厳密線形化された宇宙機の相対位置・姿勢運動に対する 最小エネルギー制御*

小 島 広 久^{*1}

Minimum Energy Control of Exact-Linearized Relative Position/Attitude of Spacecraft

Hirohisa KOJIMA^{*2}

^{*2} Tokyo Metropolitan Institute of Technology, Department of Aerospace Engineering,
6-6 Asahigaoka, Hino-shi, Tokyo, 191-0065 Japan

The present paper proposes a control scheme for position and attitude tracking of a spacecraft in order to inspect a malfunctioning satellite by maneuvering around the satellite. The proposed method is a nonlinear controller based on the exact-linearization techniques. The exact-linearization method is powerful for controlling nonlinear systems such as the position and attitude control problem treated in the present paper, because each state variable of the linearized system can be controlled independently. After nonlinear systems are exactly linearized, any kind of control method can be applied to control the systems. The Linear Quadratic Regulator (LQR) is one example of such methods that can be used for controlling the exact-linearized systems. However from the real energy point of view, the exact-linearization method combined with LQR is not optimal, because the performance index is not a function of real energy, and is optimized with respect to the exact-linearized state variables, which are not equal to the real state variables. In the present study, considering the rotational motion of a target satellite, position of the chaser satellite relative to the target and the period of rotational motion of the target satellite, the energy consumption until achieving fly-around motion based on the exact-linearization is minimized. The effectiveness of the proposed method is verified, in comparison with the LQR control or an adaptive sliding-mode control on the exact-linearized system, through numerical simulations.

Key Words: Formation Flight, Exact-Linearization, Minimum Energy Control, Adaptive Control

1. 緒 言

スペースデブリと呼ばれる宇宙ゴミが軌道上に数多く存在し、宇宙開発への障壁が危惧されてきている。スペースデブリの中には、姿勢・軌道制御用の燃料が無くなったり、制御装置が故障したりした大型衛星が含まれている。このような大型スペースデブリは、より小さな宇宙ゴミと衝突し、最後はブレークアウトを起こして新たな宇宙ゴミを軌道上に撒き散らす危険性を有している。そのため、そのようなミッションを終えた大型衛星を軌道から除去するための研究が多数なされてきている。大型衛星を軌道から除去する手順として、次が考えられる。

- (1) 大型衛星の運動に合わせて回りを周回し、様子を観測（フライアラウンド）
- (2) 運動を合わせた状態で衛星へ接近

Figure 1 Fly-around Motion

- (3) アームなどを使って捕獲・固定
- (4) デオービット、もしくはシャトル等の軌道サービス機へ回収

このうち、本研究では、フライアラウンド部分について検討を行う。フライアラウンド運動とは、故障衛星（以後、ターゲット衛星と呼ぶ）の回りを捕獲衛星（以後、チェイサー衛星と呼ぶ）が周回しながら、故障衛星の状態をモニタし、捕獲計画を立てる段階を指す（図1）。フライアラウンド制御の研究としては、木

* 原稿受付 2003年11月14日。

^{*1} 正員、都立科学技術大学工学部 (〒191-0065 日野市旭ヶ丘6-6)。

E-mail: hkojima@cc.tmit.ac.jp

田ら⁽¹⁾による厳密線形化したシステムに線形2次レギュレータ (LQR) を適用した例, 照井⁽²⁾によるスライディングモードを利用した研究, 山田ら⁽³⁾によるラインオブサイト (LOS) 角を考慮して厳密線形化を用いた例, Wang と Hadaegh⁽⁴⁾によるフォーメーションフライトコンフィギュレーション変更における最小エネルギー制御といった例がある。なお, 木田らの論文ではオイラー角が採用されているが, フライアラウンド制御は大角マヌーバ運動の一つと考えられるので, オイラー角を使用するのは望ましくないと考えられ, また厳密線形化後の LQR は, 実制御量・実状態量の意味で最適化された制御則ではない。さらに, ターゲット衛星の状態をモニタし続けるには, ラインオブサイト (LOS) を制御する必要がある。厳密線形化は全てのパラメータが既知であることを要求する方法であるが, そのような要求を満たすことはほぼ不可能である。以上のことから, 本研究では以下の4点を考慮し, フライアラウンド運動へ移行するまでの制御法を提案する。

