

통신위성에 사용된 신소재 (무궁화 위성)

김 원 철

Advanced Materials for Communication Satellites (KOREA SAT)

Wone-Chul Kim



● 김원철 (한국통신 위성사업단)
● 1963년생
● 우주구조물의 파괴제어를 전공하였
으며, 통신위성 system engineering
에 관심을 가지고 있다.

1. 머리말

1965년 세계최초의 상업위성인 얼리 버드 (Early Bird : Intelsat-I)가 발사되어 실질적인 위성통신 서비스를 개시한 이래, 주로 미국을 중심으로 한 선진외국에서는 위성통신의 장점인 광대역성, 회선설정의 용이성, 통신의 고품질성, 동보성 등을 이용한 다양한 서비스를 제공하여 왔다. 현재 세계적으로 미국, 러시아, 프랑스, 일본 등의 선진국과 인도네시아, 브라질, 멕시코, 파푸아 뉴기아 등의 개발도상국에서 총 556기의 위성이 통신 또는 방송용으로 제작되어 지구 정지궤도에서 임무를 수행중이다.

1990년대 초반부터 시작된 우리나라 위성사업은 과학위성 우리별 1호와 2호의 성공적인 발사와 임무수행을 거치면서 관련학계는 물론 국민적인 관심의 대상이 되고 있다. 한국항공우주 연구소를 비롯한 정부의 관련기관에서도 다목적 위성 등의 제작을 결정하고

실행을 준비중이다.

한국통신에서는 이러한 국내의 추세에 발맞추어 우리나라에서도 선진과학기술의 도입으로 21세기 범세계적 우주개발계획에 적극 대처하고 국민의 다양한 통신 서비스 욕구에 부응할 수 있는 첨단통신 서비스의 제공, TV 난시청지역 완전해소 및 국내 관련산업의 육성을 도모하기 위하여 1990년 7월에 우리나라 최초의 방송 및 통신 복합위성인 그림 1의 무궁화 1호와 2호(Koreasat 1과 Koreasat 2)의 제작을 시작하였다. 1994년 2월 현재, 발사체(Delta II) 및 위성체의 각 구조물 및 통신·방송 장비들의 제작이 거의 완료되어 조립 및 환경시험을 남겨놓고 있으며 1995년 중순 발사 및 궤도진입을 목표로 하고 있다.

인공위성을 설계하고자 하는 엔지니어는 항상 태양에 의한 열교변, 방사선의 침투, 진공 등의 우주환경과 발사시의 진동 및 소음과 가속력으로 인한 부하를 생각하여 개개의 구조물의 임무에 이상적인 재료의 선택을

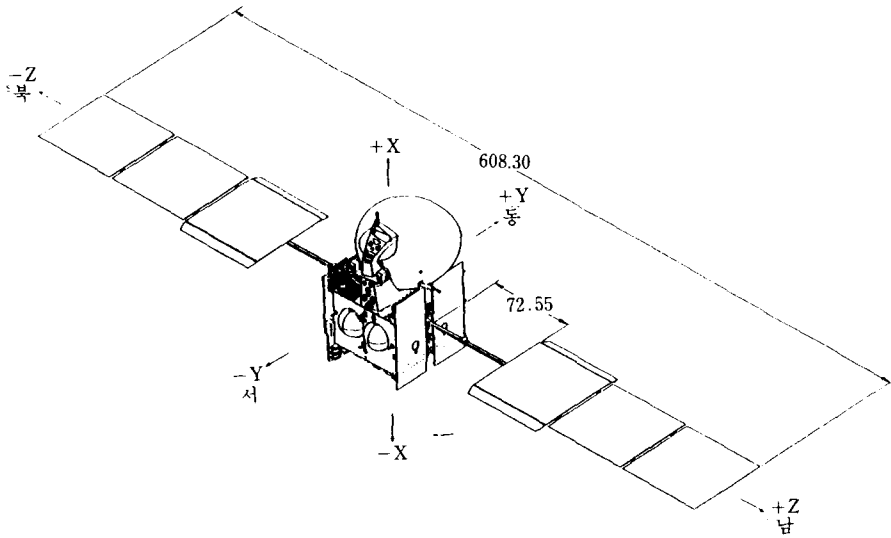


그림 1 무궁화 위성(Koreasat)

염두에 두어야 한다. 위성의 각 구조물과 통신·방송 장비는 고강도 및 저중량 재료의 사용을 우선으로 함은 물론, 열기계적인 하중하에서도 변형이 작은 고도의 형상안정성(dimensional stability)과 피로 및 우주공간으로부터의 방사선의 침투에도 계획된 수명 동안 충분히 견딜 수 있어야 한다.

이 글에서는 지구 정지궤도에 위치한 통신·방송용 정지위성의 설계시 각 구조물 및 통신·방송 장비에 사용되는 우주용 소재의 대표적인 성질과, 우주환경의 영향하에서 선택적인 소재의 응용 및 주의점 등을 소개하고자 한다. 아울러 최근까지 개발된 여러가지 위성용 첨단재료의 소개를 덧붙임으로써 위성을 연구·설계하고자 하는 엔지니어에게 기초적인 자료를 제공하고자 한다.

