

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(7), 583-591(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.7.583

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 하나의 큰 태양전지판에 적합한 전개시험장치 개발

문홍열\*, 박상호\*\*

Development of Deployment Test Equipment Suitable  
for Single Large Solar Panel

Hong-Youl Moon\* and Sangho Park\*\*

Korea Aerospace Research Institute\*, Chungnam National University\*\*

## ABSTRACT

In this paper, we propose a new deployment test equipment that is characterized for the deployment test of single large solar panel with tape spring hinge. To perform the deployment test on ground, a device that takes gravity compensation into account should be used to create a zero gravity environment similar to that in orbit. We analyzed the advantages and disadvantages of the most commonly used deployment test equipment in the past through simple conceptual design, analysis, and tests to judge whether it is applicable to the deployment of the solar panel to be tested. A dummy frame was proposed to reduce the air drag effect during on-ground test and a self-aligning ball bearing and adjusting screws were applied to the deployment test equipment to solve the alignment problem with the gravity axis. And a horizontal bearing for radial movement applied to compensate for the change of the axis of the tape spring hinge. From these, we solved the problems of the conventional deployment test equipment by developing and verifying the new deployment test equipment characterized for the solar panel to be deployed in this paper.

## 초 록

본 논문에서는 하나의 큰 태양전지판 전개시험을 위해 새로운 전개시험장치를 제안하였다. 지상에서 전개시험을 수행하기 위해서는 궤도에서와 유사한 무중력 환경을 만들기 위해 중력 보상을 고려한 장치를 사용해야 한다. 기존에 주로 사용되는 전개시험장치를 시험하고자 하는 태양전지판 전개에 적용 가능한지 판단하기 위해 간단한 개념설계, 해석 그리고 시험 등을 통해 장단점을 분석하였다. 지상 시험의 문제점인 공기저항 문제를 해결하기 위해 더미 프레임은 제안하였으며 중력축과의 정렬 문제를 해결하기 위해 전개 장치에 자동조심 베어링 및 조절나사를 적용하였다. 그리고 테일 스프링 힌지축의 변화를 보상하기 위해 반지름 방향 이동을 위한 수평 이동 베어링이 적용되었다. 이로부터 본 논문에서 전개하고자 하는 태양전지판에 특성화된 새로운 전개시험장치를 개발하고 검증함으로써 기존 전개시험장치의 문제점을 해결하였다.

**Key Words** : Solar Panel(태양 전지판), Deployment Test Equipment(전개 시험 장치), Tape Spring Hinge(테일 스프링 힌지), Zero-G Device(무중력 장치)

† Received : April 6, 2018      Revised : May 31, 2018      Accepted : June 11, 2018

\*\* Corresponding author, E-mail : spark@cnu.ac.kr

### I. 서론

궤도에서 임무수행에 필요한 전력량을 생산하기 위해서는 요구하는 태양전지판의 면적을 확보해야 하는데 대부분의 태양전지판은 위성의 크기보다 크다. 따라서 위성을 발사체에 탑재하기 위해서는 태양전지판을 접어서 발사체에 탑재하고 발사체와 분리 후, 궤도에서 전개하는 방식으로 태양전지판을 설계하게 된다. 많은 위성에서 태양전지판의 형상은 여러 장을 겹쳐서 위성에 고정하여 발사하고 궤도에서 전개하는 방식이다. 그러나 힌지에 의한 연결이 많으면 많을수록 전개된 태양전지판의 강성은 나빠지게 되므로 고기동이나 빠른 안정화를 요구하는 위성의 경우에는 가능한 전개되는 태양전지판의 수가 적어야 한다. 본 논문에서 다루고자 하는 태양전지판을 전개하기 위해 Fig. 1과 같은 테일 스프링 힌지[1]가 적용되었다.

테일 스프링 힌지로 전개되는 태양전지판은 유연형 힌지(Elastic Strain Hinge)[1,2]의 특성상 전개시 구속조건이 적고 고정형 힌지(Torsion Spring Hinge)에 비해 회전토크가 작아 마찰 저항, 공기저항, 중력축 정렬오차와 같은 외력에 상당히 민감한 반응을 보인다. 또한 전개되는 태양전지판이 크면 전개 이동경로를 확보하기 위해 전개 장치는 커져야 한다. 전개 장치가 커질수록 태양전지판과 함께 움직이는 추가적인 전개장치의 질량은 관성 모멘트를 증가시킨다. 이로 인해 전개 속도에 영향을 주게 된다.

궤도에서의 태양전지판 전개 실패는 위성의 임무 실패와 직결된다. 따라서 태양전지판은 반드시 지상에서 전개 시험을 통해 검증이 이루어져야 한다. 전개 시험을 통해 전개 토크 마진, 충격 하중에 의한 파손여부 그리고 오버슈팅에 의한 구조체와의 충돌여부 등을 확인해야 궤도에서 위성의 임무 안정성을 검증할 수 있을 것이다. 그러나 지상 환경과 궤도 환경의 차이로 인해 지상에서는 궤도 환경을 정확히 모사하기에 어려움이 있다. 궤도에서의 태양전지판 전개와 지상 전개 시험과의 주요 차이점은 중력 및 공기 저항이다.

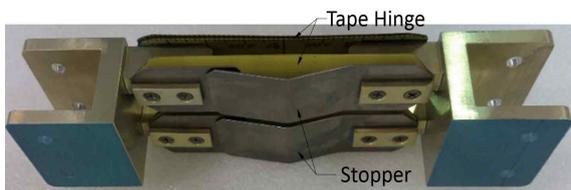


Fig. 1. Tape Hinge (Elastic Strain Hinge)

그리고 전개시험장치에 의해 발생하는 부가적인 질량 및 마찰저항과 같은 외력이다.

