

우주구조물에 있어서의 복합재료 응용



변 준 형

(KIMM 재료기술연구부)

- '76 - '80 한양대학교 정밀기계공학과(학사)
- '80 - '82 한국과학기술연구원 기계공학과(석사)
- '82 - '86 한국과학기술연구원 연구원
- '86 - '92 미국 Delaware대학교 기계공학과(박사)
- '91 - '93 미국 Delaware대학교 복합재료센터 연구원
- '93 - 현재 한국기계연구원 선임연구원



김 병 선

(KIMM 재료기술연구부)

- '72 - '76 미국 Grinnell College 물리학과(학사)
- '76 - '78 미국 Washington Univ. 기계공학과(학사)
- '78 - '80 미국 Washington Univ. 기계공학과(석사)
- '86 - '90 미국 Univ of Missouri-Rolla 기계공학과(박사)
- '91 - 현재 한국기계연구원 책임연구원

1. 서 론

우주개발은 방송 및 통신, 자연과학 현상의 조사연구, 우주환경을 이용한 실험 등의 목적으로 최근 그 중요성이 널리 인식되고 있다. 인공위성은 방송위성, 통신위성 및 기상위성 등으로 우리 일상생활에 매우 가까이 다가와 있고, 지구 온난화, 오존층 파괴 등 지구환경에 대한 조사를 하거나 해표온도 측정을 통하여 어업이나 선박의 안전 운행 등에 큰 도움을 줄 수 있어 다른 산업에 많은 관계를 맺고 있다. 또, 우주기지에서는 미소 중력장을 이용한 새로운 재료를 개발할 수 있고 풍부한 태양에너지의 활용 등을 통하여 우주실험실이나 공장으로 이용할 수 있으며, 더구나 장래에는 달이나 화성을 지속적인 우주기지로 활용하여 유용 자원의 이용을 구상하고 있다. 이처럼 여러 목적에 사용되는 우주기기를 정리하면 표 1.과 같다. 또한 인공위성에 이용되는 정교한 전자장치 및 제어기술등의 부품 사업은 산업 선도적인 역할도 한다. 이런 상황에서 우주개발은 더 이상 미지세계의 탐험이라는 꿈과 같은 계획이 아니라 인류가 당면하고 있는 여러 가지 문제를 해결하고 관련산업에 대한 파급효과 및 산업경쟁력을 강화할 수 있기 때문에 선진국간에 치열한 경쟁을 벌이고 있다.

지난 20년 이상 수천 개의 복합재료로 제조된 부품이 우주 구조물에 성공적으로 적용되고 있다. 초기의 복합재료 응용의 가장 큰 이유는 경량화였지만, 고성능 통신위성의 개발과 정밀한 우주과학 측정 장비의 개발로 인하여 우주용 재료 기술에 많은 변화가 있었다. 최근, 미국항공

표 1. 우주기기의 분류

대분류	중분류	소분류	지구에서의 거리
인공위성	탐사기	혹성탐사기	지구인력권의 (금성 : 400만km)
		달탐사기	약 30만km
	정지위성	방송위성 통신위성 기상위성	약 36,000km
		저궤도위성	해양관측위성 지구자원탐사위성 과학위성
기지	우주기지	우주정거장	460km
	월면기지	-	38만km
우주왕복선	-	Space Shuttle	0~500km

우주국 (NASA)은 머지않아 획기적인 진보를 이룩할 중요한 단계에 올랐는데 그것은 TRW 및 CTA와의 계약을 통하여 SSTI (Small Spacecraft Technology Initiative) 프로그램을 시작하였다는 것이다. 이 프로그램의 목표는 더 빠르고, 더 성능이 좋고 가격이 싼 우주선을 2년 동안에 걸쳐 설계/제조하는 것이며 우주선 무게에 대한 유효하중의 무게를 현재의 0.4에서 0.7로 향상시키는 데 있다. 이러한 목표를 달성하는데 필요한 방법 중 가장 중요한 것은 섬유강화 복합재료, 그 중에서도 탄소섬유 복합재료 구조물을 광범위하게 사용하는 것이다. 그 이유는 경량화뿐만 아니라 열제어와 같은 다른 기능도 함께 가질 수 있으며, 우주 구조물 전체 시스템의 성능 향상에 복합재료가 크게 이바지하기 때문이다. 일반적으로 복합재료의 높은 비강도 (강도/밀도) 및 비강성도 (강성율/밀도)와 매우 낮은 열팽창계수는 고정도의 우주 구조물에 매우 적합한 재료 특성이다.

본 논문에서는 우주환경의 특성에 대하여 간단히 알아보고, 인공위성에 응용되고 있는 복합재료의 현황과 기술적인 문제점에 대해서 서술한다.

2. 우주환경

우주환경은 매우 낮은 압력 (고진공), 극심한 온도차, 원자상태의 산소, 전기입자, 방사능, 미소한 유성체 (micrometeoroid) 및 우주파편으로 특정 지워지며 정도에 따라서 모든 이런 요인들이 인공위성의 설계에 영향을 미친다. 그림 1.은 고도에 따른 온도와 압력의 변화를 보인 것인데, 태양 흑점의 활동에 따라 큰 온도 변화가 일어난다. 그러나, 대기평균온도 (average

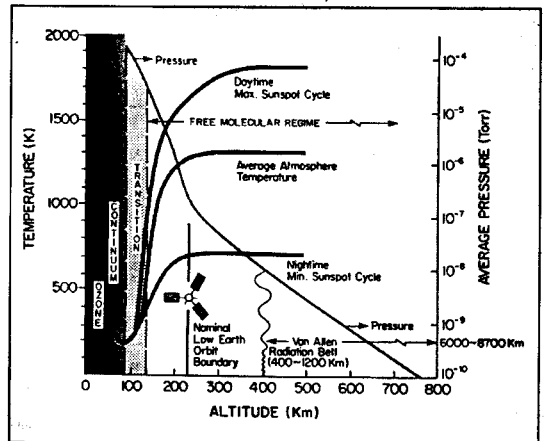


그림 1. 고도에 따른 온도와 압력의 변화^[1]

atmo-spheric temperature)를 기준으로 하더라도 인공위성의 태양을 향하는 면과 태양을 등지는 면과의 온도차는 몇 백도가 된다. 인공위성 주위의 고진공 상태로 말미암아 재료의 outgassing이 일어나는데 이것은 금속재의 경우 거의 영향이 없지만 고분자의 경우에는 심각하다. Outgassing이란 어떤 재료가 그 자체의 증기압에 해당하는 압력 하에 놓일 때 재료의 표면의 원자가 증발하여 재료 손실이 일어나는 현상을 말하며 온도가 높을수록 손실 속도는 증가한다.

