

3B12 フォーメーションフライトにおける 正三角形フォーメーションの維持制御に関する一考察

○大谷夏樹, 佐藤訓志, 山田克彦 (大阪大学)

A study on the formation keeping control in an equilateral triangle formation

Natsuki Otani, Satoshi Satoh, and Katsuhiko Yamada (Osaka University)

Key Words: Spacecraft formation flight, General circular orbit, Formation control, Small spacecraft

Abstract

In this paper, we consider the feedback control of a general circular orbit formation by three small satellites. This paper focuses on the PD control as a basic but important control method and investigates the resultant performance for three types of reference generation schemes. First, we describe the dynamics of the satellite affected by the J_2 disturbance in terms of orbital elements. Then, the following three cases are considered: First, the reference is generated using the relative information of only one of two other satellites. Second, the reference is generated using the relative information of both two other satellites. Third, one satellite is assigned as the leader of the formation, which evolves with no control, while the others behave as the followers, which follow the leader and keep the formation using the relative information of the leader and the other follower. Through numerical simulations, we compare the performance with respect to the formation accuracy, the fuel consumption, and the disturbance suppression.

1 序論

フォーメーションフライト (FF) は複数の衛星が相互の位置・姿勢関係を保って飛行する技術^{1),2)}であり, サイズや重量の制約により単体の宇宙機では限界がある観測範囲, 頻度, 精度の制約を, 複数の宇宙機を連携させることで向上できることが期待されている. この技術は世界各国で研究されている. ドイツのDLR(ドイツ航空宇宙センター)とEADS Astriumの官民協力プロジェクトであるTerraSAR-X/TanDEM-Xでは³⁾⁻⁵⁾, 2機の衛星が1 km以下の近距離でFFを行い, 高精度DEM(数値標高モデル)の作成を実現した. 他にも, 太陽の軌道上で重力波を検出し, 宇宙空間の歪みを検出することを目的とした宇宙重力波望遠鏡LISA(Linear Interferometer Space Antenna)がESAとNASAによって計画されている^{3),6),7)}. LISAは2034年に打ち上げが予定されており, 3機の衛星によって1辺が約500万kmの正三角形フォーメーションを形成し, Michelson干渉計を用いることで重力波を通過するときに発生する宇宙の歪みを測定する. 日本では, FFの技術実証において世界に先駆けてETS-VIIが衛星2機による自律ランデブ・ドッキングに成功している⁶⁾. また, JAXAのフォーメーションフライトワーキンググループ(FF-WG)が主導するDECIGOがある^{3),8)}. DECIGOはLISAと同じく宇宙重力波望遠鏡であり, 重力波の観測を目的としているが, LISAが

対象とする周波数帯が 10^{-2} Hz付近であるのに対し, DECIGOはLISAと地上重力波望遠鏡では観測することのできない0.1~1 Hz帯の重力波の観測を目的としている. 高い有用性と将来性を期待されているFF技術について, 必須となる基盤技術の獲得を目指し, 現在日本では超精密FF技術実証計画SILVIA(Space Interferometer Laboratory Voyaging towards Innovative Applications)が立案されている. SILVIAは公募型小型クラスの衛星を想定し, 地球低軌道上での衛星間距離100m程度の直線および正三角形フォーメーションフライトの実証を計画している. 相対距離を100m程度と短くすることで低軌道上においても, 将来ミッションで想定されるような高高度上での長相対距離フォーメーションフライトにおける衛星間相対加速度環境を模擬できる.

