

우주항공용 고분자복합소재

김 광 응*

〈 목 차 〉

- | | |
|------------------|----------------|
| I. 서론 | IV. 고분자복합체의 응용 |
| II. 고분자복합체란 무엇인가 | V. 결론 |
| III. 고분자복합체의 물성 | |

I. 서론

우주항공용 소재의 특징은 일반적인 다른 용도의 소재와 달리 특수한 상황하에서 사용되기 때문에 이를 견딜 수 있는 소재이어야 한다. 위성체나 우주셔틀에서는 극저온 상황 뿐만 아니라, 발사나 대기권 재 진입시와 같이 2,000℃ 가까운 고온을 견뎌야 하고 내부의 우주인과 고가의 실험장비, 기기 등을 보호할 수 있어야 한다. 이러한 특수상황의 항공우주용 소재는 다음 네가지 특성이 갖추어져야 한다.

- 가벼울 것 (light weight)
- 높은 강도 (high strength)
- 높은 强靱性 (high stiffness)
- 양호한 피로특성

상기의 요구조건을 만족시키는 소재로 최근 고분자복합체 (polymer composite)가 각광을 받고 있지만 아직도 부분적으로 미진한 점들이 남아 있어 이를 개선

* KIST 고분자연구부

하기 위한 세계적인 개발경쟁이 매우 뜨거운 상황이다. 특히 우주항공용 소재로서의 응용에서는 조그마한 결함이나 미진한 부분이 있으면 치명적인 결과를 초래할 수 있기 때문에 이의 설계, 제작, 조립, 사용에는 완벽한 수준을 요구하고 있다. 그러나 고분자복합체의 등장은 그 역사가 그다지 오래되지 않아 지금까지의 자료축적이나 장시간 사용에 대한 신뢰도가 아직 구축되어 있지 않다. 그렇지만 고분자복합체의 연구개발은 꾸준히 진행되어와 항공기의 경우 현재 중량으로 약 40% 정도까지 사용되고 있다. 항공기 내장체는 일부 구조용 재료를 제외하고 거의 모든 부품이 고분자복합체로 이루어져 있고, 외부부품에서도 많은 부분 고분자복합체가 사용되고 있다. 외부구조용으로 사용되는 고분자복합체는 탄소섬유강화플라스틱(carbon fiber reinforced plastics, CFRP)이 한 예인데, 比引張強度(인장강도를 밀도로 나눈값)가 알루미늄의 4.5배가 넘고, 比彈性率(탄성율을 밀도로 나눈값)은 알루미늄의 3.3배이며, 피로특성은 알루미늄의 피로한계가 처음의 35% 밖에 되지 않지만 CFRP는 80%까지 유지되고 있다. 이처럼 고분자복합체의 사용이 항공기에서는 이미 많은 응용을 가져 왔고, 향후 점차 응용분야가 더욱 확대될 것이다. 우주용에서도 경량이라는 한 특성만으로도 고분자복합체의 사용은 매우 매력적인데, 성능을 향상시키기 위한 각국의 연구개발 노력이 한창이다.

우주용으로서의 고분자복합체 사용에서 현재 걸림돌이 되고 있는 점은 이미 언급한 바와 같이 성능의 신뢰도와 사용온도의 한계이다. 장시간 응용에 따른 자료가 부족하고, 고분자물질의 일반적인 결함인 내열온도가 비교적 낮다는 것이다. 그러나 지금까지의 활발한 연구개발을 통해 고분자복합체의 내열온도는 상당히 높아졌고, 우주용 소재로의 응용가능성을 충분히 보여주고 있기 때문에 앞으로 많은 부분이 고분자복합체로 대체될 것이다.

얼마전 미국과 이라크의 중동전에서 그 위력을 발휘한 미국의 스텔스(Stealth) 전투 폭격기는 레이더 탐지가 되지 않게 특수한 코팅을 했다고 알려져 있는데, 구조물을 포함하여 전투기 자체의 대부분이 탄소섬유강화플라스틱으로 되어 있다고 한다. 또 미국 우주왕복선 콜롬비아호의 여러 부분이 고분자복합체로 만들어져 있는데, 화물칸의 문, 날개 전면의 절연재, 수직 꼬리날개, 후미동체 flap, 착륙기어 문 등에 경량의 고분자복합체를 사용하고 있다.

Ⅱ. 고분자복합체란 무엇인가

고분자물질은 금속이나 세라믹에 비해 내열온도가 낮다는 큰 결점을 갖고 있으며, 매우 낮은 온도에서도 쉽게 부서지는 취약점을 갖고 있다. 일반적으로 고분자물질은 내열온도가 150℃ 정도밖에 되지 않지만, 이에 비해 금속은 최근 1200℃ 정도까지 견디는 스텐도 소개되고 있고, 세라믹은 좀더 높은 온도까지 사용할 수 있다. 고분자물질에서 내열성을 크게 향상시킨다 해도 400~500℃ 정도까지는 가능하지만 그 이상은 매우 어렵다. 그러나 금속의 스텐과 같이 두가지 이상의 물질을 사용함으로써 강도, 강인성, 내열온도 등이 크게 향상된 소재가 가능하며, 통상 유기 또는 무기물질의 強化材 (reinforcing materials) 를 연속상의 고분자수지 (matrix polymer resin)와 같이 사용하면 원하는 물성을 갖는 고분자복합체 (polymer composite) 가 얻어진다. 우주항공용으로 사용된 최초의 복합소재는 1940년대에 개발된 유리섬유강화복합소재(glass fiber reinforced plastics, GFRP) 로 현재에도 다양한 분야에서 널리 사용되고 있다. 이처럼 유리섬유처럼 강화재를 고분자물질에 분산 또는 함침시켜 강도, 강인성, 내열온도 등을 응용분야에 알맞게 한 고분자복합소재가 많이 개발되고 있다. 일부 아직 연구단계를 벗어나지 못한 것들도 있지만 멀지 않아 우주항공용 고분자복합재료가 다수 출현할 것은 분명하다.

일반적으로 고분자물질은 금속이나 세라믹에 비해 가볍고, 질기고, 강하고, 보기가 좋고, 다루기 쉽고, 잘 깨어지지 않아 일상생활에 널리 이용되고 있어 과거 "20세기의 소재"라 할 수 있다. 고분자물질은 제품을 만들 때 열을 가해 녹인 후 일정한 형태로 하여 냉각시키면 여러 가지 원하는 모양이 되는 熱可塑性(thermoplastic) 고분자와 제품을 만들 때 화학적인 반응을 일으키는 熱硬化性(thermosetting) 고분자로 크게 나눈다. 고분자복합체 제조에는 지금까지 거의 열경화성수지를 이용하여 왔지만, 최근에는 내열성열가소성 수지의 사용도 점차 증가하고 있다. 열경화성수지로는 주로 epoxy 수지를 사용하고 있지만 이외에도 불포화폴리에스터(unsaturated polyester), 비닐에스터 수지(vinyl ester resin), 경화형 polyimide(PI) 등도 이용되고 있다. 특히 phenol 수지에 탄소섬유를 넣은 후 phenol 수지를 炭化시켜 얻는 탄소-탄소복합체는(carbon-carbon composite)는 강도, 내열충격, 내마모성, 화학적 不活性이 우수하여 우주항공재료로 각광을 받고 있다. 열가소성수지로 복합체에 이용되고 있는 것은 polyether ether ketone (PEEK),

polyphenylene sulfide (PPS), polyimide, polyamide imide (PAI) 등이다.

