

# テザー衛星収納時の発散振動の制御

阿部雅人<sup>1</sup>・樋口健<sup>2</sup>・名取通弘<sup>3</sup>・岩佐貴史<sup>4</sup>

<sup>1</sup>正会員 Ph.D. 東京大学講師 工学系研究科社会基盤工学専攻 (〒113-8656 東京都文京区本郷 7-3-1)

<sup>2</sup>工博 宇宙科学研究所助教授 (〒229-0022 神奈川県相模原市由野台 3-1-1)

<sup>3</sup>工博 宇宙科学研究所教授 (〒229-0022 神奈川県相模原市由野台 3-1-1)

<sup>4</sup>正会員 工修 五洋建設 (〒112-0004 東京都文京区後楽 2-2-8)

テザー衛星システムは、スペースシャトルなどの母船と子衛星が柔軟なテザー（ケーブル）で結ばれたシステムであり、実験観測や長大宇宙構造物建造にあたって幅広い応用が期待されているが、その柔軟性のために振動が問題となる。特に、収納時においては、発散振動が生じることが知られており、何らかのアクティブな制振策を導入する必要がある。本論文では、テザー長の調節による衛星軌道面内の振動制御を対象に、(i) 非線形の運動方程式を線形化した上で最適制御理論を適用する手順の制御則の設計法を構築し、(ii) 軌道面上の動力学を近似的に再現する地上実験により実験的にその有効性を検証した。

**Key Words:** ground experiment, retrieval motion, space tether, vibration control

## 1. はじめに

テザー衛星とは、図-1に模式的に示したように、スペースシャトルなどの母船とテザー（ケーブル）で結合された子衛星である。母船からテザーを進展することで、所定の位置に配置可能であり、また、収納することも可能であるため、実験観測用衛星として提案されている。特に、空気抵抗のため衛星単独では地球周回が不可能である低高度域における大気研究に大きく可能性を開くものと期待されている。例えば、高度220km程度のスペースシャトルの軌道からテザーを100km進展することで子衛星を高度120kmで周回させ、各種計測を行うなどの応用が提案されている。また、工学的にも、長大宇宙構造物を建造する際の宇宙空間における組立作業を支援する基幹技術として、テザーシステムは有用である。なお、テザー衛星システムの応用やこれまでの発展の経緯については、例えば文献1)に詳しい。

このように、テザー衛星システムには多くの応用が期待されているが、非常に長いテザーを通してシャトルと衛星が結合されているため、構造的には柔軟で振動の影響を受けやすい。また、比較的低高度とはいえ空気抵抗による減衰も軽微である。それに加え、テザー進展時においては、高高度のシャトル位置と低高度のテザー衛星位置間の重力の差を利用して安定に進展することが可能であるものの、テザ

ー収納時には不安定化して発散振動が生じることが知られている<sup>1)2)</sup>。したがって、テザー衛星の実用化には、振動制御技術を確立することが前提となる。

テザー衛星の振動を制御するために、これまでもテザー長さを調節することによる振り子の係数励振を逆用した制御<sup>3)</sup>やジェット噴射による<sup>4)</sup>アクティブ制御について理論的検討が行われており、その可能性が示されている。しかしながら、実軌道上のテザー衛星を用いた実験は困難であるため、いずれの研究も理想化された状況下での理論的検討に留まっており、実験的な検証はなされていない。また、テザー収納時の運動方程式は非線形であるため、これまでの研究では場合に応じて複雑な非線形制御則を設計するという方法がとられており、一般的な制御則の設計法が構築されるには至っていない。

そこで、ここでは、ジェット噴射方式に比べて小規模な装置で制振が可能となると考えられるテザーの長さを調整する方法を取り上げ、収納時の発散振動を対象に実用的な制御則の構築法を提案するとともに、周回軌道上での条件を模した地上実験によってその有効性を検証することを目的として研究を行った。なお、既往の研究<sup>2)</sup>によって、振幅が小さく線形化可能な領域では、軌道面内および面外振動が独立であることが示されているので、ここでは、基礎的な検討として、軌道面内振動のみを対象とした解析および実験を行うこととした。

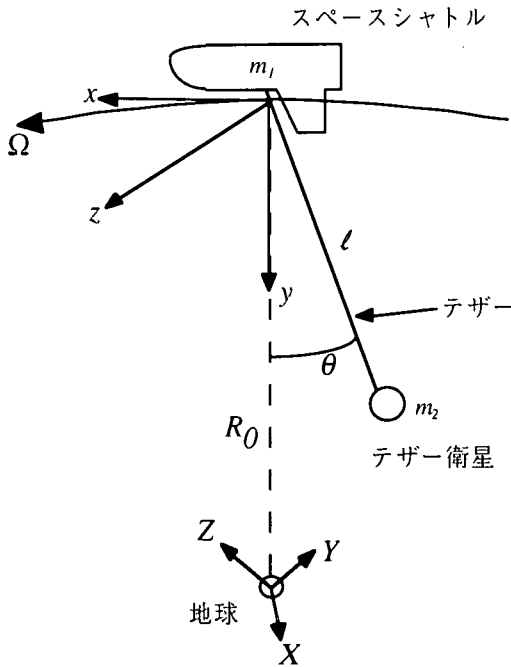


図-1 テザー衛星システム

## 2. 運動方程式

ここでは、制御則構築に先立って、図-1に示すテザー衛星システムの軌道面内運動の方程式を導き、収納時の発散振動について議論する。運動方程式導出にあたっては、以下の仮定を設ける。

