

태양전지판의 유연성에 의한 고기동 위성의 동특성 분석 연구

김용하* · 강경한* · 김현덕* · 박정선**

A Study on Analysis of Dynamic characteristics of a High-Agility Satellite including Flexibility of a Solar panel

Yongha Kim* · Kyunghan Kang* · Hyunduk Kim* · Jungsun Park**

ABSTRACT

Recently, there are a number of studies over dynamic analysis for minimizing vibration of flexible structures such as solar panel for agility of high-agility satellite. The traditional studies perform dynamic analysis of a solar panel assumed as rigid structure since the stiffness of solar panel is higher than the stiffness of solar panel's hinge spring. However, there are vibrations that have modes of bending and torsion when high-agility satellite rotate speedily. This vibrations result in delaying safety time of satellite or degrading image quality. This paper presents dynamic analysis's technique of satellites including the spring hinge of solar panel and flexible structural solar panel's effects described as the linear equation of motion using Lagrange's theorem, and verifies the validity of an established dynamic analysis's technique of satellites by comparing the finite element method. In addition high-agility satellite's dynamic characteristics of a torque profile are analyzed from the established dynamic analysis's technique of satellites.

Key Words : Flexible Structure, High-Agility Satellite, Solar Panel, Vibration Analysis

기호 설명

θ_s : 위성 본체의 각도 [Deg]
 θ_i : i번째 태양전지판 요소의 각도 [Deg]

m_s : 위성 본체의 질량 [kg]
 J_s : 위성 본체의 관성모멘트 [kg·m²]
 L : 태양전지판의 길이 [m]
 m_i : i번째 태양전지판 요소의 질량 [kg]
 J_i : i번째 태양전지판 요소의 관성모멘트 [kg]

†2013년 6월 24일 접수 ~ 2013년 6월 29일 심사완료

* 학생회원, 한국항공대학교 항공우주및기계공학과

** 정회원, 한국항공대학교 항공우주및기계공학과

연락처, E-mail: jungsun@kau.ac.kr

L_i	: i 번째 태양전지판 요소의 길이[m]
k_i	: i 번째 태양전지판 요소의 비틀림 강성 [N·m/rad]
T	: 운동에너지 [J]
U	: 포텐셜에너지 [J]
K_{hinge}	: 태양 힌지의 강성 [N·m/rad]
A	: 태양 힌지의 단면적 [m ²]
E_h	: 태양 힌지의 등가 탄성계수 [GPa]
L_h	: 연결부위의 각 끝단에서의 길이 [m]
t_h	: 태양 힌지의 높이 [m]
[J]	: 관성모멘트 행렬
[K]	: 강성행렬
[M]	: 입력 토크행렬

1. 서 론

최근 위성사진의 수요 증가에 따라 고해상도 영상뿐만 아니라 넓은 지역에 대한 신속한 영상 획득이 요구되고 있으며, 이를 위하여 민첩성이 뛰어난 지상 관측 위성의 연구가 진행되고 있다[1]. 이러한 고기동 위성체가 빠른 각속도로 회전할 경우 강성이 상대적으로 낮고, 회전중심으로부터 거리가 먼 위치에 질량중심이 있는 태양전지판의 경우 진동이 발생된다. 이러한 진동은 위성 본체로 전달되며 이는 위성의 안정화 시간을 지연시키거나 영상품질을 저하시킨다[2]. 따라서 고기동 위성의 민첩성을 위해 태양전지판 진동특성을 분석할 필요가 있다. 이를 위하여, 태양전지판의 진동특성을 분석하기 위한 위성체의 동적 모델링에 관한 연구가 활발히 진행되고 있다. 기존 위성의 동특성 분석에 관한 연구에서는 태양전지판의 유연성에 의한 미세진동을 고려하지 않고 위성체를 강체로 가정하여 동특성 분석하거나, 위성 본체와 태양전지판을 강체로 가정하고 태양전지판 전개장치를 비틀림 스프링으로 강성 모델링하여 동특성을 분석하였다[3-5]. 실제 위성

