

유체가 이송하는 테더가 있는 인공위성의 동특성 분석

Nonlinear Dynamic Analysis of a Satellite with Tether Conveying Fluid

정 원 영* · 이 규 호* · 정 진 태†

Wonyoung Jung, Kyuho Lee and Jintai Chung

(2011년 1월 17일 접수 ; 2011년 7월 21일 심사완료)

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

ABSTRACT

The purpose of this study is to analyze nonlinear dynamics of a tethered satellite. The coupled non-linear equations of motion are derived by using the extended Hamilton's principle 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. We also investigate the dynamic behavior of the system and the effects of length of tether, tip mass and conveyed fluid through the tether with time variation.

기 호 설 명

- 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
- ψ : 지구와 인공위성의 근점각
- r : 지구중심과 인공위성1까지의 거리
- θ : 인공위성의 자전각
- U : 이송하는 유체의 속도

1. 서 론

인공위성이 우주공간에서 수행해야 하는 기능이

복잡해짐에 따라 다양한 목적의 인공위성 개발의 필요성이 대두되었으며, 임무수행에 따라 기하학적 형상변화가 필요해졌다. 이러한 복잡한 형상의 인공위성은 서로 다른 두 개의 인공위성을 동시에 띄워 사용하는 단계에 까지 이르렀으며, 두 개의 인공위성과 인공위성을 연결하는 구조물의 형상변화에 따른 인공위성의 동적 안정성 및 동적 거동에 그 관심이 모아지고 있다.

테더는 우주선과 인공위성 혹은 분리되어 있는 두 개 이상의 서로 다른 구조물을 기계적으로 연결하는 긴 케이블을 지칭하는데, 로켓에 의하여 우주로 발사된 복합 위성체들이 궤도 안착 후 분리되어, 통신 및 에너지, 유체 이송 등 다양한 역할을 수행하는데 쓰일 것으로 예상되며 관련된 연구들이 활발히 진행 중이다. 구체적으로, 전기 테더(electric tether)는 지구의 자기장과 테더에 유도된 전기력의 상관관계를 이용하여 인공위성의 자세를 제어하는데 활용하기 위해 연구되고 있으며, 테더의 길이를 증가시켜 우주에서 채취한 샘플을 지구로 가져오는 임무를 수행하는 목적으로 유럽우주국의 주관하에 연구되고 있다. 또한 전세계의 여러 대학들이 참가

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

* 한양대학교 일반대학원 기계공학과

이 논문의 일부는 2010년 추계 소음진동 학술대회에서 발표되었음.

한 YES2프로젝트에서는 30 km 길이의 테더를 전개하는 실험이 우주공간에서 진행되기도 하였다. 이와 같이 테더를 이용한 전기역학적 에너지의 전달, 유체 및 물질의 이송 등에 대한 문제는 그 중요성이 날로 커져 선진국을 중심으로 활발히 연구가 진행되고 있지만 물질 이송시의 자세 제어나 동역학적 거동에 대한 연구는 거의 진행된 바 없다. 테더에 의해 발생하는 과도한 대변위 진동은 시스템의 불안정성을 증폭시켜 위성체의 멸실 및 파괴를 가져올 수 있으므로 안정적인 궤도 유지와 임무수행을 위해서는 비선형 동역학 해석이 반드시 필요하다.

인공위성 시스템에서의 테더에 대한 연구는 다양한 방향에서 연구되었다. 지난 20년 동안 NASA에서는 SEDS-1, SEDS-2, TSS-1 그리고 TSS-1R 등의 미션을 수행하며 인공위성을 통한 테더의 모멘텀의 전달 및 전개에 관한 연구가 수행되었으며⁽¹⁻⁴⁾, 최근에는 비행체와 인공위성을 연결하는 전기테더와 같은 임무수행에 관한 연구가 진행 중이다^(5,6). 또한 테더가 있는 인공위성의 동역학적 분석에 있어서 Misra 등⁽⁷⁾은 테더가 있는 인공위성 시스템의 다물체 모델을 Lagrange equation 을 사용하여 다양한 테더의 길이와 대변형 운동을 고려한 운동방정식을 수립하였으며, 테더가 있는 인공위성의 운동방정식을 Newton 법칙을 활용하여 유도하기도 하였다⁽⁸⁻¹⁰⁾. 또한 유체가 이송되는 회전하는 파이프에 대한 운동방정식을 유도하고 동특성을 분석하였다⁽¹¹⁾.

