

回帰性・再現性に優れているので、例えば数カ月の海洋開発プロジェクト関連の測量に最適である。

ただし、これはGPSというシステムの中に、更にシステムを組み込んでいるので、運用に諸要件と限界のあることは否めない。

キネマチック測位という場合、少なくとも次の要件を備えていなければならない。

- (a) 受信機R1、R2の2台を備え、R1を固定点に、R2を移動体に設置する。
- (b) 固定点から移動体へのリアルタイムの通信手段が確保されている。
- (c) 同一時間帯に、少なくとも4個の同一衛星を、両受信機がとらえ続けていなければならない。

これらの要件を満たした上で、さらに次の処置をとらねばならない。

R1、R2を隣接したところに置き、少なくとも同一の4衛星のフェイズ測定をし、Ambiguity 整数を確定しておかねばならない。

ここで、ambiguityなる言葉がでてきたので、その解説をする。

キネマチック法を離れ一般にフェイズ測定について考える。受信機が出す基準周波数とドプラーシフトした衛星からの周波数との差をカウントすることであるが、カウント開始時刻(フェイズロック時刻)における、衛星と受信機間のフェイズの整数値(波の数)は不明である。不明であるとはいいつつも、受信機の大体の位置は知られているはずであるから、大凡の波数 N_0 は分かっている。正確な数 $N=N_0+dN$ は、 dN を未知数として解いて決まる。この N をambiguityと呼んでいる。

解いて得られた確定ambiguityのことをambiguity整数と呼ぶことにする。

従来は、このambiguity整数を確定するために時間をかけていたが、次節のアンテナスワップ法が開発され、この準備時間が非常に短縮された。

さて、キネマチック法の話に戻り、このR1、R2の各衛星のambiguity整数を定めた上で、はじめて移動体に搭載されたR2はR1を離れ、本来の目的の移動を開始する。

この後も、R1、R2ともフェイズ測定を連続して行ない、R1で取得したデータは、R2へリアルタイムで送られ、R2の位置決定の一要素となる。

このキネマチック法の短所は、R2でのフェイズ測定が中断(サイクルスリップ)すると、R1の振出点に戻り、ambiguity整数確定をやり直しせねばならなかったことであった。やり直しがきくという点では長所でもあるが、この難点を、後述のOTF(On The Fly)法によって克服した。

5.2 アンテナスワップ法

前節で述べたambiguity整数確定のための時間を大幅に短縮したアンテナスワップ法について、Leick⁽³⁾に従い概説する。

はじめ、固定点Kに受信機R1とアンテナA1を置き、移動体Mに受信機R1とアンテナA2を置く。同一の2衛星のフェイズ測定をする。

次にアンテナA1をA2の位置に、アンテナA2をA1に置き、同様な測定をする。

時刻 t におけるKP間のフェイズ観測値を $\phi_{k^p}(t)$ 、真距離を $\rho_{k^p}(t)$ 、ambiguityを N_{k^p} などと記すと、スワップ前の場合の

$$\phi_{k^p}(1) - \phi_{m^p}(1) - \phi_{k^q}(1) + \phi_{m^q}(1) \quad \dots (5.1)$$

$$f/c[\rho_{k^p}(1) - \rho_{k^q}(1) - \rho_{m^p}(1) + \rho_{m^q}(1)] + N_{k^p} - N_{k^q} - N_{m^p} + N_{m^q} \quad (5.2)$$

である。

スワップ後の場合には、

$$\phi_{k^p}(t) - \phi_{m^p}(t) - \phi_{k^q}(t) + \phi_{m^q}(t) \quad \dots (5.3)$$

$$f/c[\rho_{m^p}(t) - \rho_{m^q}(t) - \rho_{k^p}(t) + \rho_{k^q}(t)] + N_{k^p} - N_{k^q} - N_{m^p} + N_{m^q} \quad (5.4)$$

である。

(5.3) から (5.1) を引くと、ほとんど

$2f/c[-\rho_{k^p}(t) + \rho_{k^q}(t) + \rho_{m^p}(t) - \rho_{m^q}(t)]$ に等しくなり、K点からM点へのベクトルが定まり、K点は既知点であるからM点も決まり、各衛星までのambiguity整数が決まる。

この方法はRemondiが考案したもので、この決定の所要時間は2分前後である。

5.3 OTF (On The Fly) 法

センチメートルの精度を要求されるキネマチック法では誤差なしのambiguity整数の確定は、根本問題である。一波長は19cmである。ambiguity整数の1の違いは19cmの受信機・衛星間距離の違いにつながるからである。

OTF法は、もしサイクルスリップ(衛星からの周波数の連続受信の失敗)が起きても、すぐにフェイズロックをし、あたらしいambiguity整数を求めることができる。また、しばしば、繰り返しサイクルスリップが起きても、短時間でambiguity整数を求めることができる。

一たび、ambiguity整数が決まれば、その前後の時刻の移動体の位置を求めることができる。

以下、再びLeick⁽³⁾に従って解説する。

5.3.1 探索立方体と試行ambiguity

ある瞬時に移動体の真の位置を確実にその内側に含んでいる立方体を探索立方体(Search Volume)といい、初期探索位置は、PコードまたはC/Aコードから得られる疑似距離式の2回差分から求めるのが最も便利である。

この初期位置が、より正確であればある程、正解が早く出るようなアルゴリズムとなっている。

また、精度の標準誤差が探索立方体の大きさを決める。

まず、時刻1における初期位置は

$$P_{km^p}^q(1) = P_{km^p}^q(t) - c/f[\phi_{km^p}^q(t) - \phi_{km^p}^q(1)] \quad (5.5)$$

で計算する。

ここで、演算子 $D_{km^p}^q$ は、

$D_{km^p}^q = D_{km^p} - D_{km^q} = D_k^p - D_m^p - D_k^q + D_m^q$ を意味する。そして例え

ば P_k^p は k 点と衛星 p との間の疑似距離 (メートル)、 ϕ_k^p は k 点で測った衛星 p のフェイズ (サイクル) である。

Abidin (1993) は、はじめ探索楕円体を提唱したが、後に前記のような立方体に平易化した。

この立方体の中に、受信機の真の位置は勿論、初期位置、中間の解が含まれていなければならない。そのような設定でなければならない。

この立方体の一つの頂点 C の ambiguity 整数は

$$N_{km}^{pa}(1) = \phi_{km}^{pa}(t) - f/c [\rho_{kp}(t) - \rho_{m,c}^p(t)] + f/c [\rho_{ka}(t) - \rho_{m,c}^a(t)] \dots\dots\dots (5,6)$$