1. 地球以外の他の天体の重力の影響は無視する。
2. シャトル、衛星はいずれも質点とし、テザーの質量は無視する。
3. テザーは不伸長とし、テザー自体の弾性振動の影響は無視する。
4. 空気力の影響は無視する。

これらの仮定のうち、1.は地球周回軌道上においてほぼ成り立つと考えて良い。また、テザー材としては、軽量で伸縮しにくい直径1mm程度のケブラーが想定されていることから、2.の仮定も妥当であると言える。仮定3.のテザーの弾性振動も、ここで問題としている収納時の発散振動とは振動数が大きく異なるので、動力学的には影響が小さい<sup>2)</sup>。

仮定4.については、空気の希薄な高高度においては妥当な仮定であるが、高度100km程度の低高度においては空気力がテザーの運動や制振効果に影響を及ぼし得るという報告がある<sup>1),3),5)</sup>。したがって、今後、低高度域を含めて実用化を進めるにあたっては、

テザーに加わる空気力の精緻なモデルを構築して、本研究の検討結果を検証していく必要がある。

以下、Lagrangeの方法を用いて運動方程式を導出する<sup>6),7)</sup>。図-1に示すように慣性系 $OXY$ の原点を、地球の重心とする。シャトル・テザー衛星系の重心が、地球の重心から一定の距離 $R_0$ にあり、一定の角速度 $\Omega_0$ で周回軌道を描くとして、シャトル・テザー衛星系の軌道周回運動に追従する回転座標系 $oxyz$ を導入する。すると、シャトルの重心は、

$$\mathbf{r}_1 = \left( \frac{m_2 l}{m_1 + m_2} \sin \theta, -\frac{m_2 l}{m_1 + m_2} \cos \theta, 0 \right)^T \quad (1a)$$

テザー衛星の重心は、

$$\mathbf{r}_2 = \left( -\frac{m_1 l}{m_1 + m_2} \sin \theta, \frac{m_1 l}{m_1 + m_2} \cos \theta, 0 \right)^T \quad (1b)$$

と表せる。ここに、 $m_1, m_2$ は、それぞれシャトル、テザー衛星の質量、 $l$ はテザー長、 $\theta$ はテザーの回転角である。テザー長 $l$ を調整することによって、振り角 $\theta$ を制御することになる。なお、シャトルの質量はテザー衛星のそれに比べてはるかに大きいから、実用的にはシャトルの重心と系の重心は等しいと考えて良い。また、周回軌道上では、重力と遠心力がつり合うから、 $G$ を重力定数、 $M$ を地球の質量とすると、

$$\Omega_0 = \sqrt{\frac{GM}{R_0^3}} \quad (2)$$

である。

慣性系に対して相対運動している系の持つ運動エネルギーは、 $n$ -質点系に対して、

$$T = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n m_j \dot{\mathbf{r}}_j \cdot \dot{\mathbf{r}}_j + \sum_{j=1}^n m_j \dot{\mathbf{r}}_j \cdot \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_j + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n m_j (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}_j)^2 - \sum_{j=1}^n m_j \mathbf{W} \cdot \mathbf{r}_j \quad (3)$$

と表される。ここに、 $\boldsymbol{\Omega}$ は回転座標系の回転角速度であり、 $\mathbf{W}$ は、回転座標系の並進加速度である。ここでは、回転角速度は $\Omega_0$ で一定だから、

$$\boldsymbol{\Omega} = (0, 0, \Omega_0)^T, \quad \mathbf{W} = (0, \pi R_0^2, 0)^T \quad (3a,b)$$

である。式(1)を式(3)に代入すると、

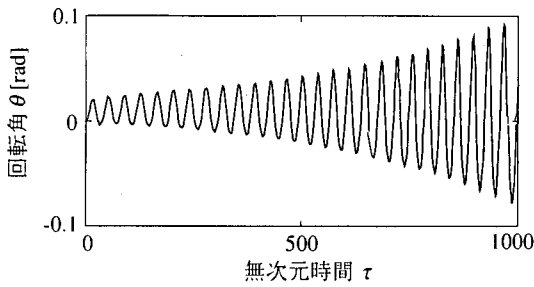
$$T = \frac{1}{2} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \left[ \dot{\theta}^2 + l^2 (\dot{\theta} + \Omega)^2 \right] \quad (4)$$

