

인공위성 태양전지판 전개해석

김경원*, 김선원**, 임재혁**, 이주훈**, 황도순**, 진익민***,
 김학정****, 송운형*****, 최항석*****

Solar Array Deployment Analysis of a Satellite

Kyung-Won Kim*, Sun-Won Kim**, Jae-Hyuk Lim**, Juhun Rhee**, Do-soon Hwang**,
 Ik-Min Jin***, Hak-Jung Kim****, Woon-Hyung Song*****, Hang-Suk Choi*****

요 약

발사체로부터 분리된 위성체가 궤도상에 진입하면 가장 먼저 태양전지판을 전개한다. 태양전지판의 전개유무는 위성 임무의 성공에 관련되어 있는 매우 중요한 요소 중 하나이다. 따라서, 설계 초기 단계에서부터 태양전지판 전개해석을 통하여 태양전지판의 거동을 예측하고, 전개 중 태양전지판 주요 부위에서의 하중을 계산하여, 태양전지판 전개안정성을 점검하는 것이 반드시 필요하다. 본 논문에서는 다몸체동역학 해석프로그램을 이용하여 자세대 저궤도 위성의 태양전지판 전개해석을 수행하고, 그 결과로부터 태양전지판 전개시 안정성을 분석하였다. 또한, 전개해석시 필요한 힌지 특성 데이터는 힌지 특성 시험을 수행하여 구하였으며, 이의 결과를 전개해석에 반영하여 해석을 수행하였다.

Key Words : Satellite, Solar Array, Deployment, Tape Hinge, Multi-Body Dynamics

ABSTRACT

After spacecraft is separated from the launch vehicle, first of all spacecraft deploy the solar array. Solar array deployment is one of the key factors deciding the success of the spacecraft mission. Therefore, It is necessary to predict the solar array deployment motion and check the safety through calculating the load on the tape hinges of solar array using the deployment analysis in the initial design phase. In this paper, solar array deployment analysis is performed by multi-body dynamics simulation program. From the analysis results, assessment on the safety also is carried out. In addition, hinge characteristic test is fulfilled to find out hinge characteristic, and is applied to the deployment analysis.

I. 서 론

발사체로부터 분리된 위성체가 궤도상에 진입하면 가장 먼저 태양전지판을 전개한다. 태양전지판은 위성에 필요한 전력을 생산하는 구조물로, 태양전지판의 전개유무는 위성 임무의 성공과 관련되어 있는 매우 중요한 요소 중 하나이다. 따라서, 설계 초기 단계에서부터 태양전지판 전개해석을 통하여 태양전지판 전개 거동을 예측하고, 태양전지판이 고정될 시, 주요 부위에

서의 하중을 계산하여야 한다. 이러한, 태양전지판의 전개 거동 결과를 바탕으로, 태양전지판이 가장 안전하고 강건하게 전개될 수 있도록 태양전지판을 설계하여야 한다. 또한, 태양전지판이 고정될 시 주요 부위에서의 하중 결과를 바탕으로, 태양전지판 전개의 핵심 부품인 테잎 힌지의 안정성을 평가하여야 하며, 만약 안정성에 문제가 있다면 적절한 설계 변경을 수행하여야 한다 [1].

본 논문에서는 다몸체동역학 해석 프로그램

* 한국항공우주연구원 위성구조팀(kwkim74@kari.re.kr), **한국항공우주연구원 위성구조팀(sunwkim@kari.re.kr), **한국항공우주연구원 위성구조팀(ljh77@kari.re.kr), **한국항공우주연구원 위성구조팀(dshwang@kari.re.kr), ***한국항공우주연구원 위성기술실(imjin@kari.re.kr), ****한국항공우주연구원 위성기술사업단(hjkim@kari.re.kr), *****대한항공 위성체그룹(whsong@koreanair.com), *****대한항공 위성체그룹(hangschoi@koreanair.com)

논문번호 : 논0801-12, 접수일자 : 2008년 6월 5일, 최종게재논문통보일자 : 2008년 6월 23일

※ 본 연구는 한국항공우주연구원 주관의 다목적실용위성 본체계발 사업으로 수행되었습니다.