本研究は超精密FF技術実証計画SILVIAのフォーメーション制御に関する基礎検討を目的とし, 地球低軌道上における3衛星での1辺100mの正三角形フォーメーション制御について考える. 今後より高度な制御手法を用いた比較検討を予定しているが, 本論文ではまず基本的で重要なPD型の制御則について, 自己の目標位置・速度を算出する方法として以下の3つの場合を考察する. 1つ目は, 各衛星が他の1機のみ相対位置と速度情報を利用し自己の目標位置・速度を算出する場合であり, 2つ目は各衛星が他の2機の相対

位置・速度情報を利用し自己の目標位置・速度を算出する場合である。最後は、3機のうちの1機をリーダー、他の2機をフォロワーとし、各フォロワーのみが目標位置・速度を算出してリーダーへの追従とフォーメーション維持制御を行う場合である。これら3通りについて、フォーメーションの維持精度、燃料消費、インパルス外乱に対する外乱抑制の観点で検討を行う。

2 衛星のダイナミクス

2.1 軌道要素を用いた衛星のダイナミクス

本節では、天体の軌道の表現に使用される軌道要素について述べ、それらを用いて衛星のダイナミクスを記述する。本論文で使用する軌道要素は以下である。

$$\mathbf{e} = [a \ \theta \ i \ q_1 \ q_2 \ \Omega]^T \quad (1)$$

- a : 軌道長半径 (楕円軌道の半長軸)
- θ : 緯度引数
- i : 軌道傾斜角 (基準面に対する軌道面の傾き)
- q_1 : $q_1 = e \cos \omega$
- q_2 : $q_2 = e \sin \omega$
- Ω : 昇交点赤経

緯度引数 θ は真近点離角 f と近地点引数 ω の和であり、 e は離心率を示している。これらの軌道要素を用いた衛星のダイナミクスを次に示す。

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2(q_1 \sin \theta - q_2 \cos \theta)}{n\eta} R + \frac{2(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)}{n\eta} S \\ \frac{d\theta}{dt} &= -\frac{\eta \cot i \sin \theta}{na(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} W \\ &\quad + \frac{n(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)^2}{\eta^3} \\ \frac{di}{dt} &= \frac{\eta \cos \theta}{na(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} W \\ \frac{dq_1}{dt} &= \frac{\eta \sin \theta}{na} R \\ &\quad + \frac{\eta \{\cos \theta(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta) + q_1 + \cos \theta\}}{na(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} S \\ &\quad + \frac{\eta q_2 \sin \theta \cot i}{na(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} W \\ \frac{dq_2}{dt} &= -\frac{\eta \cos \theta}{na} R \\ &\quad + \frac{\eta \{\sin \theta(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta) + q_2 + \sin \theta\}}{na(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} S \\ &\quad - \frac{\eta q_1 \sin \theta \cot i}{na(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} W \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{\eta \sin \theta}{na \sin i(1 + q_1 \cos \theta + q_2 \sin \theta)} W \end{aligned} \quad (2)$$

ここで、軌道角速度 n と η はそれぞれ

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (3)$$

$$\eta = \sqrt{1 - e^2} \quad (4)$$

である。また、 μ は地球の万有引力定数 G と地球の質量の積を示す地球重力定数で、 R, S, W は RSW 系における摂動力の各成分を表す。ここで、 RSW 系は動径成分を R 軸、軌道面内で動径に垂直な成分を S 軸、軌道面内に垂直な成分を W 軸とした座標系である。本論文では、(2) 式の RSW 方向に J_2 外乱やインパルス外乱、制御入力を加えることでシミュレーションを行う。

2.2 各衛星の初期軌道要素の決定

続いて、フォーメーションを行う3機の衛星の初期軌道要素の決定方法について述べる。本論文では、仮想的な chief を考え、その chief を幾何中心として正三角形となるように3機の衛星の初期状態を定める。円軌道上を軌道運動する chief に対して chief を原点とする LVLH (Local Vertical Local Horizontal, x 軸は反地球方向、 y 軸は進行方向、 z 軸は軌道面垂直) 座標系を定義し、これを $\mathcal{F}_H$ とする。この LVLH 座標系における deputy i ($i = 1, 2, 3$) の位置・速度ベクトルを $\mathbf{r}_{d,i}, \dot{\mathbf{r}}_{d,i}$ とすれば、これらが以下の条件を満たすとき chief と deputy の距離は一定値 R となる。これを円フォーメーション (General Circular Orbit : GCO) と呼ぶ²⁾。

$$[\mathbf{r}_{d,i}]_H = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}R \sin\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ R \cos\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ \frac{\sqrt{3}}{2}R \sin\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$[\dot{\mathbf{r}}_{d,i}]_H = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}n_c R \cos\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ -n_c R \sin\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ \frac{\sqrt{3}}{2}n_c R \cos\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \end{bmatrix} \quad (6)$$