から計算する。8 個の頂点全部の計算をすると、真の ambiguity 整数を含む、ambiguity 範囲が得られる。

これを観測衛星全部について実行し、各衛星にそれぞれ ambiguity 範囲が定まる。

受信機の位置 x,y,z を求めるには、3 個の方程式が必要である。すなわち、3 衛星のフェイズ測定方程式中に試行 ambiguity 整数を置かねばならない。

各衛星の ambiguity 範囲の整数の数を考えると、この組み合わせは大変な数となる。

5.3.2 拡大一方の試行位置群

通常、キネマチック法では、探索立方体中の試行 ambiguity 数と衛星数とを掛けた数程の組み合わせで、各衛星の真の ambiguity 整数を見つけ出している。

次の 3 回差分式が成り立つ。

$$[\rho_{mp}(t_2) - \rho_{kp}(t_1)] - [\rho_{ma}(t_2) - \rho_{ma}(t_1)] = [\rho_{kp}(t_2) - \rho_{kp}(t_1)] - [\rho_{ka}(t_2) - \rho_{ka}(t_1)] - c/f \phi_{km}^{pa}(t_2, t_1) \dots\dots\dots (5,7)$$

これをコンパクトにまとめると、

$$\rho_{mp}^{pa}(t_2) = \rho_{mp}^{pa}(t_1) + \rho_{kp}^{pa}(t_2, t_1) - c/f \phi_{km}^{pa}(t_2, t_1) \dots\dots\dots (5,8)$$

となる。

これは、 t_2 における移動体の各衛星までの距離を求めるためには、それ以前の t_1 のときの距離が知られていなければならない。衛星の増加に伴い計算量も増大する。

5.3.3 OTF 技法

OTF 法は次のとおりである。簡単のため 4 衛星の場合を考える。固定点受信機 k の位置は既知である。

(1) 探索立方体を決め、ambiguity 範囲を定め、3 組の方程式 (trial triplet) を決める。これを仮に試行セットと呼ぶ。

(2) 移動体と衛星とのレンジを

$$\rho_{m,t}^{pa}(t_1) = \rho_{kp}^{pa}(t_1) - \phi_{km}^{pa}(t_1) + N_{km,t}^{pa}(1) \quad (5,9)$$

(110)

から計算する。添字の t は試行 ambiguity に関わるものであることを意味する。

この結果、試行位置が求まり、これが探索立方体に入っていれば残し、入っていなければ、その試行セットは捨てる。

すべての試行セットに対し試行位置を求め、総合的に見て、物理的に意味のあるセットを拾い出す。

(3) (5.8) 式を用い、時刻 t_2 における $\rho_{m,t}^{pa}(t_2), \rho_{m,t}^{pa}(t_1)$ を計算する。

(4) 以上の準備をしてから、次式によって ambiguity を再計算する。

$$N_{km,t}^{pa}(2) = \rho_{m,t}^{pa}(t_2) - \rho_{kp}^{pa}(t_2) + \phi_{km}^{pa}(t_2) \dots\dots\dots (5,10)$$

これを、残された試行セットに対して行い、

$$N_{km,t}^{pa}(1) = N_{km,t}^{pa}(2)$$

となる試行セットは、実は正しい ambiguity 整数セットとみなしうる。

6. 内外の DGPS 運用

6.1 日本における DGPS

6.1.1 港湾建設局における事例^{例)}

運輸省第四港湾建設局は平成元年度から 5 年度にかけて、古野電気 (株) と共同で関門航路の開発・保安及び港湾建設に必要な浚渫船、測量船等の作業船について、一つの基準局から発射する位置補正データの電波を受信する移動局 (作業船) を高精度、リアルタイムで 3 次元測位する RTK/GPS 測量システムを開発した。当局は本システムを運用するために民間会社、公益法人から構成される「海上測量技術高度化協議会」を創設し、電波免許の取得、基準局の設置、システムの改良及び技術の向上に関する実験を行っている。基準局運営費は加盟団体と電波利用者の負担によっているが、従来の電波測距儀の経費を下回り、水平測位精度も 1 桁以上向上している。

本システムは電波障害物の少ない港湾を含む沿岸海域では良好に適用できる。また、高精度であるため作業船だけでなく、阪神・淡路大震災による岸壁、防波堤等の港湾施設の変位測量に利用された。基準局の運営には経費を要するが、一つの基準局に対して利用者が多いほど利用者の経費が少なくなるという特長を有している。

運輸省港湾局はこのシステムを全国的に展開しようとしている。

6.1.2 神戸・大阪海域における事例^{例)}

第五管区海上保安本部の水路部では、平成 8 年 1 月から、GPS 受信機とマイクロ波測距儀とを組み合わせ、基準局移動型 DGPS システムとも呼ぶべき方式を考案し、実際に運用し成果を挙げている。このシステムの概要を次に示

す。

測量海域を見渡せる陸上の既知点に基準局用GPS受信機とマイクロ波測距儀の従局とを設置する。測量船上にGPS受信機とマイクロ波測距儀の主局を設置する。GPS受信機とマイクロ波測距儀とはハードの基板上で結合されている。

基準局からのディファレンシャル補正値はマイクロ波測距儀を介して船上の受信機にリアルタイムで送信される。同時に、船上のマイクロ波測距儀によって受信機・基準局間の距離を求め、コンピュータに蓄積しておく。

この距離データは、基準局からのディファレンシャル補正値の送信が途絶えた場合、船位の見かけ上の「飛び」を消去するために、役立つ。水平方向の精度は±1m程度である。

また、1995年12月に水路部所属の測量船「うずしお」が竣工した。この船には原点測量用の精密GPS受信機(RTK-OTF)が搭載されている。本来の目的は、これを海岸の一点に据えつけ、この地点の単独(Stand Alone)精密測定に用いるのであるが、丁度、郵政省独自の調査研究目的で、同省が神戸の鉢伏山山頂のアンテナから、ディファレンシャル補正値を発信していたので、これを受信し、受信機をディファレンシャル補正値受容モードにして船位を求め良好な結果を得ている。

ただ、この電波は、試験電波で、運用期間は決まっていないが、今後1年くらいは運用する予定である。

6.1.3 海上保安庁灯台部の取り組み

かねて海上保安庁灯台部電波標識課では、ラジオビーコン局を利用したDGPSの可能性を実験してきたが、昨年(1995年)12月から釧崎(神奈川県)と大王崎(三重県)からディファレンシャル補正値を乗せた試験電波を発射し始めた。将来は日本全域をカバーする予定だそうである。

セナー(株)において、この電波を受信し、この補正値を用いて自社屋上のアンテナ位置を得るため、約10,000個毎のデータを収録した。解析結果アンテナ位置の最確値標準偏差が2~5cm、個々の標準偏差は2mであった。

さらに、伊東、石廊崎、御前崎で国産のローコスト受信機で受信した結果、個々の測定値の標準偏差が±1m前後、最確値(平均値)の標準偏差が±2~5cm、高精度受信機での測定では、個々の標準偏差が±0.5m、最確値の標準偏差±1cmという結果を得ている。

