

항공, 우주용 복합재료 응용



김 병 선

(재료기술연구부
복합재료그룹)

- '72-'76 미국 Grinnell College, 물리학과 학사
- '76-'78 미국 Washington University, 기계공학과 학사
- '78-'80 미국 Washington University, 기계공학과 석사
- '86-'90 미국 Missouri-Rolla 대학교, 기계공학과 박사
- '91-'92 한국기계연구원 복합재료실
- '92-현재 한국기계연구원 책임연구원



김 태 옥

(재료기술연구부
복합재료그룹)

- '79-'83 서울대학교 공과대학 항공공학과 학사
- '83-'85 서울대학교 대학원 항공공학과 석사
- '85-현재 한국기계연구원 선임연구원

1. 서 론

복합재료는 비강도와 비강성이 클 뿐만 아니라 공기 역학적인 특성 및 내부식성, 내피로, 난연성이 우수하여, 경량화가 주요 설계인자인 항공기 구조에 이상적인 재료라고 할 수 있다. 또한, $-157^{\circ}\text{C} \sim 121^{\circ}\text{C}$ 로 매 90분마다 변하는 우주환경에서 최소 열변형, 치수 안정성 등의 요구를 만족시킬 수 있는 적합한 재료는 섬유강화 복합재료로 알려져 있다. 항공기에 사용된 고분자 복합재료를 보강섬유별로 나누면, 유리섬유, 아라미드섬유, 보론섬유로 나눌 수 있으며, 비강도의 요구조건이 큰 항공기에는 주로 고강도 탄소섬유와 아라미드섬유가, 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 한계가 120°C 이며, 고생산성의 가능성이 보이는 PEEK와 같은 열가소성 복합재 사용온도는 210°C , Polyimide, BMI와 가튼 고온용 수지는 사용온도 범위가 380°C 이다. 항공기 부품제작에 사용되는 주된 성형법으로는 오토클레이브 성형법(Autoclave Bonding), 필라멘트 와인딩(Filament Winding), 수지 이송성형법(Resin Transfer Molding, RTM)이 있으며, 최근 Preform 성형의 문제점을 해결해 감에 따라 RTM은 생산성이 높은 성형법으로 각광을 받고 있다.

서기 2000년 까지 미국내 선진 복합재료의 시장규모는 37억불에 이를 것으로 추산된다(표 1). 시장의 점유를 높이기 위하여 새로운 재료를 개발하기 보다는 현재의 복합재료 시스템을 충분히 효과적으로 사용하는게 바람직하며, 물론 새로운

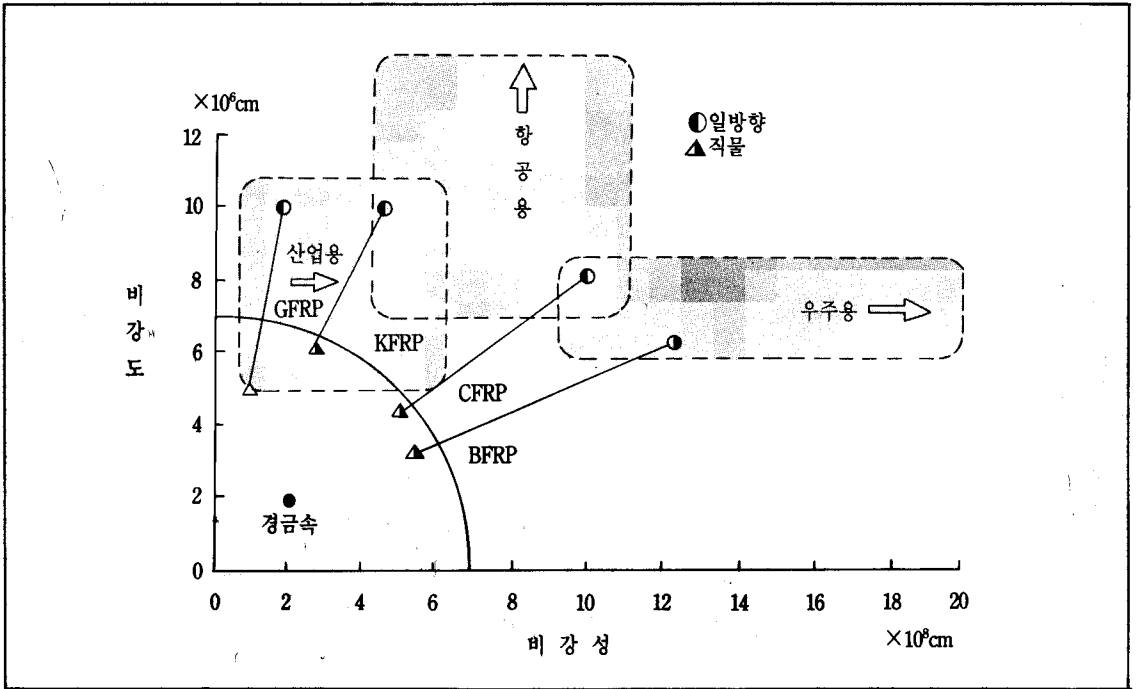


그림 1. 복합재료의 종류와 응용범위

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.

재료 시스템이 고성능 고생산성의 필요를 충족하면 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.

민수용보다 군수용 항공기에 복합재료가 빠르게 적용되는 데는 재료의 선택에 가격보다는 탁월한 성능에 우선권이 주어지기 때문이다. 이에 반하여 민수용 항공기에 적용이 늦은 것은 금속가공 장비와 같은 막대한 기존 투자 때문이다. 현재 선진 복합재료의 가장 큰 시장은 군사용/항공용인데 이는 향후에 계속될 추세이다. 복합재료는 군용 항공기 구조의 10~15%를 차지하는 반면 민수항공기의 경우는 5% 이하이다.

2. 항공기 구조물

세계적으로 최근 군용 항공기 개발 계획에 관련되어 예산이 삭감되고 있지만 복합재료를 생산 공급하고 있는 회사에서는 이 여분의 재료를 처

리하기 위해 새로운 시장 발굴 등 민간 항공기에 적용하도록 추진하고 있다. 첨단 재료 부분에서 가장 큰 비중을 차지하고 있는 분야는 고분자 복합재료인데 이러한 재료의 개발은 국방 및 항공우주산업 분야에서 가장 활발히 추진되고 있다. 이 분야에서 고분자 복합재료의 증가율은 매년 15%에 이른다. 다음의 내용은 최근의 잡지 등에 소개되어 있는 군사용 항공기와 민간 항공기의 고분자 복합재료 개발에 대하여 정리한 것이다.