태양전지판 전개 시험을 위해서는 태양전지판 전개 형상에 맞게 전개시험장치가 개발되어야 한다. 본 논문에서는 테일 스프링 힌지로 전개되는 한 장의 큰 태양전지판을 지상에서 전개시키기 위해 기존의 다양한 전개시험장치를 검토하고 문제점을 개선하여 궤도에서의 전개와 유사하게 전개될 수 있는 최적의 전개시험장치를 제안하고자 한다.

### II. 기존 전개시험장치의 장단점 분석

지상에서 무중력 상태를 구현해 인공위성의 전개형 안테나나 태양전지판의 전개시험을 수행하기 위해 다양한 방법들이 연구되어 왔다. 그 중에서 본 논문에서 다루고자 하는 태양전지판 전개시험에 적용 가능하다고 판단되는 다음의 4가지 시험 장치에 대해 검토를 수행하였다. 본 논문에서 검토된 시험장치 이외에도 자유 낙하에 의한 무중력[3], 물의 부력, 항공기의 포물선 비행에 따른 무중력[4], 자기 부상에 의한 무중력 시스템[5,6] 등이 사용되고 있으나 본 연구에서의 특성화된 태양전지판 형상을 고려하였을 때, 비효율적인 관계로 검토에서 제외하였다.

#### 2.1 Suspension System with Trolleys and Rails

여러 장이 겹쳐진 태양전지판 전개 시험에 가장 일반적으로 사용되는 것은 트롤리와 레일을 이용하여 2축 자유도를 주는 전개시험장치라 할 수 있다[7,8]. 2개의 레일을 따라 트롤리가 레일의 길이방향으로 이동하고 트롤리 하단에는 레일의 길이방향에 수직으로 이동하는 베어링 구조로 구성된다. 이러한 전개시험장치를 구현하기 위해서는 튼튼한 구조를 가지는 벽이나 천장에 주 구조물을 고정할 수 있도록 해야 한다. 그리고 레일의 국부적인 처짐을 방지하기 위해 구조물의 강성을 고려해야 하기 때문에 구조물의 무게는 현저하게 증가하게 된다. 또한 초기 구조물 설치시 레일 및 트롤리 하단의 베어링에 대한 수평 정렬에 어려움이 있다. 그러나 한번 설치가 되고 나면 레일 및 트롤리 하단의 베어링이 이동할 수 있는 범위 내에서 다양한 형상의 태양전지판 전개 시험이 가능한 장점이 있다.

Figure 2는 한국항공우주연구원에 구축된 트롤리와 레일을 이용한 전개시험장치를 보여주고 있다. 레일 사이의 폭이 1m이고 트롤리 하단의

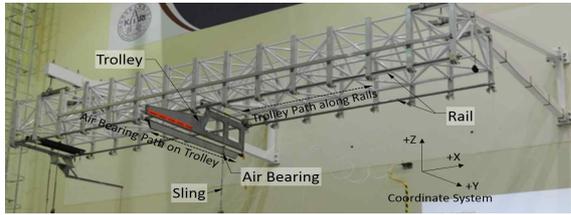


Fig. 2. Suspension System with Trolleys and Rails

에어베어링 이동길이는 약 1.8m이다. 이 전개시험장치를 이용하여 특성화된 태양전지판의 전개시험에 적용 가능한지 확인하였다. 전개시험을 위한 고정 치구에 태양전지판을 장착하고 Fig. 2에서의 슬링(Sling)에 태양전지판을 연결하였다. 태양전지판 회전축으로부터 약 2508mm 위치에 레이저 트랙커 측정을 위한 리플렉터를 장착하고 0도에서 180도까지 회전하며 중력축과의 정렬 정도를 확인하였다. Fig. 3에서와 같이 90도 위치에서 가장 많이 처지는 것을 확인하고 고정 치구를 조정하여 태양전지판 회전축을 중력축과 정렬을 수행하고 다시 측정을 하였다. 그러나 정렬이 되었다면 수평선의 그래프를 보여야 하는데 정렬전의 결과값과 유사한 포물선 형상의 그래프를 보여주고 있다. 문제의 원인은 레일쪽 밖으로 트롤리가 외팔보 형상으로 되어있어 이 구간에서 태양전지판을 지지하게 되면 트롤리의 처짐과 함께 외팔보 반대쪽 레일에 구성된 베어링의 들어올림 현상이 발생하여 정확한 전개 시험을 수행할 수 없음을 확인하였다.

트롤리와 레일을 이용한 전개시험장치를 본 연구에서의 특성화된 태양전지판 전개시험장치로 사용하기 위해서는 레일 및 트롤리의 이동경로가 적어도 3m x 3m 이상이 되어야 한다. 또한 트롤리가 3m 정도의 크기가 되면 태양전지판과 함께 이동하는 전개장치의 질량이 증가할 뿐만 아니라 길이에 따른 처짐이 증가하게 된다. 이정도 규모의 전개시험장치를 구축하기 위해서는 제작/설치 및 시험장치의 이동성 관점에서 볼 때 적용에 어려움이 있다.

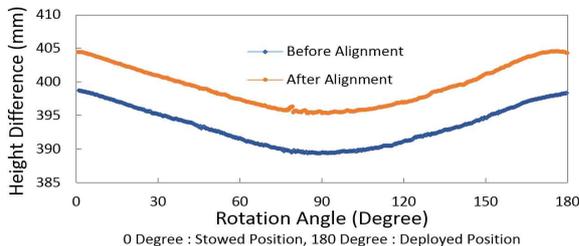


Fig. 3. Comparison before and after Solar Array Rotation Axis Alignment

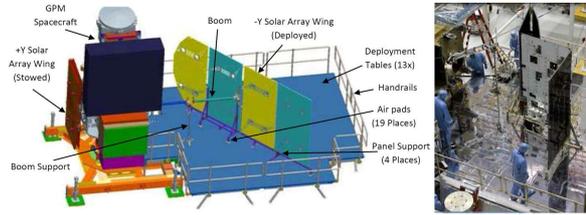


Fig. 4. G-Negation System for GPM Solar Array Deployment Test [9]

## 2.2 Gravity Compensation System Using Air Bearing

에어베어링 시스템과 트롤리와 레일을 이용한 서스펜션 시스템의 주된 차이는 전개되는 태양전지판을 밑에서 지지하는 것이다. 평판 위에 에어베어링을 사용함으로써 베어링에 비해 마찰력이 작은 특징이 있으나 에어베어링 경로를 형성하는 테이블의 설치가 어렵고 에어 퍼징 시스템 구축 및 에어 공급 호스에 의한 전개 저항 등이 고려되어야 한다. 에어베어링 중력보상 전개시험장치를 고려한다면 가장 중요한 기술로써 테이블의 평평도 및 표면 재질 그리고 중력축에 대한 정렬 정도 및 에어 베어링 역할을 하는 에어 패드의 설계이다[9,10].

