

# 테더가 있는 인공위성의 비선형 동역학 해석

## Nonlinear Dynamic Analysis of a Tethered Satellite

이 규 호\* · 정 원 영\*\* · 정 진 태†

Kyuhoo Lee, Wonyoung Jung and Jintai Chung

(2011년 1월 27일 접수 ; 2011년 3월 8일 심사완료)

**Key Words :** Nonlinear Dynamics(비선형 동역학), Tethered Satellite(테더가 있는 인공위성), Time Integration (시간적분법)

### ABSTRACT

The purpose of this study is to analyze nonlinear dynamics of a tethered satellite. The nonlinear equations of motion are derived by using Lagrange's equations with the polar coordinate system. In order to analyze the response of tethered satellite, time responses are computed by the Newmark's time integration method. This paper claims that the dynamic behavior of the system is changed by the effect of length of tether, mass ratio of satellites.

### 기 호 설 명

- $\alpha_1, \alpha_2$  : 질점 인공위성간의 질량비
- $C$  : 테더가 있는 인공위성의 질량중심
- $G$  : 만유인력 상수( $G = 6.673 \times 10^{-11} \text{ Nm}^2/\text{kg}^2$ )
- $L$  : 테더의 길이
- $M_e$  : 지구의 질량( $M_e = 5.979 \times 10^{24} \text{ kg}$ )
- $m_1, m_2$  : 질점으로 묘사된 인공위성의 질량
- $\psi$  : 지구와 인공위성의 근점각
- $r$  : 지구중심과 질량중심 사이의 거리
- $\theta$  : 인공위성의 자전각

### 1. 서 론

근래에 들어 인공위성이 우주공간에서 수행하는 기능이 다양해지고 복잡해짐에 따라 우주공간에서 인공위성의 기하학적 형상 변화에 따른 구조물의

동적 안정성 및 동적 거동에 그 관심이 모아지고 있다. 인공위성은 지상의 로켓에 탑재되어 발사되고 로켓과 분리되어 우주공간의 궤도에 안착하고, 주어진 임무를 수행하기 위해서 태양 전지판과 안테나의 전개과정(deployment)을 거치며 중력 구배 안정화에 사용되는 테더(tether)또한 전개하여 임무를 수행한다. 최근 10년 사이 테더를 이용한 인공위성 시스템에 대한 많은 실험과 연구가 활발히 진행되었다. 테더는 우주선과 인공위성 혹은 분리되어 있는 두 개 이상의 서로 다른 구조물을 기계적으로 연결하는 긴 케이블을 지칭한다. 이러한 기본적인 역할 이외에도 운동량과 전기역학적 에너지의 전달, 유체 및 물질의 이송, 인공위성의 자세 제어를 위한 중력 구배안정법 등에 사용되어 그 중요성이 날로 커지고 있다.

해외에서는 테더와 인공위성 혹은 우주선에 대해서 근래에 들어 많은 연구가 진행되어 왔다. Misra와 Modi<sup>(1)</sup>가 인공위성과 관련하여 테더의 전개와 복구의 메커니즘에 대한 초기 아이디어를 정리하여 발표하였다. 이들 연구그룹은 테더의 길이가 일정하다고 가정하고 두 개의 본체를 강체로 모델링한 인공위성의 동역학을 해석하였다<sup>(2)</sup>. 또한, 테더의 횡방

† 교신저자; 정희원, 한양대학교 기계공학과  
E-mail : jchung@hanyang.ac.kr  
Tel : (031)400-5287, Fax : (031)406-6964  
\* 한양대학교 일반대학원 기계공학과

향으로의 심한 진동, 테더의 말단 질량의 자세와 전개/복구에 수반되는 동적 불안정을 제어하기 위한 다양한 방법들이 제안되었다<sup>(3-6)</sup>.