그림 2는 고도에 따른 여러 기체와 전기를 띤 입자의 농도를 나타낸 것인데 저주기 궤도(LEO, Low Earth Orbit)에서는 기체 상태가 대부분이고 정지궤도(GEO, Geosynchronous Orbit)에서는 전기를 띤 입자들이 많다. 여기에서도 태양활동에 따라 농도 수준이 크게 변하는 것을 볼 수 있다. 고도에 따른 여러 기체의 분포를 보면 원자상태의 산소(AO, Atomic Oxygen) 농도가 가장 높다. 원자상태 산소의 농도 자체는 매우 적을지라도 시속 약 8km로 운행하는 우주

선에 가해지는 실제 유입량은 매우 높다. 저주기 궤도에서의 AO의 유입량은 약 10^{15} atoms/cm²이다. AO는 여러 형태의 카본(다이아몬드는 제외)이나 고분자와 활발히 반응을 하기 때문에 우주구조물에의 고분자 복합재료 사용에 주의를 기울여야 한다.

우주환경을 특징 짓는 또 다른 요소는 100~200nm의 파장을 가지는 진공상태의 자외선(VUV, Vacuum Ultraviolet Radiation)이다. 이것은 산소를 원자상태로 분해할 뿐만 아니라, 대부분의 고분자 재료와 반응하여 그 특성을 변화시키고 어떤 경우에는 분자결합을 끊어 AO에 의한 침식을 가속시킨다. 또한, 미소한 유성체는 우주구조물에 매우 위험한데, 그 충돌 속도는 대략 8~70km/s이다. 고도에 따른 미소 유성체의 유입량과 입자 크기가 그림 3에 나타나 있는데, $10^2 \sim 10^3$ km의 고도 범위에서는 그 분포는 거의 변화가 없다. 우주파편도 이 고도범위에서 발견되는데, 그 유입량은 고도에 따라 상당히 차이가 있다. 이러한 미세입자가 고속으로 충돌할 때 내는 에너지는 금속이나 복합재료 구조물을 완전히 관통할 정도로 높다.

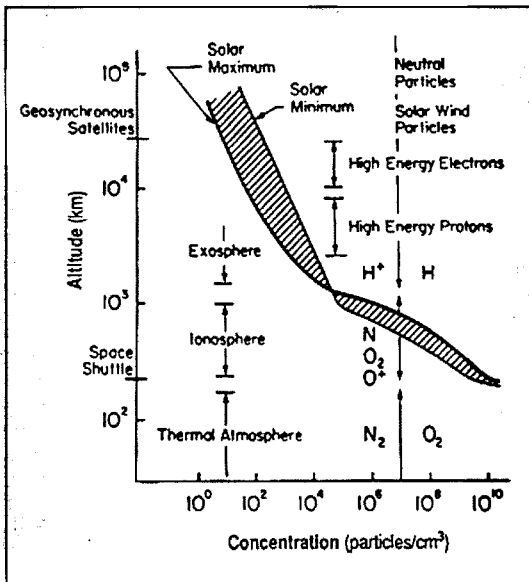


그림 2. 고도에 따른 여러 기체와 전기를 띤 입자의 농도^[2]

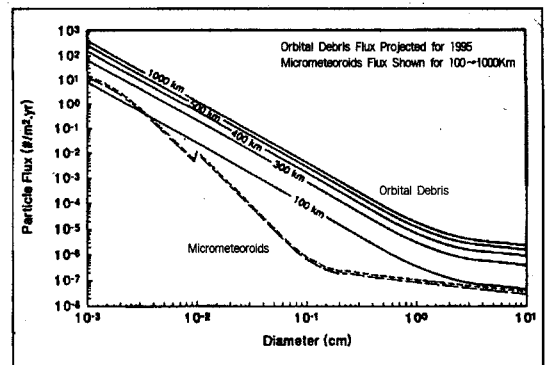


그림 3. 고도에 따른 미소유성체의 유입량과 입자 크기^[3]

3. 우주기기용 재료에 요구되는 특성

중래의 위성은 3~5년의 수명으로 충분하였지

만 앞으로의 대형 위성은 7~10년, 영구적인 것은 30년으로 긴 수명을 요구하고 있다. 따라서 우주기기에 사용되는 재료는 장기간에 걸쳐 우주환경하에서 품질의 안정성이 중요하다. 주로 사용되는 재료에 금속재료로서는 알루미늄, 마그네슘, 베릴리움 등이 있고, 비금속 재질로서는 복합재료가 있다. 위성체에서 가장 많이 사용되는 금속은 알루미늄으로서 다른 재질에 비해 상대적으로 경량, 강도, 가공성 및 가격 등에서 유리하기 때문이다. 복합재료로서는 탄소섬유를 보강재로 한 에폭시 수지가 주로 사용되어 왔으나 최근에는 우주용 특성이 더 우수한 cyanate ester 수지로 대체되고 있다. 우주용 재료로서 일반적으로 요구되는 고려사항으로는, 강도, 강성, 밀도, 열전도율, 열팽창률 및 부식방지력 등이며 그 외에 중요한 것은 단가, 연성, 파괴강도 및 제작 가공성 등이다. 표 2는 우주용 재료로 요구되는 특성을 요약한 것이다. 그 주된 것을 설명하면 다음과 같다.

