

인공위성과 복합재료

목 차

- I. 서론
- II. 외국의 인공위성 개발 및 운영 현황
- III. 복합재료의 인공위성에의 응용
- IV. 인공위성 구조재의 선정
 - 1. 무게 비강도 및 비강성
 - 2. 치수안정성
 - 3. Atomic Oxygen 영향
- V. 맺음말

I. 서 론

인공위성용 구조물은 추진로켓에 의해 지상에서 우주궤도로 발사되므로 크기 및 무게에 있어서 엄격한 제한이 요구되며, 궤도상에서 구조물에 걸리는 하중 및 강성조건도 매우 극심한 조건이 요구된다. 그러므로, 일반적인 구조재로 사용될 경우, 재료의 기계적, 열적, 물리적 성질과 내환경성, 제조원가, 확보 용이성 등을 고려하여 결정을 하지만, 위성용 구조재는 경량화가 최대판건이 되고 비강도 및 강성이 높은 재료가 필수적으로 요구된다. 더욱이, 인공위성은 점차적으로 다양한 임무가 요구되고 대형화되는 경향을 나타내므로 경량화 요구는 더욱 높아지고 있다.¹⁾

이와같이, 높은 비강도 및 강성을 갖는 경량구조재에 대한 인공위성 구조물의 요구는 오랫동안 사용되어온 금속계 경량구조재에서 첨단 섬유강화 복합재료로 대체되고 있는데, 그 이유는 복합재료가 우월한 열, 기계적 재료특성을 가지고 있을 뿐만 아니라 요구되는 하중조건 및 용도에 따른 최적설계를 할 수 있는 유연성을 가지고 있기 때문이다.

이런 장점은 인공위성 구조물의 40%이상을 복합재료로 만들어지게 하고 있다.²⁾

II. 외국의 인공위성 개발 및 운영 현황

1990년대 미국의 우주개발 계획은 30년 내구연한의 우주정거장(Space Station)에 초점을 맞춰 집행되고 있다. NASA에서는 향후 5년간 우주과학 및 응용임무를 수행할 위성체 발사를 35회 계획하고

전의진, 김진, 김천곤, 김태욱, 김인걸
한국기계연구소 복합재료실

있다. 그중 Magellan은 금성 탐사용으로, Galileo는 목성탐사용으로 발사된다. 미국내 3대 발사회사 Martin Marietta, McDonnell Douglas 그리고 General Dynamics는 군용 위성발사 수요에 의존하고 있으며, 상용시장에서는 연간 15-20개 위성발사에 그치고 있다.

소련은 무인 우주계획이 대중을 이루고 있으며, 1989년의 경우 90회 발사중 10회만이 유인 우주 계획으로 구성되어 있다. 우주과학 분야에서 1990년대 후반까지 12회의 지구궤도 과학위성 계획이 확립되어 있으며 군사첩보위성의 경우 1988년에 32회 발사를 하였으나 임무 수행 일수는 825일에 불과하여 위성 내구성에 문제점을 노출하고 있다.

동구권 국가들(동독, 헝가리, 체코, 폴란드, 유고 등)은 소련과 협력하여 우주구조물의 공동개발과 우주탐사 계획에 참여하고 있다. 불란서를 중심으로한 Ariane 계획은 세계 상용위성 발사체 시장의 50% 이상을 차지하고 있으며 1989년에만 9회 발사 예정이다. 향후 발사 수주 잔고는 34회에 가격으로는 24억불에 달한다. 중공은 1994년에 9개의 비중공계 위성발사 예정이며(미-중공 협약에 의해 9개 또는 세계시장의 10%로 제한) 향후 5년간 발사체 개량과 기상위성 시스템 개발, 국제적 위성 발사 수주에

힘을 기울일 것으로 예측된다.

일본은 대외 발사 서비스에는 관심이 없으나 자체개발한 우주관련 고도기술의 수출에 많은 노력을 기우려 왔으며 위성발사에 실패한 경험이 없다는 특징을 지니고 있다. 여타 발사체를 갖지 못한 나라의 경우는 위성발사를 미국, 소련, Ariane, 중국에 의뢰하여 주로 통신, 원격탐사, 과학위성으로 사용하고 있다

우리 나라는 세계 GNP 순위에서 15위권에 있으나 세계에서 21개국이 위성체를 보유한 지금 항공우주분야에서는 후진성을 면치 못하고 있으며, 올해 계획을 확정하여 1997년 위성체를 보유할 경우 세계에서 30번째 이후의 인공위성 보유국이 될 전망이다.