2.1 민간 항공기

2.1.1 Airbus사

유럽의 Aerospatiale(프랑스), CASA(스페인), British Aerospace(영국) 및 Deutsche Airbus(독일)로 구성된 콘소슘인 Airbus사는 복합재료를 민간 항공기에 많이 응용하고 있는데 그 비율은 꾸준히 증가하고 있다.(표 2) 1985년 이후의 모든 기종에서 Brake는 카본/카본 복합재료로 사용되고 있으며 load-bearing 구조에 아라미드 섬유는 사용치 않고 있다. Airbus 참여 회사들은 동체와 날개도 복합재료로 응용하기 위해 계속적으로 연구하고 있다.

표 2. Airbut 항공기의 복합재료 사용부품 및 사용율.

기종	주요 사용부품	사용율 (%)	발간 년도
A300-600		4.5	
A310	C/Ep(toughened) : vertical stabilizer	8.01	1985
A320	C/Ep : vertical & horizontal stabilizer	15.0	1994
A330	C/Ep : fairing, moving surface, leading gear door, floor panel, vertical & horizontal panel	13.0	1993
A340	C/Ep : vertical & horizontal tail, all control surface, all fairing, floor panel, nacelles, access door	13.0	1993

2.1.2 보잉사

보잉사는 그 이전의 기종에서는 3%정도이던 복합재료의 비율을, 새로이 개발되고 있는 777 기종에서는 10%로 늘릴 계획이다. Tail을 C/Ep로 대체함으로써 15~20%의 무게감소를 가져오고 내부식성, 공기 역학성이 향상 되었으며 표면 충격시 손상 부위를 쉽게 알아낼 수 있는 잇점이 있다. 그 외 복합재료가 응용되는 주요 부품은, 그림 2에서 보는 바와 같이

C/Ep(toughened) : vertical & horizontal tail stabilizer, floor beam

C/Ep : tail rudder & elevator, inboard & outboard flap, flaperon & aileron, nose gear door, wing & main landing gear door, engine cowling

Glass/C/Ep : fairing

C/C : brake

등이며, 외부구조는 아라미드 섬유를 사용치 않고 있다. 그리고 대부분의 공정은 (예를 들어, layup, forming, machining, inspecting 등) 비용 절감을 위해 자동화되어 있다.

2.1.3 더글라스사

새로이 계획된 MD-12X 기종에서는 많은 양의 복합재료가 대체될 것이다(그림 3) 비용이 가장 문제가 되고 있어 NASA ACT 계획하에 일차 구조물용으로 prepreg와 autoclave가 필요없는 제조방법을 개발 중에 있다. 이 방법은 fiber를 배열한 후 skin plank에 stitch하여 일체화하고 stiffening 부품을 다시 이것에 stitch하여 3차원 구조를 만든다. 그 뒤 이 성형체는 수지침투 한후 경화시킨다. 우선 wing 제작에 응용되고 있는 이 방법은 재료비와 노동력을 크게 감소시킬 수 있다. 더글라스사는 2차 구조물용 복합재료의 현재 기술은 구식의 제조방법과 설계개념에 의존하고 있기 때문에 새로운 기술개발이 필요하다고 한다. 또한 1996년에 처음으로 모습을 드러낼 MD-XX 기종에는 복합재료가 일차 구조물에도 많이 응용될 것이며, 비율은 35~40%로 늘어날 것이라고 보고 있다.

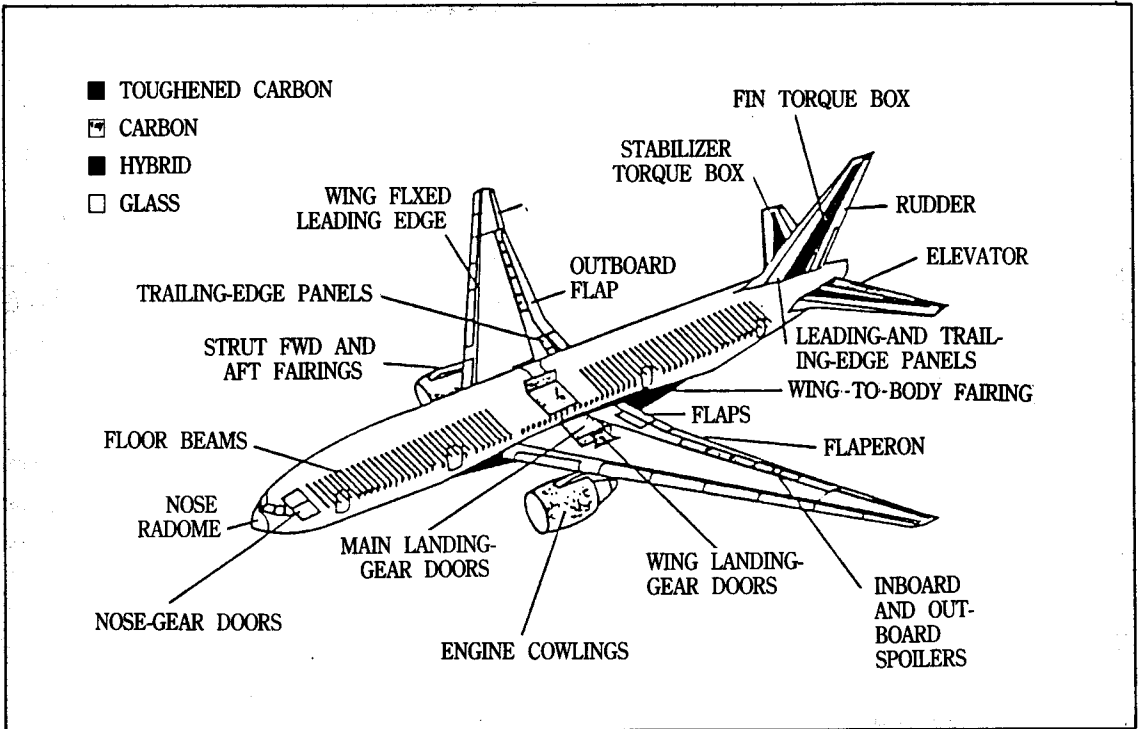


그림 2. 보잉 777기의 복합재료 구조물[5]

