技術論文

다목적2호기 태양전지판의 전개시스템 개발 : Part II. 지상전개실험

허 석*, 박문규**, 김영기***, 김홍배***

Development of Multi-Purpose Satellite II with Deployable Solar Arrays : Part II. Ground Deployment Experiments

Seok Heo*, Moon-Kyu Kwak**, Youngkey K. Kim*** and Hong-Bae Kim***

ABSTRACT

This research is concerned with ground experiments for satellite solar array deployment as well as the validation of theoretical modeling technique presented in the previous paper. We carried out the experiments on the strain energy hinge with stopper to investigate the buckling characteristics of the SEH, which affects the shape and the speed of the solar array deployment. The moment-angle diagram obtained from the experiments was later combined with the theoretical deployment model. This paper also presents the details of the ground experiments performed at the Korea Aerospace Research Institute(KARI). It was found that the ground experimental results were in good agreement with the theoretical predictions thus validating the dynamic modeling technique.

초 록

본 논문은 변형에너지 힌지(Strain Energy Hinge)를 갖는 다목적 2호기의 태양전지판 전개에 대한 지상 전개실험과 이전 논문에서 다루었던 이론적인 모델링의 타당성에 관한 연구이다. 본 연구를 위해 먼저 이론적으로 설명하기 어려운 Stopper를 갖는 SEH에 대해 실험을 수행하여 비선형 좌굴 특성을 조사하였다. 이 특성은 태양전지판의 전개속도와 전개형태에 영향을 주므로 매우 중요하다. Stopper를 갖는 SEH의 실험 결과를 바탕으로 등가 모멘트-각도 선도를 도출하였으며 이 선도를 이론 모델과 결합하였다. 지상 전개 실험은 중력의 완전한 제거가 불가능하기 때문에 지지줄을 이용해 중력 보상을 시도하고 있다. 본 연구에서는 항공우주연구원에서 수행한 지상 전개 실험의 과정과 결과를 자세히 소개한다. 지상 전개실험 결과는 이론 모델에 근거한 수치 모사 결과와 잘 일치함을 볼 수 있었다. 따라서 이론 모델링의 타당성을 입증하였다.

Key Words : Strain Energy Hinge(변형에너지 힌지), Buckling Behavior(굽힘거동), Solar Array Deployment(태양전지판 전개), One Dimensional Torsional Spring(일차원 등가 스프링), Ground Deployment Experiments(지상전개실험)

† 2003년 3월 7일 접수 ~ 2003년 9월 15일 심사완료

* 정회원, 동국대학교 기계공학과
연락처자, E-mail : manwoo@dgu.ac.kr
서울시 중구 필동 3가 26

** 정회원, 동국대학교 기계공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원 우주시험연구그룹

1. 서 론

인공위성의 태양전지판 전개를 지상에서 실험으로 증명하는 것은 쉬운 일이 아니다. 무엇보다도 무중력 상태를 실험실 환경내에서 조성한다는

Fig. 1. Structure of SEH

Fig. 2. Ground Experiment Facility at KARI

Fig. 3. Fully Deployed Solar Arrays

것이 어렵기 때문이다. 다목적 인공위성 2호기의 태양전지판 전개에 사용한 장치는 Fig. 1에 보이는 Strain energy Hinge(SEH)로서 비틀림스프링을 이용한 전개 장치에 비하여 구조가 단순하고 작동 원리가 간단하다는 장점이 있다. 그러나 전

개장치에 대해서는 그 작동성이 100% 보장되어야 하는 전제조건이 수반되어 실험으로 그 타당성을 입증하여야 한다. 무중력 상태에서는 SEH가 정적 하중의 영향을 받지 않기 때문에 전개에 아무런 지장을 주지 않는다. 그러나 지상 전개 실험에서는 태양전지판의 하중을 SEH가 감당할 수 없기 때문에 Fig. 2에 보이는 바와 같이 태양전지판 각각에 지지줄을 연결하여 중력을 보상하고 있다. 따라서 지지줄로 인한 영향이 지상 전개 실험에서 추가되게 된다. Fig. 3은 태양전지판이 모두 전개된 모습을 보여주고 있다.

