

〔論文〕

小型衛星の姿勢制御シミュレータの開発

(QSAT-EOS 軌道上データによる姿勢制御アルゴリズムの検証について)

片山 雅之*・麻生 茂*

Development of Attitude Control Simulator for Small Satellite
(Validation Using the On-orbit Data of a Small Earth Observation Satellite QSAT-EOS)

Masayuki KATAYAMA* and Shigeru ASO*

Abstract

This study presents an attitude control algorithm for a small satellite. The attitude control of a small satellite consists of detumbling after separation from the launcher and pointing to the target. Detumbling is achieved using magnetic torquers, and pointing control is realized using reaction wheel assemblies. A simulation program is implemented and performance is demonstrated using the on-orbit data of the small satellite, called QSAT-EOS, which was launched in 2014 by Kyushu University. The simulation includes perturbation acceleration due to oblateness of the Earth, geomagnetic interference, solar pressure, aerodynamic drag, and other celestial gravity. The angular velocity could be damped to 1 degree per second in 30-120 minutes by relatively small magnetic torquers. Geocentric and the Earth surface target pointing are achieved within an appropriate time of approximately 90 seconds. The basic dynamics model of a small satellite is evaluated and expected to be used for the primary analysis at the system design phase. Further study on fast and precision control using sophisticated techniques, such as Model Prediction Control, has to be conducted.

Key Words : Small Satellite, Attitude Control, Quaternion Attitude Control, Orbit Dynamics, Computer Simulation

1. 緒 言

計算機技術を始めとする近年の電子情報技術、材料技術の発達により、衛星の機能・性能向上と共に小型化、低価格化が進み、小型衛星の利用が活発化している。2007年から2012年の5年間で、質量が500kg以下の小型衛星は、2012年頃までは年間50機前後に留まっていたが、2013年以降、急激に増加している。2017年以降の10年間の小型衛星の打上げは、2017年以前の10年間（890機）の7倍（6,200機）に及ぶと予想され、特に、通信分野では、数千機の小型衛星をコンステレーション運用により、全世界規模での常時利用可能なインターネット環境の構築が計画されている。観測分野でも、百機規模の観測衛星群により、常時広域観測が可能となり、AI活用によるビッグデータの解析技術が新たな価値と市場を生み出すことが期待されている。本論文では、小型衛星の運用に重要な姿勢制御に関する技術に対する考察を行うとともに、衛星開発に必要な詳細な情報をまとめ、性能評価シミュレータを開発したので報告する。シミュレーションの結果は、九州大学が2014年に打ち上げた超小型地球観測衛星 QSAT-EOS（「つくし」）の軌道上データとの比較により評価した。

2. 小型衛星の姿勢制御

人工衛星の運用目的を達成するためには、姿勢制御が重要な必要機能である。姿勢制御の目的は、ロケットからの分離後の姿勢角速度減衰、電源確保（太陽電池パネルの太陽指向）、温度制御（放熱器の深宇宙指向）、観測機器の指向、通信機能の確保（アンテナの指向）、最終軌道投入時の加速方向維持などがある。人工衛星の姿勢制御は人工衛星が保

*1 交通機械工学科
令和2年10月31日受理

有する角運動量の管理であり、静止衛星のように高高度軌道で運用される人工衛星では指向精度が重要なため、外乱による姿勢の乱れに対する耐性を維持できる角運動量の確保が求められる。人工衛星に働く力は、地球からの引力以外の要因による外乱があり、地球が真球でないために発生する重力ポテンシャル力、太陽輻射圧力、大気抵抗の他に、地磁気と衛星の残留磁気の干渉、液体燃料の運動、機構部品駆動時の反力等がある。一方、主に低高度軌道で運用される小型衛星では、指向方向の制御が重要であり、姿勢変更のトルクを発生させるための角運動量の変化を適切に管理することが求められる。

人工衛星には、ロケットの打ち上げ能力の制約、ミッション機器への質量とリソース配分、宇宙空間で自律的に動作するという特性があり、姿勢制御に必要な機器（センサ、アクチュエータ、計算機）の質量及びリソースを必要最小限に抑制すると同時に、非正常な状況への対応することが望まれる。このため、姿勢制御系の設計時点では、性能評価とサブシステムへの機能性能要求の最適な配分を繰り返し検討することが重要になり、精度の高いシミュレーションが不可欠になる。

2・1 姿勢制御モード

人工衛星が運用軌道に投入された後、運用に至るシーケンスと制御モードは、図1に示すとおりである。打ち上げロケットから分離された人工衛星は分離時の外乱により、初期の角速度が与えられるため、運用に移行するには、この角速度を減衰させ、安定した姿勢に移行させる必要がある。この時点の制御をデタンプリングと呼び、デタンプリング制御によって、角速度が一定値以下に減衰した後、ミッション遂行に必要な姿勢に移行し、これを維持するように制御する。これを目標指向制御と呼び、観測機器の視線の指向と維持、通信アンテナの地上局への指向と維持を目的としており、指向制度要求は観測機器の視野角、通信機器のアンテナのビーム幅によって決まる。運用期間中は、ミッションの変化によって、それぞれに応じた姿勢に移行し、これを維持するために姿勢制御を継続する。人工衛星の運用期間が終了すると、機能を失った人工衛星がデブリ化することを防止するために、軌道を変更する。大気圏に再突入させて焼失させる場合には、人工衛星の速度を減速して、軌道高度を下げ、高度を上げて他の人工衛星や宇宙機に対する影響を回避する場合には、人工衛星の速度を加速する必要がある。適切な軌道変更のための人工衛星の速度制御には、精密な姿勢制御による推力方向の維持が必要になる。デタンプリング制御と目標指向制御について、以下に詳細に説明する。

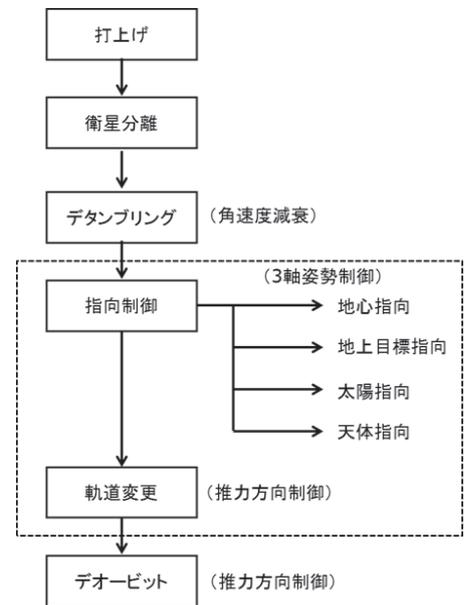


図1 姿勢制御モードとシーケンス

- (1)デタンプリング：人工衛星が打ち上げロケットから分離した後、正常な運用に移行するためには、電力の確保、各種センサ系の初期化が重要であり、このためには、衛星姿勢を安定化（姿勢角速度をゼロに近づける）することが必要である。デタンプリング制御は、磁気トルカで発生する磁気モーメントと地磁気磁束密度の干渉によって生じるトルクを利用して、初期の姿勢角速度を減衰させる方法が一般的であり、制御系の概要は図2に示すとおりである。
- (2)目標指向制御：人工衛星は様々な運用要求に応じて姿勢を変更し、特定の方向に必要な精度で指向するための姿勢制