Jonathan Penn et al.[9]는 GPM(Global Precipitation Measurement) 위성의 전개 경로가 복잡한 태양전지판 전개시험에 에어베어링 시스템을 적용하였다(Fig. 4). 에어패드 설계 및 평판 테이블 표면의 재질에 대한 연구를 진행하였으며 위성 및 평판 테이블의 중력축 정렬에 대한 중요성을 강조하였다. 그러나 중력축 정렬방법을 명확히 제시하지 않고 있으며 0.01도의 정밀도를 가지는 디지털 수준계로 정렬 정도를 확인하고 있다. 중력축 정렬오차 정도에 따라 태양전지판이 완전히 다른 전개경로로 전개됨을 시험으로 보여주고 있다.

에어베어링 중력보상 전개시험장치를 본 논문에서의 특성화된 태양전지판 전개시험에 적용하기 위해서는 최소 3m x 3m 크기의 평판 테이블이 요구된다. 에어패드 설계 및 중력축 정렬 기술 확보 문제를 해결하더라도 본 논문에서 전개하고자 하는 단순 경로의 태양전지판 전개를 고려할 때, 평판 테이블 구축에 따른 비용적인 측면에서 비효율적이다.

## 2.3 Gravity Compensation Method using Helium Balloon

전개 속도가 느리고 전개되는 구조물의 질량이 크지 않을 경우, 지상 전개시험에서 헬륨 풍선을

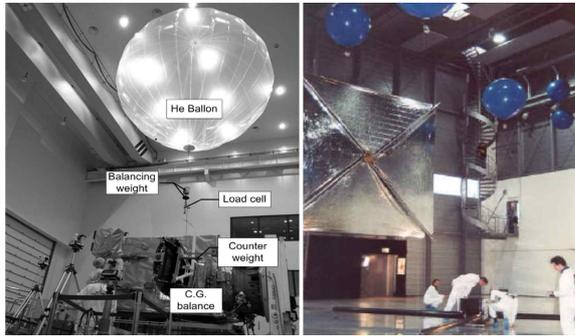


Fig. 5. Boom Deployment supported by a Helium Balloon Gravity Compensation System (Left[11], Right Figure[12])

이용하여 중력보상을 적용하는 경우가 있다(Fig. 5). 시험 구성은 단순하나 풍선이 차지하는 부피가 크고 공기 저항이 커서 전개속도가 빠른 전개 구조물에 적용하기에는 부적합하다. 18kg의 태양전지판을 전개하기 위해서는 식 (1)에 의해 약 지름 4.78m 이상의 헬륨 풍선이 사용되어야 한다. 태양전지판 질량보다 헬륨 풍선의 부력을 크게 하고 밸런싱 무게를 사용함으로써 헬륨 풍선의 부력과 전개되는 파트의 중력을 동일하게 하여 중력보상을 해야 한다. 본 논문에서의 특성화된 태양전지판의 무게 및 전개 속도를 고려할 때, 그리고 오버슈팅 정도를 확인하는 목적을 가진 경우에 공기저항을 고려하면 헬륨 풍선을 이용하는 것은 시험에 적합하지 않다.

$$(m_{s/A} + m_{ballast} + 4\pi r^2 t \rho_{balloon} + \frac{4}{3} \pi r^3 \rho_{He}) = \frac{4}{3} \pi r^3 \rho_{air} \quad (1)$$

- $m_{s/A}$  : Mass of Deployable Solar Array
- $m_{ballast}$  : Balancing Weight
- $t$  : Balloon Thickness
- $\rho_{balloon}$  : Density of Balloon Material
- $\rho_{He}$  : Density of Helium at NTP
- $\rho_{Air}$  : Density of Air at NTP

### 2.4 Gravity Compensation Method using Pulley and Wire Rope

한 장의 태양전지판을 지상에서 전개하기 위한 가장 단순한 중력 보상 방법 중 하나로 도르래와 와이어를 이용하는 방법이 있다(Fig. 6). 이러한 중력 보상 장치의 장점은 회전축을 중심으로 회전하는 전개 치구의 관성모멘트가 작고 단순 회전을 위한 하나의 베어링만 사용하기 때문에 베어링에 의한 마찰 저항 또한 작다. 또한 와이어는 공기저항을 최소화 할 수 있어 지상 전개 시험의 문제점인 마찰 저항, 공기저항 그리고 전개 장치에 의한 추가적인 질량이 작다는 큰 장점이

있다. 그러나 태양전지판을 지지하는 와이어는 전개 구조물의 원주방향에서 힌지 쪽으로 힘을 가하게 되고 가해지는 힘은 전개되는 태양 힌지의 모양을 변화시켜 의도하지 않은 전개 경로 및 속도에 영향을 준다. 또한 그 힘이 크면 좌굴에 의한 파손을 일으킬 수 있다.

전개시험을 수행하고자 하는 태양전지판은 질량이 약 18kg이고 무게 중심이 회전축으로부터 약 1312mm에 위치한다. 또한 비선형 거동에 따른 전개로 인해 회전축이 20mm 이상도 변할 수 있다. 이러한 조건을 가진 태양전지판을 경사진 와이어로 지지할 때, 힌지에 가장 적은 외력이 전해지는 최적의 발라스트 질량 및 지지 위치를 결정하고 이때, 외력이 태양 힌지에 무리한 힘을 전달하는지 확인하고자 CATIA V5 해석 및 옵티마이저 툴을 이용하여 해석을 수행하였다.