- (1) 相対姿勢角表現に特異点が生じないようにオイラーパラメータを使用する。
- (2) LOS を考慮し, ターゲット衛星に対するチェイサ衛星の相対位置・姿勢を厳密線形化する。
- (3) ターゲット衛星の慣性能率比やチェイサ衛星の慣性特性を適応則で推定する。
- (4) フライアラウンド運動に入るまでのエネルギー消費を最小にする軌道を求め, その軌道に沿う制御とする。

なお, ターゲット衛星の慣性能率比推定値に誤差を含んだ状態で以下の3通りの数値シミュレーションを行い, 導出した制御則の有効性を検証する。

- (Case1) 厳密線形化したシステムに LQR を適用するケース (文献 (1))
- (Case2) 厳密線形化したシステムの位置制御に LQR を使用し, 姿勢制御には適応スライディングモード制御則を用いて慣性能率比を推定しながら制御するケース (文献 (5))
- (Case3) 厳密線形化したシステムを利用してフライアラウンド運動に入るまでのエネルギー消費を最小にする最適軌道を生成。ターゲット衛星の慣性能率比を推定しつつ, 求めた最適軌道に沿うように位置制御するケース (本論文で提案する手法)

Figure 2 Schematic Model

2 厳密線形化

2.1 モデル記述

本研究では以下の仮定を設ける。

- 1) 軌道効果 (コリオリ力), 重力は無視する。
- 2) 制御系には時間遅れはない。
- 3) 計測されたデータにはノイズは含まれない。
- 4) ターゲット衛星には外力は作用せず, 自由運動している。
- 5) チェイサ衛星は, 機体軸ごとに位置・姿勢制御を行うためのアクチュエータを有する。

この仮定のもと, チェイサ, ターゲット衛星の運動方程式はそれぞれ以下のように記述できる⁽¹⁾。

$$m_c \dot{v}_c + m_c (\omega_c \times v_c) = f_c \quad (1a)$$

$$I_c \dot{\omega}_c + \omega_c \times I_c \omega_c = t_c \quad (1b)$$

$$\dot{q}_c = (1/2) \Omega(\omega_c) q_c \quad (1c)$$

$$m_t \dot{v}_t + m_t (\omega_t \times v_t) = 0 \quad (2a)$$

$$I_t \dot{\omega}_t + \omega_t \times I_t \omega_t = 0 \quad (2b)$$

$$\dot{q}_t = (1/2) \Omega(\omega_t) q_t \quad (2c)$$

ここで添え字の c, t はそれぞれチェイサ, ターゲットを示す。また, m, I, v, ω, q はそれぞれ質量, 慣性テンソル, 速度, 角速度, クオタニオンであり, f_c, t_c はチェイサ衛星への制御力・制御トルクである。また, 速度, 角速度, 制御力, 制御トルクは各衛星の機体軸座標系で表示されている。ターゲット衛星に対するチェイサ衛星の相対運動を制御するために, 相対位置・姿勢を定義する必要がある。本研究では, 相対位置・姿勢, 速度・角速度を, チェイサ衛星の座標系で表現するものとする (図2)。また, 相対姿勢にはクオタニオンを使用する。このとき, 相対位置 r_e , 相対速度 v_e , 相対角速度 ω_e , 相対姿勢クオタニオン q_e はそれぞれ以下のように表現できる。

$$r_e = r_c - C_t^c r_t \quad (3a)$$

$$v_e = v_c - C_t^c v_t \quad (3b)$$

$$\omega_e = \omega_c - C_t^c \omega_t \quad (3c)$$

$$q_e = [\tilde{q}_e^T \quad q_{e4}]^T = Q_l(q_l)q_c \quad (3d)$$

ここで、 Q_l はクオタニオン行列⁽⁶⁾であり、 C_l^c はターゲットからチェイサへの姿勢変換行列である。

さらに本研究では、以下の仮定を設ける。

- (1) チェイサ衛星にはカメラが搭載されており、カメラ視線はチェイサ衛星の $-x$ 軸に一致しているものとする。また、チェイサ衛星からターゲット衛星への x 軸方向の距離は計測できる。
- (2) カメラを用いて、LOS を測るものとする。ただし、通常の LOS とは異なり、カメラ画面上での位置(d_y, d_z)を LOS パラメータ相当と扱うものとする。なおここでは単純化のためにピンホールカメラ的にスクリーンに投影した位置で考えることにする(図3)。
- (3) 上記の観測量の時間変化率も計測できる。