이와 같은 지상전개 실험이 중요한 이유는 우주 공간에서의 오작동은 인공위성 자체의 폐기를 의미하기 때문이다. 따라서 인공위성을 우주에 올리기 전에 태양전지판 전개 장치를 반드시 시험해 볼 필요가 있으며 태양전지판 전개에 관한 이론적 모델의 유도과 더불어 지상에서의 전개 시험 또한 반드시 필요하다. 본 연구를 수행하면서 이론과 실험을 동시에 수행하였는데 이론에 관한 연구는 광문규, 허석의 논문[9]에서 다루었으며 본 연구는 지상 전개 실험과 관련된 내용을 다룬다.

지상 전개 실험에서 먼저 나타난 문제점은 허브의 회전 운동이다. 항공우주연구원에서 택한 방법은 허브를 마찰이 적은 베어링 위에 설치하는 것인데 이전의 연구에서는 태양전지판의 요크 부분을 고정하고 태양전지판 전개를 실험하였기 때문에 이런 실험 방법 자체가 새로운 시도이다. 그러나 허브의 회전 운동만을 허락하기 때문에 태양전지판 전개로 인한 병진 운동은 계측이 불가능하다. 광문규, 허석의 이론 연구[9] 결과에서 알 수 있듯이 태양전지판 전개는 인공위성 본체에 회전 운동과 병진 운동을 일으킨다.

지상전개 실험에서 나타난 두 번째 문제점은 앞에서 지적한 바와 같이 태양전지판 자체의 중력을 보상해야하는 것이다. 태양전지판을 연결하고 있는 SEH는 태양전지판의 하중을 견딜 수 없기 때문에 각각의 태양전지판은 약 7m 정도의 번지 케이블로 지지하였다. 번지 케이블은 천장에 붙어있는 리니어 가이드 베어링에 연결되어 태양전지판이 펼쳐 나가는 것을 방해하지 않도록 만들었다. 그러나 이론 연구에서 알 수 있듯이 태양전지판이 전개되면서 허브가 회전하게 되기 때문에 번지 케이블로 인해 허브의 회전 운동이 제약받게 된다. 이론 결과는 이와 같은 문제점을 잘 보여주고 있다.

본 연구에서는 태양전지판 전개 장치인 Stopper가 부착된 SEH에 대한 좌굴 실험 결과를 제시하고

이에 대한 모델링 방법을 설명한다. 그리고 항공우주연구원에서 수행한 태양전지판 전개 실험 결과를 소개하고 이론 결과와 비교한다.

II. 본 론

2.1 SEH의 구조 및 실험

인공위성의 태양판 전개에 사용되는 SEH는 Fig. 1에 보이는 파와 같이 줄자에 사용되는 서로 반대의 곡률을 갖는 얇은 패널들이 간격을 두고 위 부분과 아래 부분으로 나뉘어져 있다. 일반 UTM으로는 SEH에 대한 정적 실험을 수행하기 어려워 Fig. 4와 같은 소형 시험장치를 직접 제작하여 사용하였다. 시험장치는 Load Cell과 LVDT로 구성되어 있다. 이와 같은 장치를 가지고 LVDT에서 구한 변위와 Load Cell로부터 가해진 힘을 측정하여 SEH에 대한 모멘트-각도 선도를 구하였다.

Fig. 5는 Stopper가 부착된 SEH를 보여주고 있다. Stopper는 태양전지판 전개가 직립 상태에서 Overshoot가 되어 다른 방향으로 좌굴이 일어

Fig. 4. Testing Apparatus for the SEH

Fig. 5. Strain Energy Hinge with Stopper

Fig. 6. The Buckling State of SEH

나는 것을 방지하기 위해 TRW사에서 고안되었다. Stopper로 인해 강성의 변화는 이전의 SEH에 비해 더욱 심해졌다. Fig. 6는 좌굴이 일어난 SEH를 보여주고 있다. 좌굴이 일어나는 경우 SEH의 아래 위 박판은 서로 마주치게 되며 곡률은 없어진다. 태양전지판의 전개는 이 상태에서부터 시작되어 Fig. 5의 상태로 돌아가는 운동이다.