인 Recurdyn 을 이용하여 인공위성의 태양전지판 전개해석을 수행하였다[2]. 한편, 태양전지판의 전개를 좌우하는 태양전지판 테일 힌지의 경우, 힌지 특성 시험을 수행하여 그 결과를 태양전지판 전개해석에 적용하여 정확한 해석을 수행하도록 하였다.

II. 태양전지판 힌지 특성 시험

태양전지 패널과 패널 사이에 이용된 테일 힌지의 경우 비선형성이 높기 때문에, 해석적으로 정확한 힌지 특성을 파악하기가 어렵다. 따라서, 힌지 특성을 파악하기 위한 시험 치구를 제작한 후, 이를 이용하여 직접 힌지 특성 시험을 수행하였다.

일반적으로 테일 힌지는 그림 1 과 같은 특성을 갖는다. 위 그림에서 OAB 및 OFG 구간은 좌굴이 발생하는 구간이며 BC 및 GH 구간은 테일 힌지의 탄성력이 지배하는 구간이다. 이 두 구간은 그 특성이 매우 다르기 때문에 별도의 시험으로 측정되어야 한다. 따라서, 테일 힌지의 좌굴시험 및 토크-각도 시험, 2 가지로 구분하여 시험을 수행하였다. 좌굴시험 및 토크-각도 시험 시에는 동일한 치구를 사용하였으며, 각각의 목적에 맞게 시험 치구의 형상을 변경하였다. 태양전지판에 사용되는 테일 힌지의 종류는 그림 2 와 같이 2 가지이며, 따라서, 테일 힌지의 특성 시험 또한 2 가지 형상에 대하여 수행하였다.

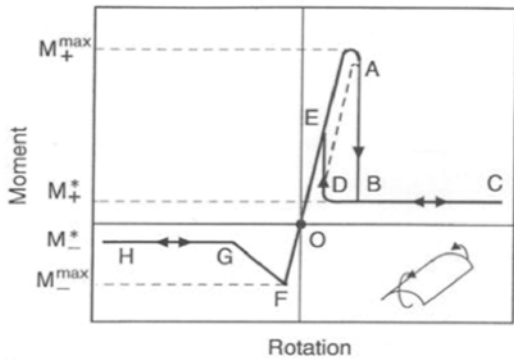


그림 1. Tape Hinge Characteristic

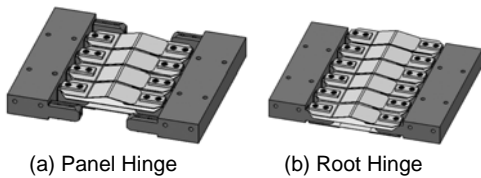


그림 2. Test items

1. 좌굴시험

좌굴시험을 위한 시험 형상은 그림 3 과 같다. 긴 빔의 끝단에는 테일 힌지가 장착되어 있으며, 다른 끝 쪽단에서 하중을 가하여, 각도별 테일 힌지에 가해지는 하중을 측정하였다. 좌굴시험의 경우에는, 좌굴이 일어날 때까지 힌지 각도를 조금씩 증가시키면서 하중을 측정한 후, 빔 끝단 사이의 거리를 곱하여 좌굴 토크를 계산하였다. 그림 2 에 나타나 있는 2 개의 테일 힌지에 대하여 좌굴시험을 성공적으로 수행하였다.

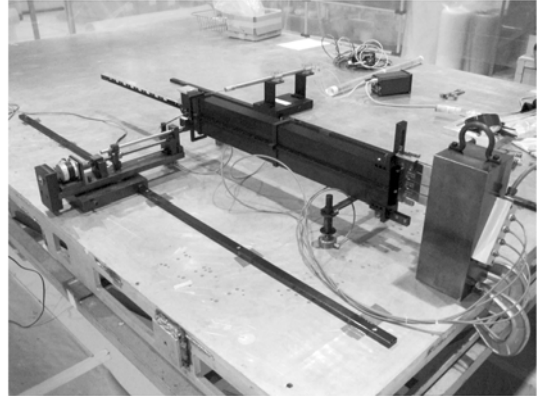


그림 3. Tape Hinge Buckling Test Configuration

2. 토크-각도시험

토크-각도 시험을 위한 시험 형상은 그림 4 와 같다. 토크-각도를 측정하기 위하여 좌굴시험과 마찬가지로 일정한 각도로 빔을 회전한 후, 빔 끝단에서의 하중을 측정하였다. 이 때 측정된 하중과, 빔 끝단 사이의 거리를 이용하여, 각도당 토크값을 계산하였다. 2 개의 테일 힌지에 대한 토크-각도 시험 결과는 그림 5, 그림 6 과 같다.

