

인공위성 태양전지판 전개 시스템 동적 모델링

허 석* · 곽문규*
김홍배** · 문상무** · 우성현** · 이상철**

Dynamic Modeling of Satellite with Deployable Solar Arrays

Seok Heo, Moon K. Kwak
Hong B. Kim, Sang M. Moon, Sung H. Woo and Sang S. Lee

Abstract

This reaserch is concern with dynamic modeling of satellite with deployable solar arrays equipped with strain energy hinges(SEH). It is found from experiments that the SEH has the nonlinear dynamic characteristics and complex buckling behavior, which is difficult to explain theoretically. In this paper, we use an equivalent one dimensional nonlinear torsional spring for the SEH. Lagrangian equations of motion are used for the derivations.

1. 서 론

인공위성에 있어 태양 전지판이 우주 공간상에서 전개되지 못한다면 인공위성 자체가 폐기되는 결과를 초래한다. 태양전지판을 전개하는데 사용되고 있는 장치중 하나가 Strain Energy Hinge(SEH)인데 전개장치의 작동성을 시험하기 위해 지상전개 시험 장치를 구축하고 무중력 상태의 전개 운동을 예측하려고 시도하고 있다. 다목적 위성에 사용되는 SEH는 전개 각도에 따라 비선형 강성의 특성을 지니고 있고 특히 좌굴이 발생하는 영역에서의 강성 변화가 매우 심함을 알 수 있다. 좌굴 후에서 좌굴 전으로 넘어오는 구간에서 심각한 강

성의 변화가 발생하기 때문에 SEH에 의한 태양판의 전개는 자칫 예측 불가능한 운동을 유발할 수 있다. 변형 에너지 원지(SEH)를 갖는 인공위성의 태양판의 전개는 SEH에 저장된 탄성에너지에 의해 이루어진다. SEH는 구조가 간단하며 특별한 해제 장치를 필요로 하지 않기 때문에 국내 인공위성에 장착이 시도되고 있다. 구조적인 단순성에도 불구하고 SEH를 갖는 태양판의 전개에 대한 연구는 광(1-7)의 연구가 전부이다. 그러나 무중력 상태의 우주공간과 항공우주연구원의 실험실 환경이 다르기 때문에 그 실험 결과에 대한 타당성에 의문이 제기 된다. 따라서 실험 결과의 타당성을 높이기 위해서는 무엇보다도 우주 공간상의 무중력 상태를 조성할 수 있어야 태양전지판 지상 전개 실험 결과가 무중력 상태의 전개 운동으로 인정받을 수 있다. 그러나 완벽한 무중력 상태를 지상에

* 동국대학교 기계공학과 대학원
* 동국대학교 기계공학과 교수
** 한국항공우주연구원 우주시험그룹

시 구속하기에는 어려우며 따라서 중력을 어느 정도 상쇄할 수 있도록 태양전지판을 지지하는 지지스트링을 사용하고 있다.

항공우주연구원에서 수행한 실험 결과를 관찰한 결과 태양전지판 전개 운동은 이론 결과와 흡사하나 허브의 운동이 예상된 운동과 다르게 나타남이 발견되었다. 이런 차이는 태양전지판을 지지하고 있는 지지스트링이 운동을 유도하거나 구속하면서 발생하는 것으로 판단되어 지지스트링의 영향을 반영할 수 있는 이론 모델을 유도하였다. 줄에 의한 영향은 중력에 의한 영향으로 볼 수 있는데 이로 인해 태양전지판이 단절자 운동을 경험하게 된다. 본 연구에서는 이 영향을 어떻게 고려할 것인지에 대해 토의하고 수치계산 결과를 제시한다. 수치계산 결과는 줄이 태양전지판의 전개 운동에 지대한 영향을 주고 있음을 보여준다.

2. 태양전지판의 운동방정식

태양전지판의 지상전개시험 장치와 연계를 위해 인공위성 모체와 이에 연결된 태양판으로 이루어진 모델을 선택하여 운동방정식을 유도하였다. 각 물체는 강체로 가정하였으며 각 강체는 SEH로 연결된 시스템으로 가정하였다. 강체로 가정한 각각의 태양전지판의 질량 중심에 줄이 연결되어 있으며 이로 인해 각각의 태양전지판이 회전하면서 위치 에너지 차이가 발생할 수 있다고 가정하였다. 이와 같은 시스템에 대하여 운동방정식을 효율적으로 유도할 수 있는 방법을 제안하였으며 수치해석을 통해 그 타당성을 입증하였다. SEH에 대해서는 같이 제한한 1차원 동가 비틀림 스프링을 사용하였다.(2)

강체로 가정한 각각의 태양판에 대한 운동에너지를 구한 다음 이를 Lagrange 방정식을 이용하여 전개방정식을 유도하였는데 각 태양판의 x,y축 변위와 각면위가 기구학적인 상관관계에 의해 연결되었다. 유도된 전개 방정식은 비선형으로 수치모사를 위해서 상용 프로그램인 Matlab이 사용되었다.

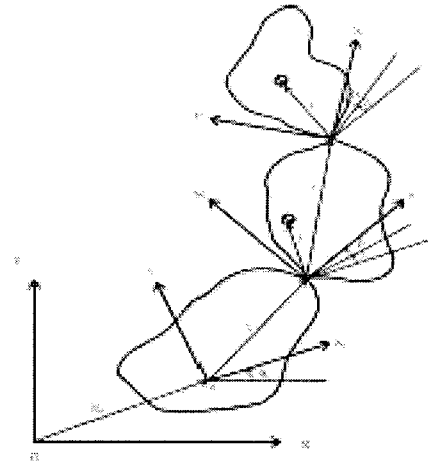


Fig. 1 Deployment Dynamic Model

Fig. 1은 여러개의 태양판과 위성본체(실험 장치의 허브로 볼 수도 있음)가 SEH로 연결되어 있는 모습을 보여주고 있다.

Lagrange's 방정식을 사용하기 위하여 먼저 운동 에너지와 탄성에너지를 유도하여 보자. 두 개의 제곱에 대한 운동에너지, T 와 스프링에 의한 탄성 에너지, V_s 는 각각 다음과 같다.

$$T = \frac{1}{2} m_0 \dot{R}_0 \cdot \dot{R}_0 + \frac{1}{2} J_0 \dot{\theta}_0^2 + \frac{1}{2} m_1 \dot{R}_1 \cdot \dot{R}_1 + \frac{1}{2} J_1 \dot{\theta}_1^2 + \dots + \frac{1}{2} m_n \dot{R}_n \cdot \dot{R}_n + \frac{1}{2} J_n \dot{\theta}_n^2 \quad (1)$$

$$V_s = \frac{1}{2} k_1 \beta_1^2 + \frac{1}{2} k_2 \beta_2^2 + \dots + \frac{1}{2} k_n \beta_n^2 \quad (2)$$

여기서, m_i, J_i ($i=0,1,\dots,n$)는 i 번째 태양전지판의 질량 및 질량관성모멘트를 나타내며 n 은 태양전지판의 개수를 나타낸다. R_i ($i=0,1,\dots,n$)는 관성축에 대한 각 물체의 질량중심의 전이 벡터를 나타낸다. 항공우주연구원에서 수행한 전개 실험 장치에서는 허브의 중심이 고정되어 있기 때문에 이 값들은 항상 0이 되게 된다. θ_i ($i=0,1,\dots,n$)는 절대 각도를 나타낸다. 또한 β_i 는 태양전지판과 인공위성 또는 태양전지판간의 상대각도를 나타낸다.

항공우주연구원에 설치한 태양전지판 전개장치는 허브가 회전만을 할 수 있으며, 각각의 태양전지판

은 천장의 이동 레일에 연결된 줄에 의해 지지되어 있다. 각각의 태양전지판을 연결한 SEH가 그 중량을 지지할 정도로 강하지 못하기 때문에 중량을 지지할 줄이 필요하다. 줄에 의한 영향을 최소화하기 위해 줄의 상단이 레일을 따라 움직일 수 있는 볼러부에 연결이 되어 있지만 연결부가 2차원 운동을 자유롭게 할 수는 없다. 이와 같은 제한이 1차년도에 행한 실험 결과가 이론 결과와 일치하지 않는 사실로 나타났다. 따라서 본 연구에서는 줄의 영향을 고려하는 방법을 논하고자 한다.

먼저, 줄의 상단이 레일을 따라 움직이기 때문에 R_x 축 방향의 운동은 제한이 없고, 다만 R_y 축 방향으로 운동이 일어난다고 가정하자. 그리고 R_y 방향의 운동이 작아 선형화할 수 있다고 가정하자. 그러면 태양전지판의 총 위치에너지는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$V_x = \sum \frac{m_i g R_{yi}^2}{2L} \quad (3)$$

식 (1), (2), (3)에서 다른 운동에너지와 탄성에너지, 위치에너지를 행렬 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$T = \frac{1}{2} \dot{z}^T \overline{M} \dot{z}, \quad V_x = \frac{1}{2} x^T K x, \quad (4)$$

$$V_g = \frac{1}{2} z^T K_g z$$

여기서,

$$z = [R_{x0} \ R_{y0} \ \theta_0 \ R_{x1} \ R_{y1} \ \theta_1 \ \dots \ R_{xn} \ R_{yn} \ \theta_n]^T$$

$$x = [R_{x0} \ R_{y0} \ \theta_0 \ \beta_1 \ \dots \ \beta_n]^T$$

$$\overline{M} = \text{diag}[m_0 \ m_0 \ J_0 \ m_1 \ m_1 \ J_1 \ \dots \ m_n \ m_n \ J_n]$$

$$K = \text{diag}[0 \ 0 \ 0 \ k_1 \ k_2 \ \dots \ k_n]$$

$$K_g = \frac{g}{L} \text{diag}[0 \ m_0 \ 0 \ 0 \ m_1 \ 0 \ \dots \ 0 \ m_n \ 0]$$

위의 식을 살펴보면 x 는 $(3+n)$ 개의 변수로 이루어지는 반면에 z 는 $(3n+1)$ 개의 변수로 이루어져 있음을 알 수 있다.

위에서 언급한 운동에너지와 탄성에너지 그리고 위치에너지는 각각 다른 종속 변수들에 의해 표현되고 있다. 따라서 모든 에너지를 실제 자유도를 가지는 변수로 표현할 필요가 없다.

따라서 운동에너지와 위치에너지는 다음과 같은

형태로 표현할 수 있다.

$$T = \frac{1}{2} \dot{x}^T S^T T^T \overline{M} T S \dot{x} = \frac{1}{2} \dot{x}^T M \dot{x} \quad (5)$$

$$V_g = \frac{1}{2} (\rho^T + x^T S^T Q^T) K_g (Q S x + \rho) \quad (6)$$

운동방정식을 유도하기 위해 라그랑지 방정식을 사용한다. 라그랑지 방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = Q \quad (7)$$

여기서 라그랑지안(Lagrangian),

$L = T - (V_x + V_g)$ 이다. 감쇠항을 미보존력으로 처리하고 식(4), (5)와 (6)을 이용하면 태양전지판의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$M \ddot{x} + (C + M) \dot{x} + K x - \frac{1}{2} x^T \frac{\partial M}{\partial x} \dot{x} + \frac{\partial V_g}{\partial x} = 0 \quad (8)$$

3. 수치계산에 의한 지상 전개 운동

계측된 실험 장치의 계원으로부터 Table 1. 같은 값이 추출되어 사용되었다.

Table 1. 전개장치의 물성치

	질량(kg)	절량관성모멘트 (kg m ²)
인공위성	788.0	213.7
실험장치의 허브	680.0	10.0
첫 번째 태양 전지판	7.2576	0.60
두 번째와 세 번째 태양전지판	4.9896	0.22

허브와 각각의 SEH에 대해서는 감쇠값이 6, 5, 3, 2 Ns/m로 가정되었다. 물론 감쇠값에 따라 전개 운동의 특성이 변한다.

이 값들은 태양전지판의 전개 실험으로부터 추정되었는데 더 정확한 감쇠값을 산정하기 위해서는 각각의 태양전지판과 SEH에 대해 실험을 수행해야 하는데 현실적으로 불가능해 수치계산을 통해

타당한 값을 역으로 추출하였다. 이와 같은 물성치를 가지고 수치계산을 수행한 결과가 다음 그림과 같다. Fig. 2는 허브의 회전각운동에 대한 이론 계산 결과와 실험 결과를 보여주고 있다. 이 그림으로부터 허브의 회전운동이 회전하다가 지지스트링에 의해 정적 평형점에 대한 단진자 운동으로 바뀌고 있음을 알 수 있다.

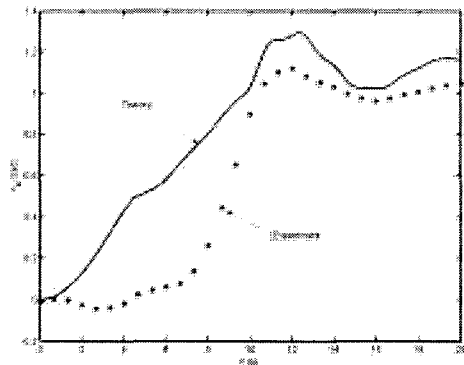


Fig. 2 Time History of Angular Displacement of Hub

Fig. 2를 좀더 살펴보면 실험 장치의 허브 운동을 저해하는 마찰이 존재함을 추론할 수 있다. 베어링을 사용하고 있지만 경계 마찰력에 의해 허브의 운동이 어느 정도 저지되다가 지지스트링에 의해 음절이게 됨을 알 수 있다. 이론 계산에 있어서도 감쇠를 가정하였지만 이런 운동 특성은 정적 마찰에 의한 초기 운동 저지로 볼 수 있을 것이다.

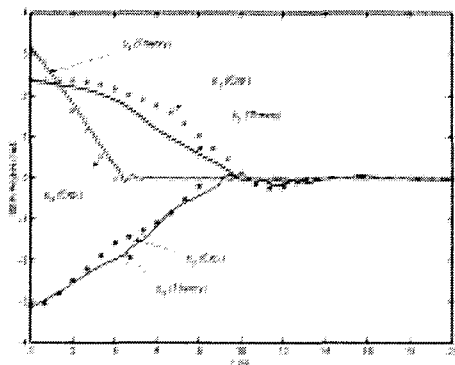


Fig. 3 Time History of Angular Displacements of SEH's

Fig. 3은 각각의 SEH가 가지는 상대 각도를 시간 대별로 살펴본 그림이다. 이 그림으로부터 허브로부터 제일 멀리 떨어져 있는 SEH가 펼쳐지며 그 다음에는 중간 SEH 그리고 최종적으로 root SEH가 펼쳐짐을 확인할 수 있다. 실험 결과와 비교했을 때 운동 형태가 매우 유사하게 나타남을 알 수 있다. 실제 실험에서는 SEH의 역원이 발생하였는데 이론 계산에서는 나타나지 않았다.

4. 무중력 전개 운동

다음 그림들은 무중력상태, 즉 중력을 고려하지 않은 경우의 전개 운동을 보여주고 있다. 지상전개 운동과는 달리 무중력 상태에서는 전이가 발생한다.

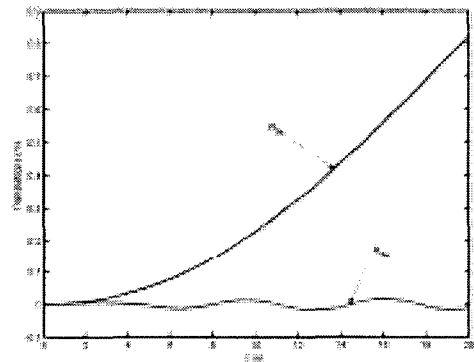


Fig. 4 Time History of Translations of Satellite

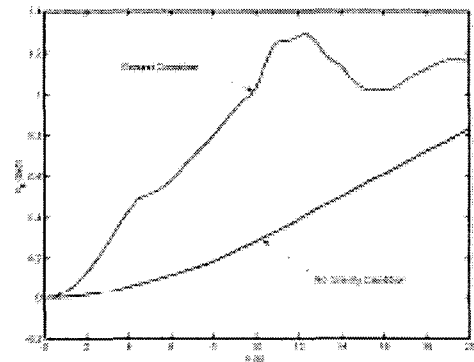


Fig. 5 Time History of Angular Displacement of Satellite

Fig. 4는 x, y방향의 전이를 보여주고 있는데 태양 전지판 전개로 인해 x축 방향으로의 등속 운동이 발생하고 y축 방향으로의 요동함을 알 수 있다. Fig. 5는 인공위성의 회전각운동에 대한 이론 계산 결과인데, 이 그림으로부터 인공위성이 지속적으로 회전하게 됨을 알 수 있다. 즉, SEH에 저장된 에너지가 최종적으로 인공위성의 전이운동과 각운동으로 변환됨을 알 수 있다.

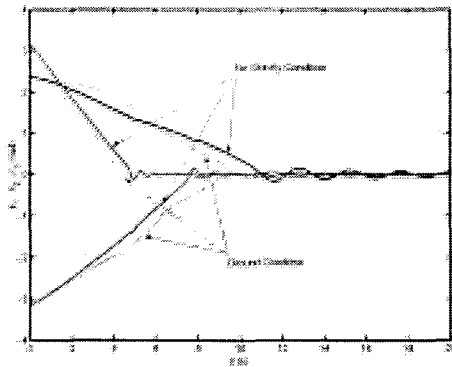


Fig. 6 Time History of Angular Displacements of SEH's

Fig. 6은 무중력 상태에서의 태양전지판 전개 운동 각과 지상전개 운동을 비교해 보여주고 있다. 이 그림으로부터 저장전개와 무중력 상태에 있어 SEH 전개 각운동은 크게 달라지지 않음을 알 수 있다. 무중력 상태에서의 전개 운동 양상은 지상전개와 거의 일치한다고 말할 수 있다.

5. 줄의 길이가 지상 전개운동에 미치는 영향

지상 전개 실험에 있어 가장 큰 영향을 주는 것은 줄의 길이이다. 줄의 길이가 짧아지면 줄의 장력으로 인해 무중력 상태와는 다른 전개 운동이 유발된다. Fig. 7은 줄의 길이에 따른 허브의 각운동이 어떻게 변화되는지 보여주고 있다. Fig. 8부터 Fig. 10은 각각의 SEH의 각운동이 어떻게 변화되는지 보여주고 있다. 이들 그림으로부터 줄의 길이가 짧아지면 전개 운동이 왜곡되어야함을 알 수 있다. 그러나 현재 항공우주연구원 실험장치와 지지스트링 길이 이상이 되더라도 전개 운동이 크게 변하지

않음을 알 수 있다. 따라서 지상 전개 실험 장치에 있어 항공우주연구원이 사용한 지지스트링의 길이는 합당하다고 말할 수 있다.

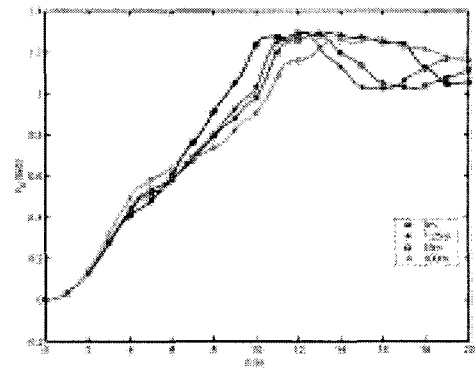


Fig. 7 Time History of Angular Displacement of Hub

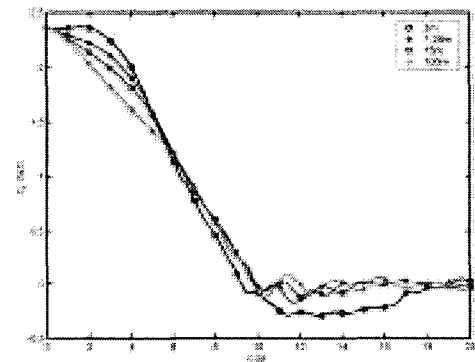


Fig. 8 Time History of Angular Displacement of 1st SEH

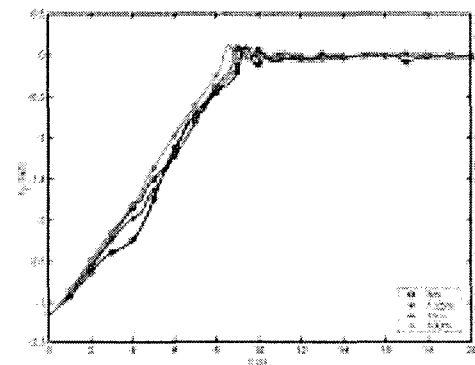


Fig. 9 Time History of Angular Displacement of 2nd SEH

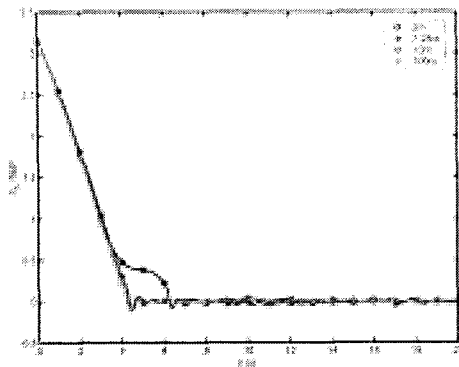


Fig. 10 Time History of Angular Displacement of 3rd SEH

6. 토의 및 결론

운동방정식의 유도를 위하여 위성본체와 태양판 각각에 대한 운동에너지를 유도한 후 각각의 기구학적인 적합조건을 대입하여 독립변수로 이루어진 운동 방정식을 유도하였다. 이 과정에서 조직화된 유도 방법을 제시하였으며 수치계산을 용이하게 수행할 수 있는 모델을 제시하였다. 또한 줄의 영향을 고려한 모델링 방법을 추가하였다. 유도된 운동방정식은 위성본체의 자유도, 즉 x, y축 운동과 z축에 대한 각운동에 태양판의 각운동에 대한 식으로 구성된다. 본 연구에서는 임의의 태양판 개수에 대응할 수 있는 정칙화 과정을 제시하였다. 이론 계산 결과는 실험 결과와 잘 일치하며 실험 결과는 줄의 영향을 고려한 모델링 방법이 타당함을 입증해주었다. 지상진개운동에 있어 지지스트링의 길이가 전개 운동에 영향을 줄 수 있는데, 현재 운용하고 있는 실험 장치의 타당성을 조사하기 위해 임의적으로 지지스트링의 길이를 변화시켜가면서 전개운동의 변화를 살펴보았다. 수치계산 결과를 살펴보면 줄의 길이가 아주 짧은 경우에 전개 운동이 왜곡됨을 알 수 있다. 그러나 현재 운용하고 있는 지지스트링의 길이 이상이면 전개 운동이 크게 변하지 않아 현재 실험 장치가 유효함을 확인할 수 있었다. 물론 이 실험장치가 무중력 상태를 정확하게 구현하는 것은 아니다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 2001년도 “다목적 실용위성 2호 종합조달 및 시험기술 개발(II)”의 지원에 의하여 이루어졌다. 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] M. K. Kwak, D. Scialli, 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.
- [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] 박문규, 라완규, 윤광준, "변형에너지 힌지를 갖는 인공위성 태양판의 전개 운동 해석", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 1998년 11월, pp. 269-272.
- [4] 라완규, 박문규, "변형에너지 힌지를 갖는 인공위성 태양판 전개모델 연구", 한국소음진동공학회 추계학술대회 논문집, 대전, 1998년 11월, pp. 280-284.
- [5] 박문규, 라완규, 윤광준, "점탄성 변형에너지 힌지를 이용한 인공위성 태양판 전개 장치의 개발", 한국소음진동공학회 추계학술대회 논문집, 대전, 1998년 11월, pp. 285-289.
- [6] 박문규, 허석, "다목적 실용위성 2호 태양전지판 전개장치의 동적 모델링", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 2001년 11월, pp. 117-120.
- [7] 박문규, 허석, 이상철, 김홍배, 최석원, 문상무, 우성현, "다목적 실용위성 2호 태양전지판 지상전개 실험", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 2001년 11월, pp. 121-124.
- [8] 박문규, *진동학의 기초 (Elements of Vibration Analysis, Leonard Meirovitch)*, 반도출판사, 1996, 10, 31