

# 항공우주용 복합재료 구조물 개발 및 응용 동향

윤광준 \*

## 목 차

- I. 서론
- II. 복합재료 개발 역혁 및 관련기술 현황
- III. 항공기용 복합재료 구조물
- IV. 인공위성 복합재료 구조물
- V. 우주 왕복선과 발사체 복합재료 구조물
- V. 맺음말

## I. 서 론

항공우주용 구조물은 대기중 또는 우주 공간에서 비행하거나 지상에서 우주로 발사되므로, 크기 및 무게에 있어서 엄격한 제한이 요구된다. 이착륙 과정이나 발사과정과 궤도상에서 구조물에 걸리는 하중, 열 및 진공 환경도 매우 극심하기 때문에 무게에 비하여 비강성도 및 강도가 높고 열변형이 적은 안정된 재료가 필수적이다. 대기중의 항공기 그리고 인공위성과 발사체는 다양한 임무를 수행하고 점차적으로 대형화되는 경향이 있으므로 경량화 및 고성능화 요구는 더욱 높아지고 있다.

섬유강화 복합재료는 보강섬유와 기지재료의 효율적인 조합에 의하여 높은 무게비 강도/강성도는 물론, 여러 가지 우수한 물리적, 화학적 특성을 가지고 있어서 기존의 항공우주용 재료를 대체하고 있을 뿐만 아니라, 응용 방법에 따라 항공우주 기술의 혁신에 기반이 되어, 종래에는 상상과 설계로만 머물렀던 비

\*진국대학교 항공우주공학과 교수

행체가 실제로 제작되었고 그 비행 역시 성공적으로 실현되고 있다.

보강섬유에는 가장 대표적인 탄소섬유를 비롯하여, 아라미드, 유리, 세라믹 섬유 등이 있으며, 기지재료로는 주로 에폭시 수지가 일반 구조물의 용도로 사용되고 내열성, 내마모성 등의 특수 목적에 따라 알루미늄이나 티타늄 합금, 세라믹, 탄소 등이 사용되고 있다.

이와 같이, 높은 비강도 및 강성을 갖는 경량 구조재에 대한 항공기 및 인공 위성 구조물의 요구에 의해 오랫동안 사용되어 온 금속계 경량 구조재가 첨단 섬유강화 복합재료로 대체되고 있는데, 그 이유는 복합재료가 우월한 기계적/물리적 재료특성을 가지고 있을 뿐만 아니라, 요구되는 하중조건 및 용도에 따른 최적설계를 할 수 있는 유연성을 가지고 있기 때문이다.

본 글에서는 항공우주용 구조물에 이용되고 있는 신소재 복합재료를 소개하고 복합재료 부품 및 구조물 개발 현황에 대하여 다루었으며 신소재 복합재료의 응용 효과에 대하여도 기술하였다.

## II. 복합재료 개발 역혁 및 관련기술 현황

1960년대 초에 보론섬유 개발을 시작으로 탄소, 아라미드, 알루미늄, 실리콘 카바이드 등 각종 고강도 섬유가 미국과 일본에서 차례로 개발되었다. 특히 일본은 각종 섬유의 개발에 있어서 괄목할만한 연구 성과를 이루었다. 1970년대에는 각종 제조기업의 개발과 함께 낚시대, 골프채 등 스포츠 용품과 전투기의 2차 구조재로서 복합재료가 활용되기 시작하였으며 금속 복합재료, 세라믹 복합재료, 탄소/탄소 복합재료와 같은 내열성 복합재료도 이 무렵에 소개되었다. 1980년대에는 미국, 유럽, 일본 등의 선진국에서는 우주구조물, 상업용 여객기와 소형 여객기에도 복합재료가 폭넓게 활용되기 시작하여 복합재료는 항공우주용 재료로 매우 중요한 위치를 차지하였다.