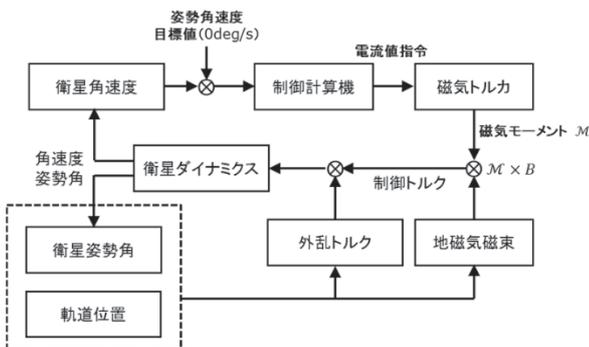


図2 デタンプリング制御系の概要

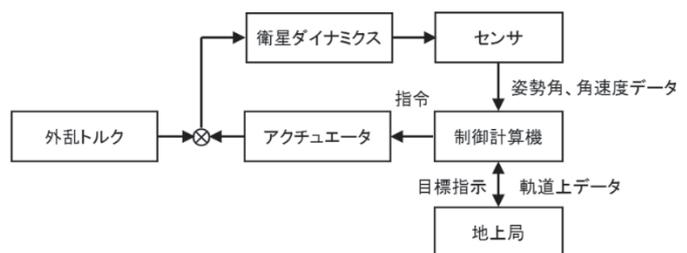


図3 目標指向制御系の概要

表1 指向目標と目的

指向目標	目的
地心 (衛星直下)	衛星直下の地球観測 (連続)
地上目標	地上の特定の地域の観測, 地上局との通信
太陽	太陽電池充電, 太陽観測
天体 (月, 他の衛星)	天体観測, 他の人工衛星 (データ中継衛星, ISS) との通信

御を行う。姿勢制御は目標姿勢に人工衛星を指向すると同時に外乱要因によって生じるトルクを補正し、要求される指向精度を確保する必要がある。人工衛星は搭載している姿勢センサからの情報によって自身の姿勢を推定し、目標との偏差を補正するために必要な制御トルクを計算し、アクチュエータにトルク発生の指令を送出する。アクチュエータのトルクによって人工衛星の姿勢が変化するが、姿勢制御システムは所望の姿勢角と現時点の姿勢角の誤差が極小となるように制御を継続する。人工衛星の目標指向制御系の概要を図3に示す。指向制御の指向目標には、表1に示すものが代表的なものであり、目標の変更は地上からの指令によって変更され、指向目標に応じた制御則 (制御パラメータ) を設定、調整する。

2・2 座標系

地球の中心を原点とする慣性座標系を地心赤道座標といい、人工衛星の軌道面座標系の関係は図4に示すとおりである。地心赤道座標の x_i 軸は春分点方向、すなわち春分の日に地球から太陽を臨む方向とする。 z_i 軸方向は地球の自転軸に一致し、 y_i 軸は、 x_i 軸、 z_i 軸と右手系の関係にある座標系である。人工衛星の軌道面座標系は原点を焦点とし、原点と近心点を結ぶ軸を x_o 軸とし、軌道面に垂直な軸を z_o 軸とする、 y_o 軸は x_o 軸及び z_o 軸と右手系の関係にある。

地心赤道座標系と軌道面軌道の関係は、軌道面が赤道面と下方から交差する点と、地心赤道座標の原点を結ぶ直線と地心赤道座標系の x 軸のなす角度(1)昇交点赤経 (*right ascension of the ascending node* : Ω)、軌道面が赤道面に対して傾斜する角度(2)軌道傾斜角 (*inclination* : i)、座標原点と軌道の近心点を結ぶ直線と昇降点赤経のなす角度(3)近心点引数 (*argument of perigee* : ω) で表され、楕円軌道の形状は(4)半長径 (*semimajor axis* : a) と(5)離心率 (*eccentricity* : e) で決定される。更に、楕円軌道上の人工衛星の位置は、人工衛星の位置ベクトルと近心点のなす角度(6)真近点離角 (*true anomaly* : θ) によって定まる。これらの6個のパラメータを軌道6要素 (*orbital elements*) という。

軌道面座標系での人工衛星の位置及び速度は次のとおり与えられる。

$$\vec{r}_o = x_o \cdot \hat{I}_o + y_o \cdot \hat{J}_o + z_o \cdot \hat{K}_o = \frac{a^2}{(1 + e \cos \theta)} (\cos \theta \cdot \hat{I}_o + \sin \theta \cdot \hat{J}_o) \tag{1}$$

$$\vec{v}_o = v_{x_o} \cdot \hat{I}_o + v_{y_o} \cdot \hat{J}_o + v_{z_o} \cdot \hat{K}_o = \sqrt{\frac{\mu}{a(1-e^2)}} (-\sin \nu \cdot \hat{I}_o + (e + \cos \nu) \cdot \hat{J}_o) \tag{2}$$

ここで、 $(\hat{I}_o, \hat{J}_o, \hat{K}_o)$ は軌道面座標系の座標軸の基本単位ベクトル、添字 o は軌道面座標であることを示す。また、 μ は地球の重力定数であり、 $\mu = G \cdot m_e$ で表される。ここで、 G は万有引力定数であり、 m_e は地球の質量である。なお、軌道面座標において、軌道上の人工衛星の z 座標及び z 軸方向速度成分は常に0である。

人工衛星の軌道面上の人工衛星の位置と地心赤道座標系における位置の関係は、前述のとおり、昇交点赤経 (Ω)、軌道傾斜角 (i)、近心点引数 (ω) を用いて、式(3)のとおり表すことができる。

$$\vec{r}_o = [C_{i2o}] \cdot \vec{r} \tag{3}$$

$$[C_{i2o}] = \begin{bmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \sin i \\ 0 & -\sin i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{4}$$

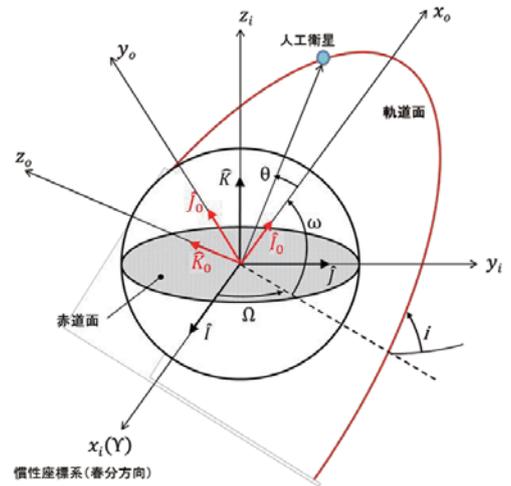


図4 慣性座標系と軌道面座標系の関係

従って、軌道上の人工衛星の位置を地心赤道座標系で表すと、式(5)のとおりである。

$$\vec{r} = [C_{r2o}]^{-1} \cdot \vec{r}_o = [C_{o2r}] \cdot \vec{r}_o \tag{5}$$

ここで、図5に示すように、軌道面を運動する人工衛星の質量中心を原点とし、地球の中心に向かう軸を z 軸とし、人工衛星の進行方向を x 軸、これらと右手系をなす軸を y 軸とする座標系を衛星座標系とする。人工衛星の質量中心は衛星座標系を維持しながら軌道面内を運動するが、人工衛星の機体は図6に示すように、質量中心回りに姿勢を変化させる。姿勢の変化は、人工衛星の機体に対して定義された衛星機体座標系の各軸回りの回転角によって表され、軸の回転角の定義は、図7に示すとおりである。衛星座標系の基本単位ベクトル $(\hat{I}, \hat{J}, \hat{K})$ と衛星機体座標系の基本単位方向ベクトル $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$ の関係は、衛星機体座標系を z 軸、 y 軸、 x 軸の順に回転させれば、式(6)のとおり与えられる。