3.1 경량재료

인공위성은 지구의 중력장에 거역해 로켓에 의해 우주로 발사되기 때문에 발사중량에 제한이 있다. 경량화의 중요성에 대한 예를 들면,^[3] 우주계획의 초기에 미국 국방성은 Advent 라고 하는 매우 뛰어난 군사 정보용 우주선을 개발할 계획으로 있었으나 무게에 대한 문제에 부딪혔기 때문에 그 계획을 취소했다. 왜냐하면, 무거운 유효하중 (payload)을 궤도상에 올려놓기 위한 발사체의 크기 및 추진력에 한계가 있었기 때문이다. 우주용 재료의 기계적 특성으로서 중요한 것은 가벼우면서도 강도 및 강성도가 높아야 하는데 그 중에서도 강성을 높이는 가장 중요한 이유는 발사시의 진동이나 충격에 견디며, 두께가 얇은 구조로 큰 면적을 요구하는 태양전지판 등의 진동제어나 자세제어를 쉽게 하기 위함이다. 이러한 요구 조건을 만족시키기 위한 재료로서 비강도 및 비강성이 높은 재료인 고탄성

표 2. 위성체용 재료의 요구특성

전기적 특성	전도성	안테나 반사면의 전파 반사특성
기계적 특성	비강성	발사시의 진동 충격 하중 자세제어계의 간섭제어
	비강도	발사시의 진동·충격 하중
열적 특성	저열팽창성 열전도성	온도변화에 의한 치수 형상의 변화가 거의 없는 것 패널 등의 고방열성
우주 환경 특성	Outgas 기압 AO 열(온도) 자외선 방사선	TML ≤ 1%, CVCM ≤ 0.1% 대기압 ~ 10 ⁻¹³ Torr 10 ⁹ atoms/cm ³ (~500km) 120°C ~ 200°C 10~15solar 10 ⁵ ~10 ⁷ rad/cm ²
기타	흡습성	대기 중에서 흡습에 의한 재료의 특성저하가 없는 것

(주) TML (Total Mass Loss, 중량감소율) : 진공 중 125°C에서 24시간 노출시킨 샘플재료의 원래 중량에 대한 손실 중량비율.

CVCM (Collected Volatile Condensable Materials, 재응축물 질량비) : TML과 같은 조건하에서 25°C 판에 응집 부착된 손실재료 중량의 원 샘플 재료 중량에 대한 비율

탄소섬유강화 복합재료(carbon fiber reinforced plastics, CFRP) 및 하니컴 샌드위치를 가장 많이 적용하고 있다.

탄소섬유강화 복합재료(CFRP) : CFRP는 비강도 및 비강성이 다른 재료보다 뛰어나며, 부식이 없고 전파 투과성이 좋으며 열변형이 적고 치수 안정성이 좋기 때문에 우주용 재료로서는 현재까지 가장 최적의 재료로 알려져 있다. 또한, 섬유 방향을 자유롭게 배열하여 설계상 요구되는 강도나 강성도 뿐만 아니라 열변형까지도 제어할 수 있는 것은 일반 금속재료에서는 불가능한 것이다. 이 복합재료를 성형하는 방법은 프리프레그(prepreg)라고 하는 반경화 상태의 얇은 sheet를 적층한 후 오토클레이브(autoclave) 내

의 고온 가압 상태에서 경화시키는 오토클레이브법과 섬유를 수지에 함침시켜 회전하는 맨드릴 위에 사선 형태로 감아 오븐 내에서 가열하여 경화시키는 필라멘트 와인딩법(filament winding)이 주로 사용된다. 우주용 탄소섬유는 고탄성 형태가 주로 사용되고 탄성율은 230GPa의 것이 일반적으로 사용되지만 최근에는 700GPa의 초고탄성 형태도 많이 사용되고 있다. 또한 고강도 탄소섬유도 이음매 등에 사용되는 등 그 용도에 따라 다른 형태의 탄소 섬유가 사용되고 있다. 표 3.은 우주용 복합재료 구조물에 적용되고 있는 섬유 및 수지 종류와 프리프레그를 요약한 것이다.

CFRP는 강화섬유의 방향으로서는 우수한 특성을 가지지만 표 4.에 보는 바와 같이 섬유와 직

표 3. 제조회사 별 섬유 및 수지 종류와 프리프레그

보 강 섬유	수 지	프리프레그
1) P100, P100 II T, P120, K1100(Amoco)	1) RS3, RS12(YLA)	P100HT/RS3, P100HT/1515
2) XN70A, XN80, FT700 (Nippon Oil)	2) 954-2, 954-2A, 954-3(Fiberite)	P100HT/1784
3) K139(Mitsubishi Kasei)	3) 1939, 1999(Amoco)	P100HT/954-2A, P100/1939
4) M60J(Toray)	4) 1584(Hexel)	XN70A/RS3, XN70A/954-2
	5) 1515(Brite)	FT700/954
		K139/RS3

표 4. 우주용 재료의 대표적 성질^[2]

Materials	Density ρ (kg/m ³)	Young's modulus E (GPa)	Yield strength (MPa)	E / ρ	Thermal expansion ($\mu\text{m/mK}^\circ$)
Aluminum alloy 6061.T6	2800	68	276	24	23.6
Magnesium alloy A2 31 B	1700	45	220	26	26
Titanium alloy T1-6A1-4V	4400	110	825	25	9
Beryllium alloy S 65 A	2000	304	207	151	11.5
Composites ($V_f=60\%$)	1460	76 (5.5)	1400 (12)	52	-4.0 (79)
Kevlar 49/epoxy	1500	350 (6.14)	1654	233	-1.05 (38.1)
Graphite/cyanate ester (M60J/954-2A)					

(주) 괄호 안의 값은 섬유와 직각방향

각 방향이거나 층과 층 사이의 강도가 낮기 때문에 섬유 배열에 충분한 주의가 필요하다. 탄소 섬유의 보강재 형태로는 일방향 프리프레그, 직물형태(평직 혹은 주자직 계열) 또는 최근에 적용하기 시작하고 있는 3축 직물(triaxially woven fabric) 등이 있다.