となる。

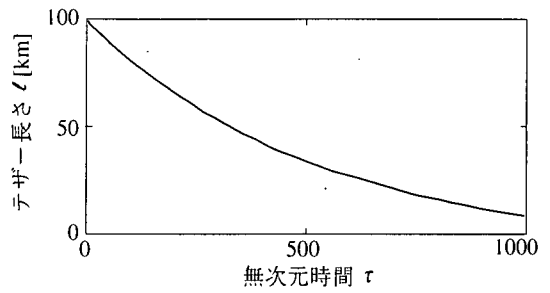
系のポテンシャルエネルギーは、各質点の重力ポテンシャルの和によって表される。すなわち、

$$V = \sum_{j=1}^n \frac{-GMm_j}{R_j} \quad (5)$$

である。ここに $G$ は、重力定数であり、 $M$ は地球の質量である。また、 $R_j$ は、地球の重心から各質点までの距離であり、

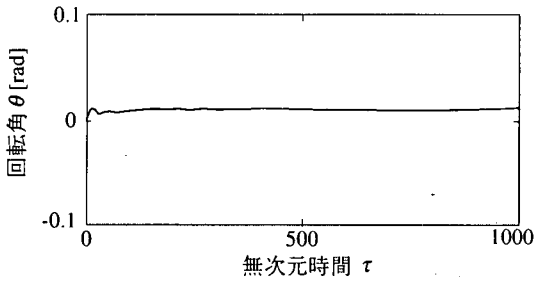


(a) 回転角  $\theta$

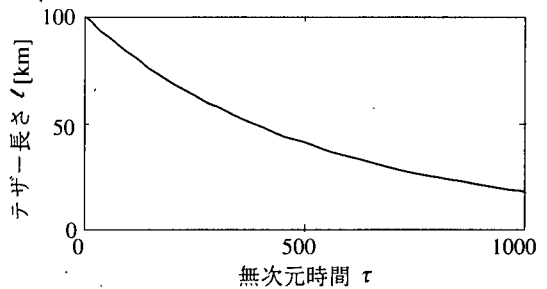


(b) テザー長さ  $l$

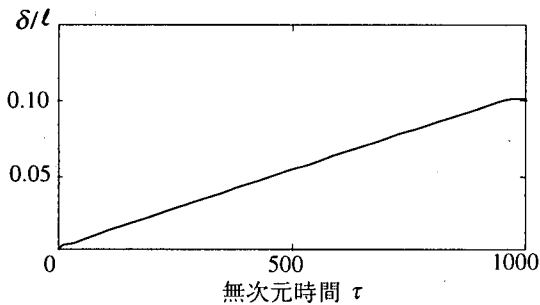
図-2 無制御時の応答 (シミュレーション)



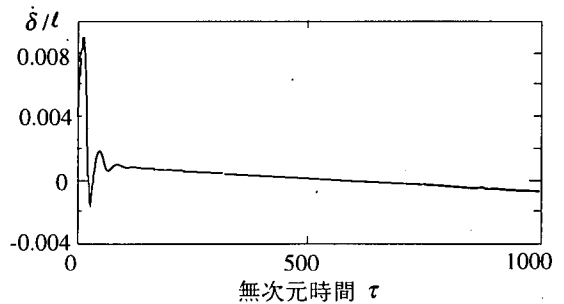
(a) 回転角  $\theta$



(b) テザー長さ  $l$



(c)  $\delta/l$



(d)  $\delta/l$  [1/sec]

図-3 制御時の応答 (シミュレーション)

$$R_j = \sqrt{(\mathbf{R} - \mathbf{r}_j) \cdot (\mathbf{R} - \mathbf{r}_j)} \quad (5a)$$

で表される。ただし、

$$\mathbf{R} = (0, R_0, 0) \quad (5b)$$

である。回転座標系における各質点の距離を、

$$r_j = \sqrt{\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{r}_j} \quad (6)$$

とすると、 $r_j/R_0$ は微小であると考えられるから、 $1/R_j$ は、 $r_j/R_0$ について Taylor 展開することで、

$$\begin{aligned} \frac{1}{R_j} &= \frac{1}{\sqrt{(\mathbf{R}_j - \mathbf{r}_j) \cdot (\mathbf{R}_j - \mathbf{r}_j)}} = \frac{1}{\sqrt{R_0^2 + r_j^2 - 2\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{R}_j}} \\ &\approx \frac{1}{R_0} \left\{ -\frac{1}{2} \left( \frac{r_j^2 - 2\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{R}_j}{R_0^2} \right) + \frac{3}{8} \left( \frac{r_j^2 - 2\mathbf{r}_j \cdot \mathbf{R}_j}{R_0^2} \right)^2 + \dots \right\} \quad (7) \end{aligned}$$

と表される。式(6)および式(1)を式(5)に代入して、式(7)を用いて  $r_j/R_0$  について 2 次の項まで残すと、

$$V = \frac{1}{2} \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2} \ell^2 \Omega^2 (1 - 3 \cos \theta) \quad (8)$$

となる。

式(4)および(8)から、Lagrangian  $L=T-V$  を求め、Lagrange 方程式

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = 0 \quad (9)$$

に代入して整理すると、運動方程式

$$\ddot{\theta} + \frac{2\dot{\ell}}{\ell} \dot{\theta} + 3\Omega^2 \sin \theta \cos \theta = -\frac{2\dot{\ell}}{\ell} \Omega \quad (10)$$