III. 복합재료의 인공위성에의 응용

인공위성에 주로 사용되는 복합재료는 비강성이 높은 탄소섬유 강화 플라스틱(CFRP)이다. 다음으로 절연성 혹은 전파투과성이 요구되는 태양전지 패널, 안테나 등의 응용에는 아라미드 섬유나 유리섬유 강화 플라스틱이 사용된다. 인공위성의 구조는 탑재장비를 발사시 보호지지하는 주 구조물과 통신용

표.1) 우주개발 후발국의 인공위성 현황

Spacecraft Name [Nation]	Contractors/ Experimentors	Weight (lb)	Launch Vehicle	Remarks and Purpose/First Launch
Arabsat [Arab League]	Aerospatiale/Ford Aerospace	1,492	Ariane/Space Shuttle	Two Satellites C-band Comm, S-band T.V. Both Operational, 3-85; 6-85
Aussat 1,2,3 [Australia]	Hughes	1,430	Space Shuttle/Ariane	3 Domestic 14/12 GHz Satellites. 15 Channels incl. T.V. Broadcasting/July 85, Oct. 85, 9-87.
SBTS [Canada]	Spar(Canada)/Hughes	1,489	Ariane	2 Domestic 24-Transponder, C-band Satellites/Feb. 1985, Sept. 1985
Insat-1B, 1C, 1D [India]	Ford Aerospace	2,574/2,640/2,838	Shuttle, Ariane 3, Delta	Multi-purpose Satellites. 8/83, 7/88, 3/89.
IRS-1A	ISRO	2,145	Soviet Vostok	Remote Sensing/1988.
Insat-2A, 2B	ISRO	4,400	Ariane 4	Multipurpose-1990, 1991.
Palapa 1,2/B-1B-2B-2P [Indonesia]	Hughes	660/1,388	Delta 2914/Shuttle	Domestic Satcom/7-8-763-10-77; recov. 10-14-84, 1-87
Astra-1 [Luxembourg]	RCA Astro-Electronics	-	Ariane 4	Communications-Ku Band. 1988 Launch.
Mexico 1,2 [Mexico]	Hughes	1,467	Space Shuttle	Domestic Comm. 6/4 & 14/12 GHz/Ap. 85; Sept. 85.
Tele-X [Sweden]	Aerospatiale/Eurosatellite/MBB	2,668	Ariane	Direct Broadcast, Video Data Trans./1989.
Viking	Saab Space/Boeing Aerospace	1,179	Ariane	Electrical, Magnetic, Auroral Studies/1985.

안테나 또는 탐사용 레이더 안테나, 태양전지 패널, 각 탑재장비를 연결하는 트러스(Truss), 자세제어를 위한 Motor용 압력용기 등으로 구성된다.

주 구조물은 발사시 진동하중을 견디는 경량을 요하므로 CFRP와 알루미늄 하니컴의 샌드위치 형태로 Autoclave Bonding 기법을 이용한 Platform 구조나 Filament Winding 기법을 이용한 원통구조가 사용된다. 통신용 Parabolic Antenna는 정밀한 성형과 궤도상에서 온도변화에 대한 치수안정성이 요구되므로 CFRP Skin과 알루미늄 하니컴 샌드위치 구