국내에서는 과학기술위성 및 다목적 실용위성의 개발과 더불어 위성의 동적 해석에 대한 연구가 폭넓게 진행되고 있다. 그러나 대부분의 연구가 인공위성의 자세제어 및 구조체의 진동실험과 관련되어 진행되고 있으며 테더를 가지는 인공위성에 대한 논의는 인공위성 전체 시스템을 고려하기 보다는 인공위성을 구성하는 부품인 태양전지판, 힌지부 등에 대한 논의가 주를 이루고 있다.

이 연구에서는 앞서 강체로 모델링된 인공위성 시스템을 질점으로 묘사하고 테더를 가지는 인공위성의 모델을 Lagrange 방정식의 이론에 기초하여 지배방정식을 유도하였다. 또한 비선형 방정식에 적합한 시간적분법을 이용하여 동적 거동을 분석하였다. 질점으로 묘사된 두 개의 인공위성의 질량비와 테더의 전개가 전체 동적 거동에 미치는 영향을 고려하였으며 질량비가 고정되어 있을 때 테더의 길이 동적거동에 미치는 영향에 대하여 고찰하였다.

## 2. 테더 시스템의 지배방정식 유도

### 2.1 지배방정식 유도를 위한 모델수립

테더에 의해 연결되어 있는 두 개의 인공위성의 모델은 Fig. 1과 같다. 해석의 용이성을 위하여 테더의 질량은 고려하지 않았으며 각 인공위성은 질점으로 가정하였다. 또한 테더를 갖는 인공위성 시스템의 질량 중심  $C$ 는 공전 궤적 평면상에 존재한다고 가정하였다. 테더의 길이  $L$ 은 시간에 따라 비례

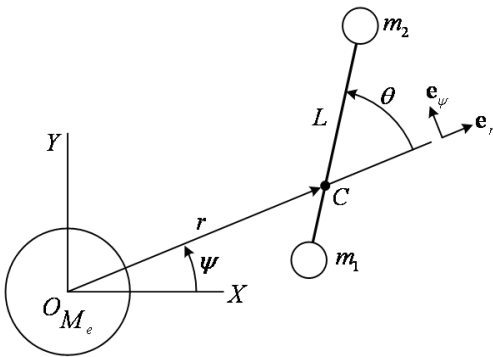


Fig. 1 Simplified model of tethered satellite

적으로 증가하며 시간에 따른 테더의 길이변화는 미리 주어져 있다고 가정하였다. 또한 테더 인공위성 시스템의 자전 각도 변화  $\theta$ 는 공전 궤도 평면상에 존재한다고 가정하여 면내 각도 변화만을 고려한 3자유도 2차원 모델을 수립하였다. 따라서 이 연구에서는 인공위성 질량중심과 지구중심과의 거리  $r$ , 공전각도  $\psi$ , 자전각도  $\theta$ 의 일반좌표에 의해 지배방정식을 유도하였다.

### 2.2 테더가 있는 인공위성의 지배방정식 유도

Lagrange 방정식에 의해 시스템의 지배방정식을 유도하기 위하여 앞서 정의한 일반좌표에 의해서 운동에너지와 위치에너지를 표현하였다. 운동에너지는 속도벡터로 표현가능하고 위치에너지는 위치벡터에 의해 나타낼 수 있다. 질점으로 묘사된 각 인공위성의 위치 벡터는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\mathbf{r}_1 = (r - \alpha_2 L \cos \theta) \mathbf{e}_r - \alpha_2 L \sin \theta \mathbf{e}_\psi \quad (1)$$

$$\mathbf{r}_2 = (r + \alpha_1 L \cos \theta) \mathbf{e}_r + \alpha_1 L \sin \theta \mathbf{e}_\psi \quad (2)$$

$$\alpha_1 = \frac{m_1}{m_1 + m_2}, \quad \alpha_2 = \frac{m_2}{m_1 + m_2} \quad (3)$$