6.1.4 日本航路標識協会の調査研究成果¹³⁾

日本航路標識協会は平成6,7年度の2か年にわたり「航行測位衛星システムを使った測位の位置誤差補正に関する調査研究」を行った。報告書において精度及び運用に当たっての所見がまとめられている。それによると、①補正データの復調にミスがなければ、測位精度は、ローコスト受信機で各成分共RMSは±2m、高精度受信機で±0.5mが期待できる。②基準局から100km程度ではほぼ終日、高精度利用が期待でき、180kmを多少越えても中間に陸地がなければ高精度利用が可能。③ビーコン受信機の補正情報

復調能力は、電波のS/Nに左右される。特に夜間、S/Nが低下し利用可能範囲は狭くなる。④補正データの更新時間が長引くと精度は低下する。SA下では補正データは数分周期で変動する。⑤中波ビーコン受信機は雑音に弱いので、ビーコン局新設に際しては雑音対策を第一にすると述べている。

なお、同委員会メンバーの小野房吉氏¹⁴⁾によると、すでに試験電波を出している釧崎と大王崎のDGPS補正値を用い、ある固定既知点で長時間連続観測を繰り返してゆくと、同固定点はじめ、基準局の位置の改良、——これはDGPS補正値の精密化につながる——さらには地殻変動による位置の変動を検出することができるとの見通しを得ている。

6.1.5 NTTの補正データサービス

現在、NTTが横浜市鶴見区に設置した基準局から、携帯電話で受信可能な補正データが終日発信されている。契約料、利用料、通信ユニット代、通話料金などの費用がかかるが、半径300km以内で精度1mの高精度を維持しているという。

6.2 米国におけるDGPS

以下恒常的なDGPSサポートの現況(1995年時点)について述べる。

6.2.1 政府サポート

約12の部局がDGPSのネットワークが運営または計画している。特に以下の3局を紹介する。

(1)FAA(Federal Aviation Administration、連邦航空庁)のWide-Area and Local-Area DGPS

全米を24の広域に分け各基準局を設置、各局が地上回線で結ばれている。補正値などが静止衛星を通しユーザーに送信されている。完成は1998年。

このシステムはWAAS(Wide-Area Augmentation System)として知られている。

局地空域については計画中で、約120の滑走路から要求が出されている。

(2)U.S.Coast Guard(沿岸警備隊) DGPS Services

全米沿岸に50の基準局を設け、RTCM SC-104のフォーマットで、ラジオビーコン局から補正値等を発信している。半径460km以内であれば精度1.5m(2drms)であると言われている。

将来、Army Corps of Engineersの了解を受け、例えばミシシッピ河の航海にも利用できるよう計画している。

(3)NOAA's Continuously Operated Reference Station (CORS)

これは、DGPSの補正値を集積しておくセンター的な役割をしている。補正値をリアルタイムで得ることはできないが、(1)、(2)の発信した補正値を、ユーザーが容易に取得できる形式で磁気記憶装置に蓄積している。ユーザーは、後処理用データとして利用できる。

6.2.2 州、地方のサポート

カリフォルニア州では恒久的なGPS測地配列を敷いて

いるが、その一部としてまた恒久的な DGPS の基準局になっている。この協力機関は、連邦地方局、州当局、地方局、大学である。主目的は地震監視、地震予知である。

ところが、付近のリバサイド地方の技術者、測量家はこの補正値を受信し DGPS に利用している。

6.3 諸外国における DGPS と国際協力

6.3.1 Maritime DGPS Services

国際灯台部協会 International Association of Lighthouse Authorities (IALA) は、各国の沿岸、港湾にある中波のラジオビーコン局を利用して、DGPS 情報を流すことの橋渡しをしている。目下、スウェーデン、フィンランド、オランダ、デンマーク、アイスランド、ドイツが協力し、全沿岸の大部分をカバーしている。予備実験、公開実験中は、オーストラリア、カナダ、中国、ノルウェー、ポーランドである。計画中はインド、南アメリカである。

6.3.2 FFA (連邦航空庁) の WAAS 方式による国際的協力

FFA が採用した WAAS は、航空機に有効である。静止衛星のが利用できる国、カナダ、オーストラリア、ニュージーランド、日本などが関心を示している。

6.3.3 International GPS Service for Geodynamics (IGS)

これは DGPS の補正値をサービスするものではないが、DGPS の目的が精密な位置を求めるとするならば、このサービスはその目的にかなうものである。

全世界の 50 個所以上の GPS 追跡基地が NASA を始め各国の機関が、測地学・地球物理研究活動を支援するために活動している。追跡の目的はリアルタイムのディファレンシャル補正値を求めるとはならず、後処理用の 10-30cm の精度の GPS 軌道、エフェメリスを求めるためのものである。

観測値は NASA のジェット推進研究所で処理される。この軌道要素を用いた X, Y, Z, 衛星時計のオフセット値は、インターネットを通して得られる。アドレスは以下の通り

<http://igsceb.jpl.nasa.gov/igsceb/product/>

6.4 民間での DGPS サービス

民間の DGPS サービスは、精度幅、価格幅、データリンクの方式が多様であるが、利用者は契約者に限られる。⁽⁴⁾

6.4.1 Racal Survey

これは SkyFix として知られた英国 Racal 社のシステムで、多方面の測量に適用されている。全世界に 25 の基準局をもち、ディファレンシャル補正値を各地の静止衛星と Inmarsat 衛星を介して送信し、全世界をカバーしている。精度は 3-5m であると言われる。

6.4.2 Jhon E. Chance & Associates, Inc.

これは Starfix II として知られ、ディファレンシャル補正値を、全世界に向け、静止通信衛星を介して送信している。リアルタイム処理で精度は 53cm (2drms) であると言われる。

6.4.3 Differential Corrections Inc.

ディファレンシャル補正値提供有限会社とでも訳すのか、そのものズバリの会社が、FM ラジオを介して、現在

は全米に補正値を流している。現在 46 の FM 局があり、さらに 51 局増やすそうである。1 秒間に 1187.5bits のデータを発信している。

このサービスの特徴は、使用料が上、中、下の 3 段階に分かれ、上の料金を支払えば上のデータが使い、精度は 1m (2 drms) と高い。中は 5m (2 drms)、下は 10m (2 drms) となる。

第 2 部 SA 対策の一方法

第 2 部への序論

(1) SA 対策の意義

各衛星に SA の指示を与えると、それぞれ固有の仕方で故意に信号・軌道要素を狂わせた情報が各衛星から発信される。狂わされるのは C/A コードだけであるが、民間では C/A コードしか利用できない。