上式において $[\mathbf{r}_{d,i}]_H$ は $\mathbf{r}_d$ の $\mathcal{F}_H$ 系表現、 v_0 は任意の位相角、 n_c は chief の軌道角速度である。この時、deputy1 の位相角を v_0 として定め、残りの2機の状態ベクトルに関して、位相角 v_0 を $2\pi/3$ ずつ変化させることで、3機の deputy は一辺の長さが $\sqrt{3}R$ となる正三角形フォーメーションを実現する。この LVLH 座標系における状態ベクトルを、chief からの軌道要素差に変換する変換行列を以下に示す。また軌道要素の下添え字の c は chief の軌道要素であることを示す。

$$\delta \begin{bmatrix} a \\ i \\ \theta \\ q_1 \\ q_2 \\ \Omega \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 4 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{2}{n_c} \\ 0 & \frac{1}{a_c} & \frac{\cos i_c \cos \theta_c}{a_c \sin i_c} & 0 & 0 & -\frac{\cos i_c \sin \theta_c}{a_c n_c \sin i_c} \\ 0 & 0 & \frac{\sin \theta_c}{a_c} & 0 & 0 & \frac{\cos \theta_c}{a_c n_c} \\ \frac{3 \cos \theta_c}{a_c} & 0 & 0 & \frac{\sin \theta_c}{a_c n_c} & \frac{2 \cos \theta_c}{a_c n_c} & 0 \\ \frac{3 \sin \theta_c}{a_c} & 0 & 0 & -\frac{\cos \theta_c}{a_c n_c} & \frac{2 \sin \theta_c}{a_c n_c} & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\cos \theta_c}{a_c \sin i_c} & 0 & 0 & \frac{\sin \theta_c}{a_c n_c \sin i_c} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} [\mathbf{r}_d]_H \\ [\dot{\mathbf{r}}_d]_H \end{bmatrix} \quad (7)$$

よって、まず chief の初期軌道要素を考え、(7) 式により得られた軌道要素差を、仮想 chief の初期軌道要素に加えることで、3機の deputy の初期軌道要素を得る。

2.3 外乱の影響

本論文では J_2 外乱の影響を考慮する．衛星に加える J_2 外乱の RSW 系上の各成分は次のようになる²⁾．

$$\begin{bmatrix} d_R \\ d_S \\ d_W \end{bmatrix} = -\frac{3}{2} \frac{J_2 \mu R_e^2}{r^4} \begin{bmatrix} 1 - 3 \sin^2 i \sin^2 \theta \\ \sin i^2 \sin 2\theta \\ \sin 2i \sin \theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

ここで、 R_e は地球赤道半径を表し、 J_2 は定数であり
 $J_2 = 1082.63 \times 10^{-6}$

である．仮想 chief および各 deputy のダイナミクス (2) 式中の R, S, W に対して、それぞれの軌道要素を用いて計算した (8) 式の d_R, d_S, d_W を加える．

3 利用する相対情報の違いによる PD 型フォーメーション維持制御の性能比較

フォーメーション面に固定した座標系を $\mathcal{F}_P$ 系とすると、3 機の衛星が正三角形フォーメーションを形成する場合の deputy i , ($i = 1, 2, 3$) の $\mathcal{F}_P$ 系での位置ベクトルと速度ベクトルは次のようになる．

$$[\mathbf{r}_i]_P = \begin{bmatrix} -R \sin\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ R \cos\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$[\dot{\mathbf{r}}_i]_P = \begin{bmatrix} -n_c R \cos\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ -n_c R \sin\left(v_0 + \frac{2\pi(i-1)}{3}\right) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