국내의 항공우주 관련 복합재료 기술은 1980년대 초부터 산업계, 학계, 연구소에서 부분적으로 시작되었다고 볼 수 있다. 기업에서는 탄소/에폭시 및 유리/에폭시 프리프레그가 생산되기 시작하였고 복합재료 제조 및 판매 구조물의 제작을 위한 오토클레이브가 설치되었으며, 대학과 연구소에서는 탄소/에폭시 적층판의 제조 방법 및 특성규명에 대한 연구를 시작하였다. 80년대 중반에는 국내에서 탄소섬유가 생산되기 시작하였으며, 항공기용 복합재료 구조물이 제조되어 2차 구조물로 쓰이고 부인 복합재료 항공기 등이 연구개발 되면서, 항공우주용 복합재료 관련기술이 축적되었다. 1988년에는 연구소, 산업계 및 학계의 복합재료 관련자들의 모임인 한국 복합재료 학회가 창립되어, 학술 및 기술교류를 증진시킴으로써 복합재료에 대한 연구개발이 더욱 활성화 되었다. 1990년

대에 들어서 복합재료 미익 등 여러가지 복합재료 부품을 이용한 창공 91 및 초 등 훈련기의 개발이 완성되고, 국내의 탄소섬유 직물 프리프레그, 노맥스 하니 컴과 같은 기본재료에 대한 인증을 선진국의 항공기 제조회사로부터 받게 되면

<표 1> 국내외 항공우주 복합재료 및 구조물 관련 주요 연혁

연대	주요사항
1959	레이온계 탄소섬유 개발(미국 UCC)
1960	보통 섬유 개발(미국 AVCO, Hamilton Standard)
1962	PAN계 저탄성률 탄소섬유 개발(일본)
1965	피치계 탄소섬유 개발(일본)
	Kevlar 섬유 개발(미국, Du Pont)
	유리섬유 글라이더 Darmstadt D-36 제작(독일)
1971	PAN계 고강도 고탄성률 탄소섬유 생산 개시(일본, 도레이)
1975	실리콘 카바이드 연속섬유 개발(일본, Nippon Co.)
1976	피치계 탄소섬유 공업화(일본, 미국)
	제 1회 국제탄소섬유학회(ICCM) 개최(스위스)
1980	탄소/에폭시 프리프레그 국내 생산(한국화이버)
1981	Lear Fan 2100통체 전부 복합재료화(미국)
	보잉767에 복합재료 부품 활용
1982	아라미드 필프 개발(KAIST)
1983	Beechcraft사에서 복합재료 구조물 항공기 개발(미국)
1984	X-29A 전진익 전투기 제작(미국, 그루만사)
	자동차 차체 완전 복합재료화(미국, GM사)
1986	탄소섬유 국내 최초 생산(제철화학)
	보이지기 무착륙 세계일주 비행(미국, 12.4~12.23)
1988	한국복합재료학회 창립(4.16)
1991	태광 산업에서 탄소섬유 생산 개시
	대한항공에서 복합재료 부품을 이용한 창공-91 항공기 개발
1996	한국항공우주연구원과 삼성 항공(주)에서 All Composite 구조물을 사용한 8인승 쌍발 복합재료 항공기 개발
	한국항공우주산업(주)와 국방과학연구소에서 All Composite 구조물을 사용한 무인 항공기 개발
2000	한국항공우주산업(주)와 국방과학연구소에서 All Composite 구조물을 사용한 무인 항공기 개발
	한국항공우주연구원에서 4인승 All Composite 선미익 항공기 개발

서, 항공우주용 복합재료 관련기술은 본격적인 궤도에 올랐다고 볼 수 있다. 현재까지의 국내외 항공우주 복합재료 및 구조물 관련 주요 연혁을 보면 <표 1>과 같다.

