

우주공간분야에 활용되는 전개구조물

Deployable Space Structures in Aero-Space Fields



김재열*
Kim, Jae-Yeol

1. 개요

1957년 첫 인공위성이 성공적으로 발사한 이후 우주항공기술이 반세기 동안 급속히 발전하였다. 현재 항공기술은 지금까지의 지속적인 성과에 따라 사회 각 분야에 분포 되어있으며, 그 중에서 위성기술이 핵심적이다. 각 나라의 통계에 따르면 현재 5000여 개의 위성이 발사되었으며, 우주 궤도에는 2400여 개가 돌고 있고, 700여개는 지금도 사용하고 있다고 한다. 위성은 경제적면에서도 부가가치가 높은 분야로서, 각 나라의 통계에 따르면 위성기술에 따른 수입은 상당한 것으로 나타나고 있다. 기술의 발전과 더불어 사람들의 수요를 만족시키려면 성능방면에서 다기능, 대용량, 고효율, 장수명이 해결되어야 한다. 그러므로 그 구조들은 간단한 것으로 부터 복잡한 구조로 바뀌고 있으며, 성능의 향상과 실제 기술응용 방면에서 큰 제한이 생기게 된다.

위성안테나는 위성에서의 기계적 성능을 보장하

는 중요한 플랫폼이다. 또한, 집열판(Solar sail)은 위성에 대량의 전기에너지를 공급할 수 있기 때문에 위성의 성능에 직접적인 영향을 준다.

수많은 연구자들에 의해 우주공간에 건설될 대형 구조의 조립과 운반에 따르는 문제점에 대해 많은 연구가 진행되어 왔으며, 위성을 우주에 운송하기 위해 개발한 방법 중 하나가 공간전개구조(Deployable Space Structures) 시스템이다. 이것은 컴퓨터 등 과학의 발전에 따라 고차원의 기술이 점차 보완되고, 신소재의 개발과 우주항공의 발전에 의하여 20세기 들어 가능하게 되었다. 그러한 구조시스템에 대한 개념, 구체화 된 모형, 구조물의 해석 및 설계 방법 등 이론과 방법은 최근 50년간 신속히 발전하고 있다. 현재, 이 구조는 주요하게 우주항공, 위성, 통신체계에 응용되고 있는 기술 중 하나이다. 이 구조는 최근에는 건축토목공학분야로의 응용되었으며, 예기치 못한 자연 혹은 인공 재해에 따른 긴급 상황이 발생하여 한꺼번에 많은 사람들이 사용할 수 있는 다중이용 시설을 지을 때 혹은 대형경기장의 개폐식지붕에 적용되고 있다. 이 전개구조는 공간 활

* 정회원·협성대학교 건축공학과, 공학박사, 부교수

용성, 구조체의 강도, 전개될 때의 모양 및 정확도 등이 어떠한 기술표준을 만족시켜야 한다. 이 구조는 수납상태에서 전개상태로 또는 전개상태에서 수납상태로의 변화까지의 과정(부채처럼 펼치거나 접는 것)인데 그 과정은 기계적운동 과정이다. 이 과정에 대하여 운동학 및 역학적으로 분석, 연구하여 그 과정에서의 이동, 스피드, 가속도 등을 테스트하여 설계 및 전개과정 진동통제에 중요한 의미를 지닌다.

2. 공간전개구조의 정의

전개(Deployable/Expandable/Unfoldable)라는 단어는 "수납이나 전개(접거나 펴다)"를 함축적으로 나타내는 것으로, 한 방향으로 전개운동만 하거나, 아니면 수납운동만 하는 시스템 그리고 전개와 수납운동이 다 가능한 시스템이 있다. 전개구조 연구는 기계설계, 운동 특성, 구조분석 등이 복합적으로 요구되는 분야라고 할 수 있다. 공간전개구조 기능의 개념은 두 개 이상의 안정구조를 이용하여 사람들의 각종 조건하의 요구를 만족시키기 위한 것이다. 이 구조는 우산, 접는 의자 등으로 우리의 일상생활에 존재한다. 이 구조는 수납할 수 있어서 대형구조에 사용하여 공간을 줄이는 특점이 있으며, 근래 20-30년 사이 컴퓨터 기술의 급속한 발전으로 인해 각종 존재하고 있던 문제점들이 점차 해결되고 특히 위성안테나 방면에서 성과를 거두었다.