체의 태양전지판은 유연구조물로 되어있으며, 외란에 의해 위성체의 구조모드를 가진하게 되어 위성체의 진동을 유발하며, 태양전지판을 강체로 가정할 경우 이러한 진동특성을 분석할 수 없다. 태양전지판의 유연성을 고려하여 위성의 진동특성을 분석한 연구는 유한요소법을 이용한 진동분석이나, 태양전지판을 연속체로 가정하고 비선형 운동방정식을 정립하여 접근한 연구가 있다[6-8]. 본 연구에서는 태양전지판의 유연구조 진동특성을 선형 운동방정식으로 고려하기위해 태양전지판을 비틀림 스프링을 이용한 다자유도 진동시스템으로 라그랑주 정리를 이용하여 위성의 동적 모델링기법을 수립하였다. 수립된 위성의 동적 모델링기법을 유한요소법을 이용한 해석결과와 비교하여 동적 모델링기법의 타당성을 검증하였다. 동적 모델링기법의 수치적 예제로서, 400 kg급 고기동 소형위성에 적용하여 태양전지판의 유연성에 의한 위성의 진동특성을 분석하였다.

2. 본 론

2.1 태양전지판의 유연성을 고려한 위성의 동적 모델

2.1.1 운동방정식의 유도

본 연구에서 위성본체는 강체, 태양전지판은 유연구조물로 가정하였으며, 운동방정식 유도를 위해 강체모드의 움직임과 탄성모드의 움직임을 동시에 고려한 복합좌표계를 사용하였다. 태양전지판의 유연구조를 선형 운동방정식으로 표현하기 위하여 Fig. 1, 2와 같이 길이가 L 인 태양전지판을 n 개의 비틀림 스프링으로 구성된 다자유도 진동시스템으로 가정하여 모델링하였다. 위성본체는 상대좌표계 θ_s , 태양전지판의 요소는 1개의 상대좌표계 θ_i 를 가지고 있다. J_s , m_s 는 위성본체의 관성모멘트와 질량이다. 태양전지판 요소의 관성모멘트, 질량과 길이는 J_i , m_i , L_i 이다.

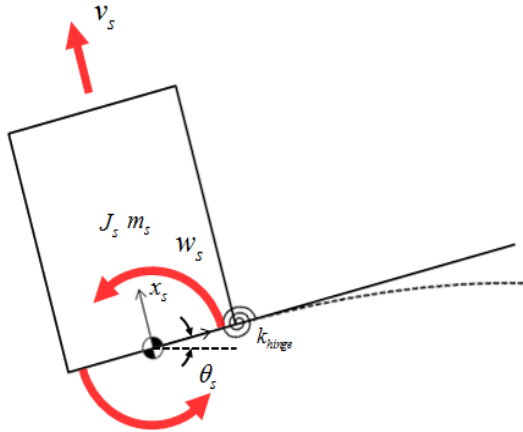


Fig. 1 Coordinate systems of satellite

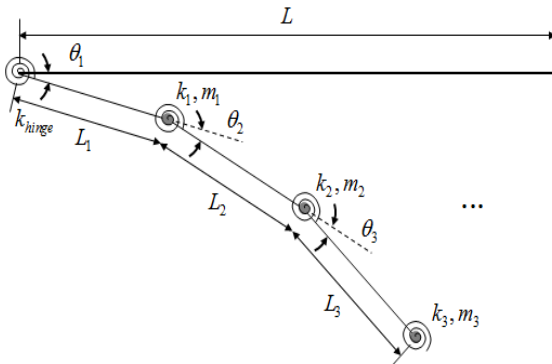


Fig. 2 Coordinate systems of solar panel

운동에너지와 포텐셜에너지는 eq. 1, 2와 같이 표시된다.

$$T = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n (J_i \theta_i'^2 + m_i x_i'^2) \quad (1)$$

$$U = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n k_i \theta_i^2 \quad (2)$$

위에서 계산한 운동에너지(T)와 포텐셜에너지(U)를 eq. 3인 라그랑주 방정식에 대입하면, 유연구조에 대한 운동방정식이 구해진다.

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \theta_i'} \right) - \frac{\partial T}{\partial \theta_i} + \frac{\partial U}{\partial \theta_i} = M_i \quad (3)$$

