論文

다목적2호기 태양전지판의 전개시스템 개발: Part I. 동적 모델링

곽문규*, 허 석**

Development of Multi-Purpose Satellite II with Deployable Solar Arrays: Part I. Dynamic Modeling

Moon K. Kwak* and Seok Heo**

ABSTRACT

This research is concerned with the dynamic modeling of the multi-purpose satellite with deployable solar arrays equipped with strain energy hinges(SEH). To this end, we proposed the use of the equivalent torsional spring for the SEH and derived the equations of motion assuming that the satellite and solar arrays are being rigid. We also considered the effect of the support string for the ground experiment model, which has been observed as a critical factor affecting the deployment in the ground experiments. From the numerical simulation results, it is found that solar arrays are deployed in a similar pattern but the hub motions are different because of the support strings. It was concluded that the non-gravity deployment of the solar arrays can be approximately simulated by the ground experimental facility. The effects of the support string are also investigated by varying the length of the string. It was found that the current length of the string is adequate for the ground experiment. Ground experimental results will follow.

초 록

본 논문은 Strain Energy Hinge(SEH)를 갖는 다목적 2호기의 태양전지판 전개에 대한 동적 모델링과 관련이 있다. 이 연구를 위해 SEH는 단순한 비틀림 스프링으로 치환되었으며 인공위성과 태양전지판은 강체로 가정하고 운동방정식을 유도하였다. 또한 모델링에 지상 실험에 가장 큰 영향을 주고 있는 것으로 관찰된 지지줄의 영향을 고려하였다. 무중력 상태에서의 전개와 지상 전개 결과를 비교한 결과 태양전지판의 전개는 유사하나 인공위성의 운동은 지지줄의 영향으로 인해 전혀 다른 것으로 나타났다. 결론적으로 지상 전개 실험 장치를 이용해 무중력 상태의 태양전지판 전개를 어느 정도 정확하게 묘사할 수 있다. 또한 지지줄의 영향을 조사한 결과 현재 실험실의 지지줄의 길이가 적합한 것으로 나타났다. 지상실험 결과와의 비교는 다음 논문에서 다룬다.

Key Words : Strain Energy Hinge(변형에너지 힌지), Lagrange's Eq.(라그랑지 방정식), Buckling(굽힘), Solar Array Deployment(태양전지판 전개), One Dimensional Torsional Spring(일차원 등가 스프링)

† 2003년 3월 7일 접수 ~ 2003년 9월 15일 심사완료

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

** 정회원, 동국대학교 기계공학과

I. 서 론

인공위성이 우주 공간상에서 제일 먼저 수행하는 작업이 태양전지판의 전개이다. 따라서 만

일 태양 전지판이 우주 공간상에서 전개되지 못한다면 인공위성 자체가 폐기되는 결과를 초래한다. 다목적 인공위성의 태양전지판을 전개하는데 사용되는 전개 장치는 소위 변형에너지 힌지(Strain Energy Hinge, SEH)라고 불리는 단순한 전개 장치인데 구조적인 단순함과 전개가 보장된다는 장점으로 채택되었다. 그러나 SEH의 작동 원리에 대한 이론적인 뒷받침이 부족한 상태이며 또한 SEH에 의한 전개가 전체 인공위성의 동적 운동에 어떠한 영향을 미치는지 정확한 예측 방법이 전무한 상태이다.

한국항공우주연구원에서는 이러한 이론적인 어려움을 극복하기 위해 지상 전개장치를 구축하고 다목적 2호기의 태양전지판 전개 실험을 수행하였다. 그러나 지상전개 실험은 중력의 영향으로 인해 실제 우주 공간상의 전개와 차이가 날 수 밖에 없으며 따라서 우주 공간상의 전개와 지상 전개를 모두 예측할 수 있는 이론적인 동적 모델이 반드시 필요하다.

이전의 연구결과[1-7]에 의하면 다목적 인공위성에 사용되는 SEH는 전개 각도에 따라 비선형 강성의 특성을 지니고 있고 특히 좌굴이 발생하는 영역에서의 강성 변화가 매우 심한 것으로 관찰되었다. SEH 전개 장치가 좌굴 후 상태에서 좌굴 전 상태로 넘어오는 구간에서 심각한 강성의 변화로 인해 충격과 발생하며 이로 인해 SEH에 의한 태양판의 전개가 자칫 예측 불가능한 운동을 유발할 수 있지 않을까 하는 우려가 제기되었다.

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 단진자 운동을 경험하게 된다.

본 연구에서는 지상전개와 무중력 상태의 전개를 모두 예측할 수 있는 모델링 방법을 제시하였다. 특히 지상 전개의 경우 태양전지판을 지지하고 있는 줄이 전체 운동에 영향을 주기 때문에 그 모델링 방법도 동시에 제시하였다. 이론 모델을 바탕으로 수치해석을 수행한 결과 무중력 전개와 지상 전개에 차이가 나타나는 것이 발견되었다. 지상 전개의 경우에 영향을 주는 지지줄의 길이를 변화시켜가며 지상 전개 실험 장치의 타

당성을 조사하였다. 조사 결과 현재 지상 전개 실험에 사용하고 있는 지지줄의 길이가 합당함이 발견되었다. 지상 전개 실험에 대한 상세한 설명과 이론 결과와 실험 결과와의 비교는 다음 논문[9]에서 다룬다.

II. 본 론

2.1 위성과 태양전지판의 운동방정식

인공위성에 접하여 있던 태양전지판이 전개되는 경우에 태양전지판 간의 운동은 SEH에 의해 유발되고 태양전지판들의 운동에 대한 반작용으로 인해 인공위성 자체도 운동을 하게 된다. 본 연구에서는 인공위성과 태양전지판이 2차원 평면 운동을 하는 것으로 먼저 가정하였다. 그리고 인공위성과 태양전지판은 강체로 가정하였으며 SEH는 질량은 없고 강성만 가지고 있는 비틀림 스프링으로 가정하였다. 이 경우 Fig. 1과 같이 강체들이 비틀림 스프링으로 연결된 것으로 볼 수 있다. Fig. 1은 여러 개의 태양전지판과 위성 본체(실험 장치의 허브로 볼 수도 있음.)가 SEH로 연결되어 있는 모습을 보여주고 있다.

Lagrange 방정식을 사용하기 위하여 먼저 운동에너지와 탄성에너지를 유도하였다. 모든 강체에 대한 운동 에너지, T 는 각각의 강체에 대한 운동에너지를 합한 다음과 같은 식으로 표현된다.

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

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 강체의 질량중심의 전이 벡터를 나타낸다. 참고로 항공우주연구원에서 수행한 전개 실험 장치에서는 허브의 중심이 고정되어 있고 회전만을 할 수 있기 때문에 R_0 는 0이 되게 된다. θ_i ($i=0, 1, \dots, n$)는 각 강체의 절대 회전각을 나타낸다. 그리고 $\cdot$ 는 시간에 대한 미분을 나타낸다.

비틀림 스프링에 의한 탄성 에너지, V_s 는 다음과 같이 표현된다.

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

Fig. 1. Deployment Dynamic Model

여기서 β_i ($i=0, 1, \dots, n$)는 태양전지판과 인공위성 또는 태양전지판간의 상대각도를 나타낸다.

항공우주연구원에 설치한 각각의 태양전지판은 태양전지판을 연결한 SEH가 중력방향의 중량을 지지할 정도로 강하지 못하기 때문에 줄에 의해 지지되어 있다. 이 줄이 태양전지판의 전개운동을 방해하지 않도록 지지줄의 한끝은 천장의 이동 레일의 톨러부에 연결되어 있다. 이동레일에 의해 한 방향의 운동은 어느 정도 보장해줄 수 있으나 레일 방향과 수직한 방향의 운동은 구속되기 때문에 정확하게 무중력 상태의 조건을 만들 수는 없다. 지상 전개 실험을 정확히 예측하기 위해서는 지지줄의 영향을 반드시 고려해야 하기 때문에 본 연구에서는 지지줄에 의한 위치 에너지를 다음과 같이 도입하여 그 영향을 고려하였다. 먼저, 줄의 상단이 레일을 따라 움직이기 때문에 R_x 축 방향으로의 운동은 제한이 없고, 다만 R_y 축 방향으로 운동이 일어난다고 가정한다. 그리고 R_y 방향의 운동이 작아 선형화할 수 있다고 가정하였다. 이런 가정하에 모든 태양전지판의 총 위치에너지는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$V_g = \sum_{i=1}^n \frac{m_i g R_{iy}^2}{2L} \quad (3)$$

여기서 L 은 지지줄의 길이를 나타낸다. 식 (1), (2), (3)에서 다른 운동에너지와 탄성에너지, 위치 에너지를 행렬 형태로 나타내면 다음과 같다.

$$T = \frac{1}{2} \dot{z}^T \bar{M} \dot{z}, \quad V_s = \frac{1}{2} x^T K x, \quad (4a,b,c)$$

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

여기서,

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

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

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

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

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

위의 식을 살펴보면 z 는 각 강체의 변위로 이루어진 $3(n+1)$ 벡터이고, x 는 $(3+n)$ 개의 독립 변수로 이루어진 벡터이다. 따라서 모든 에너지를 실제 자유도를 가지는 변수 벡터, x 로 표현할 필요가 있다.

운동에너지를 독립변수, x 의 함수로 표현하기 위해서는 기구학적인 상관관계를 이용한다. 먼저, 절대각도와 상대각도 사이의 관계식은 다음과 같이 표현해보자.

$$\theta_i = \theta_{i-1} + \gamma_i + \beta_i, \quad i=1, 2, \dots, n \quad (5)$$

여기서 γ_i 는 SEH 접합부에서의 경사각을 나타낸다. 이 각은 SEH가 각 강체의 x 축과 평행하게 연결되어 있지 않아 도입되었다. 식 (5)로부터 다음과 같은 계산식이 유도된다.

$$\theta_i = \theta_0 + \sum_{j=1}^i \beta_j + \sum_{j=1}^i \gamma_j \quad (6)$$

또한, 관성축의 원점으로부터 각 물체의 질량 중심까지의 변위벡터를 다음과 같이 표현해보자.

$$\begin{aligned} R_1 &= R_0 + l_0 + r_1 \\ R_2 &= R_0 + l_0 + l_1 + r_2 \\ &\vdots \\ R_n &= R_0 + \sum_{i=0}^{n-1} l_i + r_n \end{aligned} \quad (7)$$

여기서 l_i ($i=1, 2, \dots, n-1$)는 국부좌표계의 원점으로부터 SEH가 부착된 지점까지의 위치벡터를 나타낸다. R_0, l_i, r_i 가 속한 좌표계가 다르기 때문에 실제로는 다음과 같이 표현해야 된다.

$$R_n = R_0 + \sum_{i=0}^{n-1} C(\theta_i) l_i + C(\theta_n) r_n \quad (8)$$

여기서 $C(\theta)$ 는 좌표축 변환행렬로 다음과 같다.

$$C(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (9)$$

식 (7)로부터 다음과 같은 관계식을 유도할 수 있다.

$$z = Q y + p = Q S x + p \quad (10)$$

여기서 $y = [R_{x0} R_{y0} \theta_0 \theta_1 \dots \theta_n]^T$ 는 중간매개 변수 벡터이며

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \cdots 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \cdots 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \ddots \vdots \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \cdots 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$S = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \cdots 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \cdots 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \ddots \vdots \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \cdots 1 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$p = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ C(\theta_0)l_0 + C(\theta_1)r_1 \\ C(\theta_0)l_0 + C(\theta_1)l_1 + C(\theta_2)r_2 \\ \vdots \\ \sum_{i=0}^{n-1} C(\theta_i)l_i + C(\theta_n)r_n \end{bmatrix} \quad (13)$$

또한, 운동에너지를 구하기 위한 속도와 각속도 벡터는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \dot{R}_n &= \dot{R}_0 - \sum_{i=0}^{n-1} \dot{\theta}_i D(\theta_i)l_i - \dot{\theta}_n D(\theta_n)r_n \\ \dot{\theta}_n &= \dot{\theta}_0 + \sum_{i=1}^n \dot{\beta}_i \end{aligned} \quad (14a,b)$$

여기서

$$D(\theta) = \begin{bmatrix} \sin \theta & \cos \theta \\ -\cos \theta & \sin \theta \end{bmatrix} \quad (15)$$

식 (10)과 (15)를 이용하면 다음과 같은 관계식이 성립함을 알 수 있다.

$$\dot{z} = G \dot{y} = G S \dot{x} \quad (16)$$

여기서 G 는 식 (15)로부터 유도할 수 있는데

$$G = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ I_2 & -D(\theta_0)l_0 & -D(\theta_1)r_1 & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ I_2 & -D(\theta_0)l_0 & -D(\theta_1)l_1 & -D(\theta_1)l_2 & \cdots & -D(\theta_1)r_n \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

따라서, 운동에너지와 위치에너지는 다음과 같은 형태로 표현할 수 있다.

$$T = \frac{1}{2} \dot{x}^T S^T G^T \overline{M} G S \dot{x} = \frac{1}{2} \dot{x}^T M \dot{x} \quad (18)$$

$$V_g = \frac{1}{2} (p^T + x^T S^T Q^T) K_g (Q S x + p) \quad (19)$$

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

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = Q \quad (20)$$

여기서 $L = T - (V_s + V_g)$ 이다. 감쇠항을 비보 존력으로 처리하고 식 (4a,b,c), (18)과 (19)를 이용하면 태양전지판의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} M \ddot{x} + (C + \dot{M}) \dot{x} + Kx - \frac{1}{2} \dot{x}^T \frac{\partial M}{\partial x} \dot{x} \\ + \frac{\partial V_g}{\partial x} = 0 \end{aligned} \quad (21)$$

여기서 $\dot{M} = S^T (\dot{G}^T \overline{M} G + G^T \overline{M} \dot{G}) S$ 이다. $\dot{G}$ 는 앞에서 구한 G 를 시간에 대해 미분하여 얻을 수 있는데 다음과 같다.

$$\dot{G} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0_{2 \times 2} & -\dot{\theta}_0 C(\theta_0)l_0 & -\dot{\theta}_1 C(\theta_1)r_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0_{2 \times 2} & -\dot{\theta}_0 C(\theta_0)l_0 & -\dot{\theta}_1 C(\theta_1)l_1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ & 0 & \cdots & 0 \\ & 0 & \cdots & 0 \\ & 0 & \cdots & 0 \\ & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ & 0 & \cdots & 0 \\ & \vdots & \ddots & \vdots \\ & -\dot{\theta}_1 C(\theta_1)l_2 & \cdots & -\dot{\theta}_1 C(\theta_1)r_n \\ & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (22)$$

편미분항 $\frac{\partial M}{\partial x}$ 은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial M}{\partial x} = S^T \left(\frac{\partial G^T}{\partial x} \overline{M}G + G^T \overline{M} \frac{\partial G}{\partial x} \right) S \quad (23)$$

편미분 $\frac{\partial G}{\partial x}$ 의 계산을 위해서는 각각의 변수에 대하여 편미분을 수행해야 되는데 그 결과는 다음과 같다.

$$\frac{\partial G}{\partial R_{\alpha x}} = 0_{3(n+1) \times (3+n)} \quad (24)$$

$$\frac{\partial G}{\partial R_{\alpha y}} = 0_{3(n+1) \times (3+n)} \quad (25)$$

$$\frac{\partial G}{\partial \theta_0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0_{2 \times 2} & -C(\theta_0)l_0 & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0_{2 \times 2} & -C(\theta_0)l_0 & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (26)$$

상대각운동에 대한 편미분을 구하기 위해서는 다음과 같은 chain rule을 이용한다.

$$\frac{\partial G}{\partial \beta_j} = \sum_{i=j}^n \frac{\partial G}{\partial \theta_i} \quad (27)$$

식 (27)에 들어가는 편미분은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial G}{\partial \theta_1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} & -C(\theta_1)r_1 & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} & -C(\theta_1)l_1 & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (28)$$

$$\frac{\partial G}{\partial \theta_2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & -C(\theta_2)r_2 & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & -C(\theta_2)l_2 & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$\frac{\partial G}{\partial \theta_n} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & 0_{2 \times 1} & \cdots & 0_{2 \times 1} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & -C(\theta_n)r_n \end{bmatrix} \quad (30)$$

$\frac{\partial V_g}{\partial x}$ 는 유도하기가 조금 더 복잡한데 다음과 같다.

$$\frac{\partial V_g}{\partial x} = \left(\frac{\partial p^T}{\partial x} + S^T Q^T \right) K_g (Q S x + p) \quad (31)$$

$\frac{\partial p}{\partial x}$ 의 계산은 위의 $\frac{\partial G}{\partial x}$ 를 계산하는 방식과 유사하다.

$$\frac{\partial p^T}{\partial R_{0x}} = 0_{3(n+1) \times 1} \quad (32)$$

$$\frac{\partial p^T}{\partial R_{0y}} = 0_{3(n+1) \times 1} \quad (33)$$

$$\frac{\partial p^T}{\partial \theta_0} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -D(\theta_0)r_0 \\ 0 \\ \vdots \\ -D(\theta_0)l_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (34)$$

상대각운동에 대한 편미분을 구하기 위해서는 chain rule을 이용한다.

$$\frac{\partial p^T}{\partial \beta_j} = \sum_{i=j}^n \frac{\partial p^T}{\partial \theta_i} \quad (35)$$

식 (35)에 들어가는 편미분은 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial p^T}{\partial \theta_1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -D(\theta_1)r_1 \\ 0 \\ \vdots \\ -D(\theta_1)l_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$\frac{\partial p^T}{\partial \theta_n} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0_{2 \times 1} \\ 0 \\ \vdots \\ -D(\theta_n)r_n \\ 0 \end{bmatrix} \quad (37)$$

따라서, 위에서 언급한 식들을 모두 사용하여야 식 (21)의 운동방정식을 구성할 수 있다.

2.2 수치계산에 의한 전개운동

계측된 실험 장치의 제원으로부터 Table 1. 같은 값이 추출되어 사용되었다. 허브와 각각의 SEH 에 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 수행해야하는데 현실적으로 불가능해 수치계산을 통해 타당한 값을 역으로 추출하였다. SEH에 대해서는 실험을 통해 얻어진 식(38)을 사용하였다.

$$k_{eq} = \begin{cases} 16 \text{ Nm/rad} & \text{for } |\theta| < 0.15 \text{ rad} \\ 2.4/|\theta| & \text{for } 0.15 \leq |\theta| < 0.2 \text{ rad} \\ 0.3/|\theta| & \text{for } 0.2 \leq |\theta| \text{ rad} \end{cases} \quad (38)$$

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

이와 같은 물성치를 가지고 수치계산을 수행하였다. Fig. 2는 무중력상태, 즉 중력을 고려하지 않은 경우의 인공위성 본체의 x, y방향 전이를 보여주고 있다. 이 그림으로부터 태양전지판 전개로 인해 x축 방향으로의 등속 운동 비슷한 운동이 발생하고 y축 방향으로의 요동함을 알 수 있다.

Fig. 3은 무중력 상태와 실험실 환경에서의 인공위성 본체의 회전각운동에 대한 이론 계산 결과인데, 이 그림으로부터 무중력 상태에서는 인공위성이 지속적으로 회전하게 되고 실험실 환경에서는 지지줄의 영향으로 인해 각운동이 구속받

Fig. 2. Time Histories of Rigid Body Translations of Satellite

Fig. 3. Time History of Angular Displacement of Satellite

Fig. 4 Time Histories of Angular Displacements of SEH's

게 됨을 알 수 있다. 무중력 상태의 경우에는 SEH에 저장된 에너지가 최종적으로 인공위성 본체의 전이운동과 각운동으로 변환되며, 실험실 환경에서는 SEH에 저장된 에너지가 인공위성 본체의 각운동과 지지줄에 의한 단진자 운동으로 변환됨을 알 수 있다.

Fig. 4는 무중력 상태에서의 태양전지판 전개 운동각과 지상전개 운동을 비교해 보여주고 있다. 이 그림으로부터 지상전개와 무중력 상태에 있어 SEH 전개 각운동은 크게 달라지지 않음을 알 수 있다. 무중력 상태에서의 전개 운동 양상은 지상 전개와 거의 일치한다고 말할 수 있다.

2.3 줄의 길이가 지상전개운동에 미치는 영향

지상 전개 실험에 있어 가장 큰 영향을 주는 것은 줄의 길이이다. 줄의 길이가 짧아지면 줄의 장력으로 인해 무중력 상태와는 다른 전개 운동

Fig. 5. Time History of Angular Displacement of Hub

Fig. 7. Time History of Angular Displacement of 2nd SEH

Fig. 6. Time History of Angular Displacement of 1st SEH

Fig. 8. Time History of Angular Displacement of 3rd SEH

이 유발된다. Fig. 5는 줄의 길이에 따른 허브의 각운동이 어떻게 변화되는지 보여주고 있다. Fig. 6부터 Fig. 8은 각각의 SEH의 각운동이 어떻게 변화되는지 보여주고 있다. 이들 그림으로부터 줄의 길이가 짧아지면 전개 운동이 왜곡되어짐을 알 수 있다. 그러나 현재 항공우주연구원 실험장치의 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.

III. 결 론

본 연구에서는 항공우주연구원의 다목적 인공 위성 태양전지판 전개 실험 장치의 타당성 판단을 위해 무중력 상태의 전개와 지상 전개를 모두 다룰 수 있는 운동방정식을 유도하고 수치계산을

수행하였다. 운동방정식의 유도를 위해 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 방법을 제시하였다. 또한 줄의 영향을 고려한 모델링 방법을 추가하여 지상 전개 실험실 환경을 이론화하였다.

유도된 운동방정식은 위성본체의 자유도, 즉 x , y 축 운동과 z 축에 대한 각운동에 태양판의 각운동에 대한 식으로 구성된다. 본 연구에서 제시한 방법을 사용하면 임의의 태양전지판 개수에 대응할 수 있어 다목적 인공위성 뿐만 아니라 차후의 인공위성에 대한 수치계산도 가능하다.

수치 계산을 수행한 결과 지상 전개 실험 장치의 주목적인 태양전지판 전개는 비교적 무중력 상태의 전개와 거의 일치함을 확인할 수 있었다. 따라서 지상 전개 실험 장치는 타당한 것으로 결

론을 내릴 수 있다. 그러나 허브의 운동은 무중력 상태에서 구속을 받지 않는것에 반하여 지상 전개 실험에 있어서 지지줄의 영향으로 영향을 받게 된다. 그 결과 무중력 상태에서는 지속적인 각운동이 발생하지만 지상 전개 실험 장치에서는 평형상태에서 요동하게 된다.

지상 전개 실험 장치에서 태양전지판을 지지하고 있는 지지줄은 허브의 운동을 구속할 뿐만 아니라 태양전지판 자체의 전개도 구속한다. 무한길이의 지지줄을 사용하면 이런 영향을 제거할 수 있겠지만 실험실 크기의 한계로 인해 이 영향을 완벽하게 제거할 수 없다. 유도된 모델을 대상으로 지지줄의 길이를 변화시켜 가며 변화를 관찰하였는데 현재 항공우주연구원에 설치된 지지줄의 길이는 만족스러운 것으로 판단되었지만 차후 지지줄의 영향을 최소화할 수 있는 방법을 강구하는 것이 바람직하다.

다음 연구 논문에서는 태양전지판 전개 실험을 수행하는 방법에 대한 자세한 설명과 이론적인 결과와 실험 결과와의 비교를 포함한다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 2001년도 “다목적 실용위성 2호 종합조립 및 시험기술 개발 (II)”의 지원에 의하여 이루어졌다. 관계자 여러분께 감사드린다. 특히 이 과제를 물심양면으로 지원해준 항공우주연구원의 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, Hiton 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) 광문규, 라완규, 윤광준, “변형에너지힌지를 갖는 인공위성 태양판의 전개 운동 해석”, 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 1998년 11월, pp. 269-272.
- 4) 라완규, 광문규, “변형에너지 힌지를 갖는 인공위성 태양판 전개모델 연구”, 한국소음진동공학회 추계학술대회 논문집, 대전, 1998년 11월, pp. 280-284.
- 5) 광문규, 라완규, 윤광준, “점탄성 변형에너지힌지를 이용한 인공위성 태양판 전개 장치의 개발”, 한국소음진동공학회 추계학술대회 논문집, 대전, 1998년 11월, pp. 285-289.
- 6) 광문규, 허석, “다목적 실용위성 2호 태양전지판 전개장치의 동적 모델링”, 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 2001년 11월, pp. 117-120.
- 7) 광문규, 허석, 이상설, 김홍배, 최석원, 문상무, 우성현, “다목적 실용위성 2호 태양전지판 지상전개 실험”, 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 서울, 2001년 11월, pp. 121-124
- 8) 광문규, *진동학의 기초 (Elements of Vibration Analysis, Leonard Meirovitch)*, 반도출판사, 1996.
- 9) 허석, 광문규, 김영기, 김홍배, “다목적 2호기 태양전지판의 전개시스템 개발: Part II. 지상전개 실험”, 한국항공우주학회지, 제31권 9호, 2003.

1) M. K. Kwak, D. Sciuilli, W. T. Schlagel, R. M. Martin, and Alok Das, "Deployment Dynamic