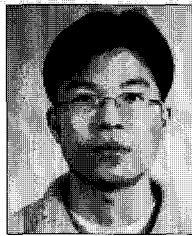


기획특집기사

인공위성의 태양전지판 구조설계 및 해석

Structural Design and Analysis of Solar Array Panel
for the Satellite



김 선 원*



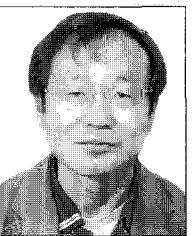
김 경 원*



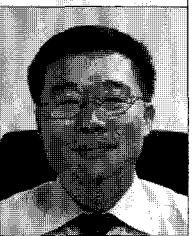
임 재 혁*



최 향 석**



이 주 훈***



황 도 순***

* 한국항공우주연구원 위성구조팀 선임연구원

** 대한항공 항공기술연구원 과장

*** 한국항공우주연구원 위성구조팀 책임연구원

1. 서 론

인공위성은 임무를 수행하게 되는 탑재체(Payload)와 이를 지원해주는 본체(Bus)로 구성된다. 본체는 구조계, 열제어계, 자세제어계, 추진계, 전력계, 통신계, 명령 및 데이터 처리계와 같은 여러 서브시스템으로 구성된다. 여러 서브시스템 중에서 전력계는 위성이 임무기간 동안 소요되는 전력을 생성 및 공급해주는 역할을 수행하게 된다. 일반적으로 인공위성의 전력은 태양전지판에 부착된 태양전지셀에 의하여 생산된다. 이러한 태양전지판은 위성의 형상을 선정하는데 중요한 요소가 된다. 태양전지판은 전력 요구조건, 궤도, 태양과 이루는 각도, 자세제어 방법, 임무 수행 방식, 탑재체 요구조건 및 타 서브시스템으로부터 요구되는 특정 요구조건 등을 고려하여 장착 위치, 발사체 장착 형상, 접혀진 상태로부터 전개되는 방식을 선정함으로써 형상이 선정된다. 선정된 구조형상에 대하여 안정성 검증을 위하여 발사 및 궤도상에서 발생하는 하중에 대한 해석 및 시험을 수행하게 된다.

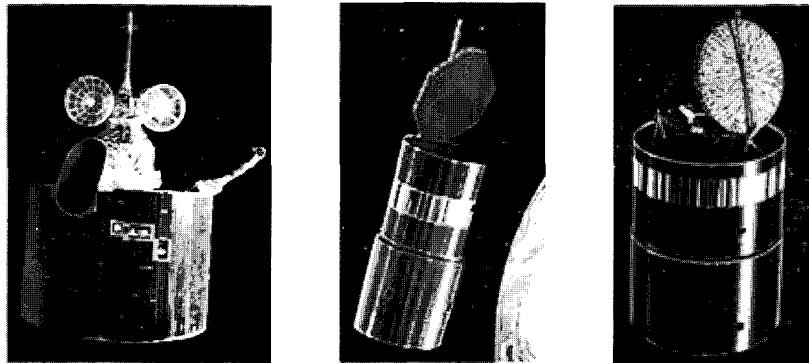
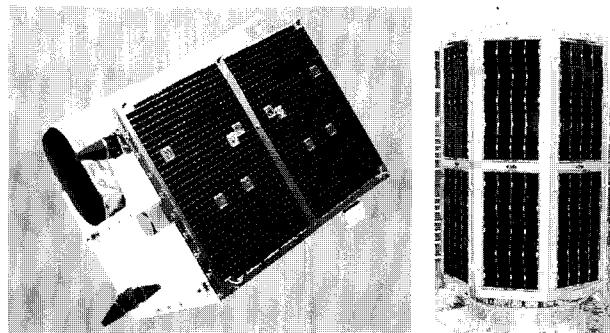
최근에 개발되는 위성은 대형 탑재체의 적용 및 다양한 임무의 수행을 위하여 큰 전력량을 요구하는 추세이다. 이러한 대전력 요구조건을 만족하기 위하여 고정형 태양전지

판보다는 효율성이 좋은 전개형 태양전지판이 주로 적용되고 있는 실정이다. 본 논문에서는 국내에서 개발된 저궤도 지구관측 위성의 전개형 태양전지판의 구조설계 및 해석결과에 대하여 기술한다.

2. 태양전지판 개요

2.1 태양전지판

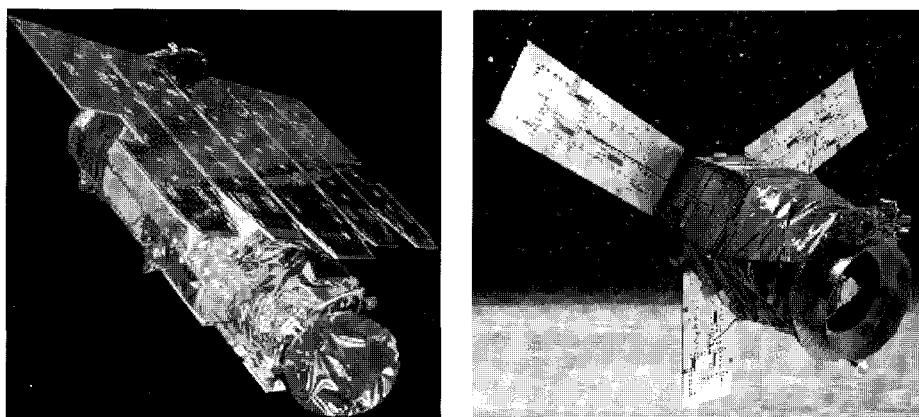
태양전지판 설계의 첫 번째 단계는 전개 및 구동의 필요 여부를 판단하는 것이다.¹⁾ 위성의 태양전지셀이 부착 가능한 면적 대비 요구되는 전력이 크지 않을 경우 위성 구조체의 표면에 장착하게 되는 고정형 태양전지판을 선정하게 된다. 출력은 태양과 태양전지셀이 이루는 각도와 관계가 있기 때문에 고정형 태양전지판(fixed solar array panel)은 태양을 지향하며 구동하게 되는 경우 동일 전력을 생성하기 위해서는 면적이 더 커져야 한다. 과거에 주로 적용되었던 회전 안정화 방식의 위성은 한 축을 기준으로 회전하는 실린더 형상이므로 추가적인 전개형 태양전지판을 적용하지 않고 회전 축을 기준으로 외부 반경 방향의 구조체에 직접적으로 태양전지셀을 부착하여 사용하였다. 이러한 회전 안정화 방식은

그림 1 고정형 태양전지판을 장착한 실린더 형상 위성²⁾그림 2 고정형 태양전지판을 장착한 소형위성²⁾

위성이 회전을 함으로써 위성에 부착된 모든 태양전지셀이 한 번에 태양을 지향하지 못하게 되고, 이로 인하여 면적대비 적은 전력이 생성됨으로써 효율성이 낮아지는 단점을 가진다. 또한 발생된 열을 위성 내부로 전달시킴으로써 열제어 측면에서 불리한 단점이 있다. 그림 1은 1980년대에 개발된 고정형 태양전지판을 부착한 실린더 형상의 위성을 보여준다. 최근에도 그림 2에서 보여지듯이 전력이 크게 필요하지 않은 소형위성의 경우에 적용되기도 한다.

