静止衛星上での監視にもとづくニアミス回避について^{*1}Geostationary Satellite Near-Miss Avoidance
Using On-Board Monitoring川 瀬 成 一 郎^{*2}

Sei-ichiro KAWASE

Key Words : Geosynchronous Satellite, On-Board Angle Tracking, Orbit Determination

Abstract : In this paper we discuss the use of a monitoring camera on board a satellite to detect unknown satellites coming so close as to cause collision risk. We assume that a camera on board our satellite tracks direction angles of an unknown target satellite and try simulations of determining the target's trajectory relative to our satellite. Simulations show that we cannot determine uniquely the target's trajectory, while showing that we can decide whether we need a collision avoidance maneuver and can determine its strategy when we need it. The on-board camera does not need precise alignment, as the bias in direction angles can be estimated as an unknown parameter. On-board monitoring can thus be practical for orbital risk avoidance.

1. は じ め に

衛星通信の世界的な普及にともない、新しい通信衛星が次々と静止軌道に投入されて、軌道が混雑するようになった。静止軌道の利用に関しては取り決めが設けられていて、どの衛星も軌道上で存在してよい経度の範囲を固有に割り当てられ、そこから出ないように保つ。これにより軌道の利用には秩序が保たれてきた。しかしながら軌道の混雑がすすんでいけば、衛星どうしが接近しすぎることへの懸念が生じる¹⁾。第1図はそれに類する事例のひとつを示すもので、静止衛星の軌道位置を測定する電波干渉計²⁾を試験していたところ、2衛星の経度が重なるように動くのが見られた。こういう事例が起きる背景としては、同じ経度範囲に複数の衛星が割り当てられていて、衛星は互いに間隔を保つように協調して管制するはずであったがうまく協調できていないか、もしくは衝突の危険は少ないと見なして協調なしに管制している、という状況が考えられる。あるいは別の経度にあった衛星が、何らかの事情でドリフトして来たという状況も考えられる。2衛星の経度が重なりあっても、緯度や半径に間隔があれば衝突には至らないから、必ずしも第1図のような事例がただちに重大な危険を招くとはいえない。しかし何らかの危険があることは疑いなく、そのような危険は今後、軌道の混雑が進むにつれて増していくと考えなければならない。

いま、我々の衛星の近くに未知の衛星があつて、それが接近してくる懸念があるという場面を考えよう。接近の危険度を知るためには未知衛星の軌道情報を収集する必要がある

るが、未知な衛星に対する追跡はパッシブでなければならない。パッシブな追跡として光学観測が考えられるが、地上で行う光学観測は夜間の晴天時のみという制約があるから、危険に備えて常時おこなうべき監視には必ずしも適さない。そこで、光学観測用の機器を我々の衛星上に設けて監視を行うことが考えられる。このように衛星上でおこなう監視について、本報告では検討することとした。

衛星上に設けた光学観測機器についてはすでに実例がある。そのひとつは高度 900 km の軌道にある衛星上に設けたもので、約 40000 km の遠方にある静止衛星をターゲットとするために口径 15 cm、長さ 45 cm の望遠鏡を主体とし、視野は 1.4 度 × 6.6 度とされた³⁾。ほかに例として展開監視カメラというものがあり、それは軌道上で通信衛星等が大型のアンテナや太陽電池パネルを展開するさいに展開の動作を衛星上にて確認するものである。一例として、カメラ一式を最大辺長 18 cm のサイズに収めながら、全周 360 度 × 垂直 50 度という広視野を実現したものが報告されている⁴⁾。我々が考えている監視では視野が広いことが望ましく、もし第1図に即していうならターゲットは約 100 km の距離から至近距離までの範囲にある。よって上記の実例のなかでは、展開監視カメラのほうが我々の目的に近い。もしも、衛星上での展開監視が終わった後、おなじカメラを今度は周囲の未知衛星の監視に使えるように設計できたとすれば、監視カメラを無駄なく利用できることになる。本報告では、このようにして衛星上に設けた監視カメラを用いることを想定した。