이 연구에서는 인공위성을 질점으로 묘사하고 내부에 이송되는 유체를 갖는 테더를 강체로 가정하여 확장된 해밀턴 원리에 기초한 지배방정식을 유도하였다. 유도된 비선형 방정식을 통해 적합한 시간적분법을 선정하여 동적 거동을 분석하였다. 먼저 유체의 이송에 따른 인공위성 시스템의 무게중심 변화가 동적 거동에 미치는 영향을 고려하였으며, 테더의 길이 및 유체의 이송속도가 인공위성 시스템에 미치는 영향을 분석하였다.

2. 테더가 있는 인공위성의 운동방정식

2.1 운동방정식 유도를 위한 모델수립

테더에 의해 연결되어 있는 두 개의 인공위성의 모델은 Fig. 1과 같다. 두개의 인공위성은 질점, 테더는 강체로 가정하였으며 테더의 변위는 고려하지

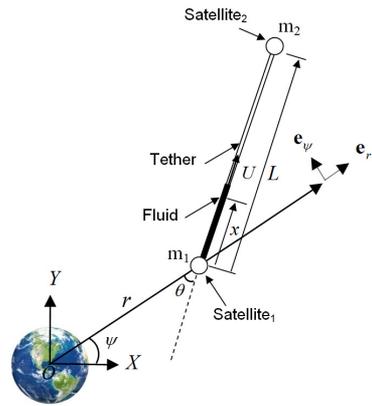


Fig. 1 Simplified model of tethered satellite

않고 원형의 내경이 존재하는 직선관으로 가정하였다. 테더의 길이 L은 변하지 않고 내부에 흐르는 유체는 U의 속도, 가속도로 이송되며 이송속도의 변화는 일정하게 미리 주어져 있다고 가정하였다. 또한 테더가 있는 인공위성 시스템의 자전각의 변화는 공전 궤도 평면상에 존재한다고 가정하여 면내 각도 변화만을 고려한 2차원으로 모델을 수립하였다. 따라서 이 연구에서는 인공위성1과 지구중심과의 거리 r, 공전각도 ψ, 자전각도 θ의 일반좌표에 의해 지배방정식을 유도하였다.

2.2 테더가 있는 인공위성의 지배방정식 유도

확장된 해밀턴 원리에 의해 시스템의 지배방정식을 유도하기 위하여 앞서 정의한 일반좌표에 의해서 운동에너지와 위치에너지를 표현하였다. 운동에너지는 속도벡터로 표현가능하고 위치에너지는 위치벡터에 의해 나타낼 수 있다. 각 인공위성과 테더, 유체에 대한 위치 벡터는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\mathbf{r}_1 = r \mathbf{e}_r \quad (1)$$

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

$$\mathbf{r}_f = (r + x \cos \theta) \mathbf{e}_r + x \sin \theta \mathbf{e}_\psi \quad (3)$$

$$\mathbf{r}_f = (r + x \cos \theta) \mathbf{e}_r + x \sin \theta \mathbf{e}_\psi \quad (4)$$

여기서 \mathbf{r}_1 , \mathbf{r}_2 는 인공위성의 위치벡터를 의미하고 \mathbf{r}_f 는 테더의 위치벡터, \mathbf{r}_f 는 테더 내부 유체의 위치벡터를 나타낸다. \mathbf{e}_r 과 \mathbf{e}_ψ 는 인공위성1의 반경방향과

접선방향의 단위벡터를 나타낸다. 식 (1)~(3)의 위치벡터를 시간에 대하여 미분하여 각각의 속도벡터를 구할 수 있고 식 (4)의 이송되는 유체의 위치벡터는 물질미분을 통해 속도벡터를 구할 수 있는데 이는 식 (5)~(8)와 같이 표현할 수 있다.