최근에 개발되는 위성의 경우에는 고품질의 영상정보를

얻기 위하여 대형화, 높은 자세 제어 정밀도와 대전력량을 요구하는 경우가 많아지게 되었다. 이로 인하여 회전 안정화 방식보다는 더 복잡하고 고가의 장비가 요구되지만 자세 정밀도가 높은 3축 자세 안정화 방식을 주로 적용하게 되었다. 이러한 자세 제어 방식과 위성의 대형화는 위성이 다각형 구조일수록 제작성 및 장비 장착성에 유리하다. 또한 높은 전력을 생산하기 위하여 위성의 크기에 비해 상대적으로 넓은 태양전지판이 필요하게 되었다. 이로 인하여 제한된 발사체의 위성 탑재공간 내에 넓은 태양전지판을 장

그림 3 전개 고정형 태양전지판을 장착한 위성²⁾

착하기 위하여 발사 시에는 접혀 있다가 궤도상에서 펼쳐지는 전개 고정형(deployed-fixed) 태양전지판이 필요하게 되었다. 그림 3은 대표적인 형상의 전개 고정형 태양전지판을 장착한 위성의 형상을 보여준다.

위성 구조체는 단순할수록 높은 안정성을 가지므로 고정형 태양전지판이 선호되지만 전력요구조건을 만족하지 못할 경우 전개 고정형 태양전지판이 고려된다. 그런데 전개 고정형 태양전지판의 경우 전력효율을 증가시키기 위한 설계요소는 면적에 해당하므로 고전력을 위해서는 태양전지판이 대형화되어야 한다. 그런데 태양전지판이 대형화되고 접고 펴는 방식이 복잡할 경우 기능 상실의 위험성이 커지는 문제가 발생하게 된다. 이러한 문제점을 해결하기 위한 방안으로써 상시 태양을 지향할 수 있는 전개 구동형(deployed-sun tracking) 태양전지판의 필요성이 대두되었다. 전개 구동형 태양전지판은 태양과 이루는 각도를 수직으로 유지시켜 주고 그립자의 발생을 줄여 줌으로써 전력 효율이 증가하게 되어 상대적으로 적은 면적의 태양전지판으로도 동일한 전력을 생성할 수 있게 된다. 그림 4는 전개 구동형 태양전지판을 장착한 위성의 형상을 보여준다. 전개 구동형 태양전지판은 구동가능한 축의 개수에 따라 일축 구동(one-axis tracking)과 이축 구동(two-axis tracking)으로

구분된다. 효율 측면에서는 일축 구동이 불리하나 단순하고 가격이 저렴하고 안정성이 높은 장점이 있다. 또한 자세 제어에 미치는 영향이 상대적으로 작아 가장 보편적으로 사용되는 방식에 해당한다. 그런데 임무 및 다른 부품들의 지향 요구조건에 따라 이축 구동방식이 적용되기도 한다.

태양전지판은 경량화를 위하여 일반적으로 허니콤 패널이 적용된다. 허니콤 패널로 제작되는 평면의 태양전지판은 가장 일반적이고 제작성이 용이한 측면이 있다. 여러 장의 태양전지판이 사용될 경우 발사 시에 접힌 상태를 유지하기 위해 힌지를 적용하여 서로 연결된다. 이러한 태양전지판은 높은 강성과 강도를 가지게 되어 구조적으로 안정적인 측면이 있다. 그런데 임무에 따라서는 획기적으로 부피와 무게를 줄이고 전력 생산량을 더 높여야 하는 경우도 발생한다. 허니콤 패널을 적용할 경우 무게 및 부피 절감에 한계가 있으므로 얇고 유연한 막구조에 태양전지셀을 장착하여 발사 시에는 감겨진 상태로 작은 공간에 위치하여 있다가 궤도상에서 펼쳐지는 유연한 태양전지판(Flexible solar array panel)을 적용하여 이를 해결하기도 한다. 유연한 태양전지판은 전개 후 고정해주는 구조가 필요하다. 일반적으로 트러스 혹은 마스트(mast)가 적용된다. 또 다른 방법인 집광형 태양전지판(Concentrator solar array panel)이 적

