

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1105

GPSにおけるセレクトティブ・アベイラビリティ  
(選択利用性)の観測と評価解析

村田正秋・張替正敏

1991年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# GPSにおけるセレクトティブ・アベイラビリティ (選択利用性)の観測と評価解析\*

村田正秋\*<sup>1</sup> 張替正敏\*<sup>2</sup>

## The Observations and Analysis of Selective Availability in GPS

Masaaki MURATA and Masatoshi HARIGAE

### ABSTRACT

Selective Availability (SA) of the Global Positioning System (GPS) was tested from March 25 – August 28, 1990. The objective of SA is to degrade the positioning accuracy of civilian GPS users by intentionally adding errors into the broadcast ephemerides and satellite clocks of the GPS navigation message, with SA expected to be implemented in the fully operational phase of GPS (about mid-1993). Presently only Block-II GPS satellites have this capability.

In order to estimate the magnitude, time behavior, and dynamic/statistical characteristics of SA errors, both pseudorange and delta-pseudorange observations were taken during the SA test period using a Clear/Acquisition (C/A) code, single channel GPS receiver (NAVCORE-1) of the National Aerospace Laboratory (NAL). SA errors were subsequently analyzed by computing residuals of the pseudorange/delta-pseudorange data.

Analysis results show that:① SA was implemented on the Block-II satellites only. ② SA errors in the pseudorange data consisted of both short periodic components with the period of a few minutes and long periodic terms with the period of a few hours, with the magnitude ranging from 30~50m (RMS), which is consistent with the stated policy of U.S. Department of Defense (DoD), ③ The anomalous residuals in the delta-pseudorange data for the Block-II satellites were also observed, but the magnitude of which was well below the formal standard deviation (10cm) of the receiver, and this hardly has an effect on navigation accuracy in velocity.

**Keywords :** GPS, Selective Availability, data analysis, navigation,  
satellite positioning

---

\* 平成3年3月5日 受付 (Received 5 March 1991)

\*<sup>1</sup> 制御部 (Control Systems Division)

\*<sup>2</sup> 株東芝 (Toshiba Ltd.)

## 概 要

1990年3月25日から8月28日にかけて、選択利用性SA (Selective Availability) の試験が行われると報じられた。SAとは、意図的な誤差源を放送暦および衛星搭載時計に付加することによって、民間利用者の測位(速度, 時刻)精度を劣化させるもので、全世界測位システムGPS (Global Positioning System) の運用段階(1993年半ば)において実施されると考えられている。現在宇宙部分は試験実証用として1980年代初頭に打ち上げられたブロックI型衛星と、運用型として1989年2月から打ち上げの始まったブロックII衛星から構成されており、ブロックII衛星のみがSA機能を有している。

そこで、このSAの大きさ、時間的な挙動、動特性、などを推定する目的で、航技研所有のGPS受信機(NAVCORE-1)によって、このSA試験期間に疑似距離およびデルタ疑似距離(積分ドップラ)データを取得し、その高精度解析によって、SA誤差成分を分離した。その結果、以下のことが確認された。①SAはブロックII衛星にのみ実施されており、②疑似距離データにおけるSA誤差は周期が数分の短周期成分と数時間の長周期成分とからなり、その大きさは約30~50m (RMS)となっている。この大きさは水平面内の測位精度100m (95%)に相当し、公表されている米国防総省のポリシーに合致する。③同様にSA誤差はデルタ疑似距離にも入っているが、その大きさは小さく、航法精度への影響は無視できる。

### 1. はじめに

全世界測位システムGPS (Global Positioning System) は米国防総省 (DoD) が開発している次世代の電波航法衛星システム<sup>1),2)</sup>である。現在は、24衛星(21アクティブプラス3スタンバイ)の軌道配置の構築に向けて、ほぼ2ヶ月に1衛星の割合で打ち上げが進行しており、順調に進めば、1993年代半ばには完全運用段階に入る模様である。周知の通り、GPSは本来的に軍用であるが、民間もリスクを承知の上で利用してよいことになっている。これまでに民間用のGPS受信機が種々製作され、色々な乗り物で試験されてきたが、いずれも計画段階で民間用に予測された測位精度の上限100mをはるかに上回る20~40mが報告された。この結果に安全保障上危機感を抱いたDoDは、民間利用者の精度を故意に劣化させること—選択利用性(Selective Availability, SA)<sup>3)</sup>—を決定し、どのようにして劣化させるかの方策の検討を行なった。現在では、SAはDoDが国家安全保障上、故意な誤差源を放送暦および衛星搭載時計に付加することによって、Standard Posi-

tioning Service (SPS) すなわち民間利用者の測位(および速度, 時刻)の精度を劣化させることと定義され、完全運用段階において実施されると考えられている。Precise Positioning Service (PPS) すなわち軍関係の利用者はSA誤差を除去する情報が与えられるとされ、SAの影響を全く受けない、SAは、放送される軌道パラメータの操作( $\epsilon$ -プロセス)と衛星時計のディザリング(dithering)による操作( $\delta$ -プロセス)の2段階構えで実施され、前者は周期の長いSA誤差を、また後者は長周期および短周期のSA誤差成分を与える。その場合の3次元測位精度は120m、すなわち水平面(緯度, 経度)で100m (95%)、高度で150m程度になると考えられている。SAなしのSPSによる測位精度は20~40mであるから、これは3倍の精度劣化に相当する。ちなみに速度と時刻の精度もそれぞれ0.3m/s, 300~400ns ( $1\text{ ns} = 10^{-9}\text{ s}$ )まで劣化すると予測されている。

現在、宇宙部分は、試験実証用として1978年から1985年にかけて打ち上げられたBlock I型衛星と、運用型として1989年2月から打ち上げの始まった新しいBlock II型衛星によって構成さ

れている。このうち、Block II 衛星はSA 機能を有しているが、Block I 衛星についてはSA を行なうかどうかは留保されている。なお、1990年12月末で、Block I 衛星では打ち上げ順にPRN 6, 9, 11, 13, 12, 3の6衛星、さらにBlock II 衛星では打ち上げ順にPRN14, 2, 16, 19, 17, 18, 20, 21, 15, 23の10衛星がアクティブ<sup>†</sup>となっている(衛星を区別するのに、衛星に割りふられた疑似雑音(pseudo random noise, PRN)コード番号(1~32)<sup>†1)</sup>を使う)。

しかるに1990年3月25日から8月28日にかけて、このSAの試験が行われると報じられた。著者らは、このGPSの運用段階で実施されると考えられているSAが、GPS観測に見かけ上どのように現れ、かつ測位精度にどのように影響するかを評価することを目的として、このSA試験期間に航技研所有のGPS受信機Collins NAVCORE-1<sup>†)</sup>によって観測データを取得した。本報告では、そのデータを詳細に解析し、SAの大きさ、動特性などの推定を試みた結果について述べる。また、GPSデータに含まれる各種誤差因およびそれらの補正のために本研究で採用したモデルについて詳述している。

## 2. GPSにおける観測量と誤差モデル

GPSにおける基本的な観測量は、観測者の位置情報を与える疑似距離と、速度情報を与える疑似距離変化率である(この他に搬送波位相差が観測でき、精密測位では極めて重要な量であるが、本報告では取扱わない)。航技研所有のGPS受信機NAVCORE-1では、C/Aコード(L1)<sup>†1)</sup>に対する疑似距離(pseudorange)とデルタ疑似距離(delta-pseudorange)が観測できる。米国製受信機であるNAVCORE-1は、ハードウェア、ソフトウェアともに完全にブラックボックスになっており、航法結果がCDU(Control Display Unit, 制御表示装置)に表示されるのみである。航法計算部についても、航法アルゴリズム等に関して、ユーザーマニュアルには一切記載されていない。ただし、受信した観測データ、航法信号、等のポストフライト解析に必要なデータは、RS-232ポートを介してパーソナルコンピュータに記録できる。そこでこれらのデータを使用して航法の再計算をはじめ、必要な解析を行うことができる。このような再計算は、受信機の信頼性を確認するとともに、より高度なGPS利用技術の開発のため有効であると考えられる。そのため

† PRN 9衛星は、12月に姿勢制御系に異常が発生したが、湾岸戦争に対処するため、従来の3軸安定をスピン安定に切換えて運用を継続していた。しかし、1991年3月6日、その機能を停止することになった。なお、1990年11月26日打ち上げられたPRN 23は正確にはブロックII A型衛星と呼ばれ、これまで9個のブロックII型衛星とは区別される。しかし、12月12日に太陽パネルの制御回路に根源的な異常が発生したため、その原因究明のため、後続衛星の打ち上げは6月期まで延期された。航法には問題はなく、健康とセットされている。

†1 各衛星は原子時計を搭載し、それからの10.23 MHz(正確には一般相対論を考慮して、地上で10.23 MHzになるよう衛星上では10.22999999545 MHz)の信号をもとに、その154倍と120倍の周波数をもつL1(1575.42 MHz)とL2(1227.6 MHz)の2つの搬送波を送信し、それぞれの搬送波は測距信号であるPRNコードで変調されている。このPRNコードにはC/AコードとPコードがある。最近まで、民間利用者はC/Aコードのみ受信できて、軍用のPコードにはアクセスできないとされていたが、Pコード受信のための情報がすべて民間に流れてしまった結果、民間でもPコード受信機を製作できるようになった。そこで、DoDは従来からのコードによる区別を止めて、SAの影響を受けない精密測位業務をPPS(軍用)、それ以外の標準測位業務をSPS(民間用)、と分けしている。なお、有事の場合にはPコードは秘密なYコードに替えられるとされ、PPS利用者のみがYコードにアクセスできる(Anti-Spoofing, A-Sと呼ばれる)としている。一方で最近、“GPS World”(Nov./Dec.1990)は、A-Sは運用段階において通常的に実施される、従ってYコードはPコードにとって変わるので、SPS利用者はもはやPコードにアクセスできなくなると報じている。

の GPS データ解析用ソフトを新たに作成しなければならぬ。

本節では、疑似距離、デルタ疑似距離について、その観測の厳密かつ一般的な定式化とともに、種々の誤差源とそれらに対して本報告で採用した補正モデルを議論する。

## 2.1 疑似距離

GPS で実際に測定される観測量は、衛星と受信機間の電波の伝播時間 ( $\tau$ ) である。この量はまた、以下のようにして衛星と受信機の位置座標と関係づけられる。ある GPS 衛星から、それに搭載されている (原子) 時計で測って、時刻  $t_2$  に発射された信号 (電波) が、利用者側の受信機に受信機の時計で測って時刻  $t_3$  に受信されたとすれば、 $c$  を (真空中の) 光速として

$$\begin{aligned} PR(t_3) &= c\tau \\ &= c(t_3 - t_2) \end{aligned} \quad (1)$$

と書ける。これは時計の誤差によって幾何学的距離に一致しないため、疑似距離と呼ばれる (4) 式参照)。右辺が意味を持つためには、衛星搭載時計と受信機の時計が、ある共通の時刻に同期していることが必要である。同期しているという意味は、共通の時刻に対して、それぞれの時計がどれだけ進んでいるか (または遅れているか) の情報があるということである。GPS においては、共通の時系として GPS 時系 (GPS タイム) が用意されている。これは GPS 衛星を管理している地上コントロール局で保持されている時系で、GPS 衛星の軌道暦と搭載時計の誤差はこの GPS タイムをパラメータとして計算できるようになっている。