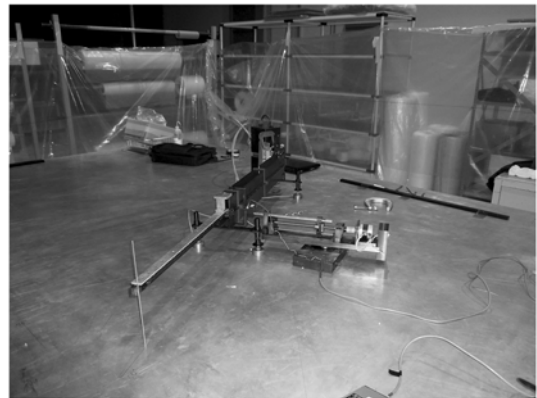


그림 4. Torque-Theta Test Configuration

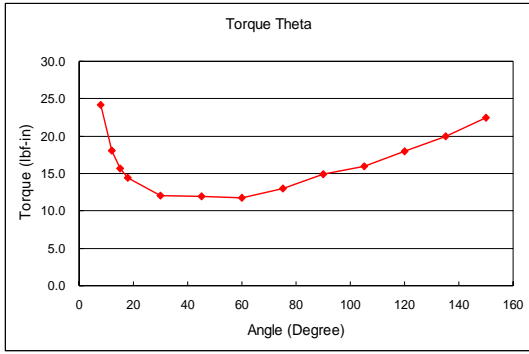


그림 5. Torque Theta Result for Root Hinge

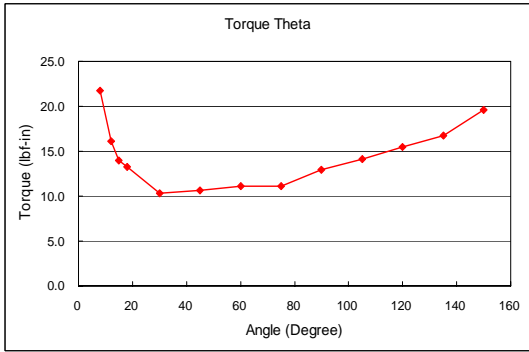


그림 6. Torque Theta Result for Panel Hinge

3. 힌지 특성 시험

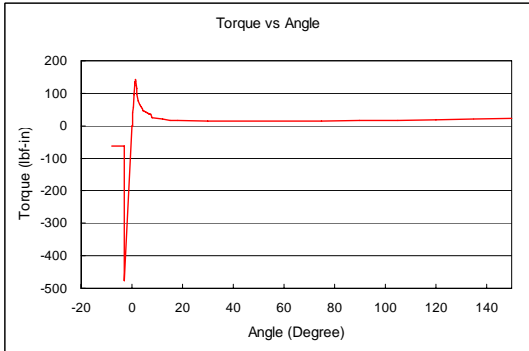


그림 7. Characteristic Test Result for Root Hinge

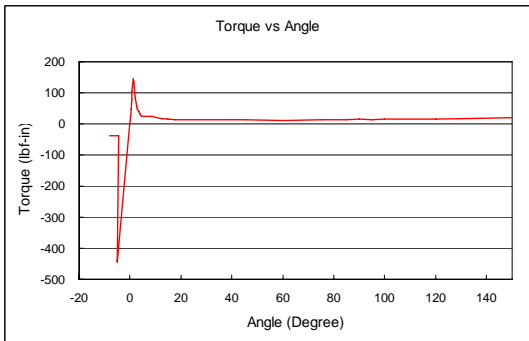


그림 8. Characteristic Test Result for Panel Hinge

좌굴시험과 토크-각도시험 결과를 모두 고려한 테일 힌지의 특성 시험 결과는 각각 그림 7, 그림 8 과 같다. 그림 7 과 그림 8 에서는 그림 5 와 그림 6 에 나타나 있는 힌지가 접히는 방향 뿐 아니라, 그 반대 방향의 토크-각도 시험 결과도 함께 나타나 있다.

