

## 팽창형 우주구조물 기술 동향

한재홍, 유은정

한국과학기술원 항공우주공학전공

### Status of Inflatable Space Structure Technologies

Jae-Hung Han and Eunjung Yoo

#### 1. 서 론

초기 우주 개발이 강력한 발사체 확보라는 군사 기술적인 목적과 인류의 우주 탐사라는 상징적인 목적을 갖고 있었다면, 최근에는 우주 망원경, 통신방송용 중계기, 지구관측 카메라, 천문탐사 장비 등이 위성에 탑재되어 발사되면서 위성방송, 기상예측, 지구관측과 같이 실생활에 직접적으로 도움이 되는 임무 수행이 가능해짐에 따라 우주 개발의 실용적인 측면도 점점 강조되고 있다. 이로 인해 미국과 러시아는 물론 EU 국가들, 일본, 중국, 인도 및 이스라엘 등이 우주 개발에 가세하면서 불꽃 튀는 우주 개발 경쟁이 벌어지고 있다. 미국과 유럽의 주요 항공우주업체(Boeing, Astrium, SS/Loral 등) 들은 표준화된 발사체 및 인공위성 플랫폼(platform)을 이용하여 위성통신, 기상관측, 지구탐사, GPS (Global Positioning System) 측위 등 위성 서비스 시장을 개척해 나아가고 있다. 한편, 최근 국제적으로 공동추진하고 있는 국제우주정거장(ISS)과 같은 고신뢰도를 갖는 초대형 구조물 건설 기술의 발전은 우주공간의 이용 방식을 전통적인 위성 서비스뿐만 아니라 신물질 개발, 무중력 공간의 플랜트 건설, 우주 발전소 구축 등으로 변화시켜 나가고 있다.

선진국의 경우 우주개발 초기에는 현재의 우리나라와 같이 비용보다는 임무 완수에 중점을 두었으나, 1990년대 세계경제 침체 이후로 우주 프로그램에도 본격적으로 비용이 중요한 이슈로 등장하였다. 이와 동시에 위성 임무가 고도화됨에 따라 위성체 구조물도 점차 대형화 추세에 있다. 고전력(high power)을 얻기 위한 초대형 태양 전지판, 안테나 이득(gain)을 높이기 위한 초대형 안테나, 고해상도를 얻기 위해 필요한 초대형 개구경을 갖는 천체 망원경 등이 대표적인 예이다. 대형 우주 구조물을 구축하기 위해 티타늄 합금

이나 각종 복합재와 같은 경량 재료를 사용하고, 복잡한 전개 장치를 사용해 왔으나 여전히 비용과 신뢰성의 문제가 거론되고 있으며, 특히 초기대 구조물의 구축은 현재와 같은 구조 개념으로는 불가능한 것으로 판단된다. 연구자들은 새로운 구조적 개념을 도입하여 이 한계를 극복해보고자 하였고, 이러한 흐름에 따라 각광 받기 시작한 구조물이 바로 팽창형 구조물이다.

팽창형 구조물은 필름과 같이 극도로 얇은 재료로 구현하고자 하는 형상의 외형을 만든 뒤 내부에 가스 압력을 불어넣어 팽창시키는 구조물을 말한다. 내부에 주입되는 가스는 액화 또는 입자(particle)화 시켜서 우주상으로 가져가게 되고, 구조물은 외형만을 제작하여 적재하게 되므로 최종 구조물의 크기에 비하여 발사 시에는 매우 작은 부피와 무게를 가지게 된다. 팽창형 구조물의 개념은 초기 우주개발시대에 해당하는 1960년대에 이미 제시, 구현되었다. 그러나 당시의 기술적 수준, 예를 들어 얇은 막 구조물에 대한 정밀한 비선형 거동 해석기술, 내압이나 외부자극에 강한 필름의 개발 등 몇몇 기술적인 한계에 부딪히게 되었다. 그리하여 상당 기간 우주 구조물은 안전성을 보장할 수 있는 강체 구조물을 사용하는 방향으로 발전되어 왔다.

한편 막 구조 해석 분야에서는 Stein과 Hegepeth [1]에 의해 재료 비선형성이나 구조 비선형성을 고려한 막 구조 해석 방법이 제시된 후, Miller와 Hegepeth가 유한요소 해석법을 사용하여 이를 복잡한 구조물에도 적용할 수 있게 되면서 팽창형 구조물의 거동 해석이 가능하게 되었다[2]. 뿐만 아니라 재료분야에서는 플라스틱 합성 기술이 발달하면서 얇으면서도 여러 가지 우주 환경 자극에 강한 재료들이 개발되게 되었다. 이러한 기술발달에 힘입어 1990년대 중반 NASA를 비롯한 미국의 여러 기관과 회사들이 팽창형 우주 구조물 개발에 뛰어들었고 2000년대에 들어서는 유럽에서 더욱 활발히 연구되고 있다.

본 논문에서는 차세대 대형 우주 구조물의 근간을 이룰 것으로 보이는 팽창형 구조물의 구체적인 개발 사례들과 팽창형 구조물 구현을 위한 핵심적인 기술들, 그리고 당면 과제들을 살펴보고도록 하겠다.

