

地震先行現象検証衛星 PRELUDE の姿勢決定制御系に関する研究

Research on Attitude Determination Control System for Earthquake Precedent Phenomenon Verification Satellite PRELUDE

宮崎山崎研究室

Miyazaki Yamazaki Laboratory

小川諒祐

Ryosuke Ogawa

In this paper, we show the results of simulation of whether or not gravity gradient stabilization can be realized in order to construct a satellite attitude determination control system for earthquake precedent phenomenon observation and to carry out mission. We verified whether the attitude control accuracy is improved by incorporating the GPS receiver into the attitude control system. The gravity gradient stabilization is possible and it is a problem to keep it within the range of the mission requirement of attitude determination accuracy.

1. 緒言

超小型衛星では衛星位置(緯度,経度,高度)推定を行う方法として,NORAD と NASA が共同に開発を行った SGP4 モデルを用いていることが多い^[1].SGP4 モデルはTLE(Two Line Element)の軌道 6 要素に含まれる.初期値を使用することで,衛星の位置を推定する手法である.軌道6要素とは軌道面の長半径,離心率,軌道傾斜角,昇交点赤経,近地点引数,真近点角のことを指す.しかし SGP4 モデルでは時間がたつにつれ同一の TLE を用いて推定される衛星位置の精度が低下し,その精度低下は衛星の姿勢決定・制御精度にも影響を与える.^[2]そこで, Figure 1 に示した地震先行現象検証衛星 PRELUDE(軌道投入時及び地震先行現象の観測時の外観)では地磁気センサ,太陽センサ,ジャイロセンサに加えてGPS受信機を用いた姿勢決定系を構築する.また,地震先行現象を検証するためのデータとして VLF 波帯の電波を受信するため地球指向の重力傾斜安定方式を姿勢制御方式として採用する.ただし,衛星の角速度と姿勢角の制御に磁気トルカを用いる.

本研究では,GPS 受信機を姿勢決定に組み込むことによる有効性と,磁気トルカ,重力傾斜安定ブームを用いた,角速度安定には B-dot 制御則を用い,姿勢角安定に関して重力傾斜安定になるようにクロスプロダクト則を用い,シミュレーションを行う.

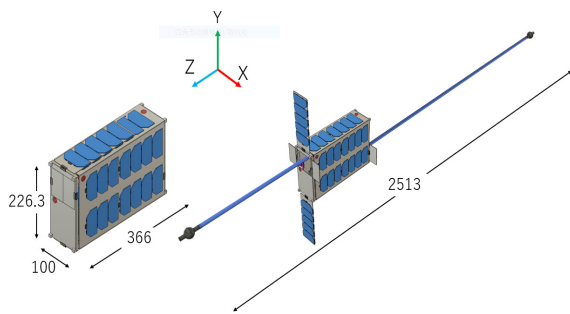


Figure 1 PRELUDE (寸法の単位はmm)

2. PRELUDE姿勢決定・制御系

Figure 1 に PRELUDE の外観を示す.先端に VLF センサを取り付けたブームを進展させるため Figure 1 左図の状態では軌道投入し右図がブーム進展後のミッション時の状態である PRELUDE は地震先行現象を観測する.

2.1 PRELUDE の姿勢精度要求について^[3]

PRELUDE では地震直前の電離圏における VLF 帯の強さを搭載している VLF センサで観測するために VLF 波帯の電場強さを取得するミッションがある. VLF センサの取得した電場のデータには,地磁場による誘導電場の影響が含まれているため,それを取り除く必要があり,誘導電場の影響を取り除くには衛星の正確な姿勢精度が求められる.誘導電場は正しい姿勢で得られた E(電圧)と B(地磁場)の外積と姿勢決定精度分だけずれたときの外積の差を 10[mV/m]の分解能の間に収める必要がある.そのため PRELUDE では必要な姿勢決定精度が±0.3[deg.]必要である.また VLF 帯の電場成分を観測するとき,本来取りたい電場成分の 80%を取得できれば十分な観測ができるため得られた電場成分に $\cos 37^\circ$ 乗じた値がおおよそ 80%になるので地心方向と衛星の長軸が姿勢制御で 37[deg.]以内に収まる必要がある.

2.4 姿勢決定制御に関する理論

2.4.1章では姿勢決定制御する際に用いる座標系について述べ,2.4.2章では姿勢決定方法その座標系からの参照ベクトルから姿勢決定する手法について述べ,姿勢を取得したあと目標の姿勢に近づける手法を2.4.3章,2.4.4章において述べる.