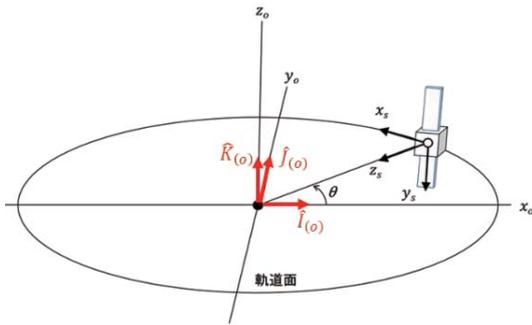


図5 軌道面座標系と衛星座標系の関係

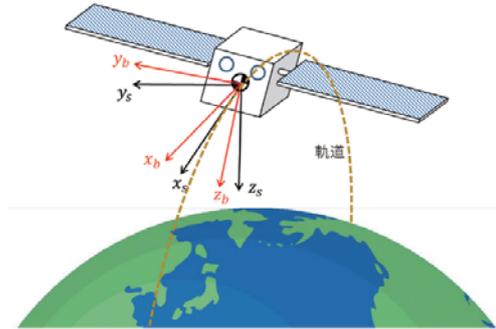


図6 衛星座標系と衛星機体座標系の関係

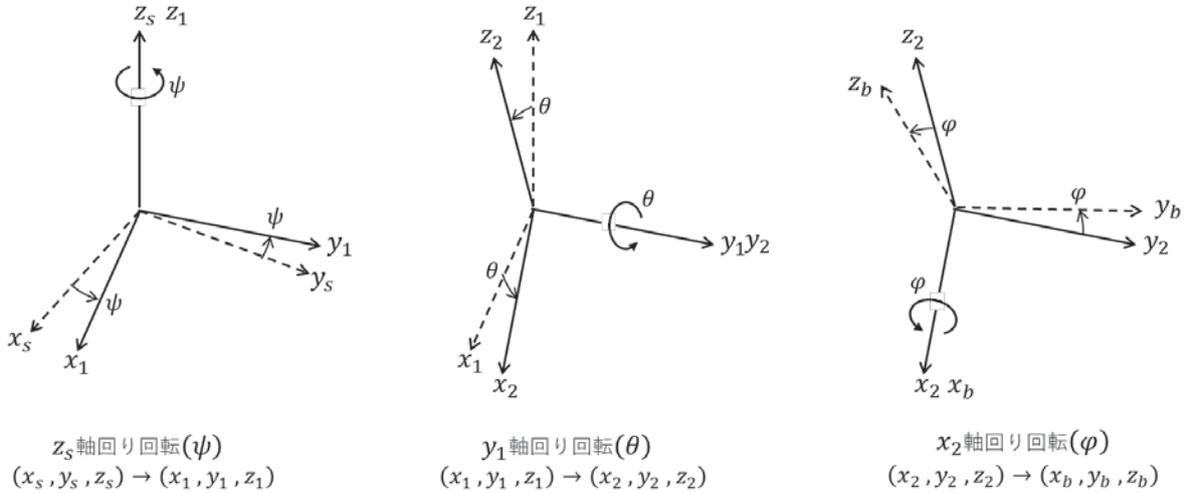


図7 衛星座標系から姿勢角変化後の衛星機体座標系の関係

$$\vec{r}_b = [C_{s2b}] \cdot \vec{r}_s \tag{6}$$

$$[C_{s2b}] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{7}$$

2・3 運動方程式

姿勢制御用のアクチュエータとしてリアクションホイール (RW: Reaction Wheel) を搭載した人工衛星の運動を考える。RW は質量 (ホイール) の回転角速度を制御することで角運動量を変化させ、姿勢制御のための制御トルクを発生させる。RW を搭載する人工衛星の模式を図8に示す。この例では、RW を3機搭載しているが、故障時の冗長性確保のため、RW を4機以上搭載する例も多い。それぞれのRW は、質量 $m_{w(i)}$ 、($i=1, 2, 3$)、回転軸回りの慣性モーメント $I_{w(i)}$ 、($i=1, 2, 3$)、角速度ベクトル $\vec{\omega}_{w(i)}$ 、($i=1, 2, 3$) を持ち、衛星機体の質量中心からRW の質量中心までの距

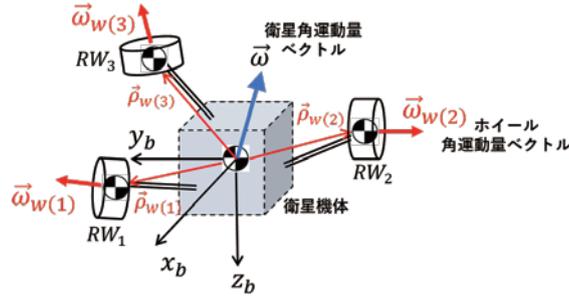


図8 リアクションホイールを搭載した人工衛星の力学モデル

離ベクトルが $\vec{\rho}_{w(i)}$, ($i=1, 2, 3$) であるとして, 人工衛星の数学モデルを記述する. また, 搭載する RW は同一であるとし, $I_{w(i)}=I_w$, ($i=1, 2, 3$) とする.

$$\dot{\omega}_x = \frac{M_{x_sat} + (I_{y_sat} - I_{z_sat})\omega_y\omega_z + I_w(\omega_z\omega_w(2) - \omega_y\omega_w(3)) - I_w\dot{\omega}_w(1)}{I_{x_sat}} \quad (8a)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{M_{y_sat} + (I_{z_sat} - I_{x_sat})\omega_z\omega_x + I_w(\omega_x\omega_w(3) - \omega_z\omega_w(1)) - I_w\dot{\omega}_w(2)}{I_{y_sat}} \quad (8b)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{M_{z_sat} + (I_{x_sat} - I_{y_sat})\omega_x\omega_y + I_w(\omega_y\omega_w(1) - \omega_x\omega_w(2)) - I_w\dot{\omega}_w(3)}{I_{z_sat}} \quad (8c)$$

ここで, $(M_{x_sat}, M_{y_sat}, M_{z_sat})$ は, 機体軸回りに働く外力モーメント, $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ は, 機体軸回りの角速度, $(I_{x_sat}, I_{y_sat}, I_{z_sat})$ は, 機体 (RW を含む) の機体軸回りの慣性モーメントである. 式(8)を時間方向に積分することで, 人工衛星の角速度及び姿勢角が得られる.

2・4 環境外乱の影響

軌道上では各種の環境による外乱が働くが, これらの外乱は人工衛星の軌道運動に影響すると同時に, 外乱の作用点と運動の中心(質量中心)に偏差があると, トルクとして作用する. 従って, 姿勢制御の設計においては, この外乱トルクを考慮する必要がある. 外乱によって生じるトルクは, 外乱の作用点と質量中心間の位置ベクトルと外乱力ベクトルの外積によって表すことができる.

図9に外乱による発生トルク概念を示す. ここで, 外乱による外力を \vec{F}_{dis} , 外力の作用点と人工衛星の重心の変位ベクトルを \vec{r}_{-G} とすれば, 外乱によるモーメントは次の式で与えられる.

$$\vec{M}_{dis} = \sum [(\vec{r}_{-G})_i \times (\vec{F}_{dis})_i] \quad (9)$$

$$(\vec{r}_{-G})_i = \{\Delta x_G, \Delta y_G, \Delta z_G\}_i^T \quad (10)$$

ここで, $(\vec{F}_{dis})_i$ は外乱要素による外力, $(\vec{r}_{-G})_i$ は各外乱要素による力の作用点と質量中心の偏位ベクトルである.