SA 下での測位精度は水平面上で 50m ~ 150m の誤差を生じ、しかもその変動周期はランダムである。

現在、この SA による誤差の影響を減殺する方法が幾つか見いだされ実行に移されている。

SA 対策の意義は、現在開発されている対策を一層有効化することと共に、新たな対策を開発することにある。

(2) 小論の SA 対策がどのようなことに役立つか。

小論の方法は後述するように、誤差の拡散を 3 分の 1 前後に絞り込むことができる。

これは単独測位 (stand alone) の場合には受信機搭載の移動体の SA による「見かけ」の変動を、50m 以内に押さえることができる。例えば、海洋観測における位置データとして使用する際、平滑化が容易なばらつき範囲である。

ディファレンシャル GPS (DGPS) を適用している場合、基準局からの交信が途絶えたり、空中状態が悪く補正データが使えない場合、また補正データは得られても適用範囲時間外のデータであった場合などは、補正値なしで処理をする。この場合の受信機位置の飛びは SA の影響を受けた分程度のものとなる。小論の方法で連続的に単独測位を並行して実行しておけば、飛びを少なく押さえることができ、モニター役の働きをする。

(3) 小論では、衛星配置から得られる DOP を事前に計算し、採用衛星配置の取捨選択する方法を採用しないことにした。

解くべき原方程式は非線形であるが、これを線形化し逐次近似の手法で解く。この際線形方程式を解くことになるが、解の性格づけをするのが係数行列である。小論はこの行列に着目した。解の安定・不安定はこの行列の行列式値の大小に依存するからである。

実際、解の振る舞いを調べると行列式値の値が大きいと解の振る舞いは衛星の動きを反映する程度の動きをするが、その値が 0 に近づくと解は大きく振動する。後者は「性質の悪い行列式」となって、係数・定数項の微妙な

変動に敏感に反応するからである。

常時8~12個の衛星が観測されるとなると、最小限位置決定に必要な衛星の数は、2次元で3個、3次元で4個である。そこで nC_3 、 nC_4 の組み合わせ数の解が1時点において得られる。これらの解をある基準点(正解がわかればその点)を原点とする平面上にプロットすると、一般に各象限に万偏なく落ちる。

SAの有無によってプロット点が移動するが、散布状況、全体状況の性格は変わらない。

さて、ある1時点に多数の散布点が存在する場合、どうすれば正解点を見いだすことができるか。各点の性格を勘案すると、単純平均は好ましくないことがわかる。動きの大きな点には小さな重み、動きの小さな点には大きな重みを与えて、加重平均をとるほうが好ましい。こうすれば大きな動きを押さえ込むことができる。

考察している問題においては、行列式値の大小と決定位置の動きとは逆比例にある。何故なら、解は行列式の逆数を掛けて得られるのだから。

それで第2部を記した目的は、序論に述べたことを、具体的に展開して実証し、見通しどおりの結果を得たことを示すことにある。

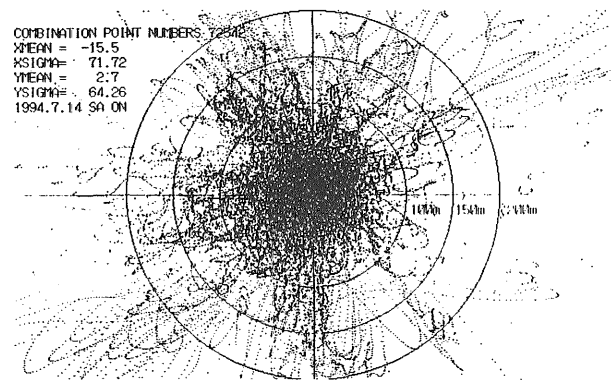
このためには、衛星からの生データ等すなわち、疑似距離、エフェメリス、アルマナックを取り出し、解読すべきものは解読し、観測方程式を組み立てる。これを線形化し、正規方程式をつくる。この解と解に使った行列式値を所定の変数に記録しておく。この段階で1時点でのある1組の衛星配置の解が得られただけである。これをすべての組み合わせについて計算する。得られた全結果に「重み」をつけて平均し、最も確からしい解(位置点)とする。

今回発表する結果は、1994年1月19日と1994年7月14日に取得したデータを使ったものである。それぞれ「重み」の付け方は異なる。

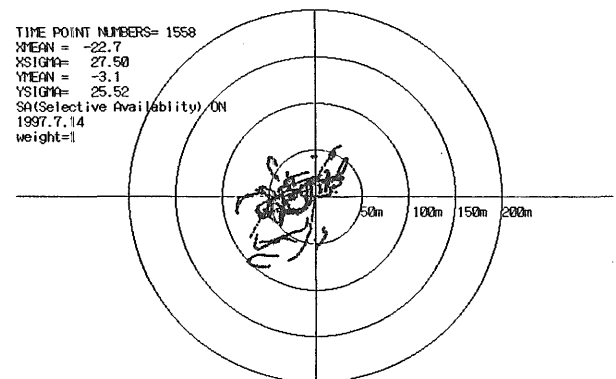
1月19日のデータ処理には、全組み合わせ数の解の平均をとり、これを「仮の重心」とし、これと各解の距離を計算し、この距離の4乗の逆数を各解への「重み」とし加重平均をとり、それを解とする方法を使った。動きの激しい解でも、たまには正解近くにくることがある。この場合には「重み」を小さくしないという考えである。動きに着目せず、現時点での位置に着目した。ここでの問題は「仮の重心」の計算法の妥当性である。遠く離れている解も各象限に万偏なく散布しているとの仮定が常にあてはまるかということである。この詳細については「13.2 SA対策の一つの試み」の項で述べた。

7月14日のデータ処理には、「重み」として行列式値の自乗を採用し実行させた。解をできるだけ安定させるためには、動きを激しくする要因を除去するためである。「自乗」の採用は、理論からでなく実践からのものである。本格的に「N乗」($N=1,2,3 \dots$)によるシミュレーションから $N=2$ と決定したものではない。状況によっては $N=1$ の場合、 $N=1/2$ の場合の方が良好な結果を得ることが