を得る。ここで、 $\theta$  が微小である場合を考え、左辺第

3項を線形化すると、

$$\ddot{\theta} + \frac{2l}{l} \dot{\theta} + 3\Omega^2 \theta = -\frac{2l}{l} \Omega \quad (11)$$

となる。第2項を見ると、テザー長さ  $l$  が伸張していく際には角速度比例の正の減衰を与えるが、収納する際には負の減衰となって発散振動を引き起こすことがわかる。

以下、制御則設計にあたっては、式(11)を、 $\tau = \Omega t$  の変換によって無次元化した運動方程式、

$$\ddot{\theta} + \frac{2l}{l} \dot{\theta} + 3\theta = -\frac{2l}{l} \quad (12)$$

を用いて検討を行う。なお、本論文においては、テザーの収納を

$$l = l_0 e^{-s\tau} \quad (13)$$

という指数型で行うこととした。こうすることによって、左辺第2項は定係数  $2s$  を持ち、 $l$  によらない一定の負減衰を持つことになり、制御則設計の際の線形化が容易になるからである。

図-2に、 $l_0 = 100\text{km}$ ,  $s = 1/50$  とした場合の、線形化した運動方程式を用いて計算した収納状況を示した。初期条件は、 $\theta(t_0) = \dot{\theta}(t_0) = 0$  である。運動方程式から予測されるとおり、テザーを収納するにつれて振れ角  $\theta$  が発散していく様子が見て取れる。

### 3. 制御設計法

ここでは、前章で得られた非線形微分方程式(12)について、高次の項を消去して線形化した上で、最適制御理論<sup>9),10)</sup>を適用するという制御則設計法を構築する。制御入力としては、テザー長さの微小な変化  $\delta$  を導入する。すなわち、収納を式(13)に微小な摂動  $\delta$  を加えた

$$l = l_0 e^{-s\tau} + \delta \quad (14)$$

の形で行うこととし、 $\delta$  を制御入力とする。つまり、 $\delta$  をテザー衛星の振り子振動と同調させることによって生じる係数励振を逆用することで、系を安定化させようとするものである。ところが、系を安定化する  $\delta$  の位相や振幅の範囲はかなり広いため、安定解析のみによって効率的に速く収納が行える  $\delta$  の値を選ぶことは一般に困難である<sup>10)</sup>。そこで、最適制御理論を援用することによって、一般性のある制御設計法を構築することとした。

式(14)を式(12)に代入すると、

$$\ddot{\theta} - 2\left(s - \frac{s\delta}{l} - \frac{\dot{\delta}}{l}\right)\dot{\theta} + 3\theta = 2\left(s - \frac{s\delta}{l} - \frac{\dot{\delta}}{l}\right) \quad (15)$$

となる。ここで、振れ角  $\theta$  ならびに  $\delta/l$  が微小であるとして、それらの2次以上の項を消去すると、

$$\ddot{\theta} - 2s\dot{\theta} + 3\theta = 2\left(s - \frac{s\delta}{l} - \frac{\dot{\delta}}{l}\right) \quad (16)$$

と線形化できる。右辺を

$$u = 2\left(s - \frac{s\delta}{l} - \frac{\dot{\delta}}{l}\right) \quad (17)$$

と置き換えれば、式(15)は、

$$\dot{\xi} = \mathbf{A}\xi + \mathbf{B}u \quad (18)$$

という、最適制御理論で用いられる状態変数表示の形で表現することが可能である。ここに、

$$\xi = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \theta \end{bmatrix} \quad (18a)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 2s & -3 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (18b)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (18c)$$

である。式(18)に対して、テザー衛星の状態変数  $\theta, \dot{\theta}$  と制御入力  $u$  の重み関数

$$J = \int_{t_0}^{t_f} (\xi^T \mathbf{P} \xi + qu^2) dt + \xi(t_f)^T \mathbf{P}_f \xi(t_f) \quad (19)$$

を初期条件

$$\xi(t_0) = \xi_0 \quad (19a)$$

の下で最小化する最適制御入力は、

$$u = -\frac{1}{q} \mathbf{B}^T \mathbf{\Lambda} \xi \quad (20)$$

で与えられる<sup>9),10)</sup>。ここで  $\mathbf{\Lambda}$  は、行列 Riccati 方程式

$$\dot{\mathbf{\Lambda}} = -\mathbf{P} - \mathbf{A}^T \mathbf{\Lambda} - \mathbf{\Lambda} \mathbf{A} + \frac{1}{q} \mathbf{\Lambda} \mathbf{B} \mathbf{B}^T \mathbf{\Lambda} \quad (21)$$

の終端条件

$$\mathbf{\Lambda}(t_f) = \mathbf{P}_f \quad (21a)$$

の下での解である。具体的には、式(21)を逆時間方向に積分して  $\mathbf{\Lambda}$  を決定した後、式(20)を積分して制御入力  $u$  を求め、次いで式(17)の関係から  $\delta$  を決定するという手順で、制御則を求めることになる。なお、 $\delta$  の値が大きくなりすぎると収納の効率が低下することが予想されるので、重み  $q$  を調整することで  $\delta$  の値が過大になることを避ける必要がある。