2. 우주환경 하에서의 소재의 선택

우주구조물의 설계시 고려하는 우주용재료의 선택기준은 지상의 항공기나 미사일의 설계시 전체가 되는, 저중량·고강도의 기준을 크게 벗어나지 않는다. 위성을 실은 발사체

의 발사시 받는 외부로부터의 기계적인 하중역시, 제트 요격기의 설계시 가정하는 정도의 가속력을 적용하여 설계할 수 있다. 그러나 이러한 설계환경의 유사성은 위성설계의 경우에는 혹독한 우주환경에서 10년 이상동안 안정적인 임무수행의 보장과 운용중의 회수 및 수리가 불가능하다는 점을 인식하는 순간 사라지게 된다. 위성의 각 구조물과 통신·방송 장비들은 발사되기전, 지상에서 생산, 시험, 조립, 이동중이라도, 산화, 부식, 수분 흡수, 크리프(creep) 등, 다수의 오염원에 직면하게 된다. 이러한 문제점들을 최소화하기 위해 위성의 각 시스템은 숙련된 요원에 의해 청정실에서 조립 및 시험을 하지만, 초기 설계단계에서부터 그러한 오염원에 견딜 수 있는 재료를 선택하는 것이 중요하다.

위성 설계자가 하나의 고립된 우주 공간인 정지궤도상에서 임무를 수행하는 위성용 소재를 선택하고자 할 때는 더욱 복잡하고 힘든 환경적인 제약이 따르며, 아마도 가장 손쉽게 떠올릴 수 있는 지구정지궤도의 환경적 특징은 초진공(10^{-10} torr)이라고 할 수 있다.

위성제작에 사용되는 많은 재료(수지, 접착 물질, 금속)는 우주의 초진공상태에서 승화현상에 의해서 증발된다. 아웃개싱(outgassing)이라고 불리어지는 이 현상으로 고체는 초진공 하에서 가스의 형태로 분자의 일부분을 잃어버리게 되며, 증발된 분자들은 위성의 차가운 표면이나 위성 가까이 무리를 지어 머물러 있으며 때로는 광학표면(optical surfaces)이나 방열기, 베어링, 태양전지 등에 붙어서 성능의 저하를 가져올 수 있다. 따라서 위성의 구조물이나 부품으로 사용되는 재료는 아웃개싱을 피할 수 있도록 특별한 공정과 세심한 주의를 기울여서 생산되어야 한다.

운행을 위한 재료의 선택도 초진공하에서 특별히 고려하여야 할 점이다. 지상에서 널리 사용되는 금속베어링은 베어링 사이의 공기운환이 가능하지만, 공기가 없는 우주의 진공상태에서는 두 금속의 표면이 서로 확산되어 냉간용접되어 버릴 수도 있다. 액체운환제도 대부분 그 구성성분이 증발되며, 고체흑연(solid graphite)같은 분말운환제 역시 내부의 수분이 증발되어 마멸성을 띠는 재료로 변해버린다. 그러므로 움직임이 작은 조인트는 유연성이 풍부한 금속이나 합금을 사용하여 설계하여야 하며, 회전이 많은 부분에는 세라믹 볼 베어링과 스텔라이트(stellite) 또는 니켈이 접착된 티타늄 카바이드 같은 세라믹과 금속의 복합재료, 그리고 저증발압(low-vapor-pressure) 운환제가 적합하다.⁽¹⁾

우주 환경의 두번째 특징은 위성을 에워싸는 주변의 온도범위이다. 정지궤도에서 임무를 수행하는 위성은 태양열을 받는 부분의 온도와 차가운 우주에 노출되는 부분의 온도 차이가 최대 270°C (-150°C ~ 120°C) 정도이며, 온도변화를 또한 초진공으로 인한 대류의 결여 때문에 지상에서보다 크다. 특히, 매년 춘추분(3월 21일과 9월 23일)을 전후하여 매일 한 차례씩 약 40여 일 동안, 그림 2