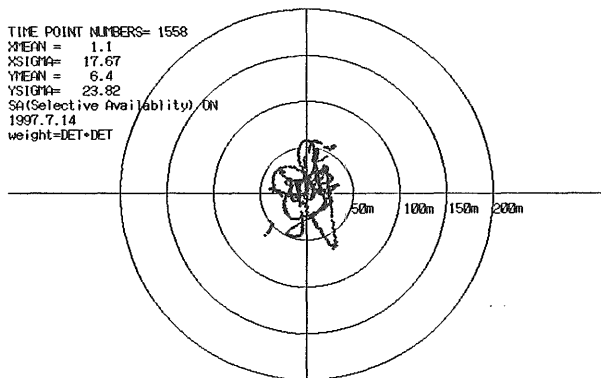
ある。しかしながらいずれにしても「重み」なしの結果は思わしくない。第17図は3次元測位から得られた全結果の緯度・経度の誤差をプロットしたものである。約1時間の連続観測で、毎4秒の観測データであるが、1時点で nC_4 組の測位点が求まるので、プロット点の数は72542個に達する。固定点での観測であるから原点にもっと集中してもよさそうだが x,y 座標の標準偏差はそれぞれ72m、64mにも達する。このばらつきの原因は後述するように観測値から導かれる線形方程式の係数行列式が「悪条件」の場合には係数の微小変動が解を大きく狂わせることがわかっている。微小変動として観測誤差、電離層・大気層通過遅延の見積誤差、それにSAによる「誤差」が考えられる。これらによって係数行列式の値は微妙に変動する。行列式の値の絶対値が大きければ決定位置のずれはさほど大きくはならないが、絶対値の値が小さければ決定位置は敏感に反応して大きくずれる。第17図はそれをよく示してくれている。それで、ある時点における決定位置を nC_4 組の点の単純平均したものと、各点に「 $N=2$ の重み」をつけ平均したものを求めプロットしたものが、それぞれ第18図第19図である。これらの統計値諸要素は以下ようになる。



第17図 決定位置の全データの散布状況



第18図 単純平均位置の散布状況



第19図 加重平均位置のの散布状況

図	標点x座標の平均値	標準偏差	y座標の平均値	標準偏差	
18	1558個	-22.7m	27.5m	-3.1m	25.5m
19	1558個	1.1m	17.7m	6.4m	23.8m

これらの処理の目的は、「平均」という手続きで、SAの影響を中心に向かって絞り込むこと（第17図から第18図へ）、と、「行列式の値」がSAによって敏感に反応する場合の影響を小さくすること（第18図から第19図）の、2段階構えでSAに対処しようとするものである。

7. 衛星の座標、時計補正值

7.1 GPSTIME について

GPSでは、特別な時系をもちいている。その概要は以下の通りである。

GPSTIMEは一週間を周期とする時系で、周期は604800秒である。GPSTIMEのカウント開始原点は、1980年1月6日0時UTC（協定世界時）にとる。カウントの仕方は、1秒を積み上げてゆくだけで、60秒で1分、60分で1時間というようには換算せず、0～604799秒で表す。この場合の1秒はUTCの1秒と同じのSI秒である。これは厳密にTAI（国際原子時）の1秒である。

ここで注意すべきことは、GPSTIMEの出発時はUTCと一致させているが、(1msまで一致させたと言われている)それ以後、GPSTIMEは「うるう秒」なるものは入れず、UTCは必要に応じて「うるう秒」が入れており、両者の指示時刻は同一瞬時に異なる。

GPSTIMEは604800秒に達すると0秒に戻るので、現に受信しつつあるGPSTIMEと、UTCとの関係は、GPSTIMEとUTCとの換算表および $\Delta T = \text{TAI} - \text{UTC}$ によってわかる。しかし、過去の取得データのGPSTIMEからだけでは、正確なUTCは分からない。そのためにWN（週番号、WEEK NO.）が与えられている。WNのカウント原点は、GPSTIMEの原点と同一瞬時にある。以後604800秒経過する毎にWNに1が加えられる。

1980年以後「うるう秒」が何回か挿入されている現在、GPSTIMEの週のはじめと、われわれが日常使っている

UTCの週のはじめとは、挿入された回数の秒数だけ違っていている。現在GPSTIMEがUTCに数秒先行している。

更に注意すべきことは、GPS受信機が出力する、衛星からの発信時刻、受信機の受信時刻は、GPSTIME系ではあるが、正真正銘のGPSTIMEではないことである。各衛星に搭載されている原子時計、受信機の原子時計は、可能な限りGPSTIMEに近づけているが、それでも誤差を含んでいる。

衛星搭載時計の誤差（オフセットと称している）は、衛星が発信する補正值情報によって補正可能である。受信機時計の誤差は、未知量として方程式に組み込み解いて得られる。

ただし得られた誤差には小さい不確定な誤差を含んでいることも注意すべきである。

これは決定位置には小さな誤差を含んでいるのと同類である。

7.2 軌道情報、航海情報および衛星情報

衛星から発信されている搬送波上には、PRNコードのほかに軌道情報、航海情報および衛星情報、場合によっては軍事情報が乗っている。2.4の第1表中の最後に挙げた航海情報 $f_0/204600=50\text{MHz}$ がそれである。これは、英数字をASCIIコード化しチェックサム付きで送られてきている。

受信機内部ではこれらの情報を基礎に、受信機位置、速度、加速度、高度・方位などを計算し、衛星状況、受信状況なども加え受信機から出力している。低価格の受信機では大体以上のデータだけしか取得できない。

高価格・高性能受信機では、疑似距離データだけでなく、衛星から受けた軌道情報・航海情報・衛星情報をそのまま出力する機種がある。それもオプションに従い出力データの選択が可能である。

以下のの所論では、これらの諸データが自由に取得できることを前提にしている。

7.3 エフェメリス情報

エフェメリスはどのような形で、衛星が出力し、これを受信機がアレンジして出力するか。その実際を略述する。⁽⁹⁾

精密軌道情報の何が、どのような形式でわれわれが受け取るか。実際は、3フレームを一組として送られてくる。1フレームは、16進数の48桁がASCIIコードで出力されている。これをみたり限り精密軌道情報は直ちに読み取れない。

ASCIIコードを2進数列に分解し、決められた箇所まで再分割し、新たに得られた2進数に、これまた決められた係数（scale factor）を掛けて得られる。

詳しい分割・換算・係数操作は付録を参照されたい。

7.4 アルマナック情報

サブフレーム4の2～5,7～10ページ、サブフレーム5の1～24ページは全衛星の簡易軌道情報である。⁽⁹⁾これもエフェメリス情報と同様に、ASCIIコードを2進数に分解し、決められた箇所まで分割し、新たに得られた2進数に、これ

また決められた係数 (scale factor) を掛けて得られる。

詳しい分割・換算・係数操作は付録を参照されたい。

7.5 電離層モデルのパラメータ

サブフレーム4の18ページには、電離層モデルのパラメータ $a_1, a_2, a_3, a_4, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ が含まれている。

詳しい分割・換算・係数操作は付録を参照されたい。

7.6 電離層モデル式

GPSで採用している電離層モデルは、Klobuchar's model (1987) であるが、これをJorgensenが次のように簡便化した。⁽²⁾

$$\Delta T_{Ii} = A_1 + A_2 \cos \left[\frac{2\pi(t-A_3)}{A_4} \right]$$

ここで

$$A_1 = 5 \times 10^{-9} s = 5 ns$$

$$A_2 = \alpha_0 + \alpha_1 \Phi_{Ii}^n + \alpha_2 \Phi_{Ii}^{n^2} + \alpha_3 \Phi_{Ii}^{n^3}$$

$$A_3 = 14^h \text{ local time}$$

$$A_4 = \beta_0 + \beta_1 \Phi_{Ii}^n + \beta_2 \Phi_{Ii}^{n^2} + \beta_3 \Phi_{Ii}^{n^3}$$