図-3に、図-2と同様の場合 ( $l_0 = 100\text{km}$ ,  $s = 1/50$ 、初期条件  $\theta(t_0) = \dot{\theta}(t_0) = 0$ ) について、重み

$$\mathbf{P} = \mathbf{P}_f = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (22a)$$

$$q = 1 \quad (22b)$$

を用いた場合の応答を示した。テザーの振れ角の発散振動が抑制されていることが見て取れる。また、図-3(c),(d)から、 $\delta$  はテザー長さ全体に比べて微小と考えられる領域に留まっており、 $\delta/l$  が微小であるという制御則構築の際の仮定が満たされていることがわかる。

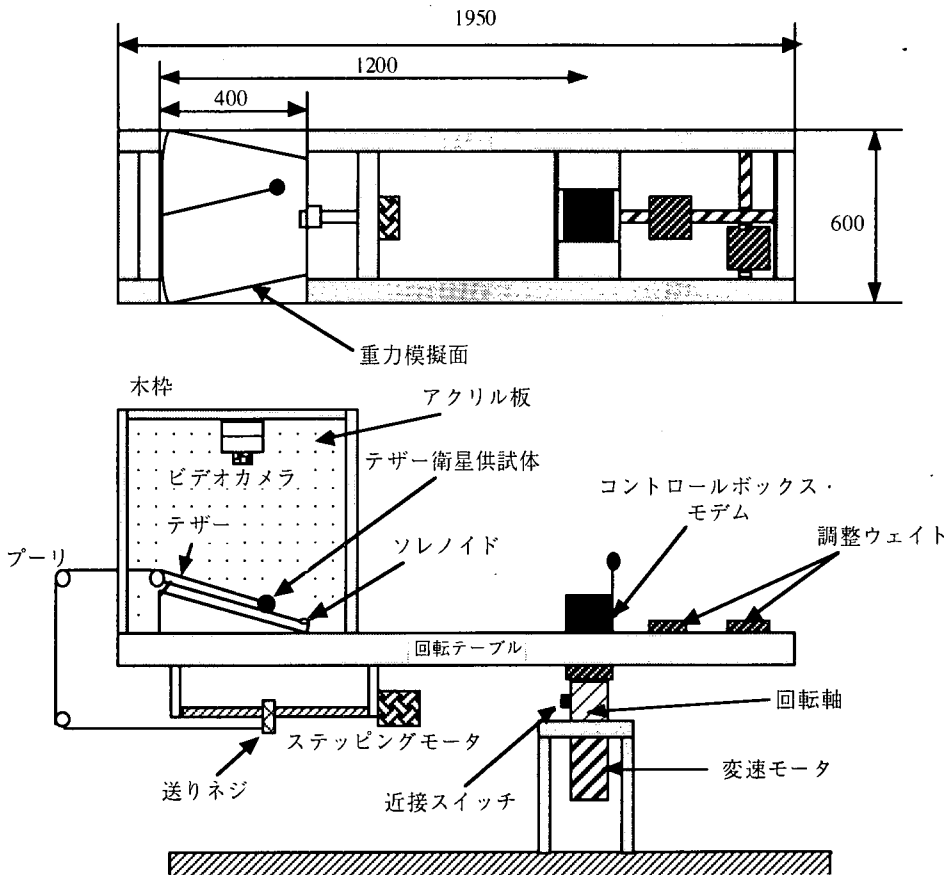


図-4 実験装置概要 (図中数字の単位は[mm])

## 4. 実験

### (1) 実験装置

地球周回軌道上のテザー衛星の挙動を、コリオリ力の影響を含めて地上で再現するために、図-4に示した構成の、テザー衛星模型を端部に設置可能な回転テーブルを製作して実験を行った<sup>10)</sup>。回転テーブルの回転によりコリオリ力が、また、テザー衛星模型取り付け部の斜面によって重力傾度が、それぞれ再現されるよう工夫されている。実験開始当初は、斜面と衛星模型の間の摩擦が大きく模型が振動しなかったため、試行錯誤の結果、斜面はテフロン加工したアルミ板とし、衛星模型にはドライアイスを用いることによって摩擦の影響を減らす工夫をした。また、テザー材料としては、伸びの影響を小さくするためにケブラーを使用した。テザーは、斜面上方のプーリを通してステッピングモーターの送りネジに接続されている。その他の実験上の工夫としては、回転に伴う空気の抵抗を減らすために、試験台をア

クリル板で囲んでいる。また、斜面下方に設置された電磁石は、衛星模型の初期状態を固定し、実験開始に伴って解放するためのものである。

図-5に計測・制御システムを示す。テザーの伸展・収納は、パーソナルコンピューターによって制御ボックスを介して制御される。また、模型の運動はビデオカメラによって撮影するとともに、回転テーブルの回転数や伸展・収納速度はパーソナルコンピューターに記録した。