2.4.1 参照座標系

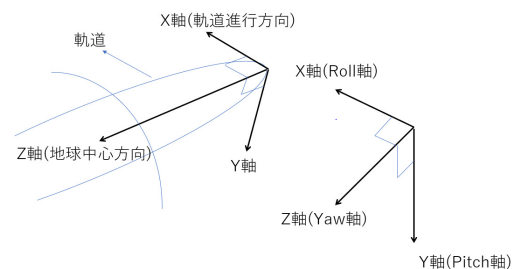


Figure 2 参照座標系の定義

Figure 2に示すように参照座標系には軌道座標系を用いる。軌道座標系とは、PRELUDEの今いる位置を原点として軌道上の衛星の進行方向をX軸、地心方向をZ軸、右手座標系で残った軸をY軸としている。参照座標系を基準として地磁気方向ベクトルにはIGRF地磁場モデルを使用し、太陽方向ベクトルは太陽黄経略算式を用いる。

2.4.2 TRIAD 法^[4]

TRIAD 法は地磁気センサ、太陽センサからそれぞれ、機体座標系を基準とした地磁気方向ベクトル、太陽方向ベクトル $\mathbf{b}_0, \mathbf{b}_1$ を求め、それぞれに対応する、参照座標系を基準とした地磁気方向ベクトル、太陽方向ベクトル $\mathbf{r}_0, \mathbf{r}_1$ を求める。そして正規直交基底を作る。

$$\mathbf{b}_1 = \mathbf{b}_0 \times \mathbf{b}_1, \mathbf{b}_3 = \mathbf{b}_1 \times \mathbf{b}_2 \quad (1)$$

$$\mathbf{r}_2 = \mathbf{r}_0 \times \mathbf{r}_1, \mathbf{r}_3 = \mathbf{r}_1 \times \mathbf{r}_2 \quad (2)$$

それらを用いて、具体的に以下の姿勢を満たす姿勢マトリクスを求める。

$$\mathbf{R}_{r_i} = \mathbf{b}_i (i = 1, 2, 3) \quad (3)$$

2.4.3 B-dot 制御則

B-dot 制御則の目的は衛星がもつ回転エネルギーを消散させ、衛星を慣性空間に対して静止させることである。衛星の回転運動エネルギーを E としたとき、

$$\frac{dE}{dt} < 0 \quad (4)$$

となるような制御を行う。回転のエネルギーは

$$E = \frac{1}{2} \mathbf{w}^T \mathbf{I} \mathbf{w} \quad (5)$$

であるから、

$$\frac{dE}{dt} = \frac{d}{dt} \left(\frac{1}{2} \mathbf{w}^T \mathbf{I} \mathbf{w} \right) \quad (6)$$

$$= \frac{1}{2} \left(\frac{d\mathbf{w}^T}{dt} \mathbf{I} \mathbf{w} + \mathbf{w}^T \mathbf{I} \frac{d\mathbf{w}}{dt} \right) \quad (7)$$

$$= \frac{1}{2} \left\{ \left(\mathbf{w}^T \mathbf{I}^T \frac{d\mathbf{w}}{dt} \right)^T + \mathbf{w}^T \mathbf{I} \frac{d\mathbf{w}}{dt} \right\} \quad (8)$$

ここで衛星に働く磁気トルクを T とし、他にトルクが作用しないとすると、

$$\mathbf{I} \frac{d\mathbf{w}}{dt} = T, \mathbf{I}^T = \mathbf{I} \quad (9)$$

であるので、

$$\frac{dE}{dt} = \mathbf{w}^T T \quad (10)$$

となる。磁気トルクは、

$$T = M \times B \quad (11)$$

で求められるので

$$\frac{dE}{dt} = \mathbf{w}^T \cdot (M \times B) \quad (12)$$

$$= M^T \cdot (B \times M)$$

(13)