(1) 式は、送信アンテナの位相中心を信号 (電波) が出た瞬間の GPS タイム ( $T_2$ ) および受信アンテナの位相中心にその信号が到着した瞬間の GPS タイム ( $T_3$ ) を用いて、次式で表わされる。

$$PR(t_3) = c(T_3 - T_2 + dt_3 - dt_2 + T_{HW} + T_{HWSV}) \quad (2)$$

ここで

$T_{HW}$  = 受信機のハードウェア遅延 (受信アンテナ

位相中心から受信機時計までの回路遅延で、主にアンテナから受信機までのケーブル長)

$T_{HWSV}$  = 送信アンテナ位相中心から衛星搭載時計までの回路による遅延時間

$dt_2 = t_2 - T_2 + T_{HWSV}$   
= 衛星搭載時計の GPS タイムに対するオフセット

$dt_3 = t_3 - T_3 - T_{HW}$   
= 受信機時計の GPS タイムに対するオフセット

とする。ここでは便宜上、各時計のオフセットを位相中心における GPS タイムによって表わしている。(2) 式に関して、以下の 3 点に注意する。

(イ) (2) 式を  $dt_3$  について解くことができれば、受信機時計が GPS タイムに同期できたことになる。これは第 3 章で述べるタイムトランスファーというすでに実用化されている技術であり、受信機位置座標 (正確には受信アンテナの位相中心の位置座標) を既知とすれば可能である。一方、受信機位置のみに関心のある利用者は ( $dt_3 + T_{HW}$ ) を未知パラメータとして解けば良い。その場合、 $T_{HW}$  の値がいくらかを考慮する必要はなくなる。これが測位または航法利用者の普通のアプローチである。

(ロ) 脚注<sup>†1</sup>で述べたように、衛星は L1, L2 という 2 つの波で信号を送信している。従って、受信機では各々の波に対して疑似距離を観測できる。通常、1 波受信機では L1 を観測し、2 波受信機では L1 データを用いて測位を行ない、L2 データは電離層遅延補正に使った後は捨てる。

(ハ)  $T_{HWSV}$  の値は、L1 および L2 に応じて異なる。しかるに、地上コントロール局では 2 波の疑似距離データの線型結合 ((3) 式) により、電離層遅延を除去した後、精密軌道決定の過程で衛星時計のオフセット ( $dt_2 - T_{HWSV}$ ) ((イ) と同じ理由で  $dt_2$  を単独に推定することはしない、また  $T_{HWSV}$  自体経年変化する) を決定し、その結果から航法メッセージを作成している。

$$PR(t_3)_{L3} = \frac{PR(t_3)_{L2} - \gamma PR(t_3)_{L1}}{1 - \gamma} \quad (3)$$

ただし

$$\gamma = (f_{L1}/f_{L2})^2 \quad (4)$$

とし、 $f_{L1}$ =L1信号の周波数、 $f_{L2}$ =L2信号の周波数とする。添字L3は電離層遅延フリーを示す<sup>12</sup>。

従って、 $T_{HWSV}$ のL1およびL2での差が時計パラメータの $a_{SV}$  (5式参照)に吸収されるので、この差を観測しないL1（またはL2）1波受信機の利用者は、放送される衛星時計のオフセットパラメータから計算される $\Delta t$ に対して、「群遅延( $T_{GD}$ )」<sup>9)</sup>と呼ばれる補正を行なうことが必要になる。すなわち、航法メッセージを使って計算される搭載時計のオフセット量<sup>6),7),8)</sup>

$$\Delta t = a_{SV} + b_{SV} (T_2 - T_{OC}) + c_{SV} (T_2 - T_{OC})^2 + \delta T_r \quad (5)$$

$$\delta T_r = -4.443 \times 10^{-10} e A^{1/2} \sin E \quad (6)$$

ただし、 $e$ は軌道離心率、 $A$ は軌道長半径(m)、 $E$ は離心近点離角

に対して、L1疑似距離データの利用者は

$$dt_2 - T_{HWSV} (= t_2 - T_2) = \Delta t - T_{GD} \quad (7)$$

また、L2疑似距離データの利用者は

$$dt_2 - T_{HWSV} (= t_2 - T_2) = \Delta t - \gamma T_{GD} \quad (8)$$

という補正を行なう。なお、 $T_{GD}$ は航法信号に含まれるとされるが、これまでのところ、すべて0にセットされている。

以上から、(2)式はL1疑似距離に対して、

$$PR(t_3) = c(T_3 - T_2 + dt_3 - \Delta t + T_{HW} + T_{GD}) \quad (9)$$

と書くべきことがわかる。

さて、(9)式の $c(T_3 - T_2)$ は電波が送信アンテナの位相中心から受信アンテナの位相中心まで慣性空間を伝播した経路長に等しく、またその間に電離層および対流圏によって伝播遅延を受けるか

ら、送受信アンテナの位相中心のある慣性座標系に関する位置ベクトルをそれぞれ $R_A(T_2)$ 、 $R(T_3)$ とすれば、

$$c(T_3 - T_2) = \rho + d_{iono} + d_{trop} \quad (10)$$

$$\rho = |R(T_3) - R_A(T_2)| \quad (11)$$

ここで $\rho$ は送受信アンテナの位相中心間の幾何学的距離、 $d_{iono}$ は電離層遅延、 $d_{trop}$ は対流圏遅延とする。(10)式は光路差方程式(light-time equation)と呼ばれる。電離層、対流圏の各遅延以外に、地球の重力場による光路の伸び(一般相対論効果)<sup>9)</sup>があるが、この相対論的遅延時間はGPSの場合たかだか0.06ns程度と小さいので航法ユーザーは最初から無視してよい。

GPSでは、衛星および受信機の位置・速度ベクトルは、地球に固定した、地球とともに回転する地心直交座標系すなわちECEF系(earth centered, earth fixed system)で表す約束になっている。この基本座標系として、図1に示すところのWGS84系(World Geodetic System 1984)<sup>10)</sup>が使用される。(11)式の $\rho$ をWGS84系で表すと、電波が衛星から受信機まで有限時間( $T_3 - T_2$ )に伝播する間に地球が回転する分だけ距離が延びる効果を勘定に入れなければならない。これは回転系で生じる特殊相対論的效果で、Sagnac効果<sup>8),11),12)</sup>と呼ばれている。すなわち、送受信アンテナの位相中心をWGS84系で表した位置ベクトルをそれぞれ $r_A(T_2)$ 、 $r(T_3)$ とすると

$$\rho = |r(T_3) - r_A(T_2)| + d_{sag} \quad (12)$$

となる。ここで

$$d_{sag} = \omega / c [(x_A - x) y_A - (y_A - y) x_A] \quad (13)$$

$\omega$ =WGS84採用の地球の平均角速度

また  $r_A = (x_A \ y_A \ z_A)$ 、 $r = (x \ y \ z)$ とする。

なお、(13)式は $O(c^{-2})$ を無視した近似式である。

さて、衛星の軌道は衛星重心に対して記述されるから、WGS84系における衛星の位置ベクトルを $r_{SV}$ とすると、これは明らかに送信アンテナの

<sup>12</sup> GPS衛星には、核探知用として実際にL3バンドが存在し、使われているという情報がある。それと混同しないように注意する。

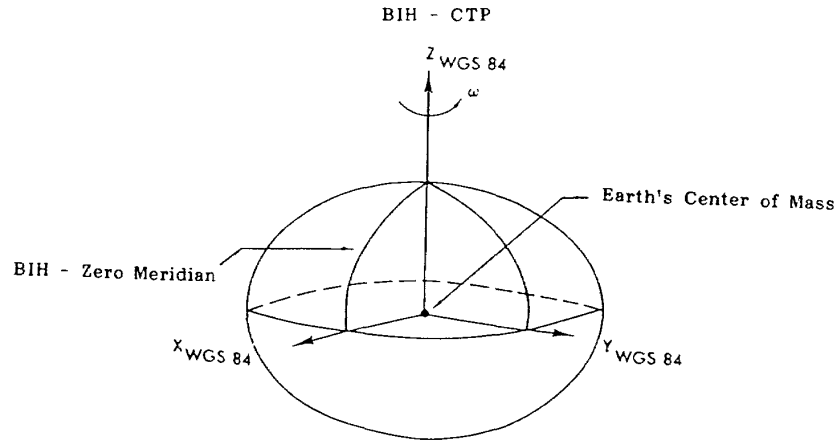


図1 WGS 84 規準座標系

この座標系は厳密に定義されている<sup>10)</sup>が、本報告の範囲を超えるので省略する（規準楕円体のパラメータは、付録1の表1Aを参照）。

CTP – Conventional Terrestrial Pole（慣用平均極）、BIH – Bureau International de l'Heure（国際報時局 – 現在は、IERS – International Earth Rotation Service に改称、パリ天文台）。

位相中心の位置ベクトル  $r_A$  と一致しない。従って、 $r_A$  を  $r_{SV}$  で表すためには衛星重心に対する送信アンテナの位相中心のオフセット補正が必要になる。この補正量は大きさが約 1 m 強になる。しかるに GPS 衛星から航法信号として放送される放送暦の精度は数年前の 40~100 m に比べて非常に改良され、現在では 5 m 程度が達成されているという報告もある。しかしアンテナのオフセット補正が必要なほど高精度とは言えないので、放送暦を用いる一般利用者は  $r_A(T_2) = r_{SV}(T_2)$  と看做して計算して問題にならない<sup>13)</sup>。また、利用者の位置座標は常に受信アンテナの位相中心位置であることに注意する。

以上によって、L1 疑似距離の観測量が衛星および受信機の WGS 84 系で表した位置座標と関係づけられた。すなわち、陽にまとめると

$$PR(t_3) = |r(T_3) - r_A(T_2)| + d_{sag} + d_{iono} + d_{trop} + c(dt_3 - \Delta t + T_{HW} + T_{GD}) \quad (14)$$

なお、L2 疑似距離に対しては、上式の  $T_{GD}$  を  $\gamma T_{GD}$  に書換える。以下では GPS 観測データはすべて L1 に対するものとする。

上式で考慮した誤差因の外に、マルチパス（多重伝播）、受信機固有のバイアス誤差やランダム誤差（熱雑音、内部雑音など）がある。これらの誤差因による測距誤差は通常、モデル誤差と看做して観測雑音に含める。

(14) 式の右辺各項のうち、 $r(T_3)$  は未知数とし、 $r_A(T_2) (= r_{SV}(T_2))$  は航法信号にある放送暦データから、また  $d_{sag}$  はすでに示した (13) 式から計算できるので、以下では、残りの項に対する補正法およびそのモデルを検討する。