ここで t は I_i における local time (地方時) である。 I_i は Ionospheric point であって、第 i 番目の衛星と受信機とを結ぶ線と電離層との交点を意味する。遅延をもたらす電離層の性格からしてそれほど正確な位置は要求されないが、この位置は衛星の地球固定座標系の位置 X_i, Y_i, Z_i ($i=1,2,\dots,N$; N は測定衛星数) および船位 u,v,w を知ってから計算可能である。

いま、これらの値を既知とすると計算式は次のようになる。

$$\xi_i = x_i - u, \quad \eta_i = y_i - v, \quad \zeta_i = z_i - w$$

$$\tan \Lambda_i = \frac{y_i}{x_i}, \quad \tan \Phi_i = \frac{z_i}{\sqrt{x_i^2 + y_i^2}},$$

$$\tan \lambda = \frac{v}{u}, \quad \tan \phi' = \frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2}}$$

から $\Lambda_i, \Phi_i, \lambda, \phi'$ を求めておく。 Λ_i, Φ_i の象限は、例えばFORTRAN言語のATAN2から得られたものと同一である。

また計算を始める前に $x_i, y_i, z_i; u, v, w; \xi_i, \eta_i, \zeta_i$ を正規化しておく。

電離層の高さを h , 地球の赤道半径を a_e とする。

$$\sin a_i = u\xi_i + v\eta_i + w\zeta_i$$

$$\cos \Psi_i = u x_i + v y_i + w z_i$$

$$\sin \Psi_i \sin Z_i = \cos \Phi_i \sin (\Lambda_i - \lambda)$$

$$\sin \Psi_i \cos Z_i = \sin \Phi_i \cos \phi' - \cos \Phi_i \sin \phi' \cos (\Lambda_i - \lambda)$$

$$\Theta_i = 90^\circ - a_i - \sin^{-1} \left[\frac{a_e}{a_e + h} \cos a_i \right]$$

$$\begin{aligned} \sin \phi_{Ii} &= \sin \phi' \cos \Theta_i \\ &\quad + \cos \phi' \sin \Theta_i \cos Z_i \\ \cos \phi_{Ii} \sin (\Lambda_{Ii} - \lambda) &= \sin Z_i \sin \Theta_i \\ \cos \phi_{Ii} \cos (\Lambda_{Ii} - \lambda) &= \cos \phi' \cos \Theta_i \\ &\quad - \sin \phi' \sin \Theta_i \cos Z_i \end{aligned}$$

最後の3式から i 番目の衛星のIPの位置 ϕ_{Ii}, λ_{Ii} が得られる。

これから t, ϕ_{m_i} は次式から計算できる。

$$t = \frac{\lambda_{Ii}}{15} + t_{UT}$$

$$\begin{aligned} \sin \phi_{Ii}^p &= \sin \phi_{Ii} \sin \phi_P \\ &\quad + \cos \phi_{Ii} \cos \phi_P \cos (\Lambda_{Ii} - \lambda_P) \end{aligned}$$

上式において t_{UT} は受信機の世界時であり、 ϕ_P, λ_P は地磁気の北極であり、現在それぞれ $\phi_P = 78.^\circ 3, \lambda_P = 291.^\circ 0$ である。(Walser, 1988)

以上から電離層通過による遅延量をメートルに換算すると

$$\sin d_i = \frac{a_e}{a_e + h} \cos a_i$$

$$d_{Ii} = c \cdot \sec d_i \Delta T_{Ii} \text{ meter} \dots \dots \dots (15)$$

ここで $c=299792458$ (m/s)

d_{Ii} が衛星 i からの信号の電離層通過遅延量である。小論ではこの計算式を採用した。

7.7 大気層通過による遅延時間の計算

通常、遅延時間 (s) に光速度 (m/s) を掛けた距離 (m) で遅延のモデル式が発表されている。

例えば Hopfield model (1969),

Modified Hopfield model, Saastamoinen model (1973),

Bauersima model (1983) など。

次式は Saastamoinen model 式である。

$$d_{2i} = \frac{0.002277}{\sin a_i} \left[p + \left(\frac{1255}{T} + 0.05 \right) e - \cot^2 a_i \right] \text{ meter}$$

ここに P は気圧 (mbar)、 T は気温 (Kelvin)、 e は水蒸気分圧 (mbar) である。

7.8 エフェメリスから衛星の x, y, z 座標、衛星搭載時計補正值の求め方

GPSでの座標系は、地球に固定した座標系である。現在では極運動現象が確認されており、地球自転軸と地球の極とは一致しないばかりか、両者は周期的な変動とともに、徐々に両者は離れてゆく性格の相互運動をしている。

自転軸と地球の極とはできるだけ近い方がよい。

地球自転軸の北極の位置はその平均位置 (IERS 基準局原点、IRP) に準拠した座標 X, Y で表される。IRPは地球上の一点であるが、そこがIRPの恒久的な位置ではない。必要に応じ事前の予告の後に変更する。このIRPの移動によって地球上の主要天文台の経度・緯度の数値は一斉に変更

される。

なお、IERSはInternational Earth Rotation Service、IRPはInternational Rotation Poleの略記である。x, yの予測値、確定値はIERS中央局発行のBulletin B上に発表されている。

一方、人工衛星といえども天体の仲間であるから、その運動を記述するには天文学に用いられる座標系を使う。この座標系の基礎は、恒星系である。

この恒星系と太陽系との間では、歳差・章動の長期的・周期的な動きがある。人工衛星(GPS)の運動は、モニター局で常時追跡観測されるが、できるだけ宇宙空間に静止しているとみなされる座標系に対して測定される。このデータをコントロール局が受けて、衛星の軌道要素を計算するのであるが、最初は空間の固定座標系での軌道要素を求め、さらに歳差・章動の補正、すなわち太陽系に準拠した軌道要素に変換し、これを更に地球に固定した座標系に直すために、極運動の予測、すなわち地球極と自転軸との位置関係とを予測して、エフェメリスを計算して、各衛星に送信する。これを受けた衛星は、決められた周期と形式で地球に向けて発信する。

以上のような事情から、得られたエフェメリスの耐用期間は約4時間とみなされている。この実証をするデータはエフェメリを分析することで得られる。

次に、実際の計算法を解説する。これは米国国防総省が発表している計算式である。

7.8.1 衛星搭載時計の補正值

補正式は次の通りである。

$$\Delta t_{i,v} = (a_0 - a_{0,r}) + (a_1 - a_{1,r})(t - t_{o,c}) + (a_2 - a_{2,r})(t - t_{o,c})^2 + \Delta t_r(t)$$