$$\mathbf{v}_1 = \dot{r}\mathbf{e}_r + r\dot{\psi}\mathbf{e}_\psi \quad (5)$$

$$\mathbf{v}_2 = \{\dot{r} - L(\dot{\psi} + \dot{\theta})\sin\theta\}\mathbf{e}_r + \{r\dot{\psi} + L(\dot{\psi} + \dot{\theta})\cos\theta\}\mathbf{e}_\psi \quad (6)$$

$$\mathbf{v}_t = (\dot{r} - x(\dot{\psi} + \dot{\theta})\sin\theta)\mathbf{e}_r + (r\dot{\psi} + x(\dot{\psi} + \dot{\theta})\cos\theta)\mathbf{e}_\psi \quad (7)$$

$$\mathbf{v}_f = (\dot{r} - x(\dot{\psi} + \dot{\theta})\sin\theta + U\cos\theta)\mathbf{e}_r + (r\dot{\psi} + x(\dot{\psi} + \dot{\theta})\cos\theta + U\sin\theta)\mathbf{e}_\psi \quad (8)$$

인공위성 시스템의 모델을 질점과 연속체로 가정하였기 때문에 운동에너지는 식 (9)를 이용하여 구할 수 있다. 또한 중력 퍼텐셜에너지는 식 (10)과 같이 표현 할 수 있다.

$$T = \frac{1}{2}(m_1 - m_f U t)\mathbf{v}_1 \cdot \mathbf{v}_1 + \frac{1}{2}(m_2 + m_f U t)\mathbf{v}_2 \cdot \mathbf{v}_2 + \frac{1}{2}m_t \int_0^L \mathbf{v}_t \cdot \mathbf{v}_t dx + \frac{1}{2}m_f \int_0^L \mathbf{v}_f \cdot \mathbf{v}_f dx \quad (9)$$

$$V = -\frac{GM_e(m_1 - m_f U t)}{R_1} - \frac{GM_e(m_2 + m_f U t)}{R_2} - \int_0^L \frac{GM_e m_t}{R_t} dx - \int_0^L \frac{GM_e m_f}{R_f} dx \quad (10)$$

여기서 m_t 는 테더의 단위길이당 밀도, m_f 는 유체의 단위길이당 밀도를 의미한다. R_1, R_2 는 지구 중심에서 각 인공위성까지의 거리를 나타내고 R_t, R_f 는 테더와 유체의 임의의 위치까지의 거리를 나타낸다. 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$R_1 = r \\ R_2 = \sqrt{L^2 + 2Lr\cos\theta + r^2} \\ R_t = R_f = \sqrt{r^2 + 2xr\cos\theta + x^2} \quad (11)$$

유도한 운동에너지와 퍼텐셜에너지를 식 (12)와 같은 확장된 헤밀턴 원리에 적용하기 위해서는 각각의 변분값을 구해야 한다.

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta T - \delta V + \delta W_{nc} - \delta M) dt = 0 \quad (12)$$

δT 와 δV 는 운동에너지와 중력 퍼텐셜에너지의 변분을 의미하며 다음의 식으로 표현될 수 있으며 테더의 경계를 통과하는 가상운동 변화량 δM 은 식 (15)와 같이 표시될 수 있으며 비보존력에 의한 일 δW_{nc} 은 고려하지 않았다.

$$\delta T = (m_1 - \rho_f A_f U t)\mathbf{v}_1 \cdot \delta \mathbf{v}_1 + (m_2 + \rho_f A_f U t)\mathbf{v}_2 \cdot \delta \mathbf{v}_2 + \rho_t A_t \int_0^L \mathbf{v}_t \cdot \delta \mathbf{v}_t dx + \rho_f A_f \int_0^L \mathbf{v}_f \cdot \delta \mathbf{v}_f dx \quad (13)$$

$$\delta V = -\delta \frac{GM_e(m_1 - \rho_f A_f U t)}{R_1} - \delta \frac{GM_e(m_2 + \rho_f A_f U t)}{R_2} - \delta \int_0^L \frac{GM_e \rho_t A_t}{R_t} dx - \delta \int_0^L \frac{GM_e \rho_f A_f}{R_f} dx \quad (14)$$

$$\delta M = [\rho_f A_f (\mathbf{v}_f \cdot \delta \mathbf{r}_f) \mathbf{U} \cdot \mathbf{n}]_0^L \quad (15)$$