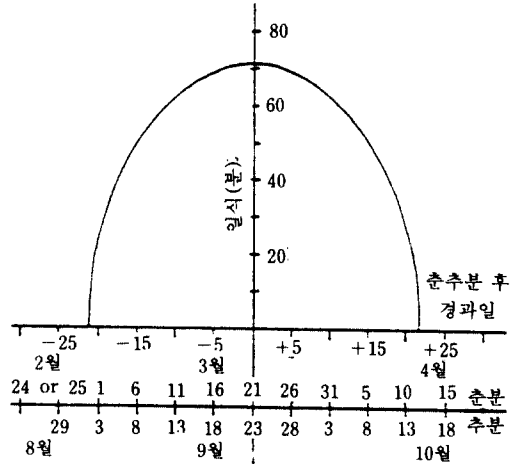


그림 2 정지궤도에서의 일직

와 같은 정지궤도상의 위성 전체가 지구 그림자에 들어가는 일식이 일어나는데, 이때 최대 120°C 까지 온도가 상승한 일부 구조물(예: 태양 전지판, 안테나 복사판)이 5분에서 10분 동안에 -150°C의 차가운 우주속으로 들어감으로써 일종의 열충격 하중이 위성에 가해진다. 일식이 끝남에 따라 위성은 다시 태양에 노출되어 온도가 올라가고 일식기간 동안 매일 한 번씩 같은 현상의 반복이 진행되는 열교번(thermal cycling)이 일어난다. 이러한 열교번의 영향으로 인한 피로파손을 방지하고 각 시스템의 온도를 운용온도 범위내에 유지시키기 위해, 열 하중에 강한 세라믹같은 내열성 재료와 열담요(thermal blankets)를 비롯한 여러 형태의 열제어 시스템이 개발되었다. 가장 많이 사용하는 열차단제는 Kapton이나 Mylar호일(Du Pont 상품명)같은 합성중합체 열담요를 겹겹이 쌓은 다층절연(multilayer insulation)체로서 위성 외벽의 필요한 곳에 부착하여 각 부분의 온도를 적정수준으로 유지시키는 역할을 한다.

지구 정지궤도에 있는 위성은 전술한 초진공과 열교번의 환경인자외에도 태양으로부터의 고주파 전자기 복사와 고에너지 입자복사

를 받는다.

태양전자기 복사의 절반 정도는 X선 및 Gamma선으로서 소재 깊숙이 침투하여 전자를 산란시키고 이온화를 가속시킨다. 이러한 고주파 방사선에 노출된 금속의 원자는 대개 그 결정구조를 이탈하여 결정이 쉽게 전단변형되지 못함으로써 금속의 강도를 높이는 결과를 초래하는 반면, 전기전도성을 떨어뜨려서 안테나와 같이 아주 작은 전류가 흐르는 시스템에는 해가 될 수도 있다. 태양전자기 복사에 의한 이온화와 원자 이탈현상은 접착제와 윤활제 및 절연물질 같은 무기재료 합성물에 더 나쁜 영향을 주어서 강도와 기능을 저하시킨다. 이와 더불어 위성의 궤도 및 자세를 제어하는 제어 컴퓨터내의 주 전산장치의 중요 재료인 반도체 역시 전기적 성질이 점진적으로 변하여 잦은 고장(single-event upset)의 원인이 되기도 한다.

정지궤도 위성이 흡수하는 고에너지 입자(알파입자, 양자, 전자)는 태양과 우주로부터 발생하며, 그림 3에서 보는 바와 같이 시간이 지남에 따라 주로 태양전지의 표면을 파손시켜 효율을 감소시키는 원인이 된다. 그러므로 정지위성의 전력은 임무 말기에도 충분한 여력을 갖도록 결정하여야 하고 전지의 덮개유리를 개선하여 표면손상을 가급적 피하도록 하는 등의 조치가 취해지고 있다.

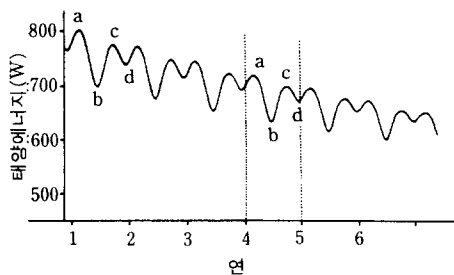
지금까지 기술한 초진공이나 열환경 및 태양복사의 영향에도 불구하고, 우주환경이 모

두 위성용 재료의 성질과 기능에 나쁜 결과만을 가져오는 것은 아니다. 우주에서는 어떠한 외부로부터의 기계적 진동원이 존재하지 않을 뿐 아니라, 중력과 부식 및 공기의 저항 역시 무시할 수 있다. 따라서 자세제어를 위한 이상적이고 고립된 공간이 자연스럽게 제공되어 각운동량 보전의 법칙 등의 동역학적 이론이 가장 이상적으로 실현될 수 있다. 더불어 우주공간에서는 자연적인 전기절연이 존재하므로, 아킹(arcing)문제가 발생하기 전까지는 위성의 각부품을 좀더 가까이 배치할 수 있는 이점 또한 있다.

3. 위성제작에 사용되는 재료

지구정지 궤도에서 운용될 위성에 들어가는 재료는 우주에서의 성능규격 만족의 문제를 떠나서라도, 우선적으로 약 5년 동안 지상의 생산 및 처리과정, 환경시험과 저장 및 운송 등의 과정을 손상없이 견딜 수 있어야 한다. 발사시에 위성의 각 구조물은 극심한 진동, 소음, 가속력의 하중을 받는 반면, 약 10년간의 임무수행기간 동안 기계적 외력이 거의 없는 우주환경에서 필요한 강도와 정확한 모양을 유지하기 위해서는, 시간에 따른 소재의 물성치의 변화를 제어하는 것이 중요한 설계상의 요건이 된다. 위성 구조물이나 전자부품에 있어서 이러한 물성치의 변화에 영향을 끼치는 환경인자의 종류로는 크리프(creep), 방사능 조사(radiation exposure), 열교번으로 인한 피로 등이 있는데, 실제 지상에서의 환경영향평가 시험시 10년 이상의 위성수명을 대상으로 하는 것은 불가능하므로 시간을 단축하고 각각의 실험부하를 증가시키는 가속실험(accelerated experiments)을 수행한다.

