업교육과 학사
- '72-'74 서울대학교 대학원 기계공학과 석사
- '74-'78 서독 Hannover대학교 금속공학과 박사
- '78-'80 미국 Delaware대학교 공과대학
선임연구원
- '80-'81 한국기계연구소 소재개발실장
- '81-현재 한국기계연구소 복합재료실장



김 천 곤
(복합재료실 선임연구원)

- '76-'80 서울공대 항공공학과 학사
- '80-'82 한국과학기술원 항공공학과 석사
- '82-'87 한국과학기술원 항공공학과 박사
- '87-현재 한국기계연구소 복합재료실

1. 서 론

복합재료는 뛰어난 비강도/비강성으로 인하여 경량화를 필요로 하는 항공기 구조물에 가장 적합한 재료이다. 또한 뛰어난 피로특성과 열가소성 복합재의 경우 파괴 인성이 높고 일체성형으로 결합부의 생략을 통해 부품의 경량화를 이룰 수 있다. 항공기에 사용되는 고분자 복합재료를 보강섬유별로 나누면, 유리섬유, 탄소섬유, 아라미드섬유, 보론섬유로 나눌수 있으며, 비강도의 요구조건이 큰 항공기에는 주로 고강도 탄소섬유와 아라미드 섬유가, 비강성의 요구조건이 큰 우주용으로는 고탄성 탄소섬유와 아라미드 섬유, 보론섬유가 주로 사용된다(그림 1). 기지재료별로 분류할 때는 고품질의 성형기법이 확립된 Epoxy와 같은 열경화성 수지 복합재는 사용온도 한계는 120°C이며, 고생산성의 가능성이 보이는 PEEK와 같은 열가소성 복합재는 사용온도는 210°C, Polyimide, BMI와 같은 고온용 수지는 사용온도 범위는 380°C이다. 항공기 부품제작에 사용되는 주된 성형법으로는 오토클레이브 성형법(Autoclave Bonding), 필라멘트 와인딩(Filament Winding), 수지이송성형법(Resin Transfer Molding, RTM)이 있으며, 최근 Preform 성형의 문제점을 해결해 감에 따라서 RTM은 생산성이 높은 성형법으로 각광을 받고 있다.

서기 2000년 까지 미국내 선진 복합재료의 시장 규모는 37억 불에 이를 것으로 추산된다. 시장의 점유율을 높이기 위하여 새로운 재료를 개발하기 보다는 현재의 복합재료 시스템을 충분히 효과적으로 사용하는게 바람직하며, 물론 새로운 재료 시스템이 고성능 고생산성의 필요를 충족하면

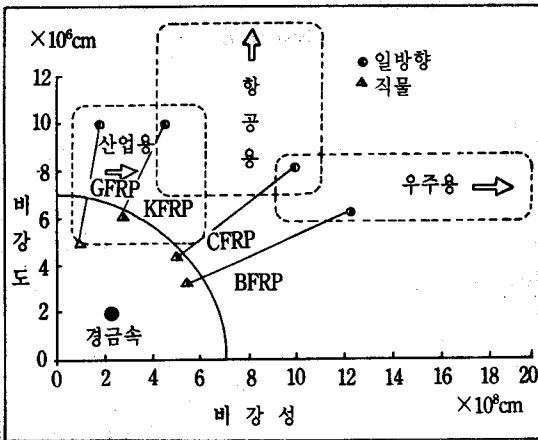


그림 1) 복합재료의 종류와 응용범위

충분한 시장 기회를 가질 것이다. 고생산성의 필요성은 열가소성 복합재료(Thermoplastic Composites)와 같이 제품 제작이 쉬운 복합재료와 연관되며 고성능의 필요성은 고온용 복합재료와 연관시킬 수 있다. 새로운 재료와 성형법의 개발 결과로 선진 복합재료의 급성장은 1990년대에 예측된다. 복합재료의 사용은 성능과 생산성으로 이어지는 중요한 이점을 가져다 준다. 예를들면 복합재료는 설계의 유연성과 복합재료의 물성을 재단할 수 있어서 새로운 설계개념을 실현시킬 수 있는 유일한 재료가 되기도 한다.

