

柔軟構造を有する宇宙機の重力傾斜安定時の変形に対する

地磁場を用いた制振系の構築

Vibration control system of spacecraft with flexible structure by the use of earth magnetic field during gravity gradient stabilization

○菊池 賢仁 (秋田大学), 菅原 佳城 (秋田大学), 関 啓亮 (秋田大学)

○Takamasa Kikuchi, Yoshiki Sugawara, Keisuke Seki

秋田大学

Akita University

キーワード：絶対節点座標法 (Absolute Nodal Coordinate Formulation), テザー衛星 (Tether Satellite), 柔軟構造物 (Flexible Structure), 電磁力 (Electromagnetic Force)

連絡先：〒010-8502 秋田市手形学園町 1-1 秋田大学大学院工学資源学研究所 機械工学専攻
Tel.018-889-2346, Fax 018-837-0405 (学科事務) E-mail : m9014101@wm.akita-u.ac.jp

1. 緒言

近年, 大型の人工衛星で可能なミッション範囲の拡大等のために, 打ち上げ時に小さく折り畳んで宇宙機に搭載し, 宇宙空間で展開する柔軟構造物が注目されている. しかしながら, 柔軟構造物の採用は, 宇宙機の挙動に大きな影響を及ぼす. 例として, 定常的な外乱による振動の発生, 過渡的な運動に起因する残留振動が挙げられる. そのため, 柔軟構造物が展開後にどのような運動をするか, どのような振動が発生するか事前にシミュレーションすることは重要なことである. また, 宇宙空間において宇宙機の姿勢を制御することは重要な課題であり, その1つとして, 重力傾斜安定方式がある. これは, 地球に近い物体が, 地球

から離れた物体よりもわずかに重力が大きくなるため, 天体の質量中心を指すような姿勢で自然に安定する方法である. この方式は能動的な姿勢制御システムや推進燃料を必要としない姿勢制御方法である. しかし, 重力傾斜トルクを発生させるためのブームを剛体として考えているため, ブームが変形すること, ブームに振動が発生することはほとんど考慮されていない. そのため, ブームの振動解析に対する研究例は非常に少ない状態である. よって, ブームで発生する振動に対する解析手法が必要であると考えられる.

本研究では, 重力傾斜安定化方式を, 柔軟構造物から構成される宇宙機に適用することを提案する. 現在剛体として考えられているブーム部分を柔軟構造物として考えることに

より、ブーム部分で発生する振動を解析し、その影響を考察する。そのため本研究ではテザー衛星⁽⁴⁾を想定して、テザー衛星による重力傾斜安定を考える。また、柔軟構造物の解析手法として近年注目されている絶対節点座標法 (Absolute Nodal Coordinate Formulation)⁽¹⁾を用いることとする。これは非線形有限要素法の1種であり、大変形を有するような柔軟マルチボディダイナミクスの解析のために様々な研究がなされてきている。ANCFでは変形の座標と勾配を絶対座標を用いて表しており、従来法に比べて少ない要素で多様な運動を正確に表現できるという特徴を有する。

また、過渡的な運動などによる振動に対する制御方法として、テザー衛星で注目されている電磁力を用いた制御を本研究の柔軟構造物の振動制御に用いることを提案する。これは、電流と地磁気を利用してローレンツ力を発生させることができるため、ローレンツ力を抵抗力、または推進力として利用することにより、軌道高度の変更を実現し、デブリ回収ミッションなどの方法として注目されているものである。本研究では、このローレンツ力を制振のための制御力として用いることを検討し、制振効果について検証する。

柔軟構造物に対するANCFを用いた重力傾斜安定の解析手法は先行研究が少ない状態である。本研究では剛体ではなく柔軟体として解析を行うため、重力傾斜安定を行う柔軟構造物のモデル化を行い、そのモデルに対してANCFを用いた定式化を行う。モデルを構築した後、電磁力による振動制御等をするため、電磁力のモデルについて考える。そして電磁力による制御を適用し、制御の可能性について検討する。

以上より、ANCFを用いた重力傾斜安定の解析および柔軟構造物に対する電磁力を用いた制御系の構築を本研究の目的とする。

2. 定式化

2.1 解析対象のモデル化

本研究で用いる衛星のモデルを次のように定義する。軌道高度は一定であると考え、楕円軌道については考慮しない。基礎検討であるため、地磁気と常に直交する状態を仮定し、赤道面上を周回運動するものとする (軌道傾斜角 0°)。衛星の柔軟構造物自体の内部粘性や衛星への空気抵抗の影響は無視できるものとする。以上よりモデルに対する運動方程式を導出する。

