J2 摂動下での衛星フォーメーション維持のための制御則^{*1} Formation Keeping Guidance and Control under the J2 Perturbation

永井 将 貴^{*2}・中須賀 真 一^{*2}

Masaki NAGAI and Shinichi NAKASUKA

Key Words: Formation Flight, J2 Perturbation, Record Plane

Abstract: Recently, formation flying of small satellites is recognized as an important future on-orbit technology. It has many potentials such as realizing unlimited aperture size for radio sensing missions or spontaneous sensing at multiple points, leading to flexibility of space mission, low cost, tolerance against single satellite failure, and easier system upgrade, etc. However, usually the member satellites should be kept in a coordinated way, which requires lots of fuel. The orbital control methods requiring little fuel consumption should be developed. This paper focuses on J_2 perturbation as a disturbance to the formation keeping. First, it is made clear why the formation is dispersed under the J_2 perturbation. And then two new methods to keep the formation on a low earth orbit with small fuel consumption are proposed which are evaluated in computer simulations.

記 号 の 説 明

Σ_i : 地球中心の慣性座標系
 Σ_c : 衛星相対運動を表す CW 座標系
 ω : 近地点引数
 Ω : 昇交点赤径
 e : 離心率
 p : 半直弦
 R_e : 地球赤道半径
 J_2 : 地球の質量分布に依存する定数
 $\delta: \frac{3}{2}\mu_e J_2 R_e^2$
 μ_e : 地心重力定数
 θ : 真近点離角
 r : 地心からの距離
 n : 平均運動
 i : 軌道傾斜角
 $u: \omega + \theta$
 a_r : 半径方向摂動力 (加速度)
 a_n : 飛行方向摂動力 (加速度)
 $a_b: a_r, a_n$ に垂直方向の外力 (加速度)
 $\Delta\Omega$: 地球一周回における昇交点赤径の摂動
 $\Delta\omega$: 地球一周回における近地点引数の摂動

1. は じ め に

近年、電子技術や情報処理技術の進歩により、人工衛星の小型化、高性能化が進んできた。これに伴い、複数の小型衛星によるフォーメーションフライト (隊形飛行) が注

目を集めている。かつて大型衛星が担ってきたミッションを複数の小型衛星に実行させ、重量削減、コスト削減、システムの高性能化ができる。

そこで問題となるのがフォーメーションの維持である。摂動が存在しない環境では、後述するレコード盤軌道と呼ばれる軌道にある衛星群は、その相対関係が変化しないことが知られている^{1,2)}。しかし、地球の扁平性のような摂動が存在する環境では、摂動により衛星群の隊形 (相対関係) は崩されてしまう³⁻⁶⁾。隊形を維持するためには制御を加える必要がある。その際コストや重量を下げるため、燃料消費の少ない制御則が必要となる。

本研究では、フォーメーションフライトに適した軌道であるレコード盤軌道にある衛星群に着目し、幾何学的考察により摂動が隊形に与える影響を明らかにした。そして、その幾何学的考察を踏まえ、摂動の影響を打ち消すような制御を 2 種類提案し、シミュレーションにより評価した。

2. フォーメーションの形

本研究では、レコード盤上に等間隔、円形状に配置された 4 つの衛星を考える。4 つの衛星の重心を基準に CW 座標系 Σ_c を定める。 Σ_c 上で描く円軌道の半径を f_r とし、地心からフォーメーション重心までの距離を F_R とする。それぞれ衛星 1~4 とし、各衛星はフォーメーションの位置に応じ、第 1 図のような位置関係になる。これは摂動がないときの関係であり、摂動があるときはこのような位置関係は徐々にずれていく。衛星 1, 3 は軌道傾斜角 i 、衛星 2, 4 は $i \pm \Delta i$ となる (i : フォーメーション重心の軌道傾斜角, $\Delta i = (\sqrt{3}/2)(f_r/F_R)$)。

レコード盤軌道 レコード盤軌道とは、 Σ_c で $z = \pm\sqrt{3}x$ の平面を指す。 z 軸は軌道面外方向、 x 軸は動径方向にと

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会

平成 16 年 3 月 31 日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

第5図 Σ_c 上で各方向運動が一周回する間に、衛星が地球周りを回る角度 (周回角度)