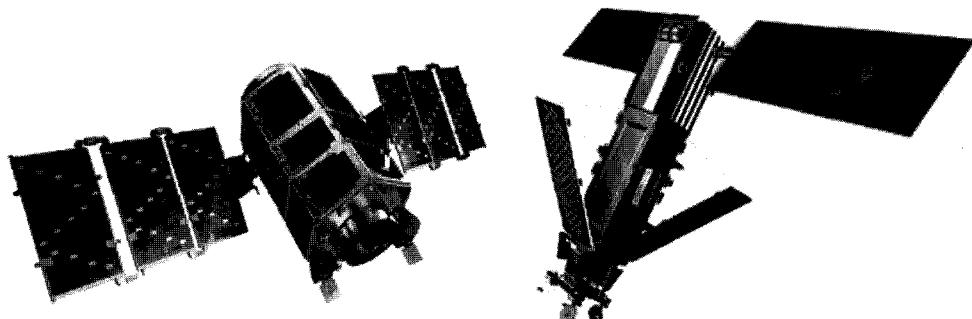


그림 4 전개 구동형 태양전지판을 장착한 위성²⁾

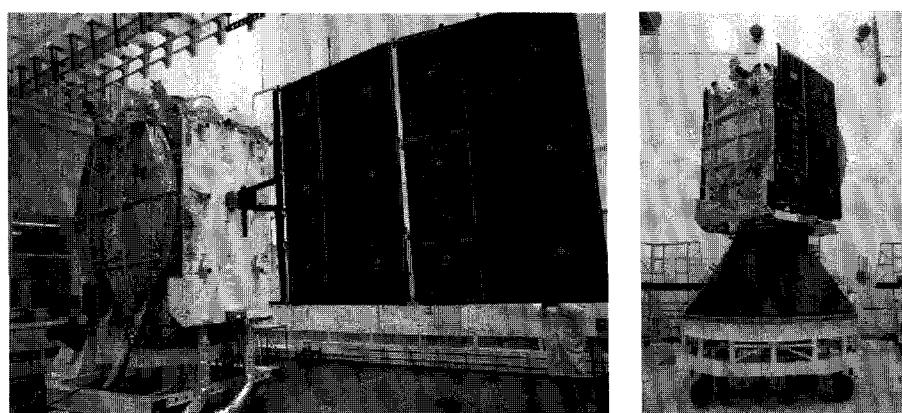
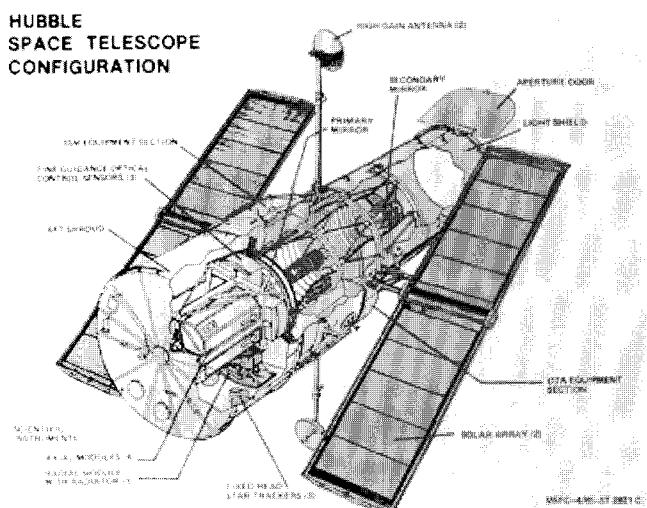
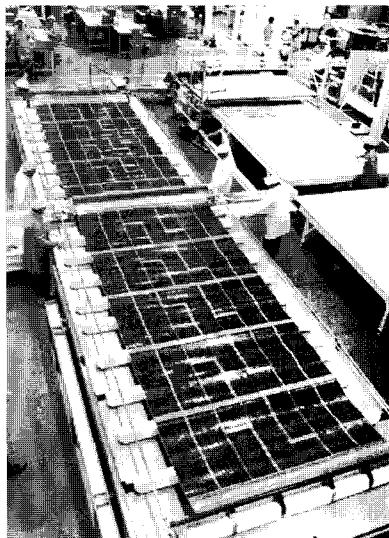
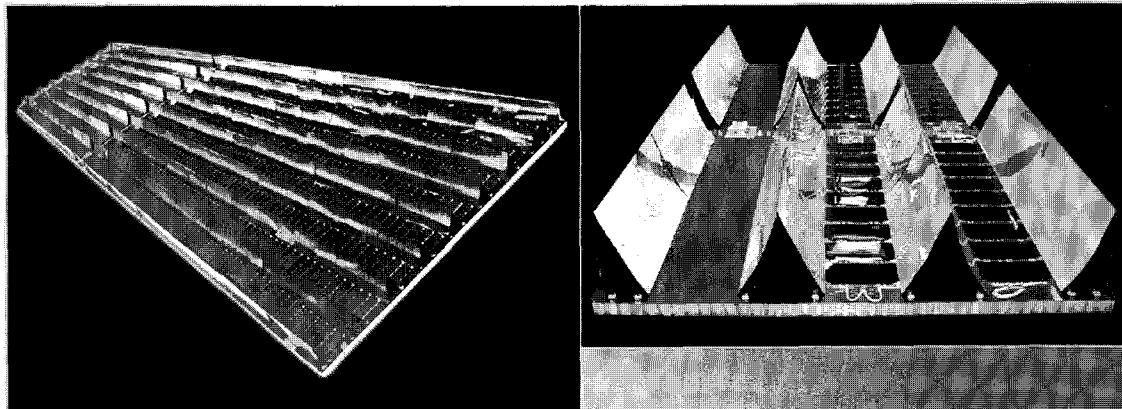


그림 5 Rigid solar array panel²⁾

그림 6 Flexible solar array panel²⁾그림 7 Concentrator solar array panel²⁾

용되기도 한다. 앞서 언급한 방식들과는 달리 태양빛의 집광을 통하여 일부분에 부착된 태양전지셀을 이용하여 전력을 생산하는 방식으로써 유연한 태양전지판 보다도 비용과 무게를 절감할 수 있는 방안에 해당된다. 그러나 태양빛의 집중으로 인한 태양전지셀의 온도 증가를 억제하기 위하여 냉각시스템이 필요하고 집광기의 지향 정밀도가 제어되어야 한다는 단점이 있다. 그림 5, 6, 7은 각각의 대표적인 예를 보여준다.

2.2 태양전지판 구동장치

전개형 태양전지판의 구동장치는 일반적으로 태양전지판 및 전개장치(Spring and hinge assemblies)와 구속장치(HRM, Hold and Release Mechanism)로 구성된다.³⁾ 태양전지판은 구속장치를 이용하여 위성의 발사단계에서 발생하

는 하중에 대하여 안전하게 지지된다. 위성이 발사체로부터 분리되어 궤도에 진입하게 되면 태양전지판은 위성본체와 연결된 구속장치가 풀리게 되어 전개장치의 토크에 의해 펼쳐지게 된다.

전개장치는 전개토크를 마련하는 힌지와 전개 강성을 유지하기 위한 스트럿으로 구성된다. 대부분의 전개장치는 핀과 클레비스로 이루어진 힌지와 스프링으로 구성된다. 어떤 경우에 있어서는 힌지와 스프링의 역할을 동시에 수행하는 유연한 테이프 타입의 전개장치가 적용되기도 한다. 그림 8은 판스프링과 코일스프링으로 이루어진 일반적인 전개장치 형상을 보여준다. 그림 9는 테이프 타입의 전개장치 형상을 보여준다.

태양전지판을 고정하고 풀어주는 역할을 하는 구속장치로써는 폭발식의 파이로 구동기가 많이 적용되고 있다. 파이로 구동기는 절단 볼트, 케이블과 유연한 고정끈(Tie-

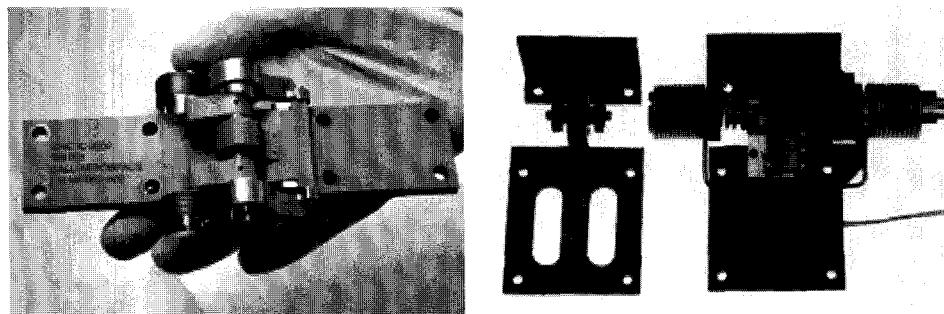
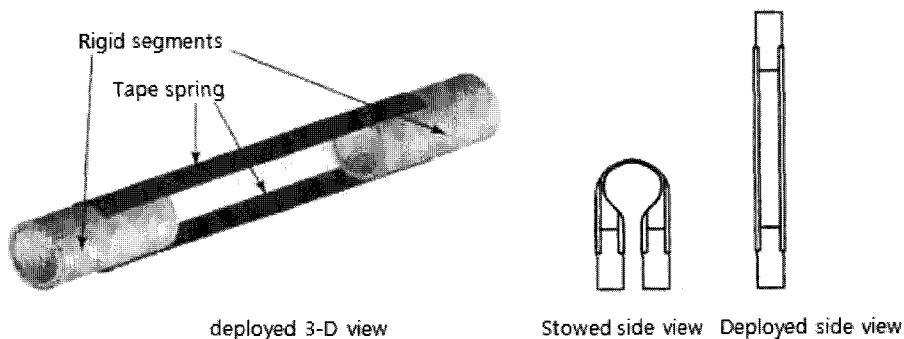
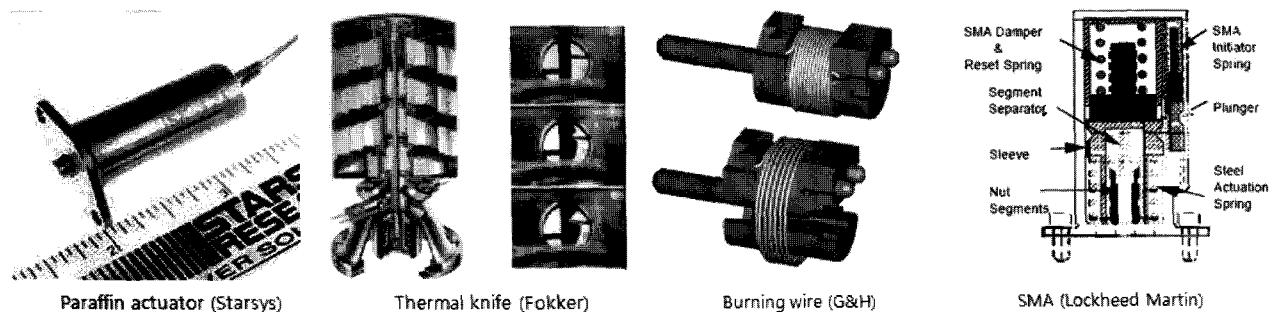
그림 8 Spring and hinge assembly⁴⁾그림 9 Tape hinge assembly⁵⁾