여기서  $\mathbf{r}_1, \mathbf{r}_2$ 는 인공위성의 위치벡터를 의미하고  $\alpha_1$ 과  $\alpha_2$ 는 전체질량에 대한 각 인공위성의 질량비로 식 (3)과 같이 나타낸다.  $\mathbf{e}_r$ 과  $\mathbf{e}_\psi$ 는 질량중심의 반경방향과 접선방향의 단위벡터를 나타낸다. 식 (1), (2)의 위치벡터를 시간에 대하여 미분하여 속도벡터를 구할 수 있으며 이는 식 (4), (5)와 같이 표현할 수 있다.

$$\mathbf{v}_1 = \{\dot{r} + \alpha_2[-\dot{L} \cos \theta + L(\dot{\psi} + \dot{\theta}) \sin \theta]\} \mathbf{e}_r + \{\dot{r}\dot{\psi} + \alpha_2[-\dot{L} \sin \theta - L(\dot{\psi} + \dot{\theta}) \cos \theta]\} \mathbf{e}_\psi \quad (4)$$

$$\mathbf{v}_2 = \{\dot{r} + \alpha_1[\dot{L} \cos \theta - L(\dot{\psi} + \dot{\theta}) \sin \theta]\} \mathbf{e}_r + \{\dot{r}\dot{\psi} + \alpha_1[\dot{L} \sin \theta + L(\dot{\psi} + \dot{\theta}) \cos \theta]\} \mathbf{e}_\psi \quad (5)$$

인공위성 모델을 질점으로 가정하였기 때문에 운동에너지는 식 (6)을 이용하여 구할 수 있다. 또한 중력 퍼텐셜 에너지는 식 (7)과 같이 표현할 수 있다.

$$T = \frac{1}{2}m_1 \mathbf{v}_1 \cdot \mathbf{v}_1 + \frac{1}{2}m_2 \mathbf{v}_2 \cdot \mathbf{v}_2 \quad (6)$$

$$V = -GM_e m_1 / R_1 - GM_e m_2 / R_2 \quad (7)$$

$$R_1 = |\mathbf{r}_1| = \sqrt{r^2 + \alpha_2^2 L^2 - 2\alpha_2 L r \cos \theta} \quad (8)$$

$$R_2 = |\mathbf{r}_2| = \sqrt{r^2 + \alpha_1^2 L^2 + 2\alpha_1 L r \cos \theta} \quad (9)$$

여기서  $R_1, R_2$ 는 지구 중심에서 인공위성까지의 거리를 나타낸다. 식 (6), (7)을 식 (10)과 같이 표현될 수 있는 Lagrange 방정식에 대입하여 비선형 지배 방정식을 유도할 수 있다.

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_k} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_k} + \frac{\partial V}{\partial q_k} = Q_k \quad q_k = r, \psi, \theta \quad (10)$$

Lagrange 방정식으로부터 얻어진 테더가 있는 인공위성의 비선형 지배방정식은 식 (11)~(13)과 같다.

$$\ddot{r} - r\dot{\psi}^2 + \alpha_1 GM_e (r - \alpha_2 L \cos \theta) / R_1^3 + \alpha_2 GM_e (r + \alpha_1 L \cos \theta) / R_2^3 = 0 \quad (11)$$

$$(r^2 + \alpha_1 \alpha_2 L^2) \ddot{\psi} + \alpha_1 \alpha_2 L^2 \ddot{\theta} + 2(r\dot{r} + \alpha_1 \alpha_2 L \dot{L}) \dot{\psi} + 2\alpha_1 \alpha_2 L \dot{L} \dot{\theta} = 0 \quad (12)$$

$$L(\ddot{\psi} + \ddot{\theta}) + 2\dot{L}(\dot{\psi} + \dot{\theta}) + GM_e r \sin \theta / R_1^3 - GM_e r \sin \theta / R_2^3 = 0 \quad (13)$$