外乱要素には, 地球重力場の非対称性, 空気抵抗, 太陽輻射圧力, 地磁気場, 他の天体の引力がある. それぞれの影響は, 人工衛星の軌道高度によって異なり, 低高度軌道では, 空気抵抗の影響が大きく, 高高度軌道では, 太陽輻射圧力の影響が大きくなる. 式(9)から分かるとおり, 外乱の作用点の重心からの変位が大きく影響するので, これを極力小さくするように設計することが大切である. 以下に, それぞれの外乱要因について簡単に説明する.

(1) 地球重力場の変動

地球が真球でないことによる重力ポテンシャルに非対称性による摂動加速度(\vec{p}_g)は, ポテンシャルエネルギー (V) の勾配であり, 下記のとおり表すことができる.

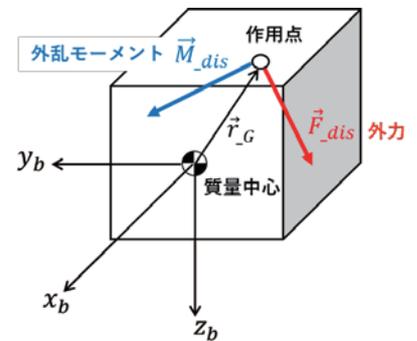


図9 外乱によるトルク

$$\vec{p}_g = -\nabla V = -\left(\frac{\partial V}{\partial x}\hat{i} + \frac{\partial V}{\partial y}\hat{j} + \frac{\partial V}{\partial z}\hat{k}\right) \quad (11)$$

地球は自転による遠心力の影響で、極半径と赤道半径が異なっており、このため地球の重力ポテンシャルによって生じる引力は場所によって変化することが判っている。地球の扁平度による重力変動分を加算すると下記のとおり表される。

$$V(r, \phi) = -\frac{\mu}{r} + \phi(r, \phi) \quad (12)$$

$$\phi(r, \phi) = \frac{\mu}{r} \sum_{k=2}^{\infty} J_k \left(\frac{R_e}{r}\right)^k P_k(\cos \phi) \quad (13)$$

ここで、 r は人工衛星の地球中心からの距離、 ϕ は余緯度である。また、 J_k は地球の扁平度を表す調和係数、 P_k はルジャンドル陪関数、 R_e は地球の赤道半径である。 J_k は解析的に求めることはできないため、地球の運動、人工衛星の運動等の観測値から推定される値であり、Vallado (2007) による地球に対する推定値は表 2 に示すとおりである。

表 2 J_k 関数の値

J_2	0.00108263
J_3	$-2.33936 \times 10^{-3} J_2$
J_4	$-1.49601 \times 10^{-3} J_2$
J_5	$-0.220995 \times 10^{-3} J_2$
J_6	$0.49941 \times 10^{-3} J_2$
J_7	$0.32547 \times 10^{-3} J_2$

但し、重力ポテンシャルの非対称は人工衛星の質量中心に働くので、人工衛星の軌道の変動には影響するが、姿勢の変動には影響しない。

(2) 空気抵抗の加速度

高度100kmにおいて、大気密度は地上の 10^{-7} 倍程度であるが、長期間にわたっては、軌道上の人工衛星を減速させるのに十分な密度である。空気抵抗による摂動加速度(\vec{p}_{ad})は次のとおり表すことができる。

$$\vec{p}_{ad} = -\frac{1}{2}\rho v_{rel} \left(\frac{C_D \cdot A}{m}\right) \vec{v}_{rel} = -\frac{1}{2}\rho v_{rel} \cdot B \cdot \vec{v}_{rel} \quad (14)$$

ここで、 ρ は大気密度、 \vec{v}_{rel} は人工衛星の大気との相対速度ベクトル、 v_{rel} は相対速度の絶対値、 C_D は人工衛星の抵抗係数、 A は基準面積、 m は人工衛星の質量である。また、 $B (= C_D \cdot A/m)$ は弾道係数と呼ばれる。高度に対する大気密度のモデルは多くあるが、よく用いられるものに米国標準大気 (USSA76) がある。ただし、大気密度は太陽活動の影響を受け、太陽活動の強さによって、人工衛星の軌道高度の低下率が変化することが、観測されている。空気抵抗の作用点と質量中心の偏差があると、衛星の姿勢を変動させる要因となる。

(3) 太陽輻射圧力の加速度

量子力学的には、太陽の輻射は光子からなり、光子は質量を持たないが、エネルギーと運動量を有しており、これが太陽輻射圧を生じさせる。地球における太陽からの輻射圧による加速度(\vec{p}_{SR})は下記の式で与えられる。

$$\vec{p}_{SR} = -\nu \cdot P_{SR} \cdot \frac{C_R \cdot A_S}{m} \cdot \hat{u} \quad (15)$$

ここで、 ν は日食係数 ($\nu = 0$: 日食時, $\nu = 1$: 日照時)、 P_{SR} は地球における太陽輻射圧力 ($= 4.56 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$)、 C_R は人工衛星の輻射係数 ($C_R = 1$: 黒体, $C_R = 2$: 完全反射)、 A_S は人工衛星が輻射圧力を受ける実効面積、 \hat{u} は地球から見た太陽方向単位ベクトルである。太陽輻射圧力も、その作用点と質量中心との偏差があると、姿勢の変動に影響を与える。

(4) 残留磁気モーメントと地磁気の干渉

人工衛星には磁性体材料の使用、電子機器の動作時の発生磁気により、残留磁気モーメントが発生する。この残留磁気モーメントと地磁気場の干渉により、人工衛星を回転させようとするモーメントが発生する。このモーメント (\vec{M}_{rm}) は残留磁気モーメント (\vec{M}_{rm}) と地磁気場ベクトル (\vec{B}_{earth}) の外積で与えられ、次のとおり表される。

$$\vec{M}_{rm} = \vec{M}_{rm} \times \vec{B}_{earth} \quad (16)$$

残留磁気モーメントと地磁気場の干渉で発生するモーメントは、人工衛星の姿勢に直接的に影響を与える。

(5) 他の天体の重力加速度

他の天体（太陽，月，太陽系の惑星）の引力の影響は，図10に示すように，地球，天体，人工衛星の3つの質点からなる3体問題と考えることができる．他の天体の重力による摂動加速度(\vec{p}_{cg})は，ニュートンの万有引力の法則より，次のとおり与えられる．

$$\vec{p}_{cg} = \mu_c \left(\frac{\vec{r}_{s/c}}{r_{s/c}^3} - \frac{\vec{r}_c}{r_c^3} \right) \quad (17)$$

ここで， μ_c は他の天体の重力定数， $\vec{r}_{s/c}$ は人工衛星と他の天体の相対位置ベクトル， $r_{s/c}$ は人工衛星と他の天体の距離， \vec{r}_c は地球と他の天体の相対位置ベクトル， r_c は地球と他の天体の距離である．他の天体からの引力は人工衛星の質量中心に働くので，軌道の運動には影響を与えるが，姿勢の変化には影響を与えない．

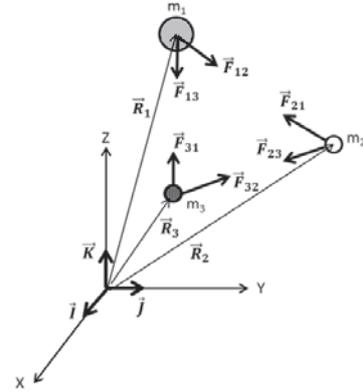


図10 3体問題(3つの質点が存在する系の運動)