그림 10 Restraint and release device

down)으로 구성된다. 절단 볼트를 이용하여 발사하중 시에 태양전지판을 고정하게 되고 궤도상에서는 폭발력에 의해 볼트를 절단함으로써 태양전지판의 구속이 풀어지는 것이다. 이러한 폭발식 방법은 안정적이고 많은 개발 데이터 및 경험이 있으므로 매우 유용한 방법에 해당한다. 그러나 내재된 충격하중이 크고 다루기 어려운 문제점이 있다. 이러한 문제점을 보완하기 위하여 비폭발식 구동기(NEA, Non-Explosive Actuator)가 개발되어 최근에 많이 적용되고 있는 상황이다. 다양한 구동방식을 적용할 수 있는 비폭발식 구동기의 경우 충격하중을 줄일 수 있을 뿐만 아니라 여러 번의 시험에 재사용할 수 있는 장점이 있다. 그림 10은 대표적인 구속장치의 예를 보여준다.^{3,4,6,7)}

3. 구조설계

3.1 설계요구조건

전개된 태양전지판은 위성체 진동모드에 영향을 미친다. 자세제어계와의 상호 작용을 피하기 위하여 태양전지판은 충분히 높은 고유진동수를 가져야 하고 이를 위하여 가능한 가볍고 강건하게 설계되어야 한다. 이를 위하여 혜용 가능한 무게에 대하여 고강성을 가질 수 있도록 다양한 태양전지판 구조설계를 수행하게 된다. 또한 필요 시 지지 구조물을 적용하기도 한다. 태양전지판에 작용하는 가장 극심한 하중은 발사 시 발생하는 음향하중과 과도하중에 해당

한다. 이러한 하중에 대하여 태양전지판은 구조적으로 안정적이어야 한다. 태양전지판 전개장치는 충분한 전개토크를 가져야 한다. 전개된 태양전지판은 궤도 환경하에 안정적으로 정렬 및 지향방향을 유지하여야 한다. 시스템에서 요구하는 임무요구조건을 바탕으로 태양전지판 구조설계 요구조건의 항목과 수준을 설정하게 된다. 다음은 태양전지판 구조설계에 대한 일반적인 요구조건에 해당한다.

3.1.1 유연성

- 전개된 태양전지판은 임무요구수준에 따라 위성체 제어에 영향을 미치지 않도록 최소 고유진동수 요구조건을 만족해야 함
- 접혀진 태양전지판의 1차 고유진동수는 발사체로부터 주어진 최소고유진동수 요구조건을 만족해야 함

3.1.2 안전계수

- 파손 모드별 안전계수(Safety factor)는 안전여유(Margin of safety)를 계산할 때 고려되어야 함

3.1.3 안전여유

- 태양전지판 구조물들의 구조강도는 아래의 식에 따라 계산되어야 하고 0 이상의 값을 가져야 함
- Margin of safety = Allowable load / [Safety factor x Design limit load] - 1

3.1.4 설계제한하중

- 지상, 발사, 궤도 환경의 각각의 설계하중조건에 대해 구조적으로 안정적이어야 함

3.1.5 전개력 및 토크 여유

- 태양전지판을 전개시키기 위한 힘 및 토크는 전개 저항력을 극복할 수 있어야 함

3.1.6 발사체 접속

- 발사체와 태양전지판은 서로 간섭이 발생하지 않아야 함

3.1.7 지향성

- 전개장치는 모든 환경하에 안정적이고 정렬 및 지향방향을 유지해야 함

3.2 구조형상 및 재질

본 논문에서 고려되는 저궤도 지구관측 위성의 태양전지판에 대하여 그림 11과 같이 다양한 형상에 대한 검토를 수행하였다. 임무 및 전력 요구조건 등을 고려하여 각각의 장단점을 비교분석한 결과는 그림 12에서 보여지는 형상의 강건한 전개 고정형 태양전지판이 가장 유리함을 보여주었다. 그림 12는 발사과정 동안 발사체 페어링 내부에서 접힌 상태인 태양전지판과 궤도상에서 전개된 태양전지판의 형상을 보여준다. 태양전지판은 각 날개(Wing)당 하나로 구성되며 태양전지셀이 장착되지 않는 면에 태양전지판을 고정하고 전개하는 장치들을 장착한다.

태양전지판은 경량화를 위하여 알루미늄 심재와 CFRP 복합재 면재로 구성된 허니콤 샌드위치 패널로 제작된다. 허니콤 패널에는 구조물들을 장착할 수 있도록 인서트를 삽입한다. 이러한 인서트는 패널과 품 형태의 접착제를 이