## II. 팽창형 구조물의 장점

팽창형 구조물의 주된 장점들은 가벼움으로 인해 얻어지는 장점들과 선적되었다가 궤도상에서 전개됨으로 인해 얻어지는 장점들로 나뉜다. 먼저, 원하는 형상을 구현하는데 필요한 전체 무게가 줄어들므로 인해 발사 시 엄청난 경제적 이득을 가져올 수 있다. 무게가 줄어들 뿐만 아니라 발사체도 낮은 성능의 기종을 사용할 수 있게 된다는 점도 비용 절감을 가져온다. 팽창형 안테나의 경우 강성체와 비교해서 1/5 가량의 무게, 1/6 가량의 비용으로 미션을 수행할 수 있다[3]. 외형만을 제작하여 압축, 선적하였다가 궤도상에서 전개 가능하다는 점은 구조물 전체 부피를 줄여줄 뿐만 아니라 원하는 위치에 융통성 있는 모양으로 선적할 수 있다는 장점을 제공한다. 전개 과정에서 기존의 강성체들은 접혀진 개개의 구조에 구동기가 연결, 작동되어야 했던 반면에 내부가 뚫린 전체 구조물의 임의의 방향에서 가스 압만 제공하여 주면 쉽게 전개 가능하다는 장점도 갖는다. 이는 구동기 및 컨트롤러의 무게와 전개과정의 복잡성을 감소시키는 부가적인 효과를 부른다[4].

팽창형 우주 구조물의 주요 장점을 요약하면 다음과 같다.

- 총 중량의 획기적 감소
- 개발 및 제작 비용의 감소
- 작은 패키징 공간 및 패키징의 효율화
- 작은 발사체 사용가능으로 인한 발사비 절감
- 간단한 전개 구조로 인한 구조물의 고신뢰도
- 설계의 자유도 증가로 인한 창의적 임무 수행 가능
- 우수한 동특성 및 열적 특성

## III. 팽창형 구조물의 응용분야

### 3.1 인공위성

최초의 팽창형 우주 구조물은 1960년에 제작된 인공위성 Echo1이다. 이후 1964년에 제작된 Echo2와 함께 전파를 단순 반사시켜주는 수동 통신 위성으로 사용되었다. Explorer IX와 Explorer

XIX는 초고층 대기 측정위성으로, PAGEOS는 지구 측량 위성으로 개발된 팽창형 탐사 위성이다. 이들 위성은 모두 성공적으로 완성되었으나 당시 제작 기술로는 내부 가스 누출을 효과적으로 막지 못했다. 주로 알루미늄과 플라스틱을 적층하여 만든 재료로 만들어진 이들 위성은 수명이 매우 짧다는 단점 때문에 널리 활용되지 못하였다[5].

### 3.2 감속기

팽창형 구조물은 위와 같은 한계 때문에, 장기간 유지되는 구조물보다 단시간 이용되고 소모되어 버리는 감속기로 먼저 사용되게 되었다. 1960년대 말 화성 대기 진입 시 Viton 코팅된 Nomax fabric을 사용하여 캐노피 형태를 제작한 Attached Inflated Decelerator(AID)가 저밀도인 행성 대기 중에 초음속으로 진입하는 탐사기기를 감속시키는데 성공적으로 활용되었다[3]. 1980년대에는 실리콘과 같은 절연체로 코팅된 Kevlar fabric을 사용하여 제작된 잘린 원뿔모양의 감속기(Inflatable Recovery Vehicle, IRV)가 제작되었다. 1996년 러시아의 Mars-96 프로젝트에서도Inflatable Re-entry and Descent Technology (IRDT) demonstrator라 이름 붙여진 팽창형 감속기가 개발되었다[3].



Fig. 1. Re-entry system[6]

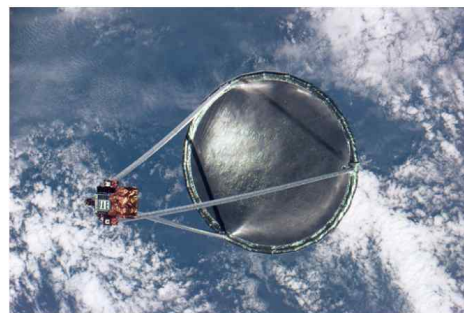


Fig. 2. Inflatable Antenna

### 3.3 안테나와 반사경

European Space Agency(ESA)는 팽창형 구조물이 연속적인 막 구조로 되어 있어서 강체를 조립한 구조물보다 곡면 형성에 유리하다는 점에 주목하고 안테나로 응용하였다. 1970년대 말에 시작하여 1980년대 말에 완성된 Very Large Baseline Interferometry(VLBI)는 실제 모델의 1/3규모인 지름 6m의 반사경 안테나이다[7].

구 형태의 팽창형 인공위성이 내압 유지 실패로 사람들의 흥미를 잃은 후, 실제 우주상의 유성체 유동이 예상보다 훨씬 작다는 사실이 알려지게 되었다. 이로 인해 필요 내압은 훨씬 작고 사용수명은 10년이 넘는 팽창형 안테나의 개발이 제안되었고 1996년 우주상에서 팽창형 안테나의 전개가 실험으로 이루어졌다[5]. L'Garde사와 NASA를 주축으로 이루어진 Inflatable Antenna Experiment(IAE)에서 지름 14m의 포물선 형태의 안테나가 Mylar를 재료로 제작되고 Fig. 2와 같이 궤도상에서 전개, 완성되었다[7].

2005년에 시작되어 2007년 완성 예정인 Advanced Radio Interferometry between Space and Earth (ARISE)는 1개 또는 2개의 지름 25m의 radio telescope를 지구 궤도상에 올리거나 하는 프로젝트이다. 1mm RMS 이하의 표면 오차, 3년 이상의 수명을 목표로 하고 있다[8].