시험 중 관찰된 것은 단일 SEH의 중앙에 지지점이 없을 경우 전단 거동이 먼저 나타나는 것이다. 순수 굽힘에 의한 실험 결과는 좌굴지점이 정확히 존재하는데 비해 전단에 의한 실험 결과에서는 좌굴이 명확하지 않다. 따라서 순수한 굽힘 거동에 대한 실험을 수행하기 위하여 중앙을 지지하여 전단 거동을 방지하였다.

2.2 등가 비틀림 스프링 모델

Fig. 7은 Stopper가 부착된 1점 SEH에 대한 좌굴 실험 결과를 보여주고 있다. 그림에서 보듯이 좌굴 전과 좌굴 후 강성의 차이가 확연함을 알 수 있다. 좌굴 전에서는 강성이 크나 좌굴 후에는 강성이 매우 작아짐을 볼 수 있다.

Fig. 7에서 보이는 두 개의 그래프중 위의 것

Fig. 7. Bending Moment vs. Angle Diagram for SEH

Fig. 8. Equivalent Bending Moment vs. Angle Diagram for SEH

은 SEH에 힘을 가한 경우이고 아래 것은 전개가 될 때 즉 가한 힘을 제거했을 때의 결과 그래프이다. 태양전지판의 전개에 있어 지금까지의 연구를 보면 대부분 힘을 가한 경우만 가지고 해석을 하였으나 힘이 제거 될 때의 경우가 전개 시에 얼마나 중요한 것인지를 인식할 수 있다. 즉 그래프 중 아래 것은 태양전지판의 초기 조건에서부터 전개가 일어날 때의 경우이고 그래프중 위의 것은 관성력에 의해 SEH가 다시 접혀질 경우에 해당된다.

Fig. 7을 이론적으로 해석하기는 현재로서는 불가능해 보인다. SEH의 동적 특성은 전개 운동을 예측하는데 있어 필수적인 요소이기 때문에 어떤 형태로든 이런 강성 특성이 반영되어야 한다. 본 연구에서는 이런 선도를 그대로 처리하는 것은 무리라고 판단되어 Fig. 8과 같이 굽힘모멘트 대비 회전 각도 선도로 간략화하여 수치계산에 사용하였다.

Fig. 8은 한겹 SEH에 대한 것이어서 실제로 사용된 두겹 SEH에 대해서는 두 배를 곱해 다음과 같은 간략식을 사용하였다.

$$k_{eq} = \begin{cases} 16 \text{ Nm/rad} & \text{for } |\theta| < 0.15 \text{ rad} \\ 2.4/|\theta| & \text{for } 0.15 \leq |\theta| < 0.2 \text{ rad} \\ 0.3/|\theta| & \text{for } 0.2 \leq |\theta| \text{ rad} \end{cases} \quad (1)$$

2.3 지상 전개운동

계측된 실험 장치의 제원으로부터 Table 1. 같은 값이 추출되었다. 수치계산에 있어 허브와 각각의 SEH에 대해서는 감쇠값이 6, 5, 3, 2 Ns/m로 가정되었다. 물론 감쇠값에 따라 전개 운동의 특성이 약간씩 변하는데 이들 값은 태양전지판의 SEH 개수를 고려하여 가정하였다. 더 정확한 감쇠값을 산정하기 위해서는 각각의 태양전지판과 SEH에 대해 실험을 수행해야하는데 현실적으로 불가능해 수치계산을 통해 타당한 값을 역으로 추출해 사용하였다. SEH의 강성식도 간략화한 식을 사용하였기 때문에 이런 점들이 이론 계산의 한계로 작용한다.

Table 1. 전개장치의 물성치

	질량(kg)	질량관성모멘트(kgm ²)
인공위성	788.0	213.7
실험장치허브	680.0	10.0
첫 번째 태양전지판	7.2576	0.60
두 번째 태양전지판	4.9896	0.22

Fig. 9는 태양전지판 사이의 SEH가 좌굴되어 전개 전 상태로 있는 것을 보여주고 있다. 그림에서 알 수 있듯이 SEH는 거의 180도로 꺾여 있는 상태로 있게되며 반대 부분에 Stopper가 펼쳐 있어 Overshoot를 방지하게 된다.