#### ① 電離層遅延 ( $d_{iono}$ )<sup>13)</sup>

L1, L2 の 2 波の P コード受信機は、遅延が周波数に逆比例する性質を用いて高精度で補正できる (3) 式参照) が、NAVCORE-1 のような L1 だけの C/A コード受信機は数学モデルによって補正する。一般には、GPS 採用電離層モデル

<sup>13)</sup> 精密暦にアクセスできる、主に測地目的の利用者は、オフセット補正 ( $d_{AOF}$ ) を (近似的に) 次式<sup>12)</sup>で計算し、(10) 式の右辺に加算することによって、より高精度が期待できる。

$$d_{AOF} = -CM \cdot \text{unit}(r_{sv}) \cdot \text{unit}(r_{sv} - r)$$

CM = 0.87m (Block I 衛星)  
1.02m (Block II 衛星)

を使うとされ、それに必要なパラメータ値は航法信号の中に与えられている。

L1周波数に対する電離層遅延量は、

$$d_{\text{iono}} = c \tau_{\text{iono}}$$

$$\tau_{\text{iono}} = F \left[ 5. \times 10^{-9} + \text{AMP} \left( 1 - \frac{X^2}{2} + \frac{X^4}{24} \right) \right],$$

$$|X| < 1.57$$

$$F [5. \times 10^{-9}], \quad |X| > 1.57$$

ここで

$$X = \frac{(t - 50400)}{\text{PER}} \times 2\pi \quad (\text{radians})$$

$$F = 1. + 16. [0.53 - E]^3$$

$$\text{AMP} = \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_n^2, \quad \text{AMP} > 0 \quad (\text{sec})$$

$$0, \quad \text{AMP} < 0$$

$$\text{PER} = \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_n^2, \quad \text{PER} > 72,000 \quad (\text{sec})$$

$$72,000, \quad \text{PER} < 72,000$$

なお、 $\alpha_n$ 、 $\beta_n$  ( $n=0, 1, 2, 3$ ) は航法信号データである。他の諸量として、

$$\phi_m = \phi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1.617)$$

(semi-circles),

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\phi \sin A}{\cos \phi_i} \quad (\text{semi-circles}),$$

$$\phi_i = \phi_u + \phi \cos A \quad (\text{semi-circles}),$$

$$|\phi_i| < 0.416$$

$$+0.416 \quad \text{if } \phi_i > 0.416$$

(semi-circles),

$$-0.416 \quad \text{if } \phi_i < -0.416$$

$$\phi = \frac{0.0137}{E + 0.11} - 0.022 \quad (\text{semi-circles}),$$

$E$ -受信機から見た衛星の迎角  
(semi-circles)

$A$ -受信機から見た衛星の方位角, 真北から時計方向に正

(semi-circles)

$\phi_u$ -受信機の測地学的緯度

(semi-circles), WGS 84系

$\lambda_u$ -受信機の測地学的経度

(semi-circles), WGS 84系

$$t = 4.32 \times 10^4 \lambda_i + \text{GPS time (sec)},$$

ここで  $t > 86400$  ならば, 86400sec を差引く;

$t < 0$  sec ならば, 86400sec を加算する。

また, GPS time-受信機の算出したシステム時刻とする。

## ② 対流圏遅延 ( $d_{\text{trop}}$ )

対流圏でのマイクロ波の伝播遅延は近似的には地表における気温, 気圧, 湿度を使ってモデル化できる (Hopfield)。1973年にザースタモイネン (Saastamoinen, J.) は高度角 20 度以上の衛星に対しての伝播遅延を次式<sup>2)</sup>で与えた。

$$d_{\text{trop}} = 0.2277 \text{sec} \left\{ P + (1255/T_0 + 0.05)e - B \tan^2 \zeta \right\} - \delta_R \quad (\text{cm})$$

ここで

$d_{\text{trop}}$ : 大気による遅延 (cm)

$\zeta$ : 衛星の天頂距離 (deg)

$P$ : 地表での気圧 (mbar)

$T_0$ : 地表での気温 (ケルビン)

$e$ : 地表での水蒸気分圧 (mbar)

$B$ : 観測点の海拔高度に関する補正係数で, 海拔 1,000m 以内では 1 に近い

$\delta_R$ : 天頂距離と海拔高度に関する補正項で, 天頂距離が 70 度以内では +2 cm を越えない。

さらに, VLBI で用いられる簡易型モデル (Chao, 1970)<sup>1)</sup> もしばしば使用される。Chao によれば, 迎角 ( $E$ ) において対流圏遅延量は次式で与えられる。

$$d_{\text{trop}} = \frac{2.0985}{\sin(E) + \frac{0.00143}{\tan(E) + 0.0445}} \quad (\text{m})$$

両モデルによる差は, 実用上無視できる程度である。

③ 受信機の時計誤差 ( $dt_3$  または  $dt_3 + T_{\text{HW}}$ ) 未知数として解く



④ 衛星時計の誤差 ( $dt_2$ )

通常、ルビジウム、セシウム原子時計が搭載され、すでに述べたようにその誤差は2次多項式に一般相対論効果を加えた(5)式によって表される。(5)式において、 $T_{oc}$ は2次多項式の係数値を与える基準時刻で、係数  $a_{sv}$ ,  $b_{sv}$ ,  $c_{sv}$  と共に航法信号データとして得られる。また、(6)式の  $\delta T_r$  は時計が理想的なものであっても地球重力と楕円軌道の影響で地表の理想的な時計とは動きが異なるための補正項で、一般相対論効果である。衛星を打ち上げる前に、平均的な進み分である  $-4.45 \times 10^{-10}$  倍だけ周波数オフセットされている(脚注<sup>†</sup>参照)ので、 $\delta T_r$ には周期項だけが含まれる<sup>5)</sup>。

⑤ 1波受信機用群遅延補正 ( $T_{GD}$ )<sup>5),6)</sup>

衛星のアンテナから送信される前のL1, L2の信号経路の伝播時間の差である。実際には差そのものではなく、 $1/(1-\gamma)$ を掛けた値で定義される。すなわち、

$$T_{GD} = \frac{1}{1-\gamma} (t_{2,L1} - t_{2,L2})$$

ここで、 $t_{2,Li}$ は $L_i$ 信号がアンテナから送信された時刻を表し、また $\gamma$ は(4)式で与えられる。なお、航法信号中の $T_{GD}$ が0になっているのは、 $t_{2,L1}$ ,

$t_{2,L2}$ の差がなくなるよう衛星が作られていると考えるよりも1波用の高精度な電離層遅延モデルがまだでき上がっていないこと、また電離層遅延の実測値とモデルの差として長期のデータから推定される $T_{GD}$ 値そのものが確定できていないため、と考えたほうがよい。

⑥ 受信機ハードウェア遅延 ( $T_{HW}$ )

受信機アンテナから受信機までの回路遅延。もしこれを陽に考慮しない場合には $dt_3$ は $T_{HW}$ を含んだ値になることに注意する。 $T_{HW}$ の値はGPSタイムに同期した時刻信号を外部に取り出す場合には無視できないが、それ以外はクロックバイアスに含めて推定して何等問題はない。

疑似距離観測における各種誤差因と著者らが採用した補正法を表1にまとめる。

以上見てきたように、一般に $r(T_3)$ と $dt_3$ の4個が未知数となるから、異なる4衛星に対する疑似距離データが同時に取得できれば、代数演算によってこれらを解くことができる。このような受信機を4チャンネル同時受信機と言う。一方、NAVCORE-1のように、瞬時に1衛星に対する疑似距離のみ観測できる受信機は1チャンネル順次受信機と呼ばれ、航法演算は通常カルマンフィルターによる。

表1 GPS疑似距離データの誤差源と補正法

誤差源	内容	補正計算法
1. 放送暦	衛星の軌道要素	(精密暦 <sup>15)</sup> を使う以外に方法はない)
2. 衛星時計オフセット	衛星時計のGPSタイムからのずれ	GPS信号のパラメータで推定
3. 衛星時計の相対論的周期変化	衛星時計の進みが位置により異なる	相対論モデル
4. GPS群遅延	GPS衛星内のL1, L2回路の遅延差	GPS信号のパラメータ( $T_{GD}$ )で推定
5. 衛星アンテナの重心補正	アンテナの位相中心が衛星の重心と不一致	(精密暦ユーザー以外、補正不要)
6. 電離層遅延	電離層を電波が通過する時、速度が遅れる	GPS採用モデル
7. 対流圏遅延	対流圏での屈折	Saastamoinen または Chao モデル
8. 一般相対論的遅延	地球重力場による伝播時間の遅延	(精密軌道決定以外、無視して良い)
9. Sagnac効果	地球自転の効果	相対論モデル
10. 受信機時計誤差	受信機時計のGPSタイムからのずれ	未知数として解く
11. マルチパス	電波の多重伝播遅延	普通、観測雑音として扱う
12. SA誤差	GPS航法精度を落とすため、意図的に付加された誤差	(DGPS以外に補正法はない)
13. 観測雑音	受信機の内部雑音や熱雑音	カルマンフィルタなどの統計処理

## 2.2 デルタ疑似距離

デルタ疑似距離はドップラ周波数を一定時間 ( $\Delta$ ) 積算した量を長さの単位で表したもので、疑似距離変化率を一定時間積分したことに等価である。従って、疑似距離差と呼ばれることがある。デルタ疑似距離は明らかに速度情報を与える。その観測量は次式で与えられる。

$$DR(t_3) = PR(t_3) - PR(t_3 - \Delta) \quad (15)$$

NAVCORE-1における積分時間は  $\Delta = 0.1\text{sec}$  である。

## 3. 時刻同期

ここでは、GPSによって時刻同期を行なうための計算アルゴリズムについて検討する。これは、時刻同期がそれ自身技術的に重要であるだけでなく、ディファレンシャルGPS航法や、本稿の目的であるSAの観測に不可欠であるためである。

疑似距離の(14)式において、受信機アンテナがその位置座標が既知な定点におかれているとすれば、すなわち、 $r(T_3) = r$ が分かっていると仮定すれば、未知数はもはや受信機のクロックバイアス ( $dt_3$ )のみとなり、従ってこの量は1衛星に対する疑似距離データのみから計算できることになる。 $dt_3$ は、GPSタイムに対するオフセットと定義されているから、これにより受信機の時計がGPSタイムに同期されたことになる。すなわち、衛星側のGPSタイムが受信機側に移されたわけである。この意味で、このようなオペレーションをタイムトランスファー (time transfer) と呼び、それ専用の受信機も作られている<sup>10)</sup>。タイムトランスファーでは、(9)式で  $PR_m(t_3)$  を観測データとして、受信機のクロックバイアスについて解いた次式が基本になる。

$$dt_3 = PR_m(t_3) / c - \{T_3 - T_2 - \Delta t + T_{\text{HW}} + T_{\text{GD}}\} \quad (16)$$