강화재료로는 유리섬유(glass fiber)가 주로 사용되어 왔고 현재에도 광범위한 분야에서 사용되고 있다. 이외 무기질 섬유로 용융 silica 섬유, 탄소섬유, ceramic 섬유가 사용되고 있고, 금속섬유로는 알루미늄, 베리리늄, 銅, 鉛, 텅스텐, 보론(boron)섬유 등이 있다. 유기질섬유로는 방향족 aramid 섬유(Kevlar, Nomex), polyethylene 섬유(Spectra) 등이 이용되고 있다. 섬유 형태에서도 긴 연속적인 섬유(filament 또는 strand)와 짧은 형태의 섬유(chopped fiber)를 사용하는 경우가 있고, 섬유들을 roving, mat, cloth 형태로 만들어 이것을 여러 고분자물질과 같이 사용하기도 한다. 섬유강화복합재료 외에 임의의 형상을 갖는 강화재를 분산시킨 복합재료, 粒子형 강화재를 사용한 복합재료, 板相강화재를 사용한 복합재료 등이 있다. 그러나 섬유형태의 강화방법이 가장 좋아 우주항공용에는 주로 섬유형태의 강화재가 쓰이고 있다.

Ⅲ. 고분자복합체의 물성

〈Table I〉에는 고분자복합체를 포함하여 여러 가지 물질의 성질을 비교하고 있는데, epoxy 수지에 탄소섬유(carbon 또는 graphite fiber), boron 섬유, aramid 섬유등으로 보강한 복합체가 매우 물성이 우수한 것으로 나타나고 있다. 고분자복합체가 比強度, 比彈性率, 영탄성율(Young's modulus), 최종인장강도 등에서 금속-금속, 세라믹-금속 복합체보다 더 높은 것을 알 수 있다. 이는 〈Figure 1〉에서도 잘 나타나고 있는데, 첨단복합재료(advanced composite materials, ACM) 중에서 CFRP가 가장 우수한 물성을 보이고 있다.

〈Table I〉과 〈Figure 1〉에서의 물성은 고분자물질 내에 섬유를 한 방향으로 배향시켜 섬유방향에서 얻은 값들로서, 수직되는 방향, 즉 90° 방향의 물성은 이들보다 훨씬 낮다. 또한 사용한 섬유의 굵기, 섬유의 길이, 섬유의 형태, 섬유의 표면처리 물질과 방법, 섬유의 함량에도 물성은 크게 영향을 받고 있기 때문에 〈Table I〉과 〈Figure 1〉의 값들이 약간 다른 이유가 여기에 있다. 따라서 섬유강화복합체료를 응용하기 위해서는 〈Figure 2〉에서와 같이 한 방향으로 배향된 고분자복합체의 板을 여러 형태로 조합시켜 한 방향의 물성이 다른 방향의 물성과 차이가 없도록 만드는 기술이 중요하다. 이런 기술은 복합체 설계에서 가장 핵심적인 기술로 물질 자체의 물성외에 질의 조절(quality control), 물성의 재현성, 손상시의

〈Table-I〉 Comparison of Mechanical Properties of Some Structural Materials

MATERIAL	YOUNG'S MODULUS, E , psi $\times 10^4$ (GPa)	ULTIMATE TENSILE STRENGTH, σ , psi $\times 10^3$ (MPa)	DENSITY, ρ , lb/in. 3 (kg $\times 10^3$ /m 3)	SPECIFIC MODULUS, E/P , in. $\times 10^6$ (m $\times 10^6$)	SPECIFIC STRENGTH, σ/P , in. $\times 10^6$ (m $\times 10^6$)
E-glass fiber*	10.5(72.30)	460(3170)	0.092(2.55)	1.1(2.8)	5.00(1.24)
S-glass fiber*	12.0(82.7)	600(4130)	0.090(2.50)	1.3(3.3)	6.66(1.65)
E-glass in epoxy	7.5(51.7)	200(1380)	0.070(1.94)	1.1(2.8)	4.29(1.07)
S-glass in epoxy	7.5(51.7)	300(2070)	0.070(1.94)	1.1(2.8)	4.29(1.07)
Aramid fiber*	20.0(137.8)	500(3445)	0.060(1.69)	3.3(8.1)	8.33(2.04)
Aramid in epoxy	12.0(82.7)	280(1930)	0.055(1.40)	5.9(3.6)	5.09(1.38)
HM graphite fiber*	55(379)	300(2070)	0.069(1.90)	7.8(19.8)	4.3(1.09)
HT graphite fiber*	35(241)	350(2410)	0.064(1.77)	5.6(14.2)	5.5(1.36)
As or T-300 fiber*	30(207)	400(2760)	0.067(1.85)	6.0(11.2)	6.0(1.49)
HM graphite in epoxy	30(207)	135(930)	0.058(1.61)	5.2(13.2)	2.3(0.58)
HT graphite in epoxy	22(152)	205(1410)	0.054(1.50)	4.1(10.4)	3.8(0.94)
AS or T-300 in epoxy	17(117)	230(1580)	0.056(1.55)	4.1(10.0)	4.1(1.01)
Boron filaments*	60(143)	400(2760)	0.095(2.63)	6.3(16.0)	4.2(1.05)
Boron in epoxy	31(214)	220(1520)	0.075(2.08)	4.1(10.4)	2.9(0.73)
Maraging steel	28(193)	300(2070)	0.289(8.00)	0.97(2.5)	1.0(0.26)
Aluminum 7075	10(68.9)	82(5650)	0.100(2.77)	1.00(2.5)	0.8(0.20)
Titanium 6Al-4V	15(103)	155(1070)	0.155(4.29)	0.97(2.5)	1.0(0.25)
Beryllium	35(241)	90(620)	0.066(1.83)	5.3(13.5)	1.4(0.34)

* Fibers only; does not include resin.

NOTE: Fibers and composites are unidirectional.

Metals are isotropic.

수리공정, 제품의 합격 여부, 다른 재료와의 접합성, 내구성, 내후성 등에 결정적인 역할을 한다. 배향된 섬유를 지닌 고분자복합체 板을 몇 개, 어떤 방향으로 적층(lamination)하느냐, 어떤 가공공정을 선택하느냐, 적층시 층간의 접착을 어떻게 향상시키느냐 등은 물론이고 사용 수지 및 섬유의 종류에 따라 물성에 많은 영향을 초래하게 된다. 이들 변수들은 내충격성, 내한성, 내압축성 등에 크게 영향을 줄 뿐만 아니라 층간 분리(delamination), 섬유와 고분자수지의 분리, 미세기포의 확산으로 인한 균열 등을 유발할 수 있어 매우 중요한 인자들이다.