衛星4について、 Σ_c 上 z 方向振動が一周回るときに、地球周りを赤道面から余分に β だけ回転する。衛星2についても Δi を $-\Delta i$ と置き換えることで同様に求めることができ、同じく地球の周りを余分に β だけ回転する。

3.3 $\Delta\omega$ による隊形の変化 Σ_c の x 方向は半径方向を示す。軌道の近地点では $\Sigma_c x$ 座標は最小値、遠地点では最大値をとる。即ち、近地点引数の摂動はそのまま $\Sigma_c x$ 方向の振動数の変化を示す。 $\Delta\omega (> 0)$ が存在すると、 x が最小値から最小値まで一周するのに $\Delta\omega$ だけ余分に移動しなければならない、衛星の $\Sigma_c x$ 方向の振動数が小さくなってしまう。

3.4 隊形変化のまとめ 以上より、次のようなことが言える。

1. $\Delta\Omega$ の差により、軌道傾斜角 i が微小に異なる衛星の Σ_c 上 z 軸方向の振幅と振動数が変化する。 $\Delta\Omega$ の差は、2次の微小量ではあるが、 Δi を分母に含んだ計算を経ることで、1次の微小量として表面化する。

2. $\Delta\omega$ により、衛星の $\Sigma_c x$ 軸方向の振動数が変化する。 y 軸方向は x 軸方向と同期しているので、同時に y 軸方向の振動数も変化する。

これらから、 Σ_c において、 z 軸方向振動数 (振幅) と xy 方向振動数が異なるために Σ_c 上の衛星軌道が変形することが、フォーメーションを崩す大きな要因として浮かび上がってきた。

これらを定量的に表現する。衛星が地球を一周して赤道面から赤道面まで地球を回る角度を θ_z とする。 Σ_c における各方向の運動が一周回する間に、 Σ_i 上衛星が地球を回る角度は次のように表現される (これを Σ_i における衛星の角速度 n で割ると、 Σ_c における運動の周期となる)。

- 1) 軌道傾斜角が i の衛星 (衛星1, 3) z 方向運動: θ_z
- 2) 軌道傾斜角が $i + \Delta i$ の衛星 (衛星2, 4) z 方向運動: $\theta_z + \beta$
- 3) 全衛星 xy 方向運動: $\theta_z + \Delta\omega$

Σ_c での運動一周回の、 Σ_i における地球周りの回転角度を「周回角度」と命名する。周回角度が異なると、第5図のように Σ_c 上での振動数が各軸方向の角速度が異なること

第6図 Σ_c 上 z - y 変化 (高度 500 km, 隊形半径 1 km, 軌道傾斜角 30 度)

第7図 Σ_c 上 z 軸方向と xy 方向の振動数が異なることによる隊形の変形

を意味する。つまり、この周回角度は、 Σ_c での各軸の運動の、振動数あるいは角速度の目安となる。

このフォーメーションの崩れを数値シミュレーションで検証しよう。ここでは J2 摂動のみを考慮しているが、近似は用いず、地球中心座標系で厳密にシミュレーションしている。第6図は、ある衛星の Σ_c 上 yz 平面での軌跡を示している (高度 500 km, 隊形半径 1 km, 軌道傾斜角 30 度, 50 万秒, 外乱は J2 摂動のみ, 無制御)。 z 方向と y 方向の位相が徐々にずれていることから、確かに振動数が異なっていることで、 Σ_c における軌道が変形していることが分かる。

つまり、振動数が異なっていると、第7図のように、円形を保っていた隊形が、楕円形に変形するのである。

3.5 制御の基本方針の導出 以上の幾何学的解析から、フォーメーションを維持する方針として、「 Σ_c における衛星軌道の、 xy 方向運動の振動数と z 方向運動の振動数を一致させる」という必要条件が見えてきた。そこで、次のような2種類の制御方法を提案する。

制御法1: 周回角度を θ_z に統一 すべての衛星について $\Delta\Omega$ を一致させ、 $\Delta\omega$ を 0 にする。即ち、衛星1, 3の z 方向運動振動に合わせる。

制御法2: 周回角度を $\theta_z + \Delta\omega$ に統一 すべての衛星について、 z 方向振動数を xy 平面の振動数に一致させる。

4. 制御法1: 周回角度 θ_z に統一

軌道要素に注目し, $\Delta\Omega$, $\Delta\omega$ を補正する制御を行う. $\Delta\Omega$ を一致させ, $\Delta\omega$ が0となる「仮想的なJ2摂動力」を考え, その「仮想的摂動力」と「実際の摂動力」の差を制御力で埋めるという考え方で制御則を導く.