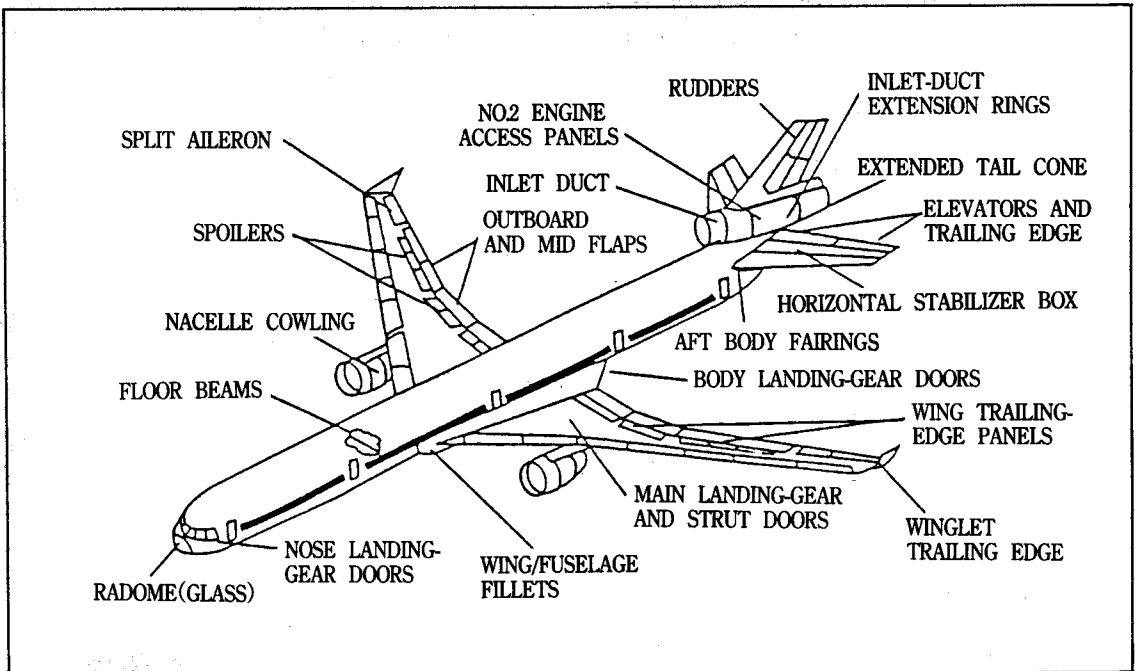


그림 3. 더글라스사 MD-12X기의 카본/에폭시 복합재료 구조물[5]

Airbus사와 Boeing사는 다음 세기에 600~800 좌석의 점보 비행기 생산을 고려 중에 있다. 현재로서는 단지 개념적 단계이지만, 설계에 엄청난 변화가 예상되어 매우 높은 복합재료 구성비가 요구될 것이다. 왜냐하면 그 정도 크기의 항공기에는 무게 감소가 매우 중요하기 때문이다.

2.2 미국의 군사용 항공기

현재 진행 중이거나 계획하고 있는 군사용 항공기 개발 계획이 표 3에 나타나 있다. 예산 삭감으로 인하여 이 중 어느 것이 진행될 지최소가 될지는 알 수 없으나 복합재료를 사용하는 부품 및 비율이 표에서와 같이 크게 증가될 계획이다.

고분자 복합재료, 금속 복합재료 및 세라믹 복합재료 등의 첨단 재료 개발의 목표는 구조용 재료와 고온용 및 방탄용 재료 분야에 중점을 두고 있다. 그 중 중요한 계획으로는 항공기 구조용에 쓰이는 고온용 고분자 개발, 고분자 복합재료 생산에서 40%의 생산비 절감, 그리고 손상된 구조를 스스로 검사하기 위해 복합재료에 내장되는 센서의 개발이다. 기존의 항공기에 복합재료 응용을 늘이는 것은 부품의 관리 및 보수면에서도 비용의 절감을 가져올 수 있으며, 이를 위해서는 설계와 생산에서 자동화된 섬유배열 방법이나 RTM(Resin

Transfer Molding)기법 및 저가 재료의 개발과 같은 전반적인 새로운 기술이 요구된다. 이러한 노력이 진행되고 있는 것이 맥도넬 다글라스사의 F/A-18 E/F 호넷 개발 계획인데, 초기 A/B모델에서 알루미늄 rib과 span위에 C/Ep 층을 입힌 구조를 날개와 stabilator 및 trailing-edge flap에 사용하였으며 E/P모델에서 F-15 Eagle 전투기를 대체하기 위한 F-22에서는 26%의 복합재료가 사용될 계획인데(열경화성 수지: 22%, 열가소성 수지: 4%) 고생산비 때문에 이 숫자는 초기 개발 단계의 35%~40%보다 감소했다. Access door와 skin용으로 low-impact 에너지에서 tough한 BMI를 개발하여 성능 향상과 무게감소를 가져왔다. 또한 이 개발 계획에서는 고분자 복합재료, 금속복합재료 그리고 세라믹 복합재료를 이용한 부품개발로 항공기의 엔진 수명과 엔진 용량을 증가시켰으며, 특히, 터빈 냉각기술은 현재로서는 고온부품이 저온 것의 반밖에 되지않던 것을 동등한 수준으로 끌어 올릴 수 있게 되었다. 최고온도 700~800°F 온도 범위에서는 Titanium/Aluminide와 같은 금속 복합재료를 사용할 계획으로 있다. 고온 및 저온용 세라믹 복합재료는 combustor panel, rotor disk용 ring, 그리고 turbin exhaust system에의 사용 가능성을 조사하고 있다. 카본/ 카본 복합재료는 엔진 배기 노즐에 사용할 계획이다. A-6 intruder를 대체할

표 3. 복합재료를 사용한 군사용 항공기 개발사업

기종	사용처	복합재료부품	사용비율
F/A-18E/F Hornet 전투기	해군, 해병대	C/Ep : wing skin & structure C/BMI : fuselage skins	23%
F-22 전투기	공군	C/BMI : skins, ducts, frames, bulkheads C/Polyimide : wing components C/Ep : primary structure	26-27%
A/FX C 전투기 (항공모함용)	해군	C/Ep : all-composite fuselage	30-50%
V-22 Osprey Tiltrotor	해군, 해병대	C/Ep : primary structure S-2 GI/Kevlar : rotor	51%
RAH-66 코만치 헬리콥터	육군	C/Ep : primary structure, main rotor	47%
C-17A 수송기	공군	Large tail cone, winglet skins, fairings and covers, control surfaces	6%

A/FX 전투기의 개발 계획은 bulkhead, duct 및 관련 부품으로 일체화된 동체의 설계와 제작을 시도하고 있는데, 현재까지는 제작비면에서 어려움이 따른다고 한다.