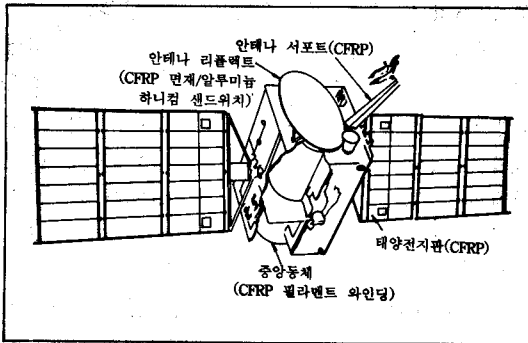


그림.1) 3축제어 위성의 구조

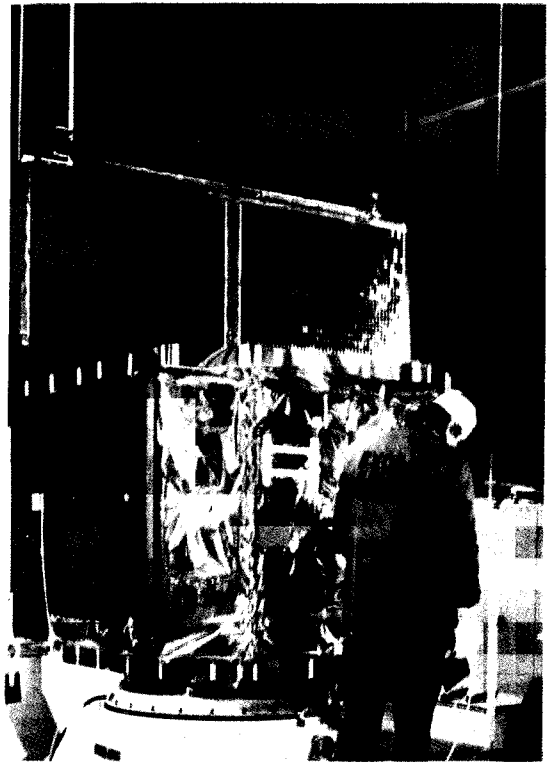


사진.1) 통신위성의 Solar Panel

조로 만들어진다. 탐사용 안테나의 경우 절연성과 치수안정성이 동시에 요구되므로 아라미드 FRP (KFRP)를 사용한 방사 Panel과 CFRP의 Support Panel로 구성된 Hybrid Composite Panel이 주로 사용된다. Truss와 압력용기는 Filament Winding 기법을 이용한 CFRP, KFRP 등이 사용되고 Solar Panel (사진 1)의 경우 태양전지를 올려 놓을 수 있는 최소중량 구조를 요하므로 CFRP 프레임에 Mesh형 장력막을 갖는 복합구조가 많이 사용되는데 이 Mesh형 장력막과 프레임은 Filament Winding 기법으로 성형된다.

IV. 인공위성 구조재의 선정

인공위성용 구조재는 크기 및 무게의 제한에 따른 경량화 요구 못지 않게, 운용되는 환경여건에 따른 요구특성을 충분히 고려하여 재료를 선정하여야 한다. 경량화 요구에 부응하는 높은 비강도와 강

성외에 인공위성 구조재로서 요구되는 특성을 요약하면,⁵⁾

- 정하중 및 발사시의 동하중을 견딜 수 있는 고강도 및 진동 감쇄
- 가혹한 온도환경(-200°C~250°C)에서의 치수안정성
- 고진공(~10⁻¹³ torr)에서 중량 감소율 1% 이하
- 인공위성의 장기화에 따른 우월한 Creep 특성

인공위성 구조재는 과거에는 Al이 주를 이루고 Mg, Be, Ti 합금 등이 경량구조재로 많이 사용되었으나, 복합재료는 앞에서 언급한 바와 같은 뛰어난 경량 특성뿐만 아니라 사용되는 보강섬유가 마이너스 열팽창계수를 지니고 있으므로, 가혹한 우주 온도 환경에서도 치수안정성이 뛰어나다. 아울러, 복합재료가 기존금속재에 비하여 갖는 장점들 중에는 하중방향에 따른 섬유방향의 조절로 인한

설계의 유연성 및 안테나 리플렉터(Reflector) 등과 같이 높은 비강성이 요구되는 곳에는 고탄성 탄소섬유가, 연결부위처럼 높은 비강도가 요구되는 부품에는 고강도 탄소섬유를 선택할 수 있는 유연성이 있다. 성형법 상의 장점으로는 매쉬(Mesh) 구조처럼 극경량 구조물의 성형이 가능할 뿐만 아니라, 정밀한 곡면가공이 가능하다.

미국의 예측으로는 위성체 구조물의 중량은 총 발사 중량의 5% 이하이다. 표2에 1kg 경량화가 가져다 주는 경제적 효과를 표시하였다. 따라서 경량화의 강한 욕구 및 그에 관련된 재료, 설계 및 성형기술의 진보로 인공위성의 구조재 선정 후보로 복합재료를 우선 생각하는 것이 상식으로까지 되어 있다.