Figure 6에서 최적의 해를 찾기 위해 매개 변수로 중력 보상을 위한 발라스트 질량( $M_{Ballast}$ ), 태양전지판을 와이어로 고정하기 위해 회전축으로부터의 고정 위치(H1), 그리고 고정점으로부터 크레인까지의 높이(V1)로 정했다. 발라스트 질량( $M_{Ballast}$ )을 16~21kg 사이에서 0.5kg 간격, 태양전지판 고정점 위치(H1)를 1240~1360mm 사이에서 10mm 간격, 고정점으로부터 크레인까지의 높이(V1)를 9.7~14.2m 사이에서 300mm 간격으로 변경하면서 구조 해석을 수행하였다.

총 2288가지 조건으로 해석이 수행되었으며 발라스트 질량 변화, 크레인 높이 변화, 고정점 위치 변화에 따른 각각의 민감도를 확인하였다. 해석 결과에 따르면 300mm 단위의 크레인 높이 변화에 따른 힌지에 가해지는 외력의 변화량은 적고 발라스트 0.5kg 간격의 변화는 힌지에 가해지는 외력의 변화가 급격하게 변함을 확인하였

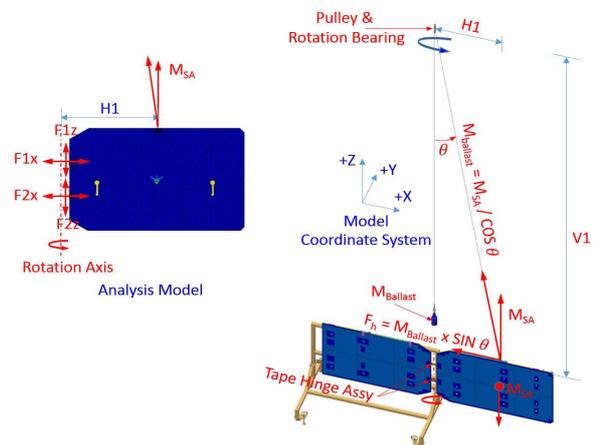


Fig. 6. Gravity Compensation System using Pulley and Wire Supporter

다. 테일 힌지의 특성으로 인해 전개시 비선형 거동에 따른 회전축의 변화는 와이어가 태양전지판을 고정해 주는 고정점의 위치 변화로 간주된다. 그리고 태양전지판이 전개될 때, 태양전지판을 고정하고 있는 고정 장치의 정렬 오차에 따라 무게추의 높이를 조금씩 조정해 주는 풀리(Pulley)의 사용으로 인해 발라스트의 위치는 회전축과 일치할 수 없게 된다. 발라스트가 회전축과 일치하지 않아 태양전지판이 회전할 때 발라스트 또한 회전축을 중심으로 회전하게 된다. 따라서 발라스트 관성력에 의해 와이어의 텐션 변화가 발생하게 된다. 이는 결국 발라스트 질량의 변화가 된다. 해석결과에서 힌지는 고정점 위치 및 발라스트 질량 변화에 민감하게 반응하였다.

태양전지판의 전개 과정에서 태양전지판 끝단에서 회전축 방향으로 약 20N의 힘을 가하면 힌지의 형상이 왜곡됨이 관찰되었다. 지상 전개시험에서 외력에 의한 힌지의 왜곡 없이 전개시험을 수행하기 위해서는 요구조건으로 힌지에 X축 및 Z축으로  $\pm 10N$  이하의 외력이 있을 때 전개시험이 가능하다고 판단하였다. 해석 결과에서는 힌지 형상의 왜곡이 발생하는 약  $\pm 20N$  이하는 여러 구간에서 존재하나  $\pm 10N$  이하의 요구조건에 맞는 구간은 존재하지 않았다.  $\pm 20N$  이하의 구간이 존재하더라도 관성력에 따른 와이어 텐션의 변화 및 고정점의 위치 변화를 정확하게 예측하기 어렵고 태양전지판을 고정하는 고정 장치의 정렬 등에 따라 테일 힌지가 파손될 가능성이 있어 도르래와 와이어를 이용한 전개시험은 수행하지 않았다. 그러나 전개장치로 테일 힌지가 아닌 회전축 변화가 없는 고정형 힌지(Torsion Spring Hinge)를 사용할 경우[13]에는 힌지의 회전축에 가해지는 외력은 약간의 마찰 저항으로 증가할 수 있지만 그 양이 미미하므로 도르래와 와이어를 이용한 중력보상 방법은 큰 장점이 된다.

### III. 듀얼 베어링 회전축 전개시험장치

앞에서 지상에서의 중력보상을 구현하는 가장 보편적인 전개시험장치를 살펴보고 본 논문에서 시험하고자 하는 태양전지판의 전개 시험에 적용 가능한지를 판단하였다. 여기서는 각각의 전개장치에 대한 단점을 보완하며 테일 힌지의 특성 및 한 장이 전개되는 태양전지판의 형상을 고려하여 전개시험 목적에 적합한 듀얼 베어링 회전축 전개시험장치를 제안하고자 한다(Fig. 8). 앞에서 분석한 도르래와 와이어를 이용한 방식에서 만약 크레인의 높이가 충분히 높다면 테일 힌

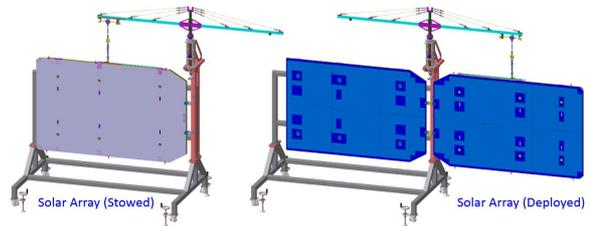


Fig. 7. Proposed Solar Array Deployment Test Equipment (Stowed/Deployed Configuration)