ρ_t, A_t 는 테더의 밀도와 단면적을 의미하며 ρ_f, A_f 는 유체의 밀도와 단면적을 나타낸다. 위의 식 (13), (14), (15)를 이용하여 식 (12)에 대입하여 정리하면 물질을 이송하는 인공위성 시스템의 비선형 지배방정식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$M_1 \ddot{r} - M_2 \sin\theta \ddot{\psi} - M_2 \sin\theta \ddot{\theta} - M_1 r \dot{\psi}^2 - M_2 (\dot{\theta} + \dot{\psi})^2 \cos\theta - 2m_f U (\dot{\theta} + \dot{\psi}) \sin\theta + m_f \dot{U} \cos\theta + \frac{GM_e(m_1 - \rho_f A_f U t)}{R_1^2} + \frac{GM_e(m_2 + \rho_f A_f U t)(r + L\cos\theta)}{R_2^3} + \frac{GM_e(m_t + m_f)}{R_1 R_2} = 0 \quad (16)$$

$$M_2 \sin\theta \ddot{r} - (M_1 r^2 + 2M_2 r \cos\theta + M_3) \ddot{\psi} - (M_2 r \cos\theta + M_3) \ddot{\theta} - 2M_1 r \dot{r} \dot{\psi} - 2M_2 \dot{r} \dot{\psi} \cos\theta + 2M_2 r \dot{\theta} \dot{\psi} \sin\theta + M_2 r \dot{\theta}^2 \sin\theta - m_f U r \dot{\theta} \cos\theta - m_f U \dot{r} \sin\theta - m_f \dot{U} r \sin\theta = 0 \quad (17)$$

$$M_2 \sin\theta \ddot{\theta} - (M_2 r \cos\theta + M_3) \ddot{\psi} - M_3 \ddot{\theta} - 2M_2 \dot{r} \dot{\psi} \cos\theta - M_2 r \dot{\psi}^2 \sin\theta - m_f L U (\dot{\theta} + \dot{\psi})$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{GM_e(m_2 + \rho_f A_f U t) r L \sin \theta}{R_2^3} \\
& + \frac{GM_e(m_i + m_f)}{L \sin \theta} \\
& - \frac{GM_e(m_i + m_f)(r \csc \theta + L \cot \theta)}{L R_2} = 0
\end{aligned} \quad (18)$$

여기서,

$$\begin{aligned}
m_i &= \rho_i A_i L, \quad m_f = \rho_f A_f L \\
M_1 &= m_i + m_2 + m_i + m_f \\
M_2 &= (m_2 + \rho_f A_f U t + (m_i + m_f) / 2) L \\
M_3 &= (m_2 + \rho_f A_f U t + (m_i + m_f) / 3) L^2
\end{aligned} \quad (19)$$

3. 테더가 있는 인공위성의 동적응답 분석

3.1 Newmark 알고리즘을 이용한 시간적분법

인공위성 시스템의 동적응답을 분석하기 위하여 시간적분법을 수행하였다. 유도된 비선형 방정식을 수치적분 알고리즘에 적용하기 위해서는 행렬-벡터 형태로 표현해야 한다. 식 (16), (17), (18)을 행렬-벡터 방정식으로 표현하면 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\mathbf{M}(\mathbf{x})\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{N}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = 0 \quad (20)$$

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

$$\mathbf{x} = \{r, \psi, \theta\}^T \quad (21)$$

$$\mathbf{M} = \begin{bmatrix} M_1 & -M_2 \sin \theta & -M_2 \sin \theta \\ -M_2 \sin \theta & M_1 r^2 + 2M_2 r \cos \theta + M_3 & M_2 r \cos \theta + M_3 \\ -M_2 \sin^2 \theta & (M_2 r \cos \theta + M_3) \sin \theta & M_3 \sin \theta \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\mathbf{N}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \{N_r, N_\psi, N_\theta\}^T \quad (23)$$

$$\begin{aligned}
N_r &= -M_1 r \dot{\psi}^2 - M_2 (\dot{\theta} + \dot{\psi})^2 \cos \theta \\
& - 2m_f U (\dot{\theta} + \dot{\psi}) \sin \theta + m_f \dot{U} \cos \theta \\
& + GM_e(m_2 + \rho_f A_f U t)(r + L \cos \theta) / R_2^3 \\
& + GM_e(m_i - \rho_f A_f U t) / R_1^2 \\
& + GM_e(m_i + m_f) / R_1 R_2
\end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned}
N_\psi &= 2M_1 r \dot{r} \dot{\psi} + 2M_2 \dot{r} \dot{\psi} \cos \theta - 2M_2 r \dot{\theta} \dot{\psi} \sin \theta \\
& - M_2 r \dot{\theta}^2 \sin \theta + m_f U r \dot{\theta} \cos \theta
\end{aligned} \quad (25)$$

$$+ m_f U \dot{r} \sin \theta + m_f \dot{U} r \sin \theta$$

$$\begin{aligned}
N_\theta &= M_2 r \dot{\psi}^2 \sin^2 \theta + M_2 \dot{r} \dot{\psi} \sin 2\theta \\
& + m_f L U (\dot{\theta} + \dot{\psi}) \sin \theta - GM_e(m_i + m_f) / L \\
& + GM_e(m_i + m_f)(r + L \cos \theta) / L R_2 \\
& - GM_e(m_2 + \rho_f A_f U t) r L \sin^2 \theta / R_2^3
\end{aligned} \quad (26)$$