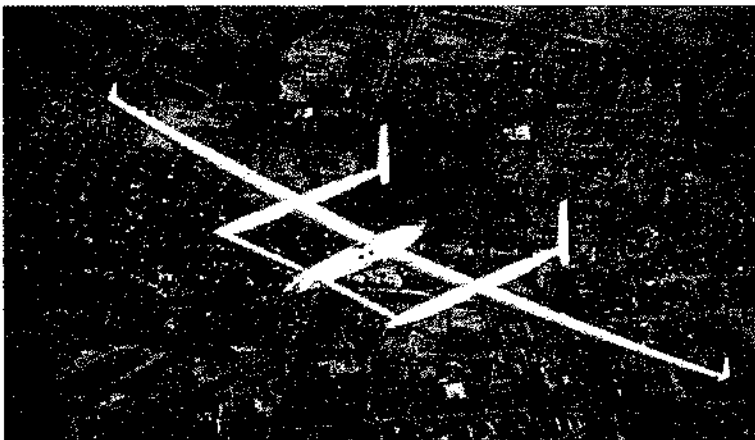
### III. 항공기용 복합재료 구조물

일반 항공우주 구조물에 본격적으로 쓰이기 시작하여 현재에도 가장 많이 이용되고 있는 대표적인 복합재료는 탄소/에폭시 복합재료이다. 탄소/에폭시는 비강도/강성도가 좋고 피로 특성이 우수하여 군용 항공기의 구조용 재료로 시작되었으며, 열변형 안정성의 특성도 가지고 있어 우주구조물의 주요재료로 응용되고 있고, 현재에는 신형 민간 항공기에도 본격적으로 사용되고 있다.

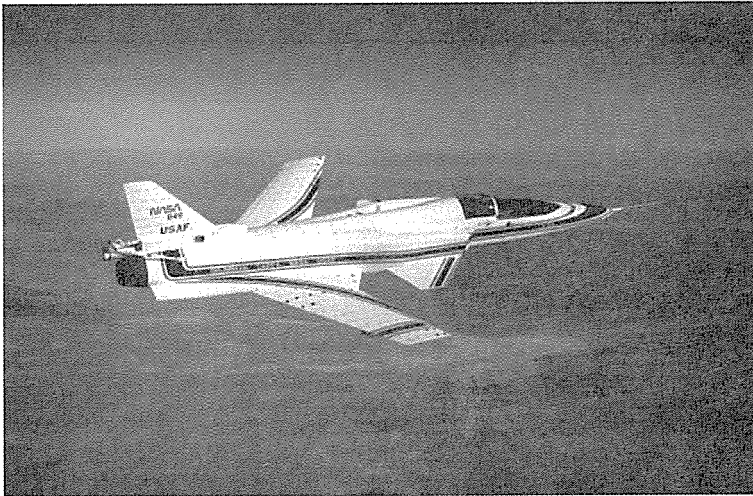
탄소/에폭시 복합재료의 경량성과 강도 및 강성도가 높은 특성을 이용한 대표적인 항공기로는 1986년 9일간 무착륙 세계일주 비행을 성공시킨 Voyager 복합재료 항공기<그림 1>를 예로 들 수 있다. 총 11부분으로 나누어진 이 구조물은 탄소/에폭시 복합재료 판재와 하니컴 심재로 구성된 샌드위치 복합재료 구조물이 사용되어 경량화에 큰 기여를 하였다.

탄소섬유 복합재료의 등장으로 종래의 금속재료로는 불가능했던 구조적인 문제가 해결되어 그 시험비행에 성공한 항공기로는 미국 Grumman사의 X-29 전진익기<그림 2>가 있다. X-29 전진익기의 특징은 날개가 양력을 받아 굽힘을 받으면, 날개의 받음각이 줄어드는 방향으로 비틀림 변형을 일으키게 하여

<그림 1> 무착륙 세계일주 비행을 성공시킨 Voyager All Composite 항공기



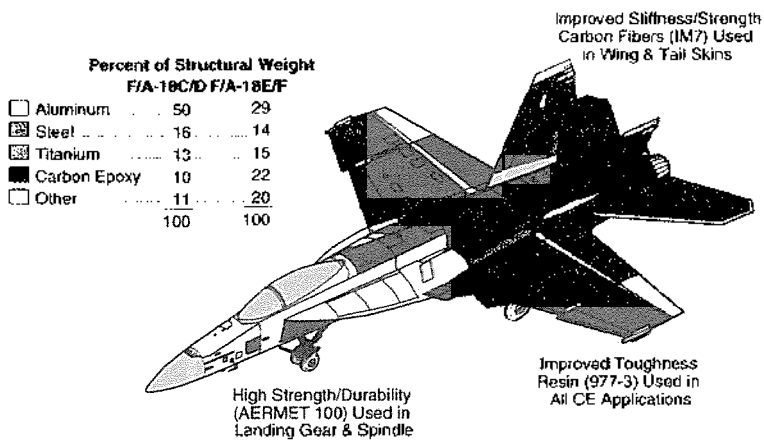
< 그림 2> 탄소섬유 복합재료의 등장으로 종래의 금속재료로는 불가능했던 구조적인 문제가 해결되어 시험비행을 성공한 Grumann 사의 X-29 전진익기