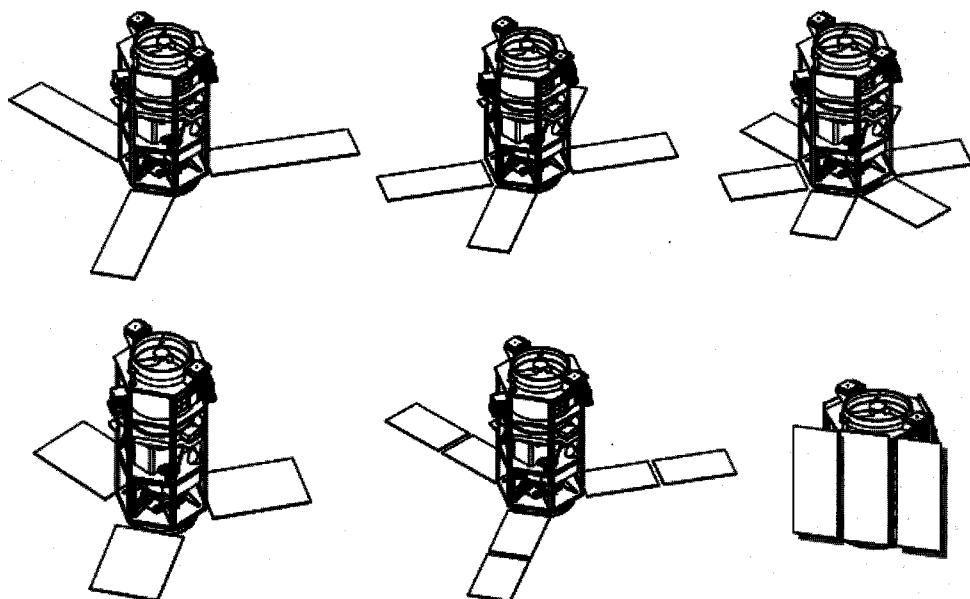


그림 11 태양전지판 형상설계 검토안

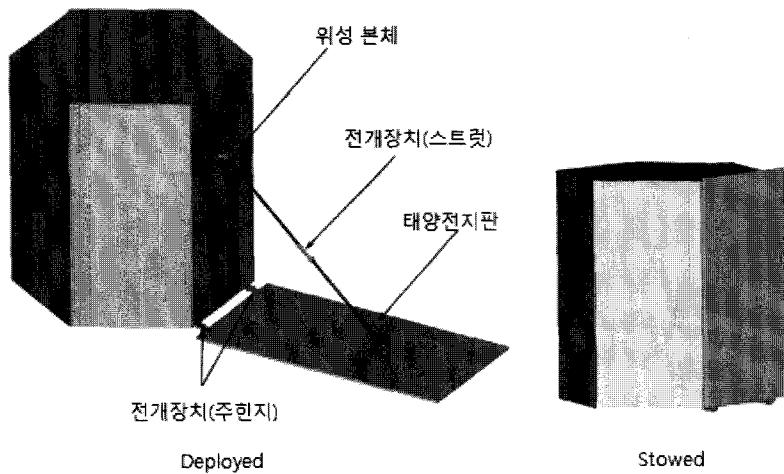


그림 12 태양전지판 형상

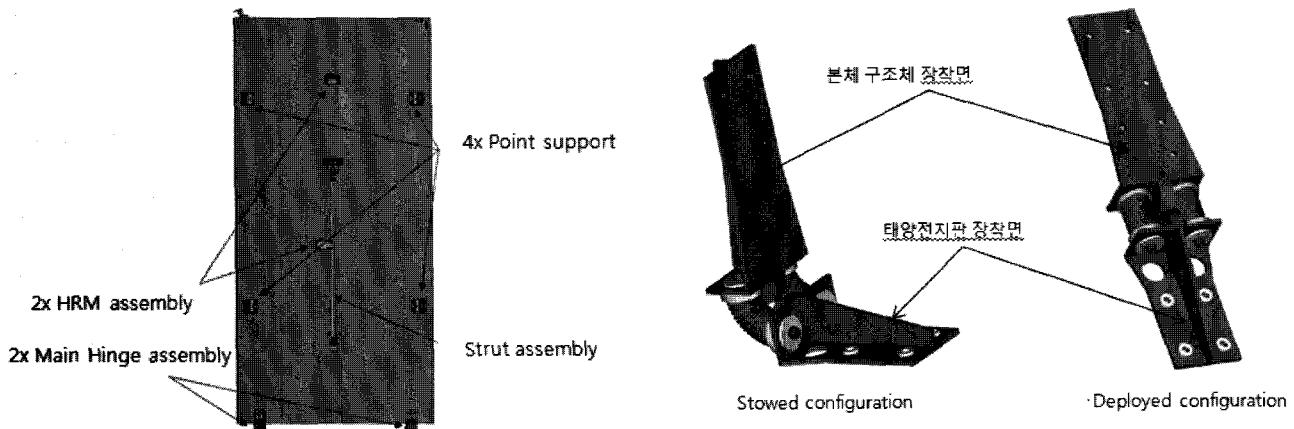


그림 13 태양전지판 어셈블리 설계 형상

용하여 허니콤 패널에 부착된다. 태양전지판의 크기는 전력계에서 요구하는 태양전지셀 부착면적을 확보하기 위하여 폭 1 미터, 길이 2미터로 선정하였다. 태양전지판 어셈블리는 그림 13에서 보이듯이 두 개의 주 힌지, 전개 후 강성보강을 위하여 적용되는 한 개의 스트럿, 두 개의 구속장치, 접한 상태에서 위성의 본체 구조체에 태양전지판을 지지하는 역할을 하는 네 개의 지지 구조물로 구성된다.⁸⁾

전개장치는 코일 스프링의 복원력에 의해 토크가 작용하는 구조로 설계된다. 힌지의 한 면은 위성 본체 구조체에 장착되고 다른 한면은 태양전지판에 고정된다. 이러한 코일 스프링에 의한 자유로운 자유도 구속 방식은 열팽창계수가 서로 다른 복합재의 태양전지판과 알루미늄 재질의 본체 구조체 사이에 발생하는 응력을 완화시켜주는 역할을 한다. 스트럿은 두 개의 튜브가 테이프 힌지를 이용하여 연결되는 구조이다. 스트럿의 각 끝단은 태양전지판 주 힌지와 동일한 개념으로 설계된 힌지가 장착된다. 그림 14와 15는 주 힌지와 스트럿의 형상을 보여준다.

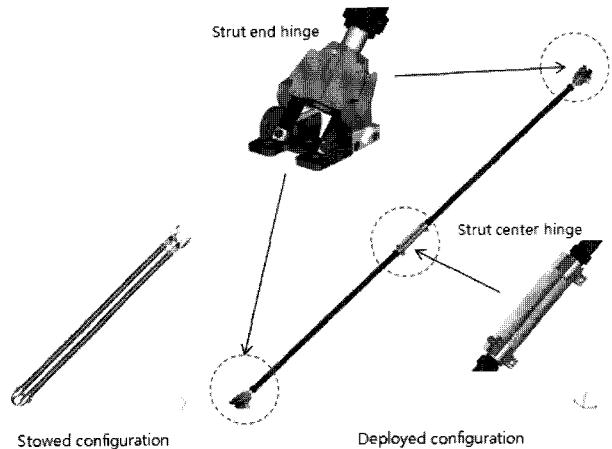


그림 15 태양전지판 전개장치(스트럿)

구속장치는 최소한의 수량으로 가장 안정적으로 태양전지판을 구속하여 위하여 최적의 장소에 위치하여야 한다. 또한 구속장치에서 발생하는 충격하중이 본체 구조체 내부에 장착된 전자장비로 전달되기 때문에 본체 구조체의 설

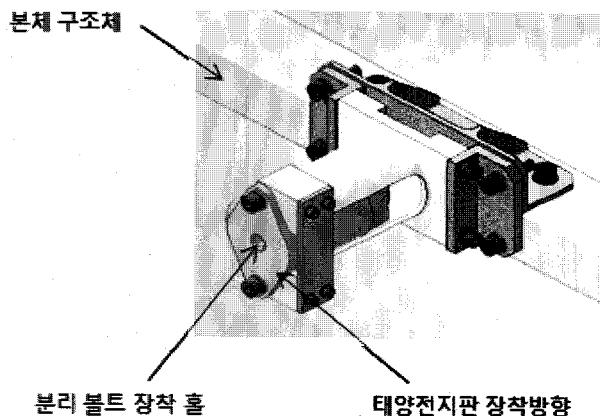


그림 16 태양전지판 구속장치

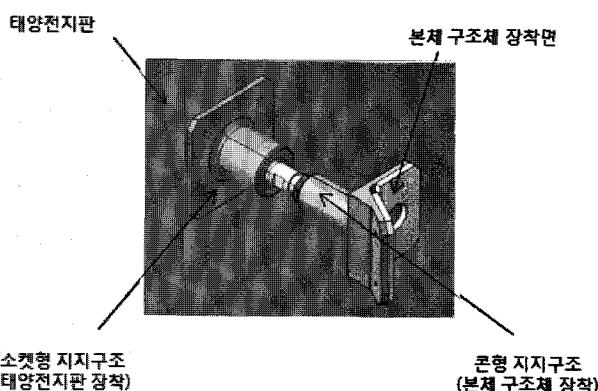


그림 17 태양전지판 지지구조물

계를 고려하여 위치를 선정하여야 한다. 본 논문에서 고려되는 위성의 경우 구속장치의 위치가 전자장비가 장착된 본체 구조체와 근접해 있으므로 충격하중이 상대적으로 작게 발생하는 비폭발성 구동기를 적용하여야 한다. 그림 16은 태양전지판 구속장치의 형상을 보여준다. 이러한 구속장치는 태양전지판이 발사 하중에 대하여 흔들리지 않도록

Preload를 가해주는 역할을 수행한다. 위성이 궤도에 진입한 후 태양전지판의 전개는 전기적 신호에 의해 구속부품으로부터 분리볼트가 빠지는 것으로부터 시작된다. 분리된 볼트는 외부로 유실되지 않도록 태양전지판에 장착된 캡 내부 공간에 위치하게 된다.