これが、衛星内に生じる磁気モーメントと角運動エネルギーの時間変化との関係を示す式になる。

衛星で観測される地磁場の変化と衛星角速度との関係は、

$$\frac{d}{dt} B = B \times \mathbf{w} \quad (14)$$

と書くことができる。これを(13)式に代入し

$$\frac{dE}{dt} = M^T \frac{d}{dt} B < 0 \quad (15)$$

であれば、衛星の各速度が持つ運動エネルギーは消散していくことがわかる。このように磁気モーメントを生じることでやがて衛星は静止しデスピン制御が達成される。

2.4.4 クロスプロダクト則

クロスプロダクト則は衛星に与えるべき角運動量の変動量 ΔL をいかに実現するかをという問題を扱う。衛星にある角運動量の変化 ΔL を与えるために、何らかのトルクが必要になる。制御比例ゲイン k を含む形で、このトルクは

$$T = k \Delta L \quad (16)$$

と書くことができる。このトルクは磁気トルクによって生成すると考え、

$$k \Delta L = M \times B \quad (17)$$

となる。(17)の式の両辺に対して B との外積を求めると、

$$\begin{aligned} (B \times k \Delta L) &= B \times (M \times B) \\ &= |B|^2 M - B (M \times B) \end{aligned} \quad (18)$$

磁気モーメントと地磁場ベクトルが直交すると仮定すると、上式から

$$M = \frac{k}{|B|^2} (B \times \Delta L) \quad (19)$$

と得られる。クロスプロダクト則ではこの式を磁気モーメント決定の制御則として使う。しかしこの磁気モーメントが生じる発生トルクは意図したものとは異なる。(19)の磁気モーメントが発生する磁気トルクを求めると、

$$M = k \Delta L - \frac{k}{|B|^2} B \cdot (\Delta L \cdot B) \quad (20)$$

となる。このクロスプロダクト則を衛星の姿勢変更に用いる。

2.5 重力傾度安定^[5]

PRELUDE では地心指向の姿勢制御を目標としている。そのため姿勢安定方式として重力傾度安定方式を採用する。この方式は、地球中心方向に長い形状の地球周回の衛星に適用できる。機体に固定した座標系での運動方程式は次式になる。

$$\frac{dH}{dt} + \mathbf{w} \times H = T \quad (21)$$

H : 角運動量(= Iw) $\frac{dH}{dt}$: Body座標系での時間微分

T は重力傾度トルクである。姿勢角を微小と近似すれば、角速度は次式である。

$$w = \begin{pmatrix} \dot{\phi} - \omega_0 \psi \\ \dot{\theta} - \omega_0 \phi \\ \dot{\psi} - \omega_0 \phi \end{pmatrix} \quad (22)$$

これを運動方程式に代入して、姿勢角の2次項を省略する。

$$\begin{aligned} I_X(\ddot{\phi} - \omega_0 \dot{\psi}) + (I_Y - I_Z)(\omega_0 \dot{\psi} + \omega_0^2 \phi) \\ I_Y \\ I_X(\ddot{\psi} - \omega_0 \dot{\phi}) + (I_Y - I_X)(-\omega_0 \dot{\phi} + \omega_0^2 \psi) \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} &= 3(I_Z - I_Y)\omega_0^2 \phi \\ &= 3(I_Z - I_X)\omega_0^2 \theta \\ &= 0 \end{aligned}$$

よって慣性主軸に座標軸がある周回衛星に働く重力傾度トルクは、姿勢角が微小ならば、次式で与えられる。

$$\begin{pmatrix} T_X \\ T_Y \\ T_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 3(I_Z - I_Y)\omega_0^2 \phi \\ 3(I_Z - I_X)\omega_0^2 \theta \\ 0 \end{pmatrix} \quad (24)$$

慣性モーメント: I_X, I_Y, I_Z 軌道レート: ω_0

姿勢角: ϕ, θ, ψ

3. TLE更新に伴う衛星位置の影響

TLEのデータは最新のデータから過去のデータまで、space-trackから取得することができる。^[6]GPSの誤差は距離から得ることが多い。そのため緯度経度を座標変換し、距離として求めたい。そこで3.1章では座標変換の方法を述べ、3.2章ではTLE更新が与える影響について述べた。

3.1 座標変換^[7]

ECEF (earth-centered earth-fixed) 座標系はGPSの位置計算によく使われる座標系である。緯度、経度、高度の差異が距離になるとどれほどの影響があるのか調べるために変換した。Figure 3に示すように、 x 軸: グリニッジ子午線と赤道の交わる点の方向にとり、 y 軸: x 軸、 z 軸と右手直行系をなすようにとり、 z 軸: 地軸の北極方向にとった。