疑似距離データから  $dt_3$  を推定する手法としては、以下の2つが考えられる。

### 手法1

- ① 送信時刻 ( $t_2$ ) を  $t_2 = t_3 - PR_m(t_3) / c$  (式(1)) から計算する
- ②  $T_2$  および  $\Delta t$  を (5) ~ (7) 式から計算する
- ③ 放送暦から、 $T_2$  における衛星位置  $r_{SV}(T_2)$  を計算する
- ④ (10) ~ (13) 式から、 $T_3$  および  $c(T_3 - T_2)$  を計算する、すなわち

$$c(T_3 - T_2) = |r(T_3) - r_{SV}(T_2)| + d_{\text{sag}} + d_{\text{iono}} + d_{\text{trop}} \quad (17)$$

- ⑤ (16) 式から、 $dt_3$  を計算する。

### 手法2

受信機のクロックバイアス  $b(T_3) (= cdt_3)$  が次式に従って変動するものと仮定する。

$$db(T) / dT = n(T) + u_b(T) \quad (18)$$

$$dn(T) / dT = -(1/T_c) n(T) + u_n(T) \quad (19)$$

ここで、 $d/dT$  は (GPS タイムに関する) 時間微分を、また  $n(T)$  はクロックドリフトを表す。 $u_b$  および  $u_n$  は白色雑音とし、 $T_c$  は時定数とする。クロックの挙動をこのように仮定し、さらに受信機位置を既知とすると、疑似距離 (およびデルタ疑似距離) の観測データからカルマンフィルターによって、 $b(T)$  および  $n(T)$  を推定できる。このアルゴリズムは自明なので省略する。

手法1は、受信機の時計がセシウムなどの高安定な原子時計で、高精度な時刻同期が必要な場合によく使用される。手法2は、クロックの挙動のモデル化にいろいろなバリエーションがあり、またフィルターパラメータ値の調整が必ずしも容易でないが、観測雑音の平滑化、クロックドリフトの推定、逐次かつ実時間推定、デルタ疑似距離を容易に考慮できる、などの利点があるため、ディファレンシャルGPSなど応用範囲が広い。以上述べたようにGPSを使うことによって、時刻同期が非常に簡単にかつ測距精度に匹敵する精度で実現できる。例えば、NAVCORE-1の測距精度はほぼ10mであるから、原理的には30nsの時刻同期精度が可能になる (公称精度は100ns)。

### 4. 解析方法と結果

#### 4.1 SA の観測に使用したデータ

1990年3月25日から8月28日にかけて、SAの試験が行われると報じられた。また、弱められたSAの試験が6/24/90 (DAY 175) ~ 8/28/90 (DAY 240) の期間実施されると米海軍天文台 (USNO) が報じていた。DAY は年初からの通算日である。

そこで、このSA試験期間に航技研所有のCollins NAVCORE-1 GPS受信機 (米国Rockwell International社製のC/Aコード, 1チャンネル受信機)<sup>9)</sup> によって観測を行なった。すなわち、同年4月13日午前10:45~11:25 (DAY103) および7月23日午後4:00~6:30 (DAY204), 当所調布分室の位置座標が既知の点において、本GPS受信機により、疑似距離, デルタ疑似距離の観測データを取得した。特に7月23日の観測はSAの同定を目的として行なったもので、衛星の組合せをいろいろ変えて観測データを取得したが、本稿ではこの中から、PRN 6, 9, 11, 14に対する観測データの解析結果を述べる。PRN 14はBlock II衛星, 他はすべてBlock I衛星である。このデータセットに対する4衛星配置を図2(a)に示す。以下の計算では、受信アンテナの位置座標(WGS 84系)を、緯度 $35^{\circ} 40' 27.'' 0$ , 経度 $139^{\circ} 31' 53.'' 7$ , 高度<sup>†4</sup> 91.0mとする。これは、市販の1/25,000の地図から読取った日本測地系に関する測地座標を付録1に示した座標変換式<sup>10)</sup>によってWGS 84系で表わした位置座標である。また受信機ハードウェア遅延としてアンテナから受信機までのケーブル長は30.3m (=  $cT_{HW}$ ) である。

4月13日の観測は、GPS-INS複合航法システムの定点測位実験<sup>17)</sup>を目的に実施したもので、この時はPRN 9, 12, 16, 17に対するGPSデータが取得された。明らかにPRN 16, PRN 17がBlock II衛星, 他の2衛星はBlock I衛星である。このデータは、SAの試験が始って間もないとき

のデータという意味で興味がある。

#### 4.2 DAY 204 データ

受信した航法信号データによれば、観測した4衛星とも健康とセットされ、またC/Aコードの測距精度レベルを示す利用者測距精度URA (User Range Accuracy, 軌道データのメッセージに含まれている) はそれぞれ、16m (PRN11), 4m (PRN 6), 2.8m (PRN 9), 32m (PRN 14) となっているから、Block II衛星のPRN 14はSAがONになっていると考えてよい。本報告では、URA値が32mを越える時SA環境にあると仮定している (URAの値は測距精度がURAmより

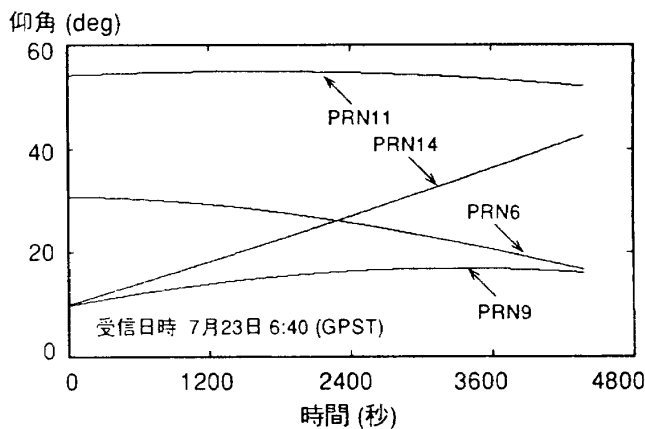
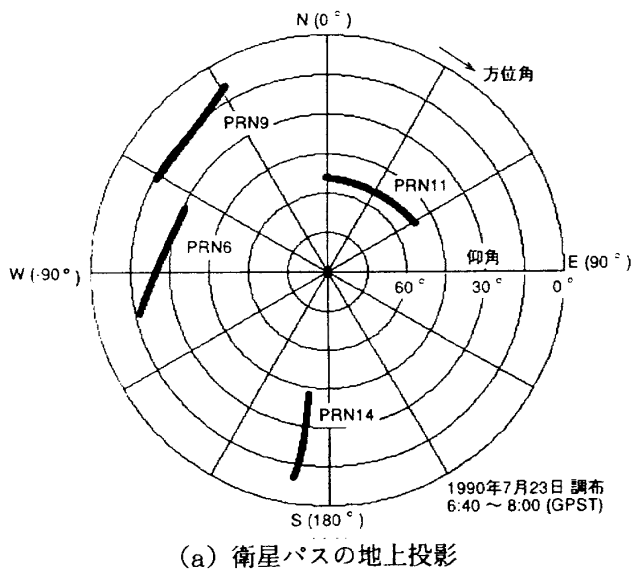


図2 受信機位置 (調布) から見た衛星配置 (DAY 204)

<sup>†4</sup> WGS 84 規準楕円体 (図1) からの高さを表わし、平均海面 (ジオイド) から測る標高ではない。

良くないことを意味する)。この理由は、URA 32 m が周知の 100m (95%) SPS に対応するからである。これら 4 衛星の仰角の時間変化を図 2 (b) に示す。明らかに PRN11 の仰角が最大 (~55°) で、しかも Block I 衛星であるから SA はないことに着目し、PRN11 に対する疑似距離とデルタ疑似距離のデータのみ使用し、受信アンテナの位相中心の位置座標を既知として、GPS 時刻に対する受信機のクロックバイアスをカルマンフィルター(手法 2)によって推定した。なお、NAVCORE-1 内蔵の時計は水晶である。また、仰角最大の衛星を選んだ理由は、電離層および対流圏遅延の補正モデルが高仰角に対して一般に精度が良いからである。こうして推定した受信機的水晶時計のクロックバイアス  $b(T)$  およびクロックドリフト  $n(T)$  の時間変化を図 3 に示す。この水晶時計は、GPS タイムに対して約 0.16 秒 (~47,000 km の距離誤差に相当する) 進んでお

り、またドリフトレートは約  $-8.5 \times 10^{-7}$  ( $-70$  ms/day) であることが分かる。

この計算において、第 2 章で述べた各種誤差源を高精度にモデル化する必要がある。ここでは、電離層遅延は GPS 採用モデル、対流圏遅延は Saastamoinen モデルで補正し、さらに衛星時計のオフセットと相対論的周期変化、地球回転(Sagnac 効果)、の各補正を行ない、送信アンテナの衛星重心オフセットは補正していない。これらの補正量の典型的な大きさを表 2 に示す。衛星によっては、Sagnac 効果、衛星時計の相対論的周期変化ともに無視できない距離誤差を生じ得ることが分かる。NAVCORE-1 で採用しているモデルについての確かな情報はないが、電離層遅延については GPS モデルを、そして対流圏遅延については Chao に近いモデルを採用していると推測される。これは著者らが採用したモデルとほぼ一致し、表 2 の ( ) に NAVCORE-1 が計算

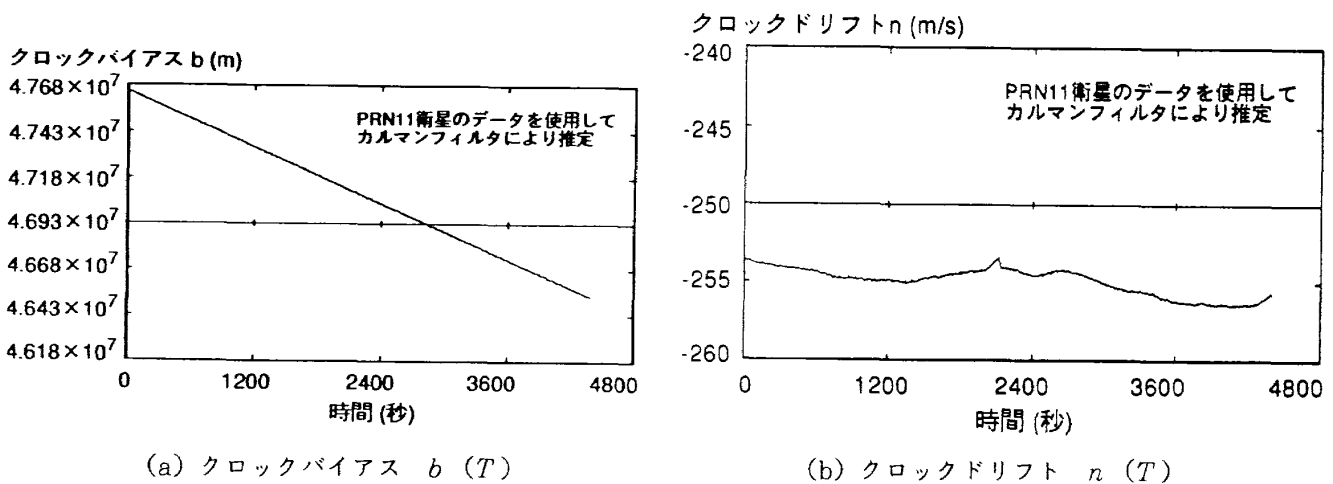


図 3 受信機時計誤差のカルマンフィルターによる推定 (DAY 204)