태양전지판 지지구조는 태양전지판에 장착되는 소켓형 지지구조와 본체 구조체에 장착되는 콘형 지지구조로 구성된다. 구속장치에 의해 태양전지판과 본체 구조체가 서로 마주보며 위치하게 되고 그 사이에 그림 17과 같이 지지구조가 사이에 삽입되어 태양전지판과 본체 구조체와의 간격을 유지시켜 준다. 이러한 지지구조는 구속장치와 함께 태양전지판이 발사 하중에 대하여 흔들리지 않도록 Preload를 가해주는 역할을 수행한다. 이때 소켓 및 콘형 지지구조는 Preload로 인한 선접촉을 하게 되고 회전자유도는 자유롭게 되어 위성이 궤도상에서 태양전지판을 전개할 때 간섭을 일으키지 않도록 한다. 그런데 태양전지판 한 장당 네 개의 지지구조가 존재함에 따라 각각 균일한 Preload를 받기 위해서는 콘과 소켓형의 지지구조의 위치가 서로 정확한 위치에 장착되어야 한다. 그렇지 않을 경우 일부 지지구조에서 Preload가 크게 발생하여 지지구조 자체 및 지지구조가 장착된 태양전지판의 국부적 영역에서 응력집중이 발생할 수가 있다. 따라서 제작성을 고려한 설계를 수행하여야 한다.

4. 구조해석

4.1 해석 절차

앞장에서 언급된 구조설계를 수행한 후 안정성 검증을 위하여 구조체에 대한 모드해석 및 구조해석을 수행하였다. 그림 18은 일반적인 인공위성 구조해석 순서도를 보여

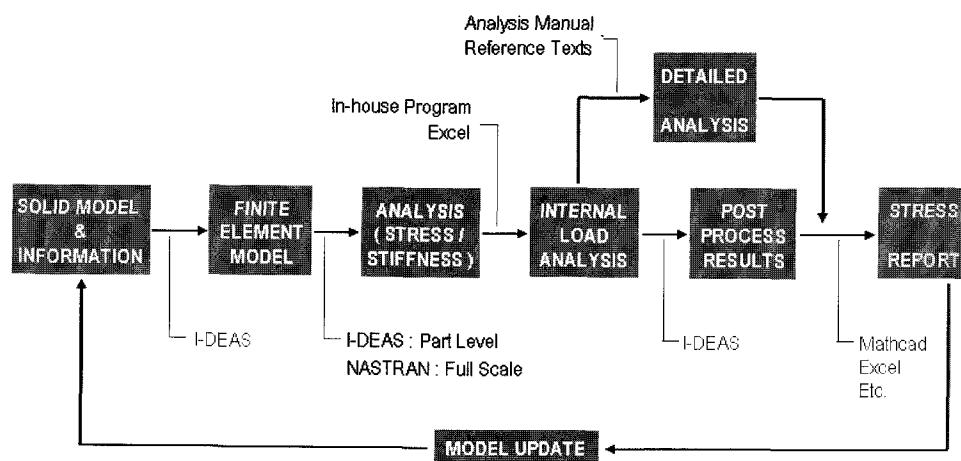


그림 18 구조해석 절차

준다. 일반적인 구조해석 방법과 다른 점은 주로 해석 결과로 나타나는 내부 하중을 이용하여 구조물에 대한 응력계산을 다시 하게 되는 경우가 많다는 것이다. 이러한 방법은 단순화되어 실제 현상을 반영하지 못하는 모델링으로부터 유발되는 응력에 대한 계산오차를 줄일 수 있는 방법 중 하나이다. 태양전지판의 응력해석 결과는 선형 탄성영역 내에 존재해야 하므로 NASTRAN 이 주로 이용된다.⁹⁾ 본 논문에서 고려되는 저궤도 지구관측위성 개발 시에도 MSC/NASTRAN을 이용하여 구조해석 및 모드해석이 수행되었다.

4.2 해석요구조건

구조해석을 위한 하중조건은 크게 세 가지로 나누어진다. 지상에서의 조립 및 운송 중에 발생하는 하중, 발사 시 발생하는 하중, 궤도상에서 발생하는 열적하중이 이에 해당된다. 이러한 여러 하중조건은 표 1에서 보이는 바와 같이 정의하였다. 지상환경에서의 하중조건은 개발 시 예상되는 운송 및 지상조립 시에 발생할 수 있는 하중조건을 고려하여 설정된다. 실제 위성 구조체 개발 시에 가장 중요한 발사 시 하중조건은 설정된 발사체 업체와의 협의를 통하여 설정된다. 이러한 준정적하중은 발사 시 위성의 무게중심에 가해지는 동적 하중을 포함한 정적하중으로써 서로 다른 위치에 존재하는 각 구조물들은 실제로는 정확히 이러한 하중이 가해지지는 않는다. 발사체와의 연성하중해석을 통하여 각 부위별로 실제로 가해지는 하중을 알 수 있으나 일반적으로 개발 초기에 모든 후보발사체를 고려한 가혹한 하중조건을 설계하중으로 설정하므로 연성하중해석 결과로 나타나는 하중이 초기에 설정한 하중조건보다 일반적으로 작게 된다. 그러나 간혹 발사체로부터 전달되어 오는 특정 주파수 대역의 하중이 위성 구조체의 고유진동수와 일치하거나 근접하게 되는 경우가 발생하게 되면 공진이 발생하여 초기에 설정된 하중조건보다 커지는 경우도 있다. 그렇지만 발사체가 결정되지 않은 개발단계에서는 이러한 연성하중해석을 수행할 수 없으므로 개발 경험 및 발사체에서 제시하는 준정적하중 조건을 이용하여 설계하중조건을 설정하게 된다.