III. 태양전지판 전개 해석 모델링

1. 위성본체 및 태양전지판 모델

전개해석에 수행될 태양전지판의 접힌 형상 및 전개 형상은 그림 9 와 같다. 태양전지판은 2 개의 링으로 이루어져 있으며, 각 링당 4 개의 태양전지 패널이 장착되어 있다. 태양전지 패널간은 테일 힌지를 이용하여 연결되어 있다. 이전 태양전지판 개발시 태양전지판을 유연체로 모델링 한 후 전개해석을 수행하였다. 해석 결과, 태양전지판을 강체로 모델링 한 결과와 큰 차이가 없었으며, 단지 테일 힌지에 걸리는 하중이 강체보다는 유연체로 모델링 하였을 때가 더 적게 나옴을 알 수 있었다[3]. 즉, 강체로 모델링 하는 경우가 좀 더 가혹한 해석 결과를 보여주었다. 따라서, 본 해석에서는 태양전지판을 강체로 모델링하여 전개해석을 수행하였다. 또한, 태양전지판이 장착되는 위성체의 경우에도 역시 강체로 모델링 하였다. 태양전지판 및 위성본체의 강체 모델링시에는 질량, 무게 중심, 관성모멘트만을 적용하였다.

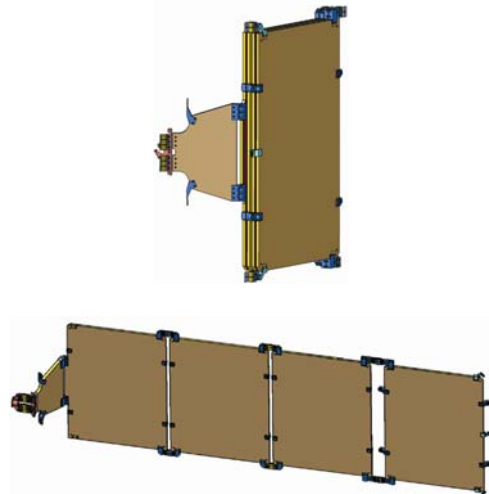


그림 9. Solar Array Configuration

2. 태양전지판 전개 모델링

태양전지판은 비폭발성 분리 장치에 의해서 위성본체에 장착되어 있다가, 궤도상에서 분리된다. 이를 모델링 하기 위하여 그림 10 과 같이 태양전지의 수직방향으로 20lbf 의 압축 하중을 가하고 있다가, 분리시 압축 하중을 제거하였다.

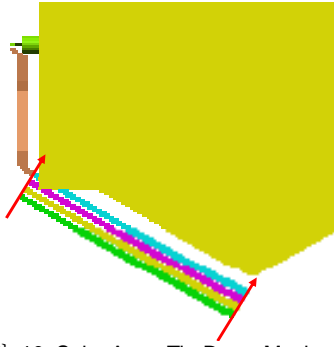


그림 10. Solar Array Tie-Down Mechanism

3. 태양전지판 고정 모델링

태양전지판이 접혀 있는 경우에는, 태양전지 패널간은 서로 접촉이 되어 있다. 이를 모델링 하기 위하여 태양전지 패널간의 거리가 초기 서로 접촉되어 있는 거리보다 작아질 경우, 인장 하중이 작용하도록 모델링 하였다. 이러한 모델링은 그림 11 과 같이 태양전지판 워당 상단 및 하단에 각각 4 개씩 적용되었다.

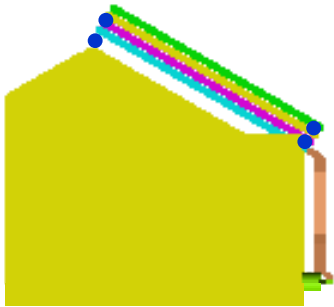


그림 11. Solar Array Hold Mechanism

4. 태양전지판 테일 힌지

태양전지 패널간을 연결하는 테일 힌지는 한 방향으로만 회전이 가능한 회전 조인트 및 비선형 회전 스프링으로 모델링하였다. 회전 조인트가 적용된 부위는 그림 12 와 같이 한 워당 4 개가 적용되었다. 실제 태양전지 패널간의 테일 힌지는 2 개씩 적용되어 있으므로, 테일 힌지에 가해지는 하중 계산시에는 해석 결과의 절반을 사용하였다.