これらを用いて目標位置・速度を導き、制御則を設計する．本論文では基本的で重要な PD 型の制御を行い、また自身の目標位置・速度を算出するために以下の 3 つの場合を考察する．1 つ目は、各衛星が自身以外の 1 機のための相対位置と速度情報を基準とし (9), (10) 式を用いて自己の目標位置・速度を算出する場合であり、2 つ目は、各衛星が自身以外の 2 機の相対位置と速度情報を基準とし (9), (10) 式を用いて自己の目標位置・速度を算出する場合である．最後は、3 機のうちの 1 機をリーダー、他の 2 機をフォロワーとし、各フォロワーのみが自身以外の 2 機の相対位置と速度情報を基準とし目標位置・速度を算出してリーダーへの追従とフォーメーション維持制御を行う場合である．

3.1 1 機のための相対情報を用いて目標位置・速度を算出する場合

本節では deputy1 は deputy2 の、deputy2 は deputy3 の、そして deputy3 は deputy1 の相対位置・速度の情報のみを用いてそれぞれの目標位置・速度を算出し、PD 制御により追従することでフォーメーションを維持する場合を考える．以降では 1 機参照型と略記することがある．例として deputy1 は deputy2 の情報だけ

を用いて制御を行う場合を考える．deputy1 に対する deputy2 の相対位置ベクトルを $\mathbf{r}_{12} = \mathbf{r}_2 - \mathbf{r}_1$ とする．(9) 式が実現される場合の $\mathbf{r}_{12}$ の値を $\bar{\mathbf{r}}_{12}$ とすると、これは次式で表される．また、本論文では位相角 v_0 は chief の緯度引数 θ_c とした．

$$[\bar{\mathbf{r}}_{12}]_P = \begin{bmatrix} -\sqrt{3}R \cos\left(v_0 + \frac{\pi}{3}\right) \\ -\sqrt{3}R \sin\left(v_0 + \frac{\pi}{3}\right) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

これより deputy1 の位置は deputy2 を基準にすると、 $-\bar{\mathbf{r}}_{12}$ の向きに長さ $\sqrt{3}R$ だけ離れた位置になることが望ましいので、deputy1 の目標位置を次式の $\bar{\mathbf{r}}_1$ とする．

$$\bar{\mathbf{r}}_1 = \mathbf{r}_2 - \bar{\mathbf{r}}_{12} \quad (12)$$

また (10) 式から deputy1 の目標速度は次式とする．

$$[\dot{\bar{\mathbf{r}}}_1]_P = \begin{bmatrix} -n_c R \cos v_0 \\ -n_c R \sin v_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

これらの目標位置・速度に対して deputy1 には次の制御入力を与える．

$$\mathbf{f}_{d1} = k_d(\dot{\bar{\mathbf{r}}}_1 - \dot{\mathbf{r}}_1) + k_p(\bar{\mathbf{r}}_1 - \mathbf{r}_1) \quad (14)$$

ただし、この制御入力はフォーメーション面上の座標系で表されているため、本論文で用いるダイナミクスに対応するように、次のように座標変換を行う．

$$[\mathbf{f}_{d1}]_H = \begin{bmatrix} \cos \theta_1 & \sin \theta_1 & 0 \\ -\sin \theta_1 & \cos \theta_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i_1 & \sin i_1 \\ 0 & -\sin i_1 & \cos i_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega_1 & \sin \Omega_1 & 0 \\ -\sin \Omega_1 & \cos \Omega_1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot [\mathbf{f}_{d1}]_P \quad (15)$$

ここで、下添え字の 1 は deputy1 の軌道要素を示しており、deputy2, 3 の制御入力を座標変換する場合はそれぞれの軌道要素を用いる．このように LVLH 座標系に変換した制御入力をそれぞれのダイナミクスに加え衛星の制御を行う．