Dryden Flight Research Center EC90-039-4 Photographed 1990  
X-29 at an angle that highlights the forward swept wings.  
NASA photo by Larry Sammons



<그림 3> 탄소/에폭시 복합재료가 전체 중량의 22%나 쓰인 F-18E/F 개량형 기종  
**F/A-18E/F Materials Usage**



동적인 불안정 문제를 해결할 수 있도록, 보강섬유의 배열을 디자인 한 것으로 이는 섬유강화 복합재료만이 가질 수 있는 연계변형효과를 응용한 대표적

&lt;표 2&gt; 미국의 항공/방산용 복합재료 시장 규모

	1982 (\$ million)	1987	1992	2000
전투기	250.0	528.0	1073.0	1990.0
상업용 항공기	48.0	121.5	280.5	910.0
민간소형 항공기	16.0	27.0	55.0	202.5
헬기	35.3	60.0	125.0	412.5
미사일/로켓	22.5	37.0	65.0	127.5
우주용 장비 계획	2.5	7.5	8.5	30.0
총액	374.3	781.0	1607.0	3672.5

실예이다.

1970-80 년대에 사용된 탄소/에폭시를 제1세대라고 한다면, 1990년대에 사용되고 있는 탄소섬유 복합재료는 제1세대 재료가 충격에 약한 점을 보완하고 용도에 따라 고강도 섬유 혹은 고강성도 섬유를 선택하여, 성능을 더욱 향상시킨 제 2세대 탄소섬유 복합재료라 할 수 있다. <그림 3>은 종래의 F-18C/D 전투기에 제1세대 탄소섬유 복합재료의 대표적인 AS4/3501-6 탄소/에폭시 재료가 전체 중량의 10%를 차지한 반면, 제2세대 탄소섬유 복합재료라 할 수 있는 IM7/977-3 탄소/에폭시 복합재료가 F-18E/F 개량형 기종에 전체 중량의 22%나 쓰인 예이다.

이와 같은 응용분야의 확대로 미국의 경우, 항공용으로만 소요되는 복합재료의 시장규모는 <표 2>에서 보는 바와 같이 1992년에 15억불 정도이었으며 2000년에는 약 35억불에 이를 것으로 추산된다. 우리 나라의 경우, 탄소섬유 복합재료와 같은 고급 복합재료는 1980년대에 뉴시대나 테니스 라켓, 골프 샤프트와 같은 스포츠 용품으로 다량 쓰이기 시작하였고, 항공기 구조 제조회사들이 80년대 말부터 항공기용 복합재료 부품을 제조하기 시작하여, 현재에는 본격적으로 항공우주용 복합재료 구조물의 생산준비에 와 있다고 볼 수 있다.

#### IV. 인공위성 및 발사체용 복합재료 구조물

우주구조물은 발사시의 극심한 가속도 조건, 궤도에서의 온도편차(-157~120°C) 및 고진공( $10^{-13}$  torr), 자외선, 산소원자 등의 가혹한 환경 조건들을 견디어야 하는데, 탄소섬유 복합재료의 높은 비강도/강성도 특성은 발사비용을 줄일 수 있는 무게절감 효과를 가져올 수 있고, 열팽창계수에 대한 설계유연성 특성

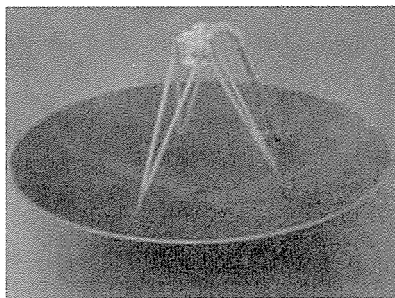
은 열변형에 대한 구조물의 치수 안정성 효과를 볼 수 있는 장점을 가지고 있다. 이러한 특성으로 현재 생산중이거나 계획중인 위성과 우주정거장의 구조물 재료의 20-40%가 복합재료이며 샌드위치 복합재료가 구조물의 대부분에 쓰이고 있다. 구조재료 이외에 내열 복합재료로 쓰이고 있는 부품으로는 탄소/탄소(Carbon/Carbon) 복합재료가 로켓의 노즐 및 대기권 재돌입 셔들의 Leading edge, Nose 등에 내열복합재료로 쓰여 경량화와 고온에서의 내마모성 효과를 크게 보고 있다.