仮定(2)のもと、LOS パラメータは以下のように表現できる。

$$d_y = r_{ey} / r_{ex} \quad (4a)$$

$$d_z = r_{ez} / r_{ex} \quad (4b)$$

なお、上式における添え字の x, y はそれぞれ相対位置ベクトル r_e の x, y 成分を表す。このパラメータはカメラの焦点距離を1に正規化したときの値に相当する。また、相対位置の x 座標成分 r_{ex} 、LOS パラメータ(d_y, d_z)、相対姿勢(クオタニオン誤差 q_e)、および、これらの速度変化、すなわち

$$\hat{x} = [\hat{x}_1^T \quad \hat{x}_2^T \quad \hat{x}_3^T \quad \hat{x}_4^T]^T \\ = [r_{ex} \quad d_y \quad d_z \quad \tilde{q}_e^T \mid \dot{r}_{ex} \quad \dot{d}_y \quad \dot{d}_z \mid \dot{\tilde{q}}_e^T]^T \quad (5)$$

を相対運動制御の状態量として扱うことにする。ここで縦線は状態変数の区切りの対応を表している。また、クオタニオン誤差とその時間変化率が観測できるといふ仮定は、チェイサ衛星の角速度からターゲット衛星の姿勢および角速度が観測できるという仮定に相当する。

Figure 3 Line of Sight (LOS) parameters.

2.2 厳密線形化

厳密線形化とは、アファインシステム

$$\dot{\hat{x}} = f(\hat{x}) + g(\hat{x})u \quad (6)$$

に非線形制御

$$u = \alpha(\hat{x}) + \beta(\hat{x}) \begin{bmatrix} \hat{u}_1 \\ \hat{u}_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

を施し、仮想入力と出力との間の関係を時間不変システム(LTI)

$$\dot{\hat{x}} = \hat{A}\hat{x} + \hat{B}\hat{u} \quad (8)$$

へ変形する方法である。チェイサ衛星の角速度はチェイサ衛星自身が計測できるものとして、2.1節で説明した状態量に本手法を適用すると、非線形制御入力は以下のように得られる。

$$r_e = \begin{bmatrix} r_{ex} & d_y r_{ex} & d_z r_{ex} \end{bmatrix}^T \quad (9)$$

$$\alpha(\hat{x}) = \begin{bmatrix} \alpha_1(\hat{x}) \\ 0_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 2m_c \omega_l \times \dot{r}_e + m_c \omega_l \times (\omega_l \times r_e) \\ \omega_l \times I_c \omega_l \\ m_l E_l^{-1}(q_e) \{ -E_1(\dot{q}_e) \omega_l + (E_2(\dot{q}_e) \omega_l + E_2(q_e) \dot{\omega}_l) \} \times r_e \\ I_c E_l^{-1}(q_e) \{ -E_1(\dot{q}_e) \omega_l + (E_2(\dot{q}_e) \omega_l + E_2(q_e) \dot{\omega}_l) \} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\alpha_1(\hat{x}) = \begin{bmatrix} 0 & 2m_c \dot{r}_{ex} \dot{d}_y & 2m_c \dot{r}_{ex} \dot{d}_z \end{bmatrix}^T \quad (11)$$

$$\beta(\hat{x}) = \begin{bmatrix} m_c P^{-1} & -m_c r_e^{\times} E_l^{-1}(q_e) \\ 0_{3 \times 3} & I_c E_l^{-1}(q_e) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$P = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -(d_y / r_{ex}) & 1 / r_{ex} & 0 \\ -(d_z / r_{ex}) & 0 & 1 / r_{ex} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$E_1(q_e) = \frac{1}{2}(q_{e4} U_{3 \times 3} + \tilde{q}_e^{\times}), E_2(q_e) = \frac{1}{2}(q_{e4} U_{3 \times 3} - \tilde{q}_e^{\times}) \quad (14)$$