헬리콥터 개발 계획으로, V-22 Osprey Tiltrotor에서는 일차 구조물에 51%이상의 C/Ep가 사용되고 rotor blade에는 honeycomb 위에 유리섬유/아라미드 섬유/에폭시 복합재료가 사용된다. 이 기종에서의 복합재료는 empty-weight 요구조건과 일차 구조물의 강성조건을 만족시켜 주며 과도한 피로와 진동을 없애준다. Wing torque box에서는 wing의 끝에서 끝까지 각 stringer 아래에 일방향 카본 섬유로 보강함으로써 현저한 무게 감소를 가져왔다. AH-64D Apache/Longbow 헬리콥터에서는 extended bay, driveshaft 덮개, 수직날개의 leading & trailing edge에 15%이상의 C/Ep 및 Glass/Ep 복합재료가 쓰이고 있다. RAH-66 코만치 헬리콥터에서는 일차 구조물의 50%에 유리, 케블라, 카본 섬유와 toughened 에폭시 및 BMI 복합재료를 사용하고 있으며 저관측성, 낮은 손상 허용범위가 장점이며, 전자기/핵/생물학적/화학적 반응에 대한 저항력이 뛰어나다. 또한 modular cocured subassembly에 의한 공정 개발로 부품수와 조립단가를 낮추었다. C-7A 수송기에서는, large tail cone, winglet skin, fairing cover 그리고 wing-control 표면 등에 C/Ep가, wing flap과 고온 부위에는 BMI가 사용되고 있다.

3. 우주용 구조물

인공위성 등의 우주 구조물은 우주 환경에서 산소원자(AO : Atomic Oxygen), 자외선(UV : Ultraviolet Radiation), 열적 반복(Thermal Cycling), 고진공, 유성이나 우주 부유물에 의한 충격 등의 분위기에 놓이게 된다. 또한 추진 로켓에 의해 지상에서 우주궤도로의 진입시 구조물의 강도 및 강성도 면에서 매우 극심한 조건에서 처하게 될 뿐만 아니라 발사 비용을 절감하고 적재 하중을 최대한 높이기 위해 구조물의 경량화는 절실히 요구된다.

고분자 복합재료(Polymer Matrix Composites)는

비강도 및 비강성도의 기계적 특성과 열적 특성이 기존에 사용된 금속재료에 비해 높을 뿐만 아니라 다양하게 요구되고 있는 여러하중 조건에 대한 설계 유연성을 지니고 있으므로 우주 구조물의 40%이상에 사용되고 있다.

본 고에서는 우주 구조물이 처하게 되는 여러 가지 우주 환경에 대해 알아보고 고분자 복합재료의 우주 구조물에서의 응용에 대해 살펴보고자 한다.

3.1 우주 환경

우주 구조물에 사용되는 고분자 복합재료에 미치는 거의 대부분의 환경 영향은 AO 부식에 의한 재료 손실이라 할 수 있는데, 고분자 복합재료에서의 부식은 현격한 기계적 특성 저하를 야기시킨다. AO의 영향은 11년의 태양주기에 대해 1.2×10^{20} 에서 5.0×10^{22} Atoms/cm² 정도로 추정되며 NASA LDEF(Long Duration Exposure Facility) 실험(그림 4)에 의하면 저고도에서의 AO 영향이 절대적으로 높음이 확인되는데, 1 Atom 당 손실되는 부피의 양인 반응효율(Reaction Efficiency)면에서 고분자 복합재료를 평가해 보면, 알루미늄은 거의 존재하지 않는 반면 Carbon/Epoxy는 26×10^{-24} cm³/Atom으로 상당히 높다. 고분자 복합재료의 30년 동안의 AO에 의한 두께 감소량은 약 130 mil 정도로 매우 높기 때문에 결국 구조물의 성능 저하의 요인이 된다. AO의 영향을 막기 위해 고분자 복합재료의 표면에 코팅 처리를 해야 하며, 2 mil 정도 두께의 알루미늄으로 코팅하는 것이 적합하다. 그러나 유성이나 우주공간에 떠있는 부유물의 충돌에 의해 코팅재료가 파괴될 수 있고, 이로 인해 그 효과를 상실할 우려가 있다.

우주공간에서 무시될 수 없는 환경의 하나는 자외선(Solar UV)이라 할 수 있는데, 미국, NASA의 LDEF 실험에 의하면, 1984년 4월에 시작하여 1990년 1월, 끝날 때까지 약 5년 9개월동안 처음의 고도 482 km에서 회수될 때의 고도 340 km까지 머물면서 LDEF는 UV를 지구쪽면에서는 4,500 시간, Leading과 Trailing 끝에서는 11,000 시간, 우주쪽면에서는 14,500 시간을 받았다고 한다.