### 3.4 태양열 집진기

태양열 집진기는 태양 복사에너지를 기기의 에너지원으로 사용하고자 할 때 사용되는 구조물로 면적에 비례하는 성능을 갖기 때문에 팽창형 구조물의 응용이 매우 기대되는 분야 중의 하나이다. 1998년 Shooting Star Experiment (SSE) 중 제작된 집진기는 IAE에서 제작된 antenna와 유사하게 3개의 지지대에 연결된 원환체로 지탱되는 프레넬 렌즈가 태양열을 모아서 엔진으로 보내는 역할을 수행한다 (Fig. 3 참조). 태양열로 가스를 팽창시키고 노즐을 통과하게 함으로써 약한 추진력을 얻게 된다[3]. Solar Orbital Transfer Vehicle(SOTV) program에서는 프레넬 렌즈 대신 Polyimide와 Kapton 필름으로 만들어진 반사경을 사용한 Torus Supported Concentrator(TSC)를 두개 마주 보게 하여 궤도 수정에 필요한 에너지를 내게 하였다[3]. Inflatable Torus Solar Array Technology (ITSAT) program 1,2에서는 태양 전지판을 지그재그로 접어놓은 후 가장자리에 연결된 붐을 팽창형 구조물로 제작, 전개하여 태양전지판에서 집적된 에너지를 사용할 수 있게 하였다. 이러한 태양전지판은 위성이나 안테나의

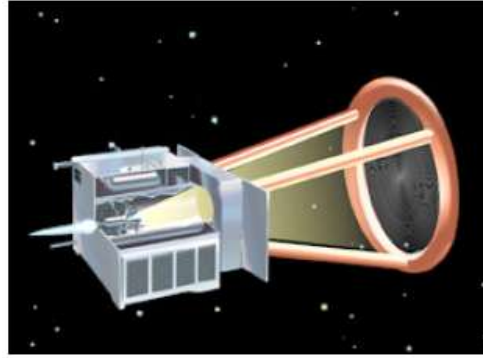


Fig. 3. Shooting Star Experiment

양 옆에 부착되어 행성 탐사등에 사용될 수 있다. 원환체가 요구되는 반사경이나 렌즈구조물과는 달리 사각형태가 선호되므로 팽창 후 경화 기술이 사용되기 시작하면서 더욱 활발히 개발되고 있다[9]. 2003년부터 시작된 Deep Space 4/Champlian mission에서는 팽창형 구조물을 사용한 solar array로 이온 엔진을 구동하려 하고 있다[10].

### 3.5 태양풍 추진기

바다에서 돛단배가 항해하듯이 우주 상에서 커다란 돛을 설치하여 태양풍을 이용해 추진력을 얻는 태양풍 돛(solar sail)은 면적에 비해 매우 작은 질량의 물질이 요구되므로 튼튼하고 극도로 얇은 막재료와 매우 가벼운 지지구조를 사용하지 않고는 불가능한 구조물로 알려져 왔다. 팽창형 구조기술이 발달함에 따라 위 두가지 조건이 모두 충족 가능하게 되었고 1993년 German Aerospace Agency (DLR)이 주최한 워크샵을 시작으로 96년과 97년에 걸친 DLR과 NASA의 합동 연구, 98년 DLR과 ESA의 20mX20m 팽창형 태양풍 돛의 제작과 지상테스트로 이어지게 되었다[11]. 이후 러시아가 주축이 된 Cosmos 1이 발사되었지만 발사체의 결함으로 인해 성공하지 못하였다[12]. NASA와 L'garde 사는 10mX10m와 20mX20m 크기의 태양풍 돛에 대하여 해석과 실험을 수행하였다[13]. 이를 바탕으로 L'garde사와 Team encounter사는 2006년 후반기에 발사 예정인 4900m<sup>2</sup>의 태양풍 추진기, Starship을 개발중이다[14].

### 3.6 우주 거주물

팽창형 구조물을 이용하여 화성이나 달에서의 거주공간, International Space Station 내의 거주공간 등을 구현하려는 시도가 NASA에 의해 진행되고 있다. TransHab이라 이름 붙여진 이 거

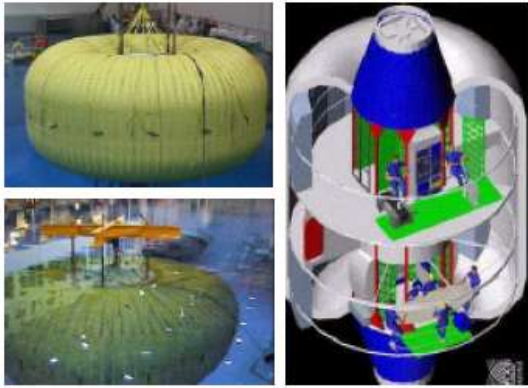


Fig. 4. TransHab configuration

주물은 중심축에서 부풀어져 나온 도넛형태를 띄며 지름 7.6m, 높이 9.1m의 2층 구조를 가지고 있다[3].

### 3.7 기타 응용

앞에서 살펴 본 많은 응용 사례 외에도 인공위성의 온도 제어를 위해 사용되는 선 쉴드, 우주로봇 암 등에도 팽창형 구조가 적합한 것으로 판단되며 여러 연구가 진행되고 있다.

## IV. 팽창형 구조물의 재료

주로 성층권 이상의 우주 공간에서 사용되는 팽창형 구조물의 경우 극심한 우주 환경 조건이 재료의 선택을 좌우하게 된다. 행성간 구간에서는 태양풍, 큰 온도 변화, 유성체 등의 자극에 강해야 하며 LEO(Low Earth Orbit)에서는 고밀도 이온 플라즈마, GEO(Geosynchronous Earth Orbit)에서는 자외선에 의한 영향이 고려되어야 한다. 팽창 후 경화나 컨트롤을 위해 복합재 형태로 제작한 재료의 경우 진공상태에서 나타나는 가스 분출(out gassing) 현상으로 접촉제나 단열재가 증발하여 재료 자체의 손상을 가져올 수도 있다. 이러한 환경적 요인을 극복하기 위하여 다양한 종류의 재료들이 개발되고 있다[15]. 팽창형 구조물에 쓰이는 재료는 크게 팽창에만 쓰이는 단일 재료와 팽창 후 경화과정을 겪는 재료로 나뉜다. 경화를 시키지 않을 경우 제작상의 실수나 전개 후 우주 입자 등에 의한 손상으로 내부 가스 누출이 발생할 수 있으므로 수일이나 수개월 정도로 업무수행기간이 짧은 경우에 적합하고, 경화를 시킬 경우는 수년에 걸쳐 사용하는 경우에 적합하다.