表 2 誤差因の大きさの数値例 (DAY 204)

( ) は NAVCORE-1 の出力値, 単位 m

誤差源	PRN 6	PRN 9	PRN 11	PRN 14
Sagnac 効果	22.3	14.6	0.1	5.2
電離層遅延	8.85 (8.96)	13.68 (13.86)	5.96 (6.03)	13.43 (13.67)
対流圏遅延	4.69 (4.76)	13.90 (13.88)	2.96 (3.01)	13.66 (14.10)
アンテナオフセット	—	—	—	—
周期的変化	-1.2	-6.3	8.1	-1.4

した電離層および対流圏遅延に対する補正量の値を示すように、著者らの計算値とよく一致している。

次に受信機の時計誤差として、PRN11 データから上述の手順で推定した値 (図3) を使用し、さらに受信機の位置座標を既知として、4 衛星 (PRN 6, 9, 11, 14) に対する疑似距離およびデルタ疑似距離の観測残差を次式によって算出した。

$$\begin{aligned} \delta PR(T_3) = & PR_m(t_3) - \{ |r(T_3) - r_A(T_2) | \\ & + d_{sag} + d_{iono} + d_{trop} \\ & + c(dt_3 - \Delta t + T_{HW} + T_{GD}) \} \quad (20) \end{aligned}$$

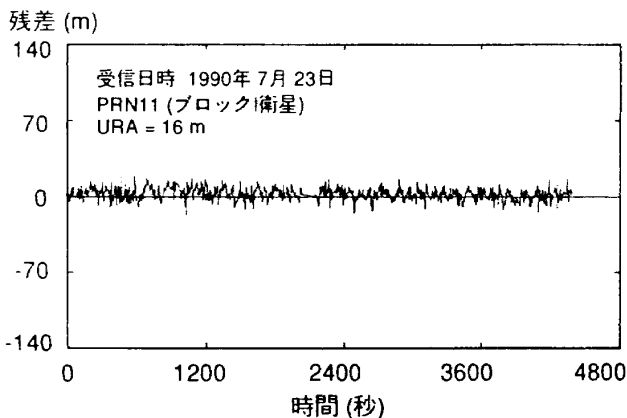
$$\delta DR(T_3) = DR_m(t_3) - \{ PR(t_3) - PR(t_3 - \Delta) \} \quad (21)$$

こうして得られた残差は、放送暦誤差および衛星時計誤差の補正残差を示し、もし SA 環境にあれば、意図的に操作された測距誤差、すなわち SA の推定値を与えると考えられる。ただし、これらに加えて、送受信アンテナの位相中心の位置誤差、

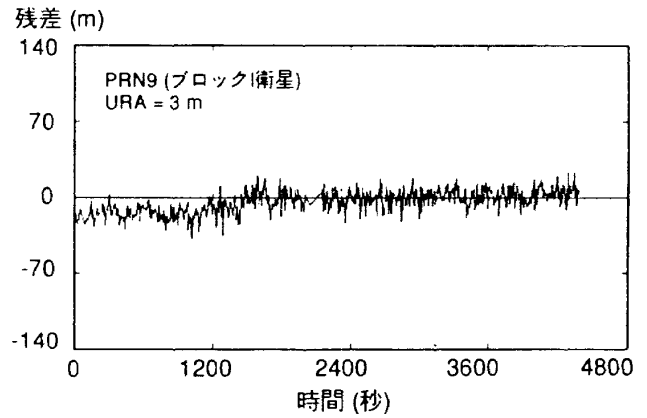
受信機の時計誤差 (タイムトランスファー誤差)、ハードウェア遅延補正、大気圏遅延補正、等の補正残差、マルチパス、観測雑音 (内部雑音等) が残ることは避けられないがこれらは相対的に微小である。

まず、Block I 衛星 PRN11, PRN 6 および PRN 9 に対する疑似距離の観測残差  $\delta PR$  を図 4 (a) ~ (c) に示す。明らかに観測雑音が卓越し、各種誤差源に対する補正残差は相対的に充分小さい (もともと SA はない)。その大きさ (RMS) は、それぞれ 6.8 m (PRN 11), 11.7 m (PRN 6) および 9.1 m (PRN 9) である。これらの数値は、SA が OFF の環境で、NAVCORE-1 の C/A コード疑似距離観測の公称精度 15 m (1  $\sigma$ ) と合致する。

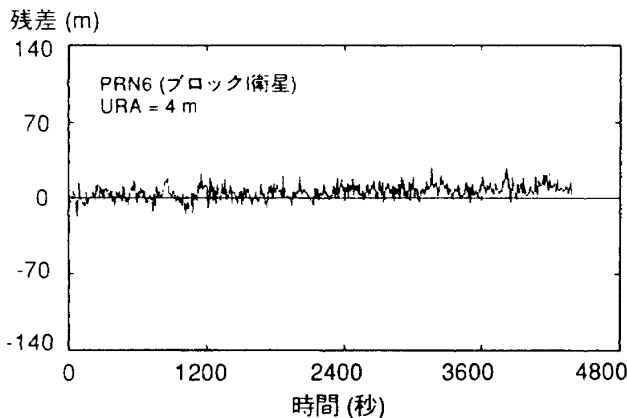
これに対して、Block II 衛星 PRN 14 に対する残差  $\delta PR$  は、図 4 (d) に示すように、Block I 衛星のそれらと異なって、明らかに SA によると見られる系統的な挙動を示している。すなわち疑似



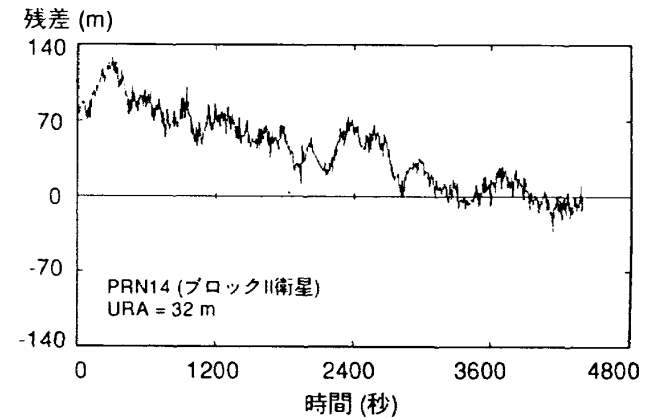
(a) PRN 11



(c) PRN 9



(b) PRN 6



(d) PRN 14

図4 疑似距離の残差 (DAY 204)

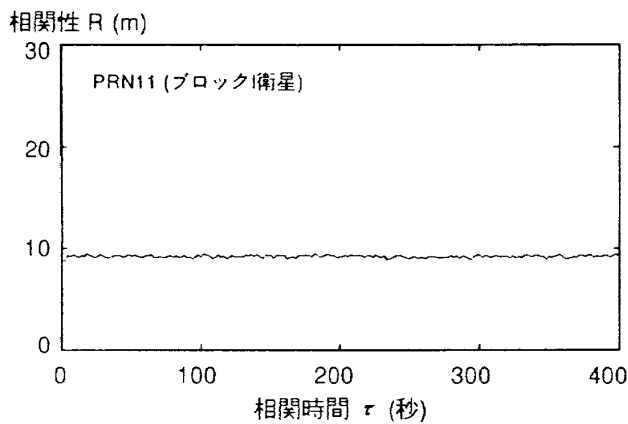
距離残差は、放送暦誤差および衛星時計のディザリングによると見られる周期の長い誤差成分と、衛星時計のディザリングによると見られる短周期の誤差成分が卓越している。観測期間（～4400秒）におけるピークは約130 m、RMSで53.5 mである。

次に疑似距離残差の統計的な特性を見るため、残差の相関を調べた。図5は相関時間 $\tau$ をパラメータとして $R(\tau) = (E\{[X(t+\tau) - X(t)]^2\})^{1/2}$ （ $X$ は残差）をPRN 6, PRN 9, PRN 11 およびPRN 14についてそれぞれ示している。図5(a)～(c)から、PRN 6, PRN 9, PRN 11の $R(\tau)$ はほぼ一定で疑似距離残差が白色雑音に近く、標準偏差は約10m（図5では $2^{1/2}$ 倍されている）であることがわかる。一方、図5(d)に示すようにPRN 14の残差については明らかに相関があり、 $R(\tau)$ は $\tau$ とともに増加し一定値に漸近する。

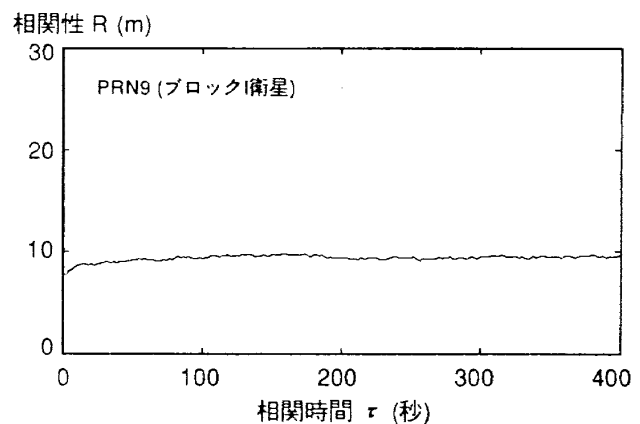
そこで疑似距離残差（ $X$ ）を1次ガウス・マル

コフ過程で近似できるものとし、 $X(t)$ および時定数（ $T$ ）を2次の拡張カルマンフィルタによって推定した。図6(a)は（補正残差を含めた）SAの時間変化を与える。明らかに図4(d)の雑音が均されている。また、図6(b)から時定数（または自己相関時間）としてほぼ400秒という結果が得られる。

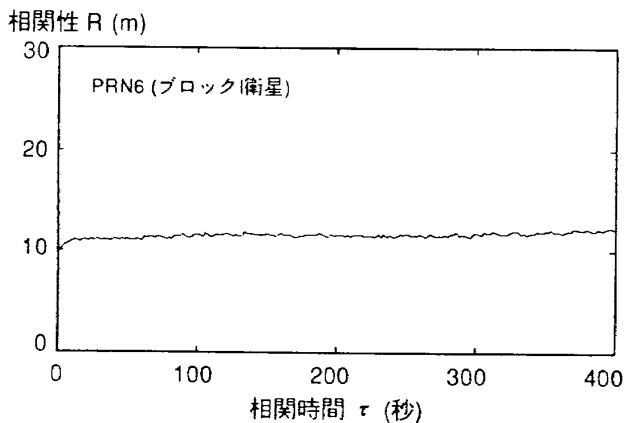
同様にデルタ疑似距離の残差 $\delta DR$ を4衛星について、図7に示す。これは同様にPRN11データを用いて推定した受信機の時計誤差（図3）を使用して、4衛星（PRN 6, 9, 11, 14）に対するデルタ疑似距離の観測残差を算出したものである。Block I衛星であるPRN 11, PRN 6, PRN 9の残差（RMS）は約0.8 cmとなる。この大きさは、NAVCORE-1のデルタ疑似距離観測のSAがOFFの環境下での公称精度10 cm（ $1\sigma$ ）に比べて、かなり小さい。他方、図7(d)に示すようにBlock II衛星PRN14に対するデルタ疑似距離観