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 6} & U_{6 \times 6} \\ 0_{6 \times 6} & 0_{6 \times 6} \end{bmatrix}, \hat{B} = \begin{bmatrix} 0_{6 \times 6} \\ U_{6 \times 6} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$\hat{u} = [\hat{u}_1^T \quad \hat{u}_2^T]^T \quad (16)$$

ここで $U_{n \times n}$ 、 $0_{n \times n}$ は添え字の次元を持つ単位行列および零行列をそれぞれ表し、ベクトルの右肩の $\times$ はベクトルから生成される歪行列を表す。なお、クオタニオン誤差ベクトル $\tilde{q}_e$ の大きさが1のときには、 $E_l(\tilde{q}_e)$ が正則にならず、非線形項 α と β は計算できない特異点となる。この特異点は、チェイサとターゲットの姿勢が180度逆向きになるときである。また、 $r_{ex} = 0$ のとき式(13)の行列 P が定まらない。この特異点はターゲットがチェイサ上のカメラの視野内に収まらないときに生じる。これら2つ特異点を除けば、式(15)から厳密線形化後のシステムは可制御であるこ

とが分かる。よって、モデリング誤差や外乱が無く、式(5)の状態量が分かるならば、如何なる安定な制御則を適用しても基本的にはシステムを安定化することができる。ただし、式(5)の状態量、とくに相対位置・姿勢を単眼カメラのみで計測することは不可能であるので、本制御則を実現するためには、複数のカメラによる計測と推定方法（例えば文献（7）およびカルマンフィルタの利用など）が必要である。また、宇宙機では搭載される計算機の処理能力等の制約から、計測から制御までの間に時間遅れが存在する場合が多く、その遅れが安定性に対して問題となるが、本論文で扱っているような非線形問題においては解析が難しく、今後の課題である。

2.3 姿勢制御における適応則⁽⁵⁾

本研究では、ターゲット衛星が非協力衛星と想定し、その慣性能率比を推定することを考える。ただし、ターゲット衛星の慣性主軸と機体座標系は一致しているものと仮定する。慣性能率比は剛体の回転運動を支配するパラメータであるので、これを推定できれば、姿勢追従は達成できるものと考えられる。慣性能率比を推定するには、ターゲット衛星の慣性能率比を仮定し、その姿勢を追従するようにチェイサ衛星に姿勢制御を施した場合に生じるずれと、慣性能率比との相関関係を用いればよい。なお、ここで言う慣性能率比は次で定義されるものである。

$$k = \begin{bmatrix} (I_{122} - I_{133}) / I_{111} \\ (I_{133} - I_{111}) / I_{122} \\ (I_{111} - I_{122}) / I_{133} \end{bmatrix} \quad (17)$$

リアプノフ関数候補として次を考える。

$$V = (1/2) (\sigma^T \sigma + \tilde{k}^T G^{-1} \tilde{k}) \quad (18)$$

ここで σ はスライディングベクトル

$$\sigma = a\hat{x}_2 + \hat{x}_4 \quad (19)$$

である。また、 $\tilde{k}$ はターゲットの真の慣性能率比と推定値との間の誤差、 a は正のスカラー、 G は3次の定数正対角行列である。姿勢追従制御則ならびに適応則をそれぞれ

$$\dot{\hat{u}}_2 = -a\hat{x}_4 - c\sigma \quad (20)$$

$$\dot{\tilde{k}} = -GY^T \sigma \quad (21)$$

と選ぶ。ここで c は正のスカラーである。また、 Y は次の通り。

$$Y = -E_2(q_e) \text{diag}(\omega_2 \omega_3, \omega_1 \omega_3, \omega_1 \omega_2) \quad (22)$$