민수용 보다 군수용 항공기에 복합재료가 빠르게 적용되는 데는 재료의 선택에 가격보다는 탁월한 성능에 우선권이 주어지기 때문이다. 이에 반하여 민수용 항공기에 적용이 늦은 것은 금속

표 1) 미국의 항공/방산용 복합재료 시장규모

	1982	1987	1992	2000
(\$ million)				
Aircraft/aerospace				
Military	250.0	528.0	1,073.0	1,990.0
Commercial	48.0	121.5	280.5	910.0
Business	16.0	27.0	55.0	202.5
Helicopters	35.3	60.0	125.0	412.5
Missiles/rockets	22.5	37.0	65.0	127.5
Space and dev. programs	2.5	7.5	8.5	30.0
Total	374.3	781.0	1,607.0	3,672.5

Source: P-023N Advanced Polymer Matrix Composites, Business Communication Co. Inc.

가공 장비와 같은 막대한 기존 투자 때문이다. 현재 선진 복합재료의 가장 큰 시장은 군사용/항공용 인데 이는 향후에 계속될 추세이다. 복합재료는 군용항공기 구조의 10~15%를 차지하는 반면 민수항공기의 경우는 5% 이하이다.

2. 복합재료의 항공기 구조부품에의 적용

선진 복합재료는 항력의 감소, 조종성 향상/Stall 저항성, 레이더 관측으로 부터 안전성, 고속비행에 의한 내열성 등과 같이 점차 까다로워지는 미공

표 2) 서유럽 항공/방산용 복합재료 시장규모, 1987-1992

Fibre consumption	1987(Market share) tonnes per annum	1992(Market share) tonnes per annum	Average Growth % per annum
Carbon fibre	471.0(16%)	1607.0(31%)	28.0
Glass fibre	2116.0(72%)	2798.0(54%)	5.7
Aramid fibre	328.0(11%)	707.5(14%)	16.6
Other	15.0(1%)	38.5(1%)	21.0
Total	2930.0(100%)	5151.0(100%)	11.9