일반적으로 태양전지판과 같이 넓은 면적으로 위성의 외

표 1 하중조건

	Loads	Remark
Case 1	In-plane load + Out-of-plane load + Preload +Acoustic pressure	
Case 2	In-plane load + Out-of-plane load + Preload	
Case 3	50G + Preload(for local out-of-plane)	for appendage
Case 4	Hot and cold temperature	

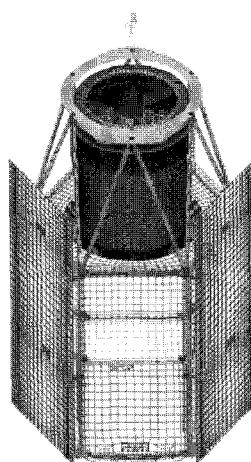
표 2 요구조건

Descriptions	Requirements		Configuration
Minimum Natural Frequency	> 7.5Hz		Deployed
	> 35Hz(for panel)		Stowed
	> 100Hz(for strut)		Stowed
Margin of Safety	Strength	> 0.0	
	Stability	≥ 0.15	
	Safety Factor		
	Ultimate	1.25	All
	Yield	1.10	
	Fitting	1.15	
	Stability	1.15	
	Composite	2.00	

부에 장착되는 구조물의 경우에는 발사체로부터 전달되는 음향하중과 과도하중이 가장 극심한 하중조건에 해당한다. In-plane 방향과 Out-of-plane 방향의 하중을 동시에 고려하여야 한다. 또한 태양전지판에 가해지는 Preload 및 열하중이 고려되어야 한다. 표 1에서 기술된 하중조건에 대하여 태양전지판의 요구조건 만족여부를 검증하였다. 표 2는 선정된 요구조건을 보여준다. 발사 시 본체 구조체의 진동에 의해 태양전지판이 충돌되어 진동을 유발하지 않도록 고유진동수가 서로 분리되도록 요구조건을 설정한다. 또한, 태양전지판은 궤도상에서 자세제어를 위하여 위성이 회전을 하였을 때 빠른 시간 내에 안정화되고 구동기로부터 유발된 진동과 공진이 발생하여 촬영 영상의 품질이 악화되는 것을 방지하기 위하여 전개된 상태에서 최소고유진동수 요구조건을 만족하여야 한다. 태양전지판을 구성하는 모든 구조물들은 구조 안정성에 대한 안전여유를 확보해야 한다.

4.3 유한요소 모델링

태양전지판에 대한 구조해석을 위하여 태양전지판 뿐만



Node or Element	Number
Node	117314
Element	CBAR
	CONM2
	CQUAD4
	CTRIA3
	CELAS1
	RBE2

그림 19 위성체 유한요소모델

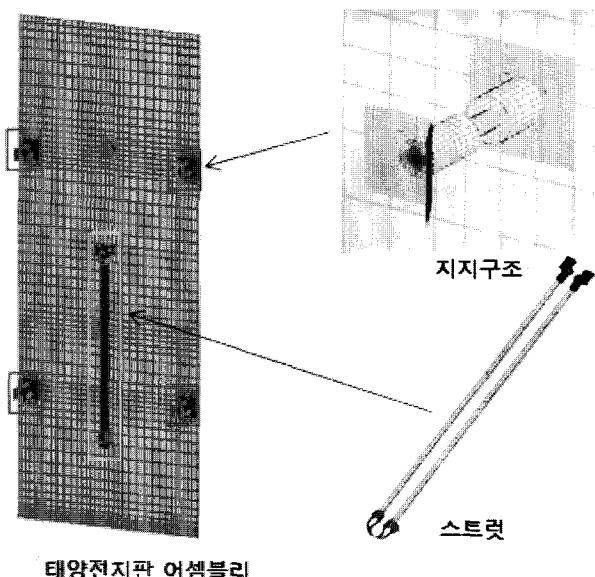


그림 20 접혀진 형상의 태양전지판 해석모델

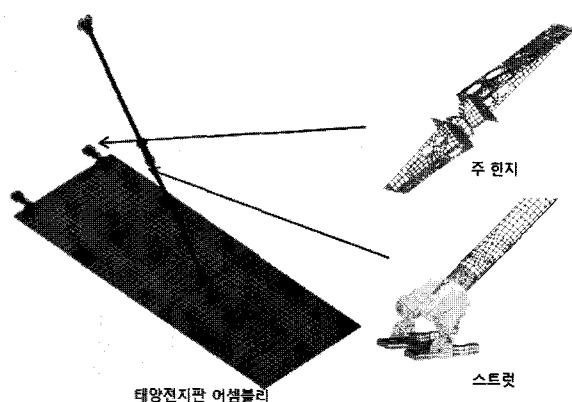


그림 21 전개된 형상의 태양전지판 해석모델

아니라 본체 구조체에 대한 모델링을 함께 수행함으로써 태양전지판 해석모델에 대한 경계조건을 실제 현상과 유사하도록 구현하였다. 그림 19는 위성체에 대한 유한요소모델을 보여준다. 유한요소 모델링에 적용되는 요소는 구현하고자 하는 구조물 형상 및 특성에 따라 선정된다. 스트럿, 레일, 롬저론과 같이 프레임 형상은 주로 보조요소를 적용하고 태양전지판, 측면페널 및 플랫폼의 경우 평판/쉘요소를 사용한다. 탑재되는 전자장비 및 추진제 탱크 등은 질량과 관성모멘트가 고려된 집중질량 요소를 이용하여 모델링 되고 구조물간의 연결은 강체요소를 이용하여 모델링된다. 태양전지판 헌지 스프링은 스프링 요소를 이용한다. 구조물간 조립을 위한 하드웨어, 무게와 크기가 작은 부품 및 하니스는 단위면적당 질량으로 표현되는 비구조질량을 이용하여 적용한다.

그림 20, 21은 접혀진 상태와 전개된 상태의 태양전지판 어셈블리의 유한요소 모델을 보여준다.

4.4 모드해석

최소 고유진동수 요구조건에 대한 검증을 위하여 모드해석을 수행한다. 접혀진 형상의 태양전지판과 스트럿의 일차모드는 요구조건인 35Hz , 100Hz 이상을 만족하는 수준인 58Hz 와 108Hz 로 나타났다.

궤도상에서 전개된 태양전지판에 대한 모드해석 결과 요구조건(7.5Hz)을 만족함을 알 수 있었다. 그림 23은 전개형상의 태양전지판 모드해석 결과를 보여준다.