〈Figure 3〉에는 사용 탄소섬유의 종류에 따라 인장강도와 탄성율이 얼마나 변하는가를 보여주고 있다. 상업적으로도 생산되는 것도 있고, 현재 개발이 진행중인 것도 있는데, 탄소섬유는 polyacrylonitrile(PAN) 섬유를 탄화, 안정화시킨 것과

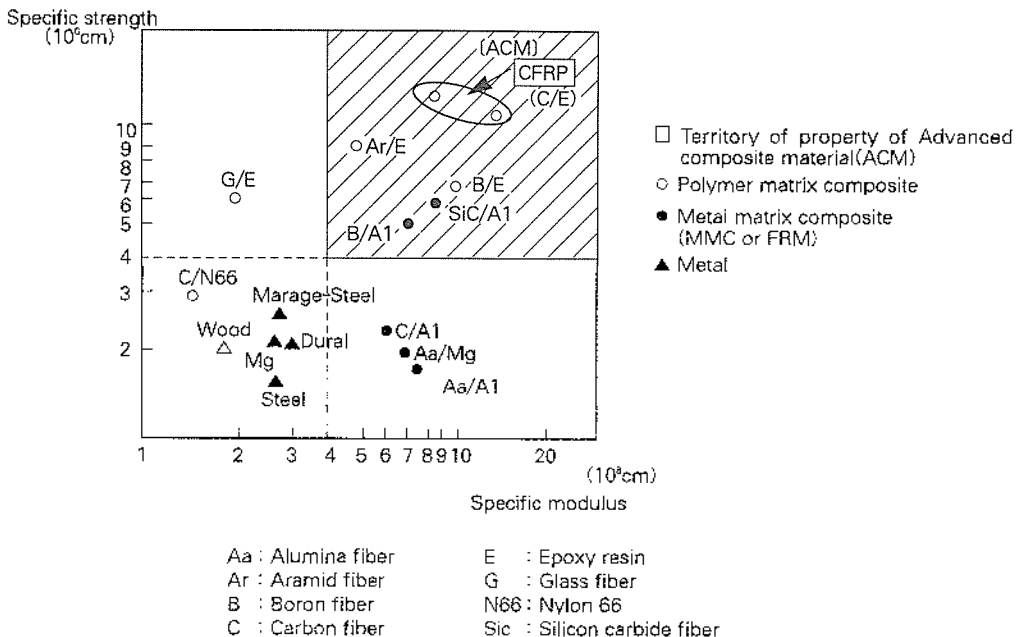
석탄의 pitch로부터 만든 섬유가 있다. 일반적으로 PAN 으로부터 제조한 탄소섬유의 물성이 더 우수한 것으로 판단되고 있는데, <Figure 3>에서 보는 바와 같이 탄소섬유를 제조하는 공정기술에 따라 다양한 물성이 가능하다.

우주항공용 소재에서 속도와 적재하중의 증가를 위해 무게의 감소가 결정적으로 요구되고 있는데 무게의 감량에 따른 비용의 절감효과를 <Figure 4>에서 보여주고 있다. 경비행기가 kg당 440\$ 이하의 경비절감 효과가 있지만, 궤도위성은 \$1,000~10,000/kg, 우주왕복선은 \$ 15,000/kg의 경비절감 효과가 있어 우주항공용 소재에서는 무게의 감소가 절대적으로 요구되고 있다. 따라서 가벼운 고분자복합소재가 가장 이상적이라 할 수 있다.

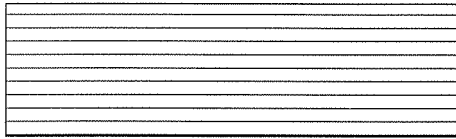
IV. 고분자복합체의 응용

고분자복합체 (polymer composite) 중에서 특히 탄소섬유강화복합재료 (CFRP)를 중점적으로 살펴보기로 한다. CFRP 외에 다른 고분자복합체도 우주항공용으로 이용되고 있지만, 그 사용량이 아직 많지 않고, CFRP에 대한 연구가

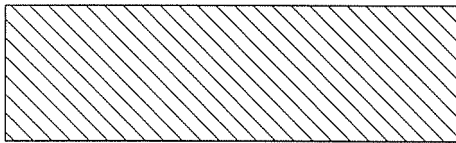
<Figure 1> General Comparison of Property of Materials



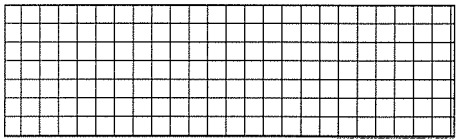
〈Figure 2〉 Orientation of Fibers and Lamination Methods for Polymer Composites