Source: IAL Consultants

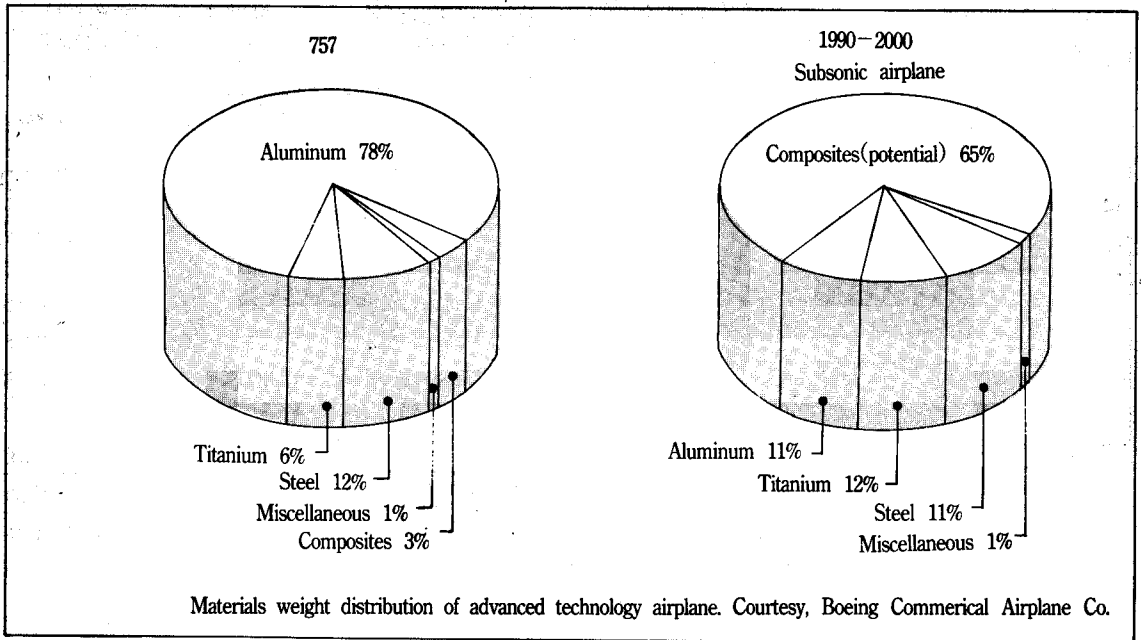


그림 2) 차세대 항공동체 재료 구성비

군의 고등전술 전투기(Advanced Tactical Fighter, ATF)와 같은 군용항공기의 성능요구 조건을 만족시킬 수 있다. 이 ATF는 구조무게의 50%가 복합재료이고, 듀퐁사의 Avimid K Polyimide 복합재가 1차 시제품에 사용될 예정이다. 복합재료의 민수용 항공기 시장 잠재력은 최초로 FAA 승인을 얻은 전 복합재 항공기(all composite aircraft)인 Beech Starship에서 찾아 볼수 있다.

항공기에 복합재 사용에 따른 또 다른 장점은 생산 공정과 부품수를 줄여서 최종 제품을 생산하는 부품의 일체성형(Parts consolidation)이다. 예를들면 보잉사의 실험 프로그램에서 11,000개의 금속 부품으로 구성된 헬리콥터를 1,500개의 복합재 부품으로 만듦으로써 90%의 연결용 부품을 제거할 수 있었다. 여기서 개발된 기술은 Boeing과 Bell Helicopter의 협력과제인 V-22 Osprey tilt-rotor 항공기의 제작에 응용되었다.

군용 항공기의 구조무게에서 복합재료가 차지하는 비율은 다음 10년간 25%까지 증가할 것이다. 헬리콥터 뿐만 아니라 차세대 고정익 항공기는 50%까지, 미래의 군용항공기 중 일부는 60%까지 복합재료 구조를 사용하리라 예측된다. 군용항공

기에서 복합재료가 알루미늄을 대체하는 양은 복합재료에서 있을 수 있는 개발과 가격 장기적 문제점 등에 관한 불확실성을 고려하면 20%에서 70% 사이의 구조무게에 해당하리라 예측된다. 2000대 ATF 이후 세대 전투기는 금속 강착장치를 제외한 전 복합재 구조(all-composite airframe)의 계획되어 있다.

전투기에 비하여 수송기는 복합재 사용이 뒤떨어져 있다. B-1B 폭격기는 구조무게의 5%, 세계 최대 수송기 중 하나인 C5-B는 거의 모든 구조가 금속으로 되어 있다. C130 Hercules 수송기를 대체하기 위해서 개발될 McDonnell Douglas의 C17 수송기는 원래 복합재료를 전혀 사용하지 않도록 설계되었으나 현재는 2차 구조물의 일부를 복합재료화 할 계획이다. McDonnell Douglas의 최근 계획으로는 C17수송기 한대당 15,000 파운드의 복합재료를 사용할 예정인데 이중 6,000 파운드는 아라미드섬유 복합재료로, 6,000 파운드는 탄소섬유 복합재료로, 나머지는 유리섬유 복합재료로 구성되어 있다. 이 수치는 가변적 목표이며 무게 감소가 주된 관심사이므로 일차 구조물에는 추가적인 복합재료의 사용이 고려되지 않지

현재는 금속제인 부품중 상당 부품이 복합재료로 귀착될 가능성이 많다.

복합재료를 제트엔진에 사용하는데는 기술적/성능면에서 해결되어야 할 문제가 많다. 엔진의 고온상황은 사용온도 범위 120°C 이내의 Epoxy 복합재료의 사용을 미리 배제하여야 한다. 열가소성 복합재료도 엔진의 압축기 부분의 사용온도를 견디지 못하므로 고온용 특성이 뛰어난 Bis-maleimide나 Polyimide와 같이 380°C 이상에서 사용할 수 있는 복합재료의 개발로 Titanium을 대체하게 될 것이다.