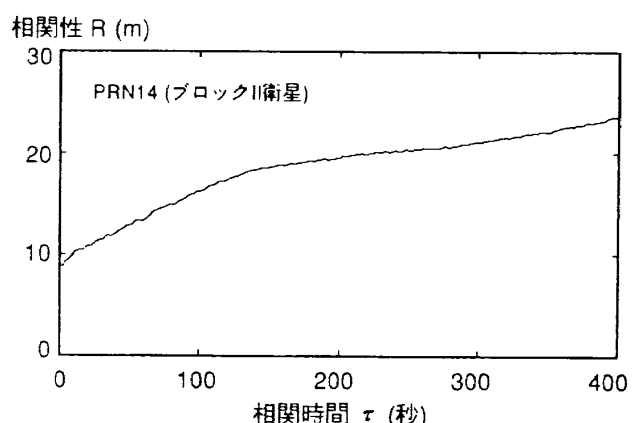
(a) PRN 11



(c) PRN 9



(b) PRN 6



(d) PRN 14

図5 疑似距離残差の相関性（DAY 204）

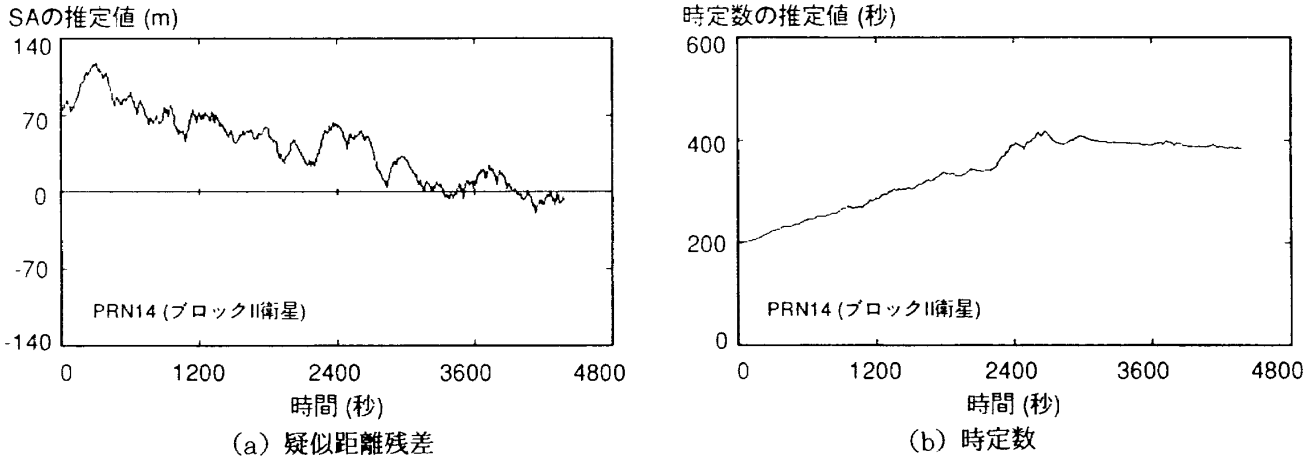


図6 疑似距離残差のカルマンフィルタによる推定 (PRN 14)

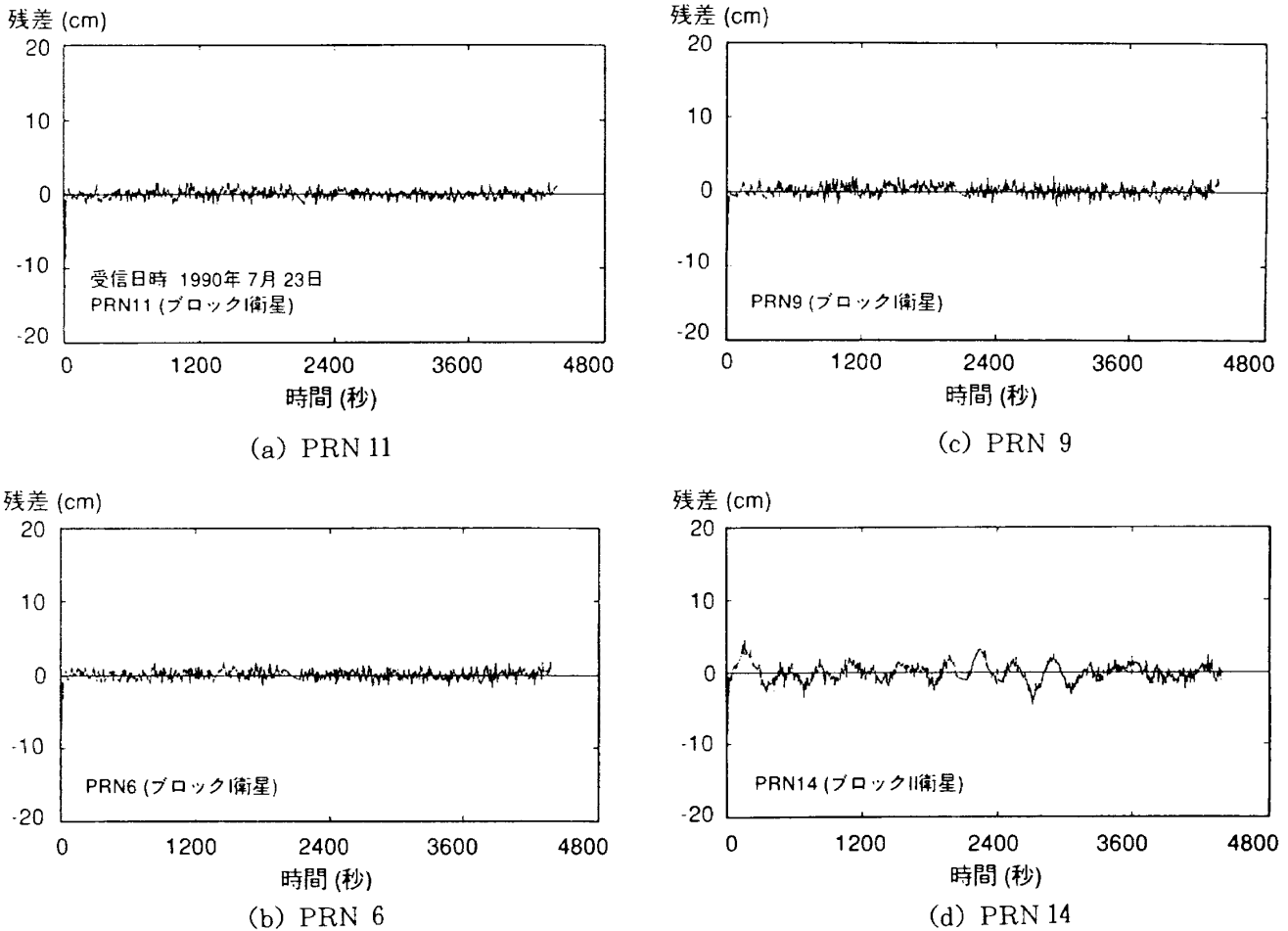


図7 デルタ疑似距離の残差 (DAY 204)

測量には、Block I 衛星には見られない、明らかに SA の影響と見られるトレンドが存在する。すなわち、疑似距離の場合と同様な相関性と周期性が見られる。しかし、振幅の大きさ (RMS) は約 1.4 cm、ピークは約 5 cm 程度で公称精度 10cm ( $1\sigma$ ) 以下であるから、航法精度に及ぼす影響は無視してよいと考えられる。

### 4.3 DAY 103 データ

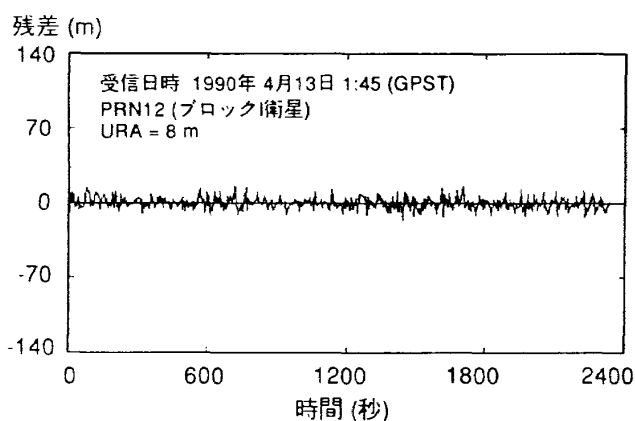
同様の解析を DAY 103 データについても行った。航法信号によれば、観測した 4 衛星とも健康とセットされ、URA はそれぞれ 6 m (PRN 9), 8 m (PRN12), 32m (PRN16), 32m (PRN 17) となっているから、Block II 衛星の PRN16, PRN 17 は SA 環境にあると考えられる。これらの 4 衛

星のなかでは、PRN12の仰角が最大( $\sim 64.5^\circ$ )かつBlock I衛星であるからSAはないことに着目し、PRN12に対する疑似距離およびデルタ疑似距離データから、受信機アンテナの位置座標を既知として、GPS時刻に対する受信機の時計誤差をカルマンフィルターによって推定した。

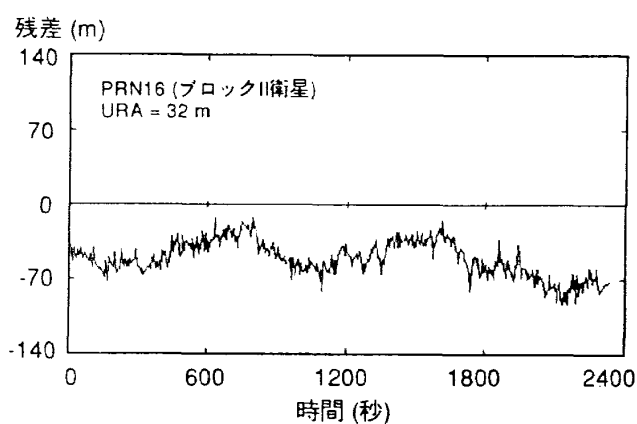
次に受信機の時計誤差としてPRN12データから決定した値を使用し、位置座標を既知として、4衛星(PRN 9, 12, 16, 17)に対する疑似距離残差 $\delta PR$ を算出した。図8(a), (b)はBlock I衛星PRN12およびPRN 9に対する疑似距離残差を示す。その大きさはそれぞれ5.7m (PRN12), 11.8m (PRN 9)の分散(RMS)を示し、この残差は観測雑音と各種誤差源の補正残差によるとみなされる(もともとSAはない)。他方、Block II衛星PRN 16, PRN 17に対する距離残差は図8(c) (d)に示すようにBlock I衛星とは異なり、明らかにSAによると見られる系統的な挙動を示して