3.2 2 機の相対情報を用いて目標位置・速度を算出する場合

本節では各 deputy は他 2 機の deputy の相対位置・速度の情報を用いて目標位置・速度を算出する場合を考える．以降では 2 機参照型と略記することがある．具体的に deputy1 を例として説明する．2 機を対象にする場合では、deputy1 は deputy2, 3 の両方の相対情報を用いて制御を行う．deputy1 から deputy2, 3 の中点に向かうベクトルを $\mathbf{r}_{1(23)} = (\mathbf{r}_2 + \mathbf{r}_3)/2 - \mathbf{r}_1$ とする．(9) 式が実現される場合の $\mathbf{r}_{1(23)}$ の値を $\bar{\mathbf{r}}_{1(23)}$ とすると、

これらは次式で表される。

$$[\bar{\mathbf{r}}_{1(23)}]_P = \begin{bmatrix} \frac{3}{2}R \sin \nu_0 \\ -\frac{3}{2}R \cos \nu_0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

これより deputy1 の位置は deputy2, 3 の中点を基準にすると、そこから $-\bar{\mathbf{r}}_{1(23)}$ の向きに長さ $3/2R$ だけ離れた位置になることが望ましいので、deputy1 の目標位置を次式の $\bar{\mathbf{r}}_1$ とする。

$$\bar{\mathbf{r}}_1 = \frac{\mathbf{r}_2 + \mathbf{r}_3}{2} - \bar{\mathbf{r}}_{1(23)} \quad (17)$$

さらに deputy1 の目標速度は、1 機を対象にする場合と同様に (13) 式のように設定する。これらの目標位置・速度に対して deputy1 には次の制御入力を与える。

$$\mathbf{f}_{d1} = k_d(\ddot{\mathbf{r}}_1 - \ddot{\mathbf{r}}_1) + k_p(\dot{\mathbf{r}}_1 - \dot{\mathbf{r}}_1) \quad (18)$$

また (18) 式適用の際も座標変換 (15) 式を用いる。

3.3 2 機のフォロワーでリーダーへの追従とフォーメーション維持を行う場合

本節では 3 機のうちの deputy1 をリーダー、他の 2 機をフォロワーとし、各フォロワーはリーダーおよび他フォロワーの相対情報から目標位置・速度を算出しリーダーへの追従とフォーメーション維持制御を行う。リーダーは J_2 項を含む軌道ダイナミクスに従い運動し、制御は行わない。この手法は、3.2 節で導出した制御入力を deputy2, 3 のみに与え、deputy1 には制御入力を与えないことで実現することができる。以降では LF 型と略記することがある。この手法は周期ごとなどでリーダーを変更することで、1, 2 機参照型と比較して Deputy3 機の総消費燃料が削減できる可能性があるため、この手法を検討する。

4 シミュレーション

シミュレーションを行うにあたり、フォーメーション維持の安定性を確保するため、PD ゲインを近似的な交差周波数 ω_c [rad/s] でパラメータ化し、P ゲイン k_p を $\frac{1}{2}\omega_c^2$ とし D ゲイン k_d を ω_c とした。そして交差周波数 ω_c を 0.1 刻みで 0.1~1.0 まで変化させ、フォーメーションの維持精度、燃料消費、インパルス外乱に対する外乱抑制の観点から各制御手法の性能を比較した。仮想 chief の軌道要素に関しては軌道長半径 a_c は 6878 km、離心率 e_c は 0、軌道傾斜角 i_c は 98° 、昇交点赤経 Ω_c は 30° とし、この場合軌道周期は 5677 s となった。また衛星の質量は 100 kg とし、正三角形フォーメーションの一边の長さは 0.1 km とし、外乱は J_2 項を考える。