표2) 무게 1kg 감소에 따른 경제적 효과

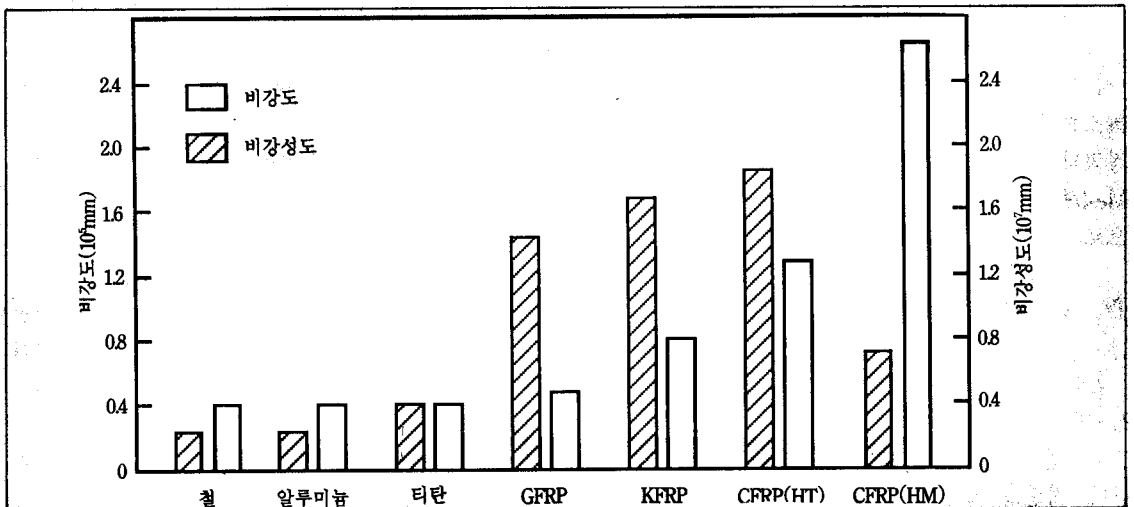
분 야	천 원
로 케 트 , 인 공 위 성	210,000
미 사 일	1,400
헬 리 콧 터	350-1,400
항 공 기	70-350
선 박 및 기 타 산 업	35
자 동 차	3.5이하

1. 무게 비강도 및 비강성

인공위성의 구조물 설계시 중요하게 고려해야 할 것으로 재료의 경량성 및 높은 강성도, 강도를 들 수 있다. 무게는 인공위성을 지상에서 공전 궤도까지 운송하는 비용에 큰 영향을 끼치며, 강성도 및 강도는 움직이는 인공위성의 제어를 용이하게 하기 위해서는 높은 값을 가질수록 유리하다. 그림2는 여러가지 재료의 比剛性度 및 比強度를 나타낸 것으로서 복합재료는 다른 일반금속재료에 비해 무게 비강도와 비강성도가 높아서 인공위성의 구조물 사용에 매우 적합함을 알 수 있다.

그리고, 인공위성이 공전궤도에 일단 도달하게 되면, 重力이 거의 존재하지 않으므로 구조물은 인공위성 자체의 하중을 받지 않는다. 따라서 구조물은 강성 및 강도를 지닐 필요가 없고 단지 지지할 수 있는 역할만을 요구한다. 따라서 구조물을 구성하고 있는 재료는 極輕量化되어야 하며, 이에 따른 재료 선택 및 성형방법이 무엇보다 중요한 기술이라 할 수 있다. 복합재료는 철이나 알루미늄에 비해 비강도 및 비강성이 높다는 특성이외에 "Mesh Structure"라는 특수한 구조로 성형되어 구조물의 極輕量化 요구조건을 만족할 수 있다. Mesh Structure는 사진2와 같이 망사그물구조로서 주로 Filament Winding 성형법으로 성형하는데 대형 Filament