인공위성에 주로 사용되는 복합재료는 비강성이 높은 탄소섬유 강화 복합재료(CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastic)이다. 다음으로 절연성 또는 전파 투과성이 요구되는 태양전지 패널, 안테나 등의 응용에는 아라미드 섬유나 유리섬유 강화 복합재료가 사용된다. 인공위성의 구조는 안테나, 태양전지 패널, 각 탑재장비를 연결하는 트러스(truss), 자세제어를 위한 모터용 압력용기 등으로 구성된다.

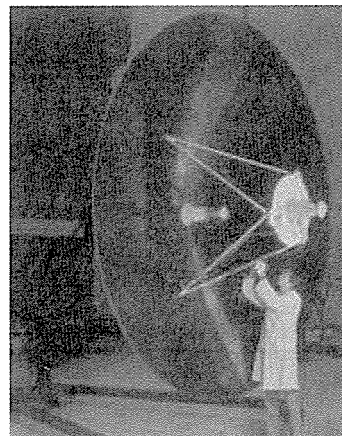
주 구조물은 발사 때 진동하중을 견디는 경량의 고강성도 특성을 가져야 하기 때문에 오토클레이브(autoclave) 성형법에 의하여 제작된 CFRP 면재와 하니콤 심재의 샌드위치 형태와 프레임이 결합된 격자 구조 형상, 또는 필라멘트와 인딩 기법을 이용한 축대칭 원통형 구조 형상으로 사용된다.

통신용 포물면 안테나는 정밀한 성형과 궤도상에서 온도변화에 대한 치수 안정성이 요구되므로 CFRP외피와 알루미늄 하니콤 샌드위치 구조로 만들어진다.

< 그림 4 > 인공위성에 응용된 탄소/에폭시 면재와 알루미늄 하니콤 심재로 구성된 샌드위치 구조의 접시형 안테나 구조물. (a) NASA 바이킹 우주선의 복합재료 포물면 안테나 구조 (직경 1.45 m), (b) 보이저 우주선의 복합재료 포물면 안테나 구조 (직경 3.6 m)



(a)



(b)

탐사용 안테나의 경우 절연성과 치수 안정성이 동시에 요구되므로 아라미드 계통의 케블라 섬유 강화 복합재료(KFRP)를 사용한 방사패널과 CFRP의 지지판으로 구성된 하이브리드 복합재료 패널이 사용되기도 한다.

트러스와 압력용기는 필라멘트 와인딩 기법을 이용한 CFRP, KFRP 등이 사용되고 태양전지판의 경우 태양전지를 올려 놓을 수 있는 최소 중량구조를 요하므로, CFRP 프레임에 그물형 장력막을 갖는 복합구조가 많이 사용되는데, 이 그물형 장력막과 프레임은 필라멘트 와인딩 기법으로 성형된다.

인공위성용 구조재는 크기 및 무게의 제한에 따른 경량화 요구 못지 않게, 운용되는 환경여건에 따른 요구특성을 충분히 고려하여 재료를 선정하여야 한다. 경량화요구에 부응하는 높은 비강도와 강성 외에 인공위성 구조재로서 요구되는 특성을 요약하면 다음과 같다.

- ① 정하중 및 발사 때의 동하중을 견딜 수 있는 고강성도/강도 및 진동감쇠
- ② 가혹한 온도환경(-160~100°C)에서의 치수 안정성을 위한 낮은 열팽창계수
- ③ 고진공( $\sim 10^{-13}$  torr)에서 중량 감소를 1%이하의 기화율(outgassing ratio)
- ④ 방사선, 자외선, 산소 원자 침식에 강한 저항성
- ⑤ 장기간 사용에 따른 우수한 크립(creep) 특성