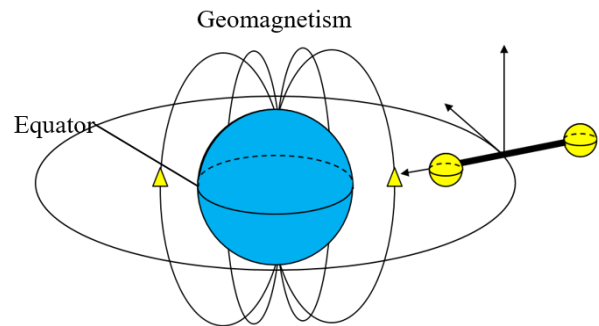


Fig.1 Analysis model

2.2 ANCFによるモデルの定式化

ANCFは非線形有限要素法の1つであり、特徴として慣性行列が常に定数となる特徴を持つ。絶対節点座標法は要素の位置と勾配を絶対座標を用いて表現する方法である。要素の位置、勾配について次のように定義する⁽²⁾。

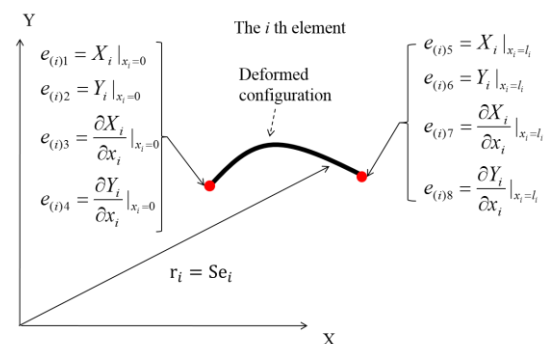


Fig.2 The i th element absolute nodal coordinate formulation

第 i 要素の節点座標 e_i は以下のようになる。

$$\mathbf{e}_i = [e_{i1} \ e_{i2} \ e_{i3} \ e_{i4} \ e_{i5} \ e_{i6} \ e_{i7} \ e_{i8}]^T \quad (1)$$

また、3次の内挿関数を用いた第*i*要素の形状関数 S_i を次のように定義する。

$$\mathbf{S}_i = \begin{bmatrix} s_{1i} & 0 & s_{2i}l_i & 0 & s_{3i} & 0 & s_{4i}l_i & 0 \\ 0 & s_{1i} & 0 & s_{2i}l_i & 0 & s_{3i} & 0 & s_{4i}l_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで l_i は要素の長さであり、式中の各要素については以下に示す通りである。

$$\begin{aligned} s_{1i} &= 1 - 3\xi_i^2 + 2\xi_i^3 \\ s_{2i} &= \xi_i - 2\xi_i^2 + \xi_i^3 \\ s_{3i} &= 3\xi_i^2 - 2\xi_i^3 \\ s_{4i} &= \xi_i^2 - \xi_i^3 \\ \xi_i &= x_i/l_i \end{aligned} \quad (3)$$

以上より第*i*要素の位置ベクトル \mathbf{r}_i を次のように定義できる。

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{S}_i \mathbf{e}_i \quad (4)$$

各点における運動エネルギーとポテンシャルエネルギーを導出し、ラグランジュ方程式より運動方程式を得る。ここでモデルに対する拘束条件を考える。図2に示した要素が連なることによりテザーを表現するため、図3のように第*i*要素の右側と第(*i*+1)要素の左側の位置と勾配が一致することになる。よって要素の右側を独立、左側を従属と表現するものとする。

$$e_{iR} - e_{(i+1)L} = 0 \quad (5)$$

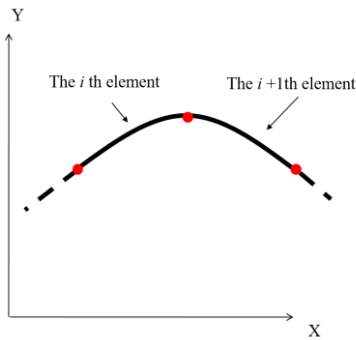


Fig.3 Constraint condition

これを拘束条件として拘束行列 \mathbf{C} を定義する。

$$\mathbf{C} = \left\{ \begin{array}{l} C_1 = e_{15} - e_{21} \\ C_2 = e_{16} - e_{22} \\ \vdots \\ C_{4(n+1)-1} = e_{n7} - e_{(n+1)3} \\ C_{4(n+1)} = e_{n8} - e_{(n+1)4} \end{array} \right\} = 0 \quad (6)$$

この拘束方程式を用いて微分代数方程式が以下のように導出される。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{C}_q^T \\ \mathbf{C}_q & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q} \\ \boldsymbol{\gamma} \end{bmatrix} \quad (7)$$