하니컴 평판 : 하니컴은 높은 무게비 강성 및 강도를 얻기 위해 사용하는 벌집모양의 구조로서 보통 그림 4.와 같이 하니컴, 접착제 및 표피재 등으로 구성된 샌드위치 평판 형태로 사용된다. 하니컴이 무게증가를 최소화하면서 구조물의 강성을 얼마나 효과적으로 향상시킬 수 있는지 그림 5.에 잘 나타나 있다. 하니컴에는 알루미늄재, 유리섬유 및 아라미드섬유로 보강된 플라스틱

재가 있으며, 하니컴 평판은 경량화를 위해 하니컴 코어 자체의 두께를 얇게 하고 있다.

3.2 형상치수의 안정성

우주기기의 중요한 부품의 하나로 통신 방송용의 안테나가 있다. 안테나는 비교적 큰 구조체이고 정확한 전파방사 패턴을 얻기 위해 항상 정확한 형상정밀도를 유지할 필요가 있다. 그러나 안테나는 기능상 직접 온도차가 있는 우주공간에 노출되어 있고, 태양광을 맞는 면과 그 반대 면에서는 200°C 이상의 온도차가 있으므로 이러한 온도차에 의한 열변형으로 형상 정밀도가 저하한다.^[4] CFRP는 강화재의 탄소섬유와 모재의 수지와는 열팽창율이 매우 다르다. 일반적으로 고탄성의 탄소섬유 열팽창율은 음의 값을 가지고 탄화율이 높을수록 열팽창율은 작다. 따라서 복합재료 구조물로 제작할 때 섬유배향을 적절하게 조정함에 따라 면내 방향의 열팽창율을 균일하게 또 가능한 한 0에 가깝게 하는 것이 가능하다. 표 5.는 M60J/954-2A 프리프레그의 섬유배향을 조정하여 면내 방향의 열팽창율을 0에 가깝게 한 예이다. 일방향 적층판은 일방향 섬유를 가진 프리프레그를 적층한 것이기 때문에 섬유방향은 탄소섬유의 열팽창율에 가까운 수치를 나타내지만 그 직각 방향은 섬유와 섬유 사이에 수지가 존재하기 때문에 상대적으로 열

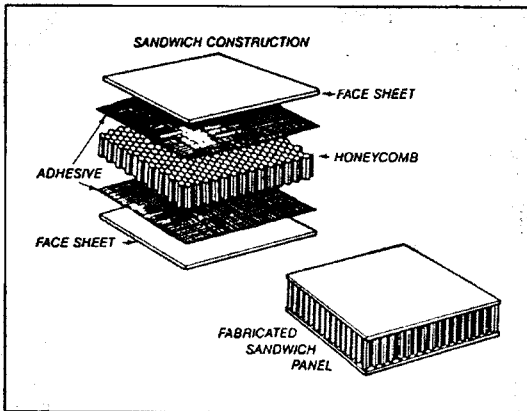


그림 4. 하니컴 샌드위치 평판 형태

	Solid Metal Laminate	Sandwich Construction	Thicker Sandwich
Relative Stiffness	100	700	3700
Relative Strength	100	350	925
Relative Weight	100	105	109

그림 5. 하니컴 구조의 상대 효율^[2]

평창율이 높다. 그러나 섬유 방향이 $[0/\pm 45/90]_s$, $[0/\pm 60]_s$ 및 $[0/90]_s$ 과 같이 유사등방(quasi-isotropic)으로 적층하면 x, y 방향 모두 0에 가까운 값이 된다.

한편, 하니컴 코아도 셀 크기나 각도에 따라 0° 방향과 90° 방향의 열팽창률이 달라지므로 샌드위치 패널의 경우는 CFRP 평판과 하니컴 코아의 열팽창 관계를 고려하여 배향을 조정해야 한다.

높은 정도의 치수 안정성을 요구하는 구조물에 있어서 수지내부 혹은 섬유와 모재 사이의 계면에 섬유방향과 평행하게 생기는 미세크랙은 심각한 문제가 될 수 있다.^[3] 이러한 크랙은 탄소섬유 복합재료의 경우 광범위한 온도 변화를 겪을 때나 특히 극저온에서 발생하기 쉽다. 이러한 미세크랙에 대한 문제는 미세크랙을 적게 내는 모재재료를 선정하거나 적층각도를 낮게 하여 적층하거나, 두께가 얇은 층이나 직물형태의 보강재를 사용하거나, 섬유 꼬임을 최소화하거나, 복합재료 구조물을 후경화(post cure)하는 방법으로 해결할 수 있다. 다른 방법으로는 복합재료 구조물의 수분 흡수를 줄이기 위하여 건조하는 전 처리 과정을 거치고 바로, 미세크랙이 일어나는 온도 이하까지 열사이클을 가하는 방법이다. 이 방법에 의하면 구조물의 열팽창계수뿐만 아니라 미세크랙도 안정화된다. 실제로 많은 경우에 있어서 열제어 피막이나 필름을 채택한 설계를 통하여 구조물이 광범위한 온도 변화를

겪지 않도록 함으로써 미세크랙 문제를 피할 수 있다.

또한, 구조물을 조립하는 경우, 치수가 안정된 구조물을 위하여 취부가 문제될 수 있는데, 이것은 다양한 설계기법을 통하여 해결될 수 있다. 예를 들면, 비교적 낮은 열팽창계수를 가지는 티타늄 fitting을 탄소섬유/에폭시 복합재료의 strut을 취부하는 데 사용하는 방법이다.