### 3. 테더가 있는 인공위성의 동적응답 분석

#### 3.1 Newmark 알고리즘을 이용한 시간적분법

이 연구에서는 식 (11)~(13)의 비선형 방정식의 시간응답을 구하기 위하여 Newmark 알고리즘을 이용하였다. Newmark 알고리즘에 적용하기 위하여 식 (11)~(13)의 비선형 방정식을 행렬-벡터 방정식으로 다시 표현하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\mathbf{M}(\mathbf{x})\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{N}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = 0 \quad (14)$$

$\mathbf{x}$ 가 변위 벡터,  $\mathbf{M}$ 은 질량행렬을 의미하고  $\mathbf{N}$ 은 비선형 벡터를 의미한다. 식으로 표현하면 아래와

같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{x} = \{r \quad \psi \quad \theta\} \quad (15)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & r^2 + \alpha_1 \alpha_2 L^2 & \alpha_1 \alpha_2 L^2 \\ 0 & L & L \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\mathbf{N}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \{N_r \quad N_\psi \quad N_\theta\}^T \quad (17)$$

$$N_r = -r\dot{\psi}^2 + \frac{\alpha_1 GM_e (r - \alpha_2 L \cos \theta)}{(r^2 + \alpha_2^2 L^2 - 2\alpha_2 L r \cos \theta)^{3/2}} + \frac{\alpha_2 GM_e (r + \alpha_1 L \cos \theta)}{(r^2 + \alpha_1^2 L^2 + 2\alpha_1 L r \cos \theta)^{3/2}} \quad (18)$$

$$N_\psi = 2(r\dot{r} + \alpha_1 \alpha_2 L \dot{L})\dot{\psi} + 2\alpha_1 \alpha_2 L \dot{L} \dot{\theta} \quad (19)$$

$$N_\theta = 2\dot{L}(\dot{\psi} + \dot{\theta}) + \frac{GM_e r \sin \theta}{(r^2 + \alpha_2^2 L^2 - 2\alpha_2 L r \cos \theta)^{3/2}} - \frac{GM_e r \sin \theta}{(r^2 + \alpha_1^2 L^2 + 2\alpha_1 L r \cos \theta)^{3/2}} \quad (20)$$

벡터 방정식으로 표현된 지배방정식을 시간적분법에 적용하여 질량비의 변화, 테더 길이의 변화에 따른 동적 응답을 구하였다. 이 연구에서는 Newmark 알고리즘을 사용하였으며 식 (17)의 matrix-vector 방정식을 시간  $t = t_{n+1}$ 에서의 변위와 속도로 변환가능하며 식으로 표현하면 이와 같다.

$$\mathbf{M}(\mathbf{d}_{n+1})\mathbf{a}_{n+1} + \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}, \mathbf{v}_{n+1}) = 0 \quad (21)$$

수치적분 알고리즘을 수행하기 위하여 변위, 속도 그리고 가속도의 초기값이 주어져야 하며 다음의 식으로 정의될 수 있다.

$$\mathbf{d}_0 = \mathbf{x}(0), \mathbf{v}_0 = \dot{\mathbf{x}}(0), \quad (22)$$

$$\mathbf{a}_0 = -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{x}(0)) \mathbf{N}(\mathbf{x}(0), \dot{\mathbf{x}}(0))$$

Newmark 알고리즘에서 속도와 변위의 예측변수  $\tilde{\mathbf{d}}_n$ 와  $\tilde{\mathbf{v}}_n$ 는 다음과 같이 주어지며

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{d}}_n &= \mathbf{d}_n + \Delta t \mathbf{v}_n + (1/2 - \beta) \Delta t^2 \mathbf{a}_n, \\ \tilde{\mathbf{v}}_n &= \mathbf{v}_n + (1 - \gamma) \Delta t \mathbf{a}_n \end{aligned} \quad (23)$$