ここで \mathbf{M} は質量行列、 \mathbf{C}_q は拘束行列 \mathbf{C} を節点座標ベクトル \mathbf{q} で偏微分したヤコビアン、 \mathbf{Q} は剛性力を含む外力項、 $\boldsymbol{\lambda}$ はラグランジュ乗数、 $\boldsymbol{\gamma}$ は拘束方程式に関する2階の微分方程式から得られる関係式である。数値解析のためニュートンオイラー方程式を導出すると次のようになる。

$$\mathbf{B}^T \bar{\mathbf{M}} \mathbf{B} \ddot{\mathbf{q}}_{in} + \mathbf{B}^T \bar{\mathbf{K}} \mathbf{B} \bar{\mathbf{q}}_{in} = \mathbf{B}^T \bar{\mathbf{Q}}_E \quad (8)$$

ここで $\bar{\mathbf{M}}$ は座標変換後の質量行列、 $\bar{\mathbf{q}}_{in}$ は座標変換後の独立座標、 $\bar{\mathbf{K}}$ は座標変換後の剛性行列、 $\bar{\mathbf{Q}}_E$ は座標変換後の外力項である。また \mathbf{B} は以下のように定義されている。

$$\mathbf{B} = [\mathbf{I} \quad -\bar{\mathbf{C}}_{qdp}^{-1} \bar{\mathbf{C}}_{in}]^T \quad (9)$$

ここで $\bar{\mathbf{C}}_{qin}$ は座標変換後の独立座標のヤコビアン、 $\bar{\mathbf{C}}_{qdp}$ は座標変換後の従属座標のヤコビアンである。また、重力傾斜安定を示すということから、外力項である重力、及び遠心力に特徴がある。本研究で用いるモデルは柔軟構造物を考慮しているため、時々刻々変化するモデルに対し、重心を求めることが難しい。重力傾斜安定を考慮する際、重心を基準として、重心からの重力差を計算する必要がある³⁾が、重心位置が一定でないため計算が難しい。よって基礎的検討のために線対称のモデルを用いて、基準点を設けることにより、重力や遠心力の影響を考察する。

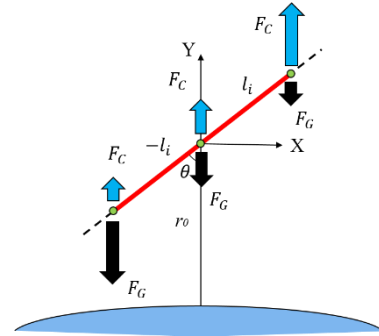


Fig.4 Schematic view of the External force

基準点から距離 l_i 離れた質量 m_i の要素において、要素に加わる力 F_{Gi} は以下ようになる。

$$F_{Gi} = -\frac{m_i\mu}{r_0^2} + \frac{3m_i\mu}{r_0^3}l_i \cos\theta \quad (10)$$

ここで r_0 は軌道高度、 μ は重力定数である。また、第 2 項が基準点より離れたことによる重力の差である。(10) 式に対し仮想変位 $\delta Y_i = \mathbf{S}_{Yi}\delta \mathbf{e}_i$ を導入し、仮想仕事 δW_{Gi} を導出する。

$$\delta W_{Gi} = F_{Gi}\delta Y_i = F_{Gi}\mathbf{S}_{Yi}\delta \mathbf{e}_i = \mathbf{Q}_{Gi}\delta \mathbf{e}_i \quad (11)$$

また遠心力 F_{Ci} は以下の式で表現できる。

$$F_{Ci} = m_i\Omega^2(r_0 + l_i \cos\theta) \quad (12)$$

ここで Ω は軌道角速度であり、重力同様第 2 項が遠心力の差を表現する。(12) 式に対しても同様に仮想変位 $\delta Y_i = \mathbf{S}_{Yi}\delta \mathbf{e}_i$ を導入し、仮想仕事 δW_{Ci} を導出する。

$$\delta W_{Ci} = F_{Ci}\delta Y_i = F_{Ci}\mathbf{S}_{Yi}\delta \mathbf{e}_i = \mathbf{Q}_{Ci}\delta \mathbf{e}_i \quad (13)$$

(11) (13) 式を全要素に加わる力として導出することで外力項 \mathbf{Q}_E を次式のように定義できる。

$$\mathbf{Q}_E = \mathbf{Q}_G + \mathbf{Q}_C \quad (14)$$

(14) 式において \mathbf{Q}_G は重力項、 \mathbf{Q}_C は遠心力項である。

3. 電磁力によるダイナミクスの

制御

現在テザー衛星にて、スペースデブリを除去するために電磁力を用いることが着目されている⁽⁴⁾。これはテザーに対し電流を流すことにより、電流と地磁気を直交させ、ローレンツ力を発生させることにより、ローレンツ力を人工衛星の軌道速度に対し減速力、または加速力として利用し、軌道高度を下げたり上げたりするために用いる⁽⁵⁾。電磁力を用いる理由として、推進剤などがなくなるため、より軽量の人工衛星によって前述のようなミッションが実現できる。さらに一般的な衛星のように推進のための配管システムなどが不要に