いる。観測期間( $\sim 2300$ 秒)におけるピークは約100m, 振幅の分散(RMS)はそれぞれ53.7mおよび31.5mである。デルタ疑似距離の残差についても、DAY 204と同様な系統的なゆらぎが見えるが、大きさとしては航法精度に影響するほどではない。

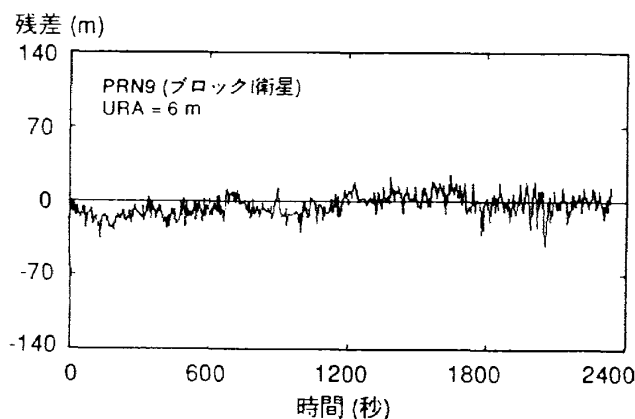
以上の2ケースに対する疑似距離残差の解析結果をまとめると表3のようになる。Block II衛星であるPRN 14, 16, 17のデータは明らかに他と異なって距離誤差が異常に大きい。そのRMS誤差は30 $\sim$ 50m程度である。観測時間が最大80分程度であったので、公表されているSAの大きさ(平均0m, RMS誤差30m)と実験データが一致しているかどうか、の判定は難しいが、ほぼ予定通りにSAが付加されていたと考えられる。SAの推定結果(図6(a))を見るとSA誤差は長周期の誤差と短周期の誤差の足し合わせであることが明らかで、これも公表されている通りである。ま



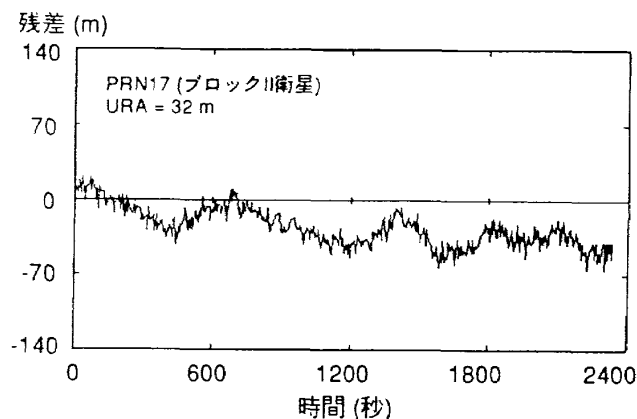
(a) PRN 12



(c) PRN 16



(b) PRN 9



(d) PRN 17

図8 疑似距離の残差 (DAY 103)



表 3 疑似距離残差の結果

	DAY204				DAY103			
	PRN 6	PRN 9	PRN 11	PRN 14	PRN 9	PRN 12	PRN 16	PRN 17
平均 (m)	-4.8	5.5	1.9	40.7	-4.3	-0.6	-51.0	-26.5
分散* (m)	10.7	7.2	6.6	34.6	11.0	5.7	16.9	16.9
RMS (m)	11.7	9.1	6.8	53.5	11.8	5.7	53.7	31.5
時定数** (s)	-	-	-	385	-	-	347	246

\* 平均値からの RMS

\*\* 1次マルコフ過程を仮定

た、SA を1次マルコフ過程でモデル化して時定数を推定すると300~400秒という結果になる。SA がデルタ疑似距離にどのように付加されるかについては、著者らの知る限り、これまでに公表された情報はなく、4.2節で述べた観測結果が唯一である。

ここで述べたようなSAの高精度観測では、受信機アンテナの(位相中心の)位置座標が何等かの方法で正確に測量されていることが前提になる。規準位置の精度としては、WGS 84系に関し、少なくともサブメートルが必要である。ここで使用した、地図から読取った位置座標の精度は10メートル程度と推測されるうえ、さらに日本測地系からWGS 84系への変換パラメータ(付録1)の値自体も数メートル以上の誤差が見込まれている。現在では、VLBI(超長基線電波干渉法)や人工衛星レーザー測距などの宇宙測地技術によってその位置が精度数cm以内で測られている国内の測地規準点を用いて、GPS干渉測位によって、知りたい点の相対位置座標を同程度の精度で直接測量することは極めて容易であるので、GPSアンテナ位置の高精度測量は今後の課題としたい。

#### 4.4 測位精度への影響

DAY 204 データは、PRN 6, 9, 11, 14 に対する疑似距離、デルタ疑似距離のデータを含むが、このうちPRN14だけがBlock II衛星で、しかも図4(d)に示したようなSA誤差を含んでいる。そこでSA環境化での測位精度を評価するため、これらの4衛星を用いて定点測位計算を行なった。ここでは、PRN 6, 9, 11, 14 に対する疑似距離、

デルタ疑似距離のデータをカルマンフィルタで逐次処理することによって、受信機アンテナの位置座標の最適解を求めた。カルマンフィルタの状態は8次元で、位置(3)、速度(3)、および時計誤差(2)からなり、状態方程式を次式と仮定し、航法フィルタを設計した( $T$ はGPSタイムとする)。

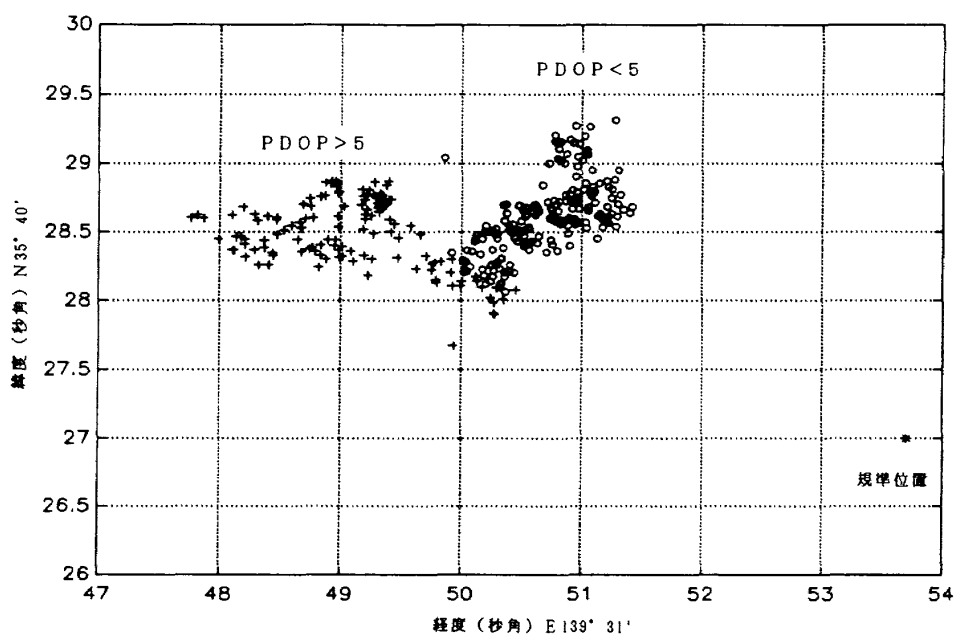
$$dr_i/dT = v_i$$

$$dv_i/dT = -v_i/T_u + u_{vi} \quad (i=x, y, z) \quad (22)$$

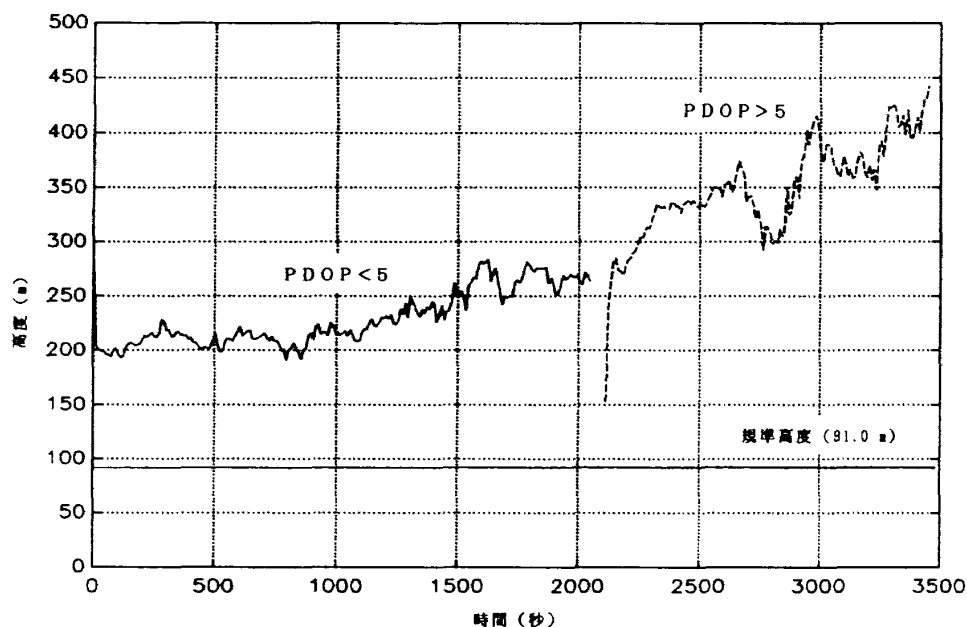
$$db/dT = n + u_b$$

$$dn/dT = -n/T_c + u_n$$

ただし  $T_u$  は相関時間、 $u_{vi}$  は白色雑音とする。また観測モデルとしては、表1において必要とした補正を全て考慮している。こうして求めた測位解を図9に示す。NAVCORE-1では、0.25s毎に1衛星に対する観測データが順次取得され、従ってカルマンフィルタによってその都度位置を更新できるが、図9では10点間隔でプロットする。まず、図9(a)は経度-緯度(秒角単位)を示し、同時に4.1節で述べた規準位置を\*印で示している。同様に図9(b)はGPSタイム-高度(WGS 84楕円体高)および規準高度をプロットしている。測位精度は、受信機の測距精度と受信機に対する衛星配置のみによって決る。GPSでは、衛星配置が測位精度にどの程度の影響を与えるかの目安として、衛星配置の幾何学のみによって決定されるGDOP(Geometric Dilution of Precision)を使用する<sup>2)</sup>。さらにGDOPを空間座標に関する部分と時計に関する部分に分けて、それぞれPDOP(Position Dilution of Precision)およびTDOP(Time Dilution of Precision)を定義している。これらの間には、



(a) 経度-緯度



(b) GPS タイム-高度

図9 SA環境下での測位解

$$GDOP = (PDOP^2 + TDOP^2)^{1/2}$$

という関係がある。ここで、例えばPDOP値が3次元測位において立体方向誤差が測距精度の何倍になるかを示す係数であり、同様にTDOP値に測距精度を乗じた値がクロックバイアスの推定誤差の目安になる。図2(a)に示したDAY 204データの衛星配置に対して計算されるこれら3つの値は図10に示すようにこの期間において一様に増加する。特にPDOP値を見ると最初の40分間は