4.1 $\Delta\Omega$ を一致させる制御 衛星1, 3, 衛星2, 衛星4で軌道傾斜角が異なるので, 式(7)から分かるように, $\Delta\Omega$ も異なってしまう. しかし, 式(5)から, $\Delta\Omega$ は軌道面垂直方向の力 a_b に比例することが分かる. 衛星4, 2に関してのみ, 摂動力 a_b の大きさが $\cos i / (\cos i \pm \Delta i)$ 倍になるように制御すればよい.

4.2 $\Delta\omega$ を0にする制御 式(1), (2), (3)に倣って, 次のような仮想的な摂動外力を考える.

$$\hat{a}_r = \frac{\delta}{r^{4-k} p^k} 3 \sin^2 i \sin^2 u - \frac{\delta}{r^{4-l} p^l} \quad (10)$$

$$\hat{a}_n = -\frac{\delta}{r^{4-m} p^m} \sin^2 i \sin 2u \quad (11)$$

$$\hat{a}_b = \frac{\delta}{r^{4-n} p^n} \sin 2i \sin u \quad (12)$$

(l, m, n : 定数)

すると, 近地点引数の一周回の摂動は次のようになる.

$$\Delta\omega = \frac{\delta\pi}{\mu_e p^2} \left\{ \frac{3}{2} \left(\frac{2m}{3} - \frac{k}{2} \right) \sin^2 i \cos 2\omega + \frac{3k}{2} \sin^2 i - l + (5 \cos^2 i - 1) \right\} \quad (13)$$

衛星1, 3に関しては $\omega = 180^\circ, 0^\circ$ より $\cos 2\omega = 1$, 衛星2, 4に関しては $\omega = 90^\circ, 270^\circ$ より $\cos 2\omega = -1$ に注意する. 式(13)=0の条件のもと, 消費燃料が最小になるよう k, m, l を選ぶ (n は $\Delta\omega$ に影響を及ぼさないので $n=0$ とする).

このようにして決定した k, m, l, n に対して, 実際の摂動力(式(1), (2), (3))が, 仮想的な摂動力(式(10), (11), (12))になるように制御力を加えればよい.

4.3 シミュレーション結果 軌道半径 6878 km, 軌道高度 500 km, 隊形半径 1 km, $Isp = 150$ s の条件のもとで, 各衛星の年間の消費燃料(全衛星重量に対する消費燃

料の割合%)とフォーメーション重心の軌道傾斜角 i との関係性を求めたところ, 第8図のようになった. なお, 以降のシミュレーションでは, J2摂動以外にもJ3, 空気抵抗などの摂動も含むが, 制御誤差, 観測誤差のようなランダムノイズは含まない. ただ, 実際にはJ2が桁違いに大きく, J2の影響のみが表面化している.

衛星1, 3, および衛星2, 4はそれぞれ消費燃料がほぼ一致し, グラフ上では重なって見える. 衛星1, 3に関しては, 軌道傾斜角 63度, 64度付近で最小値を取り, 近地点引数の摂動の大きさにほぼ比例することが分かる. また, 軌道傾斜角が小さいところでは衛星2, 4の軌道面垂直方向の制御力が小さく, すべての衛星で消費燃料が一致しているのに対し, 軌道傾斜角が大きくなると軌道面垂直方向の制御量が大きくなるので, 衛星2, 4と衛星1, 3の消費燃料の差が開いてくるのが分かる.

5. 制御法2: 周回角度 $\theta_z + \Delta\omega$ に統一

ここでは, すべての衛星に共通の「 xy 平面の振動数」に, 「 z 方向の振動数」を同期させることとする (z 方向の振動数は, 3.2.2における β が存在するため, 衛星1, 3と衛星2, 4で異なる).

5.1 制御法 軌道要素の代わりに Σ_c 上での衛星の運動に注目し, 制御則を導く. CW軸 zy 平面において z 方向運動を補正することを考える. 振動数の差により z 方向と xy 方向の位相がずれてしまった場合, 理想的な zy 平面楕円軌跡と交わったところで, 理想的な楕円に沿うように z 方向の速度を補正する(第9図参照).