なるため、人工衛星をより単純な構造とすることができるとも優位な点である。その結果、開発にかかる経費を削減することができるなどの利点も生まれる⁽⁶⁾。

本研究ではテザー衛星を想定していることから、現在テザー衛星で着目されている電磁力を、柔軟部であるテザーの振動制御に用いることを提案する。

3.1 電磁力発生原理

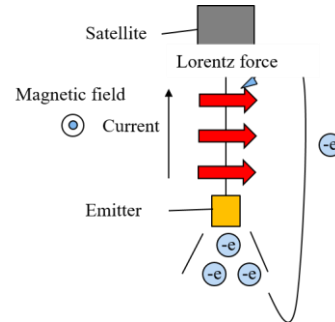


Fig.5 Electromagnetic force generating principle

図 5 のように母衛星からテザーが展開されており、先端にエミッターがついているものとする。エミッターから宇宙空間に対して電子を放出する。放出された電子は、真空である宇宙空間を通り、被覆の無いテザーから再取得され、エミッターとテザー、宇宙空間でループ回路を形成することができる。その結果、電子がループ回路を形成することにより、電流を電子の移動と逆方向に流すことができる。このとき地磁気がテザーと直交する方向に発生している場合、テザーに流れる電流と地磁気の相互作用により電磁力を発生することになる。

3.2 電磁力制御の条件

テザーには複数のモードの振動が発生することが予想される。しかし、本研究は基礎検討のため、1 次モードの振動を抑えることを目的とし、制御について考える。テザー衛星のモデルは振動するため柔軟変形を考慮したモデル

となっている。そのため電磁力を適用する際の電磁力モデルも曲線により表現したいが、電磁力モデルを曲線で表現すると、解析的に積分が困難となる。よって電磁力モデルはテザー衛星の1次モードの柔軟変形に対し中央部で接続された2本の直線に近似して与えることができるものとする。本研究では電磁力を、振動を抑制させるために用いるため、振動に対して適切に電流の方向を切り替えなければならない。ここで提案手法を実現するシステムにおいて、電流を切り替えるための位置情報などをセンサなどにより的確に取得できるものとする。電磁力が同じ方向に加え続けられると軌道高度の変化が考えられるが、電磁力による減速効果は軌道速度に大きな影響を与えないと考え、電磁力による減速、及び加速の効果は非常に小さいものとする。

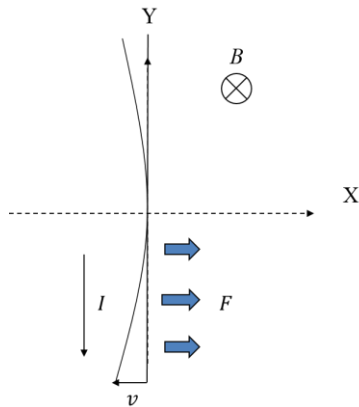


Fig.6 Generating direction of the electromagnetic force

3.3 電磁力の定式化

本研究では、地磁気による電磁力を減衰効果を与えるために用いるため、柔軟体の振動の速度に応じた力を与えるものとする。例として図6のように、Y軸上に整列した無変形状態に対し、柔軟体の速度が左向きの場合、電流をY軸の負の方向に流し電磁力をX軸の正の方向に発生させることで減衰させる。本研究は前述の制御を実現するため、以下のよ

うなPD制御入力について考える。

$$F_u = K_P x + K_D v \quad (15)$$

ただし x 及び v はPDフィードバック制御のために注目する変位と速度である。現在、電磁力による力は減衰力と考えていることから、PD制御における比例成分 $K_P=0$ と考える。また、速度に応じた電流が流せると仮定し、第 i 要素に加わるPD制御における微分成分を以下のように考える。

$$F_{ui} = K_D v_i = I B l_i \quad (16)$$

ここで、 I は電流、 B は磁束密度、 l_i は第 i 要素の長さである。第 i 要素に加わるPD制御入力 F_{ui} を、要素全体に加わる制御入力と考えると式(16)は以下のようなになる。

$$F_u = K_D v = I B l \quad (17)$$

以上の式を用いて、運動方程式に減衰項として導入する。(8)式の運動方程式に対し導入すると以下のようなになる。

$$B^T M B \ddot{q}_{in} + B^T K B \dot{q}_{in} = B^T \bar{Q}_E - B^T K_D v \quad (18)$$

以降の章では(18)式を用いて数値解析により提案手法の検証を行う。

4. 数値解析

4.1 電磁力による振動制御

本研究ではテザー衛星の重力傾斜安定に注目している。そのため解析モデルも人工衛星と先端質量を考慮する必要がある。テザー衛星において発生すると考えられる振動は、主に柔軟構造物であるテザー部分にて発生すると考えられる。よってテザー部分での振動が支配的であると考えられること、及び基礎的な検討を行う目的から、両端の質量を除いた一様な梁の状態での解析を進めていく。