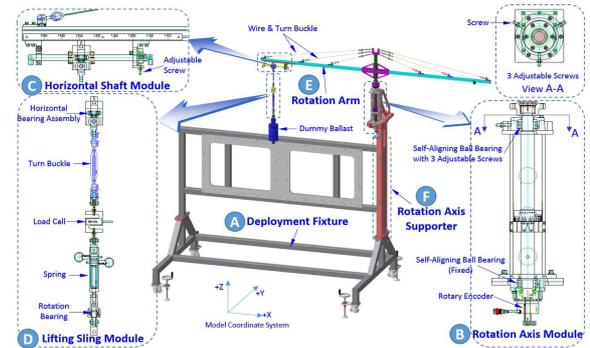


Fig. 8. Functional Designation of Each Parts of Dual Bearing Rotation Axis Deployment Test Equipment

지에 걸리는 외력은 줄기 때문에 테일 힌지를 사용하는 전개 시험에 가장 적합할 것이다. 그러나 크레인의 높이는 시설에 의해 제한이 된다. 이에 착안하여 태양전지판을 무게중심에 수직으로 들어 올리는 것을 고려하였다. Fig. 7과 Fig. 8은 제안하고자 하는 전개시험장치의 전체적인 형상 및 구성도를 보여주고 있다. 본 전개 장치는 태양전지판의 무게중심에서 태양전지판을 지지하고 테일 힌지의 특성상 전개 될 때 회전축이 변경되므로 이를 수용할 수 있도록 설계되었다. 또한 태양전지판이 전개되는 동안 함께 회전하는 부분의 질량을 최소화하여 관성모멘트를 줄임으로써 이로 인한 외력의 영향을 최소화 하도록 하였다.

다음은 Fig. 8에서 보여주고 있는 각각의 기능 및 특징을 요약해서 설명하고 있다.

- A. 전개고정기구 : 전개시험장치의 전체 지지 구조물, 바닥과 4점에서 지지하며 중력축과의 정렬을 위해 조절나사 적용
- B. 회전축 모듈 : 두 개의 자동조심 베어링 적용, 중력축과의 정렬을 위해 상단베어링에 3개의 조절나사 적용, 회전축 중심은 수평 이동 베어링(C)의 이동량이 최소가 되는 곳에 결정, 회전 각속도를 측정하기 위해 로터리 엔코더 적용

- C. 수평 이동 베어링 모듈 : 회전축이 변하는 테일 힌지를 고려하여 수평방향 이동 베어링 적용, 중력축과의 수평 정렬을 위해 하나의 조절나사 적용
- D. 리프팅 슬링 모듈 : 태양전지판의 무게를 보상하기 위해 로드셀 및 턴버클 적용, 태양전지판 회전에 따라 억지 비틀림을 방지하기 위해 회전 베어링 적용
- E. 회전팔 : 태양전지판과 함께 회전하는 전개 장치의 질량을 최소화하기 위해 가능한 가볍게 설계, 처짐 변화량을 최소화하기 위해 와이어 지지 사용
- F. 회전축 지지대 : 전개시험장치 회전축(B)을 지지하는 구조물, 처짐이 발생하지 않도록 가장 단단하게 설계

회전축(Rotation Axis) 모듈은 태양전지판 전개축을 중력축과 일치시키기 위해 축의 하단과 상단에 자동 중심 베어링(Self-Aligning Ball Bearing)을 사용하였다. 하단의 베어링은 고정시키고 상단의 베어링에는 회전축을 조절하기 위해 3개의 조절나사를 적용하여 중력축과의 오차를 보상할 수 있도록 하였다.

회전축을 중력축과 정렬하는 방법으로는 태양전지판을 전개장치에 장착하기 전에 태양전지판 질량과 동일한 발라스트를 태양전지판이 고정될 동일 위치에 장착하고 회전시키면서 레이저 트랙커로 회전하는 회전팔(Rotation Arm)의 끝단을 연속적으로 측정한다. 이때 얻어지는 점 데이터로부터 최적의 평면을 구하고 평면의 수직벡터를 중력축에 정렬할 수 있도록 상단 베어링에 있는 3개의 조절나사를 사용하였다. 회전축의 정렬 오차는 태양전지판이 회전하는 동안 그 정렬 오차만큼 높이 차이를 만들게 된다. 따라서 힌지의 전개 토크는 이 높이 차이만큼 위치에너지로 소모하게 되므로 회전축의 중력축 정렬이 중요하다. Fig. 9에서는 태양전지판 고정 치구에 회전축