### 4.1 단일 재료

업무수행 기간이 비교적 짧은 팽창형 구조물의 경우 제작비용 절감과 부가적인 장비가 필요하지 않다는 점에서 얇고 튼튼한 단일 재료가 선호된다. Mylar는 가격이 저렴하고 뛰어난 기계적 특성을 보여서 IAE와 같은 초기 실험에서 사용되었으나 자외선 노출시 취성이 커지는 단점이 있어서 장기간 운용될 구조물에는 적합하지 않다[5]. 이후 자외선이나 원자 산소에 대한 저항성을 보완한 CP1&2나 Kapton 등이 주로 사용되게 되었다. Inflatable Sunshield in Space (ISIS)에서 Kapton이 사용되었으며 L'garde사에서 제작된 여러 가지 태양풍 추진기와 안테나 모형도 Kapton으로 만들어졌다[3]. Kapton의 제작사인 Dupont에서는 전기적 성질, 열적 성질 등을 강화시킨 Kapton E, Kapton V, Kapton H 등을 추가로 개발하였다. CP1과 CP2는 자외선에 대한 저항성이 뛰어나, GEO에서 10년가량의 수명을 보장하는 필름 재료로 SOTV의 TSC와 Naval Research Laboratory (NRL) 주도로 제작되는 flat film solar concentrator에 사용되었다[16]. 연결 지지대 부분에는 고무 성분을 코팅한 Kevlar fabric도 사용되고 있다[7].

### 4.2 팽창 후 경화 기술

1년 이상의 장기간 운용을 목표로 하는 팽창형 구조물의 경우 경화되지 않으면 보충용 가스의 무게 등이 추가되므로 안정적인 경화 기술의 개발이 필요하다. 경화방법으로는 크게 기계적 경화, 화학적 경화, 폼 유입이 있다.

기계적 경화는 섬유 강화 폴리머 층에 샌드위치 된 알루미늄 호일을 내부에서 강한 압력으로 팽창 시켜서 경화시키는 방법이다. 이 방법은 화학 경화보다 적은 강성을 내고 원통이나 구 형상에만 사용 가능하다는 단점이 있지만 부가적인 재료(화학반응의 촉매제 등)가 필요하지 않으므로 질량 증가가 가장 적다. Echo, Explorer 등의 초기 위성 및 ITSAT 등에서 사용되었다[17].

화학적 경화는 열이나 자외선, 내부 주입 가스를 이용하여 플라스틱에 화학적 변화를 가하는 방법이다.

먼저 열경화의 경우 주로 Graphite를 강화용 섬유로 사용하며 Vectran, Kevlar, PBO등의 섬유도 활용되는 추세이다. Epoxy와 같은 열경화성 레진을 사용하여 점착하고 온도를 조절하여 경화를 제어한다. 이러한 방법은 뛰어난 강성과 강도를 보이며 경화 제어가 용이하다는 장점이 있다. 특히 Graphite/epoxy 복합재의 경우 각종 우주

환경에 대한 저항력이 좋고 0에 가까운 열전도도를 가진다. 그러나 열을 내기 위한 부가 장치 및 에너지가 필요하다는 단점을 갖는다[16].

자외선 에너지에 의한 경화는 부가적인 장치나 에너지가 필요하지 않다는 장점이 있지만 경화시키고자 하는 부위까지 자외선이 투과해야 하므로 전체 재료의 선정에 제약이 따른다. Graphite나 PBO와 같은 고성능의 강화섬유가 쓰일 수 없고 섬유유리나 석영관 등의 재료로 제한된다. 뿐만 아니라 강화제어의 어려움, 그림자 등으로 인한 불균형 강화 등도 무시할 수 없는 문제들이다[17].

내부 가스에 경화제를 포함시켜서, 가스 주입 시 경화까지 이루어지도록 하는 방법도 시도되었다. 수증기에 의해 경화되는 폴리우레탄이나 폴리에스터, 아민에 의해 경화되는 에폭시 등이 사용될 수 있으며 별도의 파워가 필요하지 않다는 장점을 갖는다. 그러나 레진과 촉매제가 접촉할 수 있어야 하므로 두께에 제한이 있고 전개 전 경화가 발생하지 않도록 각별한 주의가 요구된다는 단점이 있다. 1980년대에 BF3를 촉매제로 하여 제작된 시편의 경우 뛰어난 유연성, 자외선과 열에 대한 안정성을 보였지만 표면 정밀도가 좋지 않았다[17].

가스가 아닌 조밀한 발포체로 내부를 채워 넣는 방법도 제시되었다. 폼을 이용하여 경화시킬 경우 구조 강화뿐만 아니라 전개 유도체로도 사용될 수 있다. Thiokol Corporation에서는 폴리우레탄을 사용한 폼 경화 기술을 사용하였으나 시스템의 복잡성과 질량 증가로 효과적이지 못하였고 NASA JPL에서 형상기억 열가소성 폴리우레탄을 사용한 폼 경화 기술은 전개력과 전개 후 강성이 낮아서 실용화되지 못하였다[17].