여기서  $\Delta t$ 는 시간간격의 크기이고  $\beta$ 와  $\gamma$ 는 Newmark 알고리즘의 수치적인 계수들이다. 이 연구에서는  $\beta = 1/4$ ,  $\gamma = 1/2$ 인 trapezoidal rule을 사용하였으며 변위와 속도의 correctors는 다음과 같이 주어진다.

$$\mathbf{d}_{n+1} = \tilde{\mathbf{d}}_n + \beta \Delta t^2 \mathbf{a}_{n+1}, \mathbf{v}_{n+1} = \tilde{\mathbf{v}}_n + \gamma \Delta t \mathbf{a}_{n+1} \quad (24)$$

여기서  $\tilde{\mathbf{d}}_n$ 과  $\tilde{\mathbf{v}}_n$ 은 우리가 식 (23)을 통해 이미 알고있으며  $\mathbf{d}_n$ ,  $\mathbf{v}_n$  그리고  $\mathbf{a}_n$ 은 변위, 속도, 가속도를 의미한다. 테더를 통해 물질을 이송하는 인공위성의 동적응답은 각각의 시간간격에 따라 Newton-Raphson method를 통해 새로운 동적응답의 가속도 값이 계산된다.  $\mathbf{a}_{n+1}$ 을 구하기 위한 반복과정은 다음과 같이 주어진다.

$$\mathbf{a}_{n+1}^{(i+1)} = \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} + \Delta \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} \quad (25)$$

$$\mathbf{J}_{n+1}^{(i)} \Delta \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} = -\mathbf{M}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}) \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} - \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}, \mathbf{v}_{n+1}^{(i)}) + \mathbf{f}_{n+1} \quad (26)$$

$i$ 는 각각의 시간에서 반복되는 횟수를 의미하며 자코비안 행렬  $\mathbf{J}_{n+1}^{(i)}$ 은 다음의 식으로 표현할 수 있다.

$$\mathbf{J}_{n+1}^{(i)} = \mathbf{M}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}) + \gamma \Delta t \frac{\partial \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}, \mathbf{v}_{n+1}^{(i)})}{\partial \mathbf{v}_{n+1}^{(i)}} + \beta \Delta t^2 \frac{\partial \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}, \mathbf{v}_{n+1}^{(i)})}{\partial \mathbf{d}_{n+1}^{(i)}} \quad (27)$$

이와 같은 방법을 통해 인공위성의 질량비의 변화, 테더의 길이의 변화에 따른 동적응답을 구하였다.

### 3.2 테더의 길이에 따른 동적 거동분석

테더의 양 끝단에 위치한 질점 인공위성의 질량비는 1:1로 가정하고 테더의 길이를  $10^3$  m,  $10^4$  m,  $10^5$  m으로 변화시키면서 질량중심의 거리, 시스템의 공전각 그리고 자전각의 변화를 관찰 하였다. 초기 위치와  $\mathbf{r}_0$ 와 각속도  $\dot{\psi}_0$ 는 원 궤도 운동을 하는 조건에서 시뮬레이션을 수행하였다.

해석 결과 테더의 길이가  $10^3$  m일 경우에는 질량중심의 변화가 보이지 않는다. 즉, 초기치로 주어진 지구중심과 질량중심간의 거리가 변하지 않는다. 이런 경우에는 인공위성의 궤적이 일정 궤도를 운동하면서 변화가 거의 존재하지 않음을 알 수 있다.