このときリアプノフ関数候補の時間微分は

$$\dot{V} = -c\sigma^T \sigma \quad (23)$$

となり、 $\sigma = 0$ のとき以外では負となる。また $\sigma = 0$ のとき、相対クオタニオン誤差は指数関数的に減少する。従って姿勢誤差は漸近的にゼロに収束する。ターゲットの慣性能率比は、式(23)を次のように積分することで推定される。

$$\hat{k}(t) = \hat{k}(0) - \int_0^t \dot{\tilde{k}} dt \quad (24)$$

ここで、 $\hat{k}(0)$ は初期時刻での推定値である。式(20)(21)による姿勢制御は適応スライディングモード制御である。

Figure 4: Minimum Energy Trajectory

3. エネルギー最小制御

位置制御に必要なエネルギーを最小にする軌道を考える。本問題は2点境界値問題として定式化することが可能である。仮に、ターゲット衛星は並進運動しておらず、またチェイサ衛星は初期時刻に静止しているとして、図4のように2次元化して単純に考えた場合、フライアラウンド運動に移行するまでの軌道が直線に近いとき、位置制御のための推進力 $f_c (= u_1)$ による消費エネルギーは最小になると予想される。なお、このことは数値シミュレーションで確認される。また、ターゲット衛星が並進運動をしている場合には、並進速度とフライアラウンド運動に入るまでの時間を考慮して、軌道を作成すればよく、基本的な考え方は変わらない。本問題を2点境界値問題として定式化すると以下ようになる。

$$\text{Minimize } J = \int_0^T \sqrt{u_1^T \cdot u_1} dt \quad (25)$$

$$\text{Subject to } \dot{\hat{x}} = \hat{A}\hat{x} + \hat{B}\hat{u} \quad (26)$$

$$u = \begin{bmatrix} f_c \\ t_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \alpha(\hat{x}) + \beta(\hat{x}) \begin{bmatrix} \hat{u}_1 \\ \hat{u}_2 \end{bmatrix} \quad (27)$$

$$\hat{x}_2^T \hat{x}_2 = \tilde{q}_e^T \tilde{q}_e < 1 \quad (28)$$

$$r_{ex} > 0 \quad (29)$$

$$\begin{aligned}\hat{x}(t_f) &= [\bar{r}_c^T \mid 0_3^T \mid 0_3^T \mid 0_3^T]^T \\ &= [r_c \mid 0 \mid 0 \mid 0_3^T \mid 0_3^T \mid 0_3^T]^T\end{aligned}\quad (30)$$

ここで、式(28)(29)は厳密線形化を行う上で特異点となる状況を回避するための状態量拘束である。また、式(30)は終端条件であり、 $r_c(\bar{r}_c)$ はフライアランド運動を行う際の相対距離 (x 成分が r_c である相対位置ベクトル) である。終端時間 t_f は、チェイサ衛星上のカメラがターゲット衛星上の観測面を真正面から捕らえるようになるまでの時間として (Case1, 2) で計算された相対姿勢の収束時間を参考に値を決めることにする。本研究ではこの2点境界値問題を解くのに、階層勾配法⁽⁸⁾を使用した。階層勾配法は終端時間拘束、状態量拘束、評価関数を階層的に扱うため、制御プログラムの初期推定に対してロバストであるという特徴を有する。また、本研究で行った厳密線形化により、仮想入力を変化させて終端時間拘束を容易に満足させることができるという効果もある。

本研究では、最小エネルギー軌道になるべく近い軌道を LOS に基づいて実現するために、最適軌道との偏差によるトラッキング制御を次のように実施する。

$$\hat{u}_1 = \hat{u}_{1opt} - K_p(\hat{x}_1 - \hat{x}_{1opt}) - K_d(\hat{x}_3 - \hat{x}_{3opt}) \quad (31)$$

$$\hat{u}_2 = \hat{u}_{2opt} - a(\hat{x}_4 - \hat{x}_{4opt}) - c\sigma \quad (32)$$

$$\sigma \equiv a(\hat{x}_2 - \hat{x}_{2opt}) + (\hat{x}_4 - \hat{x}_{4opt}) \quad (33)$$

ここで、 K_p 、 K_d はゲインであり、添え字の opt は最適解を表す。また、最適解の姿勢との偏差に基づいたスライディングベクトル σ (式(33))を用いて、2, 3節と同様の適応則 (式(21)(22)(23)) からターゲット衛星の慣性能率比を推定する。

なお、比較する制御則 Case1, 2 では、仮想制御量をそれぞれ次のように計算する。

Case1:

$$\begin{bmatrix} \hat{u}_1 \\ \hat{u}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(K_p(\hat{x}_1 - \bar{r}_c) + K_d\hat{x}_3) \\ -(K_p\hat{x}_2 + K_d\hat{x}_4) \end{bmatrix} \quad (34)$$