## V. 팽창형 구조물의 제어

### 5.1 전개 제어

팽창형 구조물은 전개 시 재료의 손상과 진동을 발생시킬 수 있고, 모체 등 주변 구조물에 타격을 줄 수 있기 때문에 안정적인 전개 방법에 대한 연구가 필요하다. 전개 과정에서 제어해야 할 사항은 전개 속도, 전개 방향, 안정적인 내압의 유지이다. 전개는 주로 내부 가스 주입에 의해 이루어지며, Z형태로 접거나 아코디언 형태로 압축했다가 전개되도록 하는 방법과 롤러를 사용하여 전개 하는 방법이 있다[18].

접었다가 펼치는 방법은 별도의 큰 장치가 필요하지 않은 대신 진동 발생이 크고 접힌 위치에 재료의 손상이 발생할 수 있다는 제약이 따른다.

IAE와 ITSAT에서는 봄 구조물을 Z모양으로 접어서 선적 한 후 아코디언이 펼쳐지듯이 전개 시키는 방법을 사용하였다. 그러나 별도의 전개 제어 장비를 사용하지 않았기 때문에 봄 구조 뿐만 아니라 모체인 SPARTRAN도 여러 방향으로 흔들리게 되었고 구조물에 손상을 줄 수 있는 임펄스 힘이 관찰되었다[19]. ILC Dover사는 이러한 문제점을 해결하기 위해 여러 가지 방법의 전개 제어 방법을 제시하였다. 먼저 가스 주입 방향 끝단부터 가스를 주입하면서 내부 칸막이 사이의 압력 조절 밸브를 열어가는 compartmentalization 방법은 Evolved Expendable Launch Vehicle (EELV)의 Recovery Spray Shield (RSS) 제작에 사용되었다(Fig. 5). 이 구조물은 바다에 떨어지는 기기와 엔진을 보호하기 위한 것으로 성공적으로 전개 되었지만 구역을 온/오프한다는 특성상 선형적인 전개가 불가능하다는 단점과 여러 개의 구조물을 연결 할 경우 컨트롤이 어렵다는 단점이 있다[19]. 한편, 가스 주입구 반대 방향의 끝단부터 가스를 주입하면서 차례로 펼쳐나가는 columnation 방법은 Boeing사의 Teledesic program을 통해 만들어진 3.6mX10m 규모의 solar array의 전개에 사용되었다. 이 방법은 매우 선형적이며 안정적인 전개를 보였다[19].

다음으로 롤러를 사용하는 방법은 롤러가 구조물의 전개 끝단에 부착되어 있는 경우와 전개 시작지점, 즉 모체쪽에 부착되어 있는 경우가 있다. 두 방법 모두 기본적으로 가스의 팽창력을 동력으로 이용하면서 Velcro, constant force spring, brake 장치 등을 사용하여 롤러의 회전속도를 조절하는 것이다. 즉 롤러를 사용한 전개 제어의 핵심은 롤러의 회전속도를 효과적으로 조절하면서 마찰로 인한 재료의 손상이나 에너지 손실을 최소로 하는 데에 있다. Velcro를 재료의 표면에 부착하는 경우, 흑과 파일이 엉겨있는 면적, 힘을 조절하여 전개 된 부위에 원하는 내압이 가하여진 후 다음 전개로 넘어가도록 한다. NGST's 1/3 scaled sunshield 제작에서 Velcro를 사용한 전개 제어법이 적용되었다[19]. Constant force spring을 구조물 벽에 삽입하여 전개 하는 경우, 매우 안정적이고 예측 가능한 전개 형태를 보인다. 단점이라면 전개 후 추가적인 팽창이 필요할 때 수축력을 작용할 수 있다는 점이다. 이는 열가소성 플라스틱이나 형상기억 합금을 사용하면 개선할 수 있을 것으로 보인다. Fig. 6과 같이 NASA JPL과 ILC Dover사가 제작한 SAR 전개에 효과적으로 이용된 바 있다[19]. Rolling brake를 롤러에 장착하는 방법은 constant force spring에 비교하여, 재료 표면에 장치를 붙이지



Fig. 5. EELV RSS Deployment



Fig. 6. Spring roll up device in SAR frame

않는다는 장점이 있다. 물리의 회전력을 조절하는 방법으로, DARPA에서 개발하는 안테나의 prototype 제작에 실험적으로 사용되었다. 30m의 붐을 전개시키는데 매우 안정적인 전개와 모체에 임펄스 힘을 거의 주지 않는 성과를 보였다[19].

5.2 형상 제어

전개와 경화 후에도 외부에서 날아오는 입자와의 충돌, 온도에 의한 구조물의 변화, 재료의 노화 등으로 구조물의 형상이 변하기도 하고, 목적 방향 및 자세 전환 등이 요구되기도 한다[18]. 팽창형 구조물을 제어하기 위해서는 가볍고 유연한 필름이나 와이어 타입의 스마트 재료가 선호된다. 압전 재료로는 Polyvinylidene fluoride semicrystalline resin (PVDF), 압전 섬유를 적층시켜서 만든 Active Fiber Composite (AFC), 저가의 필름형 압전재료를 생산하기 위해 개발된 Macro Fiber Composite (MFC)가 주로 쓰인다. 이들 압전 필름들은 뛰어난 유연성과 얇은 두께를 지닌다. 형상 기억 합금 (SMA) 역시 필름 타입으로 제작되어 사용되고 있으며 최근에는 MEMS기법으로 회로를 새겨 넣거나 Electro Active Polymer (EAP)를 사용하는 방법도 선호되고 있다. 특히 EAP는 매우 얇은 두께에도 MFC나 SMA thin film보다 훨씬 큰 힘을 발생시켜서 주목받고 있다.