レコード盤として, $z = +\sqrt{3}x$ を考えているため, x の値から理想的な z 座標 z_{ideal} , x の速度から理想的な z 方向速度 $v_{z_{ideal}}$ を得ることができる. 実際の z 座標を z_{real} , z 方向速度を $v_{z_{real}}$ とする. ここで,

$$dz = z_{real} - z_{ideal} \quad (14)$$

$$dvz = v_{z_{real}} - v_{z_{ideal}} \quad (15)$$

とする. dz の絶対値がある一定値(許容範囲)を超えたことをきっかけとし, $dz = 0$ のときに速度 $-dvz$ を与えることで衛星 z 方向運動を xy 平面運動に同期させる.

第8図 シミュレーションによる, 年間消費燃料(対衛星重量%)

第9図 CW軸における, z 方向 feedback 制御

第10図 feedback 制御での、軌道傾斜角-年間必要燃料 (対衛星重量比%) グラフ (10 万秒での消費燃料から $I_{sp} = 150s$ として計算)

5.2 シミュレーション結果1 軌道半径 6878 km, 軌道高度 500 km, 隊形半径 1 km, $I_{sp} = 150s$ の条件のもとで、各衛星の年間の消費燃料 (全衛星重量に対する消費燃料の割合%) とフォーメーション全体 (重心) 軌道傾斜角 i との関係求めたところ、第10図のようになった。図より、衛星1,3と衛星2,4とで燃料消費の傾向がかなり異なることが分かる。

5.3 シミュレーション結果2 今回のフィードバック制御を軌道要素で表現すると、近地点 (xy 平面の振動) はまったく制御せず、近地点に合わせて昇交点赤経と軌道傾斜角 (軌道面垂直方向にかかわる要素) を補正していることとなる。即ち、近地点引数の変化に合わせて軌道傾斜角も変化しているのである。

例えば、衛星1の初期軌道の近地点が90度ずれた場合、衛星4の初期軌道に相当する。このとき、衛星1の軌道傾斜角は衛星4の初期軌道傾斜角 $i + \Delta i$ となる。さらに近地点引数が90度ずれると、衛星1の軌道は衛星3の初期軌道になり、軌道傾斜角は i に、さらに軌道傾斜角が90度ずれると、衛星2の初期軌道になり、軌道傾斜角は $i - \Delta i$ となる。このように、制御法2を行うと、各衛星はお互いの初期軌道を順にとり、第10図の2つの消費燃料のパターンも順にとることとなる。長時間にわたってシミュレーションした場合、すべての衛星で消費燃料が一致する。

5.2と同じ条件で (ただし、軌道傾斜角は5度ごと)、十分長い時間にわたってシミュレーションし、その結果から年間の消費燃料を求めたのが第11図である。

第11図を見ると、すべての衛星で同じような燃料消費傾向を示すことが分かる。この事実は単純なように見えるが、すべての衛星で消費燃料を一致させることは同様の衛星を複数打ち上げるフォーメーションフライトでは極めて重要なことである。また、この燃料消費傾向は、第10図の2つの消費燃料のパターンの平均ともなっている。

6. 消費燃料と周回角度の関係

隊形が変化する要因が、 Σ_c における各方向の振動数の差であるならば、制御用の燃料消費量も振動数の差が関係すると思われる。ここではその仮説を検証する。

第11図 長時間シミュレーション結果 (軌道傾斜角と年間必要燃料 (対衛星重量比%) グラフ)

第12図 $|5 \cos^2 i - 1|$ と $\sqrt{(2 \sin^2 i)^2 + (5 \cos^2 i - 1)^2}$

6.1 制御法1に関して 制御法1に関しては、 Σ_c における運動を、周回角度 θ_z に合わせている。その調整量は、周回角度で換算すると各衛星に関して以下のように表される。

衛星1,3 xy 方向の周回角度補正

$$\Delta\omega = \frac{3}{2}\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} (5 \cos^2 i - 1) \quad (16)$$

衛星2,4 z 方向の周回角度補正

$$\beta = 3\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} \sin^2 i \quad (17)$$

衛星2,4 xy 方向の周回角度補正

$$\Delta\omega = \frac{3}{2}\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} (5 \cos^2 i - 1) \quad (18)$$

衛星1,3に関しては式(16)の $(5 \cos^2 i - 1)$ の絶対値を、衛星2,4に関しては、式(17), (18)から $\sqrt{(2 \sin^2 i)^2 + (5 \cos^2 i - 1)^2}$ を比較すると、第12図のようになる。