Fig. 9. Buckled SEH for Ground Experiments

Fig. 10. SEHs at Yoke

Fig. 11. SEHs at Yoke

Fig. 12. Top View on Solar Array Deployment

Fig. 10은 Yoke부분에 연결되어 있는 6개의 SEH를 보여주고 있다. Yoke부분은 가장 많은 하중이 걸리기 때문에 전개가 동시에 이루어지기 위해서는 더 많은 SEH를 필요로 한다. Yoke 부분의 SEH는 Fig. 11에서 보여지는 바와 같이 180도로 꺾여 있지 않다. 그 이유는 Yoke부분이 인공위성 본체를 감싸안은 구조로 되어 있어 Yoke 부위의 SEH가 이런 구조적인 특성을 고려하고 있기 때문이다. Fig. 12는 태양전지판 전개를 천장에 부착되어 있는 카메라를 통해서 관찰한 모습이다. 태양전지판 윗 부분에는 발광 다이오드가 부착되어 있고 이를 카메라에서 계측하여 이미지 프로세싱을 통해 허브, 요크, 태양전지판의 운동을 추출하였다. 몇 번의 반복 실험을 통해 얻어진 실험 데이터를 전 논문의 이론 수치 계산 결과와 비교하였다.

Fig. 13. Time History of Angular Displacement of Hub

Fig. 14. Time History of Angular Displacements of SEH's

Fig. 13은 허브의 회전각운동에 대한 이론 계산 결과와 실험 결과를 보여주고 있다. 이 그림으로부터 허브가 전개 초기에 회전운동을 시작하지 못하다가 뒤늦게 회전이 시작됨을 알 수 있다. 이로부터 실험 장치의 허브 운동을 저해하는 마찰력이 존재함을 추론할 수 있다. 허브의 회전운동은 베어링의 정적 마찰력에 의해 어느 정도 저지되다가 태양전지판의 전개에 의해 움직이게 됨을 알 수 있다. 이 마찰력은 감쇠로도 작용하여 회전운동을 감쇠시키는 역할을 한다. 이런 점을 고려하여 이론 계산에서 감쇠를 가정하였다. 허브의 회전운동은 이론 수치 계산결과와 동일하게 지속적이지 못하다. 회전각이 커지면서 지지 스트링에 의해 정적 평형점으로 복원하고 이에 대한 단진자 운동으로 바뀌게 됨을 이론 결과와 실험 결과 모두 동일하게 보여주고 있다.

Fig. 14는 각각의 SEH가 가지는 상대 각도를 시간대별로 살펴본 그림이다. 이 그림으로부터 허브

로부터 제일 멀리 떨어져 있는 SEH (β_3)가 펼쳐지며 그 다음에는 중간 SEH (β_2) 그리고 최종적으로 요크의 SEH (β_1)가 펼쳐짐을 확인할 수 있다. 이론 결과가 실험 결과와 매우 유사함을 알 수 있다. 따라서 전 논문에서 제시한 이론 모델링 방법이 타당함을 알 수 있다. 또한 이론 모델을 이용한 수치계산에서 지상전개와 무중력 전개의 경우 태양전지판 전개는 거의 유사한 형태를 보이는 것을 확인하였기 때문에 항공우주연구원에서 수행한 지상 전개 실험 결과는 타당하다고 말할 수 있다.

III. 결 론

항공우주연구원의 지상 전개 시험 장치의 타당성을 입증하기 위해 전 논문에서 무중력 상태와 지상 전개 이론 모델을 유도하였다. 이론 모델을 바탕으로한 수치계산 결과의 검증을 위해 먼저 본 연구에서는 이론적으로 해결이 어려운 Stopper 가 부착된 SEH의 전개 운동 특성을 좌굴 실험을 통해 조사하고 이론적인 해석을 위한 간략화된 굽힘모멘트 선도를 추출하였다. 이 결과는 이론 모델의 등가 비틀림 스프링 모델로 사용되었다. 항공우주연구원의 지상 전개 실험 시스템의 제원을 통해서 전개장치의 물성치를 구하였으며, 실험을 통한 비디오 분석작업을 통해 실험 데이터를 획득하였다.