以下の本論では、衛星上の監視カメラを用いて未知衛星の軌跡を推定することの可能性を検討する。推定の精度を調べ、それが衝突の予測と回避に役立つかどうかを検討する。検討は軌跡推定のシミュレーションにもとづいておこ

^{*1} © 2010 日本航空宇宙学会
平成 21 年 4 月 7 日原稿受付
^{*2} 情報通信研究機構

第1図 静止衛星の経度接近事例

なうもので、以下、シミュレーションの方法と手順、および結果の解釈について述べる。

2. 運動と観測のモデル

第2図において、我々の衛星はOにあり、その近くに未知の衛星Uがあるとす。原点をOとする座標軸 L, R, Z を用いてUの位置を表す。 L 軸はO点における静止軌道の接線、 R 軸は地球中心からOに至る半径に、 Z 軸は北方向にそれぞれ沿う。

衛星Oに設けた監視カメラは、Uの方向角度を観測する。そのモデルとしてここでは、Oから見たUの方向を角度 a, e で表す。角度 a は、 $Z-L$ 面からのUの離角を Z 軸まわりに計り、角度 e は、 $L-R$ 面からのUの離角を R 軸まわりに計る。理論上は、カメラがとらえた衛星像の大きさや明るさにもとづいて、距離OUを割り出すことも考えられよう。しかし実際にそれが可能になるのは未知衛星が十分に近づいたときだから、それまで待つのは危険を事前に知るための監視という主旨にそむく。よってここでは方向角度の観測だけを考える。

観測値 a, e の精度を決める要因としては、観測機器に固有の精度と、衛星の姿勢の精度とが考えられる。通信衛星の姿勢精度が近い将来に大きく変わることは考えにくい、撮像デバイスの技術進展は速いことを考えると、観測精度を制限するのは衛星の姿勢精度であろう。通信衛星の姿勢精度は一般に、ピッチ・ロール軸とヨー軸とで異なり、後者のほうが誤差が大きく、標準的な例では0.7度とされている⁵⁾。ただしそれは姿勢を一定に保持する制御の誤差であって、姿勢決定の誤差はそれに比べてファクタないし1オーダー小さい場合がある。姿勢の誤差にともなって方向観測に誤差が生じたとき、それは姿勢決定を参照すれば補正できるから、観測誤差は姿勢決定誤差に相当する。ここでは、シミュレーションのためのひとつの仮定として、方向角度の観測誤差レベルを0.2度と置く。監視カメラの視野は、通信衛星にそなわる大型のアンテナや太陽電池パネルによって妨げられる可能性がある。妨げられる度合いは衛星によって異なり得るので、一般的なモデルは立てられない。ここでは検討の第一歩として、視野の妨げは考慮に入れないものとする。

第2図 2衛星の位置関係
Nは地球の北極。

第3図 軌跡の拡大縮小関係

衛星OとUが互いに近い位置にあって、しかも両衛星とも軌道制御をしないとすると、Uの運動は線形近似にもとづく次の方程式に従う⁶⁾。

$$\left. \begin{aligned} R'' + 2L' - 3R &= 0 \\ L'' + 2R' &= 0 \\ Z'' + Z &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここで $(\quad)'$ は $d(\quad)/ds$ を表し、 s は時間の経過を地球の自転角度（ラジアン）によって計る。方程式(1)のひとつの解を $L(s), R(s), Z(s)$ とすると、これに任意の係数 k を掛けた $kL(s), kR(s), kZ(s)$ も、おなじく方程式の解になる。解が表す軌跡を図形として第3図に描き、ひとつの軌跡(1)に係数を掛けて拡大した軌跡を(2)とする。軌跡(1)と軌跡(2)は、Oを中心として互いに拡大縮小した関係にある。衛星Uが軌跡(1)にある場合と、軌跡(2)にある場合を比べると、OからUを見る方向角度に違いはない。よって方向角度をどれだけ観測しても、(1)と(2)のように拡大縮小の関係にある軌跡を見分けることができない。