一様な梁の左側をTip1、右側をTip2と表現する。また、振動挙動の解析を行うため、一様な梁の先端(Tip2)に対し1[N]の外力を加え、

梁が変形した状態を導出する。梁がある程度変形した後に外力を除き、そのときの位置情報を初期状態として自由振動を発生させる。

Table.1 Parameter setting

The number of elements	6
Young's modulus	70[GPa]
Length	12[m]
Width, Thickness	0.001[m]
Current	1[A]
Earth's magnetic field	30000[nT]

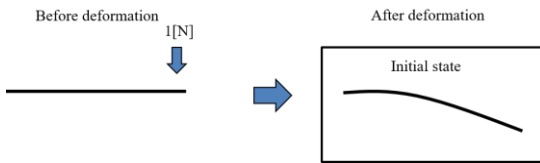


Fig.7 Derivation of the initial state

自由振動についての解析結果を図 8 に示す。解析結果より Tip1 と Tip2 が周期的に振動する結果が得られた。初期位置から±6[m]まで移動し、また初期位置の高さまで戻っていることから、基準点を軸として振り子のように振動している解析結果となった。モデルの長さが12[m]であり約800[s]において、Tip1 が6[m]、Tip2 が-6[m]の位置にあることから地球に対し垂直の姿勢になっていることが分かる。これらの挙動は、重力傾斜安定により地球に対し垂直方向に姿勢を安定させようとする挙動に酷似していることから、ANCFによる重力傾斜安定の解析が可能であることを、本解析において示すことができた。また解析結果より、一様な梁が振動しながら重力傾斜安定の挙動を示していることが分かる。

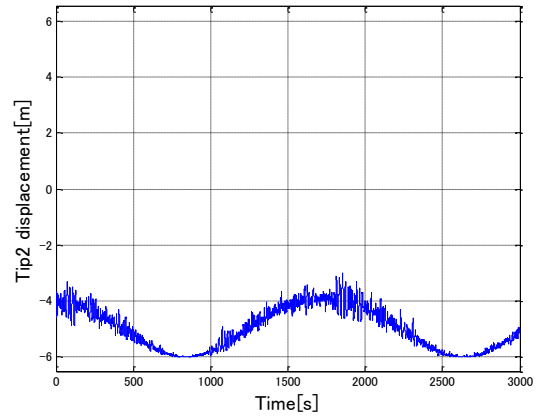
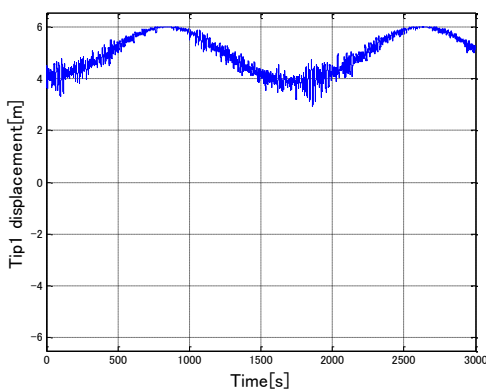


Fig.8 Analysis result of Y coordinate

解析では、重力傾斜安定の際に発生する振動を想定しているため、重力傾斜安定の挙動と柔軟体で発生する振動の挙動が同時に発生する。電磁力による力は振動に対して適用するため、フィードバック入力への重力傾斜安定の挙動を除去する必要がある。本研究では基礎検討のため1次モードの振動を制御することに着目する。よって柔軟変形している物体を直線に近似することで1次モードの振動を導出する。そのため剛体を想定した挙動の先端の速度と柔軟体の先端の速度に着目し、相対速度 v を求める。柔軟構造物に対し、原点から接線を引くことで、柔軟変形しない場合の挙動を導出することで重力傾斜安定の挙動を除去するものとする。重力傾斜安定の挙動を除き、振動の様子のみを確認するため、無変形状態からの変位を表す。また、ある軸方向の変位に関する振動として捉えた方がその挙動を把握しやすいため、図9に示すように、以下に示す回転行列 A を用いて \bar{X} 軸を中心とした振動に座標変換し、振動を評価する。

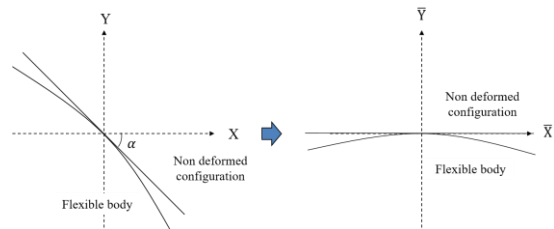


Fig.9 Coordinate transformation

$$A = \begin{bmatrix} \cos \alpha & -\sin \alpha \\ \sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix} \quad (19)$$