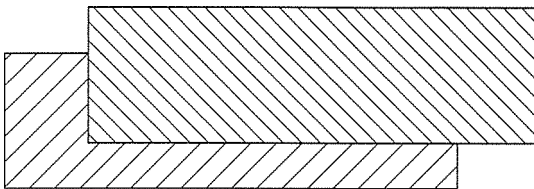
UNIDIRECTIONAL
LAMINATE



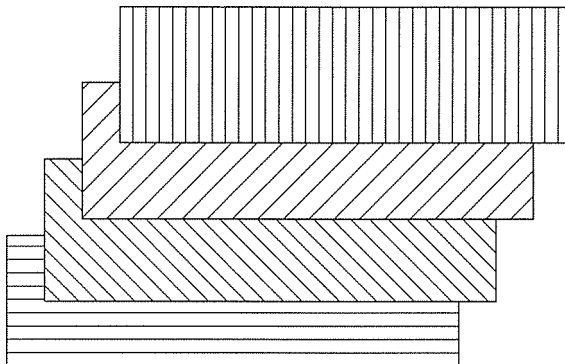
OFF-AXIS



CROSS-PLY

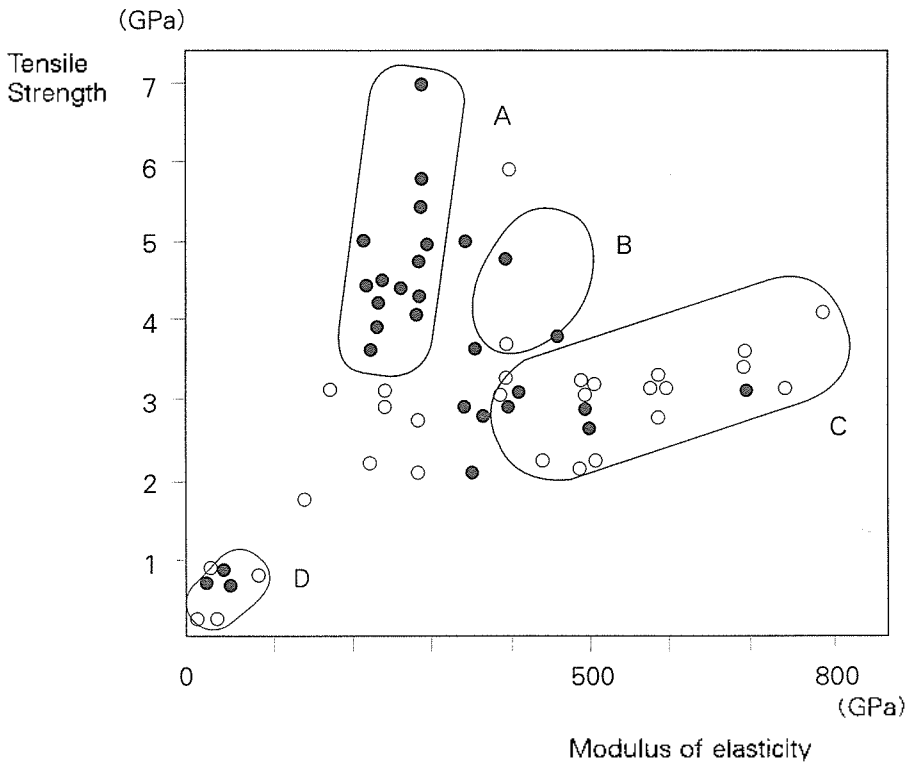


ANGLE-PLY



GENERAL

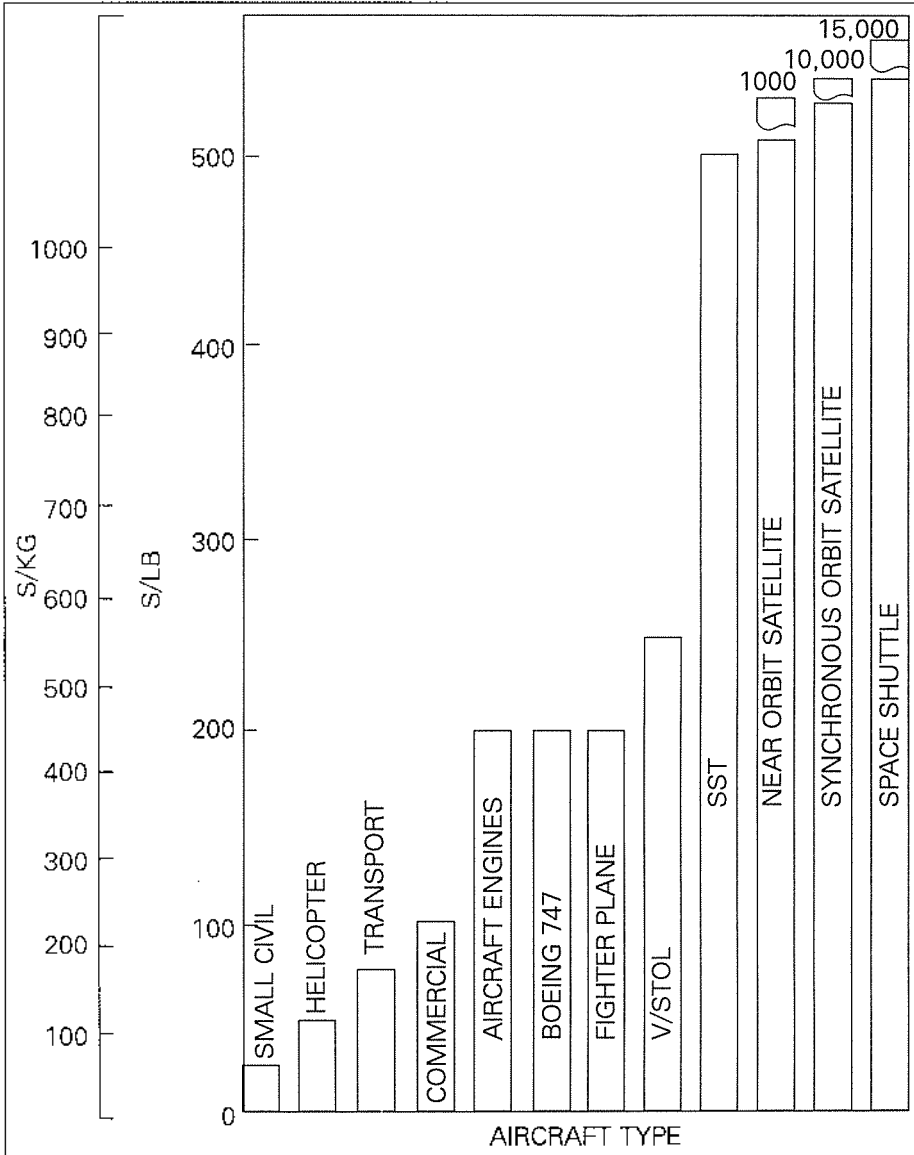
〈Figure 3〉 Properties of Carbon Fibers Commercialized and Under Development



● Commercialized
○ Developmental

A,B,C: High performance type
A: Ultra high strength type
B: High strength and high modulus type
C: Ultra high modulus type
D: General purpose type

〈Figure 4〉 Value of weight saved in aircraft and spacecraft



제일 활발하여 비교적 많은 자료가 발표되어 있다.

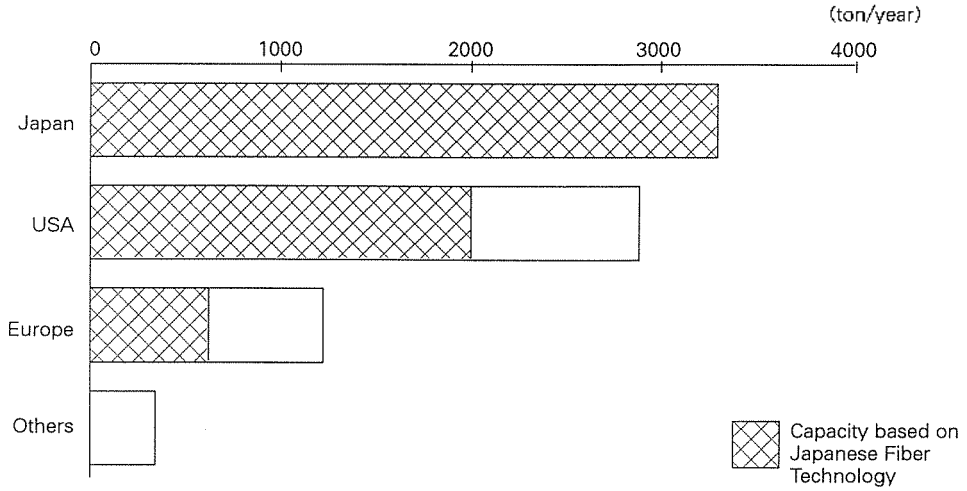
〈Figure 5〉는 PAN으로부터 만든 탄소섬유의 생산과 소비를 나타내고 있는데, 1988년 현재 세계적으로 10,000 톤/년 이하의 생산규모에 지나지 않는다. 그나마 우주항공용 소재로 이용되고 있는 것은 미국에서 약 2,000톤/년, 유럽에서 약 500톤/년으로 아직 그 사용량은 그다지 많지 않음을 알 수 있다. 일본, 한국, 대만의 경우는 대개 스포츠와 레저용 제품을 만들고 있는데, 낚시대, 골프클럽, 테니스 라켓 등의 생산에 쓰이고 있다. 그나마 한국에서 생산하고 있던 한 회사는 그후 생산을 포기한 것으로 알고 있다.

〈Figures 6~10〉에는 항공기와 헬리콥터에 사용되고 있는 고분자복합재료의 응용을 보여주고 있다. 1975년에 제작된 전투기 F-15는 boron/epoxy를 fin, 방향타, 안정판의 외피로 사용하였고〈Figure 6〉. 1978년에 나온 전투기 F/A-18은 탄소/epoxy를 주로 하여 날개 외피, 수평수직 tail box, 날개와 꼬리날개의 조종면등으로 그 사용을 확대하고 있다〈Figure 7〉. 1982년에 제작된 군용기 AV-8B에서는 탄소/epoxy의 사용을 더욱 넓혀 동체 앞부분, 수평안정판, flap 등에도 응용하고 있다〈Figure 8〉. 민항기에서도 고분자복합재료의 응용은 점점 더 확대되고 있는데, Boeing 737의 경우 수평안정판, 날개 spoiler 등에 섬유강화복합재료를 사용함으로 무게를 31% 줄일수 있었고, Boeing 757에서는 rudder, elevator, fairing 등에도 응용하여 무게를 37% 감소시켰다〈Figure 9〉. 더욱이 Boeing 767에는 탄소섬유와 Kevlar 섬유를 혼용한 hybrid 복합체를 날개와 동체의 fairing 과 주 착륙기어문에 응용하고 있다. 헬리콥터에도 여러 고분자복합재료를 응용하고 있는데, UH 60A Black Hawk의 보조 rotor에 유리섬유/epoxy, 탄소섬유/epoxy를, 수평안정판에는 탄소섬유/epoxy, Kevlar/epoxy를, 앞부분의 fairing 과 문에는 Kevlar/epoxy를, 뒷 수평날개부분에는 boron/epoxy를 사용하고 있다〈Figure 10〉.