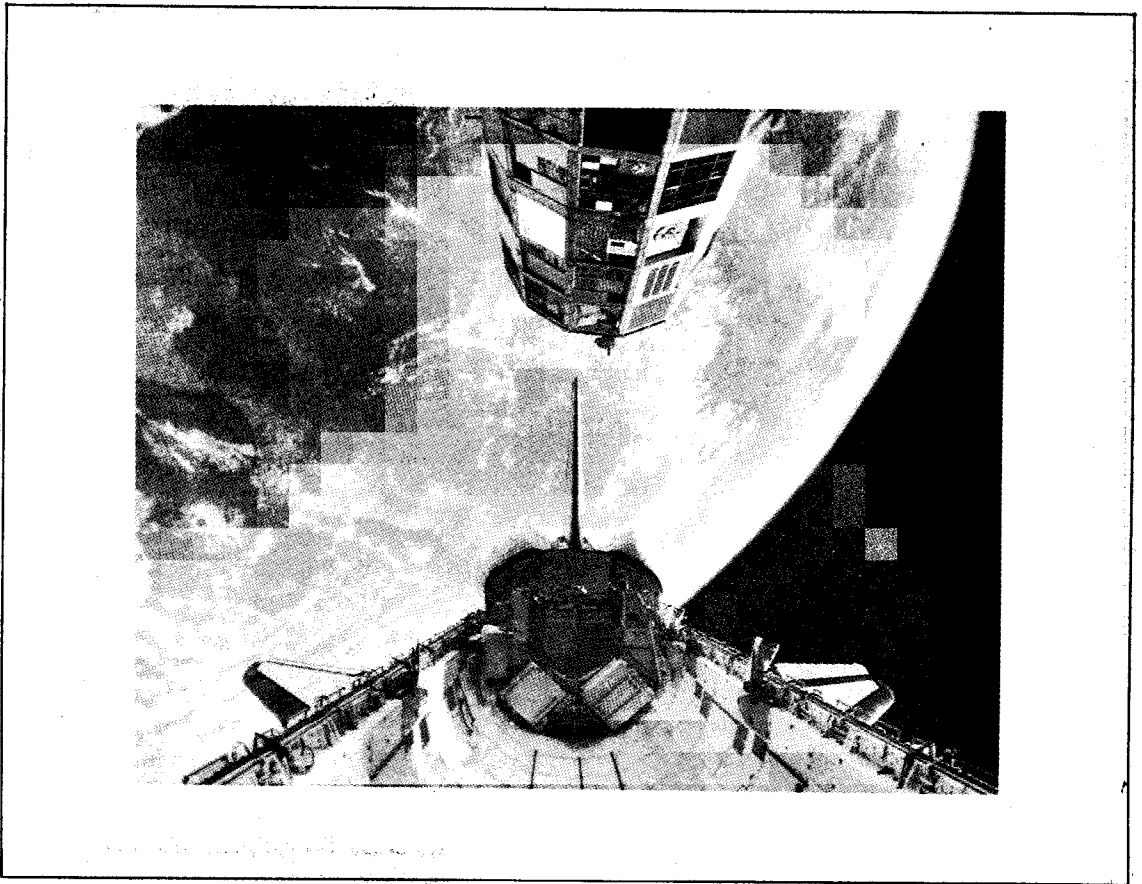


그림 4. LDEF

UV는 우주구조물의 색깔을 변화시키고 이로 인해 광학적 특성을 저하시키므로 UV에 의한 재료의 특성 저하를 방지하기 위해 코팅처리를 해야한다. 표 4는 LDEF 실험중 고분자 복합재료의 AO와 UV 영향을 나타낸 것이다.

LDEF 실험의 경우, 5년 9개월의 비행 중 우주공간에서는 유성이나 우주 부유물에 의한 충돌로 인해 35,000개의 구멍(Crater)가 생겼고, 이중 3,100개 이상의 구멍은 직경이 0.5 mm 이상이었으며, 직경이 5.25 mm나 되는 큰 구멍도 있었다. 우주 구조물에 이와같이 충돌에 의해 물리적으로 많은 손상을 받을 우려가 있으며, 이러한 손상은 강도 및 강성도 등의 기계적 특성의 저하를 가져오며, 치수안정성면에도 문제를 낳기 때문에 이에 대해 설계시 미리 고려되어야 한다.

인공위성 구조물은 우주 공간에서 반복적으로 태양에 노출되므로 극심한 열적 피로를 받는다. 태양에 노출되었을 때의 온도는 약 130 °C이며, 궤도상에서 지구의 그림자나 다른 위성의 구조물에 가려 태양광을 직접 조사받지 않을 때는 약 -170 °C 정도로 약 300 °C의 온도 차가 생기며, 또 우주 공간에서 사용되는 반사경은 135 W/m²의 태양에너지를 받는 앞면과 우주공간으로 열을 방출하는 뒷면에서도 큰 온도 차가 생긴다. 이러한 경우 온도 차이에 의한 구조물의 열변형 뿐만 아니라 180,000회 이상(30년 주기의 경우)의 열피로도 받게 되므로 경량, 고강성의 특성 이외에 열팽창계수가 낮은 재료를 사용해야 한다. 재료가 열피로를 받게 되면 미세한 균열을 유발하게 되고 전체적인 구조물의 성능을 저하시키는 요인이 될

표 4. 고분자 복합재료의 AO와 UV 영향

Atomic Oxygen Fluence (Atoms/cm ²)	Solar Radiation (Equivalent Sun Hours)	Composite Materials
8.99 × 10 ²¹	11,200	5208/T300, 934/T300*, P1700/C300*, P1700/C300, 930/GY70, CE-339/GY70, F263/T50, 934/T50, X904B/T50, E788/T50, 3501-5A/HMS, E788/C6000, 934/HMF176, CE-339/E-Glass, F593/P75, 934/P75, 934/T300, P1700/T300, PMR-15/C6000
8.43 × 10 ²¹	10,700	Epoxy/Fiberglass
7.15 × 10 ²¹	9,400	934/HMS, 934/P75s, P1700/HMF, EPOXY/S-Glass, X904B/GY70, 350105A/HMS, X905B/E-Glass, X-30/GY70*, CE-339/GY70, CE-339/P75S, 934/P75S, 934/GU70, P1700/W722*, V378A/T300, 5208/T300*, P1700/T300*, PES/T300*, Polyimide/C6000*, 934/T300*, 3501-6/AS, P1700/T300, PMR-15/C6000, LaRC 160/Graphite
3.39 × 10 ²¹	7,100	F178/T300, PMR15/C6000
1.33 × 10 ²¹	6,800	934/T300, 5208/T300, SP288/T300, SP328 Kevlar®, Epoxy, SP290 Boron/Epoxy, 5208/T300 Interleafed w/Kapton
2.92 × 10 ¹⁷	7,400	934/T300, LaRC 160/C6000
1.32 × 10 ¹⁷	11,100	CE-339/GY700, F263/T50, 934/T50, X904B/T50, E788/T50, 3501-5A/HMS, E788/C6000, 934/HMF 176, CE-339/E-Glass, F593/P75, 934/P75, 934/T300, P1700/T300, PMR 15/C6000, 934/GY70, V-108/Kevlar : , V108/T300, V108/GY70, V108/G837
9.60 × 10 ¹²	8,200	Carbon/Carbon, Epoxy/Graphite, Epoxy/Kevlar [®] , Epoxy/Glass(all mounted internally)
2.31 × 10 ⁵	10,500	X-30/GY70*, CE-339/GY70, CE-339/P75S, 934/P75S, 934/GY70, P1700/W722*, V378A/T300
*Some of these specimens flown with protective coatings.		