3.3 Outgas가 적은 재료

우주공간은 아주 고진공이기 때문에 outgas를 발생하기 쉬운데 만약 이러한 현상이 열제어 부품이나 광학기기의 표면에 증착되고 응축되면 시스템의 성능에 심각한 손상을 줄 수 있다. 광학기기에 있어서 이러한 오염은 신호의 분산이 일어날 수 있으며 열제어 표면의 경우에는 표면에 증착된 유기물 분자는 자외선 등에 경화되어 태양광 흡수율을 증가시켜 위성 내부온도를 상승시키게 되고 따라서 시스템의 열평형 및 열성능에 큰 손상을 준다. Outgassing에 대한 가장 보편적인 실험은 ASTM 시험법에 따르며 미국 NASA에서는 일반적으로 이 outgas의 허용량을 정하고 있다.(표 2. 참고) 표 6.에 여러 재료에 대한 outgas측정 data를 보이고 있는데 여기에서 알 수 있듯이, 접착제, 이형제, 페인트 등의 outgas는 큰 수치를 나타내는 것이 많은 데 비해 유리섬유나 탄소섬유 복합재료 등은 작은 수치

표 5. 우주용 M60J/954-2A 프리프레그의 섬유배향에 따른 열팽창계수 및 탄성계수 변화

특성 적층각	열 팽 창 계 수 (/ °C)		탄 성 계 수			
	α_1	α_2	E_1 (GPa)	E_2 (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}
[0]	-1.05×10^{-6}	3.81×10^{-5}	354	6.14	4.3	0.293
$[0/\pm 45/90]_s$ $[0/\pm 60]_s$	-0.2×10^{-6}	-0.2×10^{-5}	124	124	46.8	0.321
$[0/\pm 90]_s$	-0.2×10^{-6}	-0.2×10^{-5}	180	180	4.27	0.01

표 6. Outgass 데이터

용도	재료	TML (%)	CVCM (%)
접착제	에폭시	1.13	0.07
	실리콘	0.3~1.06	0.02~0.27
이형제	에폭시	0.29~3.23	0~0.06
	우레탄	16.8	7.49
적층복합재료	유리섬유강화	0.44~0.57	0.01
	탄소섬유강화	0.31~0.49	0~0.01
페인트		1.96~7.82	0.03~0.5

를 보이기 때문에 우주용 재료로 적합하다는 것을 알 수 있다.

3.4 우주환경에서 수명이 긴 재료

우주용 기기는 대형의 위성이나 우주기지와 같은 영구적인 용도를 요구하고 있고 그 사용재료에 대해서도 긴 수명이 요구되고 있다. 따라서, 우주공간에서의 원자산소, 방사선, 자외선, 열 사이클(저, 고온 온도 사이클)등에 의한 재료의 장기간에 걸친 약화상태의 파악이 중요하다. 미국 NASA의 연구에 따르면 원자상태의 산소를 제외하고는 우주환경으로 인한 복합재료의 기계적 특성의 변화는 거의 없다고 한다. 실제로, 복합재료 구조물은 보통 박막이나 금속화된 얇은 플라스틱 필름과 같은 열제어 재료의 형태로 덮여져 있기 때문에 우주 공간에서의 대부분의 환경으로부터 적절히 보호되고 있다.

한편 500km이하의 저궤도 상에서는 플라즈마상의 원자산소가 희박한 상태로 존재해 우주선용 열차단 재료나 태양광 방어재료(태양전지 표면의 coating재 등)가 침식당한다. 복합재료의 경우, 탄소섬유는 아라미드 섬유나 유리섬유 복합재료에 비하여 더 많은 질량손실을 입는다. 미국 NASA의 LDEF(Long Duration Exposure Facility)의 leading edge에 부착된 카본섬유 복합재료의 시편을 관찰한 결과 25%의 탄성률 감소와 50%의 강도 감소가 있었으며 부식 두께는

0.076~0.18 mm 였다고 한다. 원자상태 산소로 인한 복합재료의 약화는 두 단계로 일어난다. 첫 번째는 표면에 있는 수지 층과 섬유 필라멘트 사이나 섬유 다발 사이에서 침식이 발생하며 이어서 노출된 섬유가 손상을 받게 된다. 유리섬유는 그 화학조성으로 인하여 원자산소에 강하기 때문에 저주기 궤도용 복합재료 적용의 한가지 방법은 탄소섬유 복합재료의 위에 얇은 층의 유리섬유 복합재료를 둘러싸는 방법이다.

원자상 산소에 의한 약화를 방지하는 또 다른 방법으로는 복합재료 표면에 보호피막을 입히는 방법이 있다. 보호피막으로 Al박막 접착, Ti등 금속 피막(1μm 정도의 증착)등이 있고 실험에 의하면 원자상 산소의 침식을 상당히 경감할 수 있다고 한다. 그러나, 원자상태 산소에 대한 우려와 우주 정거장의 30년 요구 수명으로 인하여 미국 NASA 에서는 트러스 부재의 경우 복합재료 보다는 알루미늄 재료를 선호하고 있다.

표 7.은 우주공간에서 노출된 태양전지 표면의 열 사이클 환경을 보여주고 있는데 이 열 사이클에 의한 복합재료의 약화는 섬유와 수지의 열팽창률 차이에서 생기는 내부 응력에 의한 반복피로가 주 요인이다. 그러나 실제의 우주 환경하에서의 재료의 약화는 전술한 고에너지 입자조사, 고진공 등과 복합되어 일어나는 복잡한 거동을 보인다. 따라서 장기간에 걸친 재료의 내구성을 평가하기 위해서는 지상에서의 복합환경시험이나 실제로 우주실 환경에서의 노출시험 등

표 7. 태양전지 표면의 열 사이클.

	스핀 위성	3축 위성
정지위성 (고도 36,000km)	-100°C~30°C 88 cycle/year	-150°C~60°C 88 cycle/year
중간고도위성 (고도 1,000km)	-30°C~30°C 5000 cycle/year	-80°C~70°C 5000 cycle/year

으로 확인하고 있다.