테더를 통해 물질을 이송하는 인공위성의 동적응답을 구하기 위하여 matrix-vector 형태의 지배방정식을 수치적인 시간적분법에 적용하였다. 이 연구에서는 Newmark 알고리즘을 사용하였으며 식 (20)의 matrix-vector 방정식을 시간 $t=t_{n+1}$ 에서의 변위와 속도로 변환가능하며 식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\mathbf{M}(\mathbf{d}_{n+1})\mathbf{a}_{n+1} + \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}, \mathbf{v}_{n+1}) = 0 \quad (27)$$

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

$$\begin{aligned}
\mathbf{d}_0 &= \mathbf{x}(0), \quad \mathbf{v}_0 = \dot{\mathbf{x}}(0), \\
\mathbf{a}_0 &= -\mathbf{M}^{-1}(\mathbf{x}(0)) \mathbf{N}(\mathbf{x}(0), \dot{\mathbf{x}}(0))
\end{aligned} \quad (28)$$

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

$$\begin{aligned}
\tilde{\mathbf{d}}_n &= \mathbf{d}_n + \Delta t \mathbf{v}_n + (1/2 - \beta) \Delta t^2 \mathbf{a}_n, \\
\tilde{\mathbf{v}}_n &= \mathbf{v}_n + (1 - \gamma) \Delta t \mathbf{a}_n
\end{aligned} \quad (29)$$

여기서 Δt 는 시간간격의 크기이고 β 와 γ 는 Newmark 알고리즘의 수치적인 계수들이다. 이 연구에서는 $\beta = 1/4$, $\gamma = 1/2$ 인 사다리꼴 공식을 사용하였으며 변위와 속도의 수정자는 다음과 같이 주어진다.

$$\mathbf{d}_{n+1} = \tilde{\mathbf{d}}_n + \beta \Delta t^2 \mathbf{a}_{n+1}, \quad \mathbf{v}_{n+1} = \tilde{\mathbf{v}}_n + \gamma \Delta t \mathbf{a}_{n+1} \quad (30)$$

여기서 $\tilde{\mathbf{d}}_n$ 과 $\tilde{\mathbf{v}}_n$ 은 우리가 식 (29)를 통해 이미 알고 있으며 \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 방법을 통해 새로운 동적응답의 가속도값이 계산되어진다. \mathbf{a}_{n+1} 을 구하기 위한 반복과정은 다음과 같이 주어진다.

$$\mathbf{a}_{n+1}^{(i+1)} = \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} + \Delta \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} \quad (31)$$

$$\mathbf{J}_{n+1}^{(i)} \Delta \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} = -\mathbf{M}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}) \mathbf{a}_{n+1}^{(i)} - \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}, \mathbf{v}_{n+1}^{(i)}) + \mathbf{f}_{n+1} \quad (32)$$

i 는 Newton-Raphson의 반복횟수를 의미하며 자코비안 행렬 $\mathbf{J}_{n+1}^{(i)}$ 은 다음의 식으로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_{n+1}^{(i)} = & \mathbf{M}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}) + \gamma \Delta t \frac{\partial \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}, \mathbf{v}_{n+1}^{(i)})}{\partial \mathbf{v}_{n+1}^{(i)}} \\ & + \beta \Delta t^2 \frac{\partial \mathbf{N}(\mathbf{d}_{n+1}^{(i)}, \mathbf{v}_{n+1}^{(i)})}{\partial \mathbf{d}_{n+1}^{(i)}} \end{aligned} \quad (33)$$

이와 같은 방법을 통해 테더의 길이의 변화, 이송하는 유체의 속도변화에 따른 동적응답을 구하였다.