실제 개발사례로, 안테나나 반사경, 망원경과 같은 포물체 광학 구조물을 표면을 제어하기 위해 가장자리 또는 표면에 PVDF를 부착하여 성

능 개선 효과를 얻은 바 있다[20]. 열에 의한 변형을 Shape Memory Alloy (SMA) thin film 을 사용하여 제어하는 방법도 제시되었고[21] 표면의 편평도를 조절하기 위하여 가장자리에 SMA wire를 부착하여 능동 제어에 성공한 사례가 있다[22]. 팽창형 구조물의 표면에 부착하기 적합하도록 MEMS기법을 바탕으로 필름 위에 각종 센서를 탑재한 센서 시스템과 Ionic Polymer Metal Composite (IPMC) 구동기가 제작되기도 하였다[23]. 비접촉식 형상 제어를 위하여 PVDF가 부착된 미러에 electric gun을 쏘아 표면의 strain을 조정하여 원하는 곡면을 만드는 실험도 수행되었다[24].

이러한 형상 제어 방법은 제어기의 종류와 위치에 따라 다양한 특성을 보이므로 제어 대상, 목적, 주변 환경에 따라 융통성 있게 적용하는 것이 필요하다.

5.3 진동 제어

대기가 없는 우주 환경에서는 진동의 감쇠가 매우 작아서 진동 발생을 억제하고 제어하는 문제가 매우 중요하다. 특히, 많은 팽창형 구조물이 대상으로 하고 있는 광학 및 통신 관련 구조물의 경우 진동이 성능을 급격히 저하시키므로 최소한의 질량으로 진동을 효과적으로 제어하는 기기를 개발하는 것은 매우 실질적인 연구 목표 중의 하나이다. 그러나 얇은 필름 재료로 만들어진 팽창형 구조의 특성상 가진 및 진동 특성 측정에 많은 어려움이 따른다. 접촉식 가진은 재료의 손상을 유발할 수 있고 국부적인 가진만 일으키는데 그치게 된다. 또한 센서의 두께가 재료의 두께에 비해 두꺼워서 센서의 부착이 전체 구조물의 특성을 변화시킨다. 이러한 문제점을 극복하기 위하여 다양한 비접촉식 가진기와 필름형태의 센서 및 구동기가 개발 및 사용되었다. Kapton으로 제작된 팽창형 원환체에 PVDF를 센서로, MFC를 구동기로 부착하여 진동 실험을 한 결과 MFC가 global mode의 진동을 발생시키는 데 적합하고 PVDF도 주파수 응답을 측정하는데 효과적임이 밝혀졌다[25]. 이후 다수의 MFC 패치를 사용하여 Multi-input-multi-ouput 모드 실험이 수행하여 25m 반경의 큰 원환체에 대해서도 MFC가 센서 및 구동기로 유용함을 보였다[26]. 같은 시편에 대하여 MFC를 사용하여 진동 제어를 수행한 결과 주 공진 주파수에서 70%의 진동 감소 효과를 볼 수 있었다[27]. 원환체 뿐만 아니라 원형 튜브에 대해서도 MFC를 표면에 부착하여 능동제어를 시도한 결과 댐핑을 0.4%에서 8%로 증가시키는 효과를 얻었다[28].

## VI. 연구 동향

현재 미국과 유럽 여러 나라는 광학기기, 안테나, 우주 추진기 등의 분야에서 팽창형 구조물의 개발에 박차를 가하고 있다. NASA의 경우 IAE와 같은 우주 실험을 수행한 바 있으며 화성탐사 프로젝트에서도 팽창형 rover가 사용되었다[29]. NASA Glenn Research Center (GRC)에서는 태양 전지판을 개발 중이며[30] NASA Marshall Center에서는 20m 규모의 solar sail을 제작하고 있다[31,32]. 2007년 종료 예정인 ARISE 프로젝트에서는 radio telescope가 개발 중이고[8] 여기서 얻어진 기술력을 바탕으로 제작된 팽창형 telescope는 2013 발사예정인 James Webb Space Telescope의 유력한 후보이기도 하다[33]. 2005년 발표된 NASA의 New Millennium Programs Space Technology 8 (ST8) Mission에 따르면 얇은 막 재료를 이용한 Ultraflex Next Generation Solar Array System (NGU)도 개발될 예정이다[34]. 또한 Bigelow Aerospace Center에서는 2006년 팽창형 구조물로 제작된 Genesis Pathfinder Spacecraft를 발사할 예정이며 개인용 우주공간 구축도 예정하고 있다[35].

ESA에서는 Inflatable Re-entry Descent Technology (IRDT) 프로젝트에서 팽창형 감속기를 개발하고[36], 이를 바탕으로 Aurora 프로그램 중 2011년 발사 하여 화성 시편을 가져오는 프로젝트에서 팽창형 구조물을 이용한 착륙법을 사용할 예정이다[37].

일본에서도 팽창형 구조물을 이용한 대형 태양 전지판, 과학 관측용 비행선, solar sail을 개발 중에 있고[38], I-space 프로젝트에서는 막재료를 이용한 전개형 안테나를 개발할 예정이다[39]. 중국의 경우 Harbin Institute of Technology에서 실용 목적을 갖고 다양한 팽창형 우주 구조 개발을 수행하고 있다.

최근에는 관련 학술대회도 성황리에 개최되고 있는 데, AIAA Gossamer Spacecraft Forum을 올해로 벌써 7회째를 맞고 있으며, European Workshop on Inflatable Space Structures 가 2002년부터 개최되고 있고, 2005년에는 International Conference on Textile Composites and Inflatable Structures가 독일에서 개최되었다.