위의 과정을 유연구조 위성체 모델에 적용하였다. 운동에너지(T)는 위성체를 강체로 가정한 운동에너지와 유연구조물인 태양전지판의 진동으로 인한 운동에너지의 합이며, eq. 4와 같이 표현된다. 마찬가지로 방법으로 포텐셜에너지(U)는 eq. 5와 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} T = & \frac{1}{2} J_s \theta_s'^2 + \frac{1}{2} J_1 (\theta_s + \theta_1)'^2 + \dots + \frac{1}{2} J_n (\theta_s + \\ & \sum_{i=1}^n \theta_i)'^2 + \frac{1}{2} m_1 (l_1 \sin(\theta_s + \theta_1))'^2 + \frac{1}{2} m_2 ((l_1 \\ & + l_2) \sin(\theta_s + \theta_1 + \theta_2))'^2 + \dots + \frac{1}{2} m_n ((\sum_{i=1}^n l_i \\ & \sin(\theta_s + \sum_{i=1}^n \theta_i))'^2 + \frac{1}{2} m_1 (l_1 - l_1 \cos(\theta_s + \\ & + \theta_1))'^2 + \frac{1}{2} m_2 ((l_1 + l_2) - (l_1 + l_2) \cos(\theta_s \\ & + \theta_1 + \theta_2))'^2 + \dots + \frac{1}{2} m_n (\sum_{i=1}^n l_i - (\sum_{i=1}^n l_i) \\ & \cos(\theta_s + \sum_{i=1}^n \theta_i))'^2 \end{aligned} \quad (4)$$

$$U = \frac{1}{2} k_1 \theta_1^2 + \frac{1}{2} k_2 \theta_2^2 + \dots + \frac{1}{2} k_n \theta_n^2 \quad (5)$$

$$* k_i = \frac{E_i I_i}{L_i}, \quad J_i = \frac{m_i L_i^2}{3} \quad (i = 1, 2, 3, \dots, n)$$

여기서 k_i 는 태양전지판 각 요소의 등가 강성, m_i 는 태양전지판 각 요소의 질량이다. 또한 본 연구에서는 기존 태양전지판 전개장치에 관한 연구를 참조하여 태양전지판 전개장치의 강성을 수학적으로 표현하였다. 사용된 태양전지판 전개장치는 테일 힌지로 구성되어있으며, 기존 테일 힌지의 강성에 관한 연구를 참고하여[9-11] eq. 6과 같이 테일 힌지의 강성을 수식으로 표현하였다.

$$K_{hinge} = \frac{AE_h t_h^2}{2L_h} \quad (6)$$

Equation 6에서의 A 는 테잎 힌지의 단면적, E_h 는 테잎 힌지의 등가 탄성계수, L_h 는 연결부 위의 각 끝단에서의 길이, t_h 는 테잎 힌지의 높이이다.

최종적으로 eq. 4-6을 라그랑즈 방정식 eq. 3에 대입하여 상대좌표계 θ_s , θ_i 에 대한 eq. 7과 같은 운동방정식을 유도할 수 있다.

$$[J]\{\theta''\} + [K]\{\theta\} = [M] \quad (7)$$

운동방정식에서 $[J]$ 는 관성모멘트 행렬, $[K]$ 는 강성행렬, $[M]$ 는 토크행렬이며, 아래와 같이 각각 표현할 수 있다.

$$[J] = \begin{bmatrix} J_s + \sum_{i=1}^n J_i + \sum_{i=1}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 & & \\ \sum_{i=1}^n J_i + \sum_{i=1}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 & \dots & \\ \vdots & & \\ \sum_{i=n}^n J_i + \sum_{i=n}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 & & \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} \sum_{i=1}^n J_i + \sum_{i=1}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 & \dots & \sum_{i=n}^n J_i + \sum_{i=n}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 \\ \sum_{i=1}^n J_i + \sum_{i=1}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 & \dots & \sum_{i=n}^n J_i + \sum_{i=n}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \sum_{i=n}^n J_i + \sum_{i=n}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 & \dots & \sum_{i=n}^n J_i + \sum_{i=n}^n m_i (\sum_{j=1}^i l_j)^2 \end{bmatrix}$$

$$[K] = \begin{bmatrix} 0 & & & & \\ & k_h & & & \\ & & k_1 & & \\ & & & \ddots & \\ & & & & k_n \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$[M] = \begin{bmatrix} M_s \\ M_h \\ M_1 \\ \vdots \\ M_n \end{bmatrix} \quad (10)$$

2.1.2 유한요소법을 통한 동적 모델링기법의 타당성 검증

본 연구에서 제시한 동적 모델링기법의 타당성을 검증하기 위해 동적 모델링기법을 이용한 이론적 해석결과를 유한요소법을 이용한 해석결과와 비교하였다. 유한요소 해석모델은 Fig. 3과 같이 위성본체를 점요소, 태양전지판을 빔요소로 단순화하여 모델링하였다. 하중조건은 Fig. 4와 같은 sine 함수형태의 토크 프로파일을 위성본체에 적용하였다. 위성의 시간변화에 따른 동적 특성을 분석하기 위해 구조해석 프로그램인 NASTRAN의 외연적 유한요소법(solution 700)을 사용하였다.