### (2) 運動方程式

回転テーブル上のテザー衛星模型の運動方程式は、図-6に示す回転座標系に対して、第2章の方法を適用することで導出できる。ただし、第2章では、シャトルと衛星からなる2質点系を扱ったが、ここでは、衛星のみの1質点系である。テザー長さを $l$ 、斜面の傾きを $\varphi$ とすると、衛星の座標は、

$$\mathbf{r} = (-l \sin \theta \cos \varphi, l \cos \theta \cos \varphi, -l \cos \theta \sin \varphi)^T \quad (23)$$

である。衛星質量を $m$ とすると、運動エネルギーは、

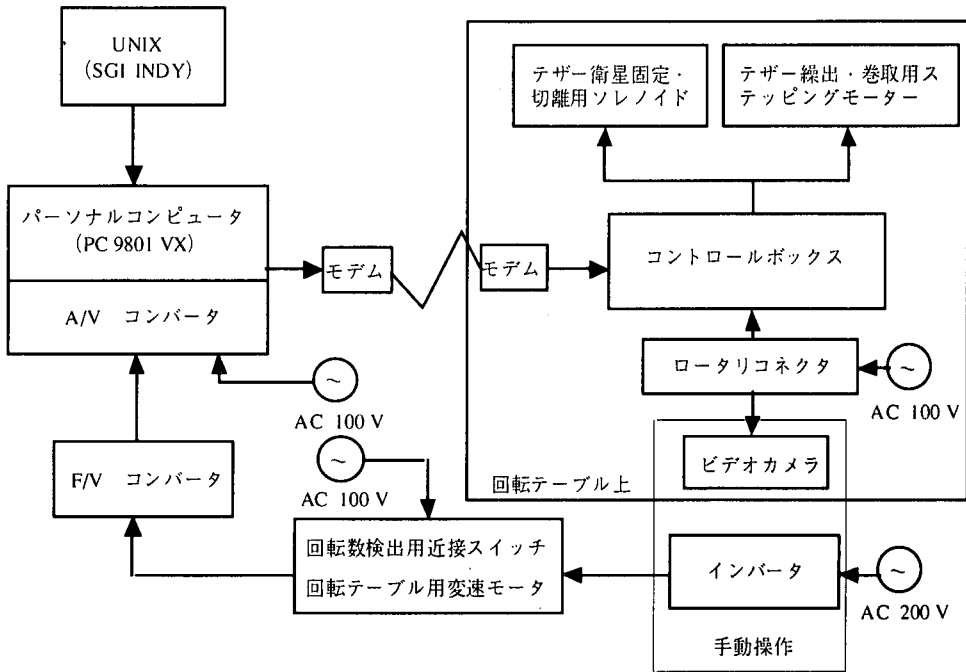


図-5 計測・制御システム

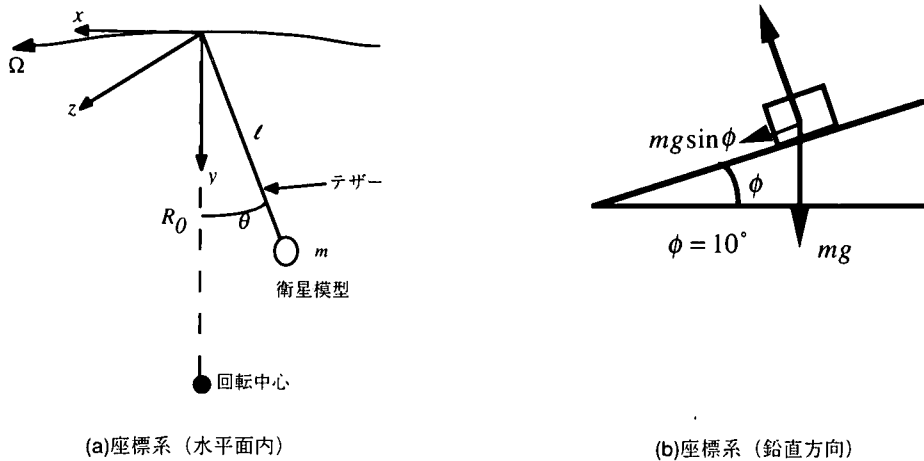


図-6 実験回転テーブル上の座標

$$T = \frac{1}{2} m \cos^2 \varphi \{ \dot{l}^2 + l^2 (\dot{\theta} + \Omega_0)^2 \} + m \sin^2 \varphi \{ -l \cos \theta + l \dot{\theta} \sin \theta \}^2 - R_0 \Omega_0^2 m l \cos \theta \quad (24)$$

となる。また、ポテンシャルエネルギーは重力ポテンシャルによるものであり、実験室のスケールでは重力は一定と考えられるから、

$$V = -mgl \sin \varphi \cos \theta \quad (25)$$

となる。式(24),(25)を式(9)のLagrange方程式に代入す

ることによって運動方程式が得られる。ここで、 $\varphi$ が微小であるとして、 $\varphi$ の2乗以上の項を無視すると、

$$\ddot{\theta} + \frac{2l}{l} \dot{\theta} + \frac{1}{l} (g \sin \varphi - R_0 \Omega_0^2) \theta = -\frac{2l}{l} \Omega \quad (26)$$