앞에서 살펴본 구조 시스템 기술 개발 뿐 아니라 각 핵심 요소 기술 개발도 주로 대학 등에서 지속적으로 이루어지고 있다. 팽창형 구조물을 비롯하여 막재료를 만들어지는 구조물에서 가장

문제되는 것은 주름현상이다. 안테나나 반사경, 우주 망원경의 표면에 주름이 생기면 성능에 지대한 영향을 주고, 붐이나 원환체와 같은 지지 구조물에 주름이 발생하면 하중 지지 능력을 손상시켜 구조물이 구부러지거나 접히게 된다. 따라서 이러한 주름현상의 발생을 정확하게 예측하고, 주름이 발생했을 때 이를 효과적으로 제거하기 위한 노력이 계속되고 있다[40-42]. 유럽에서는 초대형 망원경의 멤브레인 표면 주름 발생을 예측하고 압전 필름을 부착하여 형상을 제어, 주름을 제거 하고자 하는 Shape Control of Membrane Reflectors (SCMeRe) 프로젝트가 계획 중에 있다[43]. 부가적인 센서/구동기를 사용하여 주름을 제거하는 방법 대신, 재료의 성능을 향상시켜서 우주 환경에 강하고 주름이 잘 발생하지 않는 재료를 개발하는 노력도 계속되고 있다. 붐이나 원환체와 같은 지지구조물의 경우 안정적인 경화방법에 대한 연구도 심화되고 있으며, 재료 안에 센서/구동기를 포함하여 스스로의 상태를 모니터링하고 컨트롤 할 수 있는 지능형 필름 개발에 대한 연구도 주목받고 있다[44]. NASA와 Tiax사는 팽창형 구조물로 만들어진 달 탐사 기지 등에 사용될 수 있는 지능형 필름을 개발중에 있고[45], MEMS 기술을 이용한 필름형 구동기의 개발도 성과를 보이고 있다[23].

본 논문에서 자세히 다루지는 않지만, 대형 막 구조물의 거동 해석, 특히 가스 주입 시의 전개 과정에 대한 정확한 해석에 관한 기술도 매우 중요한 핵심 기술의 하나이며, 그 외 보다 안정적인 전개 장치의 개발, 우주 환경하의 생존성에 관한 연구 등이 주요한 관련 연구 주제라 할 수 있다.

## VII. 결 론

팽창형 우주 구조물은 필름과 같은 매우 얇은 막 재료로 구현하고자 하는 형상의 외형을 만든 후 주입되는 가스 압력으로 팽창되어 원하는 형상을 갖는 구조물을 말한다. 팽창형 우주 구조물은 중량 및 발사 부피의 최소화가 가능하고, 궤도 상에서 전개가 자유롭다는 점 등의 장점으로 인해 미래의 우주 개발에 주요한 역할을 할 것으로 기대된다. 또한 적용 분야가 한정적이지 않고 통신 기기, 광학 기기, 우주 거주물 등에 두루 사용될 수 있다는 점도 팽창형 구조의 또 다른 매력이라 할 수 있겠다. 미국, 유럽, 일본과 같은 우주개발 선진국들은 이미 팽창형 구조물의 중요성을 깨닫고 여러 우주 시험을 통해 이미 상당한

성과를 올리고 있다. 본 논문에서는 우주 개발 선진국들의 기존 사례를 중심으로 팽창형 우주 구조물의 개발 현황과 주요 연구 과제에 대해 살펴 보았다. 우리 나라의 경우에도 향후 우주 프로그램에 활용 가능할 것으로 판단되나, 아직까지는 관련 연구 결과가 거의 없는 실정으로 지금부터 조금씩이라도 팽창형 구조물에 대한 연구를 수행해 나가야 할 것으로 보인다.

### 후 기

이 논문은 2005년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임(KRF-2005-041-D00168).

### 참고문헌

- 1) Stein, M., and Hedgepeth, J. M., "Analysis of Partly Wrinkled Membranes", NASA Langley Research Center, NASA TN D-813, 1961.
- 2) Miller, R. K., and Hedgepeth, J. M., "An Algorithm for Finite Element Analysis of Partly Wrinkled Membranes", AIAA Journal, Vol. 20, No. 12, pp. 1761-1763, 1982.
- 3) Veldman, S.L., and Vermeeren, C.A.J.R., "Inflatable Structures in Aerospace Engineering - An Overview", Proceedings of the European conference on spacecraft structures, materials and mechanical testing, Noordwijk, the Netherlands 29 Nov. - 1 Dec. 2000, (ESA SP-468, March 2001), p. 93, 2001.
- 4) Cassapakis, C., and Thomas, M., "Inflatable structures technology development overview." AIAA Paper No. 95-3738, AIAA Space Programs and Technologies Conf., Huntsville, Ala., 26 - 28 Sept., 1995.
- 5) Thomas, M., "Inflatable Space Structures: Redefining aerospace design concepts keeps costs from ballooning", <http://www.lgarde.com/people/papers/structures.pdf>.
- 6) Marraffa, L. et al. Inflatbale Re-entry Technologies: Flight demonstration and future porspects. ESA Bulletin 103, 2000.
- 7) Freeland, R.E., Bilyeu, G.D., and Mikulas, M.M., "Inflatable Deployable Space Structures Technology Summary", International Astronautical Federation, IAF-98-I.5.01, 1998.