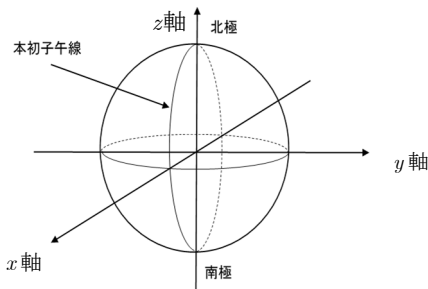


Figure 3 Earth-Centered Earth-Fixed coordinate system

経緯度から直交座標系に変換するには以下の式を用いる。各文字は以下のような定義である。

a : 長半径(= 6378.137[km])

e : ($= 2f - f^2$)

f : 扁平率(= $1 / 298.257$)

B : 経度[rad]

L : 緯度[rad]

$$x = \left\{ \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} + h \right\} \cos B \cos L \quad (25)$$

$$y = \left\{ \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} + h \right\} \cos B \sin L \quad (26)$$

$$z = \left\{ (1 - e^2) \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}} + h \right\} \sin B \quad (27)$$

3.2 TLE更新した影響について

TLEを更新した衛星の位置と更新しなかった場合、衛星の緯度経度がそれぞれ1[deg.]ずれたとし、位置は x 軸方向で約4.7[km]、 y 軸方向で約10.8[km]、 z 軸方向で約69[km]の差が出る。これを直線距離に直すと約70[km]になる。緯度経度が1[deg.]ずれると距離の誤差が約70[km]出ることが分かった。この距離の誤差が、衛星の姿勢角にどれだけの影響を与えるのかTRIAD法によって差を求めた。

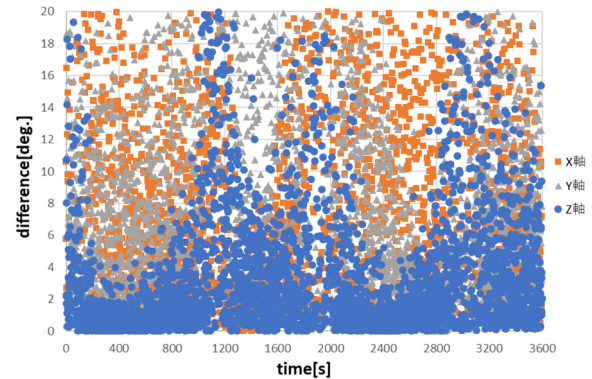


Figure 4. Difference of attitude angler

Figure 4に示すように緯度経度をそれぞれ1[deg.]差を与えた場合の姿勢角が与えていない場合とどれだけ差があるのかを軌道一周分調べた。平均では衛星のX軸で6.07[deg.]、Y軸で4.84[deg.]、Z軸では3.53[deg.]ずれる結果となり、最大で20[deg.]近い差が出る結果となった。この誤差を避けるために姿勢制御系にGPS受信機を組みこむ。GPS受信機の測位精度について述べる。測位精度を求めるためにPDOP(Position dilution of precision)値が使われる。PDOP値にGPS受信機の測距精度を乗じた値が測位精度とされる。PDOPの値は補足できるGPSの数によって決まるが十分な衛星数が観測されているときのPDOP値は一般的に2以下であるため、搭載予定である測距精度が1.2[m]のGPS受信機の測位精度は2.4[m]以下と推定される。しかし位置誤差や電離層遅延によっても影響を受け軌道上の測位精度は20[m]程度とされている。^[8]このことからSGP4モデルでの取得に加えてGPS受信機を使えば、衛星現在地が正しく取得できる。

4. 解析結果

デスピン制御, 重力傾斜安定のシミュレーションを x 軸周りの慣性モーメントを $0.254[\text{kg}/\text{m}^2]$, y 軸周りの慣性モーメントを $0.304[\text{kg}/\text{m}^2]$, z 軸周りの慣性モーメントを $0.096[\text{kg}/\text{m}^2]$ で地磁気センサ, ジャイロセンサにノイズを加えてシミュレーションを行った。

4.1 デスピン制御

Table 4.1 に示す解析条件のもとに B-dot 制御則をもちいてデスピン制御を行った

Time	20000[sec]
Initial Angular velocity	X:4 Y:10:Z:5[deg/sec]
gain	1500000000
Use TLE	2017/01/01