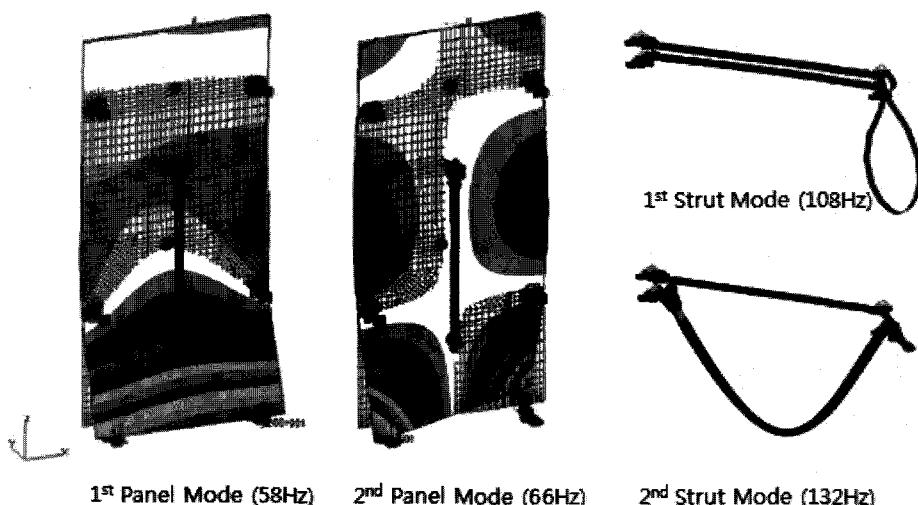


그림 22 접혀진 형상 모드해석 결과

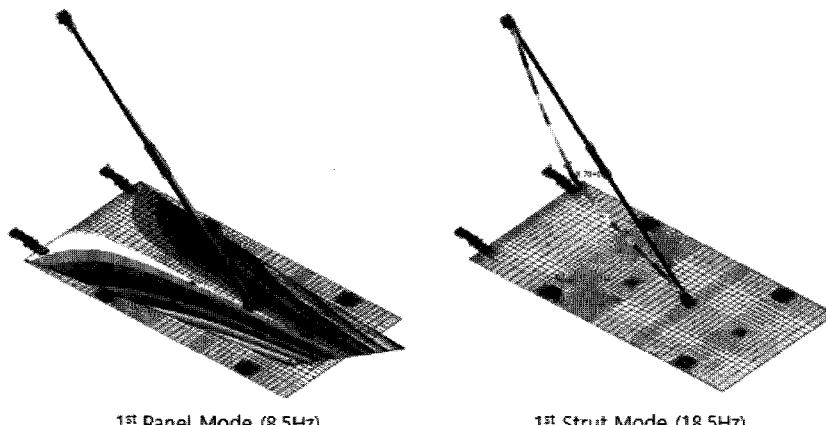


그림 23 전개된 형상 모드해석 결과

4.5 응력/강도해석

여러 가지 주어진 하중조건에 대하여 응력/강도해석을 위하여 구조물별 파손모드를 정의한다. 태양전지판의 CFRP 면재는 Tsai-Wu, wrinkling, buckling, 허니콤 심재는 core shear 강도에 대하여 안전여유를 구하게 된다. 구속 및 전개장치는

Von-Mises, Principal, principal shear, bearing, wrinkling, dimpling, crimping, buckling, 구조물 연결부는 slipping, gapping, bolt strength, insert pullout, bushing pullout에 대한 안전여유를 확인하여 구조적 안정성을 판단하게 된다. 그림 24는 태양전지판의 응력해석 결과를 보여준다. 최대 응력 집중부위는 구속장치 및 지지구조가 장착되는 부위에 발생한다. 그림 25는

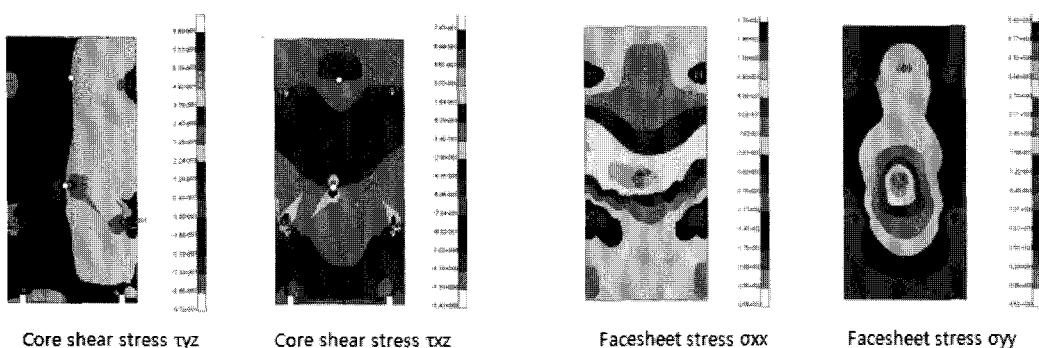


그림 24 태양전지판 응력분포

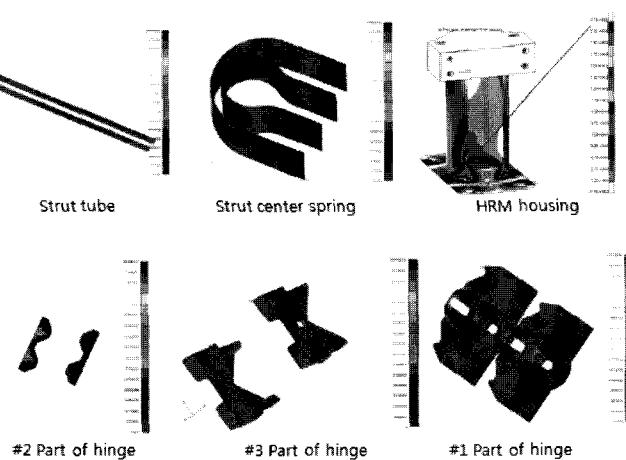


그림 25 구속 및 전개장치 응력분포

표 3 태양전지판 및 기타 구조물 안전여유 요약

Component	Failure Mode	Min. Margin of Safety
Panel	Core Shear(Ult.)	0.38
	Facesheet Failure(Ult.)	0.21
	Wrinkling	+High
	Insert Pull-out/ Compression	2.41
Bracket Socket	Von-Mises(Yield)	0.20
	Bearing(Yield)	+High
	Bending	+High
Bracket Assy Cone	Von-Mises(Yield)	0.83
	Bearing(Yield)	2.68
	Bending	4.47
Fitting Cone	Bending	0.34
Housing NEA	Von-Mises(Yield)	0.61
	Bearing(Yield)	+High
Bracket HRM	Bending	1.64
	Bearing(Yield)	+High
NEA Bolt	Bending	0.88

구속 및 전개장치의 응력분포를 보여준다.

태양전지판 어셈블리에 대한 구조해석 결과 안전여유가 모두 0 이상을 만족함을 알 수 있었다. 표 3에 각 부품에 대하여 가장 작은 안전여유값과 파손모드를 정리하여 나타낸다.

4. 결 론

본 연구에서는 저궤도 지구관측 위성의 태양전지판 구조체에 대한 설계 및 해석결과를 기술하였다. 태양전지판의 크기 및 형상은 시스템 임무 및 전력요구조건에 따라 타서브시스템과 연계하여 선정된다. 설계된 형상에 대하여

유한요소 모델링을 수행한 후 모드해석 및 다양한 하중조건에 대한 구조해석을 수행함으로써 설계요구조건의 만족 여부를 확인하였다. 결론적으로 태양전지판은 충분한 강성을 가지고 구조적으로도 안전여유를 가짐을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Thomas P. Sarafin, Spacecraft Structures and Mechanisms, Space Technology Library, 1995
2. GUNTER'S SPACE PAGE, <http://space.skyrocket.de>
3. P. Alan Jones, Brian R. Spence, "Spacecraft Solar Array Technology Trends", AEC-Able Engineering Company, IEEE, 1998
4. SpaceDev Homepage, <http://starsys.spacedev.com>
5. Peter W. Fortescue, John Stark, Graham Swinerd, Spacecraft systems engineering, John Wiley & Sons Ltd. p.506, 2003
6. Andrew Peffer, "Development and Transition of Low-Shock Spacecraft Release Devices for Small Satellites", Kirtland AFB, 14th Annual AIAA/Utah State University Conference on Small Satellites, 2000
7. G&H Technology Inc. Homepage, <http://www.ghtech.com>
8. K.W. Kim, S.W. Kim, J.H. Lim, J. Rhee, J.H. Kim, D.S. Hwang, "Solar Array Deployment Mechanism Development for LEO EO Satellite", Korea Aerospace Research Institute, 60th International Astronautical Congress, 2009
9. MSC/NASTRAN Linear Static Analysis User's Manual Guide Version 2001, Vol.2, MacNeal-Schwendler Corporation 

[담당 : 이주훈, 편집위원]