ここに

$$a_{0,r} = \Delta t_r(t_{o,c}) \approx K \sin(M(t_{o,c}))$$

$$a_{1,r} = \left(\frac{d\Delta t_r(t)}{dt} \right)_{t=t_{o,c}} \approx K n \cos(M(t_{o,c}))$$

$$a_{2,r} = \frac{1}{2} \left(\frac{d^2\Delta t_r(t)}{dt^2} \right)_{t=t_{o,c}} \approx \frac{K}{2} n^2 \sin(M(t_{o,c}))$$

$$K = (-4.443 \times 10^{-10} \text{s} / \sqrt{m}) e \sqrt{A}$$

$$\Delta t_r(t) \approx 6.869 \times 10^{-8} \sin E \left(\frac{t - t_{o,c}}{2} \right)$$

M (平均近点離角), n (平均角運動), $t_{o,c}$ (時計補正の展開式原点), $t_{o,e}$ (軌道要素の展開時刻原点), a_0, a_1, a_2 (時計補正展開式の定数項、1次項・2次項の係数) はエフェメリスから得られる値である。M ($t_{o,c}$) は $t_{o,c}$ における値である。K の次元は s (秒) である。E 離心近点離角である。

7.8.2 WGS84定数

重力定数 $\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2$

平均自転率 $\omega_e = 7.292115147 \times 10^{-5} \text{rad/s}$

7.8.3 真近点離角 f_k

元期からの経過時間 $t_k = t - t_{o,c}$ は計算しようとするGPS時刻 f_k における平均近点離角

$$M_k = M_0 + \left[\sqrt{\frac{\mu}{A^3}} + \Delta n \right] t_k$$

次のKepler方程式を解いて離心近点離角 E_k を求める。

$$M_k = E_k - e \sin E_k$$

これは、一種の超越方程式であって、 $E_k = M_k$ を出発値として逐次近似値法によって、必要な精度を得るまで繰り返す。

E_k が得られれば、真近点離角 f_k は、次式から求まる。

$$f_k = \tan^{-1} \left[\frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k}{\cos E_k - e} \right]$$

7.8.4 黄緯引数

$$u_k = \omega + f_k + C_{u,c} \cos 2(\omega + f_k) + C_{u,s} \sin 2(\omega + f_k)$$

これは昇交点から衛星までの軌道上の角距離である。

7.8.5 動径

$$r_k = A(1 - e \cos E_k) + C_{r,c} \cos 2(\omega + f_k)$$

$$+ C_{r,s} \sin 2(\omega + f_k)$$

これは地球中心から衛星までの距離である。

7.8.6 傾斜角

$$i_k = i_0 + \frac{di}{dt} t_k + C_{i,c} \cos 2(\omega + f_k) + C_{i,s} \sin 2(\omega + f_k)$$

これは赤道と衛星軌道との交角である。

7.8.7 昇交点経度

$$\lambda_k = \Omega_0 + \left(\frac{d\Omega}{dt} - \omega_e \right) t_k - \omega_e t_{o,c}$$

これはGPS時刻0時におけるグリニッジ子午線から昇交点までの赤道上の角距離である。

7.8.8 地球固定座標系に準拠した衛星の座標

$$\begin{pmatrix} x_k \\ y_k \\ z_k \end{pmatrix} = R_3(-\lambda_k) R_1(-i_k) R(-u_k) \begin{pmatrix} r_k \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

R_1, R_3 は、次の回転マトリックスの意味である。

$$R_1(\theta) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{pmatrix}$$

$$R_3(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

8. X, Y, Z, CDTの「寿命」

8.1 X, Y, Z, CDTの計算例とX, Y, Zの「寿命」

エフェメリスから修正ケプラー軌道要素が得られれば、衛星のX, Y, Z座標と衛星搭載時計の補正值(オフセット値)が得られる。

第2表は、エフェメリス16進データから、軌道要素を求めた中間結果と、X, Y, Z座標、オフセット値である。

エフェメリスは通常約2時間毎に更新される。何故、これほど頻繁に更新される理由については先に触れた。実際にそれほどの頻度が必要なのか、あるいはそれで十分なのか、を、いくつかの衛星の何世代かにわたるエフェメリスを用いて調べて見た。

それは、ある同一の時刻に対して、新旧エフェメリスを用いてx, y, z, cを計算すれば全く同一の値とはならないが、両者の値が近いことが期待されるし、そのように作られている。それを実際に確かめておく必要があるからである。

すなわち、同一のGPS時刻に対して、ある衛星のX, Y, Zおよびオフセットを、何世代かのフェメリスを用いて計算してみた。その一部分の出力例を第3表、第4表に挙げた。見やすくするため、ある基準の値に対する差をとっている。

エフェメリス世代の違いがX, Y, Z, C(オフセット値)の値を変えていることは、数値比較で了解できる。この数値比較を視覚に訴えたものが、第2~5図の諸図である。

第2表 エフェメリスから衛星の位置、時計オフセット値を求める

		エフェメリス 16進データ-----MX4200から出力	
200	12		
201	95 14 02 73 DF 35 5A 65 BC 0A 02 86 B3 09 06 CD 91 05 00 FF FC 00 0A B8		
202	CD 0A C5 0F 9F 44 9C 59 5B 09 1E 05 BD F5 BA 18 5B A1 0D 64 19 91 05 55		
203	00 2E 28 B3 22 DA 00 36 2C D1 50 0B 1C 1B ED D2 32 21 FF BB A4 CD FF 3C		
上記エフェメリスの解説			
有意なデータとして切り出す方法については、付録に解説した。			
201	12	衛星PRN番号	12
WEEKLY NUMBER	596.0000000000000000	週番号	
L2	1.0000000000000000		
C/A	4.0000000000000000		
HEALTH	0.0000000000000000E+000	衛星の健康状態	0なら良好
TGD	2.793967723800000E-009		
AODE(s)	419840.0000000000000000	エフェメリスの更新世代	
TOC(s)	594000.0000000000000000	衛星搭載時計補正式の時刻元期	
A2(s/(s*s))	0.0000000000000000E+000	上記補正式の2次項係数	
A1(s/s)	-4.547473520000000E-013	"	1次項係数
A0(s)	3.194436430878000E-007	"	定数項
202	12		
AODE(s)	419840.0000000000000000	エフェメリスの更新世代	
CRS(m)	86.1562500000000000	動径摂動sin項係数	
dN(rad/s)	1.428273782547541E-009	平均運動の補正項	
Mo(rad)	1.683960874124538	元期における平均近点離角	
CUC(rad)	4.347413777660000E-006	黄緯引数摂動cos項係数	
e	1.121490378604632E-002	軌道の離心率	
CUS(rad)	1.161359250401500E-005	黄緯引数摂動sin項係数	
A(m)	2.656035442341521E+007	軌道の半長径	
TOE(s)	594000.0000000000000000	エフェメリスの時刻元期	
203	12		
CIC(rad)	8.568167685399999E-008	軌道傾斜角摂動cos項係数	
OMEGA(rad)	9.989221664497822E-001	昇交点経度	
CIS(rad)	1.005828380460000E-007	軌道傾斜角摂動cos項係数	
i(rad)	1.099990075349328	軌道傾斜角	
CRC(m)	224.8437500000000000	動径摂動cos項係数	
omega(rad)	-4.461778880411092E-001	近地点軌道経度	
OMEGA/dt(rad/s)	-6.250260363736426E-009	昇交点経度の時間変化	
AODE2(s)	419840.0000000000000000	エフェメリスの更新世代	
di/dt(rad/s)	-1.750072901846199E-011	軌道傾斜角の時間変化	
上記のエフェメリスを使い、次のような衛星のX, Y, Z, 衛星時計のオフセット値が得られる。その計算のアルゴリズムは、米国防総省から発表されている。			
衛星PRN番号	12		
週番号	596		
エフェメリス時刻元期	594000.0s		
GPSTIME	0.0s		
衛星のX座標	-17710420.5m		
衛星のY座標	-15441568.5m		
衛星のZ座標	13004984.5m		
衛星時計のオフセット値	-28448.6m	1/c を掛けるとs単位の時間値が得られる。	