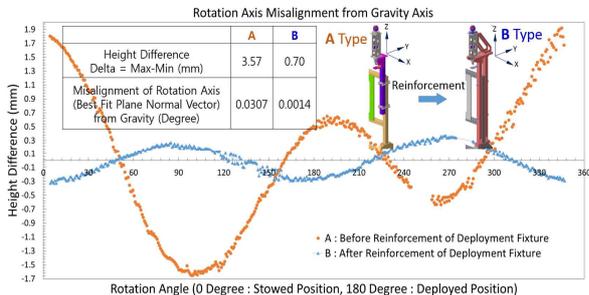


Fig. 9. Deflection Difference between before and after supporter reinforcement

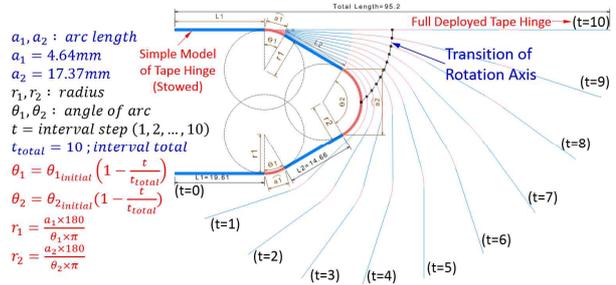


Fig. 10. Prediction of Tape Hinge Deployment Shape & Axis

모듈을 장착하기 위한 지지대의 설계 변경에 따른 처짐 정도를 보여주고 있다. 초기에 A 형태의 지지대를 설계하였으나 중력축과의 정렬을 잘못추더라도 지지대의 형상적 특성 및 회전축의 위치에 의해 ±Y축으로 처짐이 약 3.57mm로 크게 발생하였다. 이를 보강하여 B 형태로 지지대를 변경하고 중력축과의 정렬을 수행한 후 측정된 결과 360도 회전시키면서 전체 처짐량은 0.7mm로 크게 향상이 되었다. 처짐의 양상은 ±Y 처짐보다는 ±X축 처짐이 크게 나타남을 확인할 수 있다. 회전축의 정렬 오차 및 지지대의 처짐 정도는 테일 힌지의 전개 토크를 위치 에너지 소모로 인한 저항 외력과 직결된다. 회전축의 정렬은 전개시험과정에서 조정이 가능하나 지지대의 처짐은 한번 제작되면 변경이 어렵기 때문에 초기 설계에서 미리 고려되어야 한다.

테일 힌지의 특성에 의해 태양전지판이 전개되는 동안 계속해서 회전축이 변경되는데 회전축의 반경방향으로 변화량을 수용하기 위해 수평 베어링 모듈(Horizontal Bearing Module)이 적용되었다. 태양전지판이 전개되면서 테일 힌지의 회전축 변화(Fig. 10) 및 전개장치의 회전축과 테일 힌지의 위치 관계는 수평 베어링의 이동량과 직결된다(Fig. 11). 전개장치의 회전축과 테일 힌지의 위치 관계를 예측하여 수평베어링의 이동량을 최소화할 수 있는 위치에 회전축을 위치시켰다. 물론 Fig. 10에서 보여주는 테일 힌지의 전개 형상 및 회전축의 변화는 극히 단순화 된 것이나 수평 베어링의 최소 이동량을 예측하기에 큰 무리는 없다.

Figure 11에서 회전축과 테일 힌지와의 관계에서 테일 안쪽으로부터 7mm 떨어진 위치에 회전축이 놓일 때, 수평 베어링의 이동이 +2.7mm에서 -2.6mm로 최소가 됨을 확인하고 전개시험 장치의 회전축 중심을 그 위치에 배치하였다. 수평 베어링이 플러스(+) 방향이든 마이너스(-) 방향이든 한쪽 방향으로만 이동하면 방향이 전환되

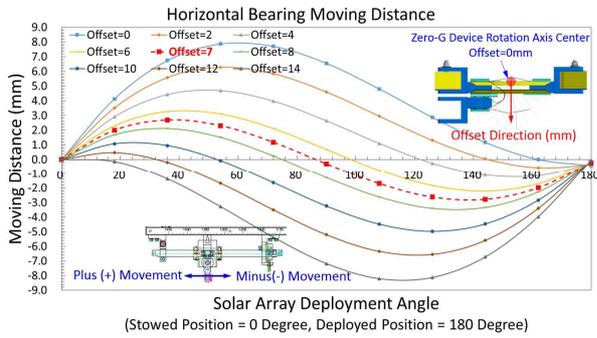


Fig. 11. Decision of Rotation Axis Center of Deployment Test Equipment

는 부분이 없어 관성력 및 순간적으로 증가하는 정지 마찰력이 없기 때문에 최적의 환경이 되겠지만 Fig. 11의 그래프 결과에 의하면 그러한 결과는 존재하지 않는다. 따라서 이동량이 최소가 되는 오프셋 7mm 위치로 결정하였다.

태양전지판이 회전하면서 리프팅 슬링 모듈에 비틀림이 있을 것으로 판단하여 비틀림 각도를 예측하였다. Fig. 12 그래프 결과와 같이 회전축 오프셋 7mm 위치에서 회전하는 동안 약 0.8도의 미미한 비틀림이 존재한다. 그러나 태양전지판과 함께 회전하는 전개장치의 관성력에 의해 발생할 수 있는 펜듈럼(Pendulum) 현상으로 인해, 역시 비틀림이 추가로 발생할 수 있어 리프트 슬링 하단에 회전 베어링을 추가하였다.

태양전지판 전개시험장치 개발과 함께 공기 저항의 영향성을 확인하기 위해 추가적으로 태양전지판과 유사한 질량 및 관성 모멘트를 가지는 Fig. 13과 같은 더미 프레임을 제작하였다. 이는 태양전지판 전개시험장치를 아무리 잘 설계하고 개발하더라도 지상 시험에서 태양전지판 자체에 존재하는 공기 저항은 보상할 수 없기 때문에 태양전지판 대신 더미 프레임을 전개시험으로써 공기 저항의 정도를 확인하고 오버슈팅 정도를 좀 더 정확히 예측할 수 있었다.

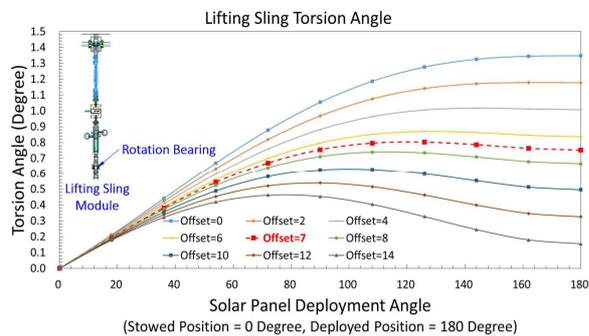


Fig. 12. Torsion Angle of Lifting Sling

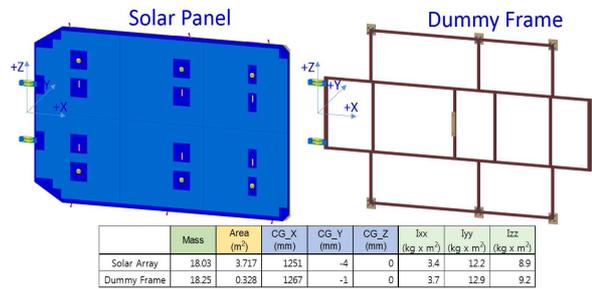


Fig. 13. Mass Property and Sectional Area Comparison between Solar Panel and Dummy Frame

#### IV. Experimental Verification of Deployment Test Equipment

전개시험장치의 검증시험을 위해서는 전개장치의 중력축 정렬이 가장 중요하다. 중력축 정렬 오차에 따라 시험 결과가 전혀 다르게 나올 수 있기 때문이다. 전개시험장치의 중력축 정렬을 위해 Fig. 14와 같은 정렬 순서를 계획하였다. 전개시험장치의 중력축 정렬 중에서 가장 중요한 회전축의 정렬 정밀도를 0.002도 수준으로 정렬하고 시험을 진행하였다.