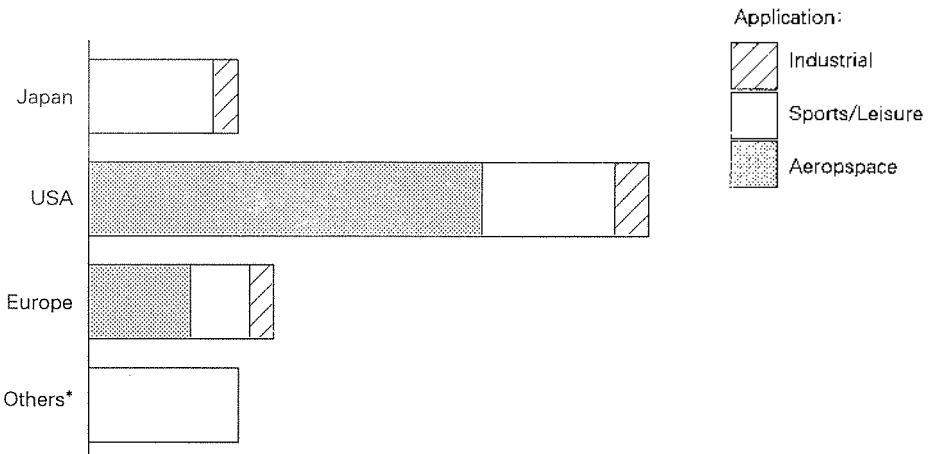
영국의 Airbus 에도 탄소섬유복합체를 사용하고 있는데, A310에는 무게로 7% 까지, A310~300에는 11%, A320에는 15% 까지 사용하고 있다. 일본의 군용기에도 탄소섬유복합재료를 사용하고 있는데, T-4훈련기에는 구조재의 7%가 CRFP 이고, 차세대 전투기인 "FSX"에는 구조재의 25~30%가 복합체로 구성되어 있다고 한다. 또 짧은 활주로에서 이 착륙이 가능한 "Asuka" 기에는 CFRP가 날개 부분에 주로 사용되고, Boeing사와 일본이 합동으로 제작한 Boeing 7J7에도 CFRP가 사용되고 있다. 일본에서 계획하고 있는 75인승 차세대

〈Figure 5〉 World Production and Consumption of PAN based Carbon Fiber in 1988

Production Capacity

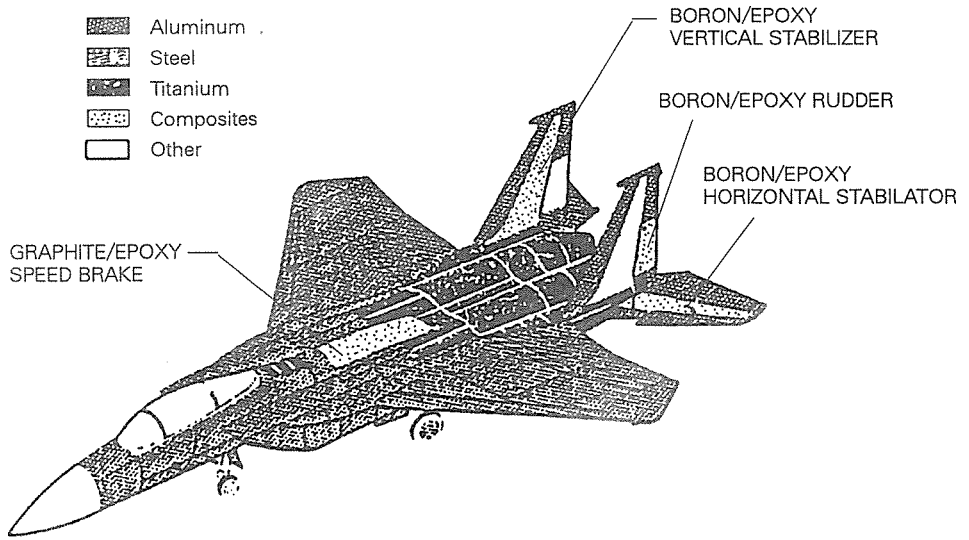


Consumption and Application

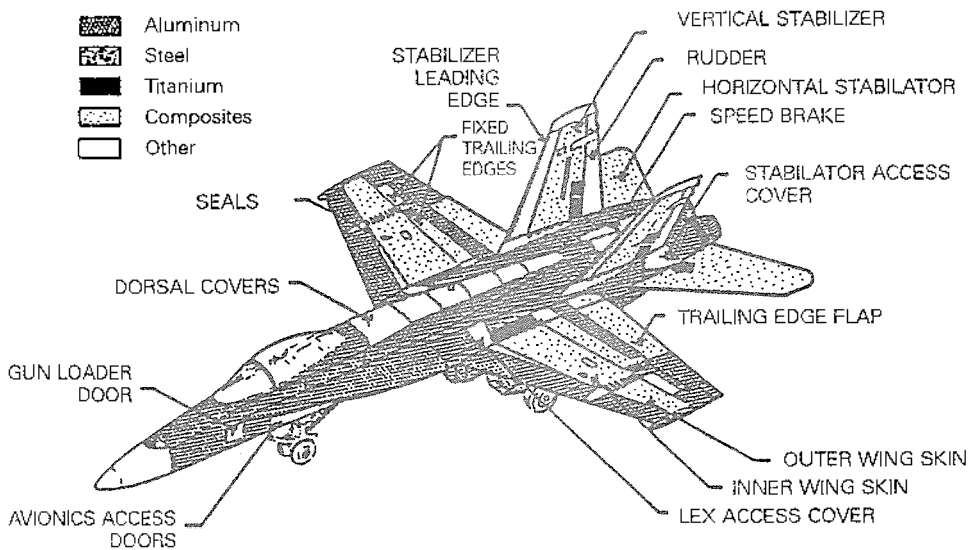


* Mostly Taiwan and Korea

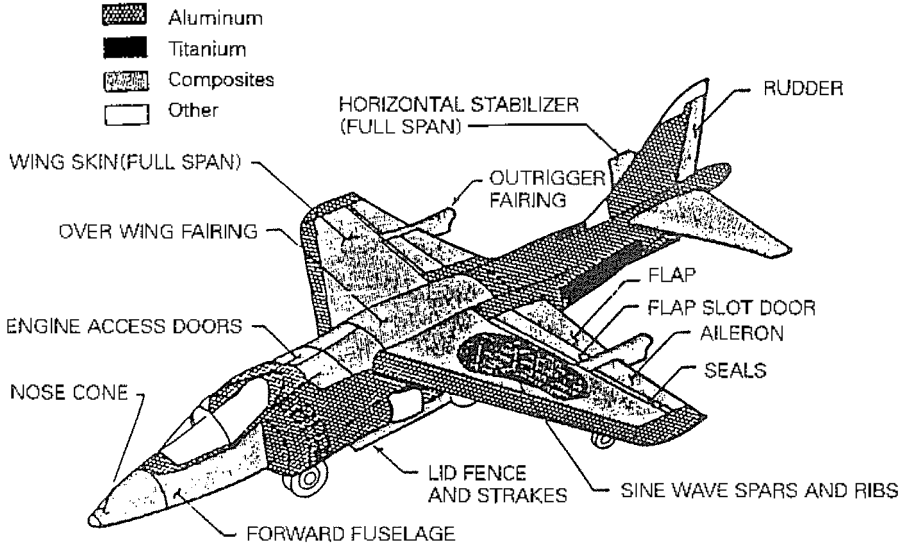
〈Figure 6〉 B/Ep for Horizontal and Vertical Stabilizer and Rudder on an F-15