동적 모델링기법을 이용한 이론적 해석결과와 유한요소법을 이용한 해석결과는 Fig. 5에 나타내었다. 이론적 해석결과와 유한요소법을 이용한 해석결과가 거의 유사한 값을 나타냈으며, 이를 통해 본 연구에서 제시한 동적 모델링기법이 타당하다는 것을 검증할 수 있었다.

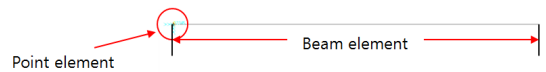


Fig. 3 The finite element model of simplified satellite

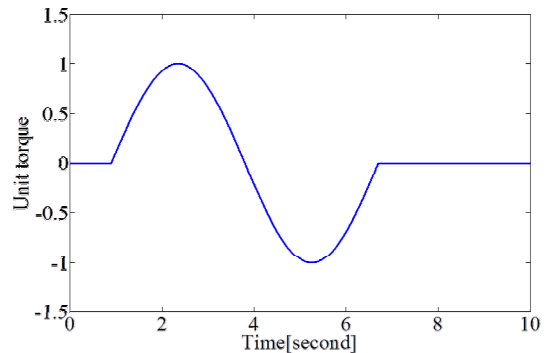


Fig. 4 The sine function input of torque profile

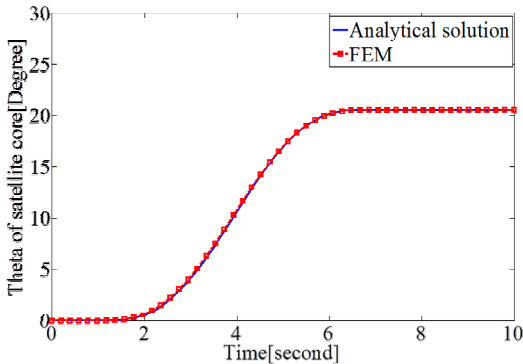


Fig. 5 Theta of satellite core

22 위성의 동적 모델링기법의 적용

22.1 수치적 예제

본 연구에서는 앞 절에서 수립된 위성의 동적 모델링기법의 수치적 예제로서, 400 kg급 고기동 소형위성에 대하여 위성의 동적 모델링기법을 적용하였다. 고기동 소형위성의 운용에 요구되는 Power required를 500 watts로 설정하여 그것을 만족하도록 x방향 길이를 700 mm, y방향 길이는 1400 mm, z방향 길이를 10 mm로 Fig. 6과 같은 형상을 결정하였다[12]. 태양전지판 패널과 위성 본체는 힌지 결합을 하고 있다. 태양전지판의 구조는 복합재료 M40J와 허니콤 코어로 구성된 샌드위치 패널로 되어있다. 복합재료 M40J와 허니콤 코어의 재료물성치는 Table 1, 2에 명시하였다. 태양전지판 전개장치인 힌지는 220 kN·mm/rad의 강성 값을 가지며, 자세한 힌지의 제원은 Table 3에 명시하였다. 위성본체의 질량은 400 kg, 관성모멘트는 150 kg·m² 이다.

Table 1. Material properties of facesheet

E (MPa)	E ₁	E ₂	E ₃
	200000	7200	7200
G (MPa)	G ₁₂	G ₂₃	G ₁₃
	5000	5000	5000
ν	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}
	0.32	0.32	0.32
ρ (kg/mm ³)	1.633e-6		

Table 2. Material properties of honeycomb

		Core
Modulus (MPa)	E ₁	6.68
	E ₂	
	E ₃	66.88
	G ₁₂	13.79
	G ₂₃	13.79
	G ₁₃	31.03
ν		-
ρ (kg/mm ³)		4.966e-8

Table 3. Detailed properties of solar panel's hinge

Description	Value	Unit
Area	80	mm ²
Elasticity	3,100	MPa
Thickness	12.5	mm
Length	88	mm
Hinge stiffness	220,170	N·mm/rad