위성용 재료는 크게 금속 및 복합재료가 있는데 전자는 금속과 그 합금, 후자는 섬유보강 플라스틱과 금속수지 복합 재료로 나누어진다.⁽²⁾



a: 춘분, b: 하지, c: 추분, d: 동지
그림 3 시간에 따른 태양에너지 변화추이

3.1 금속 및 합금

우주항공용 재료로서 가장 오랫동안 사용되어온 것은 알루미늄이다. 알루미늄의 장점은 철의 절반 정도 되는 낮은 밀도와 부식에 강한 성질 그리고 여러 금속과의 합금이 가능한 점이며 우주항공용으로 가장 주목받고 있는 알루미늄 합금은 리튬(lithium, Li)을 들 수 있다. 일반적인 비리튬 합금과 비교해서, 알루미늄-리튬 합금은 알루미늄보다 약 10% 정도 강성이 크며 10% 정도 무게가 가볍다. 아울러 판재로 생산된 알루미늄-리튬 합금의 특징으로는 초소성 가공(superplastic forming)으로 열과 압력하에서 주형가공(moulding)이 가능하다는 점이다.⁽³⁾

오랫동안 알루미늄이 위성의 기본적인 재료로 쓰여져왔지만, 또 하나의 중요한 우주항공용 재료로서 티타늄(titanium, Ti)이 있다. 알루미늄과 마찬가지로 티타늄은 강하고 가벼우며 부식에 강할 뿐더러 다른 금속과도 쉽게 합금된다. 최근까지 알루미늄과 티타늄 외에도 꾸준한 재료 연구의 결과로서 여러가지 물질들이 우주소재로서 개발되었다.

그중 하나가 베릴륨(beryllium, Be)의 등장이다. 베릴륨은 무게가 알루미늄의 2/3밖에 되지 않고, 흑연-에폭시(graphite-epoxy) 복합재료보다 조금 더 무겁다. 특징으로는 높은 내열성과 강성, 큰 열용량과 높은 열전도율 및 분말성형시의 뛰어난 연성과 가공성 등이 있다. 이러한 많은 장점에도 불구하고 우주용 소재로서의 베릴륨은 몇 가지 단점이 있다. 베릴륨은 원자구조가 육각집중형(hexagonal close-packed)임으로 인해서 취성을 띠며, 가공시 표면이 상하기 쉬워 구조물에 사용될 때 표면균열로 인한 취성과파괴를 가져올 우려가 있다. 베릴륨-알루미늄 합금은 무게가 리튬과 비슷하지만, 취성과파괴의 용이함과 독성 때문에 좀처럼 사용되지 않으며, 취급상의 주의와 가공상의 어려움으로 인하여 일반적으로 가격이 비싸다.

정지궤도상의 위성제작에는 이밖에도 다양

한 종류의 금속과 합금이 사용된다. 일반적으로 지상에서 널리 쓰이는 스테리스 스틸이나, 니모닉(nimonic) 합금으로 알려진 니켈(nickel)과 크로뮴(chromium)을 비롯하여 내화성(refractory) 금속으로 니오븀(niobium), 몰리브데늄(molybdenum), 탄탈륨(tantalum), 텅스텐 등이 있는데 이들은 티타늄 합금 및 코발트(cobalt)와 함께 초합금(superalloy)이라 불리며 위성의 원지점(apogee) 로켓모터 등에 사용된다.

3.2 복합 재료

우주항공 소재로서의 요구조건인 경량 및 고강도의 물성으로 인하여 1960년대부터 개발되어 현재 우주항공산업에 광범위하게 이용되는 섬유보강 복합재료는 보강섬유가 폴리에스터(polyesters), 페놀(phenols) 에폭시(epoxies) 같은 중합체 매트릭스(matrix) 내에 연속적 또는 짧게 절단된 상태로 정착·보강되어진 재료이다. 지금까지 개발된 많은 보강섬유 중에서도 우주항공 산업에 널리 쓰이는 재료는 T-50, T75, GY-70 등의 상표명으로 알려진 고강도 및 고강성 탄소섬유와 케블라(Kevlar)라 할 수 있다.