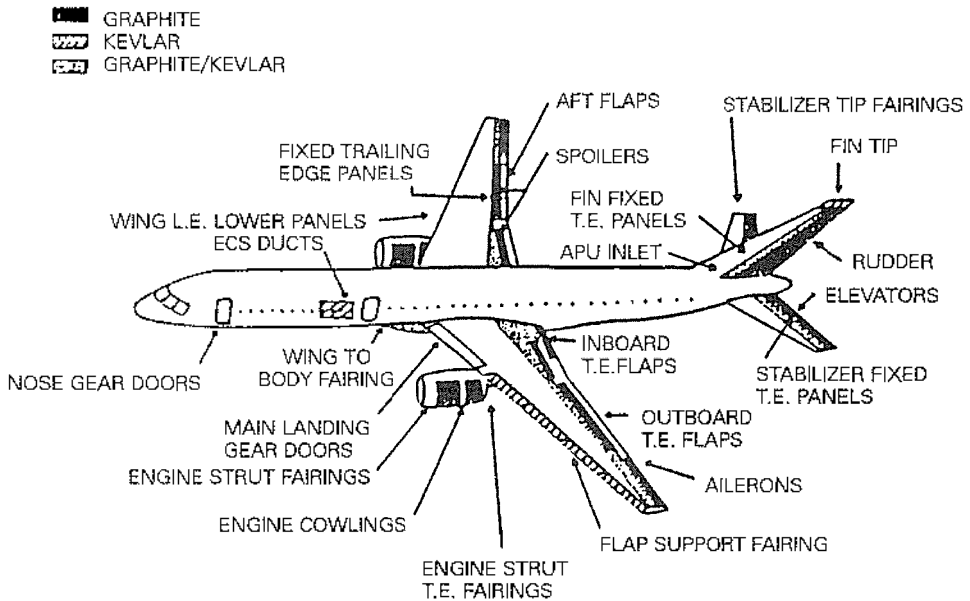
〈Figure 7〉 Composite Distribution on an F/A-18



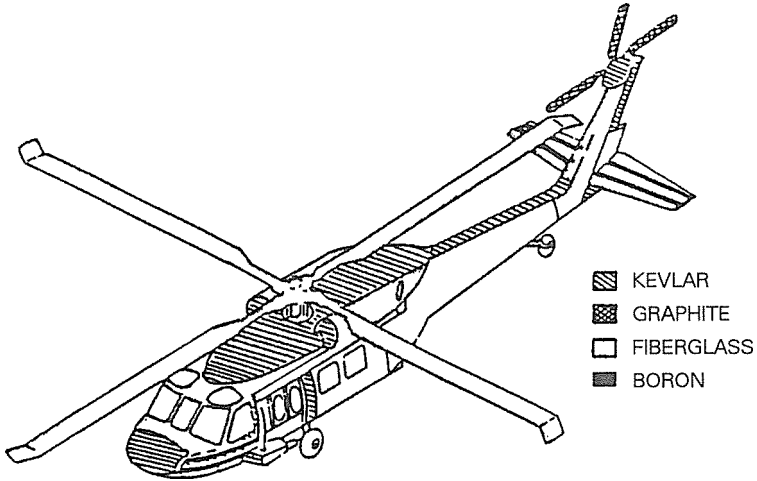
<Figure 8> Gr/Ep Composites on an AV-8B



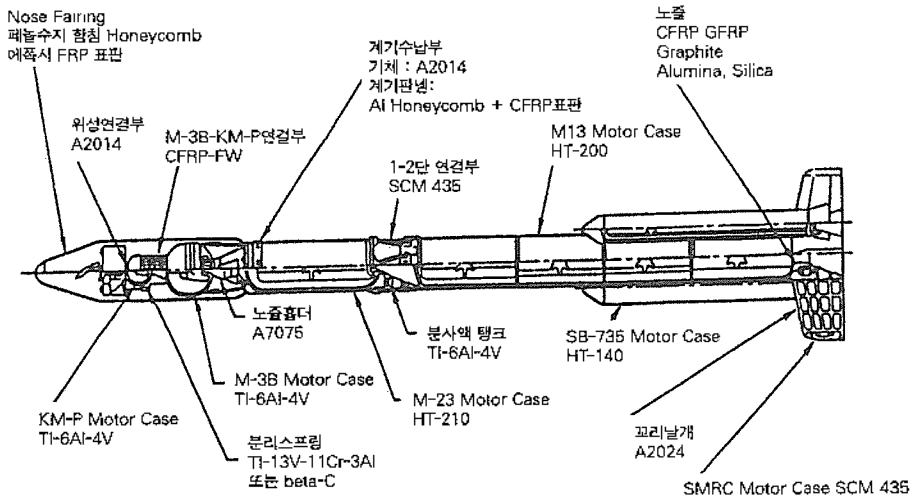
<Figure 9> Composite Configurations on a Boeing 757



〈Figure 10〉 Composite Applications in UH-60A Black Hawk



〈Figure 11〉 Materials for Solid Fuel Rocket



대 민항기 “YSX”기에도 많은 부분이 고분자복합체로 구성되어 있다.

우주용으로는 우선 발사체와 위성체로 구분할 수 있는데, 발사체에서는 <Figure 11>에서와 같이 고체연료 rocket 의 재료로 nose fairing 에 phenol 수지합침 honeycomb 과 epoxy FRP (fiber reinforced plastics) 표판을 사용하고, 동체 윗부분의 연결부에 CFRP 를, 계기수납부의 panel 에 CFRP 표판을, 분사 nozzle 부분에 CFRP, GFRP, graphite 등을 사용하고 있다. 위성체에도 많은 고분자복합체가 이용되고 있는데 <Table-Ⅱ>는 일본 NASDA (National Space Development Agency) 에서 개발한 여러 위성체에서 사용되고 있는 CFRP 부위를 보여주고 있다. 주로 antenna, solar cell 재료로 사용되고 있고, 구조재료도 일부 이용되고 있다. 이처럼 우주구조용으로 사용되는 CFRP 는 다음 몇가지 조건이 충족되어야 할 것이다.

○ 무게와 진동을 줄이기 위해 탄소섬유의 比彈性率이 70,000 kg/mm² 이상이어야 하고, 신장율이 0.5% 를 초과해야 한다.

○ CFRP 에서 탄소섬유의 함량이 높아야 하며, 사용한 수지의 유동성과 강인성이 좋아야 한다.

○ 열적팽창이 없는 적층을 만들기 위해 hybrid 복합체를 개발해야 한다.