인공위성의 구조재로서 과거에는 알루미늄, 티타늄 등의 금속 구조물이 경량 구조재로 많이 사용되어 왔으나 고강성/강도 탄소섬유와 케블라 섬유 복합재료가 개발되면서 매우 빠른 속도로 금속재료에서 복합재료로 대체되어 가고 있다. 복합재료는 앞에서 언급한 바와 같이 뛰어난 경량특성뿐만 아니라, 사용되는 탄소나 케블라 섬유는 미소량의 마이너스 열팽창계수를 지니고 있어서 섬유의 배열 구조를 합리적으로 설계하면 열팽창계수가 거의 제로에 가깝게 할 수 있어, 가혹한 우주 온도환경에서도 치수 안정성이 뛰어나다. 아울러, 복합재료가 기존 금속재에 비하여 갖는 장점들 중에는 하중방향에 따른 섬유방향의 조절로 인한 설계의 유연성 및 안테나 반사 구조물(reflector)등과 같이 높은 비강성이 요구되는 곳에는 고탄성 탄소섬유를, 연결부위처럼 높은 비강도가 요구되는 부품에는 고강도 탄소섬유를 선택할 수 있고, 이러한 설계구조의 일체 성형이 가능할 뿐만 아니라, 정밀한 곡면 제조가 용이한 편이다.

## V. 우주 왕복선과 발사체 복합재료 구조물

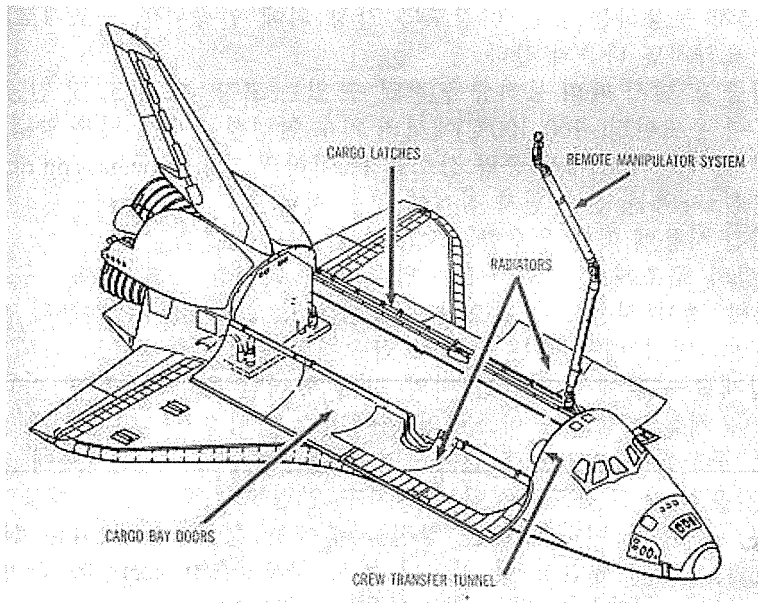
고성능 복합재료가 개발되어 가장 효과적으로 응용된 구조물이 바로 미국의 우주 왕복선 구조물이다. 하중을 주로 담당하는 주 구조물의 경우, 복합재료를 이용함으로써 알루미늄으로 설계된 초기 구조보다 무게면에서 1633 kg이나 줄일 수 있었다. 탄소/에폭시 박판과 하니컴 심재로 구성된 샌드위치 구조와 보론



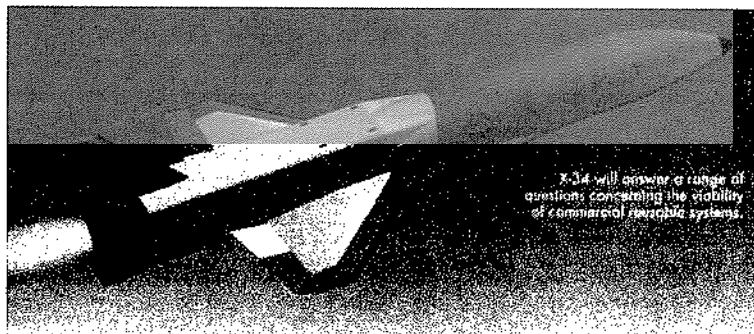
섬유 강화 복합재료 프레임, 연료 및 호흡용으로 용기로 이용되는 30여개의 산소 및 수소 케블라/에폭시 극저온 이중벽 압력 탱크, 내열용 탄소/탄소 복합재료가 기능별로 적절하게 응용됨으로써 우주를 왕복할 수 있는 셔틀 구조물이 개발될 수 있었다.