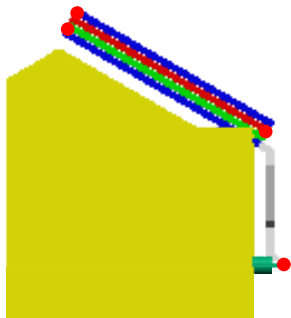


그림 12. Solar Array Hinge Mechanism

비선형 회전 스프링으로 구현되는 테일 힌지의 특성은, 테일 힌지의 좌굴시험 및 토크-각도 시험 결과에 의해서 결정되며 그림 7 과 그림 8 의 결과를 이용하였다. 한편, 테일 힌지가 접혀 있다가 전개가 되면, 테일 힌지는 좌굴 하중을 지나 좌굴 영역에 들어가게 되고, 이후 최종적으로 전개가 완료된다. 이렇게 테일 힌지가 전개가 되어 고정될 때, 테일 힌지의 재료 특성 및 형상을 고려한 감쇠가 모델링 되어야 한다. 본 해석에서는 비례감쇠를 이용하여 감쇠를 모델링 하였다. 감쇠는 테일 힌지의 좌굴영역 이내에서만 작용한다고 가정하였다. 감쇠값은 이전의 태양전지판의 개발시 사용하였던 값을 사용하였다. 본 감쇠값의 이용시 태양전지판의 전개해석이 잘 일치하는 것을 이전의 태양전지판의 개발시 확인할 수 있었다. 모델링이 완료된 태양전지판의 전개해석 모델은 그림 13 과 같다.

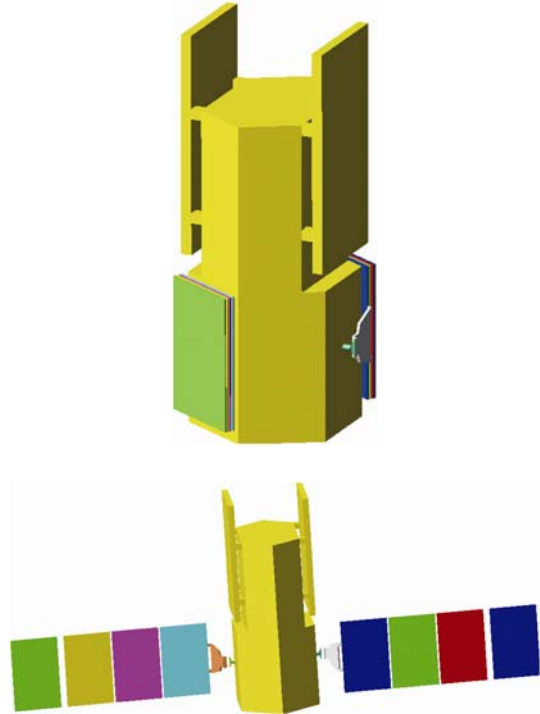


그림 13. Deployment Analysis Model Configuration

IV. 태양전지판 전개 해석 결과 및 분석

태양전지판의 전개해석은 다몸체 동역학해석 프로그램인 Recurdyn 을 이용하여 수행하였다. 전개해석을 통하여, 태양전지판의 전개 거동 및 전개시 테일 힌지에 부가되는 하중을 계산하여, 테일 힌지가 안전한지를 알아보았다.

1. 전개 거동

시간에 따른 태양전지판의 전개 거동은 그림 14 와 같다. 그림 14 에서와 같이 태양전지판은 이상없이 잘 전개됨을 알 수 있다. 그림 14 에서 는 하나의 윙이 전개될 때의 전개 거동을 나타 내고 있다. 하나의 윙이 전개되고 나서, 반대쪽 윙이 전개될 때도 전개 거동은 거의 동일하게 나타남을 확인할 수 있었다. 한편, 시간에 따른 일부 태양전지 패널간의 각도 변화량은 그림 15 와 같다.