3.2 테더의 길이에 따른 동적 거동분석

테더의 길이를 10^4 m, 10^5 m, 10^6 m로 변화시키며 지구중심에서 인공위성1까지의 거리와 자전각의 변화를 관찰하였다. 유체의 이송이 없는 상태에서 인공위성의 질량 m_1, m_2 는 1,000 kg, 테더의 밀도 ρ_t 는 $2,300 \text{ kg/m}^3$ 을 사용하였으며 지구에서 인공위성1까지 거리의 초기값 r_0 는 6.6×10^6 m, 자전각 θ_0 는 0, 초기발사속도 $\dot{\psi}_0$ 는 1.178×10^{-3} m/s 조건에서 시뮬레이션을 수행하였다. 초기 발사속도는 초기발사위치에서 원궤도 위성의 경우로 결정하였다. Fig. 2는 테더길이의 변화에 따른 지구와 인공위성의 거리변화를 보여주고 있다. 테더의 길이가 10^4 m일 경우에는 인공위성의 궤적의 변화가 거의 보이지 않는다. 즉, 초기치로 주어진 지구중심과 인공위성1까지의

거리 \mathbf{r} 이 주기적인 성분을 가지고 있지만 상대적으로 진폭이 작다. 하지만 테더의 길이가 10^6 m인 경우에는 인공위성 시스템에서 지구중심까지의 거리 변화가 커짐을 알 수 있다. 따라서 유체이송의 영향을 관찰하기 위해서는 테더의 길이가 10^4 m인 조건에서 시뮬레이션을 수행하는 것이 타당하다.

Fig. 3은 테더의 길이변화에 따른 자전각의 변화를 보여주고 있다. 자전각의 변화도 지구중심과의 거리와 마찬가지로 테더의 길이가 늘어남에 따라 변화가 커짐을 알 수 있으며 이러한 자전각의 커다란 변화는 인공위성의 궤적이 불안정한 상태임을 의미한다. 따라서 위성의 궤적이 변하지 않은 상태에서 임무를 수행하는데 테더의 길이가 짧을수록 유리하다.

3.3 이송하는 유체의 속도에 따른 동적 거동 분석

테더를 통해 이송하는 유체의 유속을 변화시켜 동적응답을 관찰하였다. 초기의 유체는 테더의 내부에 채워진 상태로 이송되며 모멘텀을 발생하고 질량비의 변화를 유도한다. 이송속도는 일정하게 1.5 m/s, 0 m/s, -1.5 m/s로 변화를 주어 시뮬레이션을 수행하였다. 유속이 양의 경우는 유체가 인공위성1에서 인공위성2 방향으로 흐르는 경우이며 음의 경우는 그 반대방향으로 유체가 흐르는 경우이다. 힘의 평형을 유지하며 지구주위를 공전하는 인공위성의 경우 질량중심의 변화는 궤적에 커다란 영향을 미치게 된다. 따라서 유체의 이송은 시스템의 질량중심의 변화를 유발하게 되어 궤적의 변화가 발생