○ 잔류응력을 최소화시키는 가공공정을 사용해야 하는데, 가공조건 (대체로 낮은 온도) 에서 수지의 수축이 없어야 한다.

○ 복잡한 형태의 부품 제조에는 중간물질로 3차원의 cloth, knit, radial prepreg (전구체) 등을 사용해야 한다.

○ 우주환경에 알맞은 내구성을 지녀야 하고 평가를 먼저 거쳐야 한다.

상기와 같은 조건을 만족시키는 재료로는 CFRP 가 적합하고 실제 위성체에 많이 응용되고 있다.

국제적 협동으로 추진되고 있는 우주정거장의 개략도를 <Figure 12>에 나타내고 있고, 이 중 일본이 담당할 실험모듈 (JEM) 에 CFRP 가 사용될 예정이다. 일본이 추진하고 있는 무인케도비행기(HOPE) 에도 고분자복합체가 여러 부분에 사용되고 있고 <Figure 13>, 구조용으로 사용되는 재료의 종류에 따른 감량효과를 <Figure 14>에 보여 주고 있다.

〈Table-II〉 CFRP Material Applied to Japanese Satellites of NASDA

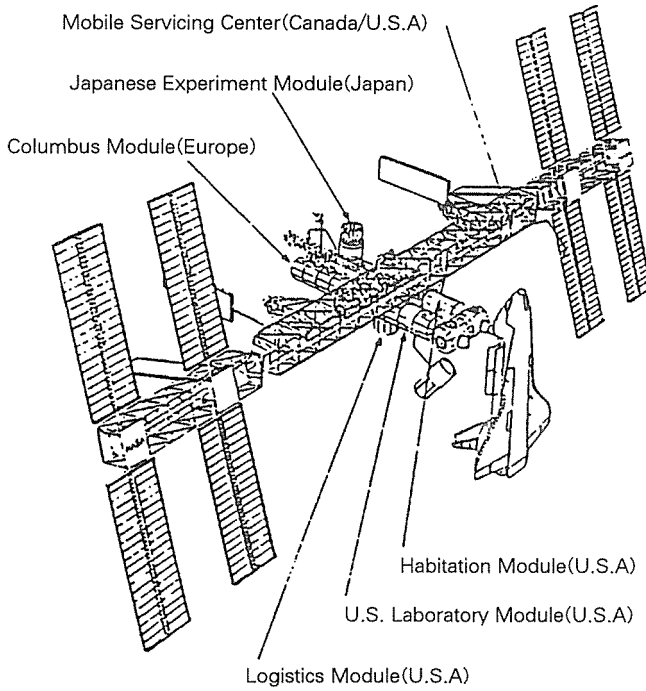
Satellite	Applied part of CFRP	Material Applied	Weight	Launched
CS-2a, 2b (Communication)	Antenna	CFRP/A1* (Reflector) CFRP (Support)	350kg	1983
BS-2a, 2b (Broadcasting)	Antenna	CFRP/A1* (Reflector) CFRP (Support)	350kg	1984, 1985
GMS-3a (Geostationary Meteorological)	Structural Part	CFRP (Motor Adaptor)	303kg	1984
MOS-1 (Marine observation)	Antenna Solar Cell	CFRP/A1*, CFRP CFRP (Panel)	750kg	1987
ETS-V (Engineering Test)	Antenna Solar Cell Structural Part	CFRP/A1* CFRP CFRP (Frame, Sheet)** CFRP (Trust Tube)** CFRP/A1 (Access Panel)	550kg	1987
CS-3a, 3b (Communication)	Antenna Structural Part	CFRP/A1* CFRP (Trust Tube, Strut)***	550kg	1988
ERS-1 (Earth Resources)	Antenna Solar Cell Structural Part	CFRP/A1* CFRP (Frame, Sheet)** Under Development	2ton	(1991)

* Honeycomb Core Sandwich Structure

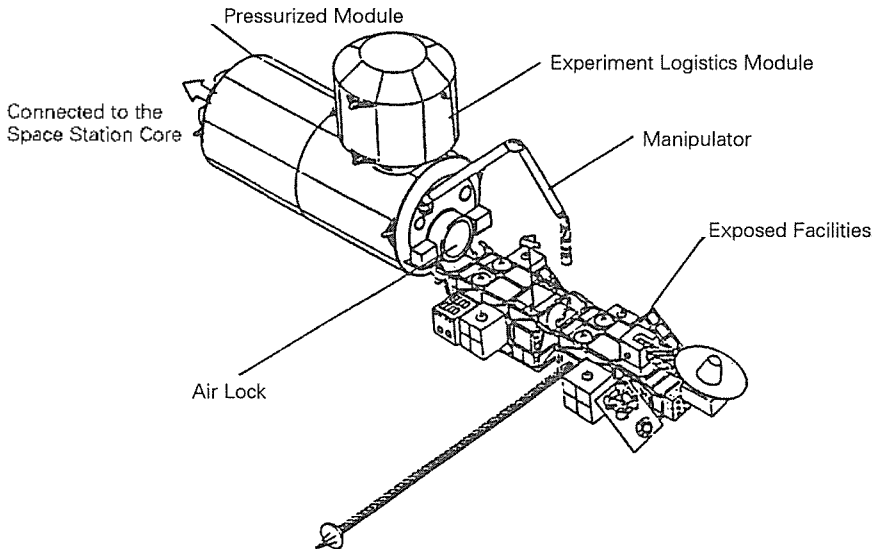
** Frame: Filament winding, Sheet: Laminate of thickness 0.1mm