수 있다. 그림 5는 여러가지 온도 차에 의해 발생된 고분자 복합재료(T300 graphite/934 epoxy)의 미세균열 밀도 및 분포를 나타낸 것이다. 인공위성 안테나의 경우, 열팽창계수의 차이로 인해서 구조물 형상을 아주 작게 변형시킬수 있는데, 이러한 미세한 변형으로 인하여 지구로 전송하는 신호를 크게 왜곡시킬 수 있다. 미국의 NASA Programme중의 하나인 ACTS(Advanced Communication Technology Satellite)의 경우, 안테나의 반사경의 정밀도가 0.058 mm이내 이어야 하므로 열변형은 아주 심각하게 고려될 부분이다. 고분자 복합재료에 사용되는 탄소섬유는 길이방향으로 열팽창계수가 0에 가까운 음의 값을 갖고 있는데 탄소섬유 보강 복합재료의 섬유방향을 적절히 잘 조절하여 설계하여 구조물을 제작하면 구조물 전체 혹은 일부를 열팽창계수가 0인 재료를 사용할 수 있게 되므로 열변형에 의한 치수안정성 및 열피로를 해결할 수 있다. 우주 구조물이 미치게 되는 우주 환경은 이 외에 Particle Radiation, 오염(Contamination), 고진공 등을 들 수 있으며, 그림 6은

LEO에서의 우주환경과 이로 인한 고분자 복합재료에의 영향 및 설계시 고려해야 할 사항 등을 나타낸 것이다.

3.2 우주구조물의 응용

우주 구조물 응용에 있어서의 고분자 복합재료의 잇점은

- 무게절감 : 발사비용을 줄일 수 있고, 적재하중을 증가시킬 수 있음.
- 열팽창계수에 대한 설계 유연성 : 치수안정성을 지닌 구조물을 제작할 수 있음.
- 높은 강도 및 강성도

라고 요약될 수 있다. 복합재료 적층판의 특성은 보강섬유와 수지의 종류 및 적층 구조에 따라 변할 수 있어서 기계적, 열적 특성을 광범위하게 조절할 수 있으므로 우주 구조물중 트러스 구조물, 프레임, 붐(Boom), 솔라 어레이 및 모노코크 셸 구조물 등에 다양하게 응용될 수 있다.