ではUの軌跡推定はまったく不可能かという、必ずしもそうではない。いま、UはOに衝突する軌跡にあるとしよう。その軌跡を例えば $L-R$ 面に投影したものを、第4図のAにおいて(1)とする。それと拡大縮小関係にある(2)においても、衝突という特性は変わらない。次にUは、第4図のBにおいて非衝突の軌跡(1)にあったとすると、(1)と拡大縮小関係にある軌跡(2)においても、非衝突という特性は変わらない。よって理論上は、方向角度の観測にもとづいて衝突の発生の有無を判断できるはずである。実際上は、UがOに最も接近したときに、どういう精度で位置

第 4 図 衝突軌跡と非衝突軌跡

を推定できるかが問題になる．それを調べるために，推定の方法を具体的に定め，衛星 U が進入してくる軌跡を想定して，推定のシミュレーションを以下のようにおこなう．

3. 軌跡推定の方法

衝突の危険を予測するという目的から，軌跡の推定はリアルタイムにおこなうのがよい．ここでは方向角度の観測からカルマンフィルタによって未知衛星の軌跡を推定することを考える．そしてフィルタに現れる状態共分散行列をみることで，推定精度を調べることにする．

推定すべき状態ベクトルを次のようにおく．

$$\mathbf{x} = (L, R, Z, L', R', Z', A, E, S)^T$$

ここで A, E は，観測された角度 a, e にそれぞれ含まれ得るバイアス値を表す． S は衛星に働く太陽輻射圧力の効果を表すパラメータで，2 衛星について差分的に表している．すなわち衛星 O に働く太陽輻射圧力を基準として，相対的に U に働く太陽輻射圧力を S によって表す．このような差分的な表現は，運動方程式 (1) が線形であることから許される．このほかに静止衛星に働く摂動としては月・太陽の引力，地球のポテンシャルがあるが，これらについては，近接する 2 衛星に働く力は共通であるから 2 衛星の相対的な運動に影響を与えないと見なして，ここでは考慮に入れない．

状態ベクトル $\mathbf{x}$ が，時刻 s_1 における $\mathbf{x}_1$ から，時刻 s_2 における $\mathbf{x}_2$ に遷移する法則を次のように記す．

$$\mathbf{x}_2 = \Phi(s_2, s_1) \mathbf{x}_1$$

ここで Φ は 9×9 の遷移行列で，次のように構成される．

$$\Phi(s_2, s_1) = \begin{pmatrix} \Phi_K(s_2 - s_1) & & \Phi_S(s) \\ & 1 & \\ & & 1 & \\ & & & 1 \end{pmatrix} \quad (2)$$

ただし行列内の空白か所は零を表す．部分行列 Φ_K は 2 体問題による軌道運動を表すもので，方程式 (1) から次のように導かれる⁶⁾．

$$\Phi_K(s) = \begin{pmatrix} 1 & 6s - 6\sin s & 0 & 4\sin s - 3s & 2 - 2\cos s & 0 \\ 0 & 4 - 3\cos s & 0 & 2\cos s - 2 & \sin s & 0 \\ 0 & 0 & \cos s & 0 & 0 & \sin s \\ 0 & 6 - 6\cos s & 0 & 4\cos s - 3 & 2\sin s & 0 \\ 0 & 3\sin s & 0 & -2\sin s & \cos s & 0 \\ 0 & 0 & -\sin s & 0 & 0 & \cos s \end{pmatrix} \quad (3)$$