第12図に、 $|5 \cos^2 i - 1|$ と $\sqrt{(2 \sin^2 i)^2 + (5 \cos^2 i - 1)^2}$ を示しているが、第8図と比較してみると、軌道傾斜角が小さいとき (< 40 度) を除いて、傾向が一致している。

6.2 制御法2に関して 制御法2に関しては、 Σ_{cz} 方向の運動を、 xy 方向に合わせるため、衛星1~4において

補正する周回角度は以下のように表される．

衛星 1, 3 z 方向の周回角度補正

$$\Delta\omega = \frac{3}{2}\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} (5\cos^2 i - 1) \quad (19)$$

衛星 2, 4 z 方向の周回角度補正

$$\begin{aligned} \Delta\omega - \beta &= \frac{3}{2}\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} (5\cos^2 i - 1) - 3\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} \sin^2 i \\ &= \frac{3}{2}\pi J_2 \frac{R_e^2}{p^2} (7\cos^2 i - 3) \end{aligned} \quad (20)$$

燃料消費傾向を見るために、式 (19) の $(5\cos^2 i - 1)$ の絶対値と、式 (20) の $(7\cos^2 i - 3)$ の絶対値を比較する．

第 13 図に、 $|5\cos^2 i - 1|$ と $|7\cos^2 i - 3|$ を示しているが、第 10 図と比較してみると、傾向が一致している．第 10 図における衛星間の燃料消費の差は、 z 方向運動と xy 平面運動の振動のずれの大きさに起因するものと分かる．

6.3 まとめ 以上の考察から、 Σ_c における振動数の補正量と、消費燃料が密接に関係していることが分かる．ただ、例えば制御法 1 における第 12 図と、第 8 図の比較では、定性的には傾向が一致しているものの、定量的に完全に一致しているとは言いがたい．一方、第 13 図と、第 10 図の比較では、定量的にも比較的良好に一致している．この不一致には、次のような仮説が立てられる．

フィードバック的かフィードフォワード的か：制御法 2 が「ずれたら修正する」というフィードバック制御であり、フォーメーションのずれと燃料消費が直接的な関係を持つものに対し、制御法 1 が「 $\Delta\omega, \Delta\Omega$ を調整しフォーメーションがずれないようにする」というフィードフォワード的な制御法である． $\Delta\omega, \Delta\Omega$ を介しているため、傾向は一致するものの、フォーメーションのずれの量が直接燃料消費につながらない可能性がある．

z 方向運動を補正するか、 xy 平面運動を補正するか：制御法 2 は、 xy 平面運動はそのままに単振動である z 方向運動を補正している．単振動を補正する場合、その位相の修正量はそのまま速度の修正量、即ち必要な力積、燃料となる（ただし、位相の修正量が比較的小さいとき）．一方、制御法 1 は、主に $\Delta\Omega$ を修正するため、複雑に

カップリングしている xy 平面運動を修正することになる．よって、周波数のずれが単純に燃料消費につながらない可能性がある．

これらの仮説については、数学的、解析的な研究により説明ができると思われる．今後の課題として残しておく．

7. 制御法の比較

衛星を長期間運用する場合、一定時間後に各衛星の役割、場所を交代させることで衛星の消費燃料を人為的に均等化することができる．よって、制御法 1、制御法 2 を比較するとき、単純にそれぞれの制御法における全衛星消費燃料の平均を比較することにする（第 14 図参照）．

一方、 $|5\cos^2 i - 1|$ と $\sqrt{(2\sin^2 i)^2 + (5\cos^2 i - 1)^2}$ の平均（制御法 1 に対応）、 $|5\cos^2 i - 1|$ と $|7\cos^2 i - 3|$ の平均（制御法 2 に対応）を単純に比較した（第 15 図参照）．これらを見ると、制御法 1 の軌道傾斜角が小さい部分を除き、傾向が一致している．

第 14 図より、軌道傾斜角に応じて次のように制御法を選択するのが望ましい．

1. 軌道傾斜角 0～43 度までは、制御法 1 のほうが平均消費燃料が少ない．制御法 1 を採用．
2. 軌道傾斜角 43～62 度までは、制御法 2 のほうが平均消費燃料が少ない．制御法 2 を採用．