그림2) 여러재료의 비강도, 비강성도



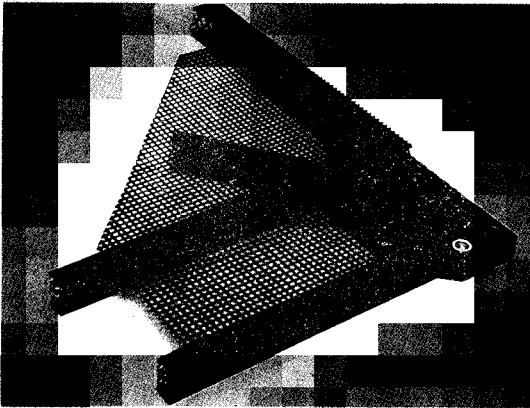


사진.2) Mesh Structure

Winding 머신으로 보강섬유와 수지를 함침시켜 Winding한 다음, 적절한 크기로 재단하여 사용한다.

Mesh Structure를 성형할 때 고려되어야 할 사항으로는 수지의 점도(Viscosity)가 낮아 수지의 유동에 의해서나 혹은 과잉의 수지로 인해 복합재료 사이사이에 수지가 채워져 전체적으로 중량이 증가되어 Mesh Structure로서의 아무런 잇점을 얻을수 없다는 것이다. 이러한 현상을 방지하기 위해서는 적절한 점도를 지닌 수지를 선택하는 것과 보강

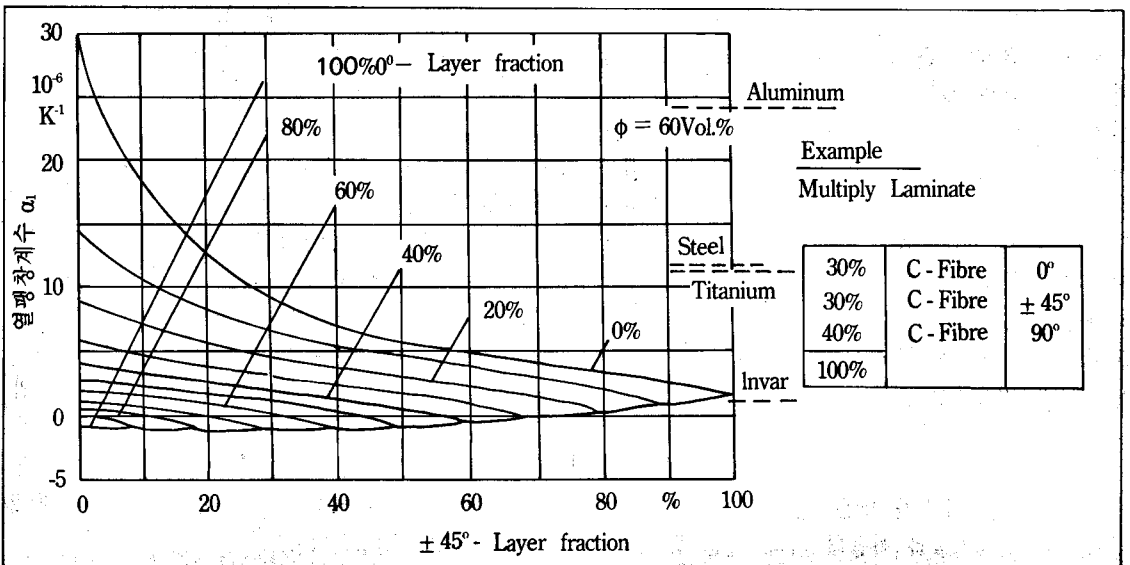
섬유에의 최적 수지함침 기술을 필요로 한다.

2. 치수안정성

인공위성용 구조물은 정확한 치수의 요구 및 유지를 위하여 우주에서의 온도 변화나 다른 환경요인에 의한 형상의 변화가 없는 경량의 고강도 재료를 필요로 한다. 현재 여러 분야에서 많이 사용되고 있는 첨단복합재료(Advanced Composite Materials)는 광범위한 온도 영역에서 거의 0에 가까운 열팽창계수를 만족하며, 고강성도 및 무게를 최소화 할 수 있는 최적의 재료로 각광받고 있다. 이러한 복합재료의 특성때문에 복합재료는 우주의 어떤 환경하에서도 수천분의 몇 밀리미터의 정확도를 요구하는 미래의 대형 통신위성의 안테나 반사경 같은 구조물을 제작하는 데 가장 유용하게 이용되고 있다.