3. 姿勢制御シミュレーション

3・1 デタンプリング制御シミュレーション

(1) シミュレーションの流れ

デタンプリング制御は人工衛星の角速度を減衰させることが目的であり，地磁気場と磁気トルカの磁気モーメントの干渉によって生じるモーメントを利用する方法が一般的である．磁気トルカは構造が簡単で省電力であるという利点があるが，発生できるモーメントに制約があるため，デタンプリングに要する時間に余裕がある場合に有効である．また，姿勢制御用のホイールの角運動量が限界値に達した時に，ホイールの角運動量を解放する方向にモーメントを発生させ，ホイールの運用が継続できるようにするためにも用いられる．

デタンプリング制御の角速度の目標値は， $0^\circ/s$ であるため，フィードバック制御に用いる指令トルクは下記のとおり与えられる．

$$\vec{T}_d = [K_d] \cdot \vec{\omega}_{sat} = \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}_{sat} \quad (18)$$

磁気トルカ（コイルを巻いた電磁石）に電流を流した時に発生する磁気モーメント (Am^2) と地磁気の磁束密度 (Tesla) の干渉で発生するトルク (Nm) は下記のとおり与えられ，図11に示す関係にある．

$$\vec{T}_{MTQ} = \vec{M}_{MTQ} \times \vec{B}_{earth} \quad (19)$$

ここで，磁気トルカが発生するトルクと指令トルクを一致する制御を行うこととすれば， $\vec{T}_d = \vec{T}_{MTQ}$ とにおいて，下記の関係が得られる．

$$\vec{M}_{MTQ} = \frac{\vec{B}_{earth}}{\|\vec{B}_{earth}\|^2} \times \vec{T}_d \quad (20)$$

以上の制御則を適用した磁気トルカを用いたデタンプリング制御の流れを図12に示す．まず，軌道要素及び衛星初期状態の初期値より，衛星位置における地磁気場の磁束密度を計算する．地磁気場の磁束密度は，NOAA 他の “The US/UK World Magnetic model for 2015-2020” による．衛星が軌道上で受ける外乱には，地球の扁平

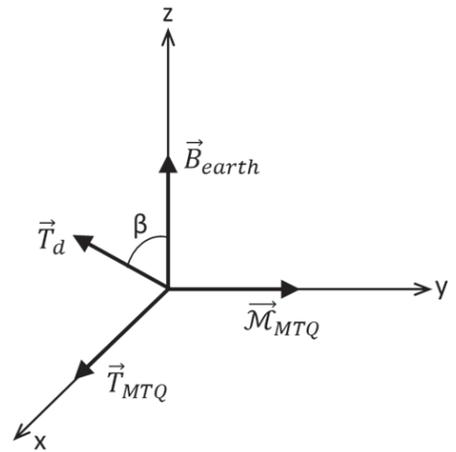


図11 必要な制御トルクと磁気トルカの磁気モーメントの関係

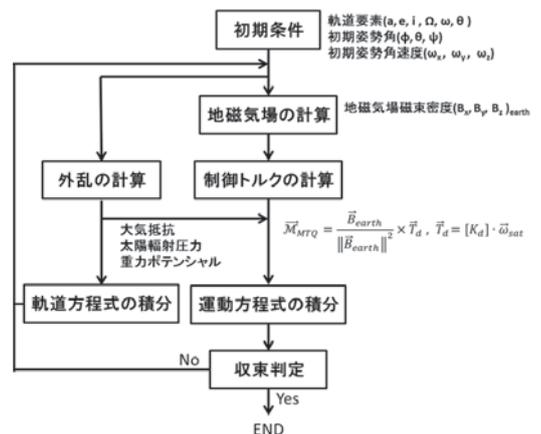


図12 デタンプリング制御解析の流れ

度による重力ポテンシャル，大気抵抗，太陽輻射圧力があるが，この値は前節で示す方法により力として求めることができ，この力の作用点と衛星の重心との偏差により外乱トルクを計算する．衛星の姿勢角速度より，必要な制御トルクを式(18)より計算し，式(20)より磁気トルカにより発生させる磁気モーメントを計算する．

制御トルクと外乱トルクが衛星に働くとして，運動方程式を積分し，衛星の姿勢角及び姿勢角速度を計算する．

(2) シミュレーション結果

デタンプリング制御のシミュレーションに用いた超小型衛星モデルの概要を図13及び表3に示す．QSAT-EOSは2014年11月にロシアから打ち上げられ，軌道高度約530kmの太陽同期軌道に投入された．打ち上げ後，衛星からのテレメトリ受信，センサデータの受信及び姿勢制御に成功した．

シミュレーションでは発生できる最大磁気モーメントが異なる2種類の磁気トルカについて検討した．磁気トルカの諸元を表4に示す．衛星のy軸回りの初期角速度を $10^\circ/s$ として実施したシミュレーション結果の例を図14，図15に示す．

今回，小型衛星の姿勢制御に対する考察を行い，これを基にデタンプリング制御を適切に行うことができることを明らかにした．また，シミュレーションの結果より，発生できる磁気モーメントが大きいMTQ_2の角速度収束時間（要求 $1^\circ/s$ 以下）は約25分であり，MTQ_1の約120分の1/5程度である．MTQ_2は磁気トルカを作動させるための瞬



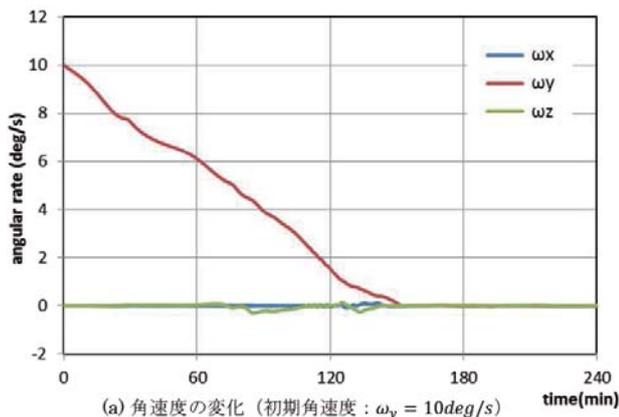
図13 超小型衛星 QSAT-EOS 外観

表3 超小型衛星 QSAT-EOS 主要諸元

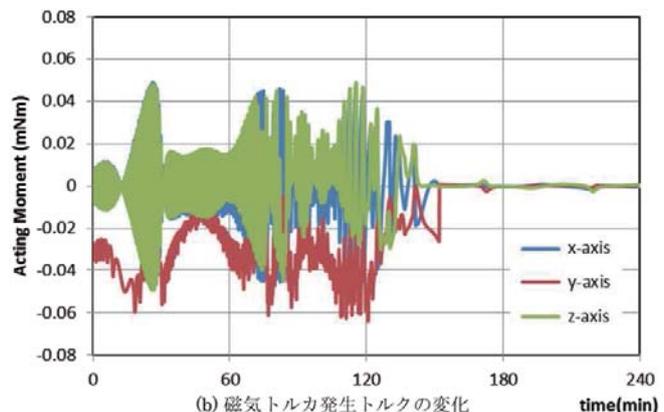
項目	諸元
寸法	492×503×502mm
質量	50.6kg
慣性モーメント	$I_x : 1.437kgm^2$ $I_y : 1.456kgm^2$ $I_z : 1.465kgm^2$
発生電力（軌道上平均）	74W
予定軌道高度	500~700km
主要観測機器	光学カメラ，理学磁力計他