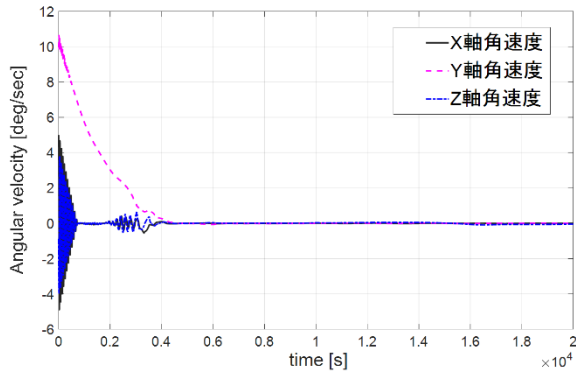


Figure 6 Angular velocity by despin control

Figure 6 より $4000[\text{s}]$ を過ぎたあたりから, 角速度が安定化していったので, このあたりの時間から指向制御を行い, 地球指向の重力傾斜安定にもっていかればよいことがうかがえる。

4.2 重力傾度安定

重力傾度安定についても, Table 4.2 に示す解析条件のもとシミュレーションを行った。

Time	20000[sec]
------	------------

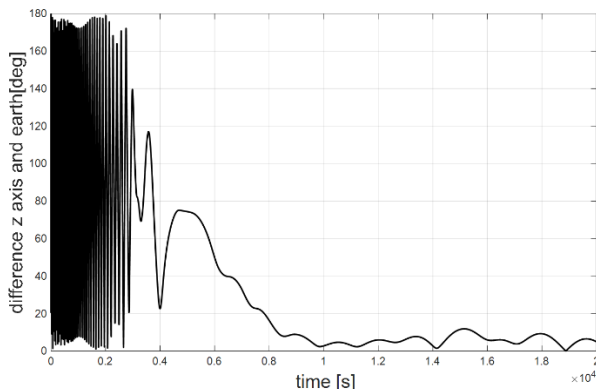


Figure 7 Gravity gradient stability simulation

Figure 7 は衛星の長軸である z 軸と参照座標系の地心方向である z 軸の角度の差を示すグラフであり, この軸が一致すれば地心方向に衛星が向いていることになる. $10000[\text{s}]$ 過ぎたあたりではその差が $20[\text{deg}]$ 以下になり安定しているため電場成分を取る際に $37[\text{deg}]$ の範囲に収まっていることより高精度な電波観測を行える。

4.3 考察

PRELUDE は姿勢決定精度が $\pm 0.3[\text{deg}]$ に収まることを目標にしている. そのためには太陽センサ, ジャイロセンサ, 角速度センサ, GPS 受信機の誤差が非常に小さいことが望ましい. シミュレーションを行っている際の誤差はセンサによるものをノイズに含めているだけだが, 実際には観測したデータを A/D コンバータなどで変換するときにも誤差が生じ, GPS 受信機も捕捉できる GPS 衛星数が少なければ, 精度が悪くなるなどの問題もあり正確なデータを取ることは難しい. そのため, 誤差が多いと思われるセンサにはカルマンフィルタ等で誤差を取り除いたり, あらかじめシミュレーションなどで許容できるノイズを求めてから, センサを採用するなどしたりしなければならないと思われる。

5. 結言

本研究において, PRELUDE における姿勢決定・制御シミュレーションを行った. PRELUDE には高い姿勢決定精度が求められている. そのために恒星センサや地球センサ, リアクションホイールなどの搭載が必要になってくる可能性がある. したがって, 今後は姿勢決定精度をみだすことが可能な機器を選定していくために, シミュレーションを行っていく必要がある. また, ミッション遂行のために姿勢決定精度がどれほど向上させることが可能なかを検証していくことが求められる。

謝辞

VLF センサについての情報, また VLF センサに伴う, 姿勢決定精度について東京学芸大学の鴨川仁教授に協力いただきました。

参考文献

- [1] 大日向健人: 超小型人工衛星における姿勢決定・制御系の開発. 2014, 26ページ.
- [2] 宮崎康行: 人工衛星を作る, オーム社, 2011, 101ページ
- [3] 鴨川仁: 大気電気計測による自然災害を目指した CubeSat について, 東京学芸大学, 2017
- [4] 姿勢制御研究委員会: 人工衛星の力学とハンドブック. 培風館, 2007, 451ページ
- [5] 日本機械学会: 重力傾度安定方式
<https://www.jsme.or.jp/sed/guide/gravity-stability.pdf>
- [6] Star track <https://www.space-track.org/#/tle>
- [7] 坂井丈泰: GPS 技術入門. 東京電機大学出版, 2003, 190ページ.
- [8] 海老沼拓史: オープンソース GPS を用いた小型宇宙機用 GPS 受信機の開発. 日本航空宇宙学会論文集第 54 巻, 2006, 548ページ