4. 다른 재료의 응용

앞에서는 우주용 재료로서 주로 열경화성 수지 복합재료에 대하여 서술하였으나, 다른 재료의 응용도 활발하다. 열가소성 수지 복합재료가 시험 중에 있고 금속기지 복합재료 및 세라믹기지 복합재료도 다양한 분야에서 적용을 위한 연구를 계속하고 있다.^[5, 6]

4.1 열가소성 수지 복합재료

열경화성 수지 복합재료에 대한 열가소성 수지 복합재료의 장점은 수분 흡수가 0.1% 이하로 거의 없으며, 휘발성분이 적고 치수안정성 및 방사능에 대한 안정성이 뛰어나고, 진동억제 능력이 향상되며 조립 및 결합에 드는 비용이 저렴하다는 것이다. 단점으로는 이 복합재료의 손상저항 특성, 즉 손상이 어떻게 진전하는가에 대한 데이터 베이스가 아직 초기 단계이다. 그러나, 이 재료는 경화시킬 필요가 없이 고온의 용융상태에서 생각시키면 되고, 장시간의 열과 압력을 가할 필요가 없기 때문에 우주구조물 부품 제조에 적합하다고 보고되고 있다. 열가소성 수지 복합재료는 부품제조에 많은 선택을 줄 수 있는 반면에 우주구조 부품이 소량이기 때문에 이 재료의 특징인 고생산성이라는 장점을 최대한 살리지는 못하고 있다. 즉, 고온용 금형에 소요되는 높은 비용이 소량생산을 상쇄할 수 있는가에 대한 의문이 있다. 열경화성 수지 복합재료

이거나 열가소성 수지 복합재료이거나 간에 사용하는 보강섬유의 강도 특성은 비슷하기 때문에 복합재료의 강도 특성은 비슷하다고 볼 수 있으나 열가소성 수지 복합재료는 미세크랙이 발생할 경향이 적다. 이 재료의 유연성 및 낮은 수분 흡수율은 장점이나 열팽창계수 및 열에 의한 치수안정성 관점에서 보면 아직 개선할 여지가 남아 있다.

4.2 금속기지 복합재료

우주용 재료로서 상당한 연구, 개발을 지속하고 있는 것이 금속기지 복합재료 (MMC, Metal Matrix Composites)이다. 여기에는 연속 카본섬유로 보강된 알루미늄, 티타늄 및 마그네슘이다. 다른 형태의 MMC 로는 보론/알루미늄, 실리콘 카바이드/알루미늄 및 실리콘카바이드/티타늄 등이다. 성능 면에서만 본다면 MMC는 카본섬유 복합재료 보다 강성도가 더 높고 열팽창계수도 거의 0에 가까우며, 수분흡수나 outgassing이 없으며 열 및 전기전도도가 높다. 또한, 비교적 높은 온도에서도 기계적 성질이 좋으며 방사능이나 열 사이클에도 저항이 뛰어나다.

MMC를 제조하는 한 방법은 액상 금속을 주입하여 전단계 와이어를 만들고 이것을 이용하여 확산접합 (diffusion bonding) 이나 인발성형을 통하여 부품을 제조한다. 또 다른 성형법은 주조법이 이용되고 있는데, 미국의 한 회사에서는 두께가 얇은 MMC 트러스 튜브를 저압 하에서 섬유 손상 없이 직경 30 cm까지 제조하고 있으며 최근에는 보론/실리콘카바이드/마그네슘

복합재료와 얇은 층의 카본섬유/알루미늄 방열판도 제조하고 있다. 또한, 탄소섬유/알루미늄 및 탄소섬유/마그네슘의 트러스 구조물도 개발되고 있는데 MMC는 단위밀도당 강도 및 강성도가 알루미늄보다 뛰어나서 뒤틀림 문제가 생기지 않는다. 최근에는 탄소섬유/알루미늄의 접시형 안테나도 개발되었고, 첨단 광학용 안테나 및 electronics packaging도 MMC의 지속적인 적용이 활발한 분야이다.

5. 우주기기에서의 복합재료 적용

복합재료는 점점 활발해 가는 우주산업에서 중요한 위치를 차지하고 있으며 위성중량도 현재는 2톤 이상으로 대형화하고 거기에 수반하는 복합재료의 적용도 급속히 진행되고 있다. 전체

적으로 볼 때, 강도나 강성이 요구되는 부품에 탄소섬유 복합재료가 사용되고 전기 절연성, 전파 투과성이 요구되는 부품에는 아라미드 섬유나 유리섬유복합재료 등이 사용되고 있다. 표 8.에 인공위성에 사용되는 복합재료의 적용예가 나타나 있다.

5.1 구조체

위성의 구조체는 다른 부분체 및 탑재체를 기계적으로 유지시키며 제작부터 임무완수까지 모든 주위환경을 견디어야 하고 위성체 시스템 요구 조건과 발사체 제한 조건을 만족시켜야 하므로 경량이면서 강도를 유지해야 한다. 위성 구조체의 주요 구조물의 기능 및 용도를 표 9.에 요약하였으며 우리나라 다목적 실용위성의 구조체

표 8. 우주구조물에서의 복합재료 응용례^[1]

Application	Materials	Satellite / Space Vehicles
Antenna, reflectors, horns, platforms	graphite/epoxy and aramid/epoxy	Anik B
Synthetic aperture radar antennas	graphite/epoxy	ERS-1
Antenna feeds, waveguides and microwave filters	graphite/epoxy	Intelsat V
Central tube cylinder	graphite/epoxy sandwich	NAVSTAR GPS GOES Weather Satellite
Solar arrays (telescopic cylindrical arrays)	graphite/epoxy tubes and skins	TDF-1
Tubular truss structures and towers	graphite/epoxy	SPAS, Eureka
Payload bay doors Pressure vessels Thermal protection tiles	graphite/epoxy sandwich aramid/epoxy carbon/carbon	Space Shuttle . .
Launch vehicle structures	graphite/epoxy	Ariane
Optical structures	graphite/epoxy	Hubble Telescope
Space robot systems	graphite and aramid/epoxy sandwich graphite/PEEK	Canadarm, Space Shuttle Mobile Service Facility/ Space Station

표 9. 주요 구조물의 기능 및 용도^[2]

품 목	기능 및 용도
패널 (panel)	내부 장비를 우주환경에서 구조적으로 보호, 주로 전단 하중을 감당
롱저론 (longeron)	위성체의 축하중 및 굽힘 하중 감당
트러스 (truss)	주로 축하중을 감당하며 추진제 탱크를 지지하기도 함
Fitting	두 종의 구조물을 결합하며 구조적으로 이를 보강함
Stiffener	구조적으로 강성을 보강
탱크 (tank)	추진제를 저장
파이프 (pipe)	추진 탱크로부터 추력기까지의 추진제가 전달되도록 함
어댑터링 (adapter ring)	위성체를 발사체에 결합하며 지지하는 역할을 함

를 그림 6.에 나타내었다.