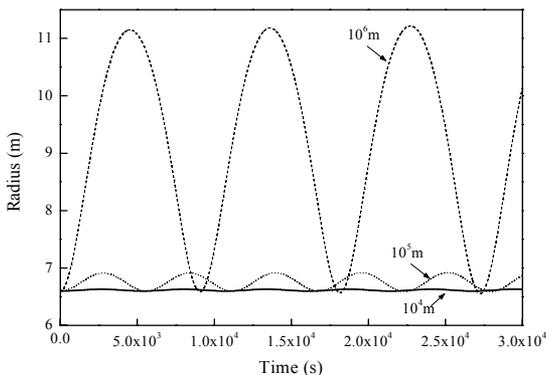


Fig. 2 Dynamic response of the radius with various length of tethers

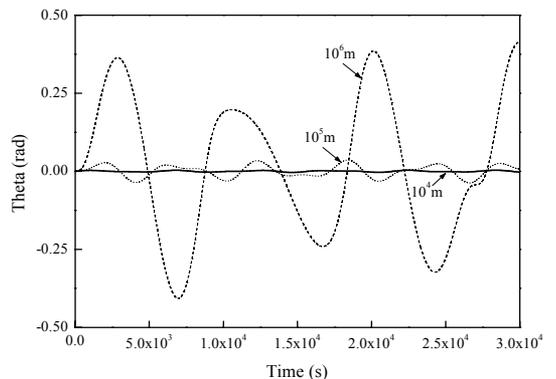


Fig. 3 Dynamic response of the pitch angle with various length of tethers

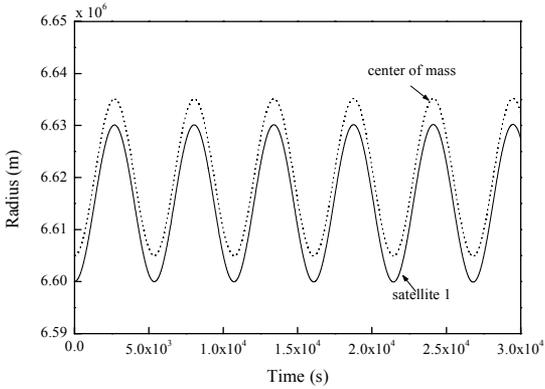


Fig. 4 Dynamic response of the radius without conveying fluid

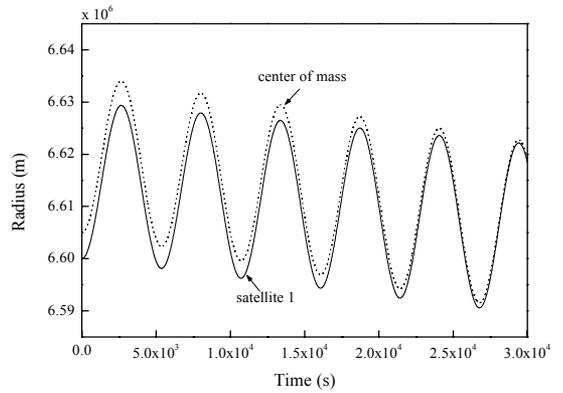


Fig. 6 Dynamic response of the radius with negative conveying velocity

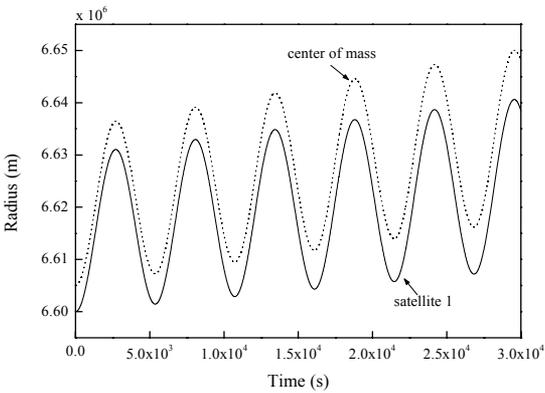


Fig. 5 Dynamic response of the radius with positive conveying velocity

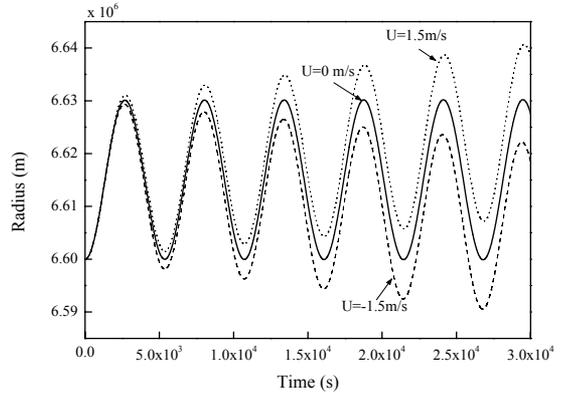


Fig. 7 Dynamic response of the radius with various conveying velocity

하게 된다. Fig. 4는 유체의 이송이 없는 경우의 질량 중심의 변화를 관찰한 결과이다. 질량중심과 인공위성 1의 간격이 일정하게 유지되는 것을 알 수 있다.

하지만 유체가 이송될 경우 시스템의 질량중심 또한 같은 방향으로 이동하게 된다. Fig. 5를 보면 유속이 양수일 때는 질량중심과 인공위성 1까지의 거리가 지구로부터 멀어지면서 질량중심과 인공위성 1의 간격이 커지는 결과를 보여주고 있다. 이것은 유체가 이송됨에 따라 질량중심이 인공위성 2로 변화하고 있음을 의미한다. Fig. 6을 보면 반대의 경우에는 시스템 전체가 지구와 가까워지면서 질량중심이 인공위성 1로 이동되는 것을 통해 확인할 수 있다.