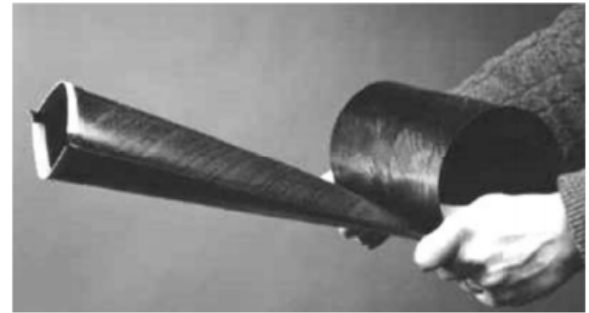
3. 공간 전개구조물의 분류

우주항공분야에서는 구조형식에 따라 전개마스트(Deployable Mast), 태양집열판(Solar sail), 송수신안테나(Antenna)등에 이 시스템이 주요하게 응용되고 있으며, 사용되는 드라이브는 전기식, 용수철식, 풍선팽창식 등이 있다.

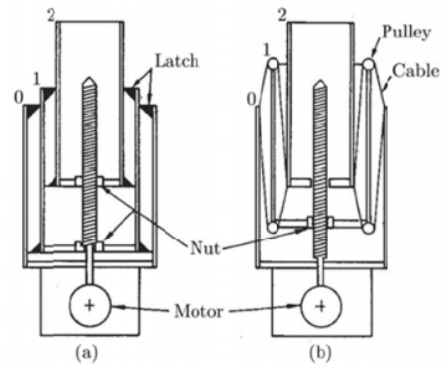
3.1 Deployable Mast

이 구조는 일차원적인 공간 전개구조인데 주로 태

양 집열판(Solar sail), 안테나 등 구조의 하단의 지탱 및 전자장비를 교란하는 요소를 줄이는데 쓰인다. 이 구조는 형태에 따라 박벽관식(Thin-walled tubular booms, 그림 1), 신축식(Telescopic masts, 그림 2), 용수철식(Coilable masts, 그림 3), 격자식(Articulated trusses, 그림 4)등으로 나뉜다.

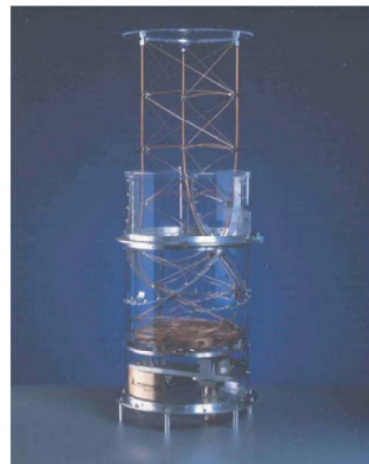


〈그림 1〉 박벽관식(Thin-walled tubular booms)



(a) 점차전개 (b) 동반전개

〈그림 2〉 신축식(Telescopic masts)



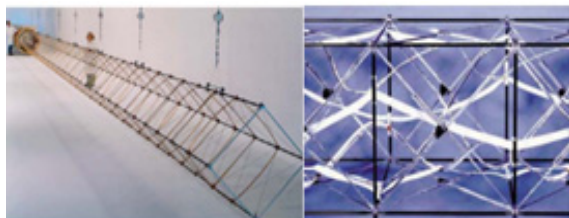
〈그림 3〉 용수철식(Coilable masts)



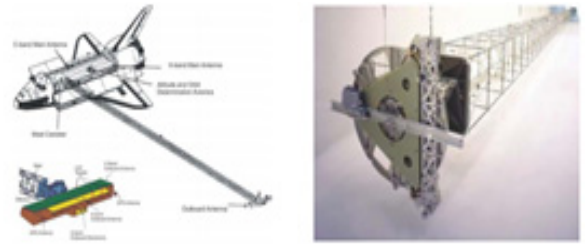
〈그림 4〉 격자식(Articulated trusses)

그 중 용수철식과 격자식의 기술이 발달되어 제일 많이 사용되고 있다. 이 두 구조의 특징은 수납율이 좋으며, 용수철식은 사용거리가 짧으며 강도에 대한 요구가 높지 않다. 격자식은 사용거리가 길며(10m 이상) 강도에 대한 요구는 높다.