表4 磁気トルカ諸元

磁気トルカ	MTQ_1	MTQ_2
最大磁気モーメント	$\pm 1.3A \cdot m^2$	$\pm 7.86A \cdot m^2$
最大電流	$\pm 0.2A$	$\pm 0.2A$
寸法	$\phi 10.4 \times 145mm$	$\phi 10.4 \times 290mm$
質量	約120g	約240g



(a) 角速度の変化（初期角速度： $\omega_y = 10deg/s$ ）



(b) 磁気トルカ発生トルクの変化

図14 デタンプリング制御シミュレーション結果の例（ケース（1））

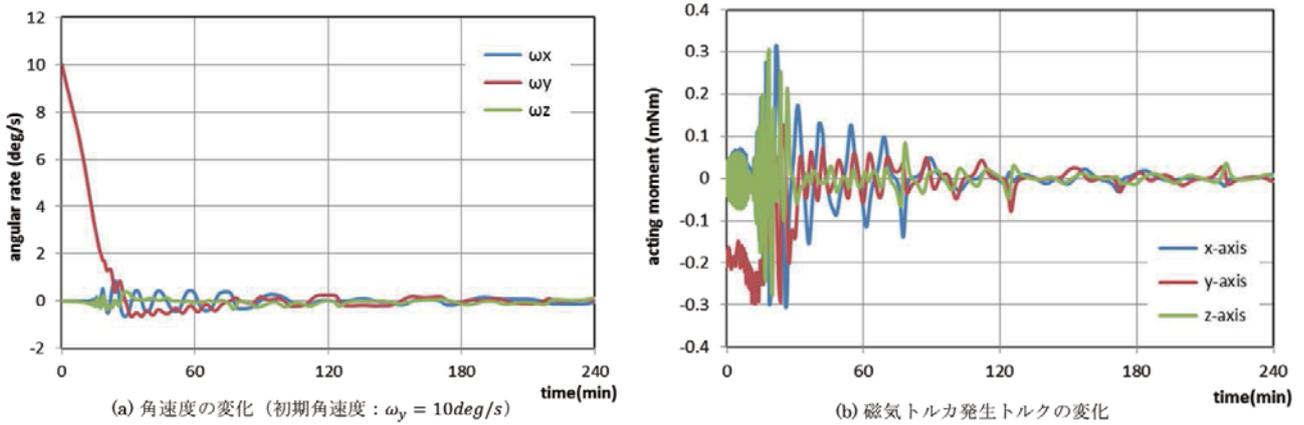


図15 デタプリング制御シミュレーション結果の例 (ケース (2))

時のエネルギーは大きいですが、角速度収束までの時間が短いので、総エネルギーは MTQ_1 の約40%以下である。但し、 MTQ_2 は、発生できる磁気モーメントが大きいですが、その分、質量が大きくなるので、人工衛星全体の質量仕様とのバランスで磁気トルカ仕様を設定する必要があります。

また、地磁気以外の外乱のうち、地球の重力ポテンシャルによる外乱は周回毎に変化するので、定常的に残留誤差として残ることが分かった。

3・2 姿勢制御シミュレーション

(1) シミュレーションの流れ

小型衛星の姿勢制御システムを解析するシミュレーションの流れは、図16に示すとおりであり、(a)目標設定部、(b)軌道生成部、(c)外乱生成部、(d)姿勢制御部からなる。それぞれの機能概要は次のとおりである。

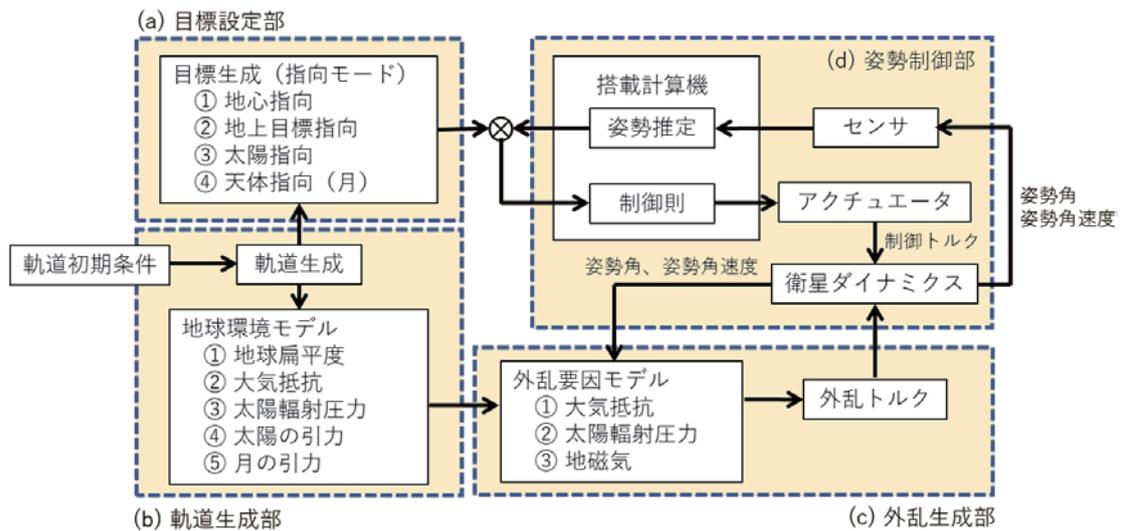


図16 姿勢制御シミュレーションの流れと主要機能

(a) 目標設定部

人工衛星と目標点の関係は図17に示すとおりであり、人工衛星から見た目標に向かうベクトルは、次のとおり表される。

$$\vec{r}_{(S/T)} = \vec{r}_{(T)} - \vec{r}_{(S)} \tag{21}$$

$$\hat{u}_{(S/T)} = \frac{\vec{r}_{(S/T)}}{\|\vec{r}_{(S/T)}\|} = \frac{\vec{r}_{(T)} - \vec{r}_{(S)}}{\|\vec{r}_{(T)} - \vec{r}_{(S)}\|} \tag{22}$$

- $\vec{r}_{(s)}$: 人工衛星の位置ベクトル
- $\vec{r}_{(T)}$: 目標の位置ベクトル
- $\vec{r}_{(s/T)}$: 人工衛星から目標に向かう位置ベクトル
- $\hat{u}_{(s/T)}$: 人工衛星から目標に向かう単位ベクトル

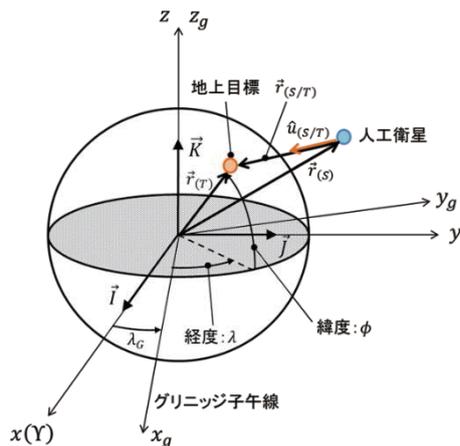


図17 目標と人工衛星の位置ベクトルの関係

(b) 軌道生成部

2・2座標系の項で説明したとおり、式(1)から式(5)までを使って、地心赤道面座標系における人工衛星の位置と速度を計算する。人工衛星の初期位置と初期速度は、軌道6要素の初期値によって与えられ、時間の経過に従って変化する真近点離角より、時々刻々の人工衛星の位置と速度を計算し、外乱生成部と目標設定部に送出する。