部分行列 Φ_S は，太陽輻射圧力の効果を表すもので，次のように設定する．太陽は $L-R$ 面上にあって，その方向はシミュレーションのあいだ変わらないものと仮定する．時間 s の経過につれて， $L-R$ 座標系は慣性空間のなかで回転するから， $L-R$ 面上で太陽が見える方向は逆むきに回転し，それを単位ベクトルで書けば $(\cos(-s), \sin(-s))$ のようになる．よって太陽光が衛星 U を押す力は， $-\cos s, \sin s$ にそれぞれ比例する L, R 成分をもつ．時刻 s_1 から時刻 s_2 への刻み幅は小さいとすると，その間に太陽光に押されることによって速度の L, R 成分にそれぞれ $-\cos s, \sin s$ に比例した増分が生じる．対応して状態ベクトルには

$$\Delta \mathbf{x} = (0 \ 0 \ 0 \ -S \cos s \ S \sin s \ 0 \ 0 \ 0)^T \quad (4)$$

という増分が加算されることになる（ただし s は s_1 と s_2 の中点にとる）．係数 S は速度増分の大きさを表しているが，時刻の刻み幅を一定にとるものとすれば， S も一定とおいてよい．そこで (2) 式において

$$\Phi_S = (0 \ 0 \ 0 \ -\cos s \ \sin s \ 0)^T$$

とおけば，(4) 式による加算分を考慮に入れたことになる．状態ベクトル中のパラメータ A, E, S はどれも，シミュレーションの期間を通じて変わらないはずだから，遷移行列 (2) において (7, 7) 要素，(8, 8) 要素，(9, 9) 要素を 1 とおく．

方向角度の観測モデルは

$$\begin{aligned} a &= \tan^{-1} R/L + A \\ e &= \tan^{-1} Z/L + E \end{aligned}$$

と書かれ，対応して観測行列は次のように算出される．

$$\begin{aligned} H &= \begin{pmatrix} \partial a / \partial \mathbf{x} \\ \partial e / \partial \mathbf{x} \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} \frac{-R}{L^2 + R^2} & \frac{L}{L^2 + R^2} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \frac{-Z}{L^2 + Z^2} & 0 & \frac{L}{L^2 + Z^2} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \end{aligned}$$

以上に定めた状態遷移行列，観測モデル，観測行列を用いて，観測値 a, e から状態ベクトル $\mathbf{x}$ を推定するフィルタを構成する．

4. 推定のシミュレーション

衛星 U が O に向かって進入してきて衝突に至る軌跡を，一例として第 5 図のように想定する．これは第 1 図の例に

第5図 進入軌跡の一例

見られたように、経度が周期的に変化しながら接近してくる場合に相当し、あわせて南北にも周期変化をともなうような軌跡を運動法則 (3) を用いて生成した。この軌跡にもとづいて観測値 a, e を 1 時間ごとに生成し、推定フィルタに入力することでシミュレーションをおこなう。観測値の生成にさいしては、U に働く太陽輻射圧力を零とおき、観測値 a, e のノイズとバイアスも零とした。そして、推定された軌跡が上記の想定軌跡に一致し、かつ推定パラメータ A, E, S が零に収束することをもってフィルタの動作を確認しながら、U の位置の共分散誤差を評価することとした。

観測と推定のプロセスについては次のように想定する。第5図において、進入してきた衛星 U を見つけた後、それが A 点を通じたときに観測を開始して推定フィルタを起動する。その後、観測を 1 時間ごとにおこなうたびに軌跡をリアルタイムに推定していくが、U が O に至る時刻から 12 時間前の時点（第5図では B 点）に来たときに、それから先の軌跡を一括して予測する。つまり、最接近より 12 時間前の時点において衝突の可能性を見きわめ、回避行動の可否を判断するものと想定した。