구조체는 패널을 짜 맞춘 상자형이고 패널은 평판 형태의 샌드위치 구조물이 보통이며 흔히 얇은 탄소섬유/에폭시 표피재를 사용한다. 어떤 경우에는 알루미늄 표피재를 사용하여 더 높은 열전도도를 얻기 위한 경우도 있으며 이 때, 경량화를 위하여 저밀도 알루미늄 코어를 사용하며 셀 사이에 구멍이 뚫어져 있다. 트러스 구조물의 경우는 탄소섬유 프리프레그를 파이프 형태로 말아서 오토클레이브법으로 성형하고 있으며 보통 금속재 이음매를 접합한 형태로 성능검사가 이루어지고 있다.

우주선의 2차 추진계에 사용되는 추진제를 저장하는 탱크는 종래에는 금속재였으나 최근에는 무게절감에 대한 요구조건을 만족시키기 위하여 금속재 라이너 위에 복합재료로 와인딩된 구조가 관심을 끌고 있다. 라이너를 금속재로 사용하는 이유는 금속재가 저장되는 유체와의 적합성이 뛰어나고 모든 fitting과 유체 라인은 금속재이기 때문이다. 한편, 탄소섬유 복합재료는 열전도율과 열전도성이 떨어지는 단점이 있고, 이음매 등의 복잡형상 부재는 연속섬유 배향이 아니어서 기계적 특성을 발휘 못하기 때문에 현재는 Al합금 등의 금속재료에 의지하고 있다. 최근 이 결점을 보완하기 위해 금속복합재료의 응용이 이루어지고 있으며 3차원 직조에 의한 textile 복합재료의 응용도 연구되고 있다. 금속복합재료의

응용으로서 이음매 부재로 SiCw/7075Al의 사용이 검토되고 있는데 종래의 Al합금에 비해 탄성률이 1.5배 향상되고 열팽창률도 Al 합금의 60%로 작기 때문에 탄소섬유 복합재료와의 접합부의 열팽창계수 차이를 줄일 수 있다.

5.2 안테나

복합재료는 기기나 광학벤치 및 안테나 지지 구조물 등과 같은 치수안정성을 요구하는 트러스 구조물에 튜브 부재로 광범위하게 사용되고 있다. 주어진 주파수에 대하여 더 많은 gain을 얻기 위해서는 더 큰 안테나가 필요하며 이 때 경량화의 중요성은 더 커지게 된다. 또한, 신호의 phase loss를 줄이기 위하여 치수 안정성이 매우 필요한데, 반사경의 형상 정확도는 0.1mm RMS 이며 안테나 시스템의 집중 정확도는 많은 열 사이클을 받게 되는 전 임무기간을 통하여 0.01°이 요구되고 있다. 따라서, 종래에는 안테나 반사경 및 그 지지 구조부로는 아라미드 섬유 복합재료가 사용되었지만 근래에는 경량, 고강성 및 저열팽창의 요구로 탄소섬유 복합재료가 채용되고 있다. 안테나의 반사경은 주로 CFRP 표피/알루미늄 혹은 아라미드 하니컴코어 샌드위치 구조로 그 지지 트러스에는 CFRP 적층 튜브가 사용된다. 더구나 열에 의한 영향을 방지하기 위하여 반사경면에 단열 도장을 하고, 그 배면에