3. 복합재료 비행기 동체개발의 예

'90년 4월 미국 FAA(Federal Aviation Administration)은 FFT SC01 Speed Canard의 형식승인을 하였는데 이는 양산 되는 복합재료 Canard 비행기로서는 세계 최초의 일이다. 이 복합재료 비행기의 형식 승인 취득은 항공기 역사상 중요한 계기가 될 것이다. 왜냐하면 장거리, 고속비행을 위한 항공기의 주요시장이 열린 것이다. Speed Canard는 Burt Rutan의 Vari-Eze를 기초로 하여 Krauss와 Elzenbeck이 설립한 Gyroflug(현재는 FFT)에서 상용화 개발된 비행기다.

주로 유리섬유강화 플라스틱을 사용하였으나 Landing gear leg의 인장면에서는 Kevlar가 압축면에서는 탄소섬유가 일부 사용되었다. Curing은 금형내에서 60°C, 8시간, Post curing은 금형에서 꺼낸후 80°C, 15시간 처리하여 Vacuum Bag Molding으로 성형하였다. FAR 23 형식승인을 얻기 위해서는 일련의 특별조건을 만들어야 했는데 이는 원래의 Regulation에 복합재료의 경우에 대한 언급이 없기 때문이다. 최초의 FAA 형식 승인을 받은 복합재료 비행기인 Beech Starship의 경우에 비슷한 조건이 필요했으나 어느 의미에서는 두 개의 Spar를 갖는 Starship에 비해서 보다는 한 개만의 Spar를 갖는 Speed Canard가 더욱 엄격한 조건에 있다고 말할 수 있다.

Spar는 이중 T자형의 carbon roving의 플랜지로 구성되어 있다. FAA Spectrum을 포함하는 Kossira-Reiuke load spectrum으로 시험하였으며, 정하중

시험은 상온, 54°C, 72°C에서 한계하중(limit load)까지 스트레인 게이지를 장착하고, 변위를 측정하여 시험한다. 한 주기(12,000 시간)의 상온 시험후 상당한 충격 손상을 주고서 정하중 시험을 수행, 추가적 충격 손상을 수리한 후 상온, 54°C, 72°C에서 극한하중(ultimate load)까지 정하중 시험하였다. 두 주기의 정하중 시험을 추가적으로 수행함으로써 총 36,000시간이 소요된다. 날개를 45°C, 습도 85%에서 2,100시간 유지한 후 곧 이어서 상온과 72°C에서 극한하중까지 시험을 한다.

급박한 사고에 의한 손상을 가정하여 압축면의 탄소섬유 복합재 플랜지의 절반을 잘라내어 파괴시험을 실시한다. 최대 압축 변형도는 54°C, 400 MPa에서 설계 허용치 이내의 값을 보였다. 최대 강도는 한계하중의 1.5배인 금속제에 비해서 15%가 큰 극한하중의 1.725배로 설계되었다.

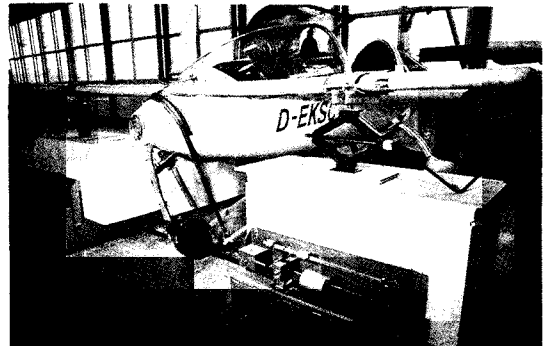


그림 3) 카나드의 비행전 지상 구조 시험 장면

4. 복합재료 구조물의 전산해석

고분자 복합재료의 설계해석은 고려되어야 할 많은 인자들로 인해서 친숙한 금속재료에 비하여 더욱 복잡하다. 더욱이 복합재료의 구조해석은 금속에 비해 어려워서 Closed form solution을 얻지 못한다. 동시에 구조해석의 동기는 복합재료가 대체하는 금속에 비하여 비싸기 때문에 이전보다 더욱 강하다. 추가적인 요소들은 복합재료에 대한 새로움, 즉 설계자가 이 새로운 재료에 대해 충분한 경험을 갖지 못한 때문이다. 이런 요인들로해서 전산해석이 필수적으로 복합재료 설계에 필요하다.