4.1 自由運動における J_2 外乱の影響

J_2 項の影響を確認するために、自由運動による各衛星間相対距離の遷移を図 1 に示す。衛星間相対距離は

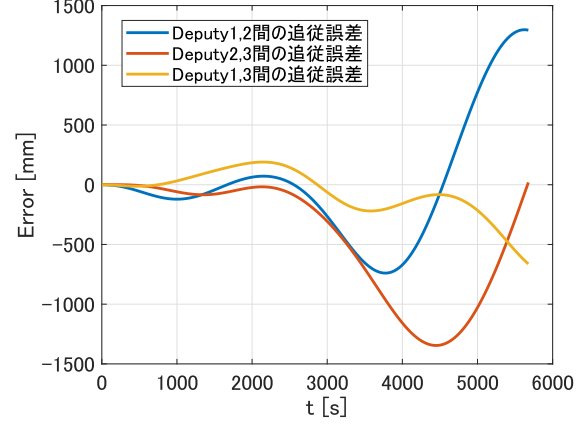


図 1: J_2 項の影響を受ける自由運動における各衛星間相対誤差の遷移

周期を重ねるごとに大きくなり、5 周期後には約 6 m 程度の誤差が生じることがわかった。

4.2 フォーメーションの維持精度・燃料消費の比較

まず交差周波数に対するフォーメーションの維持精度・燃料消費を比較する。図 2 より、追従誤差の最小値

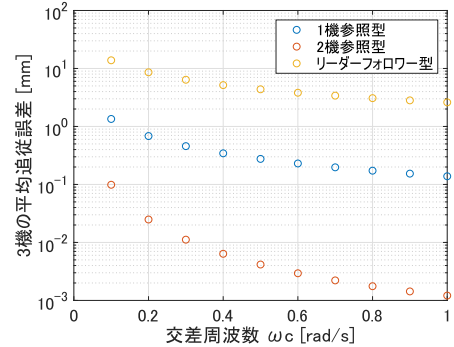


図 2: フォーメーション維持精度の比較

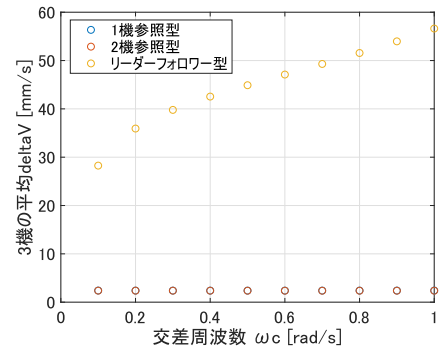


図 3: 消費燃料の比較

は 1 機参照型が 0.138 mm、2 機参照型が 0.00121 mm、リーダーフォロワー型が 2.606 mm をとっており、2

機参照型が最も小さい値を取っている。さらに図3より、リーダーフォロワー型の消費燃料は1,2機参照型と比較して大きく劣っている。これらの結果からリーダーを切り替えて運用するリーダーフォロワー型の制御を用いることは困難であると考えられる。

続いて1,2機参照型の消費燃料の結果をより詳しく比較するため、図3を拡大したものを図4に示す。図4よ

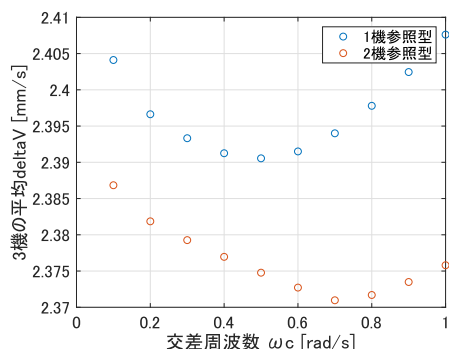


図4: 1,2機参照型のフォーメーション維持精度の比較

り、1機参照型は $\omega_c = 0.5$ の時、最小値2.404 mm/sをとり、2機参照型は $\omega_c = 0.7$ の時、最小値2.387 mm/sをとっている。

