重力傾度ブームによる姿勢精度低下*1 Attitude Error of Satellite Due to Gravity Gradient Boom

上 野 誠 也*2
Seiya UENO

Key Words: Artificial Satellite, Gravity Gradient Stabilization, Attitude Accuracy

Abstract: Gravity gradient stabilization is applied to from small satellites to large space structures because energy is not necessary for attitude control and actuator is not either. The stability and accuracy of attitude depend on the mass property of satellite. Large moment of inertia is selected for suppression of the attitude error due to external disturbance torque. 'Gravity gradient boom' is often attached on the main body of satellite for this purpose. This paper discusses on the relation between mass property of gravity gradient boom and attitude accuracy using transfer functions from the disturbance forces to the attitude angles. The results show that gravity gradient boom does not always improve the attitude accuracy. For satellites with a long or heavy gravity gradient boom, the second orbital mode of roll and yaw angles are excited by solar radiation pressure torque when the orbit of satellite goes through the shadow of the earth.

1. は じ め に

人工衛星の姿勢安定方式の重力傾度安定方式は、受動方式であるために制御用エネルギーを必要とせず、また、アクチュエータが不要という利点がある。そのため、地球指向の小型衛星から大型宇宙構造物まで幅広い利用が提案され、既に採用された事例¹⁻⁴⁾も多い。近年の低コスト小型衛星で再び注目されている安定方式でもある。しかし、時には数度^{5, 6)}の姿勢誤差が発生することもあり、高い姿勢精度は望めない欠点がある。さらに、当方式の安定性は衛星の質量特性で決定されることから、衛星形状にも制約が与えられる。

重力傾度安定衛星の外乱に対する姿勢精度を高めるためには、慣性モーメントを増加させた形状が一般に用いられる。第1図に示すように先端に質量が付加されたブームを地心方向またはその逆方向へ伸展させた「重力傾度ブーム」の装着はその改善策の一手法であり、小型衛星でよく用いられている。重力傾度ブームを有する衛星に対し、さらに姿勢精度を改善する案も多く提案されている。重力傾度ブームの先端に地磁気と反応して渦電流を発生するダンパを搭載した衛星⁷⁾、能動的にブームを駆動させて姿勢制御を行う衛星³⁾、他の姿勢制御機器・方式を搭載した衛星⁸⁻¹⁰⁾などが提案されている。

重力傾度安定方式の安定性は、線形化された運動方程式を用いた解の安定性により判別される。特に、円軌道を周回する重力傾度安定衛星は、慣性モーメントの比で判別できる図¹¹⁻¹³⁾が示されている。また、楕円軌道を周回する衛

星に対しても、安定性は質量特性で決まることが報告¹⁴⁻¹⁷⁾されている。しかし、姿勢精度を論じるためには、衛星に作用する外乱トルクを求める必要がある。軌道上データから得られた外乱トルクを用いて、重力傾度ブームを搭載したGEOS-A¹⁾、GEOS-II²⁾などの解析例がある。これらの報告では、ロール姿勢角が周回周期の半分の周期で振動を起こし、姿勢精度が劣化することが指摘されている。その理由は地球の食による太陽放射圧トルクとの共振¹⁸⁾であることが報告されている。

本稿では、重力傾度ブームの質量特性が姿勢精度に与える影響を、重力傾度ブームを設計する視点から論じる。重力傾度ブームを取り付けることにより、衛星全体の質量中心位置が変化する。従って、衛星に作用する外乱力や衛星本体が同一でも、質量中心位置の移動により外乱トルクは変化する。この点を考慮したモデルを用い、外乱力から姿勢角への伝達関数により姿勢精度を求める。特に、外乱として太陽放射圧力に着目し、重力傾度ブームが姿勢精度を悪化させる危険性を指摘する。

本稿で用いるモデルは、第1図に示す衛星のように、重力傾度ブームと先端マスの面積が本体に比べて無視できる衛星を対象としている。従って、外乱トルクは衛星本体に作用する外乱力が引き起こすものと仮定している。また、衛星には減衰機構を搭載していない。実衛星の姿勢精度を解析するためにはこれらを考慮した複雑なモデルが必要である。しかし、解析を明解にするために、本稿ではこれらの仮定の下でのモデルを用いる。