지상 전개 실험 결과는 이론 수치계산의 예측과 동일하게 허브의 회전운동이 회전하다가 지지스트링에 의해 정적 평형점에 대한 단진자 운동으로 바뀌고 있음을 보여주고 있다. 그러나 항공우주연구원의 허브 베어링이 마찰력을 가지고 있어 허브의 운동이 어느 정도 저지되다가 시작된다. 차후에 마찰력을 최소화할 수 있는 방안이 강구되어야 한다. 태양전지판의 전개는 이론 예측결과와 동일하게 허브에서 제일 멀리 떨어져 있는 태양전지판부터 전개가 시작됨을 확인하였다. 이론적인 결과와 비교하여 볼 때 매우 유사한 운동을 나타냄을 확인하였으며 따라서 이론 모델의 타당성을 입증할 수 있었다.

이론 수치 계산을 통해 무중력 상태와 지상의 태양 전지판 전개 운동이 유사함을 알 수 있었다. 따라서 항공우주연구원의 실험설비를 통해 얻어지는 태양 전지판의 전개운동 결과는 무중력 상태의 태양전지판 전개 운동 결과를 비교적 정확하게 예측할 수 있음을 추론할 수 있다.

본 연구를 통해 이론 전개 모델이 지상 전개 실험 결과를 비교적 정확하게 예측할 수 있음을

입증하였다. 차후 무중력 상태의 조건을 좀 더 정확하게 구현할 수 있는 방법을 강구해야 한다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 2001년도 "다목적 실용위성 2호 종합조립 및 시험기술 개발(II)"의 지원에 의하여 이루어졌다. 관계자 여러분께 감사드린다. 특히 이 과제를 물심 양면으로 지원해준 고 이상설 박사의 명복을 빕니다.

참고문헌

- 1) M. K. Kwak, D. Sciuilli, W. T. Schlagel, R. M. Martin, and Alok Das, "Deployment Dynamic Analysis and Experiments on ACTEX-II Array Structure", Proceedings of the 35th SDM Conference, Hilton Head, SC, April 18-20, 1994.
- 2) M. K. Kwak, W.-K. Ra and K.-J. Yoon, "Viscoelastic Strain-Energy Hinge for Solar Array Deployment", SPIE's 6th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials, Newport Beach, California USA, March 1-5 1999.
- 3) 곽문규, 라완규, 윤광준, "변형에너지힌지를 갖는 인공위성 태양판의 전개 운동 해석", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 1998년 11월, pp. 269-272.
- 4) 라완규, 곽문규, "변형에너지 힌지를 갖는 인공위성 태양판 전개모델 연구", 한국소음진동공학회 추계학술대회 논문집, 대전, 1998년 11월, pp. 280-284.
- 5) 곽문규, 라완규, 윤광준, "점탄성 변형에너지힌지를 이용한 인공위성 태양판 전개 장치의 개발", 한국소음진동공학회 추계학술대회 논문집, 대전, 1998년 11월, pp. 285-289.
- 6) 곽문규, 허석, "다목적 실용위성 2호 태양전지판 전개장치의 동적 모델링", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 2001년 11월, pp. 117-120.
- 7) 곽문규, 허석, 이상설, 김홍배, 최석원, 문상무, 우성현, "다목적 실용위성 2호 태양전지판 지상 전개 실험", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 2001년 11월, pp. 121-124
- 8) 곽문규, 진동학의 기초 (Elements of Vibration Analysis, Leonard Meirovitch), 반도출판사, 1996. 10. 31
- 9) 곽문규, 허석, "다목적 2호기 태양전지판의 전개 시스템 개발 : Part I. 동적모델링", 한국항공우주학회지, 제31권 9호, 2003.