- 8) JPL Document #16330, <http://www.lgarde.com/people/papers/arise.pdf>.
- 9) Lichodziejewski, D., Veal, G., Helms, R., Freeland, R., and Kruer, M., "Inflatable rigidizable solar array for small satellites", AIAA-2003-1898, 2003.
- 10) Dornheim, M. A., "Inflatable Structures Take to Flight", <http://www.lgarde.com/programs/iaearticle/awarticle.html>.
- 11) <http://www.kp.dlr.de/solarsail/>
- 12) [http://www.planetary.org/programs/projects/innovative\\_technologies/solar\\_sailing/ss\\_update\\_20050930.html](http://www.planetary.org/programs/projects/innovative_technologies/solar_sailing/ss_update_20050930.html).
- 13) Lichodziejewski, D., Derbes, B., West, J., Reinert, R., Belvin, K., and Pappa, R., "Bringing an Effective Solar Sail Design Toward TRL 6", AIAA 2003-4659, 2003.
- 14) Derbes, B., Veal, G., Rogan, J., and Chafer, C., "Team Encounter Solar Sails", AIAA 2004-1577, 2004.
- 15) Connell, J.W., and Watson, K.A., "Materials for Inflatables in Space", in Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications, Jenkins, C.H.M., Vol. 191 Progress in AIAA, 2001.
- 16) <http://www.stg.srs.com/atd/advpolymers.htm>
- 17) Cadogan, D., "Rigidization Mechanism and Materials", in Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications, Jenkins, C.H.M., Vol. 191 Progress in AIAA, 2001.
- 18) Jenkins, C.H., and Kalanovic, V.D., "Issues in Control of Space Membrane/Inflatable Structures", IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, pp.411-414, 2000.
- 19) Cadogan, D.P., and Grahne, M.S., "Deployment Control Mechanisms for Inflatable Space Structures", in Gossamer Spacecraft: Membrane and Inflatable Structures Technology for Space Applications, Jenkins, C.H.M., Vol. 191 Progress in AIAA, 2001.
- 20) Salama, M., Kuo, C.P., Garba, J., Wada, B., and Thomas, M., "On-orbit Shape Correction of Inflatable Structures", AIAA Paper No. 94-1771, 1994.
- 21) Roh, J.-H., "Study on Surface Configuration Control of Inflatable Structures



with SMA Actuator", Ph.D. Thesis, KAIST, 2006.

22) Peng, F., Hu, Y. R., and Ng, A., "Tests of Inflatable Structure Shape Control Using Genetic Algorithm and Neural Network", AIAA-2005-2055, 2005.

23) Tung, S., Witherspoon, S. R., Roe, L.A., Silano, A., Maynard, D. P., and Ferraro, N., "A MEMS-based Flexible Sensor and Actuator System for Space Inflatable Structures", *Smart Materials and Structures*, Vol. 10, pp. 1230-1239, 2001.

24) Main, J.A., Martin, J., and Nelson, G., "Noncontact Shape Control of Membrane Mirrors", *Proceedings of Ultra Lightweight Space Optics Challenges Workshop*, 24-25, Mar., 1999.

25) Park, G., Kim, M.H., and Inman, D.J., "Integration of Smart Materials into Dynamics and Control of Inflatable Space Structures", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 12, No. 6, pp.423-433, 2002.

26) Ruggiero, E., Park, G., Inman, D.J., and Main, J.A., "Smart Materials in Inflatable Structure Applications," AIAA 2002-1563, 2002.

27) Sodano, H.A., Park, G., and Inman, D.J., "An Investigation into the Performance of Macro-Fiber Composites for Sensing and Structural Vibration Applications", *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 18, No. 3, pp.683-697, 2003.

28) Pappa, R.S., Lassiter, J.O., and Ross, B.P., "Structural Dynamics Experimental Activities in Ultralightweight and Inflatable Space Structures", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 40, No .1, pp. 15-23, 2003.

29) <http://www.jpl.nasa.gov/>

30) <http://www.grc.nasa.gov/>

31) <http://www.nasa.gov/centers/marshall/multimedia/video/2004/video05-039.html>

32) [http://www.inspacepropulsion.com/news\\_sail.html](http://www.inspacepropulsion.com/news_sail.html)

33) <http://ngst.gsfc.nasa.gov/>

34) [http://www.nasa.gov/home/hqnews/2005/jan/HQ\\_05033\\_technology\\_experiments.html](http://www.nasa.gov/home/hqnews/2005/jan/HQ_05033_technology_experiments.html)

35) <http://www.spacefellowship.com/News/?p=806>

36) [http://www.esa.int/SPECIALS/ESA\\_Permanent\\_Mission\\_in\\_Russia/SEMOR61XDYD\\_0.html](http://www.esa.int/SPECIALS/ESA_Permanent_Mission_in_Russia/SEMOR61XDYD_0.html)

37) [http://www.esa.int/esaMI/Aurora/SEMIPM808BE\\_0.html](http://www.esa.int/esaMI/Aurora/SEMIPM808BE_0.html)

38) <http://www.isas.jaxa.jp/e/snews/2004/0809.shtml>

39) [http://www.iat.jaxa.jp/kspc//english/panf/images/jaxa\\_e.pdf](http://www.iat.jaxa.jp/kspc//english/panf/images/jaxa_e.pdf)

40) Sakamoto, H., and Park, K.C., "Advanced Cable Boundary Layer Design in Membrane Structures for Dynamic Wrinkle Reduction", AIAA 2005-1973, 2005.

41) Peng, F., Hu, Y.R., and Ng, A., "Measurement of Membrane Flatness for Active Control of Inflatable Structures", *Proceedings of 7th CanSmart International Workshop on Smart Materials & Structures*, 21-22 Oct., Montreal, Canada, 2004.

42) Han, J.-H., Yoo, E.-J., and Roh, J.-H., "Wrinkling Control of Inflatable Booms Using Smart Material Patch", *13th SPIE Int. Symposium Smart Structures and Material*, San Diego, CA, Feb. 2006.

43) [www.ulb.ac.be/scmero/documents/Contracts/SCMeRe\\_Summary.pdf](http://www.ulb.ac.be/scmero/documents/Contracts/SCMeRe_Summary.pdf)

44) Moore, C., "Ultra-Lightweight Structures and Space Observatories Thrust Area", *IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT*, pp. 571-574, 2000.

45) <http://www.parsintl.com/9877.pdf>