Fig. 7은 유속의 변화에 따른 지구중심에서 인공위성까지의 거리 r 의 변화를 보여주고 있다. 유속이 1.5 m/s의 경우에는 인공위성이 지구로부터 멀어지는

것을 알 수 있다. 이와 같은 결과는 질량중심의 변화와 유사한 경향을 보이고 있어 유체의 이송에 따라 인공위성의 궤적의 변화가 발생하는 것을 알 수 있다.

4. 결 론

이 연구에서는 테더가 있는 인공위성을 질점과 강체로 모델링하고 테더의 내부에 유체가 흐르는 모델을 수립하고 확장된 헤밀턴 원리를 통해 비선형 운동방정식을 유도하였다. 또한 Newmark 알고리즘을 사용하여 테더의 길이변화, 유체의 유속의 변화에 따른 동적거동을 분석하였다. 이를 통하여 다음과 같은 결과를 도출할 수 있었다.

- (1) 테더의 길이에 변화를 주어 인공위성 시스템

의 거동을 관찰한 결과 테더의 길이가 길수록 지구에서 시스템까지의 거리, 자전각의 변화가 불안정하게 커짐을 알 수 있었으며 유체의 이송효과를 관찰하기 위해서는 테더의 길이가 10^4 m인 상태에서 시뮬레이션을 수행해야만 타당한 결과를 얻을 수 있다.

(2) 테더를 통해 유체가 이송될 경우 질량중심의 이동에 따라 시스템의 거동의 방향이 변화하는 것을 알 수 있었으며 이를 통해 궤적의 변화를 유발하는 것을 알 수 있다. 따라서 유체의 이송은 테더가 있는 인공위성 시스템의 궤적을 제어하는 새로운 방법으로 활용될 수 있을 것이다.

후 기

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

참 고 문 헌

(1) Mankala, K. K. and Agrawal, S. K., 2005, Dynamic Modeling and Simulation of Satellite Tethered Systems, ASME J. Vibr. Acoust., Vol. 127, No. 2, pp. 144~156.

(2) Leamy, M. J., Noor, A. K. and Wasfy, T. M., 2001, Dynamic Simulation of a Tethered Satellite System Using Finite Elements and Fuzzy Sets, Comput. Methods Appl. Mech. Eng., Vol. 190, No. 37, pp. 4847~4870.

(3) Forward, R. L., Hoyt, R. P. and Uphoff, C. W., 2000, Terminator Tether: A Spacecraft Deorbit Device, J. Spacecr. Rockets, Vol. 37, No. 2, pp. 187~196.

(4) Beletsky, V. V. and Levin, E. M., 1993,

Dynamics of Space Tether Systems, American Astronautical Society, San Diego.

(5) Kim, M. and Hall, C. D., 2004, Control of a Rotating Variable-length Tethered System, J. Guidance Control Dyn., Vol. 27, No. 5, pp. 849~858.

(6) Kim, M. and Hall, C. D., 2007, Dynamics and Control of Rotating Tethered Satellite Systems, J. Spacecr. Rockets, Vol. 44, No. 3, pp. 649~659.

(7) Misra, A., Keshmiri, M. and Modi, V. J., 1996, General Formulation for N-body Tethered Satellite System Dynamics, J. Guide. Control Dyn., Vol. 19, No. 1, pp. 75~83.

(8) Kuhn, A., Steiner, W., Zemann, J., Dinevski, D. and Troger, H., 1995, A Comparison of Various Mathematical Formulations and Numerical Solution Methods for the Large Amplitude Oscillations of a String Pendulum, Appl. Math. Comput., Vol. 67, No. 1-3, pp. 227~264.

(9) Steiner, W., Zemann, J., Steindl, A. and Troger, H., 1995, Numerical Study of Large Amplitude Oscillations of a Two-satellite Continuous Tether System with a Varying Length, Acta Astronaut., Vol. 35, No. 9, pp. 607~621.

(10) Misra, A. K. and Modi, V. J., 1982, Dynamics and Control of Tether Connected Two-body Systems-A Brief Review, Space 2000: Selections of Papers Presented at the 33rd Congress of the International Astronautical Federation, Vol. 26, No. 2, pp. 473~514.

(11) Yoon, H. I. and Son, I. S., 2003, The Dynamic Characteristics of Rotating Cantilever Pipe Conveying Fluid, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 13, No. 1, pp. 26~32.