フィルタを起動するさいには状態ベクトル x に初期値を与えなければならないが、未知衛星 U の位置や速度について事前の情報はない。そこで初期位置としては、仮想的に U が L 軸上の 20 km, 40 km, 60 km の各点にある場合を想定し、初期速度は零とおく。これらにそれぞれ対応する初期ベクトルを作り、3 とおりのフィルタリングを実行する。パラメータ A, E, S の初期値にはそれぞれ 1 deg , 1 deg , $0.01 \text{ m}^2/\text{kg}$ を与えた。フィルタの起動のさいには、あわせて状態共分散行列にも初期値を与える必要があるが、事前の情報はないことを表すために行列の対角要素に大きい値を与える。具体的には位置の 3 成分に $(1000 \text{ km})^2$ を、速度の 3 成分に $(1000 \text{ km/day})^2$ を与えた。観測量 a, e の誤差共分散行列に関しては、2 節での考察にもとづいて、 $(0.2 \text{ deg})^2$ を対角要素に与えた。

以上の諸条件によるシミュレーションの結果、推定され

第6図 推定軌跡と誤差楕円

た軌跡を第6図に示す。推定軌跡は O に衝突することを再現して、しかもパラメータ A, E, S はどれも 0.001 以内に収束したことからフィルタの動作は正しいと確認した。図示の軌跡は衝突の 18 時間前より以降について表示したもので、軌跡の上には位置の誤差範囲を表す楕円を重ねて描いてある。誤差楕円は状態共分散行列の位置成分要素にもとづいて描いたもので、U の位置が 95% の確率で存在する範囲を表す。

パラメータ A, E が正しく収束したことから、角度観測のバイアスを推定できることがわかったが、このことは注目値にする。衛星上に監視カメラを取り付けるさいに、取り付け角に誤差があれば何らかの観測バイアスを生じる。そのバイアスを推定できるのなら、カメラの取り付け精度への要求が緩和されるので、実際上の意味が大きい。

第6図に描く推定軌跡は、前記の初期位置を L 軸上のどこにとるかに対応して拡大または縮小される関係にあって、それは第4図の A において (1) と (2) の関係から予想されるとおりに現れた。そのように現れるのは必ずしも自明ではなく、シミュレーションによって確認されたものと見なければならない。なぜなら、状態ベクトルは余分な推定パラメータ A, E, S を含み、しかも第5図の B 点より以降は観測をともなわない予測となっているからである。

第6図に現れた誤差楕円については、以下のように解釈するのがよい。推定軌跡は互いに拡大縮小される関係にあるが、誤差楕円の形もまた同じ拡大縮小の関係に従う。前記で想定した初期位置は、単に仮想的においたものであったが、実際には初期位置を数十 km きざみでラフに見積もることが可能な場合がある。例えば監視カメラが U を捉えた時点で、カメラの感度にてらしておおまかな位置を割り出すことが考えられる。その結果、ここでは初期位置が L 軸上の 20 km から 60 km までの区間のどこかにあると

第 7 図 推定軌跡と誤差楕円

見積もられたとしよう．すると対応して第 6 図では，例えば①から②の位置まで誤差楕円が連続的に動いて覆う細長いエリアが，U の位置の誤差範囲を表す．これを誤差エリアと呼ぶことにすると，時間が経過するにつれて誤差エリアは，例えば③-④のように縮小し，O 点にむかうにつれてさらに縮小していく．誤差エリアがこのように縮小することは，衝突の発生を判断するうえで都合がよい．

次に別のシミュレーションのために，第 5 図に示した軌跡を修正して，軌跡の全体を L 軸の正方向に 1 km 移動した．このとき U は O に対して，1 km のニアミスを起こす．この軌跡を用いたシミュレーションの結果を第 7 図に示す．推定軌跡は，第 4 図の B において (1) と (2) の関係から予想されるとおりに現れることが確認された．