第 14 図 フィードフォワード制御とフィードバック制御の全衛星平均消費燃料比較

第 13 図 $|5\cos^2 i - 1|$ と $|7\cos^2 i - 3|$

第 15 図 $|5\cos^2 i - 1|$ と $\sqrt{(2\sin^2 i)^2 + (5\cos^2 i - 1)^2}$ の平均（制御法 1 に対応）、 $|5\cos^2 i - 1|$ と $|7\cos^2 i - 3|$ の平均（制御法 2 に対応）比較

3. 軌道傾斜角 $62 \sim 90$ 度までは、平均消費燃料のみを比較すると制御法 1 のほうが若干よいが、制御法 1 では衛星の消費燃料を均等化する制御が必要である。このことを考慮すると、どちらを採用してもよいと思われる。

8. 結論と今後の課題

(1) J2 摂動に関して：J2 摂動の影響を、幾何学的数学的に解析することに成功した。 Σ_c における、 z 方向運動、 xy 平面運動の振動数 (周回角度) が異なることにより、フォーメーションが変形することを突き止めた。

(2) 周回角度と消費燃料の関係： Σ_c 上での振動数補正、つまり周回角度の補正量と、消費燃料が密接に関係していることが分かった。制御法によって傾向が一致しない部分もあるが、消費燃料は補正量そのものに比例する。今後、よりよい制御法を導く上で、周回角度補正量を踏まえた考え方が非常に有用であることが分かった。

(3) 消費燃料に関して：シミュレーション、結果、考察、解析の一連の流れから、宇宙空間におけるフォーメーション維持のための燃料消費量を、現実的な範囲 (年間に衛星質量の 5% ほど) に抑えられる制御法が生成できた。また、本論文では $I_{sp} = 150$ s と固定して年間消費燃料 (衛星の重量に対する必要燃料の割合) を求めているが、キセノン原子を燃料とするイオン推進器 ($I_{sp} = 1300$ s) などの推進器を用いることでより消費燃料を抑えることができる。今後のフォーメーションフライトの可能性を示すことができた。

(4) 軌道傾斜角に関して：同じフォーメーションであっても、軌道傾斜角によって必要燃料が大きく異なることが分かった。ミッション要求にもよるが、軌道傾斜角 40 度から 70 度付近でのフォーメーション維持が消費燃料が少なくすむ。

以下に今後の課題をいくつか挙げる。

誤差の考慮：本研究では、制御誤差や観測誤差などを考慮していない。より現実に近い状態をシミュレートするにはこれらの誤差を考慮する必要がある。

理論的な証明：本論文で扱った制御は、多くの制御法の中の 1 つの制御法を扱ったに過ぎず、最良であるという理論的証明は行っていない。理論的な最適制御法、最小消費燃料の算出が重要になる。

制御法 1 の解析：制御法 1 の軌道傾斜角が小さい部分は、周回角度補正量から推定される燃料消費量よりも少ない。6.3 に挙げた仮説も含め、この理由を解明することで、理論的に最適な制御法を求められる可能性がある。

参考文献

- 1) Nakasuka, S., Kawakatsu, Y., Ninomiya, T., Fujiwara, T. and Nagamura, T.: Study on the Relative Motion and Orbit Design for Clustered Satellites, Proceedings of the 4th ISAS Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics, A-15, 1994.
- 2) 金色一賢：自律分散システムに基づく多数機小型衛星のフォーメーションフライング手法，東京大学工学部航空宇宙工科学士論文，2000。
- 3) Sabol, C., Burns, R. and McLaughlin, C.: Satellite Formation Flying Design and Evolution, AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, AAS 99-121, 1999.
- 4) Swinburne, B., Davidson, M. and Kemble, S.: Control of Close Formations in Low Earth Orbit, 52nd International Astronautical Congress, IAF-01-A.7.03, 2001.
- 5) Vadali, S. R., Schaub, H. and Alfriend, K. T.: Initial Conditions and Fuel-Optimal Control for Formation Flying of Satellites, Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Portland, OR, Paper No. AIAA 99-4265, 1999.
- 6) Sedwick, R. J., Miller, D. W. and Kong, E. M. C.: Mitigation of Differential Perturbations in Formation Flying Satellites Clusters, J. Astronaut. Sci., **47** (1999), pp. 309-331.
- 7) 富田信之：宇宙システム入門 (Introduction to Space System Dynamics) —ロケット・人工衛星の運動，東京大学出版会，東京，1993.