유한요소해석(Finite Element Analysis, FEA)의 가장 큰 이점은 시간과 경비 소모가 많은 시제품 제작 전 단계에서 제안된 설계의 성능을 가능할수 있다는 점이다. 설계 단계와 설계제작 비용을 감소시키고 최적 성능을 위한 미세 수정을 가능케 한다.

초기단계에서의 복합재료의 해석에 FEA가 사용될 때는 등방성 금속재의 해석에 사용된 코드(Codes)를 이용하는 것이었으므로 상당한 단점이 있었다. 이 해석은 직교이방성 재료 모델에 국한되었고 굽힘/인장 연계 성질(Bending/extension coupling)이나 횡전단항(Transverse shear terms)과 같이 고분자 복합재료 구조물의 중요한 특성들이 무시되었다.

지난 몇 해 동안 복합재료의 사용증대는 복합재료용 FEA의 발달을 가져왔으며 복합재료 해석의 적합하게 특별히 만들어지고 일반용 컴퓨터 코드도 개발되었다. 이런 프로그램은 횡전단변형, 회전관성, 재료의 이방성과 모든 굽힘/인장/뒤틀림/전단연계 성질을 고려한 전단변형 이론에 기초한 General isoparametric composite shell element가 특징이다. 일반적으로 이러한 복합재료 요소는 여타 요소(예를들면 보요소)와 함께 사용될 수 있어서 일부는 복합재료이고 일부는 기존의 재료로 된 구조의 해석이 가능하다.

제일세대 FEA Package들은 기하학적 비선형성만을 고려할 수 있었으나 더욱 중요한 물성의 비선형성은 이제 고려되는데 이 물성의 비선형성은 응력·변형도 관계가 기지 재료의 변형도에 영향을 받는 경우를 포함하고 있다. 제일세대 컴퓨터 코드는 탄소성 재료 모델과 변형이력 과정중(항복매개변수를 변경하는) Hill의 이방성 항복조건과 Bauschinger 효과와 인장 압축간 강도차를 고려하는 수정된 Hill의 이방성 항복조건등과 같은 항복조건을 갖는 복합재료의 비선형성을 고려할 수 있다. 제일세대 복합재료 FEA 코드는 Kirchoffs 이론에 따른 쉘요소에 기초로 두고 있어서 횡전단 변형을 고려하지 못한 반면 이세대 코드는 Mindlin 이론에 기초를 두고 있어서 일차전단 변형을 고려할 수 있고 층간 전단응력의 계산이 가능하다. 3차원 고체요소와 샌드위치 쉘요소는 복합재료

전산해석의 응용범위를 넓힐 수 있게 하였다. 3차원 샌드위치 쉘요소는 심재는 횡전단 변형과 면재는 인장/면내 전단 변형을 다룰수 있으며 면재는 적층복합재 심재는 직교이방성 재료를 포함하고 있고, 2장 이상의 면재를 갖는 다중심재나 비대칭 면재를 허용한다. 단성론에 기초한 3차원 고체요소는 길이에 비하여 두꺼운 구조물의 모델에 적합하다. 이 요소는 일정단면 또는 테이퍼 단면을 모델링 할 수 있으며 복합적층 구조물을 다룰 수 있어서 각 적층의 두께, 물성과 적층각이 다른 문제를 해결할 수 있다. 수직응력과 층간 응력이 모든 위치에서 정확히 결정되고 가장자리 효과(Edge Effect)를 포함하여 응력과 변위 변화를 예측할 수 있다.