가장 널리 위성구조물에 사용되는 탄소섬유보강 복합재료는 알루미늄 하니콤(honey-comb) 샌드위치 판재의 얇은 면판(face skins)으로 응용되어 위성의 통신·방송 장비를 부착하는 판넬과 위성용 안테나의 반사판의 재료로 개발되었다. 특히, 탄소섬유보강 복합재료는 위성용 안테나의 반사판의 재료로서 많이 응용되는데, 이는, 훌륭한 전기적 전도성과 열진공 환경하에서의 좋은 형상안정성이 위성용 안테나의 성능 요구조건과 일치하기 때문이다. 복합재료가 위성에 응용된 또 하나의 전형적인 예로서 필라멘트 감아올림(filament winding) 기법으로 제작된 고체연료통(solid motor case)이 있다. 위성을 천이궤도에서 정지궤도로 진입시키기 위하여 사용되는 원지점 연료통 재료로서는 일

반적으로 듀퐁(Du Pont)에서 개발된 케블라 복합재료가 쓰이는데, 이 소재는 무게가 알루미늄의 반 정도밖에 되지 않으며 방탄조끼의 제작에 사용될 만큼 충격하중에 강하며, 이는 고체연료통의 설계기준에 부합된다. 그

밖에 최근까지 인바(Invar) 등의 금속으로만 제작되던 위성 탑재체(payload)의 중요한 전기부품인 도파관(waveguide) 역시, 열변형에 대한 높은 안정성을 착안하여 탄소섬유 보강 복합재료로 제작되어 성능은 인바 도파

표 1 우주용 소재의 사용예

재 료	사 용 예
Aluminum Alloy	General : panel face skins ; mounting brackets and fittings(machined) ; launch vehicle adapter rings(forged) ; cleats(to join panels ; also glass fiber) ; Koreasat : payload attachfitting, adaptor rings.
Aluminum honeycomb	General : structural body panels, antenna reflector cores ; Olympus : all major structures except thrust cylinder ; Palapa : solar panel drum ; Koreasat : PMP structure, main and subreflector.
Titanium Alloy	General : highly stresses structural components, fasteners ; Space Shuttle : thrust frame and parts of main engines ; Koreasat : propellant tanks, propellant management device, brackets.
Beryllium	General : solar array drive mechanisms, bearing and power transfer assembly, antenna pointing mechanism ; Space Shuttle : window frames, brake and door components ; Viking (Mars lander : reaction control subsystem engine s ; Koreasat : solar array boom.
Carbon Composite	General : panels, face skins, structural components ; Marecs : antenna reflectors ; Telecom : antenna reflectors, feedhorn tower, solar array panels ; TDF : antenna reflectors, tower, solar array panels ; TV-SAT : antenna reflectors, tower, solar array panels ; ERS : payload support structure ; SPAS : primary structure ; DFS : CFRP corrugated thrust cylinder.
Graphite Composite	General : panels face skins, structural components ; Palapa : antenna support structure, outer surface face sheets for radiator section of drum ; Intelsat V : primary tower structure, antennas (Fiberite, ICI) ; Hubble Space Telescope : main support structure (Fiberite, ICI) ; Space Shuttle : engine pods, payload bay doors, RMS (remote manipulator system) boom (3 mm thick Fiberite) Koreasat : PMP structure, main and subreflector.
Kevlar Composite	General : panels, face skins, wound motor case (e. g. MAGE solid AKM) ; Intelsat VI : antenna cores and face skins, shear webs, booms ; Palapa : antenna cores and face skins, single-ply face sheets for solar cell sections of drum ; Koreasat : solar array substrate.
Carbon-carbon Composite	General : PKM(Perigee Kick Motor) nozzles ; Space Shuttle : black TPS(Thermal Protection Subsystem) tiles
Ceramic	General : bearings

관에 버금가면서도 약 50%의 중량절감 효과를 가져온다.

지금까지는 열경화성(thermosetting) 수지를 매트릭스 재료로 사용한 복합재료에 대해서 기술했다. 그밖에 다른 매트릭스 재료로는 열가소성(thermoplastic) 수지, 금속, 탄소 등이 개발되었으며 각각의 운용환경에 맞게 응용된다.

열과 압력하에서 일단 경화된 후 다시 열을 가해 성형할 수 없는 열경화성 복합재료의 단점을 보완하고 좀더 나은 우주구조물의 파괴제어를 위해서 열을 가하면 연화되고 다시 냉각시키면 경화되는 열가소성 수지를 채택한 복합재료의 개발이 최근에 이루어졌다. 열가소성 복합재료는 비교적 낮은 응용 한계

온도(400~500°C)에도 불구하고 전통적인 적층 성형법외에 주형가공은 물론, 롤성형(roll forming), 박판성형(sheet stamping), 기계가공 등의 금속가공 기법을 사용할 수 있기 때문에 위성재료 엔지니어들의 관심의 대상이 되고 있다.