Figure 15는 본 논문에서 제안하고 개발한 전개시험장치에 대한 검증시험 수행 결과를 몇 가지 경우에 대해 보여주고 있다. Case #1은 태양전지판을 사용한 경우, Case #2는 공기저항에 대한 영향성을 확인하기 위해 앞에서 제안한 더미 프레임을 사용한 경우 그리고 Case #3은 더미 프레임 형상과 Fig. 1의 테일 힌지에서 스톱퍼(Stopper)를 제거하고 시험한 경우이다. A.M. Watt et al.[14]은 지상에서의 태양전지판 전개시험에서 공기 저항 효과가 미미하다는 결론을 내리고 있으나 Fig. 15의 시험결과에 따르면 Case #1

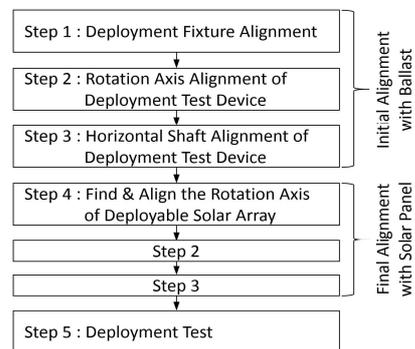


Fig. 14. Alignment Procedure for Solar Panel Deployment Test

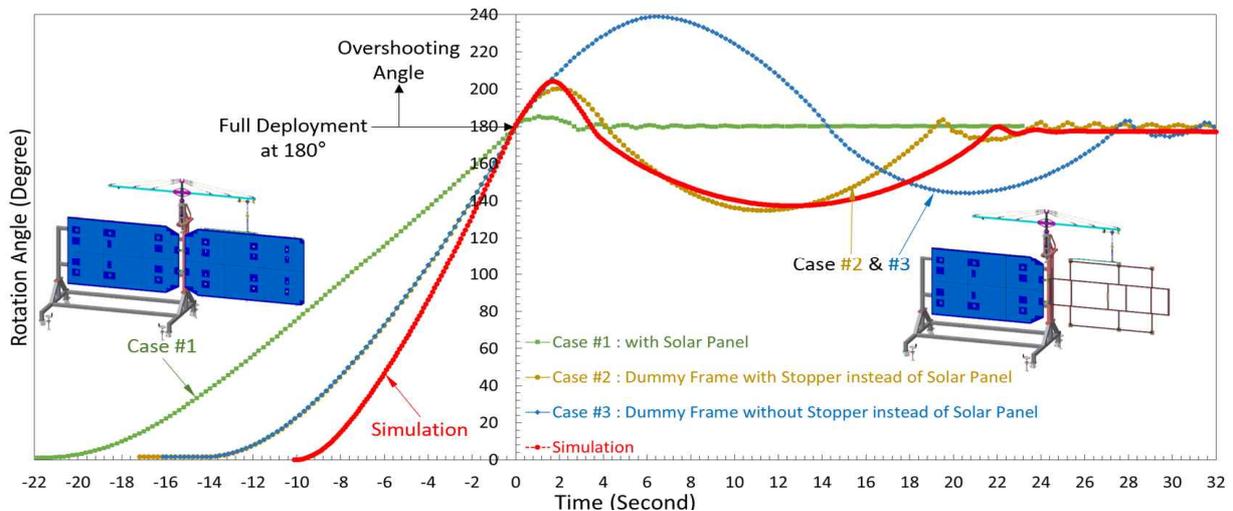


Fig. 15. Solar Array Deployment Test Results

의 태양전지판을 사용한 전개에서 180도를 지나 는 시점까지 약 21초가 걸리고 Case #2와 #3의 더미 패널을 사용하여 공기 저항을 최소화 했을 경우 14초에 180도를 통과하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 지상에서의 전개시험은 공기 저항 효과가 상당히 커서 전개 가속도가 빠르거나 전개되는 파트의 면적이 크면 반드시 공기 저항을 고려해야 한다.

듀얼 베어링 회전축 전개시험장치를 검증하기 위해 가장 먼저 확인해야 될 사항으로 저항 토크가 충분히 작아서 테일 힌지의 전개 토크가 외력의 영향을 받지 않고 그 기능을 충분히 수행할 수 있는지와 여러 번의 시험에서 반복성을 나타냄으로써 전개 시험 장치의 기능에 문제가 없는 지 확인하는 것이다. 테일 힌지의 전개 토크 대비 베어링의 저항토크를 측정하여 저항 토크가 충분히 작은지 확인하였다. 테일 힌지의 전개토크는 0도(접힌 상태)에서 180도(전개된 상태) 사이에서 약 1 Nm의 최소값을 나타내는데 반해 저항토크는 약 0.02 Nm 이하로써 전개시험을 수행하기에 충분히 작은 값이다. 이 저항토크 값에는 베어링 마찰 및 높이 방향 위치 이동에 따른 외력이 포함되어 있다. 또한 Fig. 15에서 다양한 시험 형상에 대해 전체 결과를 보여주고 있지는 않지만 시험의 반복성도 좋은 결과를 보여 주었다. 단적인 예로 Case #2와 #3의 0도에서 180도의 결과값이 거의 동일함을 보여준다.