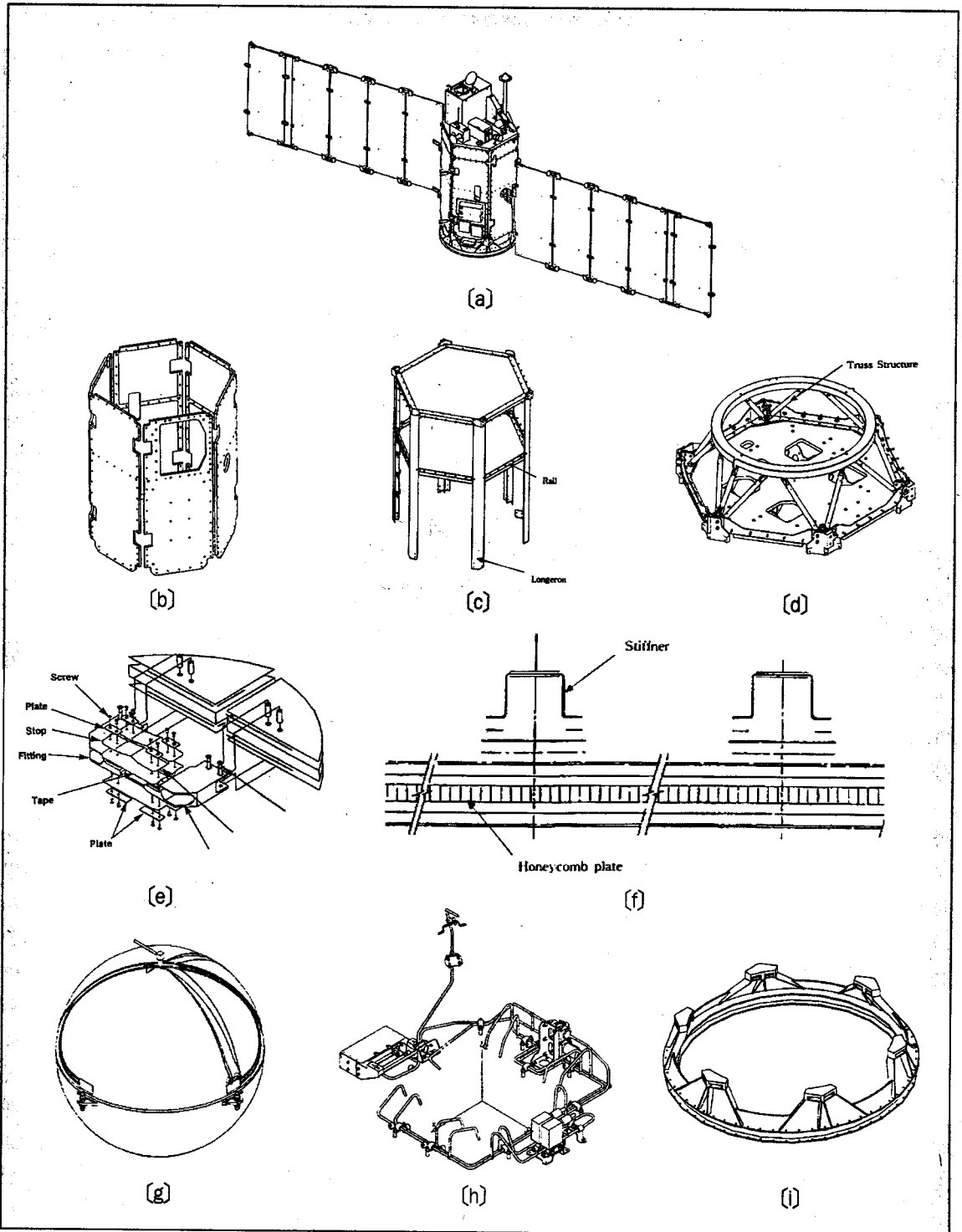


그림 6. 다목적 실용위성 전체 개념도 및 구조체^[2]: (a) overview, (b) panel, (c) longeron, (d) truss, (e) fitting, (f) stiffener, (g) tank, (h) pipe, (i) adapter ring.

는 단일 blanket를 덧붙인다. 또한, 탄소섬유는 현재로서는 전기차폐 특성이 뛰어나지는 않지만 앞으로 이 특성을 향상시켜 우주에서의 전자기 차폐에 응용하기 위하여 연구를 계속하고 있다.

5.3 태양전지판

위성에 전력을 공급하는 태양전지는 스피ن위성이라는 구조체의 외측면에 설치되지만 3축 자세 제어 위성에는 접은 사각형의 평판을 우주공간에 전개하는 것으로 큰 면적으로 인한 많은 전력을 얻는 것에 적합하다. 태양전지판은 거의 대부분 하니컴 샌드위치 평판의 형태이며 보통 탄소섬유 복합재료를 표피재로 하고 있다. 얇은 비전도성 필름(흔히 Kapton polyimide)이 태양전지판의 표면에 접착되어 있고 그 위에 태양전지 셀이 놓여진다. 기지재료로는 에폭시 수지가 대부분 사용되어 왔으나 현재는 outgassing을 덜 발생하여 재료 자체의 오염이 적고 인접한 열처리 표면 등을 오염시킬 가능성이 훨씬 적은 polycyanate ester 수지나 epoxy-cyanate 혼합 수지를 사용하는 경향이 강하다. 왜냐하면 태양전지판은 넓은 면적이 노출되기 때문에 outgassing 문제는 오염에 민감한 시스템에 치명적이기 때문이다.

6. 결 론

우주기기용 재료로서 복합재료를 사용하면서 겪었던 초기의 문제점은 많은 연구를 통하여 대부분 극복되었다. 설계자는 이제, 복합재료에 대한 확신을 갖게 되었으며 복합재료를 우주 구조물에 적절하게 적용하는데 know-how를 갖게 되었다. 앞으로도, 우주 구조물의 경량화가 지속적인 과제이고, 재료 및 성형기술의 발달로 복합재료의 적용은 더 광범위하게 일어날 것이다. 특히 우주 정거장, 인공위성에 있어서도 탄소섬유 복합재료의 위치가 흔들리지 않을 것이지만 그 적

용에 제한적인 요인이 되는 문제점이 있다. 그것은, (1) 우주구조물에의 복합재료 적용은 여전히 노동집약적이기 때문에 생산비가 상당히 높으며, (2) 고분자 복합재료는 방열성이 떨어지고 복잡형상의 이음매에는 적용하기 어렵다는 점이며, (3) 탄소섬유의 고탄성화에 의한 내충격성, 손상 허용치 저하의 문제가 있다. 생산비용을 절감하고 제품의 신뢰도를 향상시키기 위한 방법으로서 표준화된 설계와 모듈개념의 hardware 부품의 개발이 필요하다. 또 방열성 향상이나 전도성 부여에 대한 대책으로서 금속복합재료를 응용하거나 CFRP 표면의 금속재질화나 열가스성수지 복합재료에 의한 복잡형상 부재의 개발도 가능한 일이다. 탄소섬유 복합재료의 손상 허용치 향상은 보강섬유가 두께방향으로도 배향되어 있는 3차원 직물 구조의 복합재료 개발이나 matrix 수지를 개량함으로써 가능할 것이다.

복합재료는 우주 구조물의 성능에 필수적이며 또한, 특수 섬유에 대한 수요가 한정적이고 품질 검사 비용이 높기 때문에 다른 재료에 비하여 고부가가치를 유지할 것이다. 세계시장은 통신, 운항, 일기예보, 지구관측, 방송 등의 목적으로 우주구조물의 사용이 늘어나고 있고 로켓 발사 비용의 증가에 따른 경량화의 요구가 강해지고 있기 때문에 복합재료에 대한 수요는 지속적으로 증가할 것이다.

참 고 문 헌

- [1] Tennyson, R. C., "Composites In Space - Challenges and Opportunities," Proc. ICCM-10, Canada, August, Vol. I, pp.35 - 56, 1997.
- [2] 김 진 철, "인공위성 구조체 설계," 97 인공위성 기술 단기강좌, 한국과학기술원.
- [3] Epstein, G. and Ruth, S., "Composites : A Key to Space Systems," SAMPE Journal, Vol. 32, No. 1, pp.24-29, 1996.

- [4] King, R. L. and O' Neill, J. A., "Why Use Composites in Orbits," Aerospace Composites & Materials, pp.20-22, 1989.
- [5] McConnell, V. P., "Advanced composites make a case in space," Advanced Composites, Sept./Oct., pp.34-46, 1989.
- [6] McConnell, V. P., "Progress Report: Composites in Spacecraft," Advanced Composites, July/August, pp.26-34, 1991.