座標変換後の先端変位について、解析結果を以下に示す。

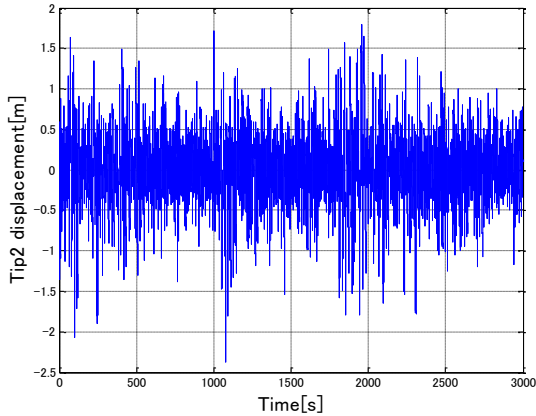


Fig.10 Tip2 displacement after the coordinate transformation without control

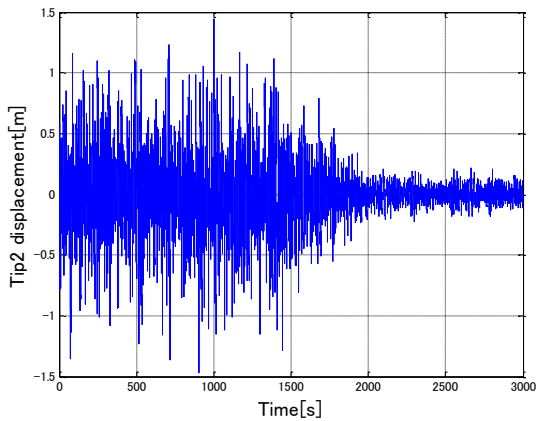


Fig.11 Tip2 displacement after the coordinate transformation with control by electromagnetic force

図 10 に制御をしない場合の座標変換後の変位を示し、図 11 に電磁力制御を行った後の座標変換後の変位を示す。図 11 より 1500[s]以降で振動がより抑制されており、2000[s]以降でさらに減衰効果が表れている結果となっている。制御しない場合よりも振幅が小さくなっていることから、電磁力によって減衰効果を与えることができているということが分かった。また、現在は 1 次モードの振動に対して制御

を与えることを考慮しているため、FFT 解析による周波数応答について確認した。以下に FFT 解析結果の一部を拡大した図について示す。図 12 に制御をしない場合の FFT 解析の 1 次モードの振動を拡大した図を示す。図 13 に同様に電磁力制御を行った場合の FFT 解析について示す。

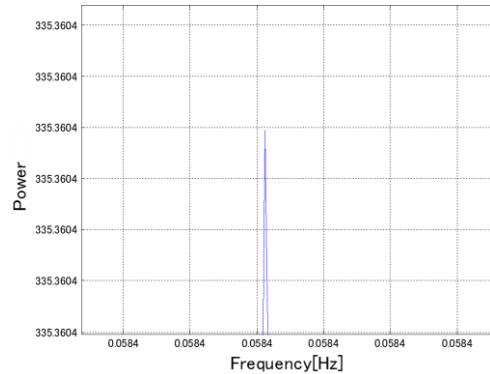


Fig.12 FFT Analysis of the result without control (Primary mode)

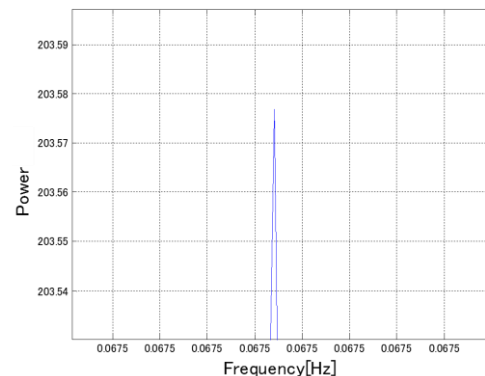


Fig.13 FFT Analysis result with control by electromagnetic force (Primary mode)

周波数解析からも、1 次モード付近の振動が減衰していることが確認できた。数値解析より減衰効果について確認できたことから、電磁力を柔軟構造物の振動制御のために用いることができる可能性について示すことができた。次に、より現実的なモデルに近づけるため、両端に質量を追加し、提案する電磁力制御の有効性について検討した。

今まで簡易モデルとして、テザーが支配的

であると考え、一様な梁の解析について行っていた。よって、より現実的なモデルを導入するため、梁の両端に質量を追加し重力傾斜安定について解析を行った。モデルのパラメータについては以下に示す通りである。