続いて交差周波数を0.5にした場合の、1,2機参照型における3衛星間の誤差の遷移を示す。図5より、1機

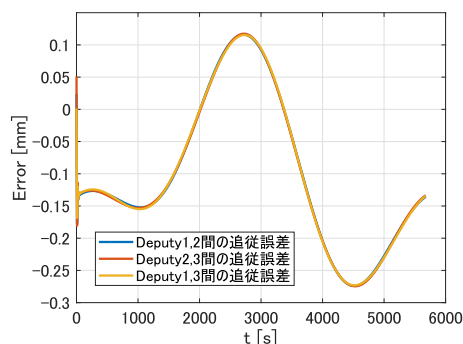


図5: $\omega_c = 0.5$ における1機参照型の3衛星間の誤差

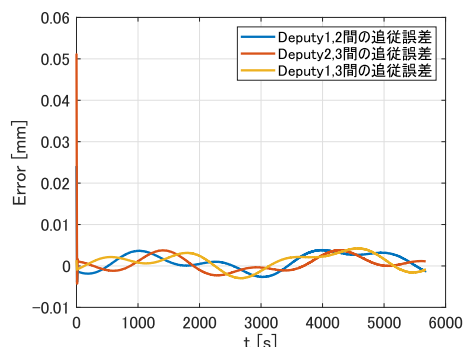


図6: $\omega_c = 0.5$ における2機参照型の3衛星間の誤差

参照型は0.40 mmほどの振幅で振動しながらフォー

メーションを維持している。図6より、2機参照型は初めに大きく値が外れているが、スケールを見ると1機参照型と比べて小さく、それ以降は0.0018 mmほどの振幅で振動しながら正常にフォーメーションを維持できている。これらの結果から、フォーメーションの維持精度と燃料消費の観点からは2機参照型が優れた性能を有していると考えられる。

4.3 インパルス外乱に対する外乱抑制の比較

続いてインパルス外乱に対する外乱抑制の比較を行う。インパルス外乱は 0.01 km/s^2 の大きさの外乱を $t = 2000$ のタイミングで加えた。また交差周波数は全て0.5とした。図7,8,9より、どの手法もインパルス

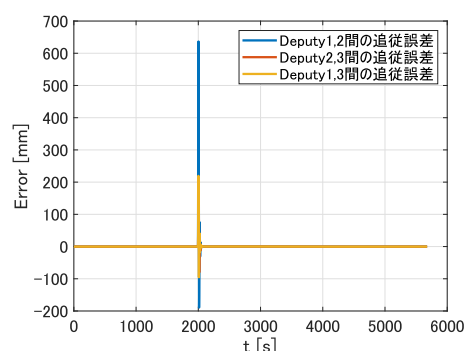


図7: 1機参照型のインパルス外乱に対する外乱抑制

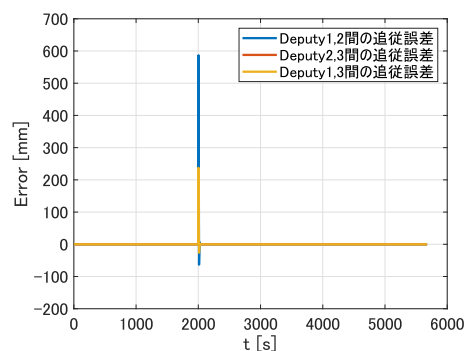


図8: 1機参照型のインパルス外乱に対する外乱抑制

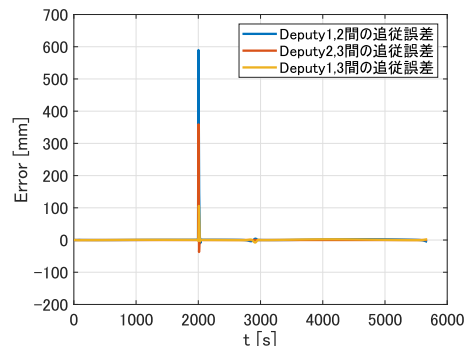


図9: LF型のインパルス外乱に対する外乱抑制

外乱が加わった後も、正常にフォーメーションに復帰していることが確認できる。LF 型の結果の図 9 を見ると、 $t = 2900$ やシミュレーションの終端付近で誤差が大きくなっている部分が確認できるが、これはシミュレーション実行時間を長くしていくにつれて誤差の大きさも増加していくため、1,2 機参照型と比較して外乱に対する外乱抑制は劣っていると考える。