좀더 극심한 우주열환경 하에서의 구조물의 성능향상을 위해서 금속수지를 사용한 복합재료를 생각할 수 있다. 금속수지 복합재료의 매트릭스 재료로는 알루미늄, 구리, 마그네슘, 타타늄 등이 개발되었으며, 흑연, 보론(Boron), 실리콘 카바이드(silicon carbide), 알루미나(alumina) 등이 보강재로 사용된다. 금속수지 복합재료 중합체 매트릭스 복합재료와 상이하게 고온에서의 고강도

표 2 위성용 소재의 기계적 물성치

Material	Density Kg/m ³	Transverse Ultimate Tensile Strength N/mm ²	Longitudinal Ultimate Tensile Strength N/mm ²	Longitudinal Yield Tensile Strength N/mm ²	Fracture Toughness N/m ^{3/2} × 10 ⁶	Shear Modulus N/mm ²
Aluminum Alloy Sheet(2024-T36)	2770	-	480	410	36	28,000
Sheet(7075-T6)	2800	-	520	450	30	27,000
Beryllium Extrusion	1850	-	620	410	-	140,000
Lockalloy (Be-38% Al)	2100	-	427	430	-	-
Graphite/Epoxy [0]HTS	1490	67	1340	-	-	5,900
[0 ₁ +/-45]HTS	140	290	640	-	-	-
Invar 36 Annealed	8080	-	490	280	-	56,000
Magnesium Sheet (AZ31B-H24)	1770	280	270	200	-	16,000
Steel PH15-7 (RH1050)	7670	-	1310	1200	-	76,000
Ti6AL-4V Sheet	4430	-	1100	1000	46	43,000

표 3 위성용 소재의 열 역학적 물성치

Materials	Type	Specific Heat J/Kg K	Thermal Expansion 10 ⁻⁶ /K	Thermal Conductivity w/m K
Aluminum Alloy				
Sheet	2024-T36	880	22.5	120
Sheet	7075-T6	840	22.9	140
Beryllium				
Extrusion		1860	11.5	180
Lockalloy	Be-38%Al	-	16.9	210
Graphite/Epoxy				
[0]	HTS	-	-0.4	-
[0]	UHM	-	-1.04	-
Invar 36	Annealed	510	1.3	13.5
Magnesium				
Sheet	AZ31B-H24	1050	25.2	97
Steel				
PH15-7	RH1050	-	11.0	15
Ti6AL-4V				
Sheet		500	8.8	7.4

및 고강성을 유지함은 물론, 중합체수지 복합재료보다 작은 열팽창 계수를 얻을 수 있음으로써 우수한 형상 안정성과 좋은 열 및 전기적 전도성이 있으며 방사선 파손과 아웃개싱(outgassing)의 염려도 적고 저온에서 취성을 띠지도 않는다. 가장 커다란 단점은 생산가가 아주 높아서 최근까지 일부 군사용 위성 소재로서만 사용되었지만, 실리콘 카바이드 섬유와 알루미늄 매트릭스로 만든 복합재료의 개발성으로 생산가가 내려가고 있는 추세이다. 이 소재는 알루미늄보다 50%에서 70%의 강성이 향상되었고 흑연-에폭시 복합재료보다 7% 정도 가볍다.

위성과 발사체의 연소장치 같은 초고온용 구조물의 소재로서 또 다른 부류의 복합재료인 탄소수지-탄소섬유 및 섬유보강-세라믹 매트릭스 복합재료가 개발되었다. 1960년대 초, 비산화성 대기중에서 1400°C 이상의 온도에서 사용가능한 탄소수지-탄소섬유 복합재료의 개발 이래로 이 소재는 로켓 노즐 스

로트(rocket nozzle throat)와 출구콘(exit cones) 등에 사용되었으며 섬유보강-세라믹 매트릭스 복합재료는 산화성 대기, 즉 일반적인 지구대기중 2000°C 이상의 온도에서 운용되는 구조물을 위해서 개발되었다. 일반적으로 세라믹은 높은 취성을 보이지만 최근까지의 연구결과로는, 흑연 또는 탄소섬유로 보강된 세라믹은 섬유의 보강으로 인한 균열 전파의 경로확보가 구조적으로 용이하지 않기 때문에 우주 구조용 재료로서 필요한 파괴인성을 갖고 있는 것으로 밝혀졌다. 참고로 대표적인 정지위성과 우주탐사선 및 우주 왕복선에 사용된 소재의 구조물 응용예를 표 1에서, 그리고 소재의 열기계적인 물성치를 표 2와 표 3에 소개한다.

4. 무궁화 위성의 소재⁽⁴⁾

무궁화 위성의 설계는 Martin Marietta Astro Space의 BE3000 Series의 위성체

(bus)를 기본으로 방송 및 통신의 복합기능을 위한 탑재체(payload)의 설계로 이루어졌다. 지금까지 기술한 우주용 소재는 거의 적용되었으며 각 부품의 성능확인을 위한 우주환경 시험이 계획되고 있다. 진공하에서의 성능확인을 위해서 1×10^{-5} torr까지 감압한 chamber가 사용되어 전술한 바와 같이 진공하에서 부품의 정상적인 작동을 확인하고, 동시에 적외선 램프와 액체질소를 chamber 내에 배치하여 우주의 열교번하에서의 환경영향을 평가하고 있다. 대표적인 몇몇 소재의 구조물 응용이 표 1에 나타나 있으며 다음에서 그 적용에 대한 구조 및 열기계학적인 관점에서의 간략한 설명이 제시된다.