5. 回避の判断と実行

未知衛星が存在する範囲は上記のように，誤差楕円が動いて覆う誤差エリアとして表されることを見た．その誤差エリアが，最接近点の付近においてどう現れるかにもとづいて，衝突の危険の有無すなわち回避行動の要否を判断することになる．そこで第 6 図と第 7 図から，原点の付近に現れた誤差楕円を拡大して，第 8 図と第 9 図に描いた．図中のケース a と d (ミス距離が 0 km と 1 km) についてはすでに第 6 図と第 7 図のなかに小さく現れているが，ほかにケース b と c (ミス距離が 0.2 km と 0.5 km) を加えてある．ミス距離を変えるにはここでも，第 5 図に示す軌跡を L 軸の正方向に移動した．推定の結果が第 8 図，第 9 図のように示されたとすると，回避の要否は以下のように判断されるであろう．

ケース a と b では，回避を要すると判断される．未知衛星は Z 軸方向の速度成分をもって進入してくるので，それを回避するには，最接近の予定時刻における衛星 O の位

第 8 図 誤差楕円の拡大図 (L - R 面)
ケース a, b, c, d の順に，ミス距離 0 km，
0.2 km，0.5 km，1 km．

第 9 図 誤差楕円の拡大図 (L - Z 面)
ケース a, b, c, d の順に，ミス距離 0 km，
0.2 km，0.5 km，1 km．

第 10 図 L 方向 Δv による 12 時間後の変位

置を， L - R 面内で変位させておくのがよい．ここでは回避用の Δv を，最接近の 12 時間前に実行するものと想定する．通信衛星は $\pm L$ 方向に Δv を発生できるので，それを実行すると，その 12 時間後までのあいだに衛星位置は運動法則 (3) に従って第 10 図のように変位する．変位は Δv の大きさと正負に応じて図の点線上のどこかに現れ，

$\Delta v = 4 \text{ mm/s}$ のとき L の変位は 0.5 km になる．この第 10 図を第 8 図に重ねて見ると，回避のおこないを決めることができる．第 8 図のケース a では，例えば 0.5 km の変位を L 軸の正または負の側に起こすことで十分な回避ができる．第 8 図のケース b では，誤差エリアの広がりとその不確定を考慮して， L 軸の負の側へ変位させて回避するのがよい．ケース c, d では回避は不要と判断されるが，もし大事をとって回避をおこなうとすれば，ここでも L 軸の負の側へ変位を起こす．大事をとる判断をくだすためには，前記により初期位置を見積もるさいに，その広がり幅の両端のうち原点に近いほうを，より原点に近づけておけばよい．

もしも未知衛星の進入軌跡が L - R 面内にあって，しかもその原点付近での向きが第 10 図の点線の向きに一致するような特別な場合には， L 方向 Δv による面内回避は難しい．その場合には軌道面外に変位を起こして回避すればよく，それには最接近の 6 時間前に Z 方向 Δv を発生する．このときは $\Delta v = 3.7 \text{ cm/s}$ によって 0.5 km の変位が起きる．上記の特別な場合に該当するかどうかは，推定された軌跡を見ることで判断するが，その判断は，たとえ推定された軌跡に拡大縮小がともなっているとしても適切におこなうことができる．

最接近時における誤差楕円の形状は，第 8 図と第 9 図に見るように， L 軸方向に長く伸びる．この形状が，進入軌跡の形に依存するかどうかを見るために，第 5 図に示した軌跡を変更し， Z 成分の動きを第 11 図のように変えた．このとき未知衛星は， Z 軸上の $+1 \text{ km}$ の点を，ほぼ R 軸に平行に通過して 1 km のニアミスを起こす．このケースについてシミュレーションをおこなうと，最接近時の誤差楕円は第 12 図のように現れ，ここでも誤差楕円は L 軸方向

第 11 図 進入軌跡の別例

第 12 図 誤差楕円の拡大図

に伸びる（ただし誤差楕円が覆って作る誤差エリアは，ここでは扇状の形になることに注意．）誤差楕円が L 軸方向に長くなる理由は，結局のところ L 軸に沿った位置情報がほとんどないことによると考えられる．