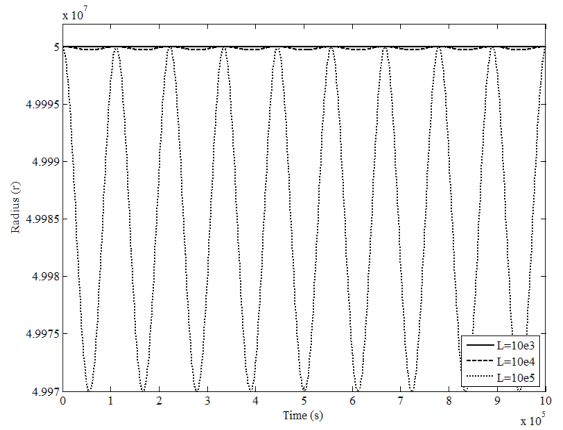


Fig. 2 Dynamic response of the mass center with various length of tether

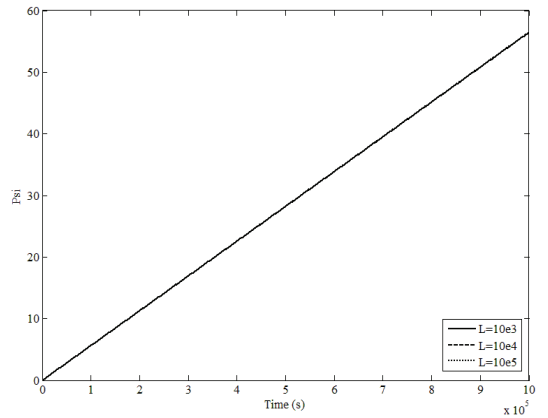


Fig. 3 Dynamic response of the orbit angle with various length of tether

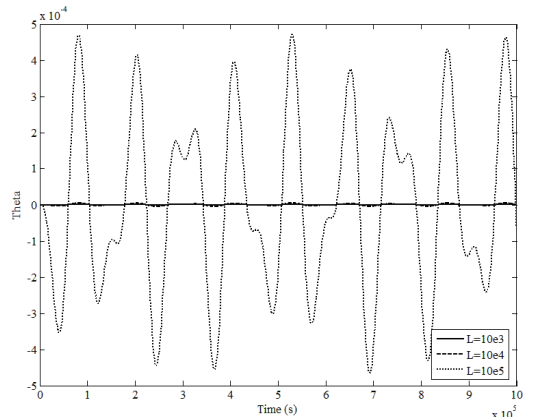


Fig. 4 Dynamic response of the pitch angle with various length of tether

하지만 테더의 길이가  $10^5$  m인 경우에는 인공위성 시스템의 질량 중심의 거리변화가 뚜렷하게 나타남을 알 수 있다. 이와 같은 결과는 테더의 길이가 길어질수록 인공위성 시스템의 거동이 불안정하다는 사실을 보여주고 있다.

테더의 길이에 따른 공전각을 나타낸 것은 Fig. 3 인데 해석 결과에서 알 수 있듯이 테더의 길이에 따른 공전각의 변화는 존재하지 않음을 알 수 있다. 그리고 결과에서 알 수 있듯이 공전 각속도를 의미하는 공전각의 기울기가 일정함을 확인할 수 있다.

테더의 길이에 따른 인공위성의 질량중심에서 자전각의 변화를 Fig. 4에 도시하였다. 결과에서 알 수 있듯이 테더의 길이가  $10^3$  m,  $10^4$  m인 경우 자전각의 변화는 매우 작은 것을 알 수 있다. 하지만 테더의 길이가  $10^5$  m인 경우 그 변화폭이 큼을 알 수 있다.

질량중심에서의 궤적의 변화를 나타내는 Fig. 2와 자전각의 변화를 나타내는 Fig. 4의 결과를 비교하면, 두 결과의 주기가 유사하여 상관관계가 있음을 유추할 수 있다. 이러한 점으로 미루어 지구중심과 인공위성 질량중심간의 거리  $r$ 의 변화는 자전각  $\theta$ 의 변화와 상관관계가 있을 것으로 예상할 수 있다.