Carbon/Epoxy 복합재료는 기존의 알루미늄에

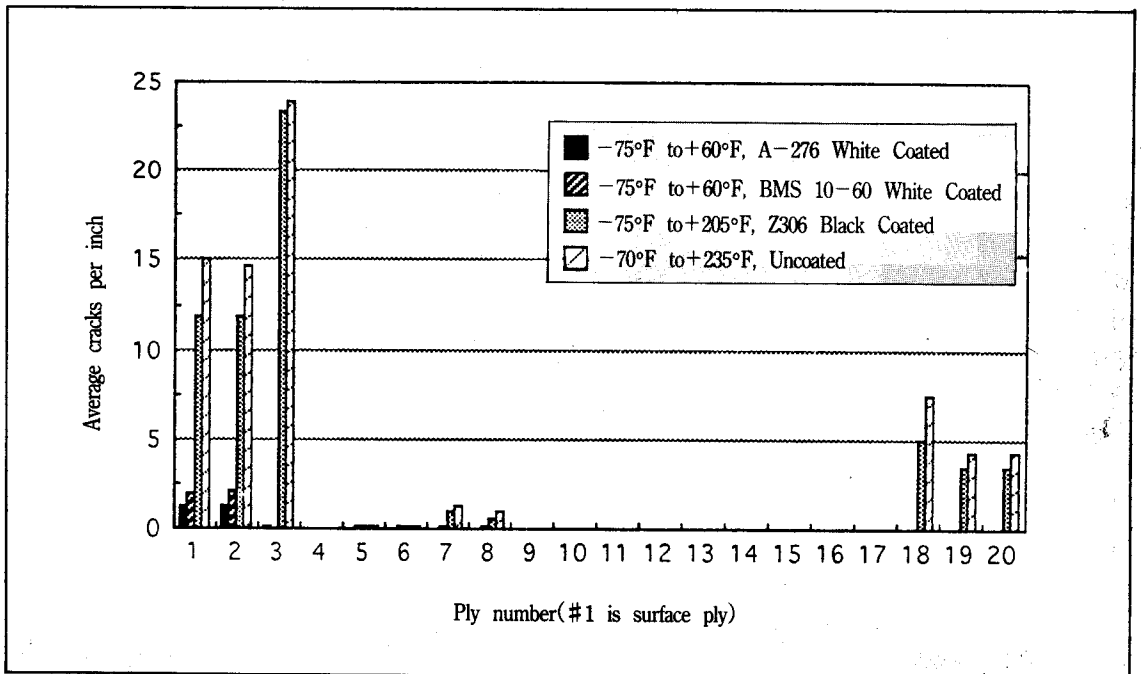


그림 5. 온도 차에 의한 고분자 복합재료 미세균열 및 분포

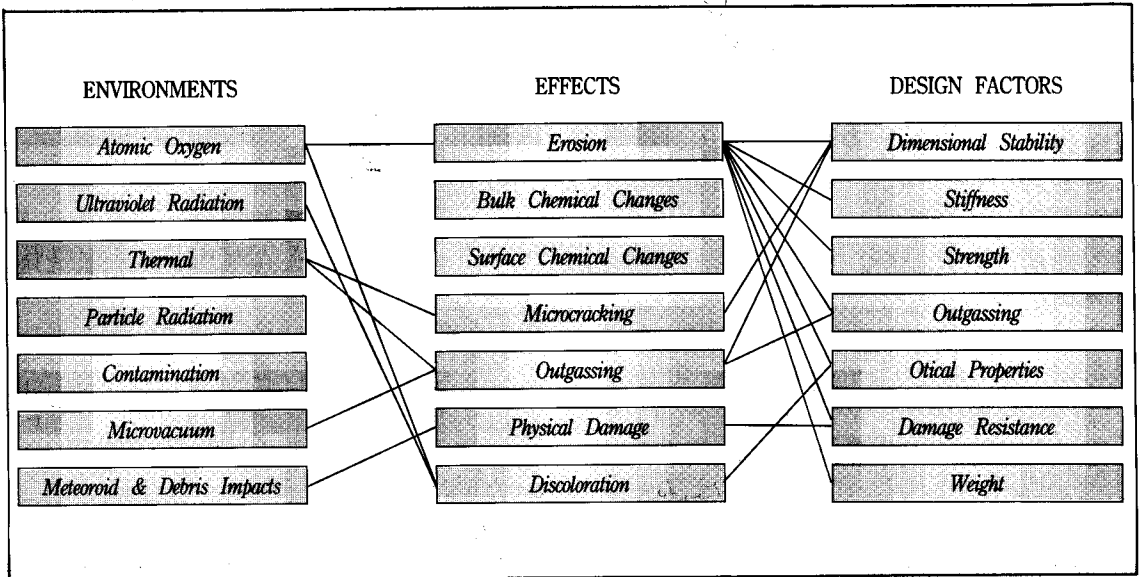


그림 6. LEO에서의 환경, 재료의 영향, 설계변수

비해 경량이면서 강도 및 강성도가 높을 뿐만 아니라 열팽창계수를 제어할 수 있으며, 치수안정성면에서 유리하므로 우주구조물 장치 지지 트러스 및 스트럿, 솔라 어레이, 안테나 구조물 등에 주로 사용되어 왔다. 셔틀 1대당 비행에 드는 비용이 약 250만불 소요되며, 적재하중면에서 보면 1kg 무게 절감에 대해 1300-2800불의 경비를 줄일 수 있으므로 Carbon/Epoxy 복합재료의 우주구조물에의 응용은 비용적인 측면에서 많은 잇점이 있다. 이와같이 열경화성 수지 복합재료는 15년 여동안 응용되어 온 반면, 열가소성 수지 복합재료는 우주 구조물에 응용하기 위해 현재 개발되어 시험중에 있고, Carbon/Carbon 복합재료는 개발중에 있으며, 금속복합재료나 세라믹 복합재료는 개발 초기 단계에 있다. Carbon/Epoxy 복합재료 응용 사례는 매우 많은데, Hughes Aircraft에서는 지지용 트러스 구조물과 각종 하니컴 샌드위치 구조물의 면재를 알루미늄에서 Carbon/Epoxy로 대체하여 무게와 비용을 절감했으며, FACMS(Flexible Automated Composite Manufacturing System)을 개발하여 부품 가공 및 삽입물(Insert)과 부형장착을 위한 자동화를 피하였다. Carbon/Epoxy 복합재료의 낮은 열팽창계수로 인한 치수안정성

등의 열적 특성이 우수한 점을 이용하여 UARS(Upper Atmosphere Research Satellite)의 1차 구조물로 사용된 것도 빠질 수 없는 사례라 할 수 있다. Aramid/Epoxy 복합재료의 경우, 인공위성 안테나를 Nomex 하니컴 코아와 Aramid/Epoxy 면재를 사용하여 샌드위치 구조물로 제작함으로써 치수안정성을 높였다. 또한, 솔라 어레이를 Aramid/Epoxy 샌드위치 구조물화함으로써 무게를 기존의 40%이하로 절감하였다.

우주정거장에 사용되는 트러스빔들은 열가소성 수지 복합재료인 Carbon/Polysulfone을 인발성형(Pultrusion) 공법으로 제조된다. 열경화성 수지 복합재료와는 달리 성형공정이 짧고, 다루기가 용이한 Carbon/Polysulfone은 점도가 낮고, 보강섬유와의 접착력이 높으며, 내충격성이 우수하다. 또한 열가소성 수지 복합재료는 열경화성 수지 복합재료가 파괴되기 직전의 연신율이 0.5-0.7%에 비해 2.0-3.0% 정도로 높으므로 기지재료를 변화시키므로써 복합재료의 우주 구조물에의 응용 범위를 보다 확대할 수 있다. 우주 구조물에 사용되기 위해 특별히 개발된 열가소성 수지 복합재료인 Glass/Polytetrafluoroethylene(PTFE)는 1.2% Creep(23°C), 6% Creep(150°C)의 특성을 지니고

있는데, 최대연신을 1.5%, 12%의 Creep 특성의 설계기준을 가진 RMS(Remote Manipulator System)에 충분히 만족할 수 있다. RMS는 우주정거장을 건설하기 위해 필요한 15 m 가량의 서틀 전자제어식 팔인데 길이가 18 m, 직경이 4.6 m로, 무게 2,950 kg까지의 우주 적재물을 실을 수 있는 대형구조물이다. 개발된 이 PTEE는 수분 흡수가 거의 없고, 열적으로 매우 안정되어 있을 뿐만 아니라 타재료와는 달리 Outgas가 거의 없는 장점을 지니고 있기 때문에 RMS 응용에 가장 적합한 재료이다.

화성 정복은 SEI(Space Exploration Initiative)의 최근 개발 추진 중인 우주계획인데 2019년까지의 이 계획의 총연구 개발비는 결정되어 있지 않지만 우주 구조물 개발의 기술적 관건은 비용대 무게라는 관점에 초점을 맞추어 구조물에 사용될 복합재료 기술개발을 추진하고 있다. 표 5는 현재 수행중인 여러가지 우주계획이다. GE Astro Space는 NASA의 UARS(Upper Atmosphere Research Satellite)를 Kennedy Space Center에 기술 이전을 막 시작하였다. 화성 1주기(687일) 관측 위성에 있어서, GE Astro Space는 안테나 지지용 스트럿 구조물을 ICI/Fiberite사에서 생산되고 있는 복합재료를 사용하였다. P75/7714-A 프리프레그를 P100/7714-A로 바꾸는 시도는 보다 높은 강성도를 얻기 위해서 였다고 한다. 안테나 반사경판의 면재도 Amoco의 P75/1692 프리프레그를 사용하였다. UARS 연구개발사업 중의 하나로 빼놓을 수 없는 것은 EOS(Earth Observing System)의 부품인 우주 관측 플랫폼의 복합재료화이다. EOS는 길이 38 ft, 직경 9.8 ft 크기의 1개의 육각형벽면과 6개의 사다리꼴 벽면으로 이루어진 비교적 큰 구조물인데 타이타늄의 적합부와 ICI/Fiberite사의 UHMS/7714-A 프리프레그로 만들어진 튜브형 트러스 구조가 열팽창계수를 고려하여 접합되어 있다. 원래 사용 예정이었던 알루미늄 합금재료는 열적 불안정성 때문에 위치제어면에서 정확도를 만족할 수 없어 개발중에 복합재료로 대체한 사례이다. 탄소섬유의 또다른 특성상의 잇점인 높은 열전도율을 활용하여 Carbon/Epoxy 복합재료를 Optical Bench에 적용한

예가 있다. Bench에 있는 20개의 신호 측정 계기장치로 부터 나오는 열을 빠른 속도로 전달하는데에 강성도가 120×10^6 psi인 핏치계 탄소섬유를 사용하였다. 이 부품은 알루미늄에 비해 고유진동수를 두배로 늘릴 뿐 아니라 열적 변형을 줄일 수 있어 Heat pipe 사용하지 않아도 될 만큼 성능상으로 만족한 결과를 보였다.