となる。式(11)と比較すると、左辺第3項の係数以外は一致しており、周回軌道上の運動方程式を近似できていることがわかる。なお、実験装置において斜面の傾き $\varphi$ は $10^\circ$ であるから、2乗以上の項を無視することは1次近似としては妥当であると考えられる。

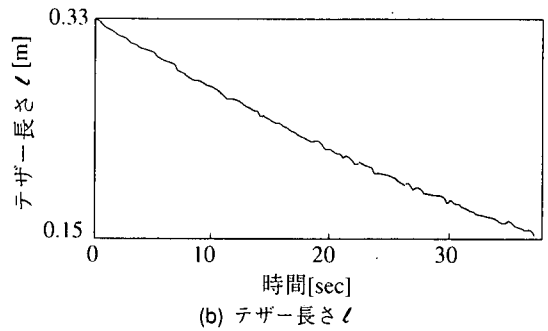
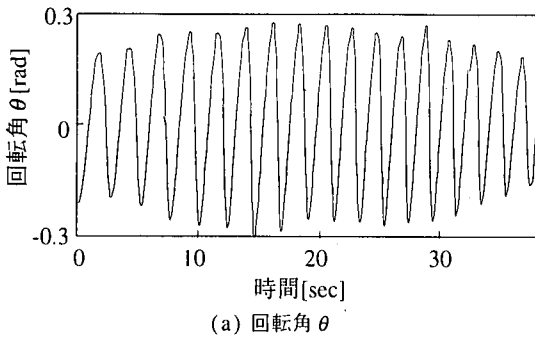


図-7 非制御時の応答 (実験)

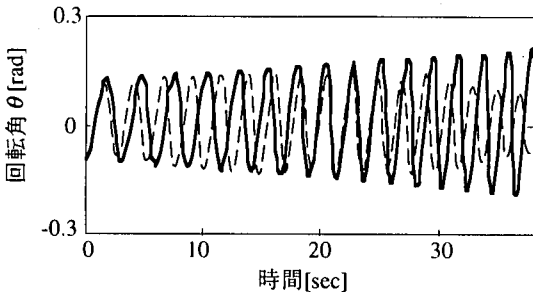


図-8 非制御時の応答

..... : 実験値, — : 解析値

### (3) 実験結果

実験は、最初に非制御の実験を行い発散振動の再現を確認した上で、制御を加えた実験を行ってその効果を確認するという手順で行った。収納は指数型

$$l = l_0 e^{-s't} \quad (27)$$

で行った。実験に用いたパラメータは、装置の寸法などを勘案して、 $l_0 = 0.33[\text{m}]$ ,  $s' = 1/20[1/\text{sec}]$ ,  $R_0 = 1.2[\text{m}]$ ,  $\Omega_0 = 1.68[\text{rad}/\text{sec}]$ とした。ただし、 $s' = s\Omega_0$ である。実験装置の設定の都合上、初期変位  $\theta(t_0) = -0.1175[\text{rad}]$ が生じている。

非制御時の実験結果を図-7に示す。最終的に振幅は  $0.56[\text{rad}]$ 程度まで増加しており、限定的ではあるが発散的性質を持つ振動が確認できた。なお、テザー振れ角、テザー長さとも画像解析によって測定したため、ビデオ画像の解像度の限界によって、多少がたつきのある測定波形となっている。

次いで、非制御時の実験結果を式(26)を用いた解析結果と比較したものが図-8である。解析では応答が指数的に増加していくが、実験においては限定的な値に収まっている。その原因は、斜面やプーリー部分の摩擦の影響であると思われる。また、振動数にも不一致がみられるが、これは、方程式導出の際に無視した高次項の影響が  $\theta$  の増加に伴い無視でき

なくなってきたためだと考えられる。

続いて、制御実験を行った。上述したように、無制御時の解析と実験で得られた振動数が異なるため、制御系設計にあたっては、実験時に観測された振動数  $\hat{\omega}$  を用いて、

$$\ddot{\theta} + \frac{2l}{l} \dot{\theta} + \hat{\omega}^2 \theta = -\frac{2l}{l} \Omega \quad (28)$$

に対して、制御則を設計した。式(18)において

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 2s' & -\hat{\omega}^2 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (29)$$

と置き換えた場合にあたる。重みは、

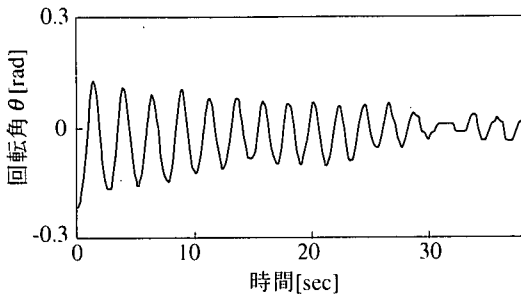
$$\mathbf{P} = \mathbf{P}_f = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad q=7 \quad (30a,b)$$