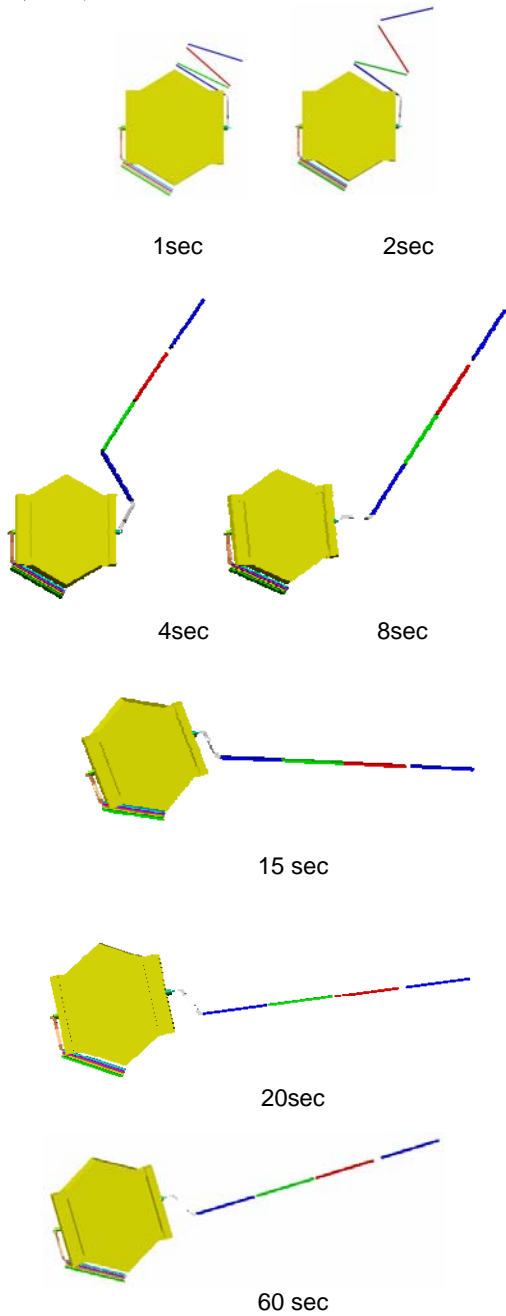


그림 14. S/A Deployment Motion

2. 테일 힌지 하중

태양전지 패널이 고정될 시, 테일 힌지에 걸리는 하중을 계산하여 테일 힌지의 안정성을 살펴 보았다. 각도에 따른 일부 해석결과가 그림 16 에 나타나 있다. 모든 테일 힌지의 하중을 확인해 본 결과 대부분의 하중이 20lbf 이하로, 요구조건인 30lbf 를 충분히 만족함을 알 수 있었다.

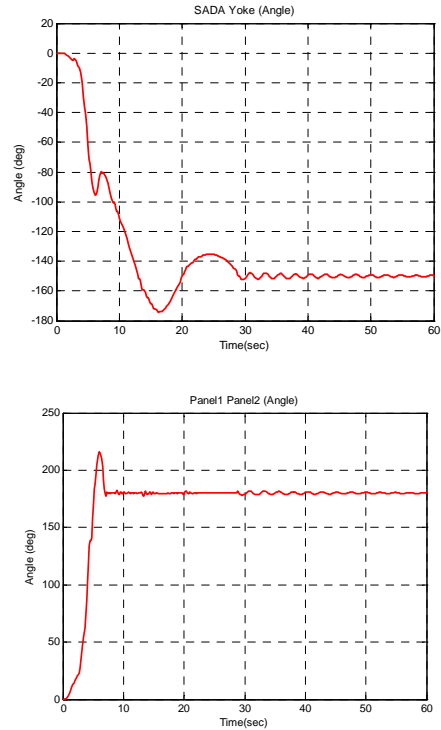
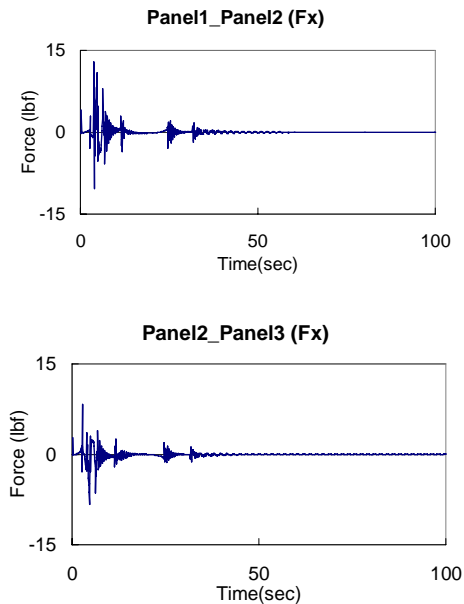