Table.2 Parameter setting

	Tip1, Tip2	Middle elements
The number of elements	2(根元1, 先端1)	4
Young's modulus	10[GPa]	70[GPa]
Length	2[m] × 2	2[m] × 4
Width, Thickness	0.05[m]	0.001[m]
Current	1[A]	
Earth's magnetic field	30000[nT]	

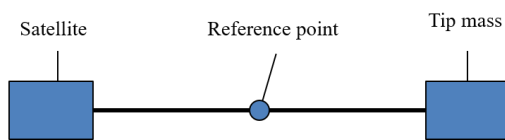


Fig.14 Analysis model

図 14 のように、両端の要素の厚さ、幅を変更することによりダンベルのような形状のモデルを導入し、両端の要素がそれぞれ人工衛星と先端質量を模擬するものと仮定した。また前述の解析と同様に人工衛星を Tip1, 先端質量を Tip2 と表現するものとする。このモデルに対しても図 7 で示したように初期変位を与え、自由振動を発生させることにより、電磁力制御の有無による振動数の比較などを行った。まず電磁力制御を行う前の状態の振動について以下に示す。振動の様子について確認するため、回転行列を用いて重力傾斜安定の挙動を除去している。

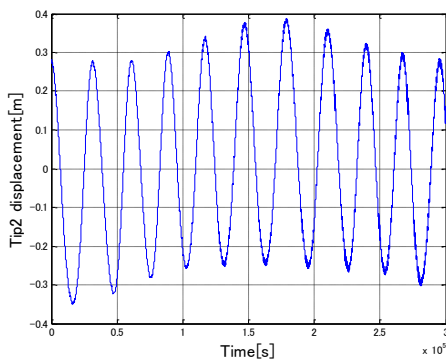


Fig.15 Tip2 displacement after the coordinate transformation without control

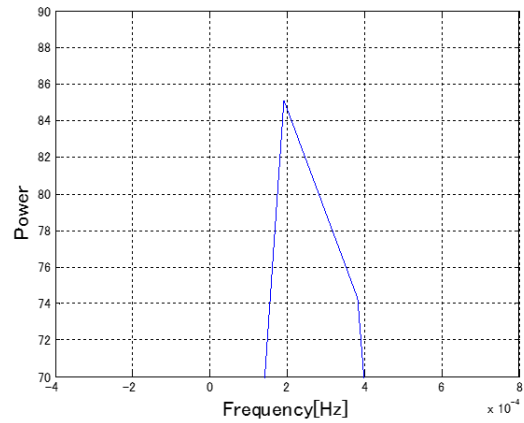


Fig.16 FFT Analysis of the result without control (Primary mode)

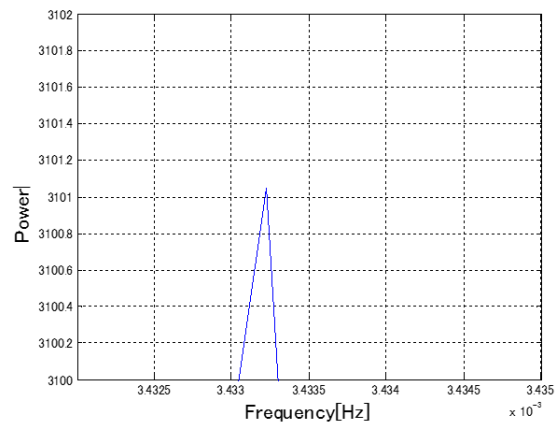


Fig.17 FFT Analysis of the result without control (Secondary mode)

図 15 は電磁力制御前の Tip2 の座標変換後の変位を示し、図 16 は制御前の 1 次モード、図 17 は 2 次モードの FFT 解析結果である。

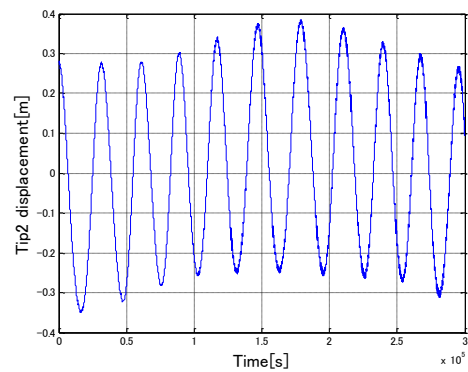


Fig.18 Tip2 displacement after the coordinate transformation with control by electromagnetic force

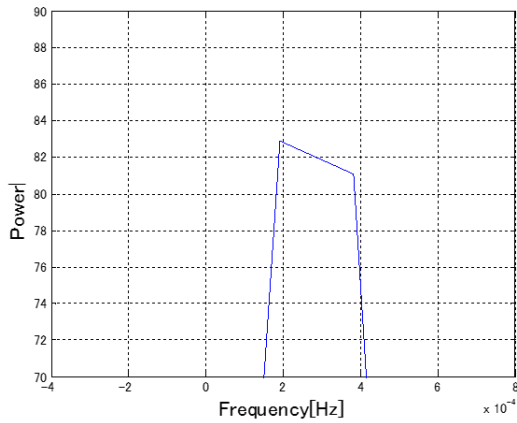


Fig.19 FFT Analysis result with control by electromagnetic force (Primary mode)