가장 보편적인 우주 소재인 알루미늄 합금은 무궁화 위성의 외벽을 구성하는 샌드위치 구조물의 외부 판재와 honeycomb core, 위성체와 발사체를 결합시키는 payload attach fitting 및 ring 등에 사용되어 부식방지 및 경량소재로서의 특징이 반영되었다. 태양전지 배열판과 위성 본체를 이어주는 붐(boom)의 소재로는 고유 진동수의 증가를 중요한 설계인자로 해서 높은 강성과 작은 무게를 가지고 있는 베릴륨이 채택되었다.

현대의 통신위성의 소재로 가장 광범위하게 채택되어 있는 복합재료의 사용은 무궁화 위성이 설계에서도 예외는 아니다. GE3000 Series의 위성중 처음으로 설계·탑재되는 offset dual Gregorian reflector 안테나를 비롯하여 태양전지 배열판의 substrate, 그리고 탑재체의 일부 통신·방송 장비 등에 사용된 흑연 및 케블라 복합재료는 우수한 형상 안정성 및 고강성 저중량의 소재특성이 성공적으로 발휘되어진 예라고 할 수 있다.

그 밖에 탑재체 도파관은 훌륭한 열 환경 특성을 지니고 있는 Invar36으로 설계·제작되었고, 복합재료 구조물들의 결합에는 에폭시 또는 티타늄 브라켓이 사용되었다.

5. 정지궤도 위성을 위한 새로운 재료의 개발

지금까지 일반적인 우주용 재료의 선택과 종류 및, 무궁화 위성의 구조물과 탑재체 부품으로의 사용예를 기술하였다. 새로운 정지위성의 설계시 설계자는 설계초기단계에서 위성의 주어진 운용환경과 발사체의 발사중량 및 위성이 탑재되는 발사체 페어링(fairing)의 용적과 형상 때문에 제한된 무게와 형상이라는, 근본적인 우주구조물 설계의 제한조건에 직면하게 된다. 1990년대 초까지 인텔샛(Intelsat) 및 인마샛(Inmarsat) 등, 여러 종류의 통신, 방송, 군사, 기상관측용의 정지위성의 개발에 있어서 이러한 기본적인 설계의 대전제는 항상 새로운 재료의 개발 또는 기존재료의 복합적이고 창조적인 응용을 요구했고 결과로써 몇몇의 신소재 개발이 이루어졌다. 최근까지 우주항공 학계 및 산업체에서 개발되어 실용화되었거나 연구단계에 있는 몇 가지 우주용 신소재를 소개한다.

5.1 일체형(One-Piece)복 편광(Dual-Polarisation) 반사판^(5,6)

캐나다의 Spar Aerospace 및 프랑스의 Aerospatial 등에서 개발된 이 위성안테나용 반사판은 그림 4에 나타난 바와 같이 서로

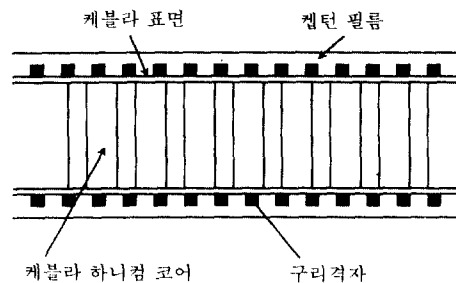


그림 4 복편광 반사판 개념

교차하는 구리쌍극(dipole) 격자가 부착된 케블라 면판(face skins)과 케블라 하니콤 샌드위치 판재로 이루어져 있다. 케블라 면판에 일정한 간격과 너비의 직각 형상으로 부착되고, 격자의 방향이 피드혼에서 나오는 편파의 방향에 따라 결정된다. 격자의 수직으로 들어오는 편파는 전파 투과성 재료인 케블라 하니콤 코어(honeycomb core)를 지나서 아래쪽 케블라 면판의 구리 격자에 감응하도록 고안되었다. 결과적으로 이 새로운 재료의 개발로 기존에 사용되어왔던 동일크기의 서로 분리된 반사판을 단 한개의 복편 광 반사판으로 대체하여 무게감소는 물론 크기를 줄임으로써 발사체 선택에 있어서 유연성을 얻을 수 있었다.

5.2 팽창안테나⁽⁷⁾

현재까지 제작된 팽창(inflatable)안테나는 지름 2~12 m 정도 대형으로 발사체의 페어링내에서 접혀진 상태로 발사되어 우주에서 질소가스의 주입으로 팽창한 후 필요한 강성과 형상을 확보하도록 경화(curing)된다. 우주에서의 팽창후 경화를 위해서 안테나의 재료로서 특별한 수지를 채택한 복합재료가 개발되었는데, 경화방법으로는 자외선과 태양열을 이용하거나 팽창에 사용되는 질소가스에 경화 촉진제(curing agent)를 첨가시키는 방법이 있다.

5.3 형상기억합금

Hubble Space Telescope의 태양전지 배열판의 전개기구에 처음으로 사용되었던 Nitinol(55% 니켈, 45% 티타늄) 형상기억합금은 또 하나의 위성 신소재의 응용예가 될 수 있다. 니티놀(Nitinol)은 이 위성의 안테나의 전개(deployment)장치 등에 있는 수많은 폴립장치를 고정시키기 위해서 구부러진 상태로 장착되었다가, 형상천이 온도인 115°C까지 전열기에 의하여 도달한 후 곧게 펴지면서 폴립장치를 가동시킨다.