第3表 異なるエフェメリスによるx, y, z, オフセット値の相違、PRN=3の場合

PRN WEEKLY	GPST	DX	DY	DZ	DC	TOE-GPST
3 597	0.	0.0	0.0	0.0	0.0	7200.
3 597	0.	-4.6	1.0	3.4	-1.8	10800.
3 597	0.	6.1	-3.2	3.8	-7.7	14400.
3 597	0.	5.7	-5.2	7.6	0.2	10304.
3 597	0.	23.1	3.6	3.8	-5.3	13904.
3 597	0.	-42.2	-23.7	-209.0	35.2	57600.
3 597	3600.	0.0	0.0	0.0	0.0	3600.
3 597	3600.	-1.8	2.5	-3.4	-0.7	7200.
3 597	3600.	1.1	1.3	-4.8	-3.7	10800.
3 597	3600.	2.2	-0.8	-1.9	1.1	6704.
3 597	3600.	11.3	1.6	-3.1	-1.7	10304.
3 597	3600.	-51.5	152.2	-147.3	30.1	54000.
3 597	7200.	0.0	0.0	0.0	0.0	0.
3 597	7200.	-3.4	3.9	-2.1	-0.1	3600.
3 597	7200.	-6.0	6.9	-4.0	-1.2	7200.
3 597	7200.	-4.0	4.4	-2.6	1.5	3104.
3 597	7200.	-2.3	5.7	-3.9	0.5	6704.
3 597	7200.	20.9	266.9	-58.1	23.5	50400.
3 597	10800.	0.0	0.0	0.0	0.0	-3600.
3 597	10800.	-3.1	3.6	0.4	-0.1	0.
3 597	10800.	-6.9	8.1	0.8	-0.3	3600.
3 597	10800.	-4.5	5.4	0.4	1.4	-496.
3 597	10800.	-7.5	9.0	0.8	1.3	3104.
3 597	10800.	145.2	267.6	10.3	15.2	46800.
3 597	14400.	0.0	0.0	0.0	0.0	-7200.
3 597	14400.	-3.3	3.7	3.2	-0.5	-3600.
3 597	14400.	-5.9	6.8	5.6	-0.8	0.
3 597	14400.	-3.6	4.5	3.3	1.1	-4096.
3 597	14400.	-6.8	8.3	6.3	0.8	-496.
3 597	14400.	243.4	174.1	10.9	5.5	43200.
3 597	18000.	0.0	0.0	0.0	0.0	-10800.
3 597	18000.	-9.4	-1.1	12.6	-1.5	-7200.
3 597	18000.	-12.2	1.0	17.6	-2.9	-3600.
3 597	18000.	-10.1	-0.1	13.8	0.2	-7696.
3 597	18000.	-12.2	1.6	17.7	-1.1	-4096.
3 597	18000.	255.2	69.5	-43.2	-5.9	39600.

第4表 異なるエフェメリスによるx, y, z, オフセット値の相違、PRN=17の場合

PRN WEEKLY	GPST	DX	DY	DZ	DC	TOE-GPST
17 597	0.	0.0	0.0	0.0	0.0	7200.
17 597	0.	-22.1	-5.2	-9.0	-5.5	14400.
17 597	0.	-22.6	-7.1	-9.3	4.2	10304.
17 597	3600.	0.0	0.0	0.0	0.0	3600.
17 597	3600.	-4.3	4.4	-8.1	-2.7	10800.
17 597	3600.	-4.5	2.7	-8.4	5.1	6704.
17 597	3600.	41.0	51.7	-6.9	-0.2	13904.
17 597	7200.	0.0	0.0	0.0	0.0	0.
17 597	7200.	-2.7	5.8	-8.8	-0.9	7200.
17 597	7200.	-2.9	4.5	-9.3	5.6	3104.
17 597	7200.	15.5	22.6	-12.4	3.2	10304.
17 597	10800.	0.0	0.0	0.0	0.0	-3600.
17 597	10800.	-6.2	4.9	-6.7	-0.2	3600.
17 597	10800.	-6.5	4.2	-7.1	5.8	-496.
17 597	10800.	-6.1	10.5	-12.3	5.1	6704.
17 597	14400.	0.0	0.0	0.0	0.0	-7200.
17 597	14400.	-8.9	5.4	-3.5	-0.7	0.
17 597	14400.	-9.0	5.4	-3.7	5.5	-4096.
17 597	14400.	-17.5	10.4	-6.9	5.2	3104.
17 597	18000.	0.0	0.0	0.0	0.0	-10800.
17 597	18000.	-14.0	3.2	1.2	-2.2	-3600.
17 597	18000.	-13.5	3.7	1.2	4.8	-7696.
17 597	18000.	-22.8	8.7	2.4	3.8	-496.
17 597	21600.	0.0	0.0	0.0	0.0	-14400.
17 597	21600.	-26.8	-10.0	12.6	-4.9	-7200.
17 597	21600.	-25.6	-9.3	12.6	3.7	-11296.
17 597	21600.	-34.2	-5.6	18.1	0.7	-4096.
17 597	25200.	-47.0	-41.6	32.9	-8.7	-10800.
17 597	25200.	-56.3	-35.6	43.5	-4.1	-7696.
17 597	28800.	-70.2	-95.5	53.0	-13.6	-14400.
17 597	28800.	-83.9	-79.3	67.2	-10.5	-11296.