미국회사 AEC-ABLE에서 제조한 FAST(Folding Articulated Square Mast)와 ADAM(ABLE Deployable Articulated Mast)은 현재 제일 긴 전개마스트인데 모두 격자형이다(그림 5, 그림 6). 이는 수납율이 높으며 고강도며 정밀성이 높은 특점을 가지고 있으며 현재 발전하고 응용하는 방향과 같다. FAST는 우주정거장(ISS) 형태이며, 에너지는 태양전지칩으로 공급한다. 직경 1.09m, 길이 34.75m, 수납 후 모양은 원통모양이며 길이가 2.3m로서 전개 후 길이의 6.6%에 해당한다. ADAM는 2000년에 NASA의 SRTM(Shuttle Rader Topography Mission) 계획에 응용된바 있다. ADAM은 직경이 1.36m, 길이 60m, 드라이브 길이 2.92m, 무게가 360kg인 안테나와 무게가 200kg인 케이블, 동축 케이블, 광섬유 등을 지지한다.



〈그림 5〉 FAST



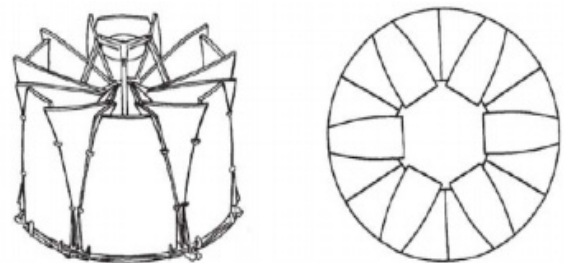
〈그림 6〉 ADAM

3.2 전개 안테나(Deployable antenna)

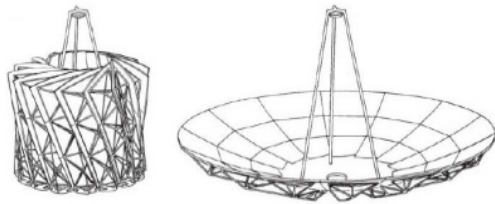
모든 항공우주기기는 지구와 정보전송을 위해 위성안테나가 필요하다. 전개 안테나는 앞의 두 구조보다 전개과정이 복잡하고 전개과정이 현실적이며 현재 위성통신 우주탐지, 지구자원탐지드 방면에서 중요한 역할을 한다. 전개안테나는 고강도, 고강성, 고기하학적 안정성 등의 특성을 가지고 있는 우주구조물이며, 수동컨트롤러 및 능동컨트롤러를 가지고 있다. 고면안테나(Solid surface antenna), 메쉬형 안테나(Mesh antenna), 팽창형안테나(Inflatable antenna)의 3종류 안테나가 있다.

3.2.1 고면안테나(Solid surface antennas)

반사면이 금속 또는 복합재료이며 표면에 도금이나 페인트칠을 하여 그 모양이 변하지 않게 하였다. 안테나의 주파수가 40GHz에 도달하면 정밀도가 조건을 만족 시켜 이론상 반사면이 접히지 않아, 그 구경이 원래 의 90%밖에 도달하지 않아 10m보다 작다. 〈그림 7〉과 〈그림 8〉은 서로 다른 고면 안테나이다.



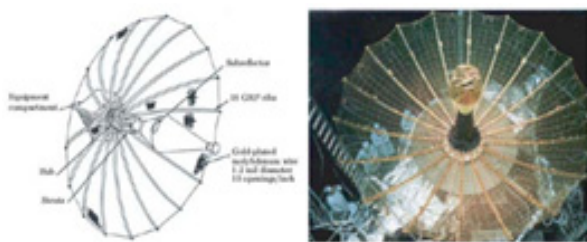
〈그림 7〉 Sunflower solid surface antennas



〈그림 8〉 DAISY solid surface antennas

3.2.2 메쉬형안테나(Mesh antennas)