구조 최적화는 기존유한요소 해석의 또다른 기능의 하나였으나 복합재료 유한요소 해석에는 최근 도입되었다. 좋은 설계를 위해서는 많은 시간을 요하는 반복적인 작업, 다시말해서 초기 설계/해석과 그 결과가 모든 설계요구 조건에 합당한지를 판별하여 개선된 설계에 의한 해석들이 필요하다. 복합재료의 최적화 문제에서는 각 적층의 두께와 적층각도가 설계 변수가 된다. 설계 조건(또는 설계 제한조건)의 실정이 필요하고 마지막 단계로 일반적으로 필요한 강도/강성을 지닌 경량의 최저가의 설계로 이어지는 구조물 무게의 최소화와 같은 목적함수(Objective Func-

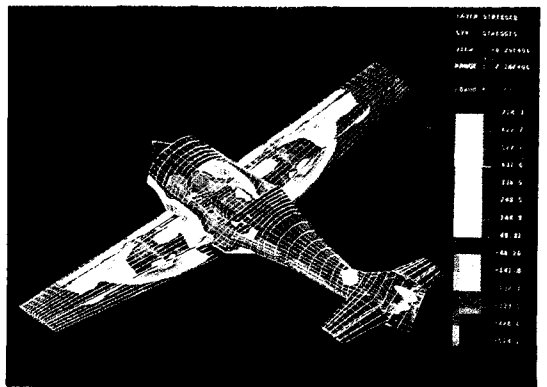


그림 4) 고분자 복합재료(PMC)로 만들어진 항공기에서 샌드위치 쉘, 쉘, 3차원 보 요소로 구성된 유한요소 해석에 의한 응력분포

tion)를 지정하는 것이다. 복합재료의 최적화는 기존 재료에 비하여 부가적인 변수 즉 재료의 이방성을 보이는 적층방향으로 인하여 설계과정이 복잡해진다.

이상과 같은 복합재료용 코드를 갖고 있으며 대형 컴퓨터 뿐만아니라 개인용 컴퓨터까지 설치될 수 있는 상용프로그램으로는 NISA와 ANSYS 등이 있다.

5. 국내현황과 맺음말

국내의 항공기용 복합재료 부품의 생산은 불과 몇년의 짧은 경륜에 불과하여 현재 우리나라의 항공산업은 해외 유명 항공사의 부품을 설계도면과 수입자재로 부터 노동력을 가미하여 수출하는 하청생산 단계에 있다. 그중에는 전투기의 Ventral Fin, 여객기의 Engine Cowling, Engine Nose Cone 등이 있다. 국내 항공산업에서 고부가가치의 창출을 위하여는 부품의 개발수주에 응할 수 있는 설계/생산 기술을 갖추어야 한다. 최근에는 설계/생산 기술의 자립을 위하여 국내 항공업체에서 MD-11 Spoiler의 개발생산 형태의 수주, 국산훈련기의 Aileron의 복합재료화 개발, 정부출연 연구소의 복합재료 Transmission, 항공기용 경량 압력용기의 개발, RTM을 이용한 항공기용 정밀 부품생산 기술등은 설계를 포함한 복합재료 부품개발의 훌륭한 시도로 평가된다. 아울러 국내 Prepreg 업체와 Honeycomb 생산업체가 외국 항공사의 품질인증을 얻으므로써 국내 복합재료

항공기 부품생산에 경쟁력을 강화 시키는데 도움이 될 것이다.

참고문헌

- [1] R. A. Sarague, "Future Aerospace-Materials Directions," *Advanced Materials and Processes*, Jan. 1988.
- [2] Tom Rhodes, "History of Airframe : Part I-IV," *Aerospace Engineering*, May-Oct. 1989.
- [3] Deborah Hargreaves, "Beech Rolls out the Composite Starship," *Materials Edge*, Sep./Oct. 1988.
- [4] James H. Brahney, "Composites : Helicopters Leading the Way," *Aerospace Engineering*, May 1989.
- [5] Ian Parker, "Certificating the Speed Canard," *Aerospace Composites and Materials*, Sep./Oct. 1990.
- [6] N.-Satry Putcha, "FEA Eases Composites Design," *Advanced Materials and Processes*, Sep. 1990.
- [7] Suzanne Witzler, "The C-17 Program : A Big Consumer of Composites," *Advanced Composites*, May/June 1988.
- [8] "Forecast '89 : An Industry Report : Breaking with Tradition," *Advanced Materials and Processes*, Jan. 1989.
- [9] 한국기계연구소 복합재료실, "복합재료 압력용기 개발"
- [10] 한국기계연구소 복합재료실, "항공기용 복합재료 Transmission Shaft 개발"