Case2:

$$\begin{bmatrix} \hat{u}_1 \\ \hat{u}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -(K_p(\hat{x}_1 - \bar{r}_c) + K_d\hat{x}_3) \\ -a\hat{x}_4 - c\sigma \end{bmatrix} \quad (35)$$

Table 1 Simulation Parameters

Inertia	$m_t = 100\text{kg}$ $I_{t11} = 100, I_{t22} = 100, I_{t33} = 150 \text{ kgm}^2$
	$m_c = 500\text{kg}$ $I_c = \begin{bmatrix} 3000 & -300 & -500 \\ -300 & 4000 & -400 \\ -500 & -400 & 3000 \end{bmatrix} \text{ kgm}^2$
Initial states	$r_t = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ m},$ $v_t = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ m/s}$ $q_t = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T,$ $\omega_t = [0.1 \ 0.1 \ 0.1]^T \text{ rad/s}$
	$r_c = [10 \ 0 \ 0]^T \text{ m}, v_c = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ m/s}$ $q_c = [0 \ 0 \ \sqrt{2}/2 \ \sqrt{2}/2]^T,$ $\omega_c = [0 \ 0 \ 0]^T \text{ rad/s}$
Gain	$K = [K_p \ K_d] = [0.1U_{\text{bc3}} \ 0.4583U_{\text{bc3}}],$ $a = 0.1, \ c = 0.2, \ G = 400U_{\text{bc3}}$
Estimation	$\hat{k}(0) = [0 \ 0 \ 0]^T$

4. 数値シミュレーション

表1に示す数値にてシミュレーションを行った。チェイサがターゲットの周りを周回するようにチェイサ座標系で軸方向に5mの基準相対距離 r_c を設けた。第1節で述べたそれぞれのケースに対する結果をそれぞれ図5, 6, 7に示す。位置制御に注目すると、Case1, 2, 3いずれもフライアランド運動に入るように制御できていることが分かる。一方、姿勢制御に注目すると、ターゲット衛星の慣性能率比推定に誤差を含んだままで厳密線形化および LQR による制御例 (Case1) では、姿勢追従が出来ないことが分かる (図5)。これは誤ったターゲット慣性能率比に基づきターゲット衛星の角加速度を予測し制御を行っているためである。一方、適応則を用いて慣性能率比を推定する制御 (Case2) では姿勢追従が可能であることが分かる (図6)。本提案手法 (Case3) において最適軌道を求める際の終端時間は、Case1, 2の相対姿勢運動の収束時間を参考に30sと設定した。また、ターゲット衛星の慣性能率比には、Case1, 2と同様の真値とは異なる値を使用して最適軌道を求めた上で、追従制御を行っている。図7から本提案手法でも姿勢追従が達成できていることが分かる。

次に本提案手法の優位性を示すために、フライアラウンド運動に入るまでの Case1, 2, 3 におけるチェイサ衛星の三次元空間軌道を図 8, 9, 10 に示す。これら 3 つの図を比較すると、Case1, 2 ではフライアラウンド運動に入るまでの軌道が湾曲しているのに対し、Case3 では軌道が比較的直線的であることが分かる。軌道の直線化によって位置制御に必要なエネルギー消費が少なくなっていることを確かめるために、それぞれのケースに対する消費エネルギーを求めたところ、表 2 に示す結果となった。なお、フライアラウンド運動に入ったとする判定には、目標位置・速度との誤差がそれぞれ 0.1m, 0.1m/s 未満になるまでという基準を選んだ。表 2 から、本提案手法がエネルギー消費の点で確かに優れていることが確認できる。

なお、厳密線形化後のシステムに LQR を適用した例においても、ゲインをうまく調節すれば位置制御に必要なエネルギー消費を少なくすることは可能ではあるが、厳密線形化後のシステムにおける仮想入力 $\hat{u}$ に対して最適レギュレータを組んでも実世界では必ずしも最適であるとは限らず、その関係を予測することは容易ではない。それに比べ、提案手法では、運動方程式を厳密線形化してあるので、運動方程式の積分が容易となり、2 点境界値問題を解く上で終端拘束を容易に満足させることができ、また、実消費エネルギーを評価しているので消費エネルギーが少ない軌道を生成できるという点で優れている。