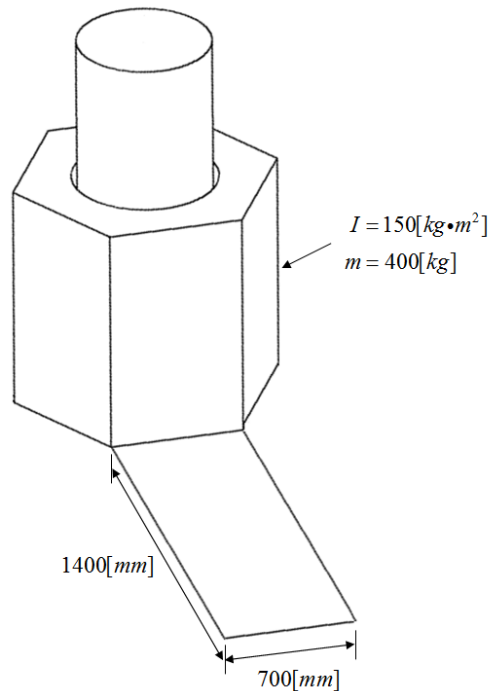


Fig. 6 Flexible satellite exercise model

2.2.2 시뮬레이션 및 결과

시뮬레이션에 사용한 하중조건은 Fig. 7과 같이 실제 위성체에서 많이 사용되는 bang-bang 형태의 토크 프로파일로 선정하였으며[3-8], 총 해석시간은 10 초이다. 강체위성은 위성본체와 태양전지판을 강체로 가정하고 태양전지판 전개 장치를 비틀림 스프링으로 모델링하였으며, 유연구조 위성은 위성본체를 강체, 태양전지판을 유연체로 가정하고 태양전지판을 비틀림 스프링으로 모델링한 두 가지 조건에 대해서 동특성 해석을 수행하였다.

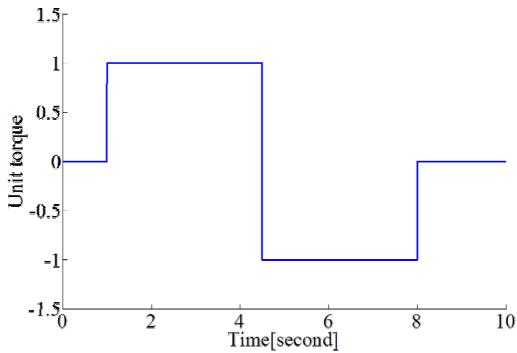


Fig. 7 The bang-bang input of torque profile

토크 프로파일입력에 대한 시간여유는 1.0 초로 설정하였다. 강체위성과 유연구조 위성의 각도변화는 Fig. 8과 같이 시간여유 1.0 초부터 각도가 부드럽게 증가하는 것을 확인할 수 있다. 또한 두 가지의 입력 토크 프로파일과 같이 4.5 초를 중심으로 대칭성을 가지고 있으며, 안정화 시간 8 초에서의 위성본체 각도는 31.7 Deg 이다. 입력 토크의 크기가 0이 되는 시점(8 초)이후에는 위성본체에 미세진동이 남아있다. 이러한 미세진동은 진폭이 매우 작아서 8-10 초 사이의 평균 위성본체의 각도 값으로 뺀 값을 Fig. 9와 같이 그래프로 나타내었다. 강체 위성의 경우 미세진동이 1차 모드형상으로 나타난다. 반면에, 유연구조 위성의 경우는 태양전지판의 유연성으로 발생하는 높은 고유진동수의 2차 모드형상이 보인다. 이 2차 모드 형상의 미

세진동은 진동해석의 시간단계를 짧게 해야 분석할 수 있으며, 유연구조 위성의 미세진동 진폭은 강체 위성의 미세진동 진폭보다 큰 것을 확인할 수 있다.