とした。ここで、 $q$ の値は、収納時におけるどの瞬間においてもテザーが伸展しないよう、すなわち、 $\dot{l}$ が正となることがないように試行錯誤的に調節した結果である。その際の実験結果を図-9に示した。発散的振動が抑制され、時刻歴応答が初期変位より一様に減少しており、制振効果が確認できる。

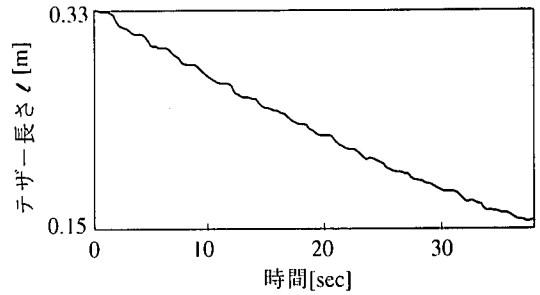
## 5. 結論

本研究では、テザー衛星収納時の発散型振動を制御することを目的に、解析的ならびに実験的検討を行った。主たる結論は以下の通りである。

1. テザー衛星収納時の面内振動を対象として、非線形な運動方程式を振れ角が微小であるとして線形化し、最適制御理論を適用するという制御則構築法を提案した。
2. テザー衛星の周回軌道上での運動を地上で再現する方法として、回転テーブルで周回軌道を、斜面で重力傾度を、それぞれ模擬する実験装置を考案した。また、その装置は、斜面の傾きが小さい場合には、周回軌道の運動方程式を再現できることを示した。



(a) 回転角  $\theta$



(b) テザー長さ  $l$

図-9 制御時の応答 (実験)

3. 地上実験ならびに数値解析によって、提案した制御則がテザー衛星の収納時振動の制御に有効であることを示した。

なお、テザー衛星収納時の制御を地上実験で検証した例はこれまでになく、制御則構築に対して、一つの実用的な方法を提案できたものと考えている。

しかし、図-8の結果にみられるように、実験結果と解析値の整合が良くなかったことから、今後、より精緻なモデル化を行って検証をする必要があると考えている。また、実用化にあたっては、テザー衛星システムに加わる空気力や、3次元的挙動など、本研究では取り扱えなかった諸問題についても、より詳細な検討が必要となろう。

謝辞：東京大学社会基盤工学専攻堀井秀之教授には、東京大学と宇宙科学研究所間でスムーズに研究できるようご支援を頂いた。また、藤野陽三教授には、数多くの助言を賜った。ここに記して謝意を表する。

#### 参考文献

1) Misra, A. K. and Modi, V. J.: A survey on the dynamics and control of tethered satellite systems, *AAS* 86-246,

*Advances in the Astronautical Sciences*, Vol.47, pp.667-719, 1986.

- 2) Bainum, P. M., Diarra, C. M. and Kumar, V. K.: Shuttle-tethered subsatellite system stability with a flexible massive tether, *Journal of Guidance and Control*, AIAA, Vol.8, pp.230-234, 1985,
- 3) Modi, V. J. Chang-Fu, G., Misra, A. K. and Xu, D. M.: On the control of the space shuttle based tethered systems, *Acta Astronautica*, Vol.9, pp.437-443, 1982.
- 4) Banerjee, A., and Kane, T. R.: Tethered satellite retrieval with thruster augmented control, *Journal of Guidance and Control*, AIAA, Vol.7, pp.45-50, 1984.
- 5) Onoda, J. and Watanabe, N.: Tethered subsatellite swinging from atmospheric gradients, *Journal of Guidance and Control*, AIAA, Vol.11, pp.477-479, 1988,
- 6) Landau, L. D. and Lifshitz, E. M.: *Mechanics*, 3rd ed., Pergamon Press, 1976.
- 7) Hughes, P. C.: *Spacecraft Attitude Dynamics*, John Wiley & Sons, 1986.
- 8) Bryson, A. E., Jr. and Ho, Y-C.: *Applied Optimal Control*, Hemisphere, New York, 1975.
- 9) 加藤寛一郎：最適制御入門，東京大学出版会，1987.
- 10) 岩佐貴史：テザー衛星システムの振動制御の地上実験，東京大学工学系研究科社会基盤工学専攻修士論文，1996.

(1997.8.13 受付)

## ANALYSIS AND CONTROL OF SPACE THETHER AT RETRIEVAL PHASE

Masato ABE, Ken HIGUCHI, M.C. NATORI and Takashi IWASA

Control of unstable vibration of tethered satellite at retrieval phase is studied both analytically and experimentally. First, optimal control method to stabilize the response by adjustment of tether length is proposed. Nonlinear equation of motion at retrieval phase is linearized and optimal control theory is applied to construct control law. Then, the validity of the control method is verified by a ground experiment which is conducted on a inclined rotating table to simulate the Coriolis' effect and gravitational gradient. The experiment is shown to well approximate the on-orbit dynamics, and proposed control law is proven to be effective in controlling the unstable vibration.