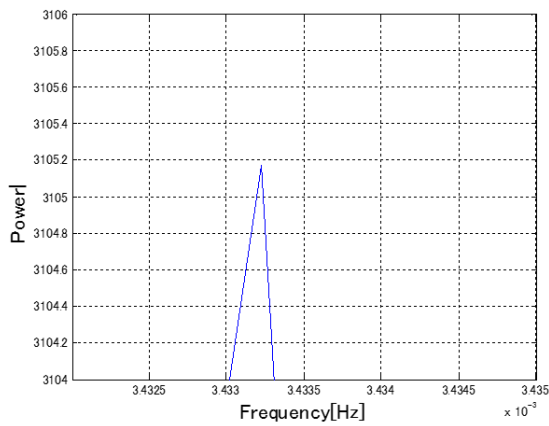


Fig.20 FFT Analysis result with control by electromagnetic force (Secondary mode)

図 18 は電磁力制御後の Tip2 の座標変換後の変位を示しており、図 19 は電磁力制御後の 1 次モード、図 20 の FFT 解析結果である。解析結果より 1 次モードの振動は減衰効果が確認できた。しかし他のモードの振動は微小ながら励起されているようであることが分かった。主な原因として、モデルの非線形性により、2 次モードの振動が励起されてしまったと考える。現在 1 次モードの振動に着目した制御を考慮しているため、解析結果より、本研究で提案された電磁力制御は振動を加振させる影響は小さく、減衰力として適切に用いられると考える。

5. 結論と今後の課題

本研究では、柔軟構造物の重力傾斜安定における変形に対する電磁力を用いた制御系の構築を行ってきた。重力傾斜安定化方式を柔軟構造物から構成される宇宙機に適用するため、近年注目されている柔軟構造解析手法である絶対節点座標法 (Absolute Nodal Coordinate Formulation) を用いた定式化を行った。制御手法として電磁力を用いることを提案し、電磁力モデルの構築および定式化を行った。重力傾斜安定および電磁力の定式化を用いて数値解析を行い、数値解析結果から、重力傾斜安定の挙動が得られたことから、ANCF を用いた重力傾斜安定化方式の数値解析が可能であることが示せた。また、宇宙機における柔軟部にどのような振動が発生するかについても示すことができた。提案する電磁力制御を適用し、振動の減衰効果について数値解析をすることにより、柔軟部における振動の減衰について確認することができた。このことから、提案した電磁力を振動制御に用いることは、テザー衛星に対し有効であることが解析的に示せた。数値解析結果より、高周波の振動の影響は数値計算誤差によるものが大きいと考えられる。しかし、電磁力制御により高次のモードの振動が励起される可能性もあるため、今後の課題として電磁力制御に対しフィルタなどを施すことにより、高次の振動を励起させないような制御が必要であると考えられる。また、1 次モードの振動のみに着目しているため、1 次モードの振動以外にも制御できるような制御方法が必要である。

参考文献

- (1) Ahmed A. Shabana : 「DYNAMICS OF Multibody Systems」, Third edition, Cambridge University Press, 2005

- (2) M . Berzeri , Ahmed A Shabana :
「 DEVELOPMENT OF SIMPLE MODELS
FOR THE ELASTIC FORCES IN THE
ABSOLUTE NORDAL CO-ORDINATE
FORMULATION 」, Journal of Sound and
Vibration, 235, 539-565, 2000
- (3) 茂原正道 : 「宇宙工学入門 衛星とロケット
の誘導・制御」, 株式会社 倍風館, 1999
- (4) Satomi Kawamoto, Takeshi Makida, Fumiki
Sasaki, Yasushi Okawa, Shin-ichiro Nishida, :
「 Precise numerical simulations of
electrodynamic tethers for an active debris
removal system」, Acta Astronautica 59 , 139-
148, 2006
- (5) Shin-Ichiro Nishida, Satomi Kawamoto, Yasushi
Okawa, Fuyuto Terui, Shoji Kitamura : 「Space
debris removal system using a small satellite」,
Acta Astronautica 65, 95-102, 2009
- (6) Yasushi OHKAWA, Satomi KAWAMOTO,
Masumi HIGASHIDE, Kentaro IKI, Mitsuhisa
BABA, Shoji KITAMURA, Seishiro KIBE :
「 ELECTRODYNAMIC TETHER
PROPULSION FOR ORBITAL DEBRIS
DEORBIT」, The Journal of Space Technology
and Science, vol.26, No.1, P33-46, 2012