### 3.3 질량비의 차이에 따른 동적 거동분석

테더의 길이를 시간에 대해 일정하게 증가하도록 변화시키면서 말단 질량간의 질량비에 따라 지구중심과 인공위성 질량중심간의 거리  $r$ 과 자전각  $\theta$ 의 변화를 관찰하였다. 말단 질량간의 질량비의 차이가 커지면 테더 시스템의 질량중심이 변하게 된다. 힘의 평형을 이루며 지구주위를 공전하는 인공위성과 같은 시스템에 있어 이러한 질량중심의 변화는 동적거동에 커다란 영향을 미치게 된다. 따라서 질량비의 변화에 따른 동적 응답을 구하고 분석하는 것은 테더가 있는 인공위성의 설계 시 매우 중요한 인자로 작용할 수 있다. 질량간의 질량비가 커질수록 즉, 한쪽의 질량이 다른 쪽의 질량보다 클 경우 인공위성 시스템의 질량중심까지의 거리변화의 폭이 줄어드는 것을 Fig. 5의 결과를 통해 확인할 수 있다. 이러한 결과는 인공위성간의 질량비의 차이에 의하여 시스템의 전체 궤적에 변화가 발생한다는 것을 의미한다. 질량비의 변화에 따라 살펴보면 테더의 전개에 의하여 질량중심은 아래쪽으로 이동하는데

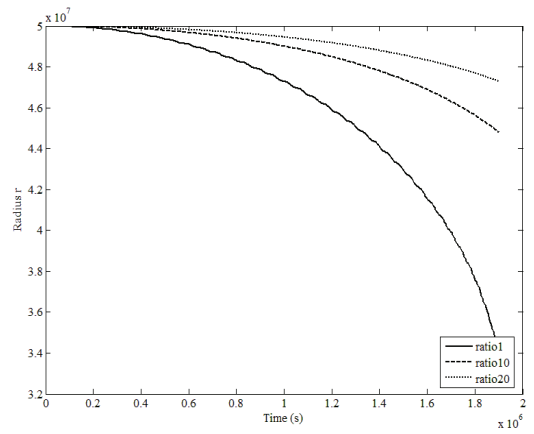


Fig. 5 Dynamic response of the radius with the mass ratio

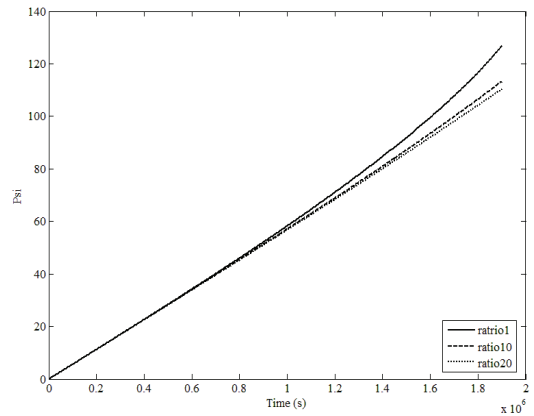


Fig. 6 Dynamic response of the orbit angle with the mass ratio

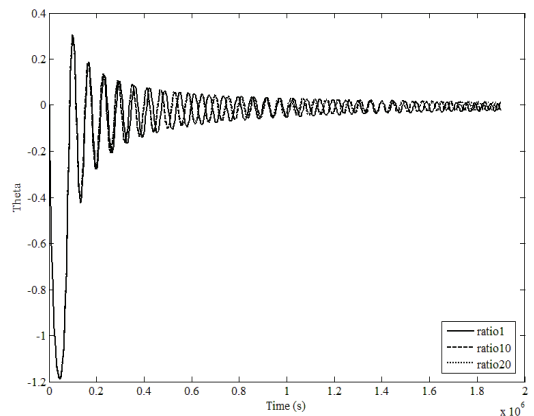


Fig. 7 Dynamic response of the pitch angle with the mass ratio

그 거리변화의 폭이 커질수록 시스템은 불안정함을 의미한다. 따라서 테더가 전개하는 방향과 각 인공위성의 질량비는 밀접한 관계를 가지고 있으며 시스템의 설계 시 중요한 변수가 된다.