Kim, Kyung-Won et al.[1]이 제안한 전개해석 방법으로 시뮬레이션한 결과를 Fig. 15에 시험 데이터와 함께 비교하여 보여주고 있다. 해석의 조건은 무중력 상태에서 공기의 저항이 없고 Stopper를 적용한 결과이다. 따라서 Case #2와

시뮬레이션 결과를 비교하면 된다. 전개 속도 측면에서 해석이 약간 빠르게 전개되나 거의 유사한 그래프 곡선을 나타내고 있다. 또한 오버슈팅 정도가 시뮬레이션 전개 속도보다 느린데도 불구하고 거의 유사하게 나타난다. 따라서 본 논문에서 제안하고 있는 전개시험장치는 지상에서 발생하는 외력을 최소화하여 설계 및 제작이 되었음을 보여주고 있다.

## V. 결 론

본 논문에서는 특성화된 태양전지판 전개 시험에서 어떠한 전개시험장치를 적용하는 것이 시험의 목적에 가장 적합한지 판단하기 위해 먼저 기존의 전개시험장치들을 검토하였다. 기존 전개시험장치들을 본 논문에서 수행하고자 하는 태양전지판 전개에 적용하기 위해 단순하게는 개념설계를 수행하거나 간단한 해석 및 보유하고 있는 기존 전개시험장치로 직접 시험을 수행하여 문제점을 검토하였다. 그 결과 보유하고 있는 전개장치를 이용하거나 이미 고안된 전개 장치를 그대로 제작하여 사용하는 것은 문제가 있다고 판단하여 새로운 전개시험장치를 제안하고 제작하여 검증 시험을 수행하였다. 새롭게 적용된 전개시험장치는 태양전지판 전개시험을 수행하기에 단순하면서 장소의 제한을 받지 않는 장점이 있다. 또, 자동조심 베어링 및 조절나사를 적용한 중력축 정밀 정렬 및 수평 정렬이 가능하여 지상시험에서 부가적으로 발생하는 외력을 타 장치에 비해 줄일 수 있었다. 시험을 통해 궤도상 태양전지판의 거동과 유사한 결과를 얻음으로써 시험의 최종 목적이었던 오버슈팅 정도를 확인하였고 궤도에

서 위성 구조물과의 충돌 여부를 예측할 수 있었다. 전개 각속도가 커서 지상 시험에서만 존재하는 공기 저항을 무시할 수 없음을 확인하고 더미프레임을 제안하여 문제를 해결하였다. 추후에 본 논문에서 자세하게 언급하지 않은 전개시험장치의 중력축 정렬 방안 및 다양한 조건에서의 전개 시험결과를 다루고자 한다.

## 후 기

이 연구는 한국항공우주연구원 '다목적실용위성6호 개발사업' 연구과제의 일부 및 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었으며 이에 감사드립니다.

## References

- 1) Kim, K. W., and Park, Y., "Systematic Design of Tape Spring Hinges for Solar Array by Optimization Method Considering Deployment Performances," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 46, 2015, pp.124-136.
- 2) Jeong, J. W., Yoo, Y. I., Lee, J. J., Lim, J. H., and Kim, K. W., "Development of a Tape Spring Hinge with a SMA Latch for a Satellite Solar Array Deployment Using the Independence Axiom," *IERI Procedia*, Vol. 1, 2012, pp.225-231.
- 3) FABmbH, Z. A. R. M., and Fallturm, A., *ZARM Drop Tower Bremen User Manual*, dimensions, 2008.
- 4) Mesland, D., Paris, D., Huijser, R., Lammertse, P., and Postema, R., "Ballistocraft: a Novel Facility for Microgravity Research," *ESA bulletin. Bulletin ASE. European Space Agency*, Vol 82, 1995, pp.7.
- 5) Scherpen, J. M. A., Van der Kerk, B., Klaassens, J. B., Lazeroms, M., and Kan, S. Y., "Nonlinear Control for Magnetic Bearings in Deployment Test Rigs: Simulation and Experimental Results," *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*, Vol. 3, 1998, pp.2613-2618.
- 6) Auer, F., *Combined electromagnetic suspension and propulsion for positioning with sub-micrometer accuracy*, Delft University, 1995.
- 7) Schultheiß, D., *Gravity Compensation of Deployable Solar Arrays for Small Spacecraft*, Department of Engineering, University of Cambridge, 2003.
- 8) Fisher, A., and Pellegrino, S., "Interaction between Gravity Compensation Suspension System and Deployable Structure," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 37, No. 1, 2000, pp.93-99.
- 9) Penn, J., Johnson, C., Lewis, J., Dear, T., and Stewart, A., "GPM Solar Array Gravity Negated Deployment Testing," *Proceedings of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium*, 2014, pp.335-348.
- 10) Franssen, R. H. M., Potze, W., de Jong, P., Fey, R. H. B., and Nijmeijer, H., "Large Amplitude Dynamic Behavior of Thrust Air Bearings: Modeling and Experiments," *Tribology International*, Vol. 109, 2017, pp.460-466.
- 11) Choi, J. S., Moon, S. M., Yoon, Y. S., Kim, H. W., and Choi, S. B., "Deployable Communication Antenna Alignment for Geostationary Satellite," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 3, 2011, pp.279-288.
- 12) Leipold, M., Eiden, M., Garner, C. E., Herbeck, L., Kassing, D., Niederstadt, T., ... and Seboldt, W. "Solar Sail Technology Development and Demonstration," *Acta Astronautica*, Vol. 52, No. 2, 2003, pp.317-326.
- 13) Jeong, S. Y., Lee, S. Y., Na, K. S., and Cho, K. D., "Comparison Study of Deployment Characteristics for Hinge Components by Solar Panel Deployment Tests for Small Satellites," *Proceeding of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Fall Conference*, November 2014, pp.1152-1155.
- 14) Watt, A. M., and Pellegrino, S., *Rigid Deployable Solar Array*, Department of Engineering, University of Cambridge, 2004.