

태양전지판 전개장치의 실험적 연구

° 채장수, 황도순, 김진철
한국항공우주연구소

Experimental Investigations for Satellite Solar Array Deployment Mechanism

° Jangsoo Chae, Do-Soon Hwang, and Zeen-Chul Kim
Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Solar arrays of the satellite are usually stowed within the dimensions of the launch vehicle fairing and deployed in the orbit. With kinematic constraints between bodies, these deployment mechanism have dynamic characteristics similar to those encountered in multi-joint robot arms. This paper described the simulated zero-gravity ground testing of the solar panel consisting of 2 booms and 3 panels. We implemented the solar arrays deployment(SAD) tests use of the air bearing system with respect to the hinge components such as spring, damper. As results of the experiments, hinge design was optimized for nominal solar array deployment, which confirms the validity of the simulation and design optimization.

1. 서론

인공위성의 태양전지판은 여러개의 패널과 붐으로 구성되어 있으며 고출력을 위하여 일반적으로 커다란 크기의 태양전지판이 요구된다. 접혀진 상태로 발사된 태양전지판은 궤도에 진입한 후 지상명령에 의해 완전히 펼쳐져서 고정된다. 궤도상에서 태양전지판이 완전히 전개되기 위해서는 고도의 정밀성과 신뢰성을 가진 전개장치가 필요하게 된다. 따라서 전개장치의 제작을 위한 기본설계 단계에서는 태양전지판의 동

력학적인 모델링과 해석이 필요하다. 태양전지판은 힌지로 연결된 3개의 패널과 2개의 붐으로 구성되어 있으며, Braba[1], Plescial[2] 등에 의하면 각각의 패널과 붐은 강체로 해석하고 각 강체는 힌지인 회전조인트에 의하여 서로 연결되어 있으며 회전 조인트에는 스프링 및 댐퍼가 장착되어 있는 것으로 모델링하였다. 일반적으로 우주 구조물들은 가벼운 소재로 만들기 때문에 유연성을 가지고 있으므로, 유연한 보, 판등의 구조 요소들과 강체로 모델링한다. 따라서 태양전지판이나 안테나등의 구조물을 가지는 위성체(BUS)와 우주정거장 구조물등의 유연 구조물들은 유연한 보와 강체로 간단히 모델링한다. 그러나 이러한 유연 구조물들은 유연성으로 인하여 낮은 고유진동수와 감쇄계수를 가지게 되어 동적하중과 외부 교란력에 대해 매우 민감한 특성을 갖게된다.[3]

본 연구에 사용한 태양전지판 전개장치의 경우 강체로 모델링하였다. 태양전지판 전개장치의 힌지에 작용되는 여러가지 힘등이 몇개의 독립된 변수로만 이용하여 운동방정식을 유도하는 것은 어려움이 따르며, 라그랑지승수를 이용한 운동방정식을 유도하였다.[4] 이 경우 미분방정식과 대수방정식(구속조건)을 동시에 풀어야 하며, 일반적인 미분방정식의 시간적분법을 적용할 수는 없다. 참고문헌[5, 9]에서는 대수 미분방정식을 순수한 상미분 방정식으로 변환하고 계산가속도법을 이용하여 태양전지판 전개장치에 대해 동력학적 해석을 하였다.

4.1 실험장치

전지판은 우주무중력 상태에서 전개되므로 이와 비슷한 환경 조건을 갖는 시스템을 갖추어서 실험을 수행하여야 한다. 무중력과 같은 유사한 조건을 갖기 위해서는 실험 대상물에 대해 실험 중 질량, 강성 그리고 감쇄계수에 대한 변화가 없어야 한다.

이를 위해서 자유도(DOF)가 5인 에어베어링 시스템을 제작하여 실험을 수행하였다. 이 시스템은 [그림 2]와 같이 태양전지판이 테이블 위에서 마찰없이 부드럽게 전개되기 위해 전지판 밑 부분에 공기 토출구를 설치하여 공기를 분사 시킴으로써 테이블과의 마찰력을 최소화하고, 테이블 위에서 자유롭게 운동할 수 있도록 수평도 (2/1000 inch)를 맞추었다. 실험에 사용된 공기압력은 베어링의 위치별로 조금씩 다르나 평균 약 1.5MPa 이다. 시험테이블은 두꺼운 유리로 베어링과 공진 주파수를 피하도록 하였다.

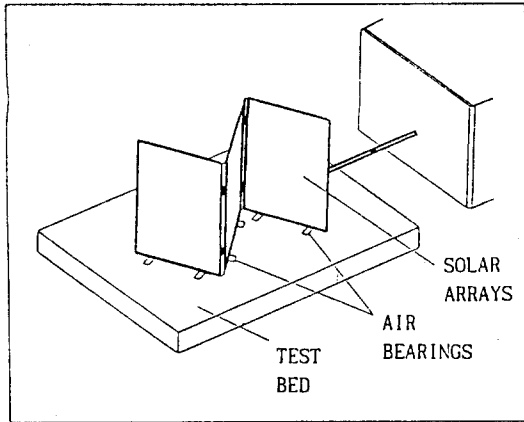


그림 2. 태양전지판 모델과 에어베어링 시스템

4.2 전개시험

회전조인트인 힌지는 스프링과 댐퍼가 부착되어 전지판을 전개시키는데 주된 요소가 된다. 회전 조인트의 이러한 기능은 전체 시스템에 중요한 영향을 미치고 있다. 패널 사이는 2개의 힌지로 연결되는데, 스프링이 위, 아래에 설치되고, 댐퍼는 두 곳 중 한 곳에 설치하였다. 또한 위치 및 운동의 균형을 맞추기 위해서 패널의 2번째 힌지에서는 댐퍼의 위치를 바꾸어서 설치하였다.

5. 성능해석과 고찰

에어베어링 시스템을 이용하여 우주 무중력 상태에서 펼쳐지는 것과 유사한 운동을 할 수 있는 조건을 주기 위해서는 세심한 보정이 필요하였다.

완전한 보정이 되지 않으면 전지판의 전개운동이 불안정하여 시험하는데 많은 어려움이 있게 된다. 이러한 보정이 이루어진 다음에, 태양전지판 전개성능에 영향을 미치는 요인들을 살펴 보면 전지판을 전개시키는 원동력인 박판스프링, 전개각도와 충격완화용 댐퍼, 그리고 전개시의 초기조건 등이다. [그림 3]은 전개장치가 위성몸체에 고정되었다가 풀림 직후 시험 테이블 위에서 전개되는 모습이다.

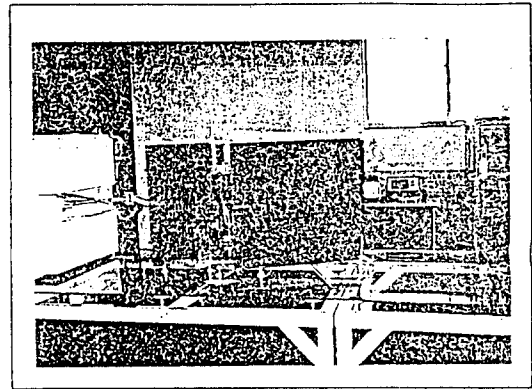


그림 3. 풀림직후 전개되는 태양전지판 전개장치

1) 스프링

태양전지판 전개장치에 사용되는 스프링은 일반적으로 박판스프링이나 비틀림스프링이다. 본 실험에서는 전개시키는 힘의 신뢰도를 높이기 위해서 다엽개념으로 박판스프링을 열처리하여 사용하였다. 전개운동의 안정화를 위해 각 힌지 부위에 스프링의 갯수와 댐퍼의 점성계수를 조절하여 전개성능의 향상을 도모하였다. 이때의 갯수조절은 전개되는 태양전지판의 전개순서와 밀접한 관계가 있다. 비록 댐퍼를 이용하여 전개속도의 조절이 가능하나 연속적이고 완전한 전개를 위해서는 각 힌지에서 스프링 상수가 먼저 결정된 다음 댐퍼로 미세조절하여야 한다. 본 실험에서는 베어링에 의한 마찰력을 무시하였다. 힌지부위에서 스프링에 의한 토오크를 전개각도 별로 측정하여 [그림 4]에 나타냈다.

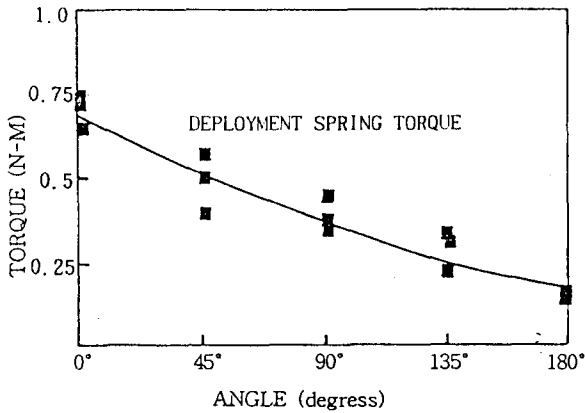


그림 4. 전개각도에 따른 전개 토오크

전지판이 완전히 전개되기 위해서 전개각도 180°가 되어도 잔류 토오크가 남아 있도록 하였다. 또한 각 패널의 전개각도를 측정하기 위해 힌지 부위에 각도기를 부착하여 시간에 따라 기록하면 [그림 5]와 같다.

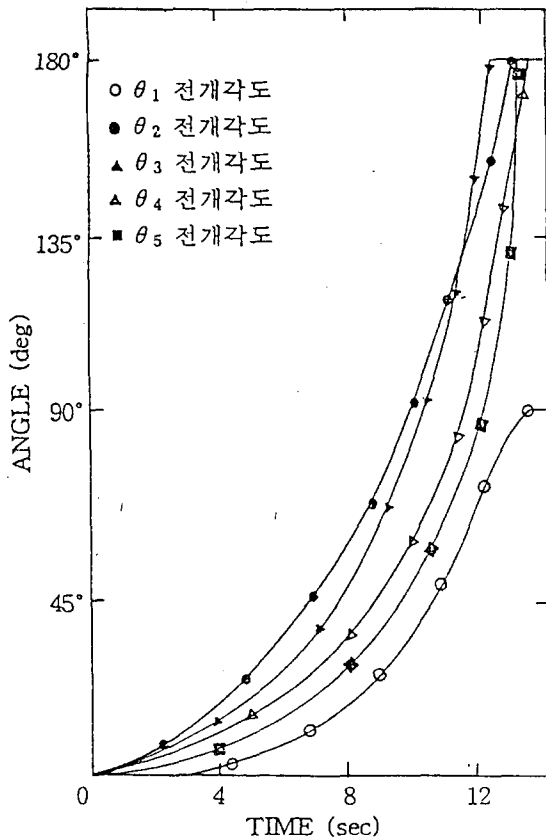


그림 5. 태양전지판의 시간에 따른 전개각도

2) 댐퍼

댐퍼는 힌지의 구성요소로서 태양전지판이 전개 될 때 전개각도와 속도를 조절하며, 그리고 완전히 펼쳐질 때 스프링의 탄성복원력(토오크)에 의해 야기되는 충격을 완화시키기 위해서 사용된다. 우주구조물 전개장치에 사용되는 댐퍼로는 점성계수를 조절하는 유체댐퍼 그리고 와동전류의 변화를 이용하는 와동댐퍼가 사용되는데, 실험에서는 전자를 수정하여 사용하였다.

3) 초기조건

전지판이 위성몸체 양쪽벽에 고정되어 신호에 의해 동시에 펼쳐져야 한다. 사용된 모델에서는 전개 성능을 확인하기 위해서 2개의 케이블을 이용하여 전지판을 위성몸체에 고정하였다. 각 케이블의 위치는 힌지를 중심으로 같은 거리에 위치하도록 하였으며 여러가지 초기조건을 갖기 위해서 케이블에 걸리는 장력조절이 가능하도록 하였다. 각 힌지에서 스프링에 의한 전개토오크가 크고, 전개각도 및 속도 조절용 댐퍼가 작용한 경우에는 초기 조건에 대해 민감하지 않았으나 댐퍼의 기능이 약해지거나, 전개 토오크가 적은 경우에는 초기 조건에 대해 매우 민감하였다. 연속적이고 안정된 전개성능을 갖기 위해서는 세심한 케이블 장력의 조절이 필요하였다.

4) 진동시험

태양전지판이 위성궤도에 진입하여, 완전히 펼쳐져 고정된 후의 고유진동수와 모우드 형상을 파악하는 것은 위성체의 구조설계 및 자세제어에 있어서 매우 중요하다. 일반적으로 구조체의 질량은 전체질량의 5-20% 내에서 설계되어야 하므로 질량을 최소화하기 위해서는 진동시험이 반드시 수행되어야 한다. 본 실험에 사용된 모델과 비슷한 재원을 갖는 위성체의 태양전지판에 대한 고유진동수를 비교하면 [표 1]과 같다.

모델명	KARI	ETS-VI	GE
고유진동수 (Hz)	0.141	0.094	0.139

표 1 태양전지판 고유진동수

2. 모델과 구성요소

태양전지판 전개장치는 위성의 형상 및 기능에 따라서 여러가지의 종류가 있는데 본 모델에서는 집혔었다가 다시 펼쳐지는 전개장치를 제작하여 실험하였다. 이 경우태양전지판의 전개방식은 다관절[그림 1]의 로보트팔과 같은 동력학적 특성을 지니고 있다. 이러한 형태의 전개장치는 위성몸체의 양쪽벽에 고정되어 동시에 펼쳐져 같은 운동을 하게끔 설계되었다. 구성요소는 [그림 1]에서와 같이 튜브-보 형태의 2개의 붐과 3개의 패널로 되어있다. 그리고 각 요소사이에는 회전조인트인 힌지로 결합되어 있다. 붐과 붐사이에는 구동 스프링과 댐퍼가 연결되어 있고, 그리고 패널과 패널사이에는 2개의 힌지가 연결되어 있다. 각 힌지에는 구동스프링과 댐퍼가 독립적으로 또는 서로 결합되어 구조물이 전개되는데 필요한 구동력을 제공한다.

이러한 구동힘에 의한 충격완화와 전지판이 전개되는 각도 및 속도 조절을 하기 위한 유압 댐퍼가 부착되어 연속적이며 안정하게 전개되도록 하였다. 그리고 이러한 전개장치 구조물에 교란 토오르크를 없애기 위해 태양전지판이 전개되는 기간 약 13-25초 동안 자세제어용 시스템이 작동되지 않도록 하여야 한다.[2]

본 실험에서는 위성몸체가 회전하지 않는 정지상태에서 태양전지판이 전개되도록 하였다. 그리고 태양전지판이 우주공간에서와 같은 전개조건을 가지기 위해 에어베어링 시스템을 제작 사용하였다.

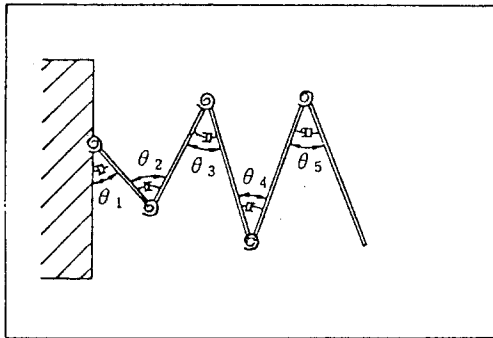


그림 1. 스프링과 댐퍼가 장착된 전개장치 모델

3. 이론적 배경

태양전지판 모델을 [그림 1]과 같이 패널과 붐을 강체로 모델링하고 회전조인트에 의하여 서로 연결된 연속체에 기구학적인 구속조건이 부과된 경우 그 운동방정식은 다음과 같은 라그랑지승수가 포함된 식으로 쓸 수 있다.

$$M \ddot{q} + \Phi_q^T \lambda = f \quad (3.1)$$

여기서 M 은 질량 행렬, Φ_q^T 은 구속조건식의 전치 Jacobian 행렬, q 는 일반화된 좌표계, λ 는 라그랑지승수, 그리고 f 는 작용된 힘을 나타낸다.

기구학적인 구속조건 Φ 는 holonomic이므로

$$\Phi(q, t) = 0 \quad (3.2)$$

으로 나타낸다.

Jacobian 행렬이 유일해를 가지지 않기 때문에 미분가능하여 식(3.3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$\Phi_q \dot{q} = -\Phi_t \equiv v$$

$$\Phi_q \ddot{q} = -(\Phi_{qq} \dot{q})_q \dot{q} - 2\Phi_{qt} \dot{q} - \Phi_{tt} \equiv \gamma \quad (3.3)$$

위식 (3.1)과 (3.3)에서 라그랑지승수가 미분형태가 되지 않기에 미분방정식과 대수방정식의 복합된 운동방정식으로 되고, 행렬 형식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} M & \Phi^T \\ \Phi_q & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q} \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f \\ \gamma \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

위와 같이 복합된 운동방정식을 풀기 위해서는 라그랑지승수를 운동방정식에서 소거 하거나, 독립좌표를 구하기 위하여 Kamman과 Huston의 Zero eigenvalue[6], Kim과 Vanderploeg의 QR decomposition[7] 그리고 Wehage와 Haug의 LU decomposition[8] 등의 방법이 제안되었다. 참고 문헌[9]에서는 라그랑지승수값이 정확히 진다고 생각하고, 대수 미분방정식을 상미분방정식으로 변환하여 시간 적분법을 이용한 계산가속기법으로 다물체를 해석하였다.

4. 전개장치와 전개시험

태양전지판 전개시험은 각 힌지 부위에 위치한 구동스프링 상수와 댐퍼 내부 작동유체의 점성계수, 그리고 댐퍼 내부 압력을 조절하여 힌지에서 시간에 따른 전지판의 전개 각도 변화를 에어베어링 시스템을 이용하여 측정하였다.

6. 결론

태양전지판 전개장치의 성능시험을 우주환경 조건과 유사한 조건을 만족하도록 고안된 에어 베어링 시스템에서 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다. 첫째, 전개장치의 성능향상을 위해서 힌지 구성 요소인 구동스프링과 전지판의 전개각도 및 충격완화용 댐퍼의 영향이 타 요소에 비해 지배적이었다. 둘째, 댐퍼의 성능이 재기능을 가지지 못할 때 초기조건에 따라 다양한 운동 모드가 발생되어 안정된 전개성능을 갖지 못하였다. 셋째, 우주환경조건을 지상실험에서 실현하는 과정에서 많은 어려움이 발생되었다.

7. 참고문헌

- [1] B. Wie, N. Frumoto, and P. M. Barba, "Modeling and simulation of spacecraft Solar Array Deployment", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol.9, PP. 593-598, 1986
- [2] P.L. Vorlicek, J.V. Gore, and C.T. Plescia, "Design and Analysis considerations for Deployment Mechanisms in a Space Environment", Proceedings of the 16th Aerospace Mechanism Symposium, Kenedy space center, FL., (NASA CP-2221), 1982
- [3] S.S. Rao, T.S. Pan, and V.B. Venkyyna, "Modeling, control and Design of flexible structures, A survey", Appl. Mech. Rev., Vol. 43, No. 5 may, 1990
- [4] 이 기수, 김 진철, "인공위성 태양전지판 전개장치의 동력학적 해석", 한국항공우주학회 논문초록집, p. 49, 1992
- [5] L. Petzold, "Differential Equations Are not ODES", SIAM J. Sci. Stat. Comput., Vol 3, PP. 367-384, 1982
- [6] J.W. Kamman and R.L. Huston, "Dynamics of constrained Multibody Systems", ASME J. Appl. Mech., Vol. 51, pp. 899-903, 1984
- [7] S.S. Kim and M.J. Vanderploeg, "QR decomposition for State Space Representation of constrained Mechanical Dynamic Systems", ASME J. Mech. Trans. Auto. Des., Vol. 108, pp. 183-188, 1986
- [8] R.A. Wehage and E.J. Haug, "Generalized coordinate partitioning for Dimension Reduction in Analysis of constrained Dynamic Systems", ASME J. Mech. Des., Vol. 104, pp. 247-255, 1982
- [9] 이기수, 임철호, "반복 계산법 및 계산 가속 기법에 의한 다물체 동력학 해법", 대한기계학회 논문집, 제 16권, pp. 899-909, 1992
- [10] E.J. Haug, *Computer Aided Kinematics and Dynamics of Mechanical Systems*, Allyn and Bacon, 1989