5.4 기능경사 재료(Functional Gradient Materials)

일본의 동양특급(Oriental Express) 프로젝트와 관련하여 개발된 기능경사 재료는 대나무의 단면조직의 관찰과 예로부터 대나무에 열을 가하여 활을 제작해온 것으로 착안하여 개발되었다. 대나무의 단면은 단단한 외피로부터 비교적 부드러운 내피까지 강성이 연속적으로 변해가는 조직으로 특징지을 수 있다. 이와 같은 구조적 특성을 고려하여 알루미늄과 같은 금속수지 매트릭스에 알루미나와 같은 세라믹 입자를 미리 설계된 입자 분포함수에 따라 배열시켜서 열하중의 파괴에 강한 재료를 개발했다. 그림 5는 기능경사 재료의 한 가지 예를 나타냈다. 지금까지의 해석학적·실험적 연구결과, 기능경사 재료는 전통적인 단일재료나 일반적인 균질 복합재료보다 열하중에 강하고 특히 열과피 강도가 높은 것으로 나타나 있으나, 두 가지 이상의 서로 다른 재료를 계획된 입자의 분포대로 접합 생산하는 데는 기술적 난점이 있는 것으로 나타났다. 기능경사 재료의 생산방법으로는 소결(sintering), 화학증기 용착(chemical vapor deposition), 레이저를 이

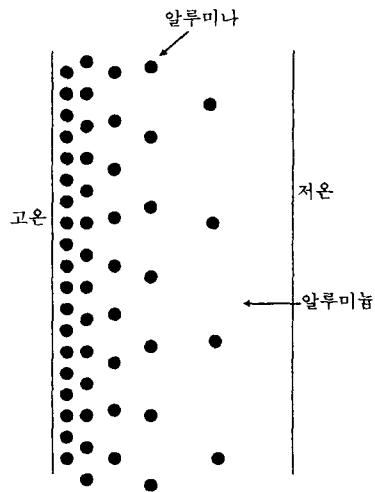


그림 5 기능경사 재료의 한 가지 예

용한 입자 용착(particle deposition by laser) 등의 방법이 개발되었다. 최근에는 원통형 기능경사 재료의 손쉬운 생산의 일환으로 두 재료(알루미나 입자와 용융 알루미늄)의 밀도차이를 이용한 원심분리 주물(centrifugal casting)이 연구되고 있다.

6. 맺음말

지금까지 정지궤도위성 구조물 및 통신·방송용 소재에 대한 일반적인 성질과 선택기준 및 사용예에 대해서 기술하였다. 아울러 정지위성의 성능보장에 가장 중요한 외부환경 인자로서 초진공, 열 교번 및 태양 방사선과 우주입자의 영향을 이들 우주환경 하에서 재료의 거동에 관한 견지에서 고찰해보았다. 지금의 통신·방송 위성시스템 개발의 대명제는 보다 적은 중량의 위성에 대용량의 통신·방송 장비를 탑재하는 것이고, 이는 여러가지 구조물과 부품용 신소재의 개발과 기존재료의 창의적인 응용 등을 통하여 해결할 수 있음을 보았다. 지금까지 기술한 위성재료에 대한 기본적인 설계상의 정보들이 자금의 학계 및 산업계에서 일어나고 있는 국내 위성제작의 관심에 조금이나마 도움이 되었으면 한다.

참고문헌

- (1) Chetty, P. R. K., 1991, *Satellite Technology and Its Applications*, 2nd Ed., TBA Professional and Reference Books, Blue Ridge Summit, Philadelphia, pp. 92~94.
- (2) Martin, D. J. and Maag, C. G., 1993, "The Influence of Commonly Used Materials and Compound on Spacecraft Contamination," *Acta Astronautica*, Vol. 30, pp. 51~65.
- (3) Dunn, B., 1992, "Modern Spacecraft Materials," *Chemistry in Britain*, July, pp. 619~622.
- (4) Martin Marietta Astro Space, 1993, *Koreasat Critical Design Review*, Contract No. KT-91069-PSC.
- (5) Lefbvre, J. D., 1986, "Structural Analysis, Manufacturing and Development Status of Large Polarization Sensitive Dual-Gridded Reflectors," *Proceedings of the Second ESA Workshop on Mechanical Technology for Antenna*, ESA SP-261, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, pp. 111~121.
- (6) Donato, L. and Jha, V. K., 1986, "Design of a Low Distortion Shared Aperture Reflector," *Proceedings of the Second ESA Workshop on Mechanical Technology for Antenna*, ESA SP-261, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, pp. 91~96.
- (7) Bernasconi, M. C., 1986, "Development of a 2.8M Offset Antenna Reflector Using Inflatable, Space-Rigidized Structures Technology," *Proceedings of the Second ESA Workshop on Mechanical Technology for Antenna*, ESA SP-261, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, pp. 31~39.