4. 결 론

항공 우주 산업은 이제 미국, 러시아 등의 선진국들의 전유물은 아님은 이미 인지하고 있는 사실이며, 우리나라의 입지적 환경을 고려할 때 반드시 개발, 도약할 산업임이 분명하다. 현재 국내에서는 항공우주연구소를 중심으로 여러 기업체가 참여하여 쌍발 복합재료 항공기 개발은 이미 시작되어 광복 50주년인 내년에 1차 비행 시험할 예정에 있고 올해부터 개발 착수하게 될 중형 항공기 개발 사업 및 다목적 실용위성 사업 등 항공 우주 관련 대형 연구개발 사업이 급박하게 추진되고 있다.

앞에서 살펴본 바와 같이 복합재료는 항공 및 우주 구조물 응용에 적합한 특성을 지니고 있다. 국내 복합재료 관련 원자재(보강섬유, 수지 등)의 개발은 일부 완료되어 국제공인을 받았지만 아직 그 양이 많지 않아 많은 부분을 외국에 의존해야 할 실정이다. 그러나 위에서 언급한 대형 연구개발 사업이 추진됨에 따라 자연스럽게 원소재 국산화 개발은 성공되리라 확신할 수 있으며, 국제공인도 많은 품목에 대해 충분히 획득할 수 있으리라 생각된다.

현재 국내에서 항공 우주용 복합재료 구조물 개발의 실적은 미진한 상태이지만 다른 산업에서의 복합재료 응용은 풍부하여 복합재료 관련 성형기술, 구조설계기술 등은 이미 확보되어 있는 상태이다. 개발 초기에 선진국과 이 기술협력을 통해 기술이전을 받고 이러한 기술들을 잘 활용한다면 국내 전문가들만에 의해서도 현재의 계획대로 '90년대 말에 충분히 개발 가능하리라 사료된다.

표 5. 현재 수행중인 우주계획

Spacecraft	Mission	Orbit* / flight life	Launch date/ weight	Composite structure
UARS	Research satellite, focus on stratosphere and mesosphere	LEO/3 years	1991/15,000 lb	Truss with titanium end fittings
Mars Observer	Planetary observer satellite, studying Mars surface, interior, atmosphere, and magnetic field	Interplanetary/ 5 years	1992/1018kg	High-gain antenna boom and struts, antenna reflector, solar array panels
EOS	Six massive space platforms with up to 20 instruments monitoring Earth's land, water, atmosphere, and polar caps simultaneously	Polar LEO/ 5-10 years	1998-1999/ 33,250 lb	Optical bench truss
AXAF	Third of great observatories, will study X-ray radiation	LEO/15 years	1998/32,500 lb	Optical bench truss, mirror support sleeves, solar array panels, instrument support struts
SIRAF	Fourth great observatory, will study infrared, probe young galaxies, search for brown dwarfs	HEO/5 years	2001/5700 kg	Suspension system for inner helium tank
Cassini	Saturn probe satellite	Interplanetary/ 12 years	1995/6000 kg	Struts on science booms ; antenna struts or standoffs, reflector face sheets
CRAF	Asteroid rendezvous satellite	Interplanetary/ 12 years	1996/6000 kg	
SDI	Space-based satellite defense system of sensor/interceptor vehicles, including Brilliant Eyes and Brilliant Pebbles	Varying payload sizes and weights, all in LEO. Estimated 1000 Brilliant Pebbles, 40-60 Brilliant Eyes. Earliest deployment expected in 2000)		Buses for both sensor and interceptor vehicles, platforms, sunshade, truss for NPBES
Tech Stars	Small satellite, multimission configuration for commercial/military payloads	LEO/mission dependent	Mission dependent/ 200-600 lb	Trusses, buses, optical benches, solar array panels
ALEXIS	Small satellite to map and monitor low-energy X-ray sources	LEO/3 years	1991/250 lb	Solar paddles
ASSTD	Small satellite, multimission configuration geared for military payloads	LEO, MEO, To be determined/ HEO, GEO/3-5 years	350 lb	Primary bus, propulsion tanks, solar array panels, launch-vehicle adapter, spectronic bays

* low earth orbit, LEO ; medium earth orbit, MEO ;
high earth orbit, HEO ; geosynchronous orbit, GEO.

참 고 문 헌

1. 홍창선, "복합재료의 항공구조 응용추세", 제1회 항공기 개발 심포지엄, 국방과학연구소, p. 527~542, 1993. 4. 29~4. 30
2. 전의진, 김천근, "항공기용 고분자 복합재료 부품의 개발", 기계와재료, 2권 4호, p. 76~81, 1990. 10
3. R. A. Sarague, "Future Aerospace-materials Directions", Advanced Materials and Processes, Jan. 1988.
4. 변준형, 김병선, "항공기용 복합재료 부품과 기술적인 문제점", '93 항공기술 세미나, 공군 제 2762 부대 항공기술연구소, p. 201~214, 1993. 9. 1
5. "Composite Use Increases on New Commercial Transports", Advanced Composites, p. 30, Sept. /Oct., 1991.
6. "Next-decade Defense : Less is More", Advanced Composites, p. 18, Jan/Feb, 1993.
7. "Fabrication 70% of Cost Advanced Composites", Advanced Composites, July/Aug, 1988, p. 12
8. P. E. George, H. W. Dursch, "Low Earth Orbit Effects on Organic Composites Flown on Organic Composites Flown on The Long Duration Exposure Facility," J. of Advanced Materials, P. 10~19, 1994. 4.
9. V. P. McConnell, "Progress report : Composites in Spacecraft", Advanced Composites, P. 26~34, 1991. 718.
10. A. J. Klein, "Materials : The key to Space Exploration," P. 20~24, 1986.