3~5、その後は60分で約15、70分で130というぐあいに急激に増大する。従って測位精度も60分以後は急速に劣化することが予測される。そこで図9(a) (図9(b))では、PDOPが5以下に対応するデータによる測位解を○印(実線)で、それ以上のデータに対する測位解を+印(破線)で示している。図9(a)のPDOPが5以下の測位解(○印)の標準位置からの差は緯度で1.6" (48 m)、経度で-3.7" (-90m)、また平均位置まわ

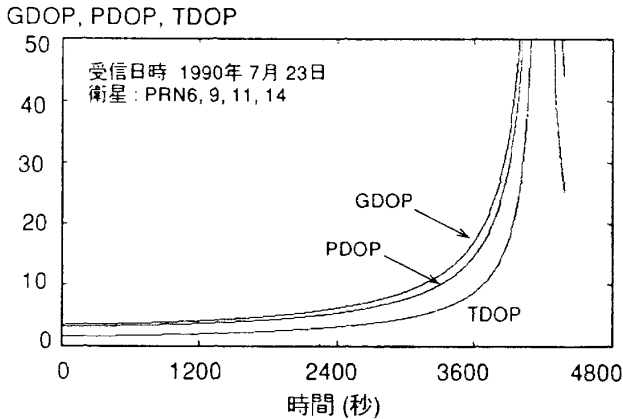


図10 GDOP, PDOP, TDOP の時間的变化 (DAY 204)

りの標準偏差はそれぞれ  $0.3''$  (8m),  $0.5''$  (12m) となる。また規準高度からの誤差は初めの間 110m 強であるが、その後は急速に増大している。図9の後半部分の測位精度の劣化はSAによると言うよりは、PDOPが劣化したためである(実際、図4(d)に見るようにSA自体は減少している)。いずれにせよ、SAがOFFの環境でかつPDOPが3程度では、NAVCORE-1の3次元測位精度として45m ( $1\sigma$ )を期待できるから、この結果は相当悪いと言わざるを得ない。これはPRN14衛星のSA誤差のためと考えてよい。また、この精度劣化の程度は、第1章で述べたようにDoDの公表されているSA下での測位精度に合致している。DAY204のケースでは、PRN14の1衛星だけがSA環境にあったが、運用段階では全部のBlock II衛星にSAが実施されると考えなければならず、従って測位精度はこのケースよりもっと劣化することになる。

## 5. 結 論

DoDによるSA試験期間に航技研所有のGPS受信機NAVCORE-1によって取得したC/Aコード疑似距離およびデルタ疑似距離の観測データに対する精度解析によって、SAを分離し、その大きさ、時間的な挙動、および統計的性質等について以下の知見を得た。すなわち、

① 現在のGPS宇宙部分は、実証用として初期に打ち上げられたBlock I衛星と運用型として1989年初頭から配備の始ったBlock II衛星とが

混在する衛星構成になっているが、そのうち言われているようにBlock I衛星にはSA誤差は全く入っておらず、Block II衛星にのみSAが疑似距離、デルタ疑似距離ともかけられている、

② 疑似距離におけるSA誤差は、周期が数分の短周期成分と周期が数時間程度の長周期成分からなり、その振幅の大きさ(RMS)は30~50mである、

③ 疑似距離におけるSA誤差を1次マルコフ過程で近似した場合、時定数は約400秒になる、そして

④ デルタ疑似距離にもSAによると見られる誤差が観測されたが、その振幅の大きさ(RMS)は約1.4cm(公称精度10cm)であり、航法への影響は無視して良い。

30mの疑似距離誤差は水平方向の測位精度100m(95%)に相当するから、本解析によって、公表されているDoDのポリシー通りのSA即ち測位精度の劣化がGPSの運用段階において実施されることが確認できた。また、長周期成分の周期は本解析で使用したデータ期間(~70分)よりも長いので、もっと長期間のデータを取得して解析する必要がある。本研究の結果は、SA誤差のシミュレーションに示唆を与え、SA環境におけるGPS航法精度評価のために有用と考えられる。

以上見てきたように、SPSユーザーはGPSの運用段階において、ここで観測したようなSAによる精度劣化を甘受しなければならない。なお、Precise Positioning Service(PPS)を使用する軍関係および特別に許可されたユーザーは、SA環境下でもSAによる距離誤差を除去できる情報が与えられるとされ、SAの影響を受けない。

しかし、SPSユーザーがSA環境下でなお高精度を確保できる技術-DGPS<sup>4),10)</sup>-がある。SA誤差は単独測位では除去できず、DGPSによってのみその大部分を除去できると考えられる。この観点からもDGPSは今後ますます重要になろう。DGPSについては、すでに飛行実験を含む基礎的研究に着手しており、本研究で検討したGPSデータの解析手法が基本的に適用可能である。

SAの試験は8月28日をもって一旦終了した。

その後今日までSAが実施されている兆候はなく、今回行なったSA観測実験はまたとない機会となった。終りに、本計算で用いたGPSデータ解析用ソフトは、航技研と東芝で独自に作成し、採用モデルは若干異なるが、クロスチェックの結果はモデル誤差の範囲で良く一致したことを付記する。

また、GPSの民間利用に対するDoDのポリシーは年々変更されているので、本報告の内容が将来にわたって真とは限らないことを注意しておく。

## 謝 辞

本研究で用いたNAVCORE-1受信機によるGPS観測データの取得に際し、飛行実験部の小野孝次主任研究官および石川和敏研究員の多大なご支援があったことを記し、深く感謝致します。

## 参 考 文 献

- 1) 木村小一：NAVSTAR/GPSの展望，電波航法，No.26(1980)，pp.23-36.
- 2) 日本測地学会編著：GPS-人工衛星による精密測位システム-(新訂版)，(1989)，p.228，日本測量協会
- 3) T.Jones:NAVSTAR Global Positioning System -Status and Update, Proc. of 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol. I, Las Cruces, New Mexico, March 13-17(1989), pp. 28-61.
- 4) 村田正秋, 小野孝次, 石川和敏, 出口良二：ディファレンシャルGPS予備飛行実験，第6回宇宙航空の誘導制御シンポジウム試料，(1989) pp.77-84.
- 5) Van Dierendonck A. J, S. S. Russell, E. R. Kopitzke and M. Birnbaum:The GPS Navigation Message, Navigation, 25-2(1978), pp. 147-165.
- 6) 山崎利孝, 木下宙, 藤本眞克：GPS衛星を用いた時計比較における誤差要因の解析，東京天文台報，第20巻，第4冊，(1986)，pp.572-594.
- 7) N. Ashby, Relativistic Effects in the Global Positioning System (unidentified source).
- 8) 藤本眞克：GPSによる時刻同期，計測自動制御学会誌「計測と制御」，Vol. 27, No. 7(1988)，pp.47-52.
- 9) Landau, H. : Zur Nutzung des Global Positioning Systems in Geodasie und Geodynamik:Modellbildung, Software-Entwicklung und Analyse, Heft 36, p.50, Neubiberg, 1988.
- 10) Department of Defense World Geodetic System 1984, DMA Technical Report 8350-2-B, The Defense Mapping Agency, September 1987.
- 11) 藤本眞克, 藤原清, 青木信仰：GPS衛星による国際時計比較，昭和57年経緯度研究会集録，(1983)，pp.149.
- 12) S. Malys and M. J. Ortiz : Geodetic Absolute Positioning with Differenced GPS Carrier Beat Phase Data, Proc. 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Vol. I, Las Cruces, New Mexico, March 13-17(1989)，pp.487-499.
- 13) 山崎利孝, 藤本眞克, 青木信仰：GPSにおける電離層補正について-利用者側と運用側での解釈の違い-，時小委員会資料103-2-2，1986.
- 14) C. C. Chao : A Preliminary Estimation of Tropospheric Influence on the Range and Range Rate Data During the Closest Approach of the NM71 Mars Mission, JPL Tech. Memo. 491-129, 1970.
- 15) M. Murata, T. Yamamoto, and Y. Hamada: Experiments of GPS Satellite Orbit Determination Using Pseudorange Data, J. of the Geodetic Society of Japan, Vol.37, No.1(1991)，pp.31-43.
- 16) 新美幸夫：WGS 84について - WGS 72のWGS 84への変換-，時小委員会資料110，1987.
- 17) 張替正敏, 前田裕昭, 小野孝次, 石川和敏, 村田正秋, 新宮博公：GPS-INS複合航法系システムの航空機による移動体航法実験(その2：実験結果)，第28回飛行機シンポジウム講演集，(1990)，pp.140-143.

18) G. T. Kremer, R. M. Kalafus, P. V. W. Loomis, and J. C. Reynolds: The Effect of Selective Availability on Differential GPS Corrections, Navigation: Journal of The Institute of Navigation, Vol. 37, No.1(1990), pp. 39-52.

### 付録 1 座標変換

日本測地系に準拠している測地座標 ( $\lambda$ ,  $\phi$ ,  $h$ ) の WGS84 系の座標への変換を WGS72 を仲介にして直交座標で表わすと次のようになる。

$$\begin{pmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{pmatrix}_{\text{WGS84}} = \begin{pmatrix} 0.0 \\ 0.0 \\ 4.5\text{m} \end{pmatrix} + (1+s) Rz(-0.^\circ 554) \times \left[ \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix}_{\text{BESSEL}} + \begin{pmatrix} -140\text{m} \\ 516\text{m} \\ 673\text{m} \end{pmatrix} \right]_{\text{WGS72}}$$

ここで  $s=0.2195 \times 10^{-6}$ : スケールファクター,  $Rz(\theta)$ :  $z$  軸廻りの回転行列, とする。測地座標 ( $\lambda$ ,  $\phi$ ,  $h$ ) から直交座標 ( $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ ) への変換は次式による。またその逆変換は次式を逐次近似によって解く。

$$\begin{aligned} X &= (N+h) \cos \phi \cos \lambda \\ Y &= (N+h) \cos \phi \sin \lambda \\ Z &= [N(1-e^2) + h] \sin \phi \end{aligned}$$

ここで

$$N = \frac{a_e}{(1 - e^2 \sin^2 \phi)^{1/2}}$$

$$e = (2f - f^2)^{1/2}$$

ただし,  $a_e$  は赤道面平均半径,  $f$  は扁平率 ( $e$  は離心率) である。参考のため, 各測地系の準拠する楕円体のパラメータを表 1 A に示す。

表 1 A 準拠楕円体パラメータ

パラメータ	記号	ベッセル*	WGS 72	WGS 84
赤道面平均半径 (長半径)	$a_e$ (m)	6377397.155	6378135	6378137
扁平率	$f$	1/299.152812	1/298.26	1/298.257223563
平均自転速度	$\omega$ ( $\times 10^{-11}$ rad/s)		7292115.147	7292115
重力定数 (含大気)	$GM$ ( $\text{m}^3/\text{s}^2$ )		$3986008 \times 10^8$	$3986005 \times 10^8$
光速度	$c$ (m/s)		299792458	299792458

\*日本測地系が準拠する

---

## 航空宇宙技術研究所報告1105号

平成3年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182

印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山5-6-17

---