질량의 비에 따라 테더의 길이가 증가하는 동안의 공전각의 변화는 Fig. 6을 통해 알 수 있다. 질량비가 1:1인 경우에는 테더의 길이가 증가함에 따라 공전 각속도에 변화가 생김을 알 수 있다. 이러한 각속도의 변화는 정지위성 같은 한 지역에 국한되어 사용되는 위성에는 적합하지 않다. 그러나 질량비가 10, 20이 됨에 따라 각속도는 일정해 지는 것을 확인할 수 있다.

테더를 이용한 인공위성은 초기에 인공위성의 자세제어를 위한 중력구배안정화 기법에 의하여 고안되었다. 우주에서 물체의 자세는 질량관성 모멘트가 최소가 되는 축이 지구 중심을 향한다. 초기조건에 의해 움직이는 자전각은 시간이 지남에 따라 0에 수렴하는 것을 Fig. 7을 통해 알 수 있으며 이 연구에서 자전각이 0이 된다는 것은 테더를 갖는 인공위성의 질량중심과 테더축이 일치한다는 것을 의미하며 이는 중력구배 안정화 기법을 만족한다는 사실을 의미한다.

#### 4. 결 론

이 연구에서는 3자유도의 2차원 평면운동을 하는 테더를 갖는 인공위성의 비선형 지배방정식을 구하고 시간적분법을 통한 동적 응답을 구하여 테더의 길이, 질량비의 변화에 대한 거동을 분석하였다.

(1) 테더의 길이별 응답특성결과 테더의 길이가 길수록 지구중심과 질량중심의 거리  $r$ 은 주기를 갖으며 변한다.

(2) 지구중심과 질량중심의 거리  $r$ 과 인공위성의 자전각  $\theta$ 는 밀접한 관계가 있다.

(3) 질량비가 클수록 테더의 길이변화에 대한 지구중심과 질량중심과의 거리  $r$ 의 변화가 둔화된다.

(4) 질량비가 클수록 공전각속도의 변화가 줄어들어 정지궤도를 유지할 수 있다.

(5) 테더의 길이가 증가함에 따라 자전각  $\theta$ 는 지

구중심을 향하며 이는 중력구배안정화 기법을 만족한다.

#### 후 기

이 논문은 2010년 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (2010-0016998)

#### 참 고 문 헌

- (1) Misra, A. K. and Modi, V. J., 1982, Dynamics and Control of Tether Connected Two-body Systems-a Brief Review, 33rd Congress of the International Astronautical Federation, pp. 473~514.
- (2) Misra, A. K., Nixon, M. S. and Modi, V. J., 2001, Nonlinear Dynamics of Two Body Tethered Satellite Systems: Constant Length Case, Journal of Astronautical Science, Vol. 49, No. 2, pp. 219~236.
- (3) Modi, V. J., Pradhan, S. and Misra, A. K., 1997, Controlled Dynamics of Flexible Orbiting Tethered Systems: Analysis and Experiments, Journal of Vibration and Control, Vol. 3, No. 4, pp. 459~497.
- (4) Krupa, M., Kuhn, A., Poth, W., Schagerl, M., Steindl, A., Steiner, W., Troger, H., Wiedermann, G., 2000, Tethered Satellite Systems, European Journal of Mechanics A-Solids, Vol. 19, pp. S145~S164.
- (5) Djebli, A., El Bakkali, L. and Pascal, M., 2002, On Fast Retrieval Laws for Tethered Satellite Systems, Acta Astronautica, Vol. 50, No. 8, pp. 461~470.
- (6) Kumar, K. D. and Kumar, K., 1999, Satellite Pitch and Roll Attitude Maneuvers Through Very Short Tethers, Acta Astronautica, Vol. 44, No. 5-6, pp. 257~265.
- (7) Yoo, H. H. and Lim, H. S., 2006, Dynamic Analysis of an Impulsively Forced Rotating Cantilever Beam, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 3, pp. 226~232.