그림 15. S/A Tape Hinge Angle vs Time



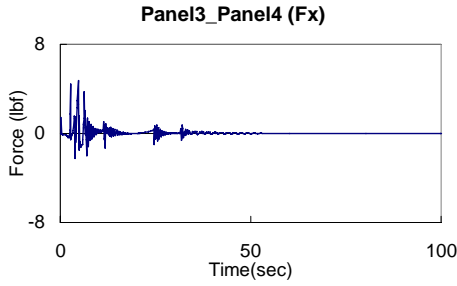


그림 16. S/A Tape Hinge Latch-up Load vs Time


V. 결론

지금까지 다물체동역학 해석프로그램을 이용한, 인공위성의 태양전지판 전개해석 모델링 방법에 대하여 알아보고, 이를 바탕으로 전개해석을 수행하였다. 전개해석 결과, 태양전지판의 전개 거동은 이상이 없었음을 알 수 있었고, 태양전지 패널간의 테일 힌지에 걸리는 하중을 계산해 본 결과, 역시 요구조건을 만족함을 알 수 있었다. 또한, 전개해석에 가장 큰 영향을 미치는 테일 힌지에 대하여 특성 시험을 수행하였으며, 이의 결과를 테일 힌지 모델링시 반영하여 정확한 해석결과를 도출하도록 하였다.

참 고 문 헌

[1] 김성훈, 채장수, 서현석, 박태원, 서종휘, 한상, “인공위성 태양전지판의 전개 구동 해석”, 제 2회 LMS User’s Conference, pp.257-267, 2002.
 [2] FunctionBay, Inc, Recurdyn Basic Tutorials, FunctionBay, Inc, 2006.
 [3] 서현석, 김진희, 김성훈, 황도순, 이주훈, 박태원, 김태경, 채장수, 김춘삼, “저궤도 관측위성용 복합소재 태양전지판 전개 거동 시험 및 해석의 보정에 관한 연구”, 한국항공우주학회 추계학술대회, pp.498-501, 2002.
 [4] 김경원, 김선원, 이주훈, 황도순, 송운형, “차세대 저궤도 위성의 태양전지판 전개해석”, 한국항공우주학회 춘계학술대회, pp.682-685, 2007.

저 자

<p>김 경 원 (Kyung-Won Kim)</p> 	<p>정회원 2001년 2월: 한양대학교 기계공학부졸업 2003년 2월: 한국과학기술원 기계공학과석사 2003년 3월~현재: 한국항공 우주연구원 위성구조팀</p>
---	--

<관심분야> 기계공학, 항공우주공학

김 선 원 (Sun-Won Kim)
 한국항공우주연구원 위성구조팀 선임연구원
 인공위성 구조체 해석 담당

임 재 혁 (Jae-Hyuk Lim)
 한국항공우주연구원 위성구조팀 선임연구원
 인공위성 구조체 해석 담당

이 주 훈 (Juhun Rhee)
 한국항공우주연구원 위성구조팀 책임연구원
 인공위성 구조체 개발 담당

황 도 순 (Do-soon Hwang)
 한국항공우주연구원 위성구조팀 책임연구원
 위성구조팀 팀장

진 익 민 (Ik-Min Jin)
 한국항공우주연구원 위성기술실 책임연구원
 위성기술실 실장

김 학 정 (Hak-Jung Kim)
 한국항공우주연구원 위성기술사업단 책임연구원
 위성기술사업단 단장

송 운 형 (Woon-Hyung Song)
 대한항공 위성체 그룹 과장
 인공위성 구조체 설계 담당

최 향 석 (Hang-Suk Choi)
 대한항공 위성체 그룹 과장
 인공위성 구조체 해석 담당