推定の結果が第 12 図のように示されたとすると，回避は要しないと判断される．もし大事をとって回避をおこなうとすれば，最接近の予定時刻における衛星 O の位置を Z 軸に沿って負の側へ変位させておくのがよい．それには最接近の予定時刻から 6 時間前に $-Z$ 方向の Δv を発生する．

以上をまとめると，軌跡の推定には拡大縮小の不定性が避けられないが，誤差エリアの大きさは最接近点において最も小さくなることに着目すれば，衝突の有無を事前に判断することができる．そして回避行動を要する場合にはその戦略を決めることができる．

6. 補 足

以上おこなったシミュレーションでは，簡略化した点がいくつかあった．太陽輻射圧力を考慮するさいに，太陽は赤道面内であってその方向は変わらないと仮定したが，現実はそのとおりではない．また，太陽輻射圧力の効果を計算に入れるさいには速度増分を (4) 式で表して加算したが，それは積分を台形公式で近似するものだから近似誤差をとまなう．しかしながら，ここでの目的は状態共分散行列に着目して誤差を見積もることにあり，そのための要件は状態ベクトルのなかにパラメータ S を存在させることにある．そしてフィルタの動作につれてパラメータ S が零に収束すれば，上記の積分の近似誤差は影響をもたなくなる．よって，誤差見積もりを目的としたシミュレーションは適切におこなわれたと考えてよい．

別の簡略化として，衛星 U と衛星 O の運動を相対的な運動としてとらえ，それを線形近似による方程式 (1) で表した．その近似にとまなう誤差は，2 衛星の間隔が小さいほど，つまり衝突に近いときほど小さくなる．したがってその近似誤差が，衝突回避に関する検討におよぼした影響は少ないと考えてよい．ただし，拡大縮小関係の広域的な現れ方については影響をおよぼした可能性があり，それを明らかにするには，軌道運動のモデルを衛星個別に設けた厳密なシミュレーションを要する．そして厳密シミュレーションの結果を解釈するにおいては再び，誤差楕円と誤差エリアという本報告で示した観点に立ちもどることになる．

7. ま と め

静止衛星上での方向観測にもとづいて，未知の衛星が接近してくる軌跡を推定することの可能性を調べた．観測を数日間にわたって続けるあいだ未知衛星は軌道制御をしないなら，衝突の発生の有無を事前に判断できることを示した．さらに，衝突を回避する戦略を決められることも示した．衛星上での展開確認用に設ける監視カメラを利用して，周囲の未知衛星を監視することがもしも可能であれば，高いコストをかけることなく安全監視の手段を得られることになる．監視カメラの視野の確保および衛星の

姿勢決定にもとづく方向観測精度の確保については，厳密なシミュレーションによる確認とあわせてさらに検討を要するが，その検討をすすめる価値があることを本報告は示したといえよう．

参 考 文 献

- 1) Chobotov, V. A. and Johnson, C. G.: Effects of Satellite Bunching on the Probability of Collision in Geosynchronous Orbit, *J. Spacecraft Rockets*, **31** (1994), pp. 895–899.
- 2) 川瀬成一郎，澤田史武：可動基線電波干渉計による静止軌道の監視，電子情報通信学会論文誌 B，**84** (2001), pp. 1000–1009.
- 3) Lambour, R., Bergemann, R., von Braun, C. and Gaposchkin, E. M.: Space-Based Visible Space Object Photometry: Initial Results, *J. Guid. Control Dynam.*, **23** (2000), pp. 159–164.
- 4) 竹家章仁，山田克彦，松岡 忍，伊地智幸一，中村修治：衛星搭載全方位モニタカメラの開発，日本航空宇宙学会論文集，**55** (2007), pp. 497–502.
- 5) Agrawal, B.: Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1986, p. 161.
- 6) Prussing, J. E. and Conway, B. A.: Orbital Mechanics, Oxford University Press, New York, 1993, pp. 139–154.