フォーメーション復帰の詳細を確認するため、図 7, 8, 9 を拡大したものを示す。フォーメーション復帰

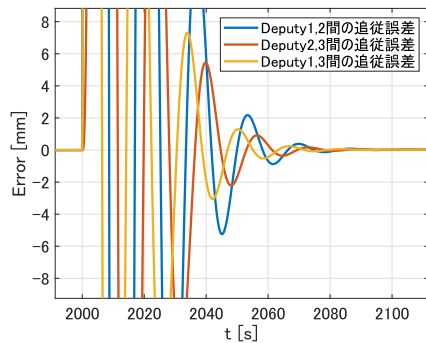


図 10: 1 機参照型の外乱抑制の拡大図

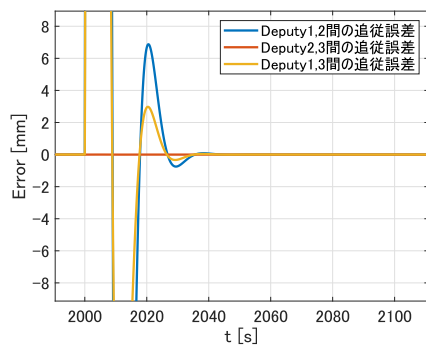


図 11: 2 機参照型の外乱抑制の拡大図

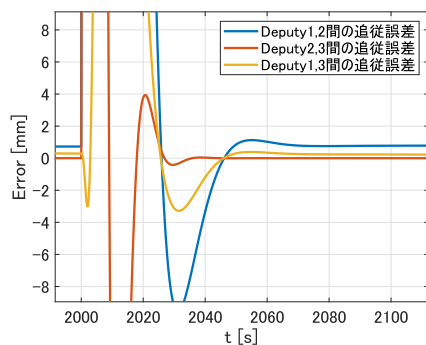


図 12: LF 型の外乱抑制の拡大図

の判定を $\omega_c = 0.5$ の時の追従誤差とした場合、1 機参照型は 72.1 s, 2 機参照型は 44.2 s, リーダーフォロワー型は 60.8 s を復帰に要している。LF 型は復帰後も 44.2 mm ほどの偏差が残っている。また 1

機参照型は他の 2 手法と比較して復帰までに多くの振動を伴っている。このことから、インパルス外乱に対する外乱抑制の観点からも 2 機参照型が優れていると考えられる。

5 結論

本論文では、地球低軌道における 3 衛星での正三角形フォーメーション制御を考え、基本的で重要な PD 制御について、3 つの異なる目標値の算出法について基礎検討を行った。まず、 J_2 項を含む衛星のダイナミクスを軌道要素を用いて定式化し、次に 3 つの目標値の算出法について、PD ゲインを変化させ、フォーメーションの維持精度、燃料消費、インパルス外乱に対する外乱抑制の観点でシミュレーションによりそれらの制御結果を比較した。今後はより高度な制御手法を用いた比較検討を進める。

参考文献

- 1) 山田 克彦, 吉川 章二, 島 岳也: 衛星のフォーメーションフライト, 日本機械学会誌, Vol.116, No.1130 (2013.1)
- 2) Kyle T. Alfriend, Srinivas R. Vadali, Pini Gurfil, Jonathan P. How and Louis S. Breger: Spacecraft Formation Flying: Dynamics control navigation, Elsevier Astrodynamics, (2010)
- 3) 財団法人機械システム復興協会: 複数衛星連携システムに関する調査研究, (2010)
- 4) テラサーエックス (TerraSAR-X) 衛星・センサの概要・諸元: https://www.sed.co.jp/sug/contents/satellite/satellite_terrarsarx.html, (2020.08.21 時点)
- 5) TanDEM-X | 一般財団法人リモート・センシング技術センター: <https://www.restec.or.jp/satellite/tandem-x>, (2020.08.21 時点)
- 6) 伊藤 琢博, 五十里 哲, 坂井 真一郎, 河野 功: 日本のフォーメーションフライト活動に対する戦略分析, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会講演集 (2019)
- 7) LISA - Laser Interferometer Space Antenna - NASA Home Page: <https://lisa.nasa.gov/>, (2020.08.21 時点)
- 8) 松下 周平, 五十里 哲, 安東 正樹, 中須賀 真一: 宇宙重力望遠鏡ミッションにおける編隊飛行の衛星間距離維持手法に関する研究, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会講演集 (2019)