우주공간에서의 반복적인 태양 노출에 의한 극심한 온도 차이로 인한 열변형을 최소화하기 위해서는 재료의 선택 및 설계기술이 선행되어야 한다. 그림 3은 금속재료와 적층비율에 따른 복합재료의 열팽창계수 변화를 비교하여 놓은 것인데, 그림에서 알 수 있듯이 복합재료는 적층비율을 적절히 조절하면 열팽창계수가 거의 0에 가까운 구조물을

그림.3) 적층비율에 따른 복합재료 적층판의 열팽창 계수 변화



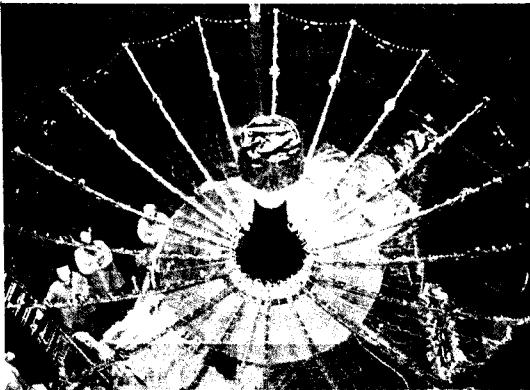


사진.3) 데이터 전송 및 추적용 인공위성 안테나
(지지 구조물은 Gr/Ep 복합재료)

을 얻을 수 있으므로 금속재료에 비하여 치수안정성이 우수하다.

실제로 인공위성 안테나의 경우, 열팽창계수의 차이로 인하여 생긴 설계형태와는 다른 아주 작은 변형도 지구로 전송되는 신호를 크게 왜곡 시킬 수 있다. 예를 들면 미국의 NASA Project 중의 하나인 ACTS(Advanced Communication Technology Satellite)의 경우, 안테나의 반사경의 정밀도가 $\pm 0.058\text{mm(RMS)}$ 이내 이어야 하므로 열변형이 아주 심각한 문제이다.

우주공간에서 사용되는 반사경은 135kW/m^2 의 태양에너지를 받는 앞면과 우주공간으로 열을 방사하는 뒷면에서 큰 온도 차이가 생기므로 열팽창계수가 같은 재료를 사용한다 하더라도 온도차이가 크므로 열팽창계수가 거의 0에 가까운 재료를 사용해야 한다. 그리고 태양에 노출되었을 때의 온도는 약 130°C 이며 궤도상에서 지구의 그림자나 위성의 다른 구조물에 가려 태양光으로 직접 조사되지 않을 때는 약 -170°C 정도로 약 300°C 의 커다란 온도 차이가 생긴다. 이러한 경우 온도차이에 의한 구조물의 열변형뿐만 아니라 열피로(10년 수명의 인공위성일 경우 약 60,000회이상)도 받게 되므로 치수 및 형상에 대한 정밀도 요구가 중요한 인공위성용 구조물에는 경량이고 고강성을 유지할 수 있고 열팽창계수가 낮은 CFRP가 유력한 후보 재료이며, 성형기술과 아울러 미국, 일본 등에서는

이미 개발, 실용화 단계에 있다. 또한 CFRP를 사용할 경우 기존의 금속재료에 비하여 복잡한 곡면 구조와 샌드위치 구조도 용이하게 성형 가능하며 전파반사성이 우수하여 현재로서는 안테나 반사경 재료로 CFRP가 제일 후보로 간주된다. 그리고 성형예곡을 최소화하기 위하여 보강섬유의 적층수, 적층방향, 적층순서 등을 고려해야 하며 열변형 해석과 시제품의 제작 및 실험을 통한 결과의 정확한 해석기술의 개발만이 높은 정밀도를 요구하는 인공위성용 구조물의 제작을 가능하게 할 것이다.

우수한 강도, 강성도 및 필요한 열팽창계수를 얻기 위하여는 복합재료 구조물의 정확한 설계·해석 기술뿐만 아니라 Void율의 최소화, 보강섬유의 Alignment 및 함유율 등을 정확하게 제어할 수 있는 복합재료 성형기술의 개발이 필수적이다.