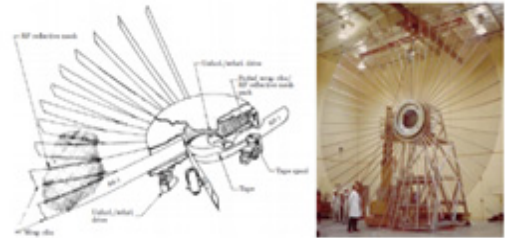
메쉬형안테나의 반사면은 금속이 유연하며 탄성이 높고 온도의 영향을 적게 받기 때문에 보통 금속을 사용한다. 금속으로 만든 위성은 반사면 구경이 5m 이상이며, 유연성에 따라 그 모양이나 전개방법이 다르다. 종류로는 Rigid-Rib, Wrap-Rib안테나, Hoop/Column안테나, Tension Truss안테나, Spring-Back안테나, Tetrahedral Truss안테나, Astro Mesh안테나, Cable-Stiffened Pantographic안테나이다. 〈그림 9〉는 Harris사에서 개발한 NASA의 추적위성(TDRS)으로 일종의 Rigid-Rib antenna이다. 18개의 포물형 원통튜브 리브가 중앙 허브구조에 힌지로 연결되어있다. 이 안테나는 전개가 간단하며 수납 높이는 안테나 반경과 같다. 전개 직경이 5m, 수납 직경은 0.9m, 수납높이는 2.7m, 총중량 24kg이다.



〈그림 9〉 구경 5m인 Rigid-rib antenna

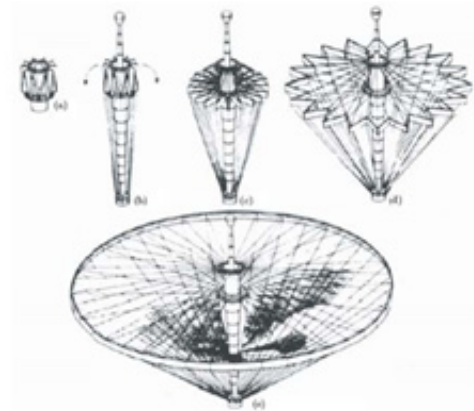
NASA 실험실 JPL과 록히드사는 1970년 같이 Wrap-Rib antenna(그림 10)를 연구하였다. 강한 리브를 사용하는 것은 비슷하지만 카본 화이버 적층 리브가 오목 거울 안으로 배치되어 있다. 방사형 리브는 수직으로는 힌지 회전을 하고 중앙 허브를 중심으로 배치되어 있다. 1974년 발사한 ATS-6 안테

나는 구경 9.1m, 수납직경 2.0m, 수납높이 0.45m, 총중량 60kg이다.



〈그림 10〉 구경 9.1m인 Wrap-rib antenna

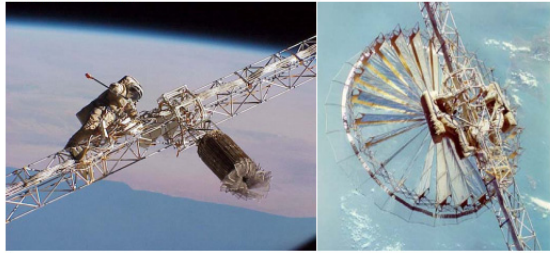
NASA 랭글리 연구센터(LaRC)와 Harris사는 1980년 전후로 Hoop/Column antenna(그림 11)에 대하여 연구하였고, 큰 구경의 우주안테나에 응용할 수 있는 가능성을 보여주었다. 이 구조는 하나의 프리텐션구조물이다. 대형 직경을 가진 외주 압축링을 가진 중앙 기둥은 케이블네트로 프리텐션 되어 있다. 구경은 15m, 높이는 9.5m, 수납 후 직경이 0.9m, 높이 2.7m이고 원통에 수납하여 운반한다. 안테나구조 총 중량 291kg, 다른 부분을 다 포함하면 410kg이다.



〈그림 11〉 구경 15m인 Hoop/Column antenna

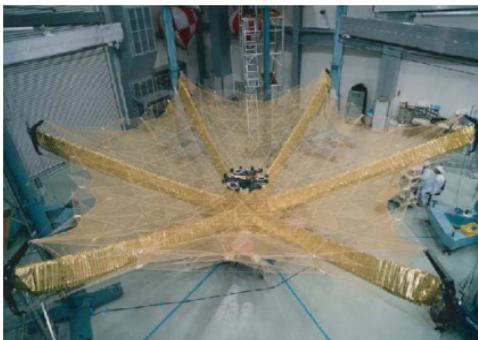
러시아-그루지야 회사에서 연구한 EGS(그림 12)는 5m-25m 구경안테나를 대상으로 연구 계획한 것이다. 안테나는 링들로 이루어져 있으며, 막재로 이루어진 복합재에 인장된 래디얼 링의 중앙 허브에 연결되었다. 크기가 5.6m × 6.4m인 타원형 반사경

안테나는 러시아 Mir에서 테스트가 완료되었다. 안테나의 수납직경은 0.6m, 높이는 1.0m, 총 중량 35kg이다. 구경이 13m인 안테나도 이미 제작하여 지면 테스트를 완료하였다.