2. 重力傾度トルクを受ける衛星の運動方程式

本稿では、地球の円軌道上を周回し、重力傾度トルクで地球指向姿勢を維持する人工衛星の姿勢角誤差を解析する。地球は真球と仮定し、衛星の質量中心は軌道座標原点と常

*1 © 2003 日本航空宇宙学会
平成6年11月1日、第38回宇宙科学技術連合講演会にて発表。
平成15年3月27日原稿受理
*2 横浜国立大学大学院環境情報研究院

第 1 図 重力傾度ブームを持つ人工衛星 (GEOS-3) (文献 12) より引用)

に一致するものとする。衛星の大きさは軌道半径に比べて無視できると仮定すれば、重力傾度により軌道座標系で衛星が受ける力は局所鉛直軸 (z_O 軸) に並行となる。さらに、姿勢角が微小であると近似すれば、重力傾度トルクを考慮した人工衛星の運動方程式は以下の線形微分方程式¹¹⁻¹³⁾となる。

$$\phi'' + 4K_X\phi + (K_X - 1)\psi' = T_X \quad (1)$$

$$\theta'' + 3K_Y\theta = T_Y \quad (2)$$

$$\psi'' + K_Z\psi + (1 - K_Z)\phi' = T_Z \quad (3)$$

ただし、

$$(\quad)' = d/d\tau, \quad \tau = \Omega t$$

$$K_X = \frac{I_Y - I_Z}{I_X}, \quad K_Y = \frac{I_X - I_Z}{I_Y}, \quad K_Z = \frac{I_Y - I_X}{I_Z}$$

Ω は軌道角速度, I_X, I_Y, I_Z は各衛星座標軸まわりの慣性モーメントであり、姿勢角は第 2 図に示すロール、ピッチ、ヨーである。衛星座標系は衛星の慣性主軸に一致させて定義した。無次元時間 τ は、有次元時間を軌道周期で無次元化しており、平均近点角に等しい。右辺の外乱トルク項には、重力傾度トルクを除いたトルクが含まれる。式 (1) ~ (3) の右辺項の外乱トルク T_i は無次元化されており、その無次元化の定義式は以下である。

$$T_i = \tilde{T}_i / (I_i \Omega^2) \quad (i = X, Y, Z) \quad (4)$$

各式の右辺分子が各軸まわりの有次元外乱トルクである。

運動方程式は、ピッチ角に関する式 (2) とロール/ヨー角に関する式とが分離している。運動方程式が線形微分方程式で与えられているので、周波数領域による衛星の姿勢運動の解析が有効である。外乱トルクから姿勢角への伝達関数は次式となる。

$$G_{\phi X}(s) = (s^2 + K_Z) / \Delta_X(s) \quad (5)$$

$$G_{\theta Y}(s) = 1 / (s^2 + 3K_Y) \quad (6)$$

$$G_{\psi X}(s) = s(K_Z - 1) / \Delta_X(s) \quad (7)$$

第 2 図 軌道座標系と衛星座標系

第 3 図 姿勢解析モデルの無次元化量定義

ただし、

$$\Delta_X(s) = s^4 + (3K_X + K_X K_Z + 1)s^2 + 4K_X K_Z$$

左辺の G の添字は、第 1 文字目が出力の姿勢角を表し、第 2 文字目が入力の外乱トルクを表している。ヨー外乱トルクからの伝達関数は省略した。

周回衛星の外乱トルクの周波数は、軌道周期の周波数とその整数倍と近似できる。本稿では、軌道周期の n 倍の周波数成分を n 次モードと呼ぶ。無次元外乱トルクをフーリエ級数に展開すれば次式で与えられる。

$$T_i = T_{i0} + \sum_{\omega=1}^{\infty} T_{i\omega} \cos(\omega\tau + p_{i\omega}) \quad (i = X, Y, Z) \quad (8)$$

T_{i0} が定常成分, $T_{i\omega}$ が各周波数成分の振幅, $p_{i\omega}$ がその位相である。

伝達関数より、外乱トルクが衛星の共振する条件として、以下の運動方程式内の係数の条件が導かれる。

1 次モード	ロール/ヨー : $K_X = 0$
	ピッチ : $K_Y = 1/3$
2 次モード	ロール/ヨー : $K_X = 1$
	ピッチ : なし

3 次以上の高次モードには共振周波数が存在しない。衛星形状が以上の共振点に近くなれば、衛星の姿勢誤差が増大することが予想される。なお、ロール/ヨー角の共振点である $K_X = 0$ と $K_X = 1$ は安定・不安定領域の境界である。

3. 重力傾度ブームの姿勢誤差への影響

重力傾度ブームを持った衛星の姿勢誤差を解析するために第 3 図に示す解析モデルを考える。衛星は、衛星本体と

z_B 軸方向に取り付けられた重力傾度ブームのみで構成されている．重力傾度ブームは，質量の無視できるブームと質点と近似できる先端マスで構成されている剛体とする．距離の無次元化に次式で定義される z_B 軸まわりの慣動半径 L を用いる．

$$L = \sqrt{I_{ZB}/M_B} \quad (9)$$

I_{ZB} は衛星本体の z_B 軸まわりの慣性モーメント， M_B は衛星本体の質量である．第 1 図が示すように，一般にブーム及び先端マスの面積は本体に比べて微小であるので，外乱トルクは衛星本体に作用する外乱力により発生するものとする．なお， z_B 軸に平行な外乱力の成分は無視する．周波数に依存した作用点と外乱力を導入することで，軌道周期で変動する外乱トルクを記述する．従って，外乱力の作用点 $(\xi_\omega, \eta_\omega)$ と振幅 $(F_{\xi\omega}, F_{\eta\omega})$ はブームの条件や姿勢角によらず一定とする．これにより，質量中心の移動による外乱トルクの変化をモデル化し，外乱力から姿勢角への周波数応答関数を用いて衛星の姿勢誤差を解析する．衛星全体の質量中心の位置 κ ，及び，ブーム先端マス位置 λ は，衛星本体の質量中心からの距離で定義され，式 (9) で与えられる z_B 軸まわりの慣動半径 L で無次元化されている．先端マス質量は衛星本体の質量 M_B で無次元化し， μ で表す．長さ λ ，先端マス質量 μ のブームを取り付けることにより，衛星全体の質量中心は次式の位置となる．

$$\kappa = \lambda\mu(1 + \mu) \quad (10)$$

この衛星全体の質量中心まわりの慣性モーメント (I_X, I_Y) は次式の無次元化量となる．

$$I_X/I_{ZB} = \alpha_X + \alpha_V \quad (11)$$

$$I_Y/I_{ZB} = \alpha_Y + \alpha_V \quad (12)$$

$$I_Z/I_{ZB} = 1 \quad (13)$$

ただし，

$$\alpha_X = I_{XB}/I_{ZB}, \quad \alpha_Y = I_{YB}/I_{ZB},$$

$$\alpha_V = \lambda^2\mu/(1 + \mu)$$

I_{XB}, I_{YB} は，それぞれ， x_B 軸， y_B 軸まわりの衛星本体の慣性モーメントである．重力傾度ブームは α_V 項のみに関係する．なお，先端マスは質点と近似しているので z_B 軸まわりの慣性モーメントは変化しないとしている．

無次元外乱トルクの各周波数成分は次式で与えられる．作用する外乱力が， x_B 軸と y_B 軸方向のみであるためヨー外乱トルクは発生しない．

$$T_{X\omega} = -\frac{F_{\eta\omega}(\eta_\omega - \kappa)}{\alpha_X + \alpha_V} \quad (14)$$

$$T_{Y\omega} = \frac{F_{\xi\omega}(\xi_\omega - \kappa)}{\alpha_Y + \alpha_V} \quad (15)$$

$$T_{Z\omega} = 0 \quad (16)$$

以下の解析では，簡単のため外乱力作用点位置を表す ξ_ω と

η_ω の添字 ω を省略する．式 (14)～(16) を用いて，外乱力から姿勢角への周波数伝達関数のゲインを求めることができる．外乱力から外乱トルクへの伝達関数は式 (14)～(16) で，外乱トルクから姿勢角への伝達関数は式 (5)～(7) で与えられている．両者の積から以下を得る．

$$|G_{\phi\eta}(\omega)| = \left| \frac{\eta + (\eta - \lambda)\mu}{1 + \mu} \right| \cdot \left| \frac{\omega^2 + \alpha_C}{\Delta_\eta(\omega)} \right| \quad (17)$$

$$|G_{\theta\xi}(\omega)| = \left| \frac{\xi + (\xi - \lambda)\mu}{1 + \mu} \right| \cdot \left| \frac{1}{\Delta_\xi(\omega)} \right| \quad (18)$$

$$|G_{\psi\eta}(\omega)| = \left| \frac{\eta + (\eta - \lambda)\mu}{1 + \mu} \right| \cdot \left| \frac{\omega(1 + \alpha_C)}{\Delta_\eta(\omega)} \right| \quad (19)$$

ただし，

$$\alpha_C = \alpha_X - \alpha_Y$$

$$\Delta_\xi(\omega) = \alpha_Y\omega^2 - 3(\alpha_X - 1) + \alpha_V(\omega^2 - 3)$$

$$\Delta_\eta(\omega) = \alpha_X\omega^4 - ((3 - \alpha_C)(\alpha_Y - 1) + \alpha_X)\omega^2 - 4(\alpha_Y - 1)\alpha_C + \alpha_V(\omega^2 + \alpha_C)(\omega^2 - 4)$$

左辺の G の添字は，第 1 文字目が姿勢角を表し，第 2 文字目が外乱力を表す．各周波数伝達関数は 2 項の積で与えられている．その第 1 項は重力傾度ブーム長 λ の 1 次関数になっている．それに対し，第 2 項は分母の Δ_ξ, Δ_η 内の α_V が λ の 2 次関数であるため，分母に λ の 2 次項が含まれている．従って，一般にブーム長が長ければ姿勢誤差が減少する傾向を示す．ところが，外乱力が 2 次モードの場合，式 (17)，(19) では， $\omega = 2$ であるために Δ_η 内の α_V にかかる係数が 0 となる．従って，周波数伝達関数は λ の 1 次関数になり，重力傾度ブームが長いほどロール/ヨーの姿勢角誤差が増大する．これは前章で示した $K_X = 1$ の場合に近い形状を意味している．

先端マスの質量の変化に対する伝達関数のゲインの変化を第 4 図に示す．重力傾度ブームが無い場合の伝達関数ゲインとの比で表す．外乱力の周波数成分を軌道周波数の整数倍とし，3 次モードまでをプロットした．ロール/ヨー角は，先端質量の増加に伴って，2 次モードが増大していることが確認できる．また，他の伝達関数は一定値に収束していく傾向が示されている．先端質量を無限大とした伝達関数のゲインの極限値を以下に示す．

$$\lim_{\mu \rightarrow \infty} |G_{\phi\eta}(\omega)| = \begin{cases} \left| \frac{\eta - \lambda}{4(\lambda^2 + \alpha_Y - 1)} \right| & (\omega = 0) \\ \left| \frac{\eta - \lambda}{3(\lambda^2 + \alpha_Y - 1)} \right| & (\omega = 1) \\ \left| \frac{(\eta - \lambda)(4 + \alpha_C)}{12(1 + \alpha_C)} \right| & (\omega = 2) \end{cases} \quad (20)$$

$$\lim_{\mu \rightarrow \infty} |G_{\theta\xi}(\omega)| = \begin{cases} \left| \frac{\xi - \lambda}{3(\lambda^2 + \alpha_X - 1)} \right| & (\omega = 0) \\ \left| \frac{\xi - \lambda}{2\lambda^2 + 3\alpha_X - \alpha_Y - 3} \right| & (\omega = 1) \\ \left| \frac{\xi - \lambda}{\lambda^2 - 3\alpha_X + 4\alpha_Y + 3} \right| & (\omega = 2) \end{cases} \quad (21)$$

第 4 図 先端質量が伝達関数ゲインに及ぼす影響
 $\alpha_X = 4.0, \alpha_Y = 4.5, \lambda = 15, \eta = -3.0, \xi = -3.0$.

$$\lim_{\mu \rightarrow \infty} |G_{\psi\eta}(\omega)| = \begin{cases} 0 & (\omega = 0) \\ \left| \frac{\eta - \lambda}{3(\lambda^2 + \alpha_Y - 1)} \right| & (\omega = 1) \\ \left| \frac{\eta - \lambda}{6} \right| & (\omega = 2) \end{cases} \quad (22)$$

ヨー角の 0 次モードを除き, 0 以外の極限值に収束する. それらの値は外乱力の作用点と先端マスとの距離に比例している. これは, 先端質量が増大するにつれて, 衛星本体の質量特性は無視され, 衛星本体が外乱力の作用点としてのみ存在する傾向を表している.

次に, 重力傾度ブーム長が伝達関数に及ぼす影響を示す. 第 5 図にブーム長の変化に対する伝達関数ゲインの変化を示した. ブーム長が長くなるにつれて, ほとんどのモードでは伝達関数ゲインが減少しており, 重力傾度ブームによる姿勢精度向上が達成されている. しかし, ロール/ヨー角はブームが長くなるにつれて, 2 次モードが増大している. ブーム長を無限大とした時の, 各伝達関数ゲインの極限值

第 5 図 ブーム長が伝達関数ゲインに及ぼす影響
 $\alpha_X = 4.0, \alpha_Y = 4.5, \mu = 0.05, \eta = -3.0, \xi = -3.0$.

を以下に示す.

$$\begin{aligned} \lim_{\lambda \rightarrow \infty} |G_{\phi\eta}(\omega)| &= \begin{cases} \lim_{\lambda \rightarrow \infty} \left| \frac{\eta - \lambda}{\lambda^2(\omega^2 - 4)} \right| = 0 & (\omega \neq 2) \\ \lim_{\lambda \rightarrow \infty} \left| \frac{\mu(\eta - \lambda)(4 + \alpha_C)}{12(1 + \mu)(1 + \alpha_C)} \right| = \infty & (\omega = 2) \end{cases} \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \lim_{\lambda \rightarrow \infty} |G_{\theta\xi}(\omega)| &= \lim_{\lambda \rightarrow \infty} \left| \frac{\mu(\xi - \lambda)}{1 + \mu} \right| \left| \frac{1}{(3 - \omega^2)\lambda^2 + 3\alpha_X - 3 - \alpha_Y\omega^2} \right| \\ &= 0 \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} \lim_{\lambda \rightarrow \infty} |G_{\psi\eta}(\omega)| &= \begin{cases} \lim_{\lambda \rightarrow \infty} \left| \frac{(\eta - \lambda)(1 + \alpha_C)\omega}{\lambda^2(\omega^2 + \alpha_C)(\omega^2 - 4)} \right| = 0 & (\omega \neq 2) \\ \lim_{\lambda \rightarrow \infty} \left| \frac{(\eta - \lambda)}{6(1 + \mu)} \right| = \infty & (\omega = 2) \end{cases} \end{aligned} \quad (25)$$

第6図 太陽光ベクトルの定義

第7図 軌道座標系での太陽光ベクトル

ブームが長くなるにつれて、ロール/ヨー角の伝達関数ゲインの2次モードは増大し、極限值は無限大である。

重力傾度ブームの先端質量，または，ブーム長を増加させると，運動方程式内の係数 K_X が1に近づく．これは前章で示した2次モードの共振点の条件である．従って，重力傾度ブームは，ロール/ヨー角の2次モードの伝達関数を増大させる影響があることが示された．

4. 太陽放射圧トルクの食による影響

衛星に作用する外乱トルクの一つとして，太陽放射圧トルクがある．その影響は，軌道高度によらずほぼ一定とみなすことができ，高高度では他の外乱トルクより大きくなることもある¹⁹⁾．本章では，衛星が地球の影に入る食が太陽放射圧トルクに与える影響を示す．第6図の定義に従い，軌道面法線 (y_O) と太陽光がなす角を β とする．衛星位置は昇交点からの角度 α で表し，増加する方向へ移動しているとす．この状態の太陽光ベクトルを軌道座標系で表すと，第7図に示すように y_O 軸と角度 β をなして回転する．その単位ベクトルは次式で与えられる．

$$\vec{s}_O = \begin{pmatrix} -\cos \alpha \sin \beta \\ \cos \beta \\ \sin \alpha \sin \beta \end{pmatrix} \quad (26)$$

衛星が地球の影に入ることにより，太陽放射圧トルクは作用しなくなる．太陽同期軌道衛星を例にとり，食の期間を示す．太陽同期軌道衛星の軌道長半径と軌道傾斜角との関係は次式で与えられている²⁰⁾．

$$a^{7/2} = -2.0893 \times 10^{14} \cos i \quad (27)$$

a は km 単位で表した軌道半径であり， i は軌道傾斜角である．太陽同期軌道衛星の食期間を第8図に示す．食期間

第8図 太陽同期軌道衛星の食期間

第9図 太陽放射圧トルクの食期間 (τ_C , τ_D) の定義

は，低高度ほど，また，季節は冬期の方が長くなる傾向を示している．

太陽放射圧トルクは，衛星と太陽光のなす角度 β に依存するため，定常成分の0次モードと軌道周期成分の1次モードが主である．第9図に示すように，時刻 τ_C を中心に長さ $2\tau_D$ の期間で食に入ったと仮定する．この時，定常成分の0次モードから次式の振幅の2次成分が発生する．

$$\frac{A_2}{A_0} = \left| \frac{1}{\pi} \int_{\tau_D}^{2\pi-\tau_D} \cos 2\tau d\tau \right| = \frac{1}{\pi} \sin \tau_D \quad (28)$$

食が無い時の定常成分の振幅との比で表しており， τ_C に依存しないので， $\tau_C = 0$ の時の偶関数として積分している．食期間が軌道の25%の時に極大値が存在し，その値は定常成分の約16%に達する．一方，食により軌道周期成分の1次モードから発生する2次成分は τ_C に依存した値を生じる．例えば， $\tau_C = 0$ の時は次式で表される．

$$\begin{aligned} \frac{A_2}{A_1} &= \left| \frac{1}{\pi} \int_{\tau_D}^{2\pi-\tau_D} \sin \tau \sin 2\tau d\tau \right| \\ &= \frac{1}{\pi} \left(\sin \tau_D - \frac{1}{3} \sin 3\tau_D \right) \end{aligned} \quad (29)$$

軌道の50%が食の時に極大となり，1次成分の約42%の振幅の2次成分が発生する．これは一般の低軌道傾斜角衛星に相当する．0次モード（定常成分）と1次モード（軌道周期成分）から発生する各周波数成分を第10図に示す．1次モードに関しては， $\tau_C = 0$ と $\tau_C = \pi/4$ の場合を示している．横軸は食期間を示す．太陽放射圧トルクは，食の影

第 10 図 食による高次モードの発生

響によって、本来存在しない 2 次成分が発生することが示されている。

5. 定常姿勢振動誤差

太陽放射圧トルクを受ける重力傾度安定衛星の姿勢角の定常振動を求める。周波数領域の以下の計算を行うことにより応答の時系列を求める。衛星は軌道周波数の整数倍の外乱トルクのみを受けているものと仮定する。これにより太陽放射圧トルクは、フーリエ級数に展開できる。例えば、ロール外乱トルクは以下に展開される。

$$T_{\phi}(\tau) = T_{\phi 0} + \sum_{n=1}^{\infty} T_{\phi n} \cos(n\tau + p_{\phi n}) \quad (30)$$

$T_{\phi n}$ はゲイン, $p_{\phi n}$ は位相である。次に、各モードの周波数伝達関数を求める。伝達関数は式 (5) ~ (7) で与えられており、これから整数周波数成分のみを求める。例えば、ロール外乱トルクからロール角への周波数伝達関数は次式で表

第 11 図 重力傾度安定衛星 (単位 m)

現できる。

$$G_{\phi\phi}(jn) = G_{\phi n} \exp(-jq_{\phi n}) \quad (31)$$

ただし、 $G_{\phi n}$ はゲイン, $q_{\phi n}$ は位相を示し, j は虚数単位である。式 (30) と式 (31) の積により、個々の周波数におけるロール角の応答が求められる。このようにして得られた各周波数成分を重ね合わせることで、時間領域の応答が求められる。例えば、ロール角は次式となる。

$$\phi(\tau) = T_{\phi 0} G_{\phi 0} + \sum_{n=1}^{\infty} T_{\phi n} G_{\phi n} \cos(n\tau + p_{\phi n} + q_{\phi n}) \quad (32)$$

ここで求められる衛星の運動は、定常状態である。太陽光と軌道面のなす角 (第 6 図の β) に変化が無く、初期状態の過渡応答が収束したことを前提としている。以上の計算手法により衛星の定常姿勢振動を求める。

計算に使用した衛星は第 11 図に示す形状を想定した。衛星本体から地球方向 ($+z_B$ 軸方向) に重力傾度ブームが取り付けられており、反対側の $-z_B$ 方向には太陽電池パドルが存在している。太陽電池パドルは平板、本体は質量分布が均一な 200 kg の円柱と仮定した衛星である。軌道条件は、高度 400 km の太陽同期軌道である。夏至の時に地球の影を通過することが無く、冬至の時は軌道の 26.7% が食であることが第 8 図に示されている。重力傾度ブーム長 1.2 m, 先端質量 5.0 kg のノミナル形状の定常姿勢角応答を第 12 図に示す。全体のピッチ角誤差が、夏至で約 $\pm 2^\circ$, 冬至で約 $\pm 3^\circ$ あり、重力傾度ブームによる姿勢精度の改善が望まれる。

第 13 図は先端質量を 5 kg から 50 kg に変更した時の姿勢角応答を示している。夏至の時は第 12 図に比べて、衛星の姿勢角が減少していることが確認できるが、冬至の時のロール/ヨー角の誤差は増大している。先端マス質量の増大に伴い、2 次モードが増大した。先端質量増加による姿勢改善はあまり得られないことが示された。

重力傾度ブーム長の増加による影響を示す。第 14 図は

第12図 定常姿勢角振動（ブーム長 1.2 m，先端質量 10 kg）
上段：食期間なし，下段：食期間 26.7%.

第14図 ブーム延長による姿勢角振動（ブーム長 6.0 m）
上段：食期間なし，下段：食期間 26.7%.

第13図 先端質量増による姿勢角振動（先端質量 50 kg）
上段：食期間なし，下段：食期間 26.7%.

第15図 ブーム長に対する姿勢振動の振幅
上段：食期間なし，下段：食期間 26.7%.

ブーム長を 6.0 m とした衛星の定常応答である。夏至における姿勢角誤差は第 12 図に比べて減少している。しかし、冬至におけるロール角とヨー角は、2 次モードの振動により姿勢誤差が増大している。食により太陽放射圧トルクの 2 次

モードが発生し、重力傾度ブームにより衛星の 2 次モード伝達関数が増大したことによるものである。第 15 図は、重力傾度ブーム長の変化に対する最大姿勢角誤差を示している。食が存在しなければ、ブーム長の増加により姿勢角誤差は

抑えられている。しかし、食が存在する冬至の $\beta = 30.48^\circ$ では、ロールはブーム長が約 3.0 m の時に姿勢誤差が最小になっているが、それより長いブームでは姿勢誤差が増大していることが示されている。食が存在する冬期は、重力傾度ブームが姿勢誤差を発生する要因となっている。

6. 結 論

重力傾度安定方式を使用する周回衛星の姿勢誤差を解析した。本稿の解析では衛星に減衰機構が無く、重力傾度ブーム質量に作用する外乱力を無視したモデルを使用している。実衛星の姿勢精度解析にはこれらが無視しないモデル化が必要である。しかし、本稿では重力傾度ブームが姿勢精度に与える影響を明らかにするために、これらの仮定を用いたモデルを用いた。伝達関数の解析より、重力傾度ブームはロール/ヨー角の 2 次モードを増大させる傾向が示された。一方、主要外乱トルクである太陽放射圧トルクは、衛星軌道に食が存在すると 2 次モード成分を有する。これらの共振によりロール/ヨー角の姿勢精度が劣化することを示した。すなわち、重力傾度ブームが姿勢精度を上げる効果を持たない条件が存在することを示した。

参 考 文 献

- 1) Pisacane, V. L., Pardoe, P. P. and Hook, B. J.: Stabilization System Analysis and Performance of the GEOS-A Gravity-Gradient Satellite (EXPLORER XXIX), *J. Spacecraft Rocket*, **4** (1967), pp. 1623–1630.
- 2) Whisnant, J. M., Waszkiewicz, P. R. and Pisacane, V. L.: Attitude Performance of the GEOS-II Gravity-Gradient Spacecraft, *J. Spacecraft Rocket*, **6** (1969), pp. 1379–1384.
- 3) Gatlin, J. A., Buckingham, A. G. and Pleasants, W. H.: Satellite Attitude Control Using a Torqued, 2-Axis-Gimbaled Boom as the Actuator, *J. Spacecraft Rocket*, **6** (1969), pp. 1013–1018.
- 4) Connell, G. M. and Chobotov, V.: Possible Effects of Boom Flutter on the Attitude Dynamics of the OV1-10 Satellite, *J. Spacecraft Rocket*, **6** (1969), pp. 90–92.
- 5) 茂原正道: 宇宙システム概論—衛星の設計と開発, 培風館, 東京, 1995, p. 203.
- 6) Griffin, M. D. and French, J. R.: *Space Vehicle Design*, AIAA, Washington, DC, 1991, p. 309.
- 7) Cronin, R. H. and Kane, T. R.: Gravitational Stabilization of a Two-Body Satellite, *J. Spacecraft Rocket*, **10** (1973), pp. 291–294.
- 8) Klinger, D. L., Lyons, M. G., Scott, E. D. and Rodden, J. J.: Magnetic Compensation of a Gravity-Gradient Stabilized Satellite, *J. Spacecraft Rocket*, **8** (1971), pp. 435–441.
- 9) Modi, V. J. and Kumar, K.: Attitude Control of Satellite Using the Solar Radiation Pressure, *J. Spacecraft Rocket*, **9** (1972), pp. 711–713.
- 10) Tossman, B. E.: Magnetic Attitude Control System for the Radio Astronomy Explorer-A Satellite, *J. Spacecraft Rocket*, **6** (1969), pp. 239–244.
- 11) Kaplan, M. H.: *Modern Spacecraft Dynamics & Control*, John Wiley & Sons, New York, 1976, pp. 199–204.
- 12) Wertz, J. R., ed.: *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Kluwer Academic Pub., Dordrecht, 1978, pp. 608–612.
- 13) 茂原正道: 宇宙工学入門—衛星とロケットの誘導・制御, 培風館, 東京, 1994, pp. 112–120.
- 14) Modi, V. J. and Brereton, R. C.: Periodic Solutions Associated with the Gravity-Gradient-Oriented System: Part I. Analytical and Numerical Determination, *AIAA J.*, **7** (1969), pp. 1217–1224.
- 15) Modi, V. J. and Brereton, R. C.: Periodic Solutions Associated with the Gravity-Gradient Oriented System: Part II. Stability Analysis, *AIAA J.*, **7** (1969), pp. 1465–1468.
- 16) Anand, D. K., Whisnant, J. M., Pisacane, V. L. and Sturmanis, M.: Gravity-Gradient Capture and Stability in an Eccentric Orbit, *J. Spacecraft Rocket*, **6** (1969), pp. 1456–1459.
- 17) 茂原正道: 重力傾度を利用する人工衛星の姿勢制御, *日本航空宇宙学会誌*, **15** (1967), pp. 112–123.
- 18) Whisnant, J. H. and Anand, D. K.: Roll Resonance for a Gravity-Gradient Satellite, *J. Spacecraft Rocket*, **5** (1968), pp. 743–744.
- 19) 西田 進: 最近の 3 軸姿勢制御衛星の動向, *日本航空宇宙学会誌*, **22** (1974), pp. 200–207.
- 20) 富田信之: 宇宙システム入門—ロケット・人工衛星の運動, 東京大学出版会, 東京, 1993, p. 180.