3. Atomic Oxygen 영향

LEO(Low Earth Orbit) 우주환경에 원자상태로 존재하는 산소(Atomic Oxygen)는 인공위성 구조물 설계시 중요하게 고려되어야 하는데, 우주 공간에 존재하는 AO들이 구조물을 구성하는 재료들과 반응을 하여 재료가 산화되어 가는 현상이 일어난다. AO의 영향은 공전궤도에 따라 다르기는 하지만 11년의 태양주기에 대해 12×10^{22} 에서 5×10^{22} Atoms/cm² 정도로 추정된다. 1 Atom 당 손실되는 부피의 양을 반응효율(Reaction Efficiency)이라 하는데, Carbon/Epoxy 복합재료의 반응효율은 $26 \times 10^{-24}\text{cm}^3/\text{Atom}$ 인 반면, 알루미늄인 경우는 거의 존재하지 않는다.

Carbon/Epoxy 복합재료의 30년(태양주기의 약 3배) 동안의 두께 감소량은 약 130mils 정도로 계산되어지며, 그 외의 複合材料의 경우에도 반응효율은 이와 마찬가지로 상당히 높다.

우주공간에서의 이러한 AO와의 반응을 막기 위해서는 복합재료 표면의 Coating은 불가피하며, 알루미늄을 Coating의 재료로 사용하는 것이 이상적이다. 또한 Coating의 두께는 얇을수록 좋으며 2mils 정도가 적합하다⁶⁾.

V. 맺음말

우주 산업기술은 이미 미국, 소련의 전유물이 아니다. 우리나라도 국가안보 측면뿐 아니라, SDI, 극초음속기 개발, 원격탐사등 尖端分野에서의 국제협력을 위하여서나, 자체 통신위성등 선진국과 진 입을 위하여 꼭 확보하여야 할 국가기술이다.

앞에서 살펴본 바와 같이 우주 구조물 제작에 있어서 복합재료는 이상적인 특성을 갖추고 있다. 현재 국내에서는 복합재료 원자재로서 탄소섬유, Prepreg, 수지 등이 생산되고 있으나 우주·항공용으로 국제공인을 받지 못하고 있는 실정이다. 국내 항공업계의 빠른 발전 속도로 보아 90년대 중반까지는 일부 국제 공인을 받을 수 있으리라고

기대된다. 그때까지는 수입에 의존하여야 할 것이다.

제조공법으로는 주로 Filament Winding, Autoclave Bonding, Honeycomb 제조기술등이 사용된다. 이러한 기술들은 이미 국내에서도 상당한 실용화 실적을 갖고 있다⁷⁾⁸⁾⁹⁾. 위성체 설계 경험이 국내에 아직 없으므로 초기단계에서는 국제협력이 필요하리라고 생각된다.

이러한 우주 구조물 제작에는 20-40인 정도의 비교적 적은 인원의 전문가로서도 고가의 제품을 만들 수 있으므로 수익성도 좋다고 생각되며, 국내 전자·통신, 항공업계의 적극적인 참여와 국내 연구기관의 긴밀한 협력체제가 이루어 진다면, 우리나라도 90년대 중반에는 위성체를 비롯한 우주·구조물 제작이 가능하리라고 믿는 바이다.

[참고문헌]

- 1) N. Imura, "인공위성에의 복합재료적용", 일본 복합재료 학회지, 11, 3(1985), p. 85.
- 2) T. Kawashiwa, et al, "Design and Development of the Graphite Epoxy Structure for CS-3 Satellite, esa Sp-243, p. 261.
- 3) "Aviation Week & Space Technology", March 20, 1989, Vol. 130, No. 12
- 4) 과학신문 제379호 1989년 4월 24일자 "세계현황과 우리나라 방향," 유창수.
- 5) 井上登志夫, "ACM강좌(우주구조)", 강화 플라스틱스 Vol. 33, No. 10 p22
- 6) R. L. King J. A. O'Neill, "Why Use Composites in Orbit?", Aerospace Composites & Materials, Vol. 1, No. 1, 1988, p. 20
- 7) 한국기계연구소, "섬유강화 복합재료의 개발과 응용(I)", 1984.
- 8) 한국기계연구소, "FRP 압력용기의 개발", 1985.
- 9) 한국기계연구소, "Autoclave 성형법 개발(I)", 1987.