*** Filament Winding

〈Figure 12〉 Structure of Space Station and JEM

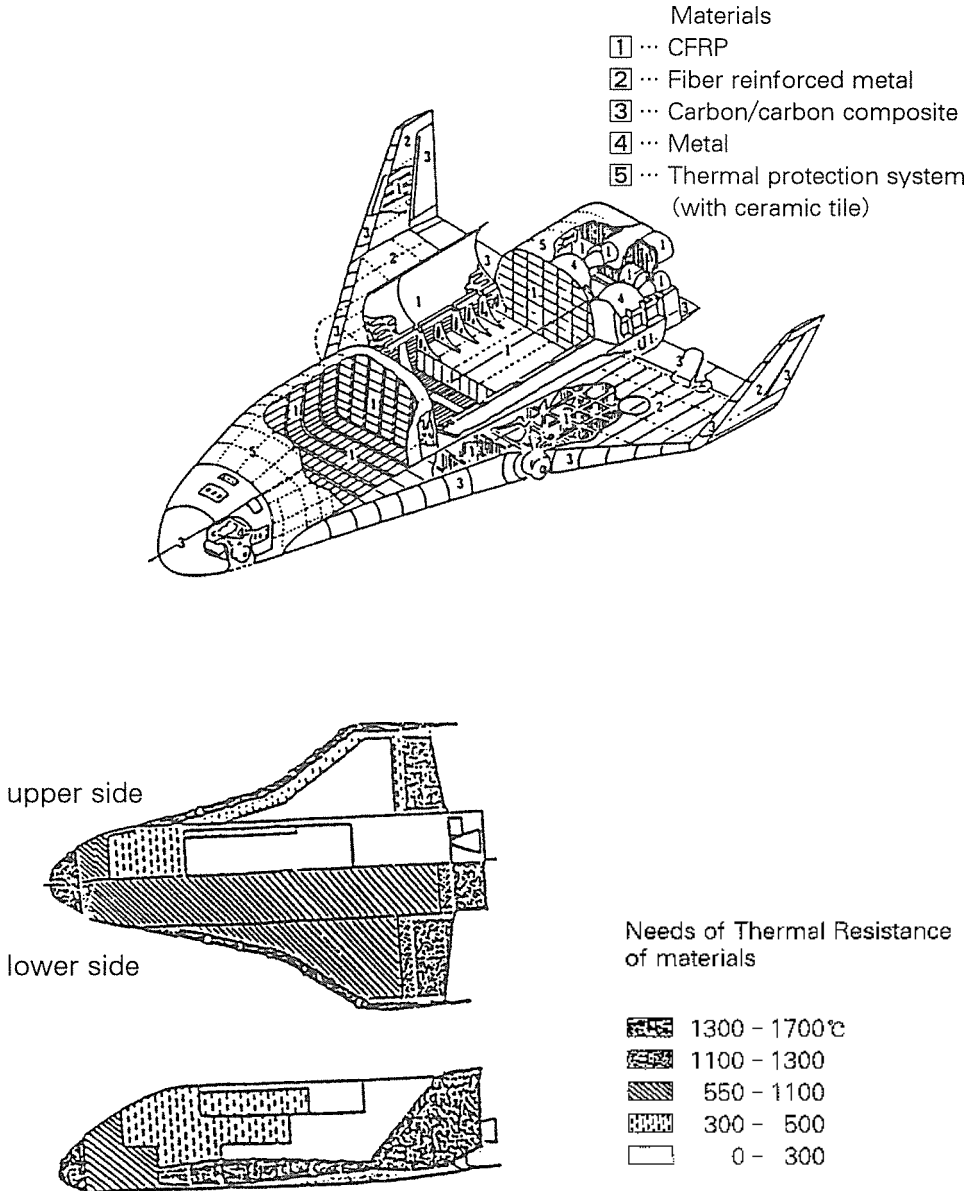


(A) Baseline configuration and international participation of space station

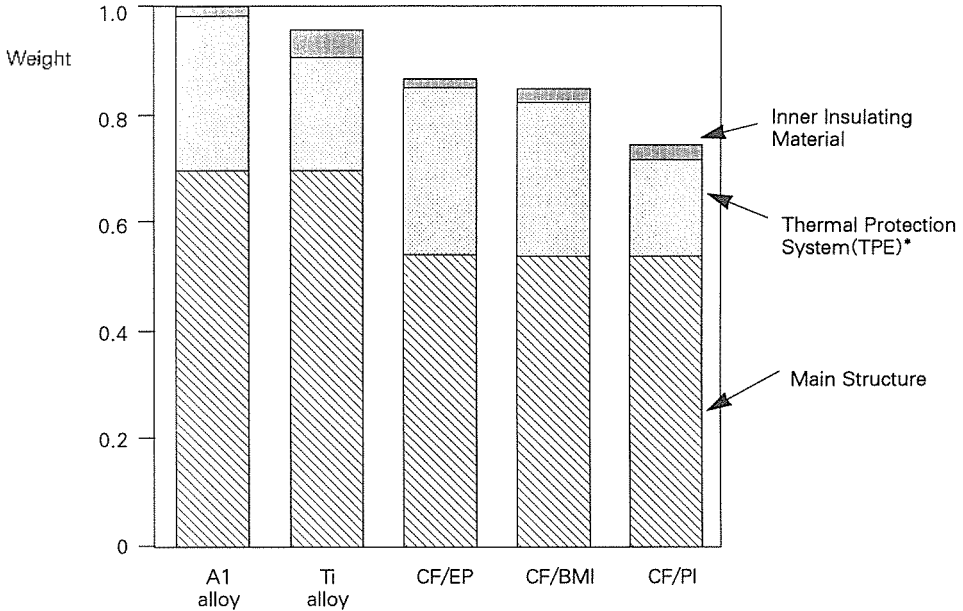


(B) Baseline configuration of Japanese Experiment Module(JEM)

〈Figure 13〉 Outline of Materials for HOPE Orbiting Plane



〈Figure 14〉 Effect of Main Structural Materials on the Decrease of Weight of HOPE



* TPE : Thermal Protection System, which thermally insulate surface of HOPE
 CF/EP : Carbon fiber/epoxy resin
 CF/BMI : Carbon fiber/bismaleimide resin
 CF/PI : Carbon fiber/polyimide resin

V. 결론

21세기에는 각국이 항공산업과 우주산업에 심혈을 기울일 것은 명약관화한 사실로서, 이들 산업의 핵심인 우주항공용 소재개발을 위해 많은 노력이 있을 것이다. 항공기, 발사체, 위성체에서는 가벼운 소재의 사용이 결정적 요인이고, 또 매우 낮은 온도와 높은 온도에서 장기간 견디고 성능을 유지해야 하는 제약이 있기 때문에 우주항공용 소재는 아직도 많은 연구개발이 이루어져야 한다.

우주항공용 소재로 가볍고, 질기고, 강하고, 내구성이 좋은 고분자복합재료가 가장 적합한 소재로써, 향후 우주항공산업 발전에 큰 몫을 담당할 것이다. 그러나 우리나라의 경우 아직 본격적인 우주항공용 고분자복합재료 개발이 이루어지지 않고 있어, 이에 대한 연구개발이 절실히 요청되고 있다. 각국이 현재 심혈을 기울여

개발하고 있는 우주항공용 소재개발에 우리도 적극적으로 참여해야 하고 연구개발을 위한 지원이 지속적으로 이루어져야 한다.

[참고문헌]

- 이해경, "복합재료형성 및 설계 — 복합재료 서론", 한국복합재료학회, 1990.
- 김영근, "복합재료형성 및 설계 — 보강재", 한국복합재료학회, 1990.
- 최철림, "복합재료형성 및 설계 — 기지재료", 한국복합재료학회, 1990.
- 홍창선, "복합재료형성 및 설계 — 응력해석 및 구조설계", 한국복합재료학회, 1990.
- 福田博, 複合材料 入門, 大月書店, 1986
- G. Lubin(ed.), *Handbook of Composites*, Van Nostrand Reinhold Co., New York, 1984.
- H. Kikukawa, *Thermally Resistant Structure and Materials for HOPE*, Workshop on Structural Materials for HOPE II-3 (Sept. 1988).
- Japanese R & D Trend Anaylsis, *Advanced Materials*, Report No. 5, *Carbon Fiber Reinforced Plastics*, Kansai Research Institute International, Inc., 1989.
- J. Matsui, *Property of Composite Materials*, Koku Journal, 71 (July 1984).
- K. Okeda, *Carbon Fiber and Composite Materials*, Kyoritsu Shuppan, 96 (1988)
- K. Murayama, *Space*, Kagaku Zokan Advanced Technology and Composite Materials, 62 (1987).
- S. Matsuda, *Carbon Fiber Composite Materials*, Polyfile, 18 (May, 1987)
- T. Ikeda, *Basic Test of FRP for Main Structure*, Workshop on Structural Materials for HOPE, II-1 (Sept. 1988)
- T. Kobayashi, *Structure for Satellites*, Kyoka Plastics, 34, 179 (1988).
- T. Narasaki, *Outline of HOPE Project and Thermally Resistant Structure*, Workshop on Structural Materials for HOPE, I-3 (Sept. 1988).