(c) 外乱生成部

軌道生成部からの軌道データを用いて次の外乱を計算する。軌道高度より大気密度、太陽方向と太陽までの距離より太陽輻射圧力、緯度経度及び高度情報より地磁気場の強さと方向を計算する。外乱の強さと方向に対して、それぞれの外乱の作用点と質量中心の偏差から、外乱トルクを計算する。このとき、衛星の姿勢により外乱の作用点が変わるので、姿勢に関するデータも使用する。

(d) 姿勢制御部

目標生成部からの目標方向情報と衛星の指向軸との間の差から、制御則に従って、アクチュエータへの指令トルクを計算する。アクチュエータが発生するトルクと外乱トルクによって生じる衛星の運動を計算する。衛星の運動を検出するセンサには、各種の誤差が含まれるため、誤差を含む入力から推定した結果を使って制御指令生成する。

(2) シミュレーション結果

3・1項で用いた衛星モデル (QSAT-EOS) に対して、地心指向制御及び地上目標指向制御を実施したシミュレーション結果を、図19及び図20にシミュレーションの条件を以下に表5に示す。

表5 姿勢制御シミュレーション条件

軌道条件	衛星諸元
離心率: $e = 0$ (円軌道)	本体諸元: 表3と同一
軌道半径: $a = 6878km$ (高度: $500km$)	アクチュエータ諸元
傾斜角: $i = 0^\circ$ (赤道軌道)	最大トルク: $10.0mNm$
目標条件	最大回転数: $6000rpm$
地心指向 (地心赤道面座標の原点)	最大角運動量: $0.42Nm \cdot s$
地上目標指向 (緯度 = 0° , 経度 = 0° , 高度 = $0km$)	ホイール慣性モーメント: $0.00082kg \cdot m^2$

(a) 地心指向制御

地心指向制御は、地球中心に観測センサ等の軸を指向させる制御であり、人工衛星直下の地点の観測、通信のために実行する制御モードである。人工衛星姿勢角の初期値は、衛星機体軸回りに 10° とした。図19にシミュレーション結果を示す。制御開始から、約180秒で指向誤差は、ほぼゼロに収束している。

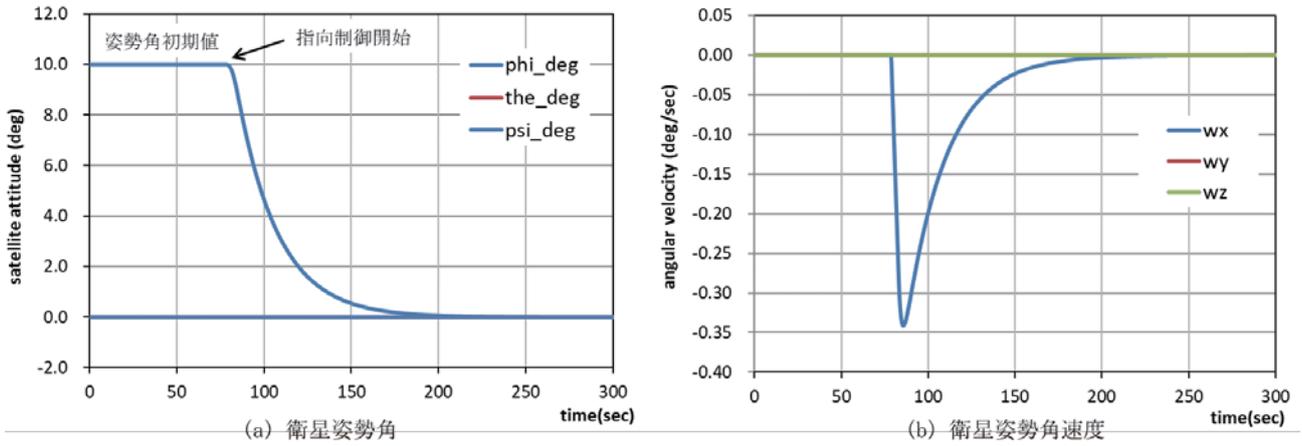


図18 地心指向制御シミュレーション結果

(b) 地上目標指向制御

地上目標指向制御は、人工衛星の特定の軸（観測センサ軸、アンテナ軸）を地球上の任意の地点に対して継続して指向させる制御であり、センサの視野角やアンテナのビーム幅によって指向精度の要求が決まる。指向すべき地上目標が視野に入る直前から指向制御を開始し、直上を通過後も継続して視野から外れるまで制御を維持する。制御開始前の人工衛星の姿勢は、地心指向しているものとした。図19にシミュレーション結果を示す。直上通過前の約190秒前から指向制御を開始し、直上通過前の約60秒から、指向精度が 0.1° 以内に収束している。

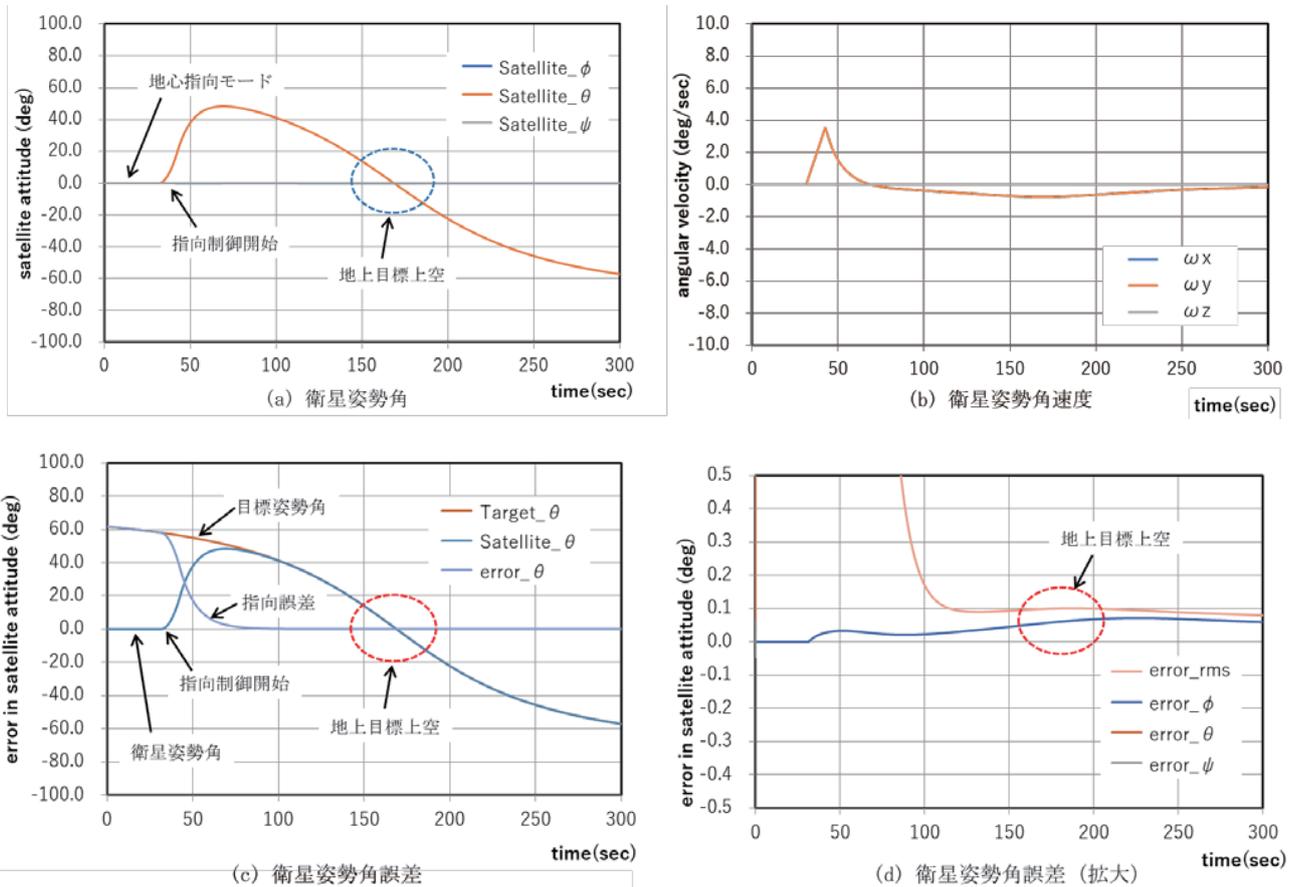


図19 地上目標指向制御シミュレーション結果

(c) QSAT-EOS 軌道データとの比較検証

図20に示す QSAT-EOS の軌道データに対して、これまで説明した手法を用いて実施した比較シミュレーション結果を図21に示す。また、シミュレーション開始時点の軌道データ（6要素）、衛星の初期条件を表6に示す。図20に示す軌道データは2015年9月14日の日本上空通過時のデータであり、地心指向制御を行ったものである。図中、赤いマークは QSAT-EOS の軌道軌跡であり、青いマークは地上における通信アンテナの指向方向である。図にあるとおり、日本の上空に達した時点で、中国大陸方向に向いていたアンテナ軸が、地心（衛星直下）に向けて制御されていることが分かる。図16に示す手順によるシミュレーションを実施した結果と軌道データとの比較を図21に示す。適切な制御ゲインを設定することで、QSAT-EOS の軌道上での姿勢制御を再現することができた。

表6 シミュレーションデータ (QSAT-EOS)

軌道データ		QSAT-EOS データ		
半長径 (a)	6894.93km	姿勢角	ロール (ϕ)	-17.87°
離心率 (e)	97.44°		ピッチ (θ)	73.91°
軌道傾斜角 (i)	0.00372		ヨー (ψ)	-132.44°
昇交点赤経 (Ω)	336.80°	角速度	ロール (ω_x)	$0.0^\circ/\text{s}$
近心点引数 (ω)	144.01°		ピッチ (ω_y)	$-1.0^\circ/\text{s}$
真近点離角 (θ)	6.96°		ヨー (ω_z)	$0.8^\circ/\text{s}$

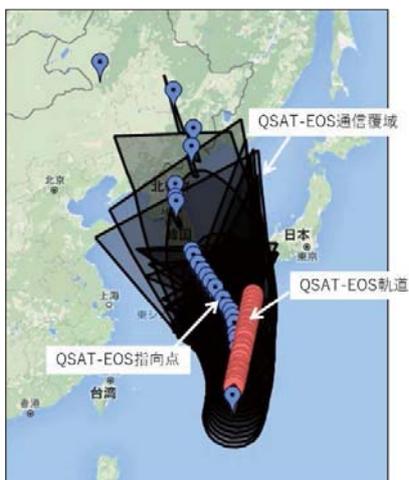


図20 QSAT-EOS 軌道データ

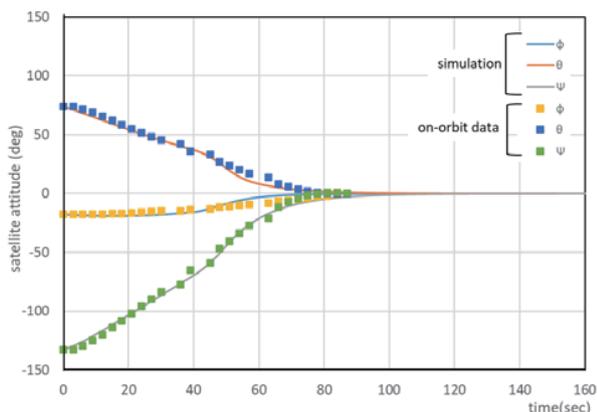


図21 QSAT-EOS の地心指向制御における姿勢角の変化とシミュレーション結果の比較

このシミュレーションは地心指向制御の例であり、姿勢角及び姿勢角速度の目標値は全てゼロである。制御を開始すると、地心方向に衛星の指向軸を向けるように、アクチュエータによって制御トルクを発生させ、衛星の姿勢を制御しているが、姿勢角速度の合成値が、 $2.5^\circ/\text{s}$ に達するとトルクをゼロとして、角速度を一定に維持している。その後、目標値に近付くと、制御を再開し、指向方向で角速度がゼロとなるようにトルクを発生させている。これはスターセンサ等の角度センサが目標である天体を見失わないように、角速度が過大になることを防止するためである。

4. 結 語

今回、小型衛星の姿勢制御に関する考察を行い、その結果により、デタンプリング制御、指向制御が適切に実施できることを確認した。考察の結果を用いて、小型衛星の姿勢制御系の設計に使用できる高精度のシミュレーションアルゴリズムを構築し、これを基にしたシミュレータを開発した。シミュレータの有効性は、QSAT-EOS の実軌道データによって検証した。まず、磁気トルカを用いて、軌道投入直後の姿勢角速度を減衰させるデタンプリング制御が可能であること、また、姿勢角、姿勢角速度をフィードバックすることで、目標方向への指向軸を精度良く指向させることが可能であることを確認した。本シミュレータでは、軌道上での環境外乱トルク、センサ誤差などの影響を取り込んでおり、

現実的なシミュレーションが可能である。今後、小型衛星の開発に際して、具体的な制御系の設計、制御系サブシステムの仕様作成に有効であると考えられる。

文 献

- (1) 片山雅之, 外本伸治, 麻生茂, 平山寛, “太陽活動による大気密度の変化が小型衛星の軌道高度に及ぼす影響に関する研究”, 航空宇宙技術, Vol. 19, pp. 47-55, 2020.
- (2) Toraya, M., Suzaki, Y., Hosoda, T., Sambe, M., Nisikori, S., Katayama, M., Ogawa, T., Mizutamari, H., Hoshika, M., Aso, S., Yasaka, T., Sakurai, A., “Development of Total Orbital real-Time Attitude Control Simulator for Small Satellite”, IAA-B10-1412 P
- (3) Toraya, M., Suzaki, Y., Hosoda, T., Sambe, M., Nisikori, S., Katayama, M., Ogawa, T., Mizutamari, H., Hoshika, M., Aso, S., Yasaka, T., Sakurai, A., “Development of total Orbital Real-Time Attitude Control Simulator for Satellites”, SSC15-P-22: 29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- (4) Toraya, M., Suzaki, Y., Hosoda, T., Sambe, M., Nisikori, S., Katayama, M., Ogawa, T., Mizutamari, H., Hoshika, M., Aso, S., Yasaka, T., Sakurai, A., “Development of total Orbital Real-Time Attitude Control Simulator for Small Satellites”, GNC 2014: 9th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, June 2014
- (5) 寅谷敬紀, 須崎祐多, 細田孝之, 三部雅人, 錦織真治, 片山雅之, 小川智也, 水溜仁士, 星加幹, 麻生茂, 八坂哲雄, 桜井晃, 2I09 衛星姿勢制御シミュレータの開発, 第56回宇宙科学技術連合講演会, 2012年11月
- (6) M. Katayama, Suzaki, Y., Aso, S., “Attitude Control Simulator for the Small Satellite and Its Validation by On-orbit Data of QSAT-EOS”, SSC 17-P 1-17:31 st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite”, August 2017
- (7) 平山寛, 麻生茂, 八坂哲雄: 2 G-12超小型衛星 QSAT-EOS (つくし) の姿勢制御結果の考察, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 2016年9月