次に、Case2, 3 における適応則によるターゲット衛星の慣性エネルギー比の推定履歴をそれぞれ図 11, 12 に示す。ターゲット衛星の慣性エネルギー比の正しい値は $k = [-0.5 \ 0.5 \ 0]^T$ であり、どちらのケースも正しい値を推定できていることが分かる。また、両図を比べると、Case2 では推定の初期段階で変動が大きく、その変動により姿勢追従が滑らかでない(図 6)のに対し、Case3 では推定変動が小さく、それに伴い姿勢追従の滑らかに行われていることが分かる(図 7)。このことから、最適軌道を求め、それに沿うように制御した本提案手法が、滑らかな姿勢追従を行うのに有効であると言える。

5. 結 言

ターゲット衛星とチェイサ衛星の相対位置・姿勢システムを LTI システムに厳密線形化(入出力線形化)するための非線形制御変換を導出した。変換されたシステムにおいて、姿勢制御には適応則を用いてターゲット衛星の慣性エネルギー比を推定することにより、タ

ーゲット衛星が非協力衛星である場合にも配慮した。また、ターゲット衛星の回転運動と同期するまでの時間を考慮してフライアラウンド運動に入るまでのエネルギー消費を最小にする軌道を 2 点境界値問題の解として求め、その軌道に沿うようにチェイサ衛星を制御した。本制御則は、ターゲット衛星の慣性エネルギー比推定誤差/エネルギー消費を考慮しない制御則の両者に比べ、フライアラウンド運動への移行におけるエネルギー消費の面で優れていることを数値計算によって確認した。また、適応則でターゲット衛星の慣性エネルギー比が正しく推定されることを確認した。

なお、本研究では状態量が正しく観測できる、時間遅れがないなどの仮定を設けたが、実際にはノイズが含まれる、時間遅れが存在するので、これらの点に対する研究は今後の課題である。

参 考 文 献

- (1) 木田隆, 山口功, "人工衛星の非線形運動の線形化について", 計測自動制御学会論文集, Vol. 27, No. 8, 1991, pp.1073-1075.
- (2) 照井冬人, "スライディングモード制御による宇宙機の位置・姿勢制御", 日本機械学会論文集 (C), Vol.64, No.621, 1998, pp. 215-222.
- (3) 山田克彦, 吉河章二, 吉田憲正, "宇宙機の相対運動の制御", 計測自動制御学会論文集, Vol. 30, No. 10, 1994, pp. 1225-1233.
- (4) Wang, K.C. P. and Hadaegh, F. Y., "Minimum-Fuel Formation Reconfiguration of Multiple Free-Flying Spacecraft", J. of Astronautical Sciences, Vol.47, Nos.1 and 2, 1999, pp.77-102.
- (5) 小島広久, "厳密線形化を用いた宇宙機の相対位置・姿勢制御", 航空宇宙学会第 34 年会講演論文集, 2003, pp.236-239.
- (6) Wie, B., "Space Vehicle Dynamics and Control", AIAA Education Series, Reston, 1998, pp.320.
- (7) Terui, F., Kamimura, H., Nishida, S., Takaya, K. and Kawamura, E., "A Stereo Image Processing for the Attitude Estimation of Large Space Debris Objects," ISTS2002-d-37, Proceedings of 23rd International Symposium on Space Technology and Science, 2002, pp.851-856.
- (8) 岩村誠人, 山本元司, 毛利 彰, "複数の拘束が課せられる最適軌道計画問題の数値解法とその非ホロノミック系への適用", 日本ロボット学会誌, 19(2001), pp.260-270.

Figure 5 Time history of position error and attitude error for Case-1.

Figure 6 Time history of position error and attitude error for Case-2.

Figure 7 Time history of position error and attitude error for Case-3.

Figure 11 Time history of the estimated inertia ratios of the target satellite for Case-2.

Figure 12 Time history of the estimated inertia ratios of the target satellite for Case-3.

Figure 8 Trajectory of the chaser satellite for Case-1.

Figure 9 Trajectory of the chaser satellite for Case-2.

Figure 10 Trajectory of the chaser satellite for Case-3.

Table 2 Energy Consumption for Each Control Method

Case	Consumption energy
1	2847
2	4804
3	2641