<그림 5>의 화물 탑재칸 문(cargo bay door)은 줄무늬 부분은 탄소/에폭시 면

<그림 5> 탄소/에폭시, 보론/알루미늄, 탄소/탄소 복합재료가 주 구조재로 이용된 우주 왕복선 구조 형상



<그림 6> 탄소섬유 복합재료가 구조물의 80% 이상 사용된 고공발사 우주왕복선 X-34



재와 노맥스 하니컴 심재가 적용된 샌드위치 구조재와 프레임이 결합된 세미 모노코우크 구조로 한개의 길이가 18.3 m나 된다. 탄소섬유 복합재료가 이용된 가장 주된 이유는 탄소/에폭시 복합재료의 비중이 1.5정도로 가볍고 적층판의 열팽창 계수가 거의 제로에 가깝게 설계/제작되어 태양빛이 비대칭으로 비출 때 뒤틀림을 방지할 수 있었기 때문이다.

탄소/탄소 복합재료는 고온에 강한 탄소 기지재료와 탄소섬유로 구성된 특수 내열 복합재료로 세라믹 재료보다 경량이며 대기권 재돌입 과정에서의 온도인 1482°C에서도 버틸 수 있는 내열성과 내마모성 면에서 매우 우수하여, 우주왕복선의 노우즈 캡 (nose cap)과 날개의 압전(leading edge)에 이용되어 우주왕복선의 성공적인 재돌입을 가능하게 하였다.

현재의 우주왕복선에 이어 NASA가 개발하고 있는 소형 재사용 고공 발사 우주 왕복선 X-34에는 복합재료가 훨씬 더 많이 쓰여서 전체 구조물 중량의 80% 이상이 탄소/에폭시 구조가 이용되었다. <그림 6>은 X-34 구조물의 형상으로 동체 및 날개 구조물의 대부분이 탄소/에폭시 구조로 이루어져 있다.

로켓이나 미사일의 구조에도 경량의 고강성도/강도 복합재료가 매우 효과적으로 사용되어 성능 개선에 커다란 효과를 내고 있다. 발사체 구조물의 형상은 주로 축대칭 구조로 필라멘트와인딩 공법을 이용하여 제조된 연료 저장 실린더형 탱크 구조나 모터 케이스 구조로 응용되고 있다. 내마모성과 내열성이 우수한 탄소/탄소 복합재료는 발사체의 노즐에도 이용되어 발사체의 경량화는 물론 성능향상에 크게 기여 하고 있다.

## VI. 맺음말

기존 금속재료에 비하여 무게비 강도와 강성도, 열안정성 등이 우수한 신소재 섬유강화 복합재료는 그 성능 효과가 탁월하여 최신 항공기, 발사체 및 인공 위성 구조물에 활용되며 종래에는 구현할 수 없었던 설계 구조물들이 실제로

<표 3> 무게 1 kg 감소에 따른 경제적 효과

응용분야	절감액(천원/kg)
로켓, 인공위성	50,000
미사일	1,400
헬리콥터	350~1,400
항공기	70~350
선박 및 기타 상선	35
자동차	3.5이하

제작되어 운용되면서 인간의 활동범위를 확대하였고, 안전성과 신속함이 더욱 요구되는 현대 인류생활에 기여하고 있다.

특히 위성체 구조물의 중량은 총 발사중량의 5%이하이고 인공위성 전체 중량 중 구조물의 무게는 금속재료 구조의 경우 20%, 복합재료 구조의 경우 14% 정도임을 감안하면 복합재료를 위성체 구조물로 응용할 경우 발사 경비 절감 효과가 매우 큼을 알 수 있다. <표 3>은 1 kg 경량화가 가져다주는 경제적 효과를 보여주고 있다.

항공우주구조물의 대형화와 고성능화에 따른 경량화의 필요성이 더욱 커지고, 복합재료에 관련된 기본 구성 재료, 설계 및 성형기술이 진보함에 따라 인공위성의 구조재료로서 복합재료의 응용은 더욱 다양하게 확대될 것이다.

[참고문헌]

- 전 의진외 3인(1995), 『최신 복합재료』, 교학사
- 윤 광준외 3인(1994), 「항공우주 복합재료 구조물에 대한 관련기술 현황」, 『한국항공우주학회지』, 제22권 4호, pp.130-149
- 윤 광준, 「인공위성과 발사체 구조물에 응용된 복합재료」, 『기계저널』 제 39권 2호, pp.43-46
- 김 태욱 · 홍 성혁, 「항공기용 복합재료」, 『기계저널』, 제 39권 2호, pp.37-42