〈그림 12〉 Energia-GPI-Space antenna

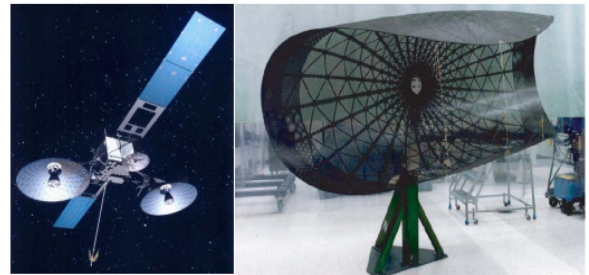
Tension truss antenna는 1986년 三浦가 개발하였으며, 그 목적은 대형전개안테나의 고정밀도를 만족시키기 위해서다. 반사경은 삼각면으로 분리되었으며, 접합성을 높이기 위해 삼각면의 경계에 유연한 부재를 사용했다는 것이 혁신적이다. 우주항공연구원(ISAS)는 구경 10m, 반사면유효구경 8m, 총중량 246kg(케이블 순중량 11kg, 6개 붐 100kg)인 HALCA 위성연구안테나(그림 13)를 개발하였다. 일본국립우주연구소(NASDA)는 14그룹의 안테나를 갖는, 크기 19.2×16.7m²(반사면구경13m), 수납직경 1m, 수납높이 4m, 총중량 170kg인 ETS-VIII인 위성을 제작하였다.



〈그림 13〉 구경 10m인 Tension truss antenna

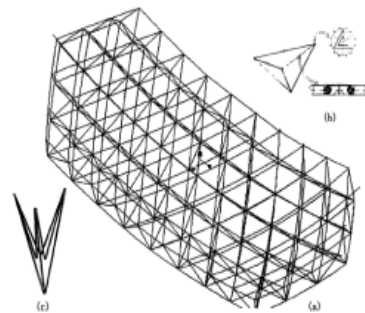
휴즈사는 Spring-Back antenna(그림 14)를 제작하였다. 이 안테나는 다른 안테나에 비해 쉽게 접어

지며, 대형높이와 직경을 갖는다. 1996년에 발사한 MAST-1 위성은 두개의 Spring-Back antenna를 사용하였다. 한 개의 크기는 6.8m×5.25m, 중량은 20kg, 수납 후 높이가 4.9m인 원뿔대에 저장한다. 상면과 하면의 크기는 각각 1.5m 와 3.0m이다.



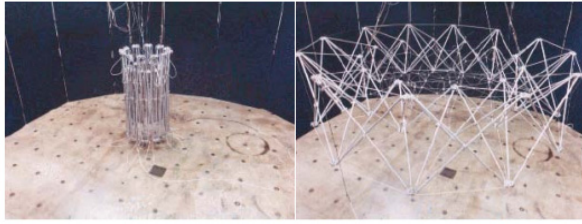
〈그림 14〉 MAST-1 위성(6.8m × 5.25m)

러시아 우주항공국에서 Tetrahedral truss형 안테나 〈그림 15〉를 제작하였으며, 동시에 미국 NASA, 일본 NASDA, 유럽 ESA에서도 개발하였다. 팩트러스(Packtruss)라는 기본 유니트들이 구조물을 구성하며, 접힌 구조물은 원래의 1/10정도가 된다. 이 시스템은 러시아 소유즈 및 미르의 전개안테나에 응용되었다. 그 크기는 6.0m×2.8m이다.



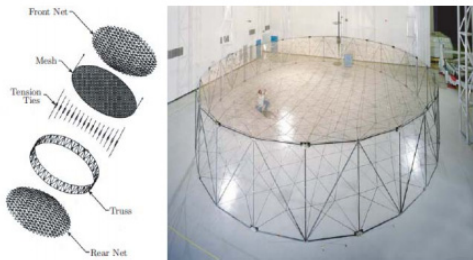
〈그림 15〉 Tetrahedral elements framed developable antenna

Cable-Stiffened pantographic antenna(그림 16)는 DSL에서 개발하였으며, 서로 다른 형태의 가위 구조물의 집합체이다. 직경 3.5m, 12면 모델은 48개의 전개단위구조를 갖는다. 수납직경과 높이는 각각 0.6m와 1.2m이다.



〈그림 16〉 구경 3.5m인 Cable-Stiffened pantographic antenna 모형

Astro 항공우주사는 1990년부터 선진적인 Astro-Mesh antenna(그림 17)를 개발하였다. 이 안테나는 Tension truss antenna 개념과 비슷하며, 구조물은 5개의 부분으로 나누어져 있다. 2000년에 발사한 Thuraya 위성에서 사용하였으며, 직경 12.25m, 중량 55kg, 수납직경 1.3m, 높이 3.8m이다. 2011년 Astro 우주항공회사에서 Alphasat I-XL 우주선에 사용(그림 18)하였고, 직경 11m, 총중량 112kg, 안테나 중량 61kg이다.



〈그림 17〉 직경 12.25m인 Circular truss deployable antenna

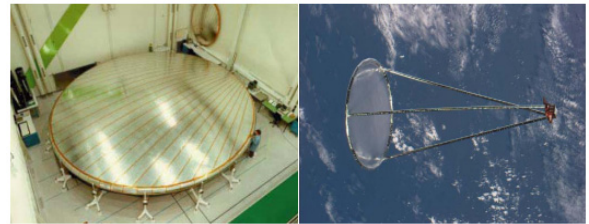


〈그림 18〉 Alphasat 우주선의 AstroMesh 전개안테나

3.2.3 팽창식안테나(Inflatable antennas)

팽창식 안테나는 유연하고 가벼운 재료를 사용하

므로, 작은 볼륨으로 대형 저장능력을 가진다. 팽창형안테나 반사경면은 링-타원형 공기배개와 비슷하게 강화되어 있다. 이 안테나는 매우 팽창이 잘되는 대신 반사면의 높은 정밀도를 얻기가 쉽지 않다. 〈그림 19〉 (a)는 ESA와 Contraves사가 개발한 직경 12m, 중량 134kg인 안테나이고, 〈그림 19〉 (b)는 JPL와 L'Garde사가 공동으로 제작한 직경이 14m, 총중량이 60kg인 공기팽창형 안테나이다. 접힌 후 제원은 2.0×1.1×0.46m이며, 수납상자에 저장가능하다.



(a) (b)

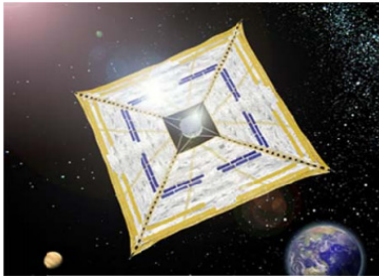
〈그림 19〉 팽창형 안테나

3.3 태양 집열판

태양 집열판은 우주선과 우주정거장에 꼭 필요한 존재이다. 이는 태양 에너지를 흡수하여 다른 에너지로 전환하여 우주선이나 우주정거장에 공급한다. 〈그림 20〉은 태양 집열판이며, 몇 개의 대형판으로 구성되고 표면은 태양배터리로 구성되었다. 〈그림 21〉은 일본에서 제조한 화성동력 태양 집열판이다. 두께는 0.0075mm인 얇은 막구조이고 길이는 14m, 대각선 길이는 20m, 질량은 310kg이다. 막 위에는 태양배터리가 있을 뿐만 아니라 제어장치와 과학관측 감지기가 있다.



〈그림 20〉 태양 집열판



〈그림 21〉 IKAROS 화성동력 태양 집열판

전개될 때 원심력회전에 의해 작동하며, 전개는 두개 단계인데 첫 단계는 준정적과정이고 둘째단계는 동력전개과정이다.

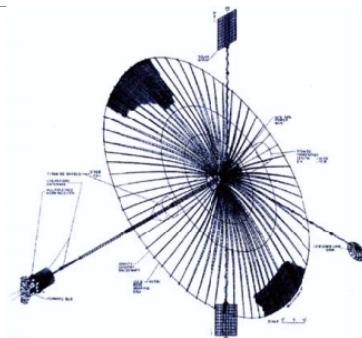
4. 전개구조의 연구 현황

미국, 러시아, 일본 등 국외에서는 20세기 60년대 부터 전개구조 설계와 해석 등 방면에 대해 연구하여 왔다. 구조설계방면에서 1960년 B. Fuller가 처음으로 접을 수 있는 망구조의 개념을 내세웠고, 1961 E.P.Pineero 먼저 이 구조를 이동할 수 있는 극장설계에 응용하였으며, 캠브리지대학 S.Pellegrino 교수가 연구실(DSL)을 설립하여 이 구조에 대해 연구하여 큰 기여를 하였다. 예를 들면 구경이 10m, 초점거리 7.8m, 표면형태 정확도가 2mm인 감기는 전개안테나를 개발하였다. 또한, 인장복합 시스템을 전개 안테나에 적용하였고, 수축성이 좋고 수축 후 높이가 낮은 전개 안테나를 제안하였다. 새로운 밀폐 원형 전개 구조를 제안하였고, 곡선으로 송신할 수 있는 면을 가진 상자 전개안테나를 개발하여 반사성능에서 정확도를 높였다. 탄력을 보강한 전개안테나 제안하였는데, 이 안테나를 직경과 초점거리를 조절하여 다른 안테나에 사용 가능하였다. 임의 모양을 2차원 및 3차원을 이용하여 전개구조로 전환할 수 있다. 테이프형 전개안테나 개발하여 저주파반사 안테나에 응용하였다. 세계 각 곳에서 우주항공 기술이 신속하게 발전되었다. 20세기 70년대 후기에 미국우주항공국(NASA)에서 대형우주선을 계획하여, 여러가지 시스템 계획을 제안하였다. 예를 들면 프

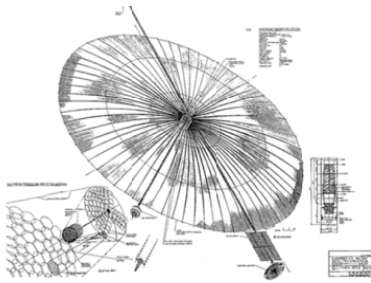
레이프와 같은 늑골 클래스안테나, 중앙 원주안테나, 견고한 패널 접이식 플레이트안테나, 통합 레이더안테나 등등이다. 러시아의 우주항공국은 우주 정거장 건설 기술을 성공적으로 개발하였으며, 프레임 사면체 요소 안테나 시스템은 우주선 통신에 적용 되었다. 유럽우주항공국(ESA)에서도 레이디 열 안테나, 권선 안테나, 팽창식 배치구조를 연구하였다. 일본에서는 가변 지오메트리, 단방향 접는 장치, 이 중 접이식 단위 압, 3~6 프리즘 단위 공간 배치 안테나 등을 연구 개발 했다. 이론적 방면 배치 가능한 구조의 모션 시뮬레이션, 동적 모델링, 미분 방정식, 수치해석 등의 연구개발로 인해 문제점들이 많이 해결되었다.

S.Pellegrino는 1992년 배치 구조의 강제 방법의 사용 및 평형 행렬 조정 및 유연성 매트릭스 감소 제안하였다. 도쿄대학교수 한가이 야스히코는 Moore-Penrose 일반 역행렬을 이용하여 구조불안정 형태를 해석하였다. 현재 해외주요 연구소는 캠브리지대학, 매사추세츠 공과 대학, 세비아, 스페인대학과 일본 도쿄대학 등이다.

현재 미국 전자정찰위성은 4세대를 통해 이제 5세대를 연구하고 있다. 미국은 1980년대에 전자정찰위성 제3세대 시리즈 (1) Jumpseat형으로 안테나 직경이 20m, 질량이 700kg이며, 1978-1983년 사이에 7회 발사하였다. 이후 1978년에 각각 (2) Vortex형으로 안테나 직경 38.4×36.6m, 질량이 1800kg, 1978-1989년 사이에 6회 발사되었다. (3) Magnum 또는 Orion형으로 안테나 직경 90m 리브메쉬 권선 형태로 1985년과 1989년에 발사되었다.

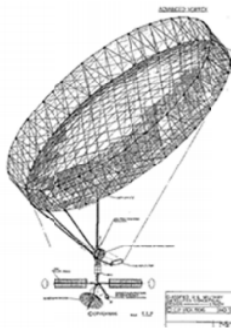


〈그림 22〉 Chalet/Vortex 안테나



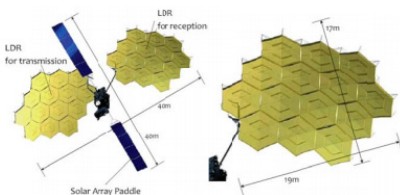
〈그림 23〉 Magnum/Mentor/Orion 안테나

4세대로는 제3세대의 Vortex시리즈를 대체하여 Mercury 또는 Advanced Vortex가 개발되었으며, 직경 100m, 질량 10000파운드였다. 또한, Mentor 또는 Advanced Orion은 제3세대 매그넘(Magnum)을 대체하였으며, 제원은 직경 100m, 질량 10,000 파운드였다. Trumpet 또는 Advanced Jumpseat는 제3세대 Jumpseat 시리즈를 대체하여, 구경 150m로 현재 제일 큰 구경이다. 제4세대는 제3세대를 개량하였으며, 형태는 감는형(Winding-assisted) 전개안테나로 구경 크기가 점차 증가하였다.

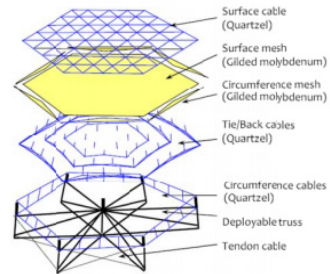


〈그림 24〉 Advanced Vortex 안테나

미국은 제4세대 위성을 대체할 제5세대 Intruder, Pllowler, SB-WWASS를 연구하고 있다. 이 안테나들의 형태는 풍선 안테나, 다른 하나는 고리모양의 트러스 배치 안테나이다.



(a) 전체구조도



(b) 단위구조도

〈그림 25〉 위성 Satellite VIII

일본에서 개발한 위성 Satellite VIII은 총질량이 3톤, 직경이 약 40m, 두 개의 큰 반사경 안테나와 두 개의 큰 태양 전지판으로 구성되고 있다. 반사안테나의 크기는 19m×177m, 14개의 단위로 구성되어 있다.

5. 결론

현재 미국, 러시아, 일본을 중심으로 우주전개구조물에 대한 연구는 매우 활발하게 진행되고 있다. 국내에서는 최근 인공위성 발사와 함께 우주항공분야에 대한 관심은 점점 높아가고 있지만, 전개가능형 우주 구조물에 대한 연구는 아주 극히 일부 연구자들에 의해 진행되고, 연구결과도 미미한 실정이다. 응용역학을 담당하고 있는 건축토목 구조공학분야 연구자들도 이 분야에 대한 관심과 연구가 필요한 때이다.

References

1. Tibert A G., Deployable tensegrity structures for space applications [D]. Stockholm: Department of Mechanics, Royal Institute of Technology, 2002.
2. http://www.jaxa.jp/projects/sat/ikaros/index_e.html.
3. <http://reseau.echelon.free.fr/reseau.echelon/satellites.htm>.
4. <http://www.globalsecurity.org/space/systems/>

- trumpet.htm.
5. <http://www.globalsecurity.org/space/systems/vortex2.htm>.
 6. http://www.daviddarling.info/encyclopedia/C/Chalet_Vortex.html.
 7. http://space.skyrocket.de/doc_sdat/mercury.htm.
 8. http://www.jaxa.jp/projects/sat/ets8/index_e.html.
 9. <http://www.dailywireless.org/2010/11/19/satellite-with-328-ft-antenna-to-launch/>.
 10. Guest S D and Pellegrino S. A new concept for solid surface deployable antennas. *Acta, Astronautica*, 1996, 38(2): 103–113.
 11. You Z. and Pellegrino S. Study of the folding and deployment aspects of a collapsible rib tensioned surface (CRTS) Antenna reflector [R]. London: Department of Engineering, University of Cambridge, 1994.
 12. Tibert A.G. and Pellegrino S. Deployable tensegrity reflectors for small satellites [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39 (5): 701–709.