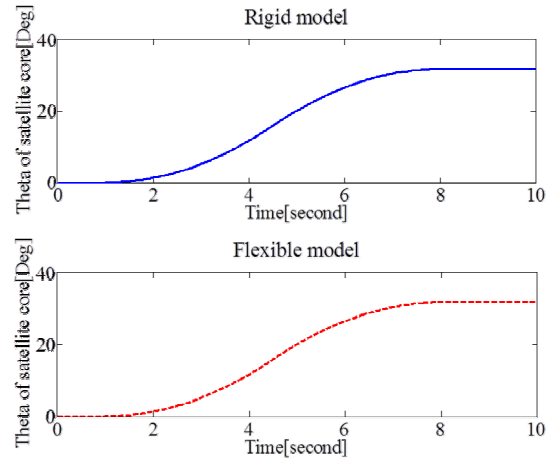


Fig. 8 Theta of satellite core by bang-bang input

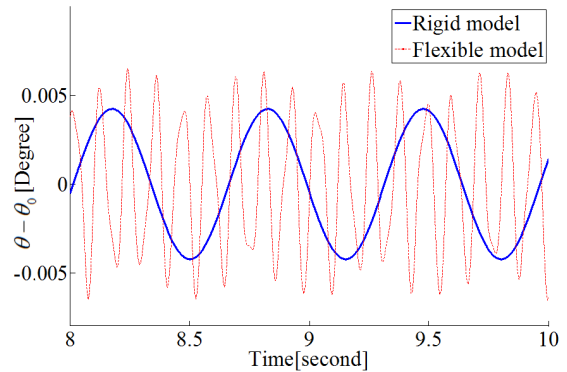


Fig. 9 The difference of theta of satellite core after 8 seconds by bang-bang input

본 연구에서 제시한 위성의 동적 모델링기법은 태양전지판의 유연성에 의해 발생하는 진동 특성을 확인할 수 있다. 이 논문에서 제시한 유연구조 위성의 동적 모델링기법은 태양전지판 구동조건 설계, 추력기 및 휠 등의 운영조건 설계, 태양풍과 같은 외란에 대한 위성 진동해석, 입력 토크 프로파일 설계 및 안정성 평가 등의

다양한 운영과 설계조건에 대한 위성의 자세 제어 시뮬레이션에도 효과적으로 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

3. 결 론

본 연구에서는 태양전지판을 비틀림 스프링으로 구성된 다자유도 진동시스템으로 가정하여 유연구조 동특성을 고려한 위성의 동적 모델링 기법을 제시하였다. 단계 함수를 사용하여 임의의 토크 프로파일에 대해서도 위성의 동특성 해석이 가능하게 하였다. 수립된 위성의 동적 모델링기법은 유한요소법을 이용한 해석결과와 비교하여 위성의 동적 모델링기법의 타당성을 검증하였다. 또한 유연구조 위성의 수치적 예제에 대하여 수립된 동적 모델링 기법을 적용하였으며, 기존 강체 위성에서는 확인할 수 없는 유연구조의 진동특성을 분석하여 수립된 위성의 동적 모델링기법의 유효성을 확인하였다.

후 기

본 논문은 국방광역감시 특화연구센터 프로그램의 일환으로 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

- [1] Thomas P. Sarafin and Wiley J. Larson, "Spacecraft Structures and Mechanisms From Concept to Launch", Space Technology Library, 1995.
- [2] 이혁희, 김현덕, 박정선, 2011, "유전자 알고리즘을 이용한 고기동 위성 태양전지판 모듈의 최적설계", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, pp. 620~625.
- [3] S.L. Scrivener, and R.C. Thompson, "Survey of Time Optimal Attitude Maneuvers", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 17, No. 2, 1994, pp. 253~233.
- [4] R.M. Byers, and S.R. Vadali, "Quasi Closed Form Solution to the Time Optimal Rigid Spacecraft Reorientation Problem", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 16, No. 3, pp. 453~461, 1993.
- [5] F. Li, and P.M. Bainum, "Numerical Approach for Solving Rigid Spacecraft Minimum Time Attitude Maneuvers", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 13, No. 1, 1997, pp. 38~45.
- [6] 김기석, 김유단, "3축 위성체의 준최소시간 선회기동을 위한 입력형상최적화에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제 27권, 제 1호, 1998, pp. 72~80.
- [7] A. Ebarahimi, "Minimum-Time Optimal Control of Flexible Spacecraft for Rotational Maneuvering", ICCA, 2004.
- [8] M. Malekzadeh, "Robust Control of Non-linear Flexible Spacecraft," Mechanical Engineering, Vol. 17, No. 3, 2010, pp. 217~228.
- [9] J.C. Kim, "The Study on Light Composite Solar Array/Deployment Mechanism and Bus Structure", KARI Technical Report, 2001.
- [10] S. Pellegrino, and E. Kebabze, "Low-Cost Hinge for Deployable Structures", Technical Report, CUED/D-STRUCT/TR202, 2002.
- [11] S. Hoffait, "Dynamic analysis of the self locking phenomenon in tape-spring hinges", Acta Astronautica, Vol. 66, 2010, pp. 1125~1132.
- [12] 김용하, 김현덕, 박정선, 이정진, "VABS를 이용한 복합재료 구조물의 최적설계", 한국항공우주